

## الملخص:

تتمثل هذه المذكرة في دراسة للمقومات العملية لطائرة النقل الجديدة في الأسطول الجوي الجزائري "كازا س-295" , لنتمكن فيما بعد من مقارنتها مع طائرة أخرى من نفس النوع و هي " ا ت ر 72 - 500 "

لنتوصل بعد دراسات و ملاحظات قمنا بها إلى استخلاص أي من الطائرتين أكثر مردودية

## Résumer :

Notre travail consiste dans un premier lieu de faire une étude de performances opérationnelles du nouveau transporteur de la flotte algérienne CASA C-295, à fin de pouvoir par la suite le comparer avec un autre appareil de même catégorie, qui est l'ATR 72-500. Et aboutir enfin à la suite des divers calculs et observations à déduire le quel des deux aéronefs est plus rentable.

## Abstract

Our work consists in a first place to make a study of operational performances of the new conveyor of the Algerian fleet CASA C-295, has fine to be able there after to compare it with another of the same apparatus category, which is ATR 72-500.

And to lead finally following the various ones calculate and observation to be deduced which from both aircraft is more profitable.

## Dédicace

Grâce à « **Dieu** » tout puissant, et en signe  
de reconnaissance à tous les sacrifices consentis pour ma réussite,  
on a eu la volonté pour mener à bien ce modeste travail que je dédie :

*A la précieuse source de tendresse, à la voie qui console, à celle qui a veillé sans  
cesse sur moi avec ses prières ; à ma mère pour sa patience et son soutien.*

*A Celui qui a semé en moi le sens du devoir et de la responsabilité, qui me pousse  
toujours à donner le meilleur de moi-même ; à mon père pour son sacrifice et inquiétude  
afin que rien n'entrave le déroulement de mes études.*

*Ceux qui se sont réjouis de l'évolution heureuse de mes études, me témoignant  
ainsi leur profonde sollicitude, à mes chers frères et ma sœur bien aimé. Tous ceux qui  
portent le nom **SABOUNDJI** et **KADEM**.*

*En signe d'amitié sincère, à mon binôme **Riadh** pour son intimité et simplicité et à  
toute la famille **ZAIMA**.*

*A tous mes amis de tous les temps dont je ne peux citer les noms.*

*Aux gens qui m'aiment et m'estiment.*

**S**aboundji Amine

## ,Dédicace

Grâce à « **Dieu** » tout puissant, et en signe  
de reconnaissance à tous les sacrifices consentis pour ma réussite,  
on a eu la volonté pour mener à bien ce modeste travail que je dédie :

*A la précieuse source de tendresse, à la voie qui console, à celle qui a veillé sans  
cesse sur moi avec ses prières ; à ma mère pour sa patience et son soutien.*

*A Celui qui a semé en moi le sens du devoir et de la responsabilité, qui me pousse  
toujours à donner le meilleur de moi-même ; à mon père pour son sacrifice et inquiétude  
afin que rien n'entrave le déroulement de mes études.*

*Ceux qui se sont réjouis de l'évolution heureuse de mes études, me témoignant  
ainsi leur profonde sollicitude, à mon cher frère **Nassim** et mes sœurs bien aimés. Tous  
ceux qui portent le nom **ZAIMA** et **BELKADI**.*

*Au bonheur de ma vie, en témoignage de son soutien, ma chère **NANOU***

*En signe d'amitié sincère, à mon binôme **Amine** pour son intimité et simplicité et à  
toute la famille **SABOUNDJI**.*

*A bien aimé :Foufou.*

*A tous mes amis de tous les temps dont je ne peux citer les noms.*

*Aux gens qui m'aiment et m'estiment.*

**ZAIMA** Riadh

## Sommaire

Introduction générale

### Chapitre I : Présentation de l'aéronef

I-1	Présentation du constructeur.....	1
I-2	Présentations de l'aéronef C-295.....	3
I-2-1	Versions du casa C-295.....	4
I-2-2	Description générale et performances .....	4
I-2-2-1	Généralités .....	4
I-2-2-2	Masse et capacité d'emport .....	5
I-2-2-3	Dimensions.....	5
I-2-2-4	Carbine.....	7
I-2-2-5	Portes et issus.....	11
I-2-2-6	Motorisation.....	14
I-2-2-7	Avionique.....	14
I-2-2-8	Equipements optionnels.....	16
I-2-2-9	Performances.....	16

### Chapitre II : Etude des performances

II-1	Limitations.....	17
II-1-1	Limitation structurale:.....	17
a-	Masse maximale de structure aux lâcher des freins (MMSLF).....	17
b-	Masse maximale de structure à l'atterrissage (MMSA).....	18
c-	Masse maximale de structure sans carburant (MMSC).....	18
d-	Masse maximale de structure à la mise en route (MMSR).....	19
II-1-2	Limitation freins/ pneus.....	20
a-	Limitation freins.....	20
b-	Limitation Pneus.....	21
II-1-3	limitation des vitesses.....	21
a-	Vitesse de décision (V1).....	21
b-	Vitesse effective de panne (VEF).....	21
c-	Vitesse de rotation (VR).....	22

d-	vitesse d'envol.....	22
e-	vitesse minimale de contrôle (VMC).....	23
f-	Vitesse de décrochage (Vs).....	24
g-	Vitesse de sécurité au décollage (V2).....	24
h-	Vitesse limite et mach limite en opération $V_{mo}/M_{mo}$ .....	24
II-1-4	L'enveloppe opérationnelle.....	25
II-1-5	Limitation obstacle.....	26
II-1-6	Limitation piste.....	27
a-	Distance de roulement au décollage (TOR).....	27
b-	Distance de décollage (DD).....	28
c-	Distance d'accélération arrêt (DDA).....	29
II-2	Etude de performance.....	30
II-2-1	Partie théorique.....	30
II-2-1-1	La Montée.....	30
II-2-1-1-1	Les pentes minimale de mont.....	30
a-	trajectoire de décollage.....	30
b-	Montée en décollage.....	31
c-	Montée en vol.....	32
d-	Montée - masse atterrissage limité.....	32
II-2-1-1-2	montée en exploitation.....	33
a-	Montée à pente maximum.....	33
b-	Montée à vitesse ascensionnelle maximum.....	33
c-	Montée à consommation distance- maximum.....	33
d-	Montée à prix de revient minimale dite « Normale ».....	33
e-	Montée à vitesse élevée dite « Rapide ».....	34
f-	Montée cabine.....	34
II-2-1-2	La Croisière.....	34
II-2-1-2-1	Les consommations.....	34
II-2-1-2-2	Rayons d'action.....	35
II-2-1-2-3	Régime de marche.....	37
a-	Croisière à maxi-range.....	37
b-	Croisières à Mach long range.....	38
c-	Croisière à Mach PRM.....	39

d- Croisière à Mach constant.....	40
II-2-1-3 L'attente.....	41
II-2-3-1 L'incidence d'attente.....	41
II-2-1-4 La descente.....	42
a- Descente à pente minimale.....	42
b- Vitesse verticale de descente minimale.....	42
c- Descente à consommation minimale dite « Economique ».....	43
d- Descente à prix de revient minimal dite « Normal ».....	43
e- Descente de secours .....	43
f- Descente cabine.....	43
II-2-2 Partie pratique.....	44
II-2-2-1 La montée.....	44
II-2-2-2 La Croisière.....	48
II-2-2-3 La descente.....	51

### **Chapitre III : étude de ligne**

Introduction.....	53
III-1 profile de la mission.....	54
III-1-1 Quantité de carburant réglementaire a embarqué.....	54
a- Délestage de l'étape « d ».....	54
b- réserve de route « RR ».....	55
c- Réserve de dégagement « RD ».....	55
d- Réserve finale « RF ».....	55
e- Roulage « r ».....	55
f- Quantité supplémentaire.....	55
III-2 Charge offerte / Distance.....	56
III-2-1 Détermination de la masse maximale au lâcher des freins.....	56
III-2-2 Calcul de la charge offerte.....	56
III-3 Etude de la courbe de la charge offerte en fonction de la distance.....	58
III-4 Etude de ligne.....	58
III-4-1 Caractéristiques des pistes.....	59
III-4-2 Tableaux des performances.....	60
III-4-2-1 Rotation Boufarik - Jijel – Boufarik.....	60

III-4-2-2 Rotation Boufarik - Bejaia – Boufarik.....	61
III-4-2-3 Rotation Tlemcen - Biskra – Tlemcen.....	61
Conclusion.....	62

## **Chapitre IV : Etude comparative**

IV-1 Présentation de l'aéronef .....	63
IV-1-1 Présentation du constructeur.....	63
IV-1-2 présentation de L'ATR 72-500.....	63
IV-1-2- 1 Dimension générale.....	64
a- Dimension externe.....	64
b- Dimension interne.....	64
IV-1-2- 2 caractéristiques techniques.....	66
IV-2 Comparaison entre CASA C-295 et l'ATR 72-500.....	67
IV-2-1 Comparaison générale.....	67
IV-2-1-1 Flexibilité de la famille d'aéronef .....	67
IV-2-1-2 Caractéristiques technique.....	68
IV-2-1-3 Cabine.....	69
IV-2-1-4 Motorisation.....	69
IV-2-1-5 Train d'atterrissage.....	70
IV-2-1-6 Conditionnement d'air (AC).....	70
IV-2-1-7 Surveillance moteur (Engine Monitoring).....	71
IV-2-1-8 Maintenance (Checks).....	71
IV-2-2 Comparaison en ligne.....	73
IV-2-2-1 Introduction.....	73
IV-2-2-2 Caractéristiques des pistes choisis.....	74
IV-2-2-3 Tableaux des performances par étape de vol.....	75
a- Etape Alger – Hassi Messaoud.....	75
b- In Amenas – Alger.....	76
c- In Amenas – Oran.....	76
IV-2-3 Comparaison des couts d'exploitation.....	78
IV-2-3-1 Les couts directs.....	78
a- Coût PN .....	78
b- Coût Carburant.....	79

IV-2-3-2	Les Coûts indirects.....	79
a-	Prix de référence des avions.....	80
b-	coût de maintenance.....	80
c-	Les Redevances d'aérodrome et service de la navigation aérienne.....	81
d-	Assurance des aéronefs.....	85
e-	les coûts divers.....	86
IV-2-3-3	Le cout d'exploitation.....	86
IV-3-2-4	Le coefficient d'exploitation.....	87
IV-2-4	Récapitulatif de comparaison .....	88
Conclusion		









## Liste des tableaux

### Chapitre I :

Tableau 1.1 : système avionique du CASA C-295.

### Chapitre II :

Tableau II.1 : Limitations structurale du CASA C-295.

Tableau II.2 : Pente minimale exigée en monté .

Tableau II.3 : pentes minimales exigées sur chaque segment de la trajectoire de décollage

Tableau II.4 : Pente minimale exigée en monté en vol.

Tableau II.5 : Pente minimale exigée en Montée - masse atterrissage limité.

Tableau II.6 : table de monté du CASA.

Tableau II.7 : table de monté du CASA.

Tableau II.8 : tables de données de croisière (type MC).

Tableau II.9 : tables de données de croisière (type LRC).

Tableau II.10: table de données de descente type I.

Tableau II.11: table de donnée de descente type II.

### Chapitre III :

Tableau III.1 : Les caractéristiques des pistes des aérodromes choisis.

Tableau III.2 : Table des performances (Rotation : *Boufarik - Jijel*).

Tableau III.3 : Table des performances (Rotation : *Boufarik - Bejaia*).

Tableau III.2 : Table des performances (Rotation : *Tlemcen - Biskra*).

### Chapitre IV :

Tableau IV.1: caractéristiques techniques de l'ATR 72-500.

Tableau IV.2 : Caractéristiques technique des deux appareils.

Tableau IV.3 : Tableau explicatif des différents types de maintenances du CASA.

Tableau IV.4 : Tableau explicatif des différents types de maintenances d l'ATR.

Tableau IV.5 : Tableaux des performances (Etape : *Alger – Hassi Messaoud*)

Tableau IV.6 : Tableaux des performances (Etape : *Constantine – Hassi Messaoud*)

Tableau IV.7 : Tableaux des performances (Etape : *In Amenas – Alger*)

Tableau IV.8 : Tableaux des performances (Etape : *In Amenas – Oran* )

Tableau IV.9 : du cout du carburant.

Tableau IV.10 : Prix de référence des deux aéronefs

Tableau IV.11 : La redevance d'atterrissage en fonction de MTOW

Tableau IV.12 : la Redevance passager des deux aéronefs

Tableau IV.13 : Assurance des deux aéronefs

Tableau IV.14 : Tableau récapitulatif des coûts indirects des deux aéronefs

Tableau IV.15 : Le coût d'exploitation des deux aéronefs

Tableau IV.16 : le coefficient d'exploitation

Tableau IV.17/18 : Tableaux de comparaison

## Liste des figures

### Chapitre I:

- Fig I.1 : CASA C-295
- Fig I.2 : Dimension générale de CASA C-295
- Fig I.3 : aménagement du cockpit
- Fig I.4 : Cabine passagers (transport passagers)
- Fig I.5 : Evacuation médicale de la cabine
- Fig I.6 : Position des portes et issus
- Fig I.7 : Trappe arrière
- Fig I.8 : le turbopropulseur
- Fig I.9 : La pipe de carburant

### Chapitre II :

- Fig II.1 : Les forces appliquées sur les voilures
- Fig II.2 : l'enveloppe opérationnelle du CASA C-295
- Fig II.3 : Trajectoire réglementaire de décollage
- Fig II.4: Distance de roulement au décollage avec N-1 moteur
- Fig II.5 : Distance de roulement au décollage avec N moteur
- Fig II.6 : Distance de décollage avec N-1 moteurs
- Fig II.7 : Distance de décollage avec N moteur
- Fig II.8 : Distance d'accélération arrêt avec N-1 moteur
- Fig II.9 : Distance d'accélération arrêt avec N moteur
- Fig II.10 : courbe représentatif de  $R_s = f(MMR)$ .
- Fig II.11: courbe représentatif de  $R_s = f(MLR)$ .
- Fig II.12: courbe représentatif de  $R_s = f(MPRM)$ .
- Fig II.13 : Courbe  $T = F(EV)$ , à m fixée

### Chapitre III :

- Fig III.1 : Carburant réglementaire à embarquer
- Fig III.2 : La courbe de la charge offerte en fonction de la distance.

### Chapitre IV :

- Fig IV.1 : ATR 72-500
- Fig IV.2 : Dimension générale du CASA C-295

## **Abbreviation:**

USAF: United state air force.

INI : L'Institut national de l'industrie.

EADS: European aeronautic defence and space

FITS: Fully Integrated Tactical System.

JCA :

PNC : personnel navigant commerciale.

PNT: personnel Navigant technique.

FADEC: Full Authority Digital Electronic Control.

### ***SHP/moteur***

HIAS: Highly Integrated Avionics System.

ASC : avionique

SOE : équipement

LCD : liquide cristal display.

AHRS : système de référence d'attitude et de titre.

APIRS:

ADS:

ADU:

IFC: Integrated Flight Cabinets

FMS: flight management system.

IFC:

HF: high frequency.

U/VHF: ultra/very high frequency.

IFF:

ELT:

TCAS:

WXR:

GPS: global position system.

MMR:

DME : distance measuring equipment.

ADF : automatique direction finder.

MMSLF : Masse maximale de structure aux lâcher des freins.

MMSD : Masse maximale de structure au décollage.

MMSA : Masse maximale de structure à l'atterrissage.

MMSC : Masse maximale de structure sans carburant.

MMSR : Masse maximale de structure à la mise en route

JAR

FAR :

d: délestage.

MTOW: maximum takeoff weight

MLM: maximum landing mass.

MZFW: maximum zero fuel weight.

$V_1$  : vitesse de décision.

$V_{MBE}$  : vitesse maximale pour l'énergie freins.

$V_{Pneus}$  : vitesse maximale de rotation des roues.

$V_{lof}$  : lift-off speed.

$V_{EF}$  : Vitesse effective de panne (EF = Engine Failure)

$V_R$  : vitesse de rotation .

$V_{MU}$  : vitesse minimale d'envol (*Minimum Unstick*).

$V_{MC}$  : vitesses minimales de contrôle.

$V_{mCG}$  : Minimum Control speed on the Ground.

$V_{mCA}$  : Minimum Control speed on the Air.

$V_S$  : Vitesses de décrochage.

$V_{MCL}$  : minimum control speed in landing configuration.

$V_2$  : Vitesses de sécurité au décollage.

$V_{MO}$  : vitesse maximale opérationnelle.



MMO : mach maximale opérationnel.

TOR : distance de roulement au décollage.

DD : distance de décollage.

DDA : Distance d'accélération arrêt.

ASD : accélérate stop distance.

CH : Consommation horaire.

Csp : Consommation spécifique .

Tu : poussée utile du moteur exprimé en *Newton*.

Ch : consommation horaire exprimé en *kg/H*.

Wn : puissance mécanique exprimé en *Cv*.

Cd : Consommation-distanc.

Vs : la vitesse sol.

Vp : la vitesse propre de l'avion.

Rs : Rayons d'action spécifique.

a : la célérité du son

y : la constante des gaz parfaits ( $\gamma = 1.4$ )

Zp : altitude pression de l'avion.

MMR : Croisière à maxi-range.

MLR : Croisières à Mach long range.

PRM : prix de revient minimale.

Vz : Vitesse verticale de descente minimale .

D<sub>0</sub> : la distance avec

Ws : vitesse du vent

TAS : true air speed.

Q<sub>lf</sub> : quantité de carburant au lâcher des freins

RR : réserve de route.

RD : réserve de dégagement.

RF : réserve finale.

r : réserve de roulage.

Mops : masse en opération.

Mb :masse de base.

HDV: heur de vol

APU : Auxiliary Power Unit

GAP : Groupe auxiliaire de puissance

ISA : international standard atmosphere.

FL : flight level.

Ib : pounds.

ft: feet.

Kt: noeud.

## **Bibliographie**

### **Documentation:**

- \* Training manual performance C-295 M.
- \* FCOM de L'ATR 72-500.
- \* Mémoire fin d'étude : étude des performances du Q-400 et comparaison avec L'ATR 72-500
- \* Opération aérienne TOME1, TOME2.
- \* Cour Opération aérienne 4<sup>eme</sup> année, 5<sup>eme</sup> année.

### **Site internet :**

- \* [www.atraircraft.com](http://www.atraircraft.com)
- \* [www.eads.net](http://www.eads.net)
- \* [www.wikipedia.org](http://www.wikipedia.org)

## **Introduction générale**

Lors de l'ouverture d'une nouvelle ligne, la compagnie doit choisir l'avion le plus convenable, point de vue rentabilité par rapport au réseau desservi, ce qui nécessite une maîtrise de toutes les performances de cet appareil pour ce réseau.

Dans cette optique et dans le cadre de notre projet de fin d'étude, ce projet a été proposé dans le but d'étudier les performances et le comportement du **CASA C-295**, et les comparer avec l'**ATR72-500** sur les deux aspects opérationnel et économique pour arriver finalement à déterminer lequel des deux appareils est le plus rentable pour le réseau choisi.

Notre travail se résume dans les points suivants :

Présentation descriptive du **CASA**

Etude de performance du **CASA C-295**.

Etude de ligne du **CASA C-295**

Etude comparative entre le **CASA C-295** et l'**ATR 72-500**

## I – 1 présentation du constructeur :

La **CASA** (Construcciones Aeronáuticas Sociedad Anónima) est une entreprise espagnole de construction d'avions créée le 9 mars 1923 à Séville.

Depuis sa création en 1923, la CASA , l'entreprise espagnole numéro un dans le secteur aéronautique, a continuellement développé un savoir-faire technologique et une capacité de production lui permettant d'être compétitive sur les marchés internationaux de techniques aérospatiales en matière de contrats relatifs à la conception, la fabrication et la maintenance.

L'effectif de la CASA est constitué de plus de 7.000 employés hautement qualifiés ayant acquis une expérience approfondie dans l'industrie aéronautique. La société prend soin de fournir à son personnel une formation continue pour lui donner la possibilité de s'adapter aux progrès technologiques les plus modernes ainsi qu'aux nouveaux procédés de fabrication.

### ***Historique :***

Depuis sa création, La CASA s'est occupée de la conception, de la fabrication et de la commercialisation des aéronefs. Nous avons donné des ailes à plus de 50 pays.

#### **1923**

- mars - La CASA fut fondée par José Ortiz de Echagüe.

#### **1926**

- Construction de l'usine de Cadiz, où débuta la fabrication du Dornier Super Wal et du Dornier Wal

#### **1929**

- Création du premier prototype de la CASA, un avion léger nommé CASA-1.

#### **1940**

- Début de la production à l'usine de Séville avec la construction d'une série de 200 avions Heinkel 111 sous licence allemande.

#### **1943**

- L'Institut national de l'industrie "INI" acquit 33 % des parts de la CASA. Ce pourcentage augmentait au fil des années et atteindra 99,28 % en 1992.

#### **1946**

- La CASA reprit ses activités de conception quand elle installa son bureau d'études là, où tout avait commencé, et elle s'y mit au développement de trois prototypes d'avions de transport : C-210 Alcotan, C-202 Halcon et C-207 Azor.

**1957**

- CASA obtint le contrat de maintenance concernant les F-100 de l'USAF basés en Europe.

**1965**

- La CASA convint avec Northrop de produire sous licence les biréacteurs supersoniques F5. 36 monoplaces F-5A et 3A et de 34 biplaces F-5B furent construits.

**1968**

- 21 août - Le ministère de l'Air approuva le projet C-212 qui fut officiellement présenté en 1964

**1971**

- L'"INI" devint actionnaire majoritaire de la CASA , par la suite il autorisa la fusion avec la CASA; l'absorption de l'entreprise Hispano Aviacion (HASA) eut lieu le 31 juillet.

**1972**

- CASA devint membre du groupe d'intérêt économique de l'industrie Airbus.

**1973**

- Lancement de négociations avec l'Indonésie débouchant sur un accord de collaboration industrielle dans le secteur de la production et la vente sous licence du C-212.

**1979**

- La CASA et l'ITPN d'Indonésie décidèrent de développer un avion de transport léger : le CN-235.

**1998**

- 21 janvier - Livraison à l'armée de l'air espagnole de la première version modernisée de l'Hercules C-130.
- La CASA fête son 75ème anniversaire.

**1999**

- 30 avril - Premier client du C-295 : l'armée de l'air espagnole.
- 15 juin - Premier client du F.I.T.S. : l'armée de l'air espagnole.
- 2 décembre - CASA rejoint EADS.

Le Casa est intégrée aujourd'hui dans EADS dont elle constitue la branche avions de transport militaires.

## I-2 Présentations de l'aéronef C-295 :



*(fig 1.1) CASA C-295*

Le C-295 est le dernier-né de la famille des transporteurs militaires de la division Military Transport Aircraft. Polyvalent, robuste, offrant le coût de cycle de vie le plus faible dans sa catégorie, il est capable d'assumer un grand nombre de missions avec une efficacité maximale : transport tactique et logistique, transport et largage de troupes et de chargements, évacuation sanitaire.

Le C-295 peut intervenir dans le cadre d'une flotte monotype ou en complément d'avions de transport plus lourds. Parfaitement adapté aux pistes courtes dans un environnement opérationnel sévère, il peut se poser sur des aérodromes au sol meuble grâce à sa légèreté exceptionnelle. La rampe arrière, qui peut être ouverte en vol pour les opérations de largage, facilite le chargement et déchargement de matériels encombrants. Le C-295 peut assumer un grand nombre de missions assignées actuellement à des avions de transport plus lourds comme le C-130 Hercules, et ce, à des coûts très inférieurs (gain de plus d'un tiers par heure de vol).

### I-2-1 Versions du casa C-295 :

Plusieurs version de CASA C-295 existe :

- **C-295** : Version de base.
- **C-295M Persuader** : Patrouilleur maritime pour lequel fut développé le système FITS (Fully Integrated Tactical System)
- **C-295-300** : Version proposée pour le programme JCA.
- **EJ200** : 3 appareils utilisés pour transporter les réacteurs du même nom (3 réacteurs par avion) de *l'Euro fighter Typhoon* de l'usine de production du réacteur vers les chaînes d'assemblage final

### I-2-2 Description générale et performances :

Le C-295 est un appareil bi turbopropulseur montes sur ailes haute.

#### I-2-2-1 Généralités :

- Type : Casa C-295 transporteur militaire
- Constructeur : EADS Casa
- Equipage : 2 pilotes

#### I-2-2-2 Masse et capacité d'emport :

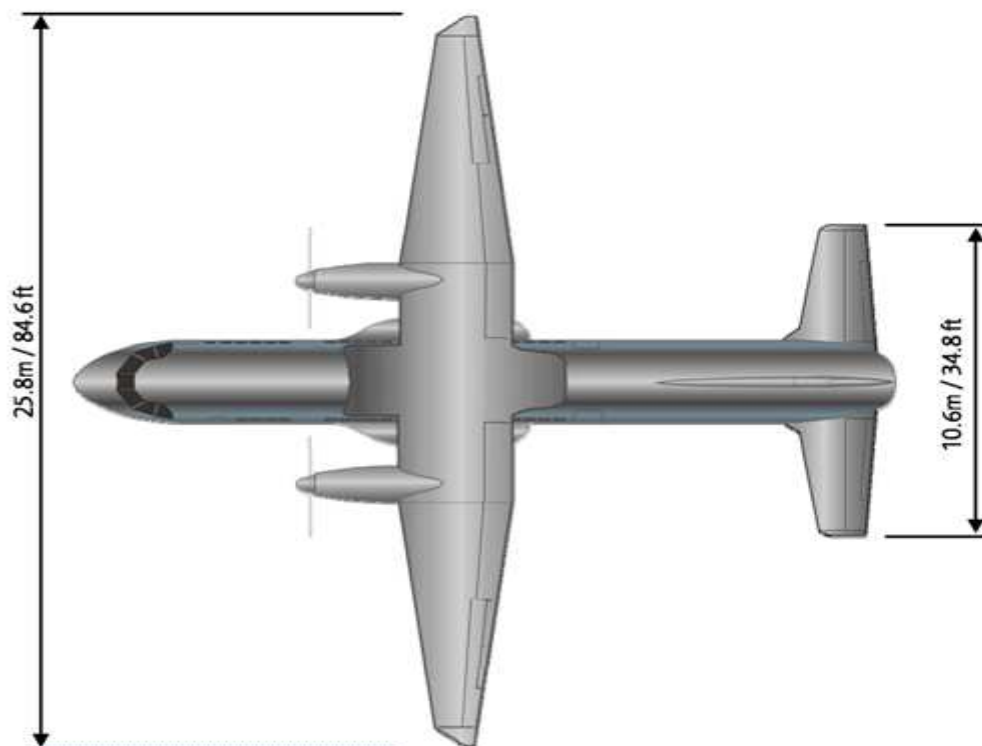
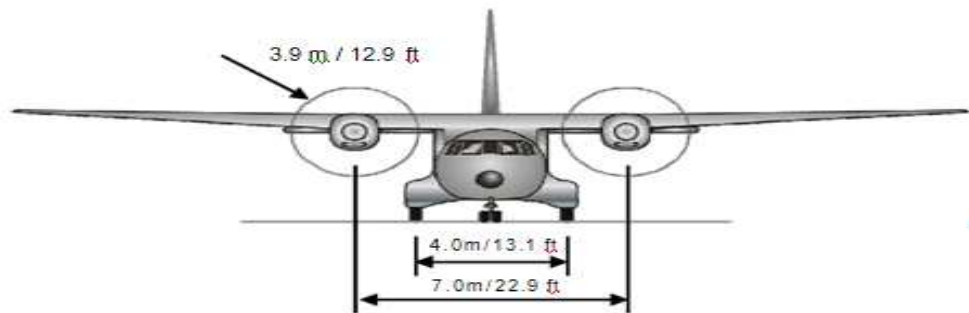
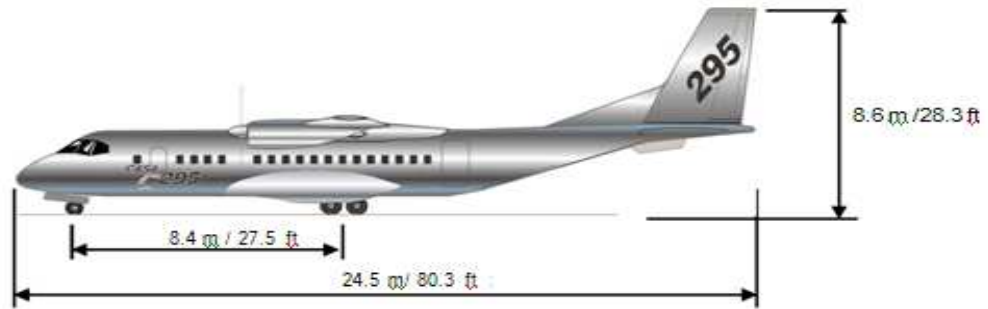
- Masse maximale a l'atterrissage : 23200 kg
- Masse maximale au décollage : 23200 kg
- Charge utile maximale : 9250 kg
- Capacité carburant : 7650 kg
- Capacité :
  - Passagers : 48 à 71 passagers
  - Evacuation sanitaire : 24 brancards + 4 assistants médicaux

#### I-2-2-3 Dimensions : (fig I.2)

- ▶ Envergure : **25.8m (84.6ft)**
- ▶ Longueur : **24.5m (80.3ft)**
- ▶ Hauteur : **8.60m (28.3ft)**
- ▶ Empattement : **4 m (13.1ft)**
- ▶ Distance entre roulette du nez et le train principale : **8.4m (27.5ft)**
- ▶ Envergure stabilo : **10.6m (34.78ft)**
- ▶ Espacement fuselage bout des pales : **0.325m (1.16ft)**
- ▶ Longueur cargo : **12.7m**



- ▶ Largeur cargo : 2.7m
- ▶ Volume cargo : 57 m<sup>3</sup>



Dimension générale de CASA C-295 (fig I.2)

#### I-2-2-4 Cabine :

La cabine de C-295 est compartimentée en trois parties :

##### a) Cabine de pilotage : *(fig 1.3)*

Le poste de pilotage de C-295 permet à tous les types d'opérations d'être exécutés par un équipage de deux membres plus un :

- ▶ pilote (comandant de bord)
- ▶ co-pilote
- ▶ observateur

Le système intégré avancé de l'avionique avec les affichages multifonctionnels fournit la conscience et la sûreté de vol situationnelle améliorée, le travail du co-pilote permet l'augmentation de l'efficacité de la mission. Le siège d'observateur pliable peut être fourni en cas où un troisième membre d'équipage serait prié.

Les commandes et les écrans sont distribués dans le tableau de bord principal, les consoles gauches et droites, le panneau de piédestal central et dans les panneaux supérieurs

Le poste de pilotage est équipé de :

- ▶ Lunettes de fumée
- ▶ La bouteille d'oxygène portative
- ▶ Extincteurs portatifs du type d'halon/eau
- ▶ Masque protecteur
- ▶ Projecteur portatif et Gilets de sauvetage



(fig I.3). Aménagement générale du cockpit

#### b) Cabine passagers :

L'Aménagement de la cabine passages peut prendre plusieurs configurations, selon la mission adaptée a cet appareil :

##### ➤ **Transport passagers : (fig I.4)**

Aménagement possible selon deux configurations :

- 1<sup>er</sup> configuration : deux rangés de sièges arrimées des deux coté latéraux (y compris quatre sièges attachés aux portes Dans l'arrière) avec un couloire au centre, cette configuration offre 49 positions plus un siège PNC situé à l'avant.
- 2<sup>ème</sup> configuration : est une configuration à haute densité. Une structure centrale de rangées de sieges rajoutée a la première configuration, et qui fournit 21 sièges additionnels, ce qui fait au total 70 sieges plus un siege PNC.

##### ➤ **Evacuation médicale : (fig I.5)**

Le CASA C-295 peut être configuré également pour des missions d'évacuations médicaux. Des dispositions structurales sont installées au niveau des parois latérales et le plafond, d'une capacité de 24 positions

Par ailleurs d'autres dispositions sont fournis tel que des sorties et des régulateurs électriques d'oxygène.

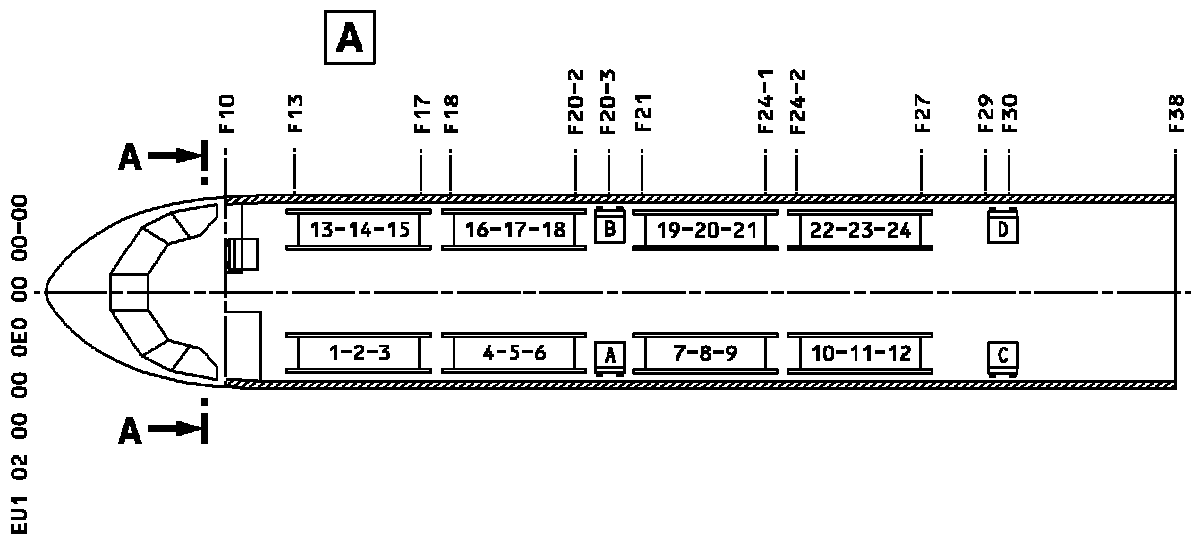
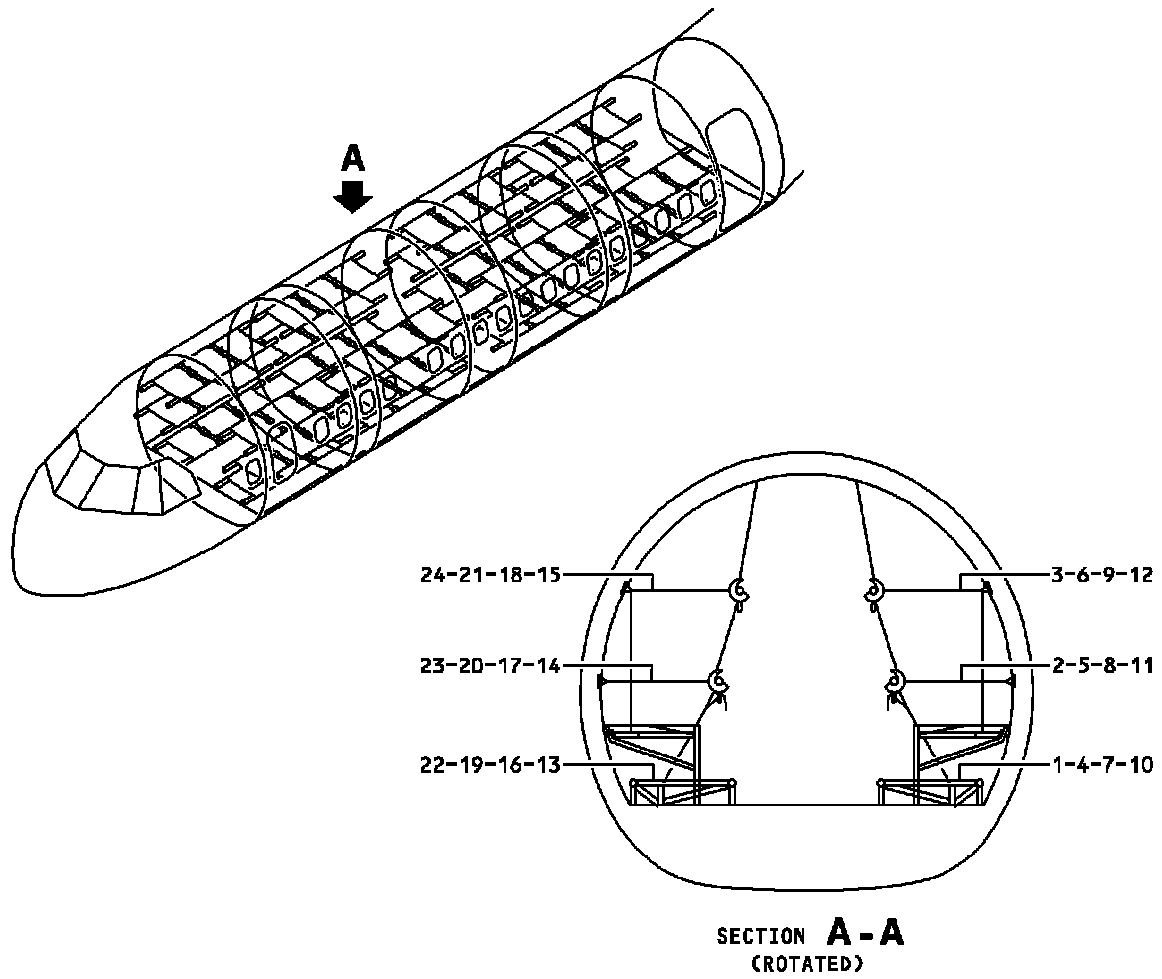
**c) Soutes à bagage :**

Situé à l'avant et à l'arrière de la cabine (avec cloison de séparation) avec porte cargo.

Volume total : 15m<sup>3</sup>



*(fig I.4). Cabine passagers (transport passagers)*

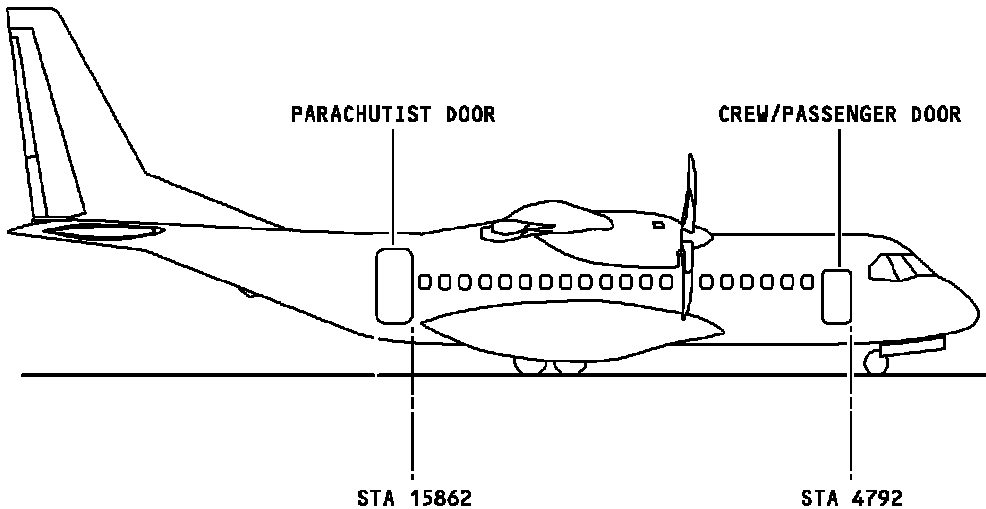
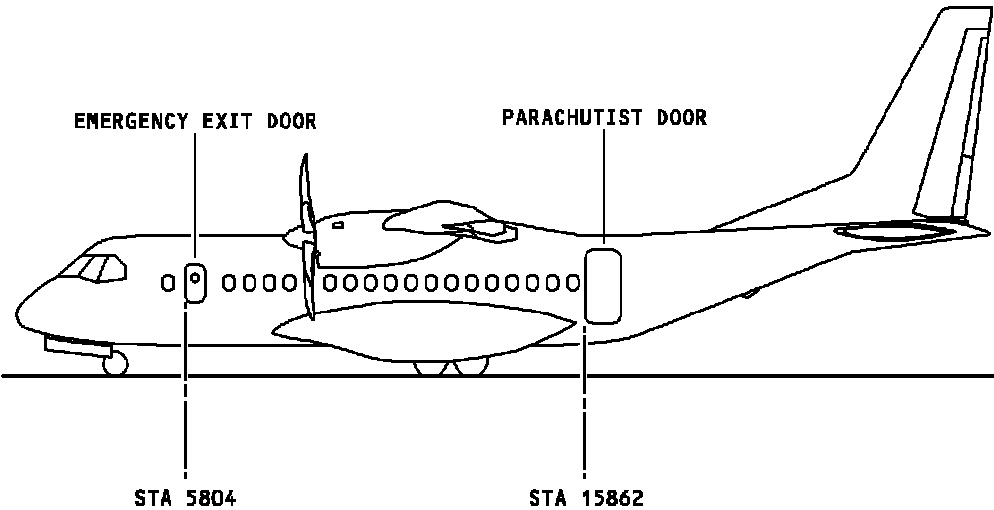


(fig I.5). Evacuation médicale de la cabine

**I-2-2-5 Portes et issus : (fig I.6)**

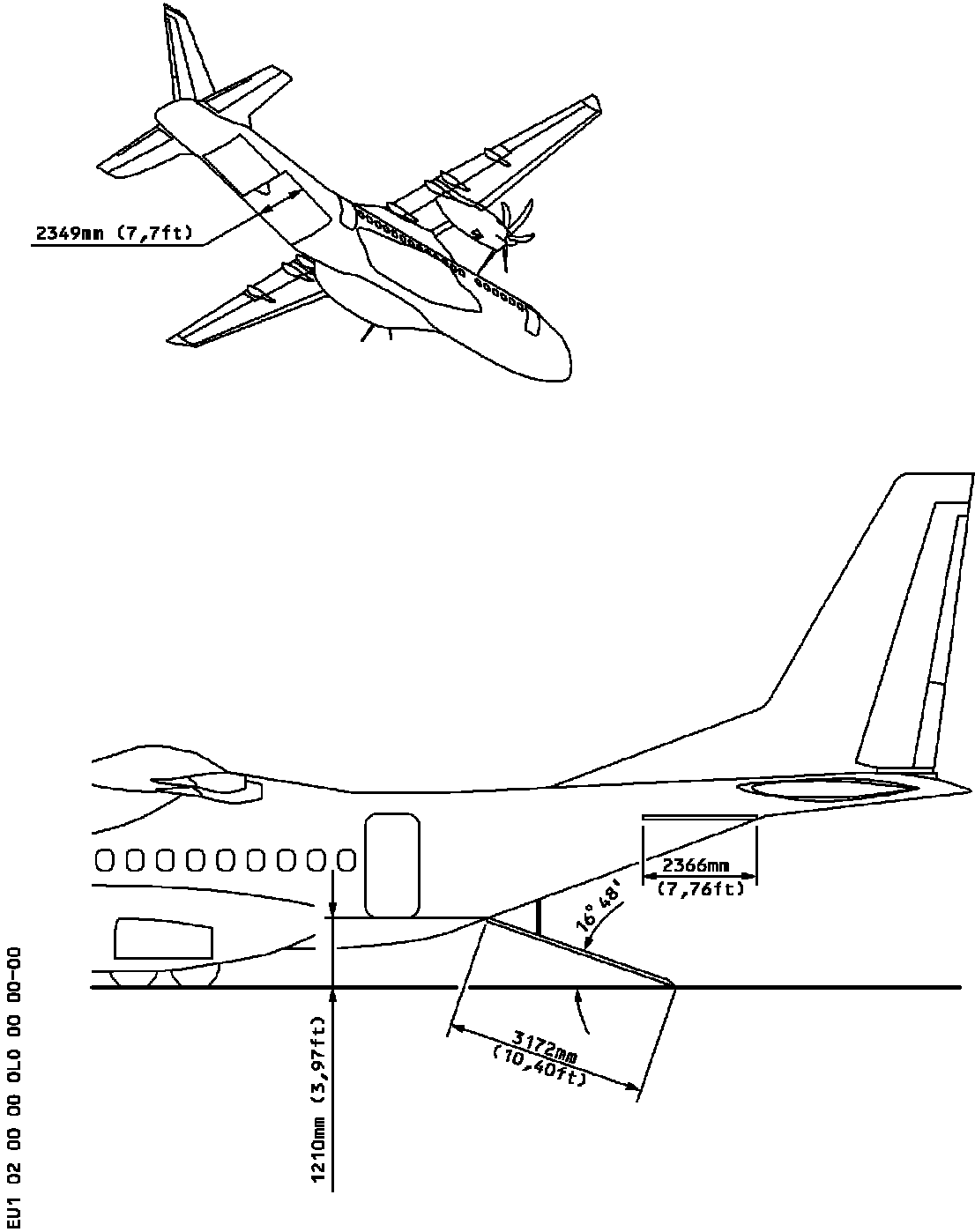
Le CASA C-295 est menu de trois portes, un issus de secoure et une trappe en arrière, dont leurs dimensions sont comme suite :

- Porte passagers (avant gauche) :
  - ▶ Longueur : 1270mm (4.17ft)
  - ▶ Largeur : 732mm (2.40ft)
  - ▶ Hauteur du sol : 1210mm (3.97ft)
  
- Porte parachutiste (arrière gauche, droite) :
  - ▶ Longueur : 1750mm (5.74ft)
  - ▶ Largeur : 900mm (2.95ft)
  - ▶ Hauteur du sol : 1210mm (3.97ft)
  
- Issus de secoure (avant droite) :
  - ▶ Longueur : 915mm (3ft)
  - ▶ Largeur : 508mm (1.66ft)
  - ▶ Hauteur du sol : 1708mm (5.60ft)
  
- Trappe arrière (embarquement, débarquement du fret) : **(fig I.7)**
  - ▶ Longueur : 3172mm (10.40ft)
  - ▶ Largeur : 2349mm (7.7ft)
  - ▶ Hauteur du sol : 1210mm (3.97ft)
  - ▶ Angle d'ouverture : 16.48°



EU1 02 00 00 060 00 00-00

Position des portes et issus (fig I.6)



Trappe arrière (Fig I.7)



**I-2-2-6 Motorisation :**

le CASA C-295 est un bi turbopropulseur, équipée de deux moteurs **Pratt & Whitney Canada**, modèle **PW127G**, avec une puissance de **2645 SHP/moteur**, ainsi les moteurs sont équipée du system **FADEC (Full Authority Digital Electronic Control)** qui assure un contrôle électronique des paramètres moteur.

Chaque moteurs du casa est équipée d'une hélice **Hamilton Sundstrand**, modèle **HS-568F-5 (6 pales/moteur)**, dont le diamètre **Q = 3.89m**.



(Fig 1.8)

**I-2-2-7 Avionique :**

le C-295 est équipé du système fortement intégré de l'avionique de HIAS (Highly Integrated Avionics System) , ce système intégré avancé de l'avionique HIAS est basé sur la suite de l'avionique de Topdeck ( Thales).

Le HIAS comporte le noyau de système de l'avionique (ASC), qui est commun pour toutes les versions C-295, et un ensemble de l'équipement (SOE) qui est spécifié par le client. •

L'ASC, qui soutient toutes les fonctions s'est rapporté à la sûreté du vol, se compose par :

- ✓ Quatre écrans à cristaux liquides actifs(LCD) identiques de « 6x 8 » modele Matrix et boîtiers de commande associés
- ✓ Un ensemble de sondes géophysiques qui fournissent des informations d'attitude, de titre et de données aérodynamiques.
- ✓ AHRS (système de référence d'attitude et de titre), APIRS F207, de Thales.
- ✓ ADS (circuit anémométrique), ADU-3008, de Thales.
- ✓ Deux Cabinets intégrés de vol (IFC : Integrated Flight Cabinets) logeant plusieurs modules, pour commander des autobus d'ARINC-429 et de Mil-Std-1553B et pour contrôler les signaux analogues discrets et.

Les fonctions de commande de FMS et de pilotage automatique sont également remplies par ces IFC.

• L'ensemble de l'avionique d'équipement (SOE) configuré pour le CASA C-295 sont les suivants :

<u>Equipment</u>	<u>Constructeurs</u>	<u>Modèle</u>
HF	Rockwell-Collins	HF-9000D
U/VHF	Rockwell-Collins	AN/ARC-210
Audio Control	Tecnobit	IDB-90
PublicAddress	Avtech	PACIS
IFF	Raytheon	AN/APX-119
ELT	Ceis	A06T
TCAS	Honeywell	MILACAS
WXR	Telephonics	RDR-1400C
GPS	Thales	Topstar 100
MMR	Thales	TLS-2020
DME	Rockwell-Collins	DME-442
ADF	Rockwell-Collins	ADF-462

### I-2-2-8 Equipements optionnels : (fig I.9)

#### ***Ravitaillement en carburant en vol :***

La capacité de ravitaillement en carburant en vol est une option dans le C-295.

Une pipe de carburant fixe se prolonge en avant de l'aile centrale, le long du côté droit du fuselage supérieur, où elle est jointe au sous-système existant de carburant.

La pipe de carburant démontable peut être enlevée facilement quand le ravitaillement en carburant en vol n'est pas exigé.



***La pipe de carburant (fig I.9)***

### I-2-2-9 Performances:

- ✓ Distance franchissable : **5630 km**
- ✓ Vitesse de croisière : **482 km/h**
- ✓ Plafond opérationnelle : **7620 m**
- ✓ Longueur de piste au décollage : **744 m**
- ✓ Longueur de piste a l'atterrissage : **729 m**

## **I-1 présentation du constructeur :**

La **CASA** (Construcciones Aeronáuticas Sociedad Anónima) est une entreprise espagnole de construction d'avions créée le 9 mars 1923 à Séville.

Depuis sa création en 1923, la **CASA**, l'entreprise espagnole numéro un dans le secteur aéronautique, a continuellement développé un savoir-faire technologique et une capacité de production lui permettant d'être compétitive sur les marchés internationaux de techniques aérospatiales en matière de contrats relatifs à la conception, la fabrication et la maintenance.

L'effectif de la **CASA** est constitué de plus de 7.000 employés hautement qualifiés ayant acquis une expérience approfondie dans l'industrie aéronautique. La société prend soin de fournir à son personnel une formation continue pour lui donner la possibilité de s'adapter aux progrès technologiques les plus modernes ainsi qu'aux nouveaux procédés de fabrication.

### ***Historique :***

Depuis sa création, La **CASA** s'est occupée de la conception, de la fabrication et de la commercialisation des aéronefs. Elle a donné des ailes à plus de 50 pays.

#### **1923**

- mars - La **CASA** fut fondée par José Ortiz de Echagüe.

#### **1926**

- Construction de l'usine de Cadix, où débuta la fabrication du Dornier Super Wal et du Dornier Wal

#### **1929**

- Création du premier prototype de la **CASA**, un avion léger nommé **CASA-1**.

#### **1940**

- Début de la production à l'usine de Séville avec la construction d'une série de 200 avions Heinkel 111 sous licence allemande.

#### **1943**

- L'Institut national de l'industrie "INI" acquit 33 % des parts de la **CASA**. Ce pourcentage augmentait au fil des années et atteindra 99,28 % en 1992.

**1946**

- La CASA reprit ses activités de conception quand elle installa son bureau d'études là, où tout avait commencé, et elle s'y mit au développement de trois prototypes d'avions de transport : C-210 Alcotan, C-202 Halcon et C-207 Azor.

**1957**

- CASA obtint le contrat de maintenance concernant les F-100 de l'USAF basés en Europe.

**1965**

- La CASA convint avec Northrop de produire sous licence les biréacteurs supersoniques F5. 36 monoplaces F-5A et 3A et de 34 biplaces F-5B furent construits.

**1968**

- 21 août - Le ministère de l'Air approuva le projet C-212 qui fut officiellement présenté en 1964

**1971**

- L'"INI" devint actionnaire majoritaire de la CASA , par la suite il autorisa la fusion avec la CASA; l'absorption de l'entreprise Hispano Aviacion (HASA) eut lieu le 31 juillet.

**1972**

- CASA devient membre du groupe d'intérêt économique de l'industrie Airbus.

**1973**

- Lancement de négociations avec l'Indonésie débouchant sur un accord de collaboration industrielle dans le secteur de la production et la vente sous licence du C-212.

**1979**

- La CASA et l'ITPN d'Indonésie décidèrent de développer un avion de transport léger : le CN-235.

**1998**

- 21 janvier - Livraison à l'armée de l'air espagnole de la première version modernisée de l'Hercules C-130.
- La CASA fête son 75ème anniversaire.

**1999**

- 30 avril - Premier client du C-295 : l'armée de l'air espagnole.
- 15 juin - Premier client du F.I.T.S. : l'armée de l'air espagnole.
- 2 décembre - CASA rejoint EADS.

Le Casa est intégrée aujourd'hui dans **EADS** dont elle constitue la branche avions de transport militaires.

**I-2 Présentations de l'aéronef CASA C-295 :**

*(Fig. 1.1) CASA C-295*

Le C-295 est le dernier-né de la famille des transporteurs militaires de la division Military Transport Aircraft. Polyvalent, robuste, offrant le coût de cycle de vie le plus faible dans sa catégorie, il est capable d'assumer un grand nombre de missions avec une efficacité maximale : transport tactique et logistique, transport et largage de troupes et de chargements, évacuation sanitaire.

Le C-295 peut intervenir dans le cadre d'une flotte monotype ou en complément d'avions de transport plus lourds. Parfaitement adapté aux pistes courtes dans un environnement opérationnel sévère, il peut se poser sur des aérodromes au sol meuble grâce à sa légèreté exceptionnelle. La rampe arrière, qui peut être ouverte en vol pour les opérations de largage, facilite le chargement et déchargement de matériels encombrants. Le C-295 peut assumer un grand nombre de missions assignées actuellement à des avions de transport plus lourds comme le C-130 Hercules, et ce, à des coûts très inférieurs (gain de plus d'un tiers par heure de vol).

### **I-2-1 Versions du casa C-295 :**

Plusieurs version de CASA C-295 existe :

- **C-295** : Version de base.
- **C-295M Persuader** : Patrouilleur maritime pour lequel fut développé le système FITS (Fully Integrated Tactical System)
- **C-295-300** : Version proposée pour le programme JCA.
- **EJ200** : 3 appareils utilisés pour transporter les réacteurs du même nom (3 réacteurs par avion) de *l'Euro fighter Typhoon* de l'usine de production du réacteur vers les chaînes d'assemblage final

### **I-2-2 Description générale et performances :**

Le C-295 est un appareil bi turbopropulseur montes sur ailes haute.

#### **I-2-2-1 Généralités :**

- Type : Casa C-295 transporteur militaire
- Constructeur : EADS Casa
- Equipage : 2 pilotes

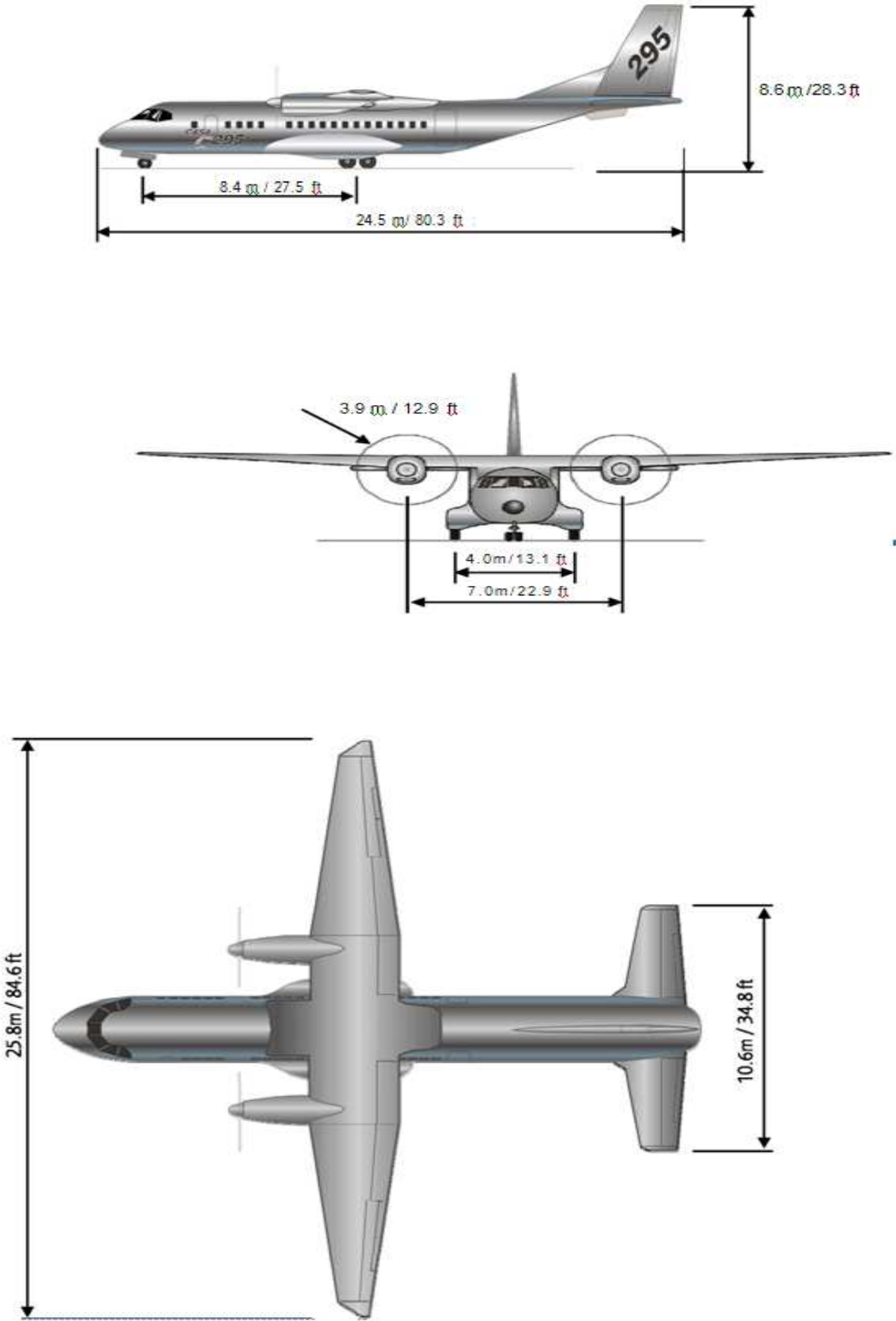
**I-2-2-2 Masse et capacité d'emport :**

- Masse maximale a l'atterrissage : 23200 kg
- Masse maximale au décollage : 23200 kg
- Charge utile maximale : 9250 kg
- Capacité carburant : 7650 kg
- Capacité :
  - Passagers : 48 à 71 passagers
  - Evacuation sanitaire : 24 brancards + 4 assistants médicaux

**I-2-2-3 Dimensions :**

- ▶ Envergure : **25.8m (84.6ft)**
- ▶ Longueur : **24.5m (80.3ft)**
- ▶ Hauteur : **8.60m (28.3ft)**
- ▶ Empattement : **4 m (13.1ft)**
- ▶ Distance entre roulette du nez et le train principale : **8.4m (27.5ft)**
- ▶ Envergure stabilo : **10.6m (34.78ft)**
- ▶ Espacement fuselage bout des pales : **0.325m (1.16ft)**
- ▶ Longueur cargo : **12.7m**
- ▶ Largeur cargo : **2.7m**
- ▶ Volume cargo : **57 m<sup>3</sup>**





(Fig I.2) Dimension générale de CASA C-295

#### **I-2-2-4 Cabine :**

La cabine de C-295 est compartimentée en trois parties :

**a) Cabine de pilotage :**

Le poste de pilotage de C-295 permet à tous les types d'opérations d'être exécutés par un équipage de deux membres plus un :

- ▶ pilote (comandant de bord)
- ▶ copilote
- ▶ observateur

Le système intégré avancé de l'avionique avec les affichages multifonctionnels fournit la conscience et la sûreté de vol situationnelle améliorée, le travail du co-pilote permet l'augmentation de l'efficacité de la mission. Le siège d'observateur pliable peut être fourni en cas où un troisième membre d'équipage serait prié.

Les commandes et les écrans sont distribués dans le tableau de bord principal, les consoles gauches et droites, le panneau de piédestal central et dans les panneaux supérieurs. Le poste de pilotage est équipé de :

- ▶ Lunettes de fumée
- ▶ La bouteille d'oxygène portative
- ▶ Extincteurs portatifs du type d'halon/eau
- ▶ Masque protecteur
- ▶ Projecteur portatif et Gilets de sauvetage



(Fig I.3). Aménagement générale du cockpit

#### **b) Cabine passagers :**

L'Aménagement de la cabine passagers peut prendre plusieurs configurations, selon la mission adaptée a cet appareil :

##### ➤ *Transport passagers :*

Aménagement possible selon deux configurations :

- 1<sup>er</sup> configuration : deux rangés de sièges arrimées des deux coté latéraux (y compris quatre sièges attachés aux portes Dans l'arrière) avec un couloire au centre, cette configuration offre 49 positions plus un siège PNC situé à l'avant.
- 2<sup>ème</sup> configuration : est une configuration à haute densité. Une structure centrale de rangées de sièges rajoutée a la première configuration, et qui fournit 21 sièges additionnels, ce qui fait au total 70 sieges plus un siege PNC.

➤ **Evacuation médicale :**

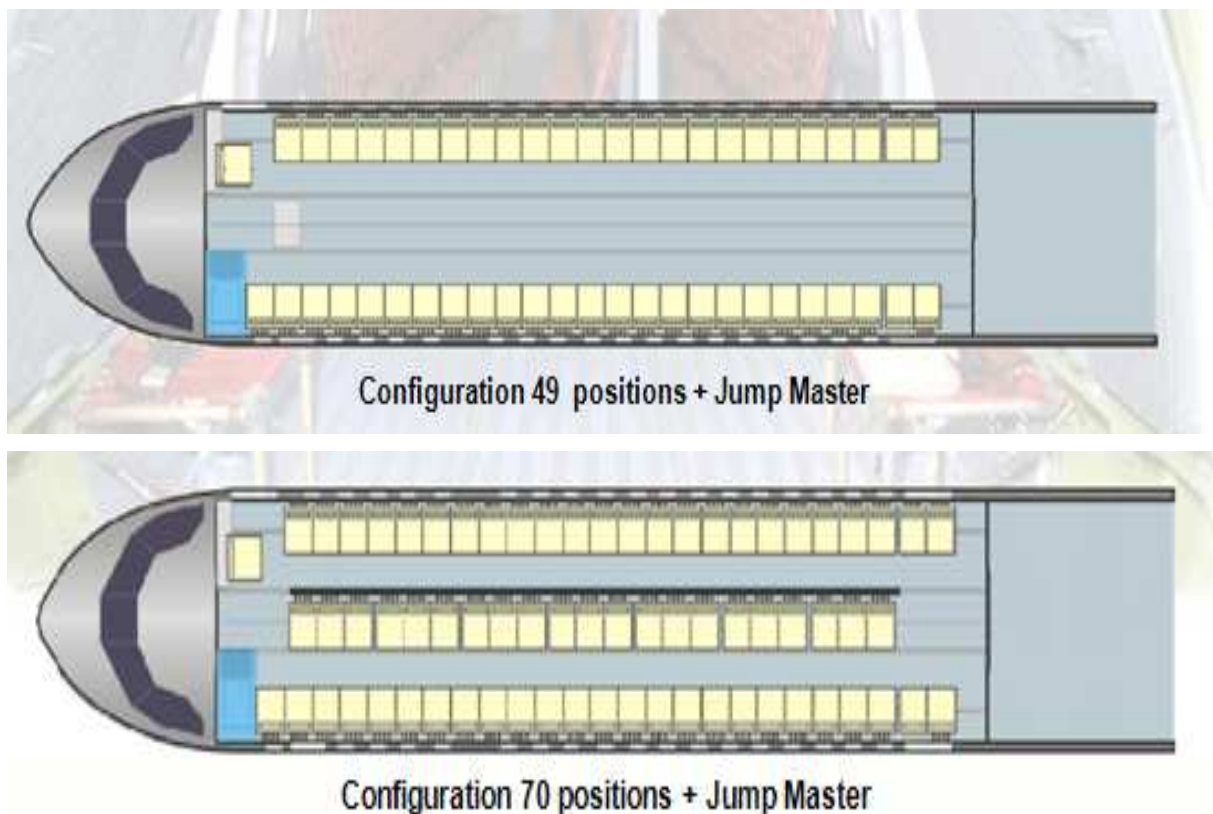
Le CASA C-295 peut être configuré également pour des missions d'évacuations médicaux. Des dispositions structurales sont installées au niveau des parois latérales et le plafond, d'une capacité de 24 positions

Par ailleurs d'autres dispositions sont fournis tel que des sorties et des régulateurs électriques d'oxygène.

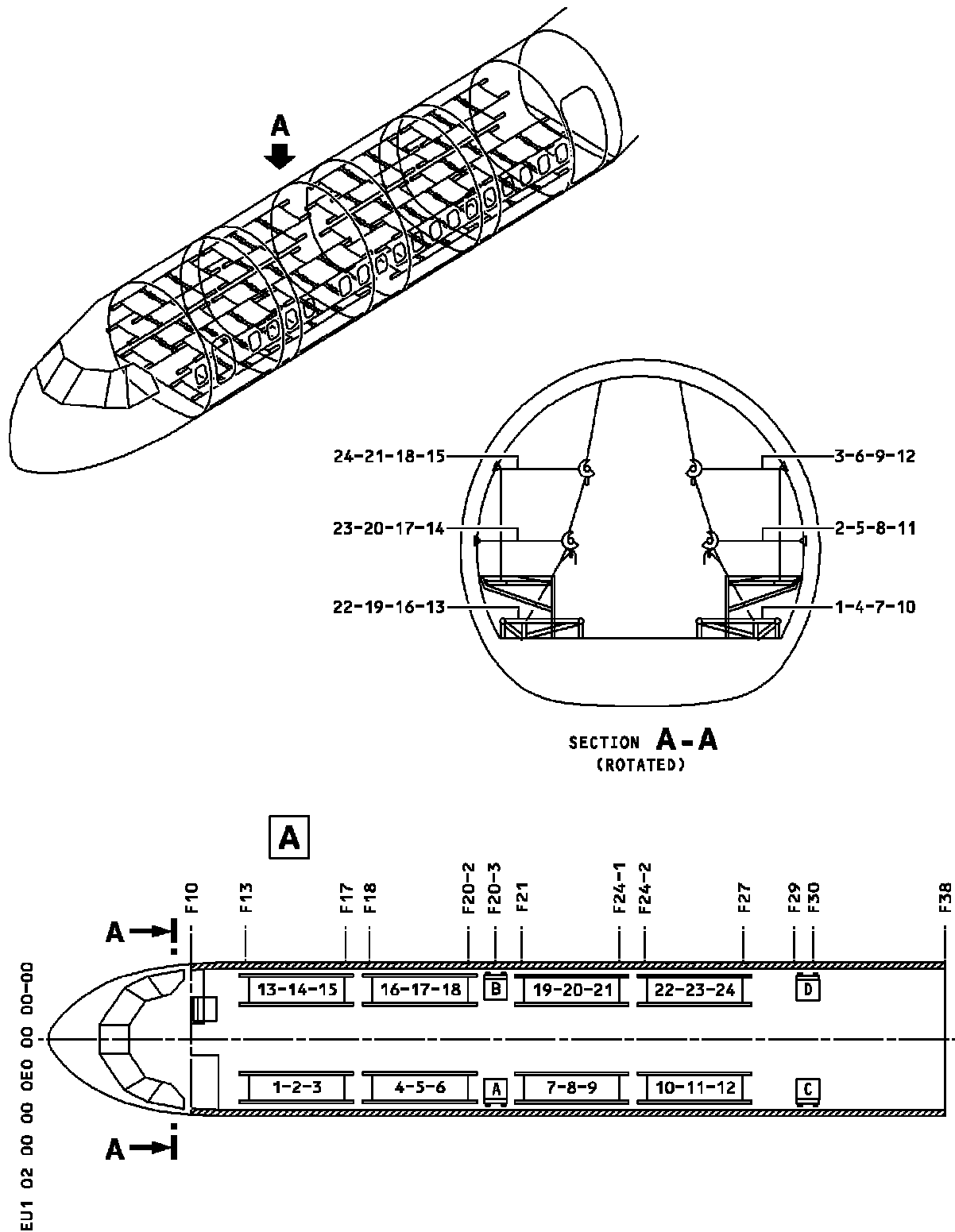
**c) Soutes à bagage :**

Situé à l'avant et à l'arrière de la cabine (avec cloison de séparation) avec porte cargo.

Volume total : 15m<sup>3</sup>



*(Fig. I.4). Cabine passagers (transport passagers)*

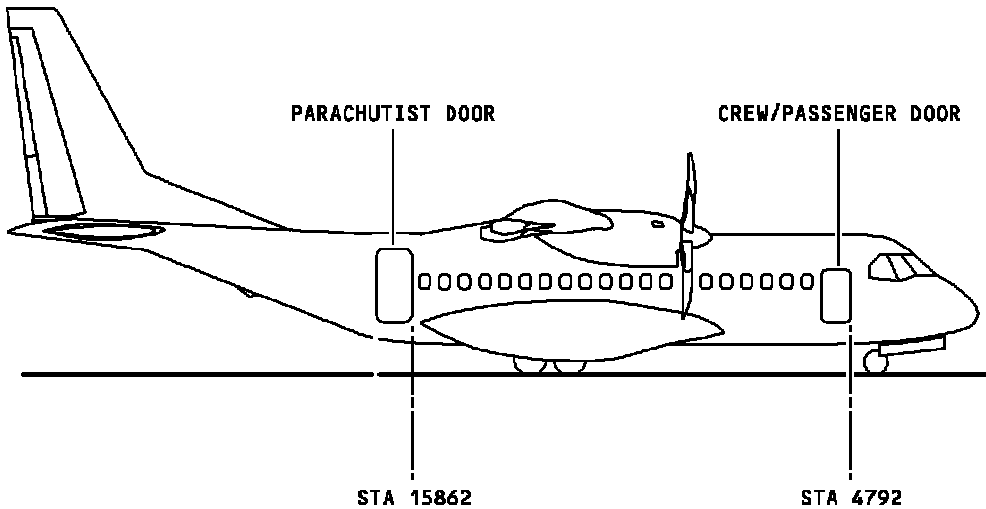
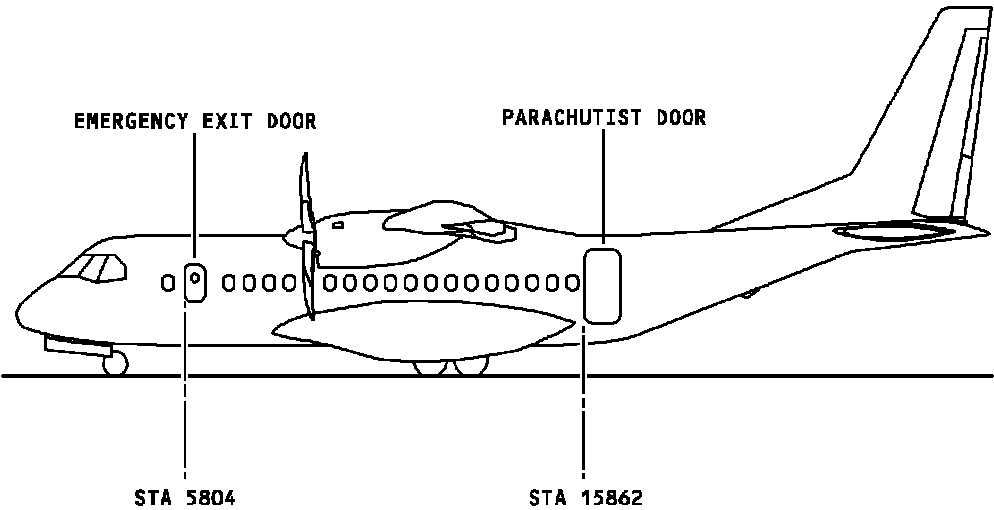


(Fig. I.5). Evacuation médicale de la cabine

**I-2-2-5 Portes et issus :**

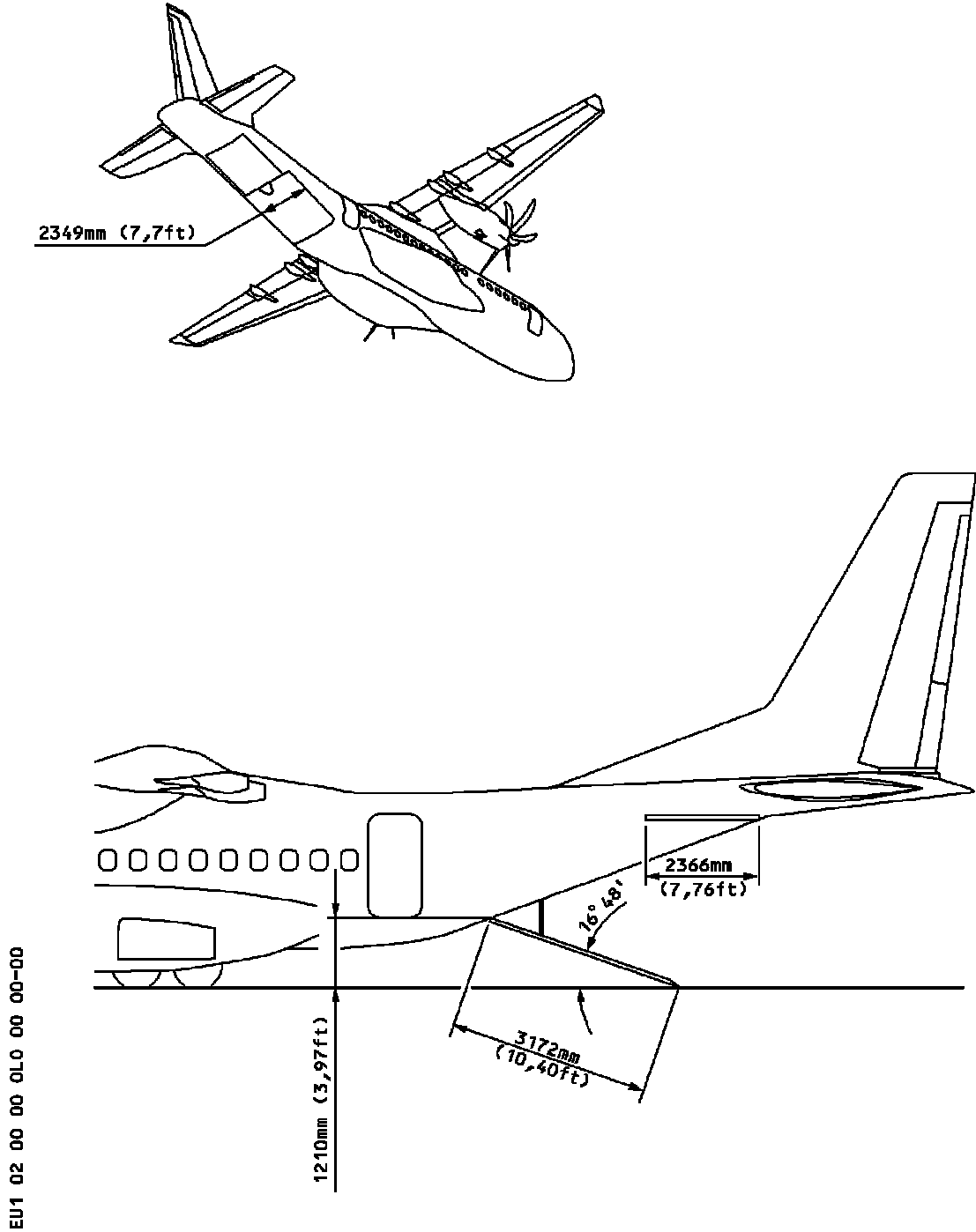
Le CASA C-295 est muni de trois portes, un issue de secours et une trappe en arrière, dont leurs dimensions sont comme suite :

- Porte passagers (avant gauche) :
  - ▶ Longueur : 1270mm (4.17ft)
  - ▶ Largeur : 732mm (2.40ft)
  - ▶ Hauteur du sol : 1210mm (3.97ft)
  
- Porte parachutiste (arrière gauche, droite) :
  - ▶ Longueur : 1750mm (5.74ft)
  - ▶ Largeur : 900mm (2.95ft)
  - ▶ Hauteur du sol : 1210mm (3.97ft)
  
- Issus de secours (avant droite) :
  - ▶ Longueur : 915mm (3ft)
  - ▶ Largeur : 508mm (1.66ft)
  - ▶ Hauteur du sol : 1708mm (5.60ft)
  
- Trappe arrière (embarquement, débarquement du fret) :
  - ▶ Longueur : 3172mm (10.40ft)
  - ▶ Largeur : 2349mm (7.7ft)
  - ▶ Hauteur du sol : 1210mm (3.97ft)
  - ▶ Angle d'ouverture : 16.48°



EU1 02 00 00 060 00 00-00

(Fig. I.6) Position des portes et issus



(Fig. I.7) Trappe arrière



### I-2-2-6 Motorisation :

le CASA C-295 est un bi turbopropulseur, équipée de deux moteurs *Pratt & Whitney Canada*, modèle *PW127G*, avec une puissance de *2645 SHP/moteur*, ainsi les moteurs sont équipée du system *FADEC (Full Authority Digital Electronic Control)* qui assure un contrôle électronique des paramètres moteur.

Chaque moteurs du casa est équipée d'une hélice *Hamilton Sundstrand*, modèle *HS-568F-5 (6 pales/moteur)*, dont le diamètre  $Q = 3.89m$ .



(Fig I.8) le système propulsif du casa

### I-2-2-7 Avionique :

le C-295 est équipé du système fortement intégré de l'avionique de HIAS (Highly Integrated Avionics System), ce système intégré avancé de l'avionique HIAS est basé sur la suite de l'avionique de Topdeck (Thales).

Le HIAS comporte le noyau de système de l'avionique (ASC), qui est commun pour toutes les versions C-295, et un ensemble de l'équipement (SOE) qui est spécifié par le client.

L'ASC, qui soutient toutes les fonctions s'est rapporté à la sûreté du vol, se compose par :

- ✓ Quatre écrans à cristaux liquides actifs(LCD) identiques de » 6x 8 » modele Matrix et boîtiers de commande associés
- ✓ Un ensemble de sondes géophysiques qui fournissent des informations d'attitude, de titre et de données aérodynamiques.
- ✓ AHRS (système de référence d'attitude et de titre), APIRS F207, de Thales.
- ✓ ADS (circuit anémométrique), ADU-3008, de Thales.
- ✓ Deux Cabinets intégrés de vol (IFC : Integrated Flight Cabinets) logeant plusieurs modules, pour commander des autobus d'ARINC-429 et de Mil-Std-1553B et pour contrôler les signaux analogues discrets.

Les fonctions de commande de FMS et de pilotage automatique sont également remplies par ces IFC.

L'ensemble de l'avionique d'équipement (SOE) configuré pour le CASA C-295 sont les suivants :

<u>Equipment</u>	<u>Constructeurs</u>	<u>Modèle</u>
HF	Rockwell-Collins	HF-9000D
U/VHF	Rockwell-Collins	AN/ARC-210
Audio Control	Tecnobit	IDB-90
PublicAddress	Avtech	PACIS
IFF	Raytheon	AN/APX-119
ELT	Ceis	A06T
TCAS	Honeywell	MILACAS
WXR	Telephonics	RDR-1400C
GPS	Thales	Topstar 100
MMR	Thales	TLS-2020
DME	Rockwell-Collins	DME-442
ADF	Rockwell-Collins	ADF-462

*Tableau 1.1*

### I-2-2-8 Equipements optionnels :

#### *Ravitaillement en carburant en vol :*

La capacité de ravitaillement en carburant en vol est une option dans le C-295. Une pipe de carburant fixe se prolonge en avant de l'aile centrale, le long du côté droit du fuselage supérieur, où elle est jointe au sous-système existant de carburant.

La pipe de carburant démontable peut être enlevée facilement quand le ravitaillement en carburant en vol n'est pas exigé.



*(Fig I.9) La pipe de carburant*

### I-2-2-9 Performances:

- ✓ Distance franchissable : **5630 km**
- ✓ Vitesse de croisière : **570 km/h**
- ✓ Plafond opérationnelle : **7620 m**
- ✓ Longueur de piste au décollage : **744 m**
- ✓ Longueur de piste a l'atterrissage : **729 m**

## II-1 Limitations :

au cours des années 1960, le transport aérien a acquis le monopole des transports, car Aujourd'hui, l'avion transporte annuellement près de 2 milliards de passagers, c'est pour cela que la surface exigée par un grand aéroport est proportionnelle au trafic : 1 km<sup>2</sup> pour 1 million de passagers ou pour 100 000 tonnes de fret.

Pour agir sur ce chiffre les compagnies aériennes devront faire face à cette croissance ,en maximisant la charge offerte ,elles peuvent rentabiliser leurs chiffre d'affaire tous en respectant les normes et les réglementations en vigueur.

Il faudra donc optimiser : la masse maximale au décollage, et pour cela nous allons décrire les différents types de limitations qui ont un effet direct ou indirect sur la masse maximale au lâcher des freins.

### II-1-1 Limitation structurale :

La structure de l'avion doit résister aux efforts qui s'exercent sur elle au cours de différentes phases du vol, et pour toute sa durée de vie. Pour cette raison les constructeurs fournissent aux exploitants les paramètres utiles d'utilisation de leurs avions. Ces paramètres ont souvent un effet limitatif sur la masse de l'avion au décollage.

#### a) *Masse maximale de structure au lâcher des freins (MMSLF) :*

Appelée aussi 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  $-1.83 \text{ m/s}$  ou  $-360 \text{ ft/min}$ . (JAR/FAR25).

Cette limite est calculée au moment où l'avion lâche ses freins, aligné sur l'axe de la piste et les moteurs mis en puissance.

La masse réelle au lâcher des freins doit être toujours inférieure à cette masse.

Ce qui nous donne :

$$\text{Masse réelle au décollage (ou au lâcher des freins)} \leq \text{MMSLF}$$

**b) 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 (JAR25) impose que la structure puisse encaisser des efforts de -3.05 m/s ou -600 ft/mn.

Donc la masse réelle à l'atterrissage ne doit pas être supérieure à MMSA.

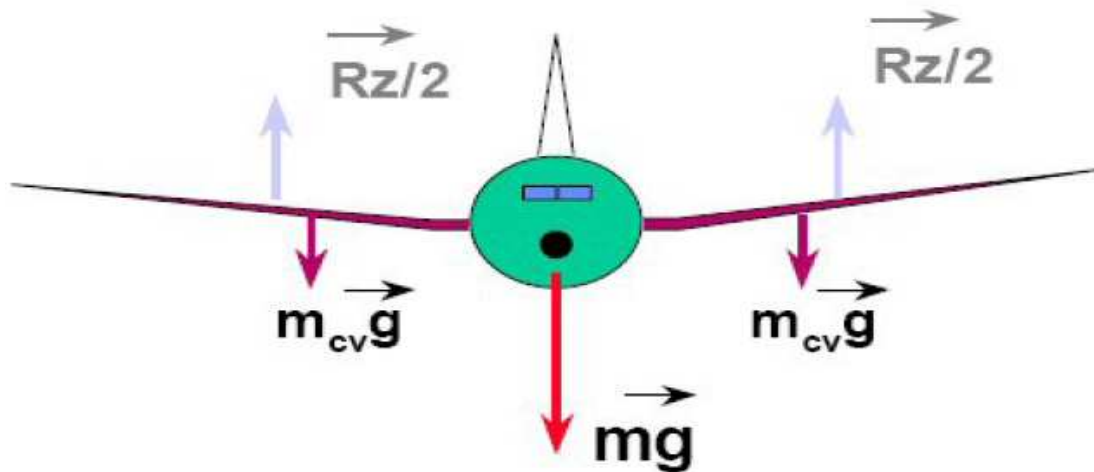
$$\text{Masse réelle à l'atterrissage} \leq \text{MMSA}$$

D'où conséquence sur la masse au décollage (lâcher des freins).

Si  $d$  est le délestage prévu, c'est-à-dire la quantité de carburant prévu pour effectuer le vol depuis le lâcher des freins jusqu'à l'atterrissage devrait être :

$$\text{Masse réelle au décollage (ou lâcher des freins)} m_{dec} \leq \text{MMSA} + d$$

**c) Masse maximale de structure sans carburant (MMSC) :**



(Fig II.1) Les forces appliquées sur les voilures

Nous savons que toute la structure de l'avion (fuselage, voilures, moteurs...) est portée principalement par la résultante des forces aérodynamique, cette dernière est appliquée sur les ailes.

Dans la phase finale du vol, la quantité de carburant qui se trouve dans les réservoirs des ailes tend vers zéro ( $M_c$  tend vers zéro), ce qui fait fléchir l'aile, cette flexion engendre des efforts supplémentaires à l'emplanture qui peuvent affecter la sécurité du vol si la masse du fuselage est importante. D'où la masse maximale de structure sans carburant (MMSC).

Dans le cas général on devrait avoir :

$$\text{Masse réelle sans carburant} \leq \text{MMSC}$$

**Remarque :**

Les consignes du manuel d'utilisation de l'avion pour l'avitaillement et la gestion des réservoirs, indiquent qu'il faut remplir les réservoirs externes avant les réservoirs internes, et qu'il faut consommer le carburant des réservoirs internes avant celui des réservoirs externes.

**d) Masse maximale de structure à la mise en route (MMSR) :**

C'est la masse max imposée notamment par les efforts sur les amortisseurs et en flexion sur le train lors des virages au roulage.

Soit «  $r$  » la quantité de carburant nécessaire à la mise en route et au roulage depuis le parking jusqu'au lâcher des freins :

$$\text{Masse réelle au lâcher des freins} \leq \text{MMSR} - r$$

Dans le cas pratique, cette limitation n'est en aucun cas pénalisante.

**Récapitulatif :**

Limitation structurale du CASA C-295 :

Masse maximale de structure au décollage :  (MTOW)	<b>23200 kg</b>
Masse maximale de structure à l'atterrissage :  (MLM)	<b>23000kg</b>
Masse maximale de structure sans carburant :  (MZFW)	<b>20700kg</b>
Masse maximale de structure a la mise en route :	<b>23300kg</b>

**Tableau II.1**

**II-1-2 Limitation freins/ pneus :****a) Limitation freins :**

L'énergie cinétique accumulée lors de la manœuvre de décollage est transformée en énergie calorifique sur le système de freinage.

En cas de nécessité d'arrêt au décollage, les freins, ayant une certaine capacité d'absorption. Il faudra donc limiter la vitesse à la quelle sera entreprise une manœuvre d'arrêt (V1 frein).

V1 frein est fonction de la distance décollage utilisable à la masse de décollage, et de la température.

$$V_I < V_{MBE}$$

Avec :  $V_{MBE}$  : vitesse maximale pour l'énergie freins

**b) Limitation Pneus :**

Les pneus sont garantis jusqu'à une certaine vitesse de roulement ; l'avion devra quitter le sol avant cette limite :

$$V_{LOF} < V_{Pneus}$$

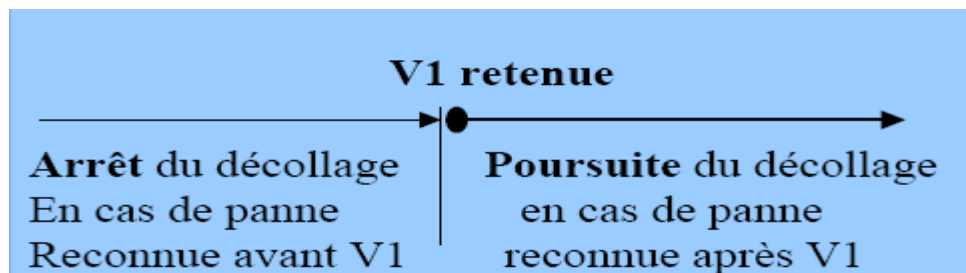
Avec :  $V_{Pneus}$  : vitesse maximale de rotation des roues.

**II-1-3 limitation des vitesses :**

**a) Vitesse de décision ( $V_1$ ) :**

Appelé aussi vitesse *critique au décollage*. C'est une vitesse retenue comme moyen de décision en cas de panne de toute nature survenant au cours de la manœuvre de décollage à savoir (panne moteur, systèmes, défaut de poussé....).

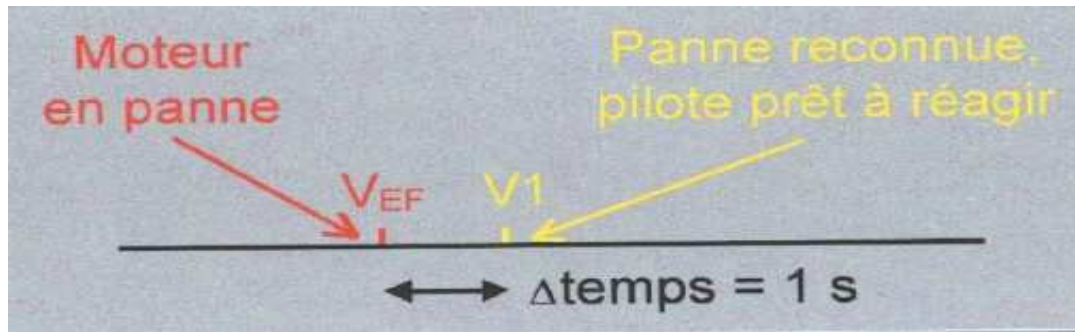
Par conséquent  $V_1$  est la vitesse limite à laquelle, en cas de panne, le pilote devra initier une action de freinage pour interrompre le décollage, c.à.d. le pilote doit être prêt à actionner **le premier moyen** de ralentissement.



**b) Vitesse effective de panne ( $V_{EF}$ ) : ( $EF = Engine Failure$ )**

Vitesse à laquelle le moteur critique est supposé tomber en panne au cours de la manœuvre de décollage, pour la valeur de  $V_1$  retenue. Aux essais, c'est la vitesse à laquelle le moteur critique est mis en panne, de telle sorte que :  $V_1 = V_{EF} + \Delta V$  pendant le temps nécessaire pour reconnaître la panne et être prêt pour actionner le premier moyen de freinage.





On doit vérifier que :

$$V_{EF} \geq V_{MCG}$$

**c) Vitesse de rotation ( $V_R$ ) :**

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

On doit vérifier que :

$$V_R > 1.05 V_{MCA}$$

**d) vitesses d'envol :**

- $V_{MU}$  : vitesse minimale d'envol (*Minimum Unstik*).

C'est la Vitesse minimale de sustentation à laquelle et au-delà de laquelle l'avion peut quitter le sol et poursuivre le décollage sans que celui-ci présente de caractéristiques dangereuses telle que :

- Manque de control latérale (réacteurs ou extrémité de voilure risquant de toucher la piste).
- Assiette trop élevée (Arrière de fuselage touche le sol).

Cette vitesse devra être déterminée avec effet du sol aux essais et dans les deux cas suivants :

- ☑ Avec moteur critique en panne :  $V_{MU}(N-1)$
- ☑ Tous moteurs en fonctionnement :  $V_{MU}(N)$

➤  $V_{LOF}$  : vitesse de décollage (*Lift Off*).

C'est la vitesse à laquelle l'avion quittera initialement le sol et poursuivra le décollage (la sustentation étant assurée), sans que celui-ci présente de caractéristiques dangereuses.

La vitesse de décollage doit satisfaire les conditions suivantes :

- $V_{LOF} \geq 1.05 V_{MU}(N-1)$
- $V_{LOF} \geq 1.10 V_{MU}(N)$

e) *vitesse minimale de contrôle* ( $V_{MC}$ ) :

Ces des vitesses minimales aux quelles l'appareil est encore contrôlable en cas de panne du moteur critique

➤  $V_{MCG}$  : vitesse minimale de control au sol ( $MCG = \textit{Minimum Control on Ground}$ )

Vitesse a laquelle lorsque le moteur critique cesse soudainement de fonctionnée, il est possible reprendre la maitrise de l'avion on utilisant uniquement les gouvernes principale, pour permettre au décollage de se poursuivre en toute sécurité

➤  $V_{MCA}$  : vitesse minimale de contrôle en monté initiale ( $MCA = \textit{Minimum Control on Air borne}$ ).

Vitesse-air à laquelle, en cas de panne brutale du moteur critique au cours du décollage, il est possible de reprendre le contrôle de l'avion et de le maintenir en vol rectiligne, soit avec un dérapage nul ou avec une inclinaison inferieur ou égale a  $5^\circ$

- $V_{MCL}$ : c'est la vitesse à laquelle en cas de panne moteur, il est impossible de prendre le contrôle de l'avion, et de le maintenir en vol rectiligne avec une inclinaison de  $5^\circ$ .

**f) Vitesses de décrochage ( $V_s$ ) : ( $s = Stall$ )**

C'est la vitesse minimale de vol stabilisé dans la configuration considérée (décollage, croisière, approche ou atterrissage), à laquelle l'avion est contrôlable avec une poussée nulle ou Moteurs au ralenti, et le centrage le plus défavorable.

**g) Vitesses de sécurité au décollage ( $V_2$ ) :**

C'est une vitesse air conventionnelle à laquelle le décollage est assuré, elle doit être atteinte au plus tard au passage de 35ft (10,5m) , et dans le cas d'un décollage avec moteur critique en panne, elle doit être maintenue au moins jusqu'à 400 ft (120m).

$$V_2 > V_{2\text{mini}}$$

Avec :

$$V_{2\text{mini}} = \sup \left\{ \begin{array}{l} (1,2 V_s ; 1,1 V_{MCA}) : \text{réacteurs et bi turbopropulseur} \\ (1,2 V_s ; 1,1 V_{MCA}) : \text{Quadri turbopropulseurs} \end{array} \right.$$

**h) Vitesses limites et mach limite en opération  $V_{mo}/M_{mo}$ :**

La vitesse choisie par le pilote doit être inférieure ou égale à VMO ou MMO.

**Remarque :**

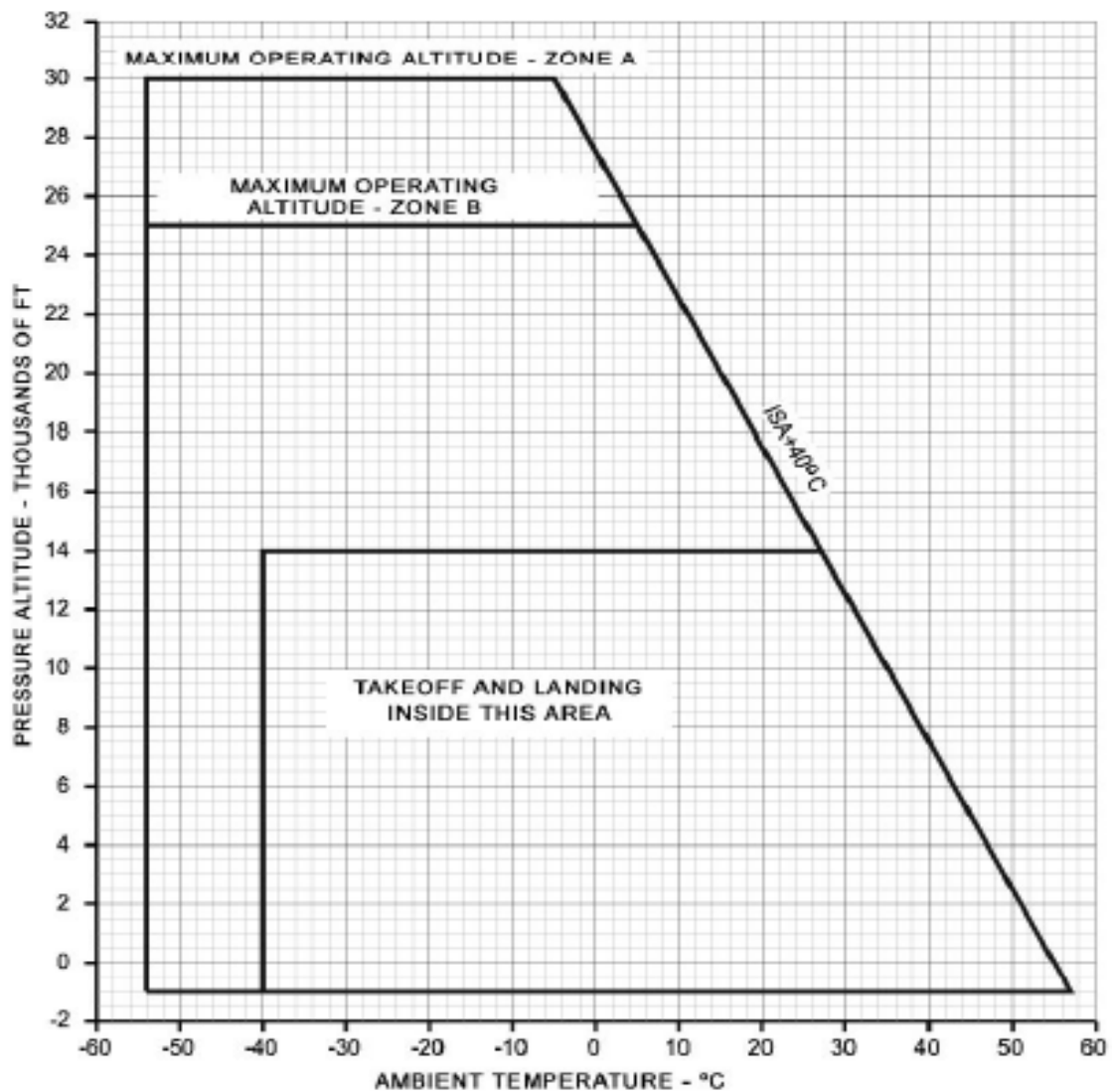
Afin de minimiser les risques d'erreur et de faciliter la tâche du pilote, le carton de décollage ne contient que trois vitesses :

- $V_1$  : vitesse de décision.
- $V_R$  : vitesse de rotation.
- $V_2$  : vitesse de sécurité au décollage.

### II-1-4 L'enveloppe opérationnelle :

Le constructeur a donné de telles limites (température, altitude pression) pour lesquelles les performances de l'avion ont été vérifiées et certifiées, et cela pour encadrer le domaine courant d'utilisation.

L'exploitant doit s'assurer qu'il est toujours à l'intérieur de ce domaine malgré que son dépassement reste d'une probabilité extrêmement faible.

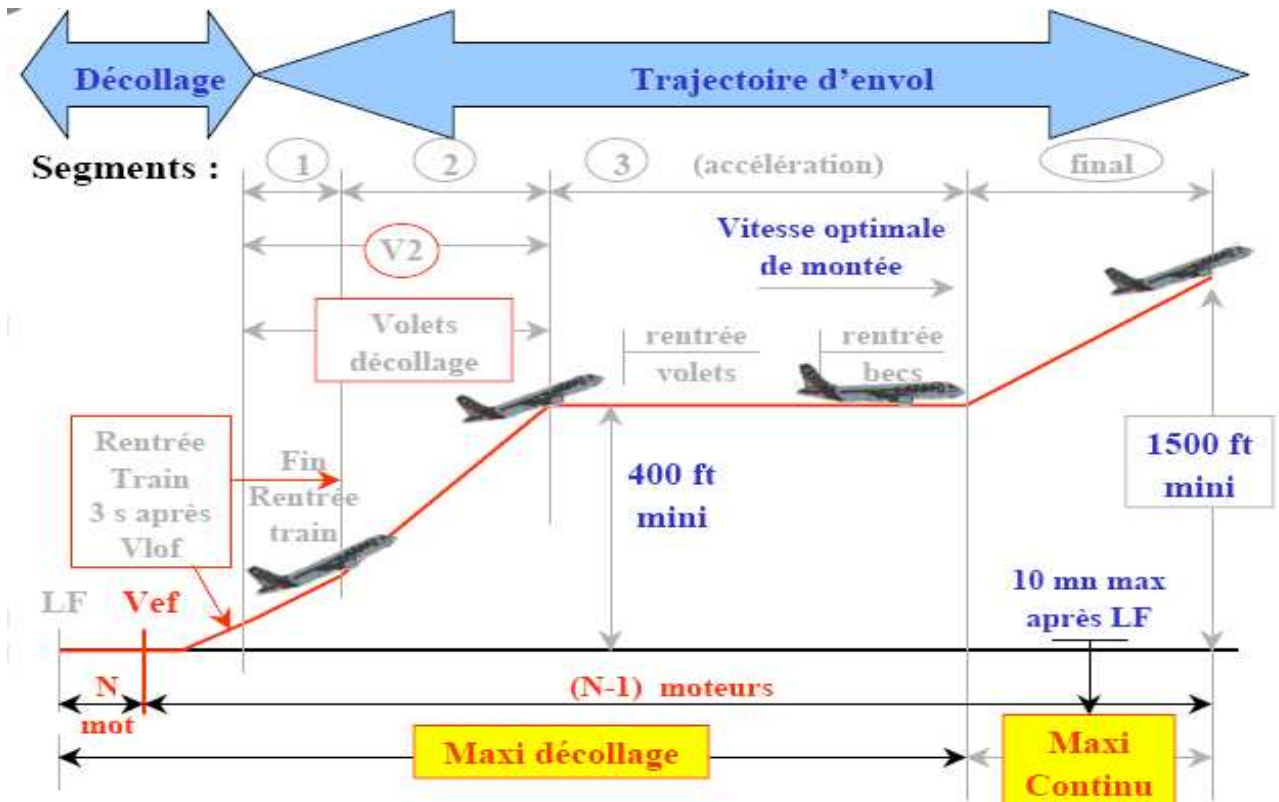


(Fig. II.2) : l'enveloppe opérationnelle du CASA C-295

**II-1-5 Limitation obstacle :**

La trajectoire réglementaire de décollage est découpée en 4 segments (3 segments + 1 segment finale), elle s'étend depuis le lâcher des freins Jusqu'au point minimum (1500ft) ou le passage de la configuration « *décollage* » a la configuration « *en route* »,

Cette trajectoire est tracée avec mise en panne du moteur critique à  $V_{FE}$ . (Fig II.3).



(Fig II.3) Trajectoire réglementaire de décollage

Pour chaque segment de cette trajectoire et pour chaque type d'avion, des pentes brutes minimales sont exigées par la réglementation. Ces pentes sont toujours déterminées avec mise en panne du moteur critique. (Tableau)

	Bimoteur	Trimoteur	Quadrimoteur
$V_{LOF}$	0 %	0.3 %	0.5 %
1 <sup>er</sup> segment	Aucune performance n'est exigée		
2 <sup>eme</sup> segment	2.4 %	2.7 %	3 %
3 <sup>eme</sup> segment	1.2 %	1.5 %	1.7 %
Segment finale	1.2%	1.5%	1.7 %

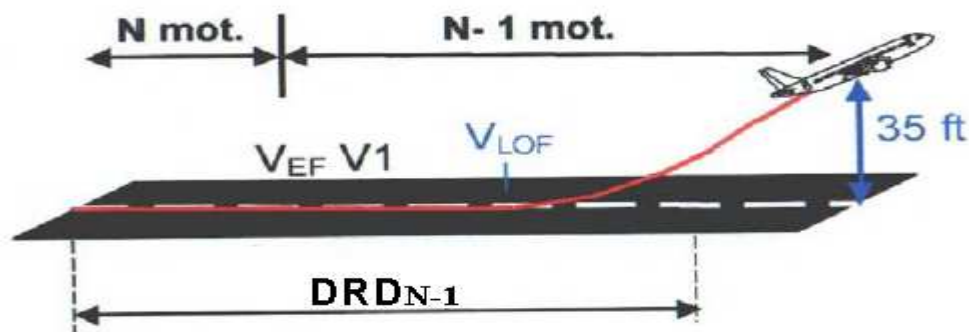
## II-1-6 Limitation piste :

### a) Distance de roulement au décollage (TOR) :

La distance de roulement au décollage est la distance parcourue depuis le lâcher des freins jusqu'au point équidistant entre  $V_{LOF}$  et le passage des 35ft.

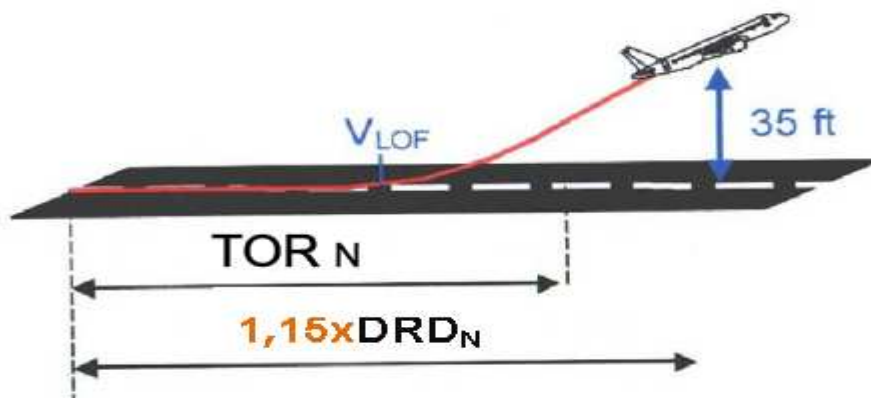
$$\mathbf{DRD\ retenue = Sup (DRDN-1 ; 1.15x DRDN)}$$

- **DRDN-1** : c'est la distance de roulement au décollage avec panne du moteur « critique » à  $V_{EF}$  et reconnue à  $V_1$ .



(Fig. II.4) : Distance de roulement au décollage avec N-1 moteur

- **DRDN** : c'est la distance de roulement au décollage avec tout moteurs en fonctionnement.

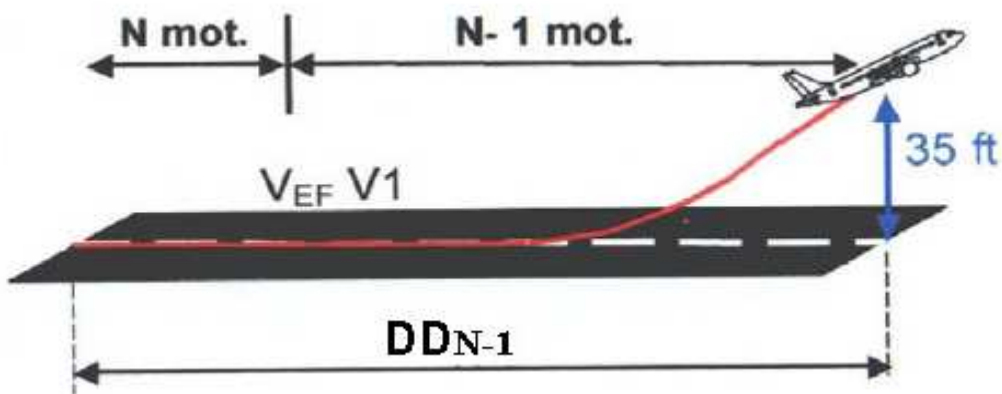


(Fig. II.5) : Distance de roulement au décollage avec N moteur

b) *Distance de décollage (DD) :*

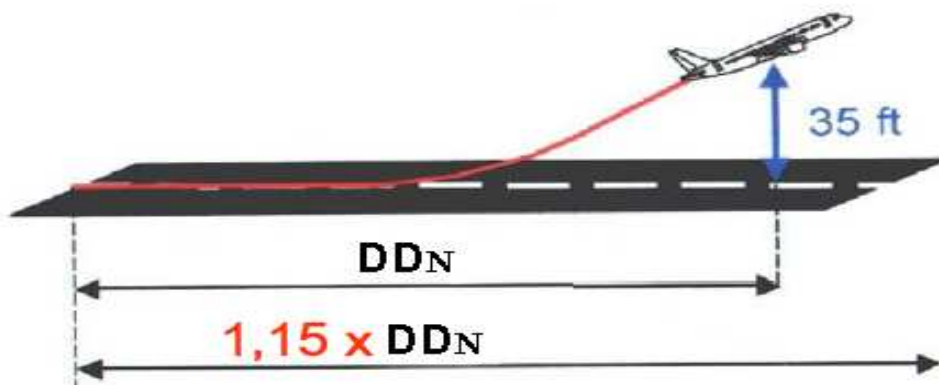
C'est la plus grande des deux distances déterminées par les deux façons suivantes :

- *Panne moteur « critique » a  $V_{EF}$  et reconnue a  $V_1$  :*



(Fig II.6) : *Distance de décollage avec N-1 moteurs*

- *Sans panne moteur :*



(Fig II.7) : *Distance de décollage avec N moteur*

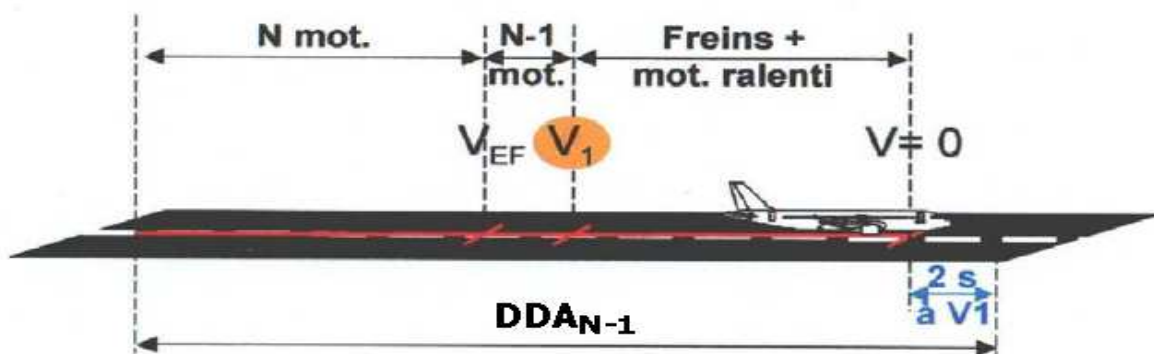
$$DD \text{ retenu} = \text{Sup} (DD_{N-1} ; 1.15X DD_N)$$

c) *Distance d'accélération arrêt (DDA) :*

C'est la plus grande des deux distances suivantes :

- La distance nécessaire au freinage de l'avion après détection de la panne du moteur critique à  $V_1$ .

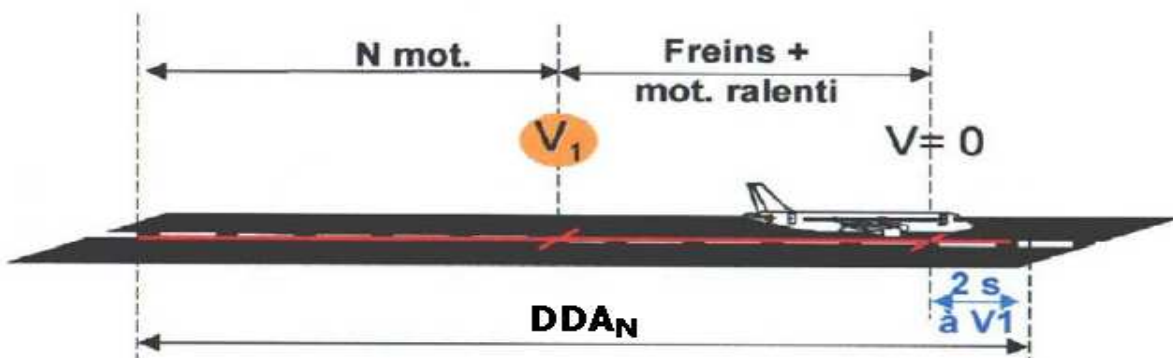
❖ *Panne du moteur critique à  $V_{EF}$  et reconnue a  $V_1$  :*



(Fig II.8) : *Distance d'accélération arrêt avec N-1 moteur*

- Sans panne du moteur critique, la distance depuis le lâcher des freins jusqu'à  $V_1$ , plus la distance nécessaire pour le freinage

❖ *Sans panne moteur :*



(Fig II.9) : *Distance d'accélération arrêt avec N moteur*

$$DDA \text{ retenue} = \sup (DDA_{N-1} ; ASD_N)$$



## **II-2 Etude de performance :**

### **II-2- 1 Partie théorique :**

#### ***Introduction :***

L'étude de performance d'un aéronef nous permet de déterminer les performances de cette aéronef dans toutes les conditions et les phases de vol

En tenant compte des conditions les plus pénalisantes nous allons aborder les performances des aéronefs d'une façon générale, et cela durant les différentes phases de vol :

- *Montée.*
- *Croisière.*
- *Attente.*
- *Descente.*

#### **II-2-1-1 La Montée :**

La montée est la première phase de vol, elle peut aussi intervenir durant le vol en croisière ascendant ou bien en approche interrompue, les réglementations américaine (FAR PART 25) et européenne (JAR OPS) exigent des pentes minimales à respecter pendant la montée.

##### **II-2-1-1-1 Les pentes minimale de montée :**

###### ***a) trajectoire de décollage :***

La trajectoire réglementaire de décollage : commence du lâcher les freins jusqu'au point où l'avion atteint 1500 ft de hauteur brute avec panne du moteur critique reconnue à  $V_{EF}$ , elle est décomposée en deux trajectoires.

- ✓ La trajectoire de décollage : depuis LF jusqu'au point où l'avion atteint 35 ft de hauteur brute.
- ✓ La trajectoire d'envol : commence de  $V_2$  jusqu'au point où l'avion atteint 1500 ft de hauteur brute.

<i>Configuration</i>	<i>Pente minimale exigée</i>
<b>Moteur critique en panne 400ft a 1500ft au dessus de la piste</b>	1.2%
<b>Pente de réduction pour la trajectoire nette</b>	0.8%

*Tableau II.2*b) *montée en décollage :*

Le tableau ci-dessus présente les pentes minimales exigées par la réglementation sur chaque segment de la trajectoire de décollage

<i>Segment</i>	<i>Configuration</i>	<i>Pente minimale exigée</i>
<b>1<sup>ier</sup> segment</b>	<ul style="list-style-type: none"> <li>▶ trains sortis</li> <li>▶ moteur critique en panne</li> <li>▶ poussée décollage.</li> <li>▶ volets décollage.</li> <li>▶ vitesse <b>V<sub>lof</sub></b>.</li> </ul>	0 %
<b>2<sup>ème</sup> segment</b>	<ul style="list-style-type: none"> <li>▶ trams rentrés</li> <li>▶ moteur critique en panne.</li> <li>▶ poussée décollage.</li> <li>▶ vitesse <b>V<sub>2</sub></b>.</li> <li>▶ altitude pour laquelle les trains d'atterrissage totalement rentrés</li> </ul>	2.4 %
<b>Segment finale</b>	<ul style="list-style-type: none"> <li>▶ moteur critique en panne.</li> <li>▶ Poussée maxi continue</li> <li>▶ <math>V \geq 1.3 V_s</math></li> </ul>	1.2 %

*Tableaux II.3*

c) *montée en vol :*

<i>Configuration</i>	<i>Pente minimale exigée</i>
<ul style="list-style-type: none"> <li>▶ <i>Moteur critique en panne</i></li> <li>▶ <i>Poussée maxi continue</i></li> </ul>	1.1 %

*Tableaux II.4*

d) *Montée - masse atterrissage limité :*

	<i>Configuration</i>	<i>Pente minimale exigée</i>
<b>Montée en approche</b>	<ul style="list-style-type: none"> <li>▶ trains rentrée.</li> <li>▶ moteur critique en panne.</li> <li>▶ poussée décollage.</li> <li>▶ volets approche.</li> <li>▶ <math>V &lt; 1,4 V_s</math>.</li> <li>▶ volet d'approche choisis de tel sorte que :  <math>V_s</math> (volet app) 10 % <math>V_s</math> (volet att).</li> </ul>	2.1 %
<b>Montée en atterrissage</b>	<ul style="list-style-type: none"> <li>▶ tous les moteurs en fonctionnement.</li> <li>▶ poussée équivalente à <b>8</b> secs après la remise des gaz pour décoller après le vol ralenti.</li> <li>▶ trains sortis et <math>V &lt; 1,23 V_S</math></li> </ul>	3.2 %

*Tableaux II.5*

### II-2-1-1-2 montée en exploitation :

Généralement les montées s'effectuent en régime moteur maxi-moteur défini par le constructeur.

Ce régime de montée nous donne les meilleures performances ascensionnelles, en ayant une vitesse donnée, les différents types de montée sujets à notre étude sont les suivantes :

- montée à pente maximale.
- Montée à vitesse ascensionnelle maximum
- Montée à consommation distance minimum.
- Montée à prix de revient minimale PRM dite « normale ».
- Montée à vitesse élevée dite « rapide »
- Montée cabine.

#### a) *Montée à pente maximum :*

- Régime moteur : Maxi -montée
- Cas d'utilisation : cette montée est surtout utilisée pour atteindre un niveau maximum en un point donné (cas d'un obstacle par exemple).

#### b) *Montée à vitesse ascensionnelle maximum :*

- Régime moteur : Maxi-montée
- Cas d'utilisation : à la demande du contrôle pour rejoindre un niveau de vol dans un minimum de temps.

#### c) *Montée à consommation distance- maximum :*

- Régime moteur : Maxi-montée
- Cas d'utilisation : minimiser la consommation du carburant

#### d) *Montée à prix de revient minimale dite « Normale » :*

- Régime moteur : Maxi-montée
- Cas d'utilisation : montée réalisant le meilleur compromis temps/consommation distance.

e) **Montée à vitesse élevée dite « Rapide » :**

- Régime moteur : Maxi-montée
- Cas d'utilisation : utiliser pour le court courrier, elle est privilégiée le temps de vol sur la consommation carburant

f) **Montée cabine :**

L'altitude pression de la cabine peut être diminuée mais elle doit être inférieure à la valeur maximale fixée à 10 000ft.

Pour des raisons de confort passagers la montée cabine s'effectue à 500ft/min.

## II-2-1-2 La Croisière :

La croisière est Tout segment de vol en palier après l'arrivée à l'altitude de croisière initiale, jusqu'au début de la descente vers la destination.

### II-2-1-2-1 Les consommations :

➤ **Consommation horaire : CH**

C'est la consommation de carburant par unité de temps exprimée généralement en Kg/Heure.

➤ **Consommation spécifique : Csp**

C'est le rapport entre la consommation horaire et la poussée exprimée en :

- ▶ consommation horaire par unité de puissance : (pour un turbopropulseur)

$$\boxed{C_{sp} = Ch / Wm} \text{ Exprimée en } kg/Cv.H$$

- ▶ consommation horaire par unité de poussée : ( pour un turboréacteur)

$$C_{sp} = Ch / Tu \quad \text{Exprimée en kg/H.}$$

Avec :

- Tu : poussée utile du moteur exprimé en Newton.
- Ch : consommation horaire exprimé en kg/H.
- Wn : puissance mécanique exprimé en Cv.

➤ Consommation-distance :

Les avions de transport passagers couvrent des distances exprimées par milles nautiques, d'où la nécessité de connaître la quantité de carburant consommée par mille nautique, d'où la notion de consommation-distance :

$$Cd = Ch / Vs$$

*Vs* : la vitesse sol

*Pour un vent nul :*

$$Cd = Ch / Vp$$

*Vp* : la vitesse propre de l'avion

### II-2-1-2-2 Rayons d'action spécifique $R_s$ :

C'est la distance parcourue par unité de consommation exprimée généralement en

NN/Kg

$$R_s = 1 / Cd = Vs / Ch$$

Pour un vent nul :

$$R_s = Vp / Ch$$

Notons que :

$$Vp = a * M$$

$$Ch = C_{sp} * Tu$$

Aussi pour un vol en palier :

$$Tu = Tn = mg / f$$

*f* : étant la finesse de l'avion ( $C_z / C_x$ )

$$\left\{ \begin{array}{l} a = \sqrt{\gamma \cdot r \cdot T} \\ a_0 = \sqrt{\gamma \cdot r \cdot T_0} \end{array} \right. \rightarrow a = a_0 \sqrt{T/T_0}$$

a : étant la célérité du son

y : C'est la constante des gaz parfaits ( $\gamma = 1.4$ )

D'où

$$R_s = a_0 (M \cdot f) / mg \left[ C_{sp} \sqrt{T/T_0} \right]$$

$$T_0 = 288.15^\circ\text{K} \rightarrow a_0 = 661.5^\circ\text{K}$$

### Remarque :

Le rayon spécifique est le paramètre le plus utilisé dans l'étude des performances en croisière.

Il dépend de :

- la conduite motrice ( $C_{sp}$ )
- N : le paramètre principal agissant sur  $C_{sp}$  qui est aussi le nombre de tours que fait le moteur.

Le minimum de  $C_{sp}$  pour un régime est atteint à 80% du régime maximal, il faut donc adapter la poussée du moteur de l'avion de telle sorte que le régime de croisière se situe près de minimum de  $C_{sp}$ .

Il faut, d'autre part, que la poussée de décollage soit suffisamment élevée pour ne pas pénaliser de trop la masse de décollage.

- ✘ La masse de l'avion : m (augmente)  $\rightarrow$   $R_s$  (Diminue)
- ✘ L'aérodynamique et la vitesse de l'avion : M (Augmente)  $\rightarrow$  (m.f) (Augmente)  $\rightarrow$   $R_s$  (Diminue)
- ✘ L'altitude de l'avion :  $Z_p$  (Augmente)  $\rightarrow$   $\frac{C_{sp}}{\sqrt{T/T_0}}$  (Diminue)  $\rightarrow$   $R_s$  (Augmente)

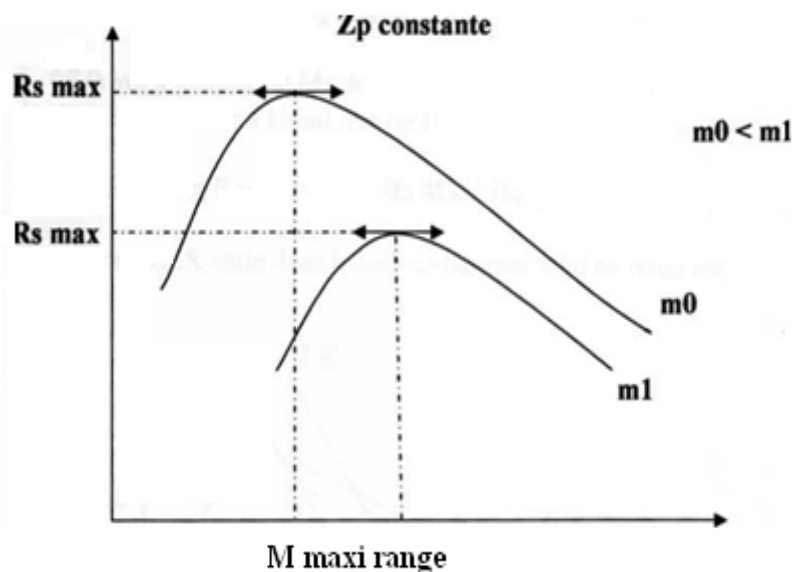
### II-2-1-2-3 Régime de marche :

Au cours du vol et pendant la croisière le pilote choisira une méthode de conduite de son appareil que l'on appelle régime de marche, et cela suivant les besoins et la rentabilité désirée pour chaque compagnie, il existe quatre (4) régimes de marche :

- ✘ Croisière à maxi-range.
- ✘ Croisière longue-range.
- ✘ Croisière à Mach (PRM) (prix de revient minimal)
- ✘ Croisière à Mach constant.

#### a) Croisière à maxi-range :

C'est le régime de marche ou le nombre de Mach (MMR) correspondant à une consommation distance (d) minimale ou à un rayon d'action (Rs) max.



(Fig. II.10) : courbe représentatif de  $R_s = f(\text{MMR})$ .

En général, le Mach maxi range varie en fonction de la masse ( $m$ ) et de ( $Z_p$ )

à  $Z_p = \text{Cte}$  : lorsque  $m \nearrow$   $\longrightarrow$  MMR  $\nearrow$

à  $m = \text{Cte}$  : lorsque  $Z_p \nearrow$   $\longrightarrow$  MMR  $\nearrow$



➤ **Avantage du Mach maxi range :**

Son avantage est de minimiser la consommation sur une étape

➤ **Inconvénients :**

Ce régime nécessite un affichage exacte de ce Mach, donc un petit décalage sur l'affichage peut engendrer une augmentation de consommation distance.

Alors si on programme un vol avec régime maxi range le pilote doit afficher exactement et avec précision les paramètres de vol.

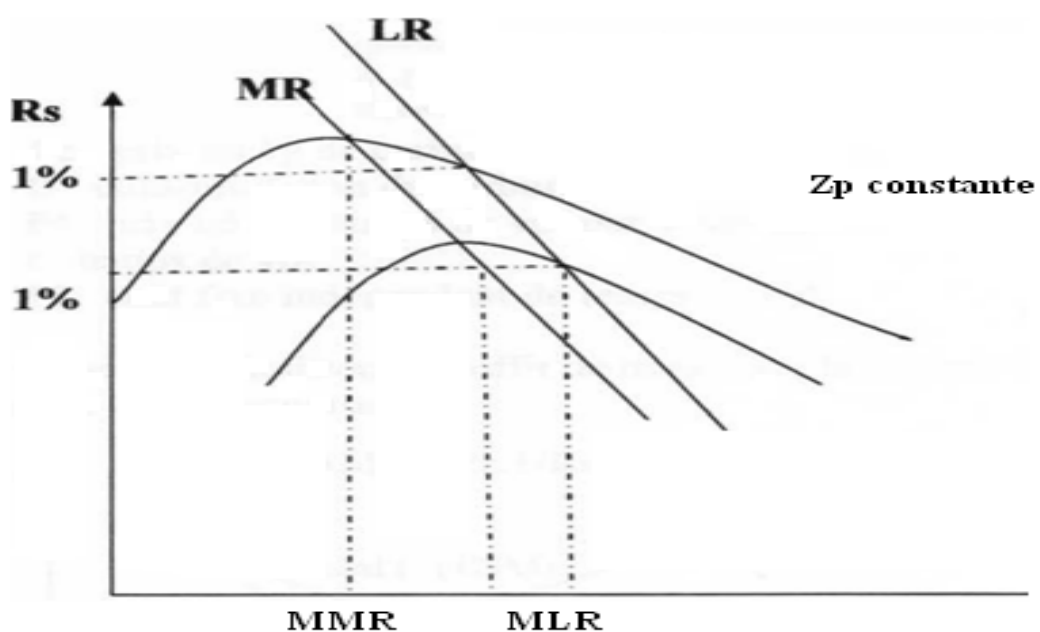
**Utilisation :** Ce régime est utilisé seulement comme secours au cours du vol, on programme rarement un vol à ce régime là.

**b) Croisières à Mach long range :**

C'est un vol à nombre de Mach supérieur au premier régime (MMR) dans lequel le rayon d'action n'est réduit que de 1% par rapport à celui de maxi range.

Ou bien  $R_s \text{ Long Range} \text{ --- } 99\% R_s \text{ Maxi Range}$

En général, MLR varie dans le même sens que celui du maxi range.



(Fig. II.11) : courbe représentatif de  $R_s = f(MLR)$ .

**Remarque :**

Le Mach long range varie dans les mêmes conditions que celui du maxi range.

**Avantage de Long Range :**

Pour une perte faible sur la consommation compenser par un gain sur le temps de vol.

La tenue des paramètres peut être moins précises, en effet tout Mach de vol affiché inférieur au MLR se traduit par une diminution de la consommation de carburant.

**Utilisation :**

Ce régime était utilisé surtout où l'économie du carburant est très importante.

**c) croisière à Mach PRM :**

C'est le nombre de Mach à afficher pour minimiser les coûts directs à l'heure de vol, ces coûts sont la somme des deux éléments :

- ✘ coût lié au temps de vol (PNT, PNC, maintenance)
- ✘ coût de carburant

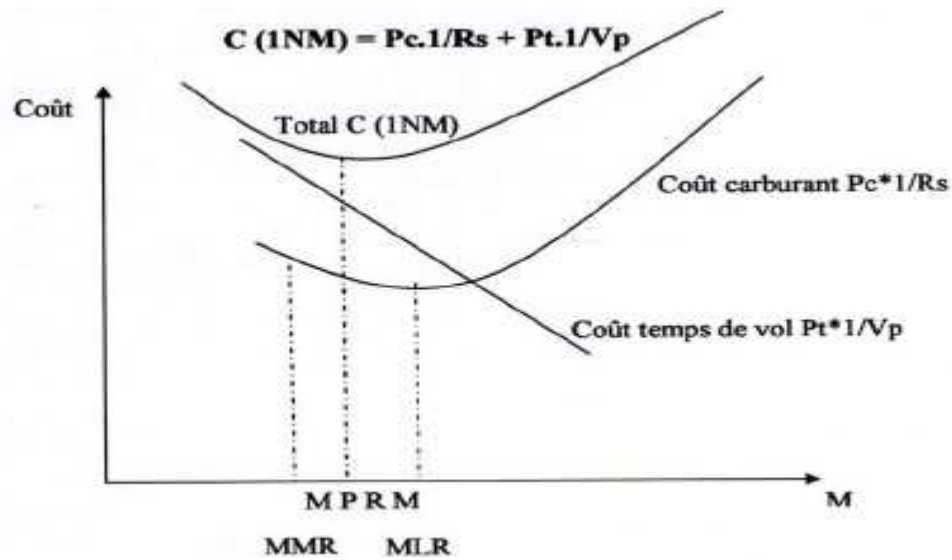
$$CD = Pc \cdot d + Pt \cdot t + Pf$$

Avec :

- Pc** : prix du kg de carburant
- D** : consommation du carburant
- Pt** : prix lié aux temps de vol par heure de
- t** : temps de vol
- Pf** coût fixe indépendant du temps de vol

Pour minimiser le coût direct, il suffit de minimiser la somme du

«  $C = Pc \cdot d + Pt \cdot t$  » pour chaque NM parcourue :



(fig II.12) : courbe représentatif de  $R_s = f(MPRM)$

**Les paramètres ayant une influence sur MPRM :**

➤ **La masse :**

Lorsque  $M$  augmente --■ MMR augmente → MPRM augmente (à  $Z_p = Cte$ )

➤ **L'altitude**

Lorsque  $Z_p$  augmente --. MMR augmente → MPRM augmente (à  $m = Cte$ )

➤ **Le coût carburant :**

Lorsque  $P_c$  augmente MPRM tend vers le MMR

MPRM est le plus souvent situé entre le MMR et le MLR donc le vol au MPRM étant avantageux au coût total et au carburant

✓ **Avantage :**

Ce Mach permet le meilleur compromis consommation-temps de vol.

**d) Croisière à Mach constant :**

Il est possible d'effectuer une croisière à un nombre de Mach constant.

✓ **Avantage :**

Facilité de suivi des paramètres de vol.

✓ **Inconvénients :**

On s'écarte des conditions optimales, surtout lorsque le vol se fait à une altitude pression constante.

➤ **Altitude de décrochage :**

C'est l'altitude maximale que peut atteindre un avion de masse donnée s'il veut maintenir un nombre de mach maximal fixé.

**Commentaire :**

Paramètres ayant une influence sur l'altitude de décrochage :

- température extérieure : l'altitude de décrochage augmente quand la température extérieure diminue
- nombre de Mach : en générale, plus le Mach est faible plus l'altitude de décrochage est élevée.

**Masse avion :**

L'altitude de décrochage augmente quand la masse diminue. Lorsqu'il y a une panne moteur, l'altitude de décrochage est définie à partir du régime d'urgence (Maxi continue)

**II-2-1-3 L'attente :**

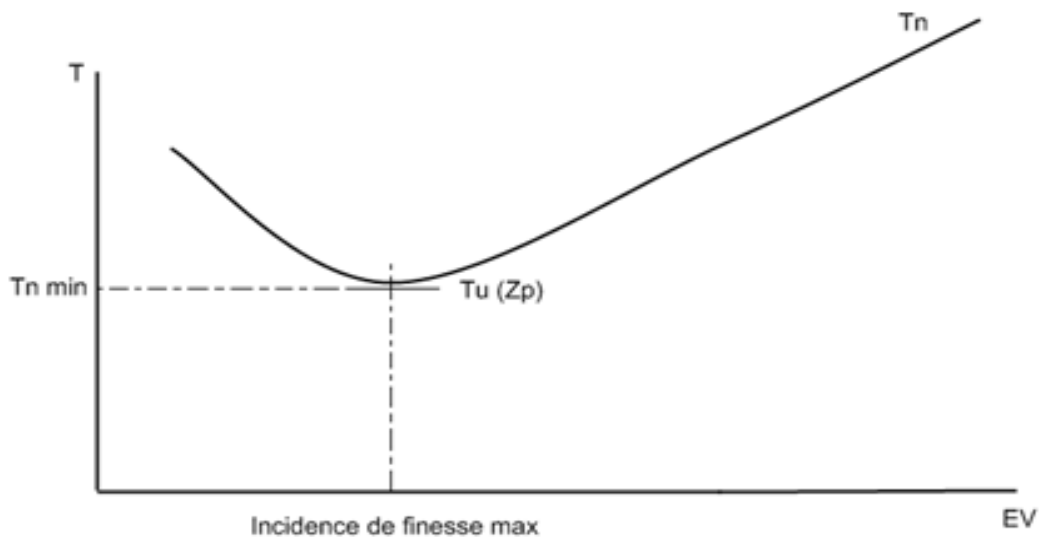
**II-2-3-1 L'incidence d'attente :**

Le régime d'attente est le régime de  $C_h$  min

$$C_h = C_{sp} \times T_u \text{ avec } T_u = T_n \text{ (vol en palier)}$$

$$C_h = C_{sp} \times \text{poids} / \text{finesse}$$

Incidence de finesse max  $\Rightarrow$   $C_h$  min



(Fig. II.13) : Courbe  $T = F(EV)$ , à  $m$  fixée

Donc l'incidence d'attente est celle de finesse max.

#### II-2-1-4 La descente :

La phase de descente peut être considérée comme symétrique de la phase de montée, à savoir la transition entre la fin de la croisière et le début de l'approche.

Les objectifs de l'exploitation sont différents, c'est pour cela qu'il existe plusieurs types des descentes :

- descente à pente minimale.
- descente à vitesse de descente minimale.
- descente à consommation minimale.
- descente à prix de revient minimal.

##### a) Descente à pente minimale :

$$\theta = \theta \min \Rightarrow [(Tu / mg) - (11 f)] \min \Rightarrow f \max.$$

La descente à pente minimale s'effectue à l'incidence de finesse maximale.

##### b) Vitesse verticale de descente minimale :

$$V_z = V_z \min [W_u - W] \min \Rightarrow V \text{ optimale.}$$

Alors la vitesse de descente minimale correspond à la vitesse optimale.

**c) Descente à consommation minimale dite « Economique » :**

Il s'agit de réaliser une meilleure consommation — distance, donc voler sur une plus grande distance à régime réduit, pour cela il faut réduire la pente de descente, donc on se rapproche de la vitesse de finesse max.

**d) Descente à prix de revient minimal dite « Normal » :**

Il s'agit pour ce type de descente de réaliser le meilleur compromis entre le temps et la consommation. Pour gagner du temps, il faudra rester en croisière un peu plus longtemps et descendre avec une vitesse plus importante.

Vu l'importance du coût du carburant dans les coûts d'exploitation, les vitesses de descente « Normal » ont tendance à diminuer pour se rapprocher de la vitesse à  $f$  max.

**Remarque :**

L'économie ne peut être réalisée que si le point de descente est déterminé avec précision, ce point varie suivant la direction du vent débout ou arrière.

- une descente prématurée obligera à faire un palier à basse altitude
- une descente tardive obligera à employer les aérofreins ou spoilers.

**e) Descente de secours :**

En cas de panne de pressurisation on peut effectuer une descente de secours. Pour obtenir une forte vitesse verticale de descente, il faut :

- afficher la vitesse verticale.
- Avoir les moteurs réduits, pour augmenter leur performance
- On pourra utiliser les aérofreins, d'où  $V = V_{m_0}$

**f) Descente cabine :**

Comme pour la montée, pendant la descente il faudrait prendre en considération le confort passager de telle sorte que la vitesse de descente ne doit pas dépasser 300ft / min, en veillant à ne pas dépasser la pression différentielle maximale  $\Delta P_{max}$ .

## II-2-2 Partie pratique :

### II-2-2-1 La montée :

Les tables des données de montée sont des tables utilisées pour le calcul du *temps*, la *distance* et le *carburant* consommés durant la montée.

Les tables suivantes présentent un exemple des tables de montée du *CASA C-295*, obtenue à partir du manuel de vol.

#### *Conditions :*

- *Vent nul.*
- *Puissance maximale de montée : 95%  $N_p$*
- *Type de montée : 140/130 kt*

a)  $T = ISA$ 

Fuel (kg)
Distance (NM)      Time (min)

FL	Masse au lâcher des freins (kg)													
	14000		16000		19000		20000		21000		22000		23000	
300	290		380											
	68	25	97	34										
280	259		325											
	55	21	73	27										
220	193		229		310		350		402					
	31	14	39	16	56	23	66	26	78	31				
200	176		207		271		302		339		386		450	
	26	12	32	14	45	19	25	21	59	24	70	28	84	33
180	160		186		239		263		291		326		369	
	22	11	27	12	37	16	42	18	47	20	54	23	63	26
140	131		150		186		202		219		240		265	
	16	8	19	9	25	12	28	13	31	14	35	16	39	17
80	91		101		120		127		136		145		156	
	8	5	9	6	12	7	13	7	15	8	16	9	18	9
60	78		85		99		104		110		117		125	
	6	4	7	5	9	6	9	6	10	6	11	7	13	7

Tableau II.6

**Correction :**

- ❖ *L'effet du Système de dégivrage* : l'effet du système de dégivrage est négligeable. Aucune correction nécessaire sur la consommation carburant, le temps et la distance.

- ❖ *L'effet du vent* :

✓ La distance :  $D = D_0 - (Ws.t)/60$



*Avec :*

$D_0 =$  la distance avec vent nul

$W_s =$  vitesse du vent

$t =$  time

✓ Le temps et la consommation : aucune correction requis.

❖ *Correction lié a l'altitude :*

Pour chaque 1000ft d'altitude on doit soustraire :

- 9 kg de carburant
- 1.2 NM de distance
- 0.516 min.

*Remarque :*

*Avec une masse de **16000 kg** et dans **34min** le CASA C-295 peut arrivée jusqu'au niveau de vol **FL300**, avec une consommation carburant de **380 kg**,*

1-b)  $T = ISA+10$

FL	Masse au lâcher des freins (kg)													
	14000		16000		19000		20000		21000		22000		23000	
300	347													
	94	33												
280	303		401											
	73	27	104	37										
220	218		266		387									
	40	17	52	21	82	32								
200	197		236		328		376							
	33	14	42	18	63	25	75	29						
180	178		211		282		317		362		422			
	28	13	35	15	50	21	58	24	68	27	81	32		
140	144		167		212		233		258		288		326	
	19	9	24	11	32	14	36	16	41	18	47	20	54	23
80	97		109		131		141		151		164		179	
	9	6	11	7	15	8	17	9	18	9	20	10	23	11
60	82		91		107		113		121		130		140	
	7	5	8	5	10	6	12	7	13	7	14	8	16	8

Tableau II.7

**Correction :**

- ❖ *L'effet du Système de dégivrage* : l'effet du système de dégivrage est négligeable. Aucune correction nécessaire sur la consommation carburant, le temps et la distance.
- ❖ *L'effet du vent* :
  - ✓ La distance :  $D = D_0 - (Ws.t)/60$
  - ✓ Le temps et la consommation : aucune correction requise.

❖ **Correction lié a l'altitude :**

Pour chaque 1000ft d'altitude on doit soustraire :

- 10 kg de carburant
- 1.4 NM de distance
- 0.583 min.

**Conclusion :**

D'après les tables des données de montée **(1-a) et (1-b)** on conclue que les performances de montée son liée directement a la masse au lâcher des freins et a la température, telle que :

**La masse augmente → temps de montée augmente → consommation carburant augmente.**

**II-2-2-2 La Croisière :**

D'après les tables de données de croisière le CASA C-295 peut effectuer une croisière avec deux régimes différents, ce qui nous donne par conséquent deux type de croisières :

- ✓ Croisière de type « Maximum Cruise » : (MC)
- ✓ Croisière de type « Long Rang » : LR

Les informations fournies dans cette partie offre au pilote une option de choix de type de croisière selon la mission accomplie, et c'est dans cette optique et a travers les exemples suivants on va suivre les deux types de croisière.

**Remarque :** les informations fournis dans les tableaux ci-dessous sont :

- Le rayon d'action spécifique :
- Consommation carburant par heure par moteur
- Vitesse indiqué, vitesse vrais

a) **Croisière de type MC :**

➤ **Condition :**

$TOW (kg) : 16000 ; 18000 ; 20000 ; 22000 ; 23000$

$T = ISA$

$Vent nul$

<i>TOW</i> (kg)	<i>FL 150</i>		<i>FL 200</i>		<i>FL 250</i>		<i>FL 280</i>		<i>FL 300</i>	
	Fuel (kg/h/mot) IAS	(NM/100kg) TAS	Fuel (kg/h/mot) IAS	(NM/100kg) TAS	Fuel (kg/h/mot) IAS	(NM/100kg) TAS	Fuel (kg/h/mot) IAS	(NM/100kg) TAS	Fuel (kg/h/mot) IAS	(NM/100kg) TAS
<b>16000</b>	373	34.9	318	40.3	267	46.3	240	49.5	222	51.0
	210	260	191	254	169	247	154	238	142	227
<b>18000</b>	372	34.3	317	39.6	265	44.5	237	45.9		
	208	257	187	251	161	235	141	218		
<b>20000</b>	372	34.1	316	38.6	262	41.5				
	205	245	182	244	148	217				
<b>22000</b>	371	33.5	314	37.0						
	201	248	173	233						
<b>23000</b>	370	33.1	313	36.1						
	198	245	168	226						

Table II.8

**Remarque :**

*Le CASA C-295 peut arriver jusqu'au niveau de vol 300, avec :*

- Une Masse égale a 16000kg
- Une consommation de fuel de 222kg/h/moteur
- vitesse indiquée IAS = 142kt

**➤ Correction :**

- ❖ *L'effet du Système de dégivrage :* l'effet du système de dégivrage est négligeable.

❖ *L'effet du vent :*

- ✓ *TAS :*  $TAS = \text{Ground speed} - (\text{vent de fesse}) \text{ ou } + (\text{vent arrière})$
- ✓ Le rayon d'action spécifique et la consommation : aucune correction requise.

**b) Croisière de type Long Rang : (LRC)**➤ *Condition :*

*TOW (kg) : 16000 ; 18000 ; 20000 ; 22000 ; 23000*

*T = ISA*

*Vent nul*

*Deux moteurs en fonctionnement.*

<i>TOW (kg)</i>	<i>FL 150</i>	<i>FL 200</i>	<i>FL 250</i>	<i>FL 280</i>	<i>FL 300</i>
<b>16000</b>	247 41.1	236 44.6	231 47.6	228 48.8	221 49.3
	164 203	157 211	150 220	144 223	136 218
<b>18000</b>	270 38.7	263 41.5	258 43.6		
	169 202	162 219	153 225		
<b>20000</b>	297 36.4	290 38.7			
	174 216	167 224			
<b>22000</b>	326 34.3	313 36.0			
	180 224	167 225			
<b>23000</b>	338 33.3	312 34.8			
	187 225	161 217			

*Table II.9*

**Conclusion :**

La croisière effectuée avec le régime MC , le C295 peut atteindre un rayon d’action spécifique plus élevé que celle du régime LRC avec une légère différence du consommation du carburant . D’où on a l’intérêt de voler avec le régime MC

**II-2-2-3 La descente :**

Les tables suivantes présentent des tables de données de descente, et à travers lesquelles on va suivre le *temps* et la *consommation* en descente, et cela pour les différents types de descente.

**Condition :**

Vent nul

T = ISA

Flaps UP (0°)

➤ *Descente type I : IAS = 200kt*

Fuel (kg)
Distance (NM)    Time (min)

<i>FL</i>	<i>TOW</i>					
	<i>12000</i>		<i>17000</i>		<i>22000</i>	
<b>300</b>	20		28		34	
	28	6	38	8	46	10
<b>250</b>	16		22		27	
	21	5	29	6	36	8
<b>160</b>	11		15		19	
	13	3	18	4	22	5
<b>80</b>	6		8		11	
	6	1	9	2	11	3

**Table II.10**

**Correction :**

<i>Pour chaque 1000ft d'altitude on doit soustraire :</i>					
<i>1</i>		<i>1</i>		<i>2</i>	
<i>1</i>	<i>0.1</i>	<i>1</i>	<i>0.3</i>	<i>1</i>	<i>0.3</i>

➤ **Descente type II :** IAS =200kt

Fuel (kg)
Distance (NM)    Time (min)

<i>FL</i>	<i>TOW</i>					
	<i>12000</i>		<i>17000</i>		<i>22000</i>	
<b>300</b>	<i>31</i>		<i>42</i>		<i>49</i>	
	<i>38</i>	<i>9</i>	<i>51</i>	<i>12</i>	<i>60</i>	<i>15</i>
<b>250</b>	<i>25</i>		<i>34</i>		<i>41</i>	
	<i>30</i>	<i>8</i>	<i>40</i>	<i>10</i>	<i>48</i>	<i>12</i>
<b>160</b>	<i>18</i>		<i>24</i>		<i>29</i>	
	<i>18</i>	<i>5</i>	<i>25</i>	<i>7</i>	<i>30</i>	<i>8</i>
<b>80</b>	<i>10</i>		<i>14</i>		<i>16</i>	
	<i>9</i>	<i>2</i>	<i>12</i>	<i>3</i>	<i>14</i>	<i>4</i>

**Table II.11**

**Correction :**

<i>Pour chaque 1000ft d'altitude on doit soustraire :</i>					
<i>1</i>		<i>2</i>		<i>2</i>	
<i>1</i>	<i>0.3</i>	<i>1</i>	<i>0.4</i>	<i>2</i>	<i>0.5</i>

**Conclusion :**

D'après ce qui précède, on conclut qu'on a l'intérêt de suivre la descente de type I.  
 la descente de **type I** appelée « **Descente normale** », est la descente standard recommandé par le constructeur.





**Introduction :**

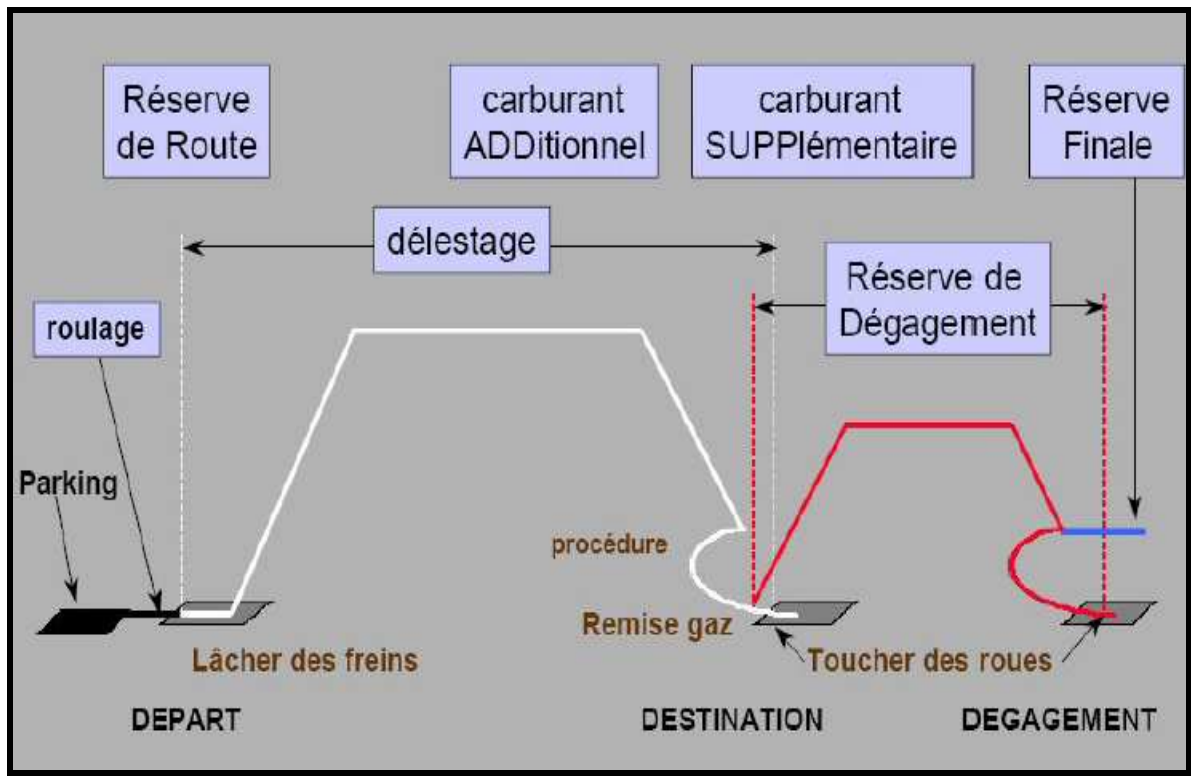
La mise en ligne d'un nouvel avion nécessite une maîtrise de toutes ses performances pour le réseau de lignes desservies par la compagnie, on parallèle et avant l'ouverture d'une nouvelle ligne cette dernière doit effectuer une étude de ligne, et qui est pratiquement l'étude des trois paramètres suivants :

- Consommation.
- Temps de vol.
- Charge offerte

Dans ce chapitre, on s'intéressera à la quantité de carburant (bloc fuel) et le temps de vol (bloc time) nécessaire pour une étape donnée et cela en optimisant au maximum la masse au décollage d'où une charge offerte maximale.

Pour que l'analyse soit bénéfique on a choisi des étapes courtes et moyes courriers correspondant aux rayons d'action de l'appareil *CASA C-295*.

### III-1 profile de la mission :



(Fig III.1) Carburant réglementaire à embarquer

#### III-1-1 Quantité de carburant réglementaire a embarqué :

Le « QLF » est la quantité de carburant au lâcher des freins qui doit être égale à la somme des quantités suivantes :

##### a) Délestage de l'étape « d » :

Il est défini par la quantité de carburant nécessaire depuis le lâcher des freins à l'aérodrome de départ, jusqu'au toucher des roues à l'aérodrome de destination,

Cette quantité est calculée en incluant toutes contraintes prévisibles sur la route, telle que : circulation aérienne, météorologie, performances avion... etc.

**b) Réserve de route « RR » :**

C'est une quantité destinée à couvrir les écarts entre les conditions réelle de vol et les conditions prévues

Cette quantité est calculée en pourcentage du délestage de l'étape prévue.

**c) Réserve de dégagement « RD » :**

Quantité de carburant nécessaire depuis la remise des gaz à l'aérodrome de destination, jusqu'au toucher des roues à l'aérodrome de dégagement le plus éloigné, compte tenu de toutes les contraintes prévisibles.

En conséquence, la réserve de dégagement comprend notamment « la remise des gaz » et « la procédure d'approche aux instruments » à l'aérodrome de dégagement.

**d) Réserve finale « RF » :**

C'est une réserve forfaitaire destinée à couvrir les aléas enfin de voyage.

❖ La quantité de carburant au lâcher des freins est égale :

$$Q_{lf} = d + Rd + Rr + Rf$$

**e) Roulage « r » :**

C'est la quantité de carburant nécessaire pour assurer la mise en route et le roulage jusqu'au point du lâcher de freins.

Donc La quantité de carburant a embarquée ( $Q_T$ ) est égale:

$$Q_T = Q_{lf} + \text{roulage}$$

**f) Quantité supplémentaire :**

Cette quantité de dépend du cout de carburant de l'aérodrome de départ et de destination.

### III-2 Charge offerte / Distance :

#### III-2-1 Détermination de la masse maximale au lâcher des freins :

Pour tenir compte des limitations, nous devons vérifier le respect simultané des relations suivantes :

$$\text{Masse réelle de décollage (lâcher des freins) : } \left\{ \begin{array}{l} \leq \text{MMSD} \\ \leq \text{MMSA} + d \\ \leq \text{MMSC} + Q_{lf} \end{array} \right.$$

La masse maximale au décollage sera la plus petite des quantités :

( $MMSD$ ,  $MMSA + d$ ,  $MMSC + Q_{lf}$ ) et sera appelée par définition *Limitation Utile (L/U)*

Donc :

$$\text{Limitation utile (L/U) = } \min ( MMSD, MMSA+d, MMSC+Q_{lf} )$$

#### III-2-2 Calcul de la charge offerte :

➤ La masse maximale au lâcher des freins = limitations utiles Sachant que la masse de l'avion est constituée de :

- Masse de base ( $m_b$ ) = masse de l'avion pour l'étape considérée
- Quantité de carburant au lâcher des freins.
- Charge marchande

Nous devrions vérifier que :

$$\text{Limitation Utile} \leq m_b + Q_{lf} + \text{charge}$$

Si on appelle charge offerte  $C/O$ , la charge telle que l'égalité suivante soit vérifiée, on aura :

$$C/O = L/U - (m_b + Q_{lf})$$

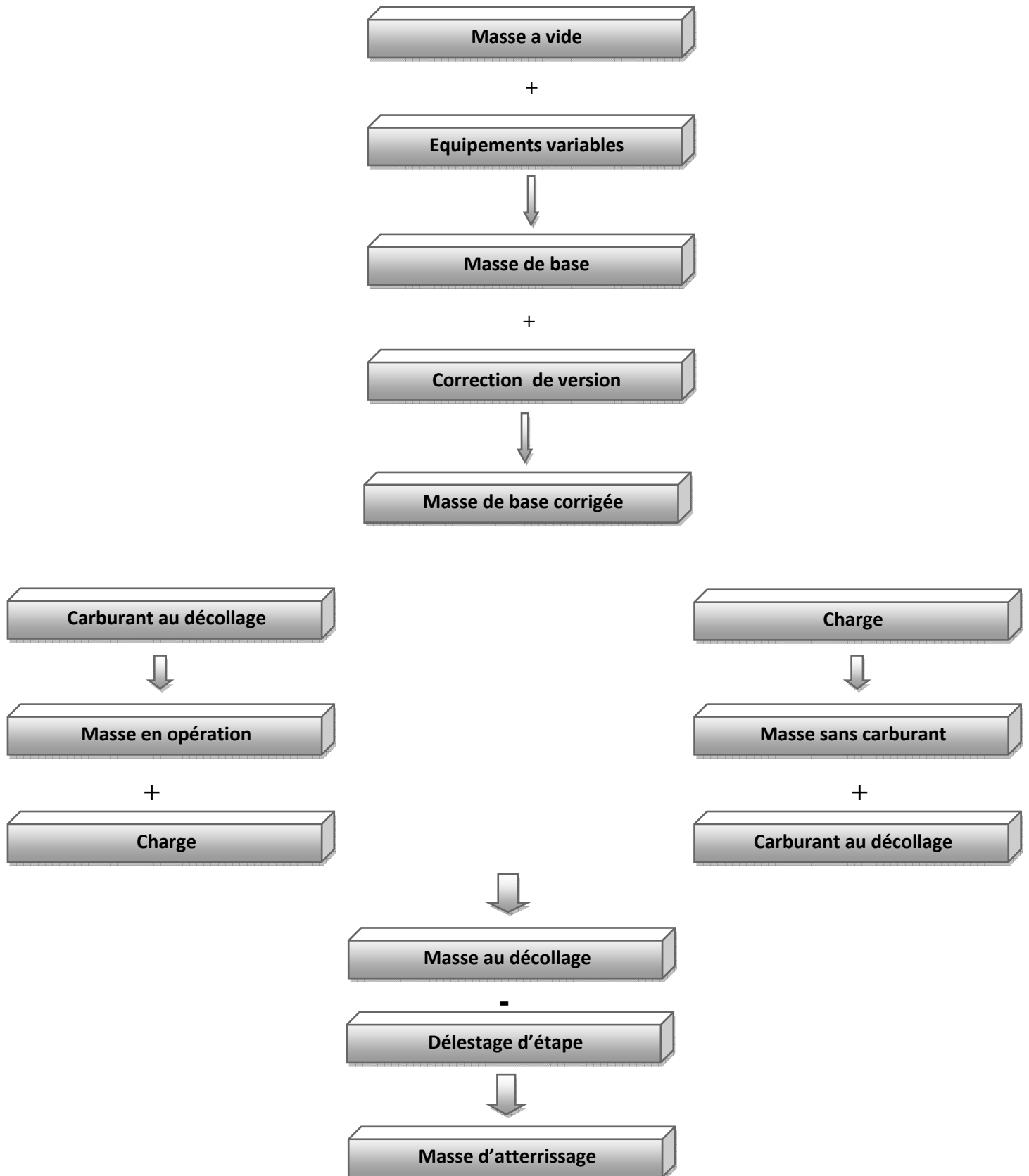
La quantité ( $m_b + Q_{lf}$ ) est appelée masse en opération ( $Mops$ )

Telle que :

$$Mops = m_b + Q_{lf}$$

**Devis de masse :**

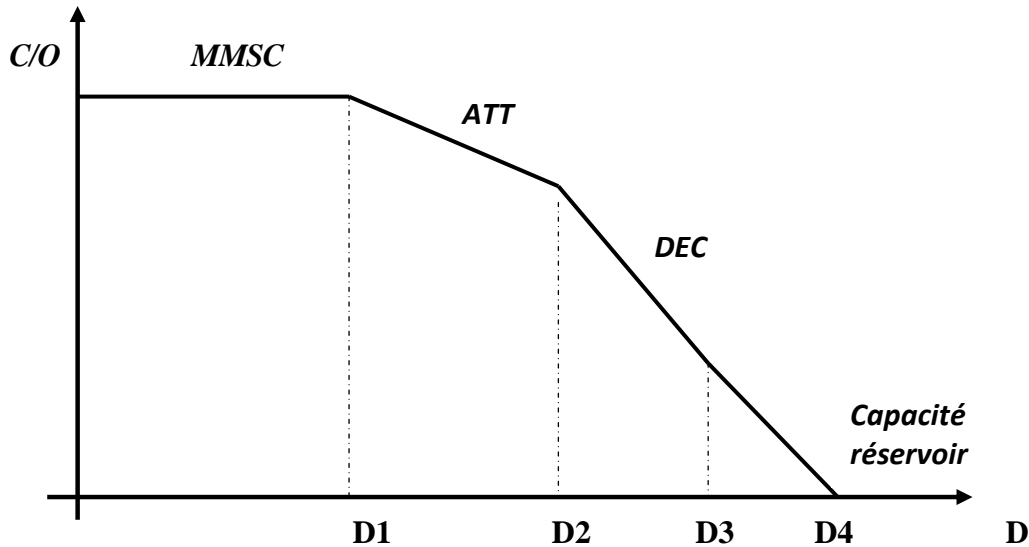
Les différentes masses sont représentées dans l'organigramme suivant :



### III-3 Etude de la courbe de la charge offerte en fonction de la distance :

Pour étudier la courbe de la charge offerte en fonction de la distance, les réserves considérées au paravent (réserve de route, réserve de dégagement, et réserve finale) sont indépendantes de la distance.

Le délestage est calculé pour un régime de vol donné (maximum range, long range, mach constant).



(Fig III.2) La courbe de la charge offerte en fonction de la distance.

### III-4 Etude de ligne :

Dans cette partie étude de ligne on s'intéressera aux trois paramètres (Time, Fuel, Distance), et pour ce faire on choisi trois rotations de courtes et moyens courrier réalisée par le *CASA C-295* et qui sont :

- ✘ Boufarik - Bejaia - Boufarik
- ✘ Tlemcen – Biskra – Tlemcen
- ✘ Boufarik – Jijel – Boufarik

**III-4-1 Caractéristiques des pistes :**

Les caractéristiques des pistes des aérodromes choisis sont présentées dans le tableau suivant:

	Cordonnées	Code		N° de pistes	Longueur piste	Altitude	Observation
		IATA	OACI				
<i>Boufarik</i>	<i>36° 32' 45'' N 2° 52' 35'' E</i>	<i>QFD</i>	<i>DAAK</i>	<i>04/22</i>	<i>3622 m</i>	<i>335 ft (102 m)</i>	<i>Militaire</i>
<i>Biskra</i>	<i>34° 47' 36'' N 5° 44' 19'' E</i>	<i>BSK</i>	<i>DAUB</i>	<i>13/31</i>	<i>2886 m</i>		<i>civil</i>
<i>Tlemcen</i>	<i>35° 0' 49'' N 1° 27' 25'' W</i>	<i>TLM</i>	<i>DAON</i>	<i>07/25</i>	<i>2600 m</i>	<i>814 ft (248 m)</i>	<i>civil</i>
<i>Bejaia</i>	<i>36° 42' 44'' N 5° 4' 17'' E</i>	<i>BJA</i>	<i>DAAE</i>	<i>08/26</i>	<i>2400 m</i>	<i>20 ft (6 m)</i>	<i>Civil</i>
<i>Jijel</i>	<i>36° 47' 42'' N 5° 52' 26'' E</i>	<i>GJL</i>	<i>DAAV</i>	<i>17/35</i>	<i>2400 m</i>	<i>33 ft (10 m)</i>	<i>Mixte</i>

*Tableau III.1*

**Conditions de vol :**

Cette étude de ligne est faite dans les conditions suivantes :

- *Vent nul.*
- *Température : ISA+35C°*
- *Pax : 95Kg (masse d'un passager avec bagages)*

**III-4-2 Tableaux des performances :****III-4-2-1 Rotation Boufarik - Jijel - Boufarik :**

	<i>Boufarik – Jijel (QFD – GJL)</i>	<i>Jijel – Boufarik (GJL- QFD)</i>
<i>Distance (NM)</i>	<i>142</i>	
<i>FL</i>	<i>150</i>	<i>160</i>
<i>Temps de vol</i>	<i>00<sup>H</sup>:40</i>	<i>00<sup>H</sup>:44</i>
<i>Consummation carburant</i>	<i>467</i>	<i>445</i>
<i>Charge utile Pax</i>	<i>71</i>	<i>71</i>

**Tableau III.2**

**Remarque:**

Sur cette étape :

- » La charge offerte embarquer est maximale (71 passagers).
- » Avec un niveau de vol plus élevée le temps de vol de la phase retour est supérieur par rapport a celui du aller (différence de 4mn) et par conséquent une sur consommation de carburant.



**III-4-2-2 Rotation Boufarik - Bejaia - Boufarik:**

	<i>Boufarik – Bejaia (QFD – GJL)</i>	<i>Bejaia – Boufarik (GJL- QFD)</i>
<i>Distance (NM)</i>	<b>104</b>	
<i>FL</i>	<b>150</b>	<b>160</b>
<i>Temps de vol</i>	<b>00<sup>H</sup>:30</b>	<b>00<sup>H</sup>:24</b>
<i>Consummation carburant</i>	<b>350</b>	<b>380</b>
<i>Charge utile Pax</i>	<b>71</b>	<b>71</b>

**Tableau III.3****Remarque :**

Avec une charge offerte maximale (71 passagers), et un niveau de vol plus élevée on a eu une réduction sur le temps de vol (4min de différence) et une sur consommation de carburant et celadue a une vitesse croisière élevé du le CASA

**III-4-2-3 Rotation Tlemcen - Biskra - Tlemcen:**

	<i>Tlemcen – Biskra (TLM – BSK)</i>	<i>Biskra– Tlemcen (BSK- TLM)</i>
<i>Distance (NM)</i>	<b>424</b>	
<i>FL</i>	<b>150</b>	<b>160</b>
<i>Temps de vol</i>	<b>01<sup>H</sup>:50</b>	<b>01<sup>H</sup>:56</b>
<i>Consummation carburant</i>	<b>1284</b>	<b>1260</b>
<i>Charge utile Pax</i>	<b>71</b>	<b>71</b>

**Tableau III.4**

**Remarque:**

Sur cette étape :

- » La charge offerte embarquer est maximale (71 passagers).
- » On augmentant le niveau de vol, le temps de vol de la phase retour devient plus important par rapport a celui de la phase aller (différence de 6mn) et par conséquent une sur consommation de carburant

**Conclusion :**

D'après cette étude de ligne, et on suivant les trois paramètres (time, fuel, distance) on constat que :

- » Le CASA C-295 et pour la totalité des étapes étudier décolle avec plein passagers
- » Pour avoir une meilleure exploitation de l'appareil (minimiser la consommation du carburant et maximiser la charge offerte) on doit voler à des niveaux plus hauts.

## IV-1 Présentation de l'aéronef :

### IV-1-1 Présentation du constructeur :

Avions de Transport Régional, *Aerei da Trasporto Regionale* (ATR) est un groupement d'intérêt économique franco-italien spécialisé dans la construction aéronautique. Ce groupement est formé par Aérospatiale, aujourd'hui **EADS** et Aeritalia (aujourd'hui Alenia Aeronautica, filiale de Finmeccanica). En 2007, l'ATR 72 devient le premier turbopropulseur équipé d'un système de divertissement de vol, notons que ce système n'est installé que sur les plus gros avions à réaction qui effectuent des liaisons plus longues.

#### *La gamme ATR :*

La famille ATR permet de choisir un constructeur qui propose une gamme de plusieurs modules : ATR 42-300 ; ATR 42-500 ; ATR 72-200 ; ATR 72-500.

Le 2 octobre 2007, ATR a lancé la nouvelle série ATR 42-600 et ATR 72-600. Les deux nouvelles versions auront la même longueur que leurs prédécesseurs et des hélices à 6 pales. Les changements concerneront l'intérieur de l'appareil et la motorisation. Les nouveaux appareils consommeront moins de carburant par passager, seront moins polluants, plus fiables, plus efficaces et auront des coûts d'exploitation moindres.

### IV-1-2 présentation de L'ATR 72-500 :



(Fig IV.1) ATR 72-500

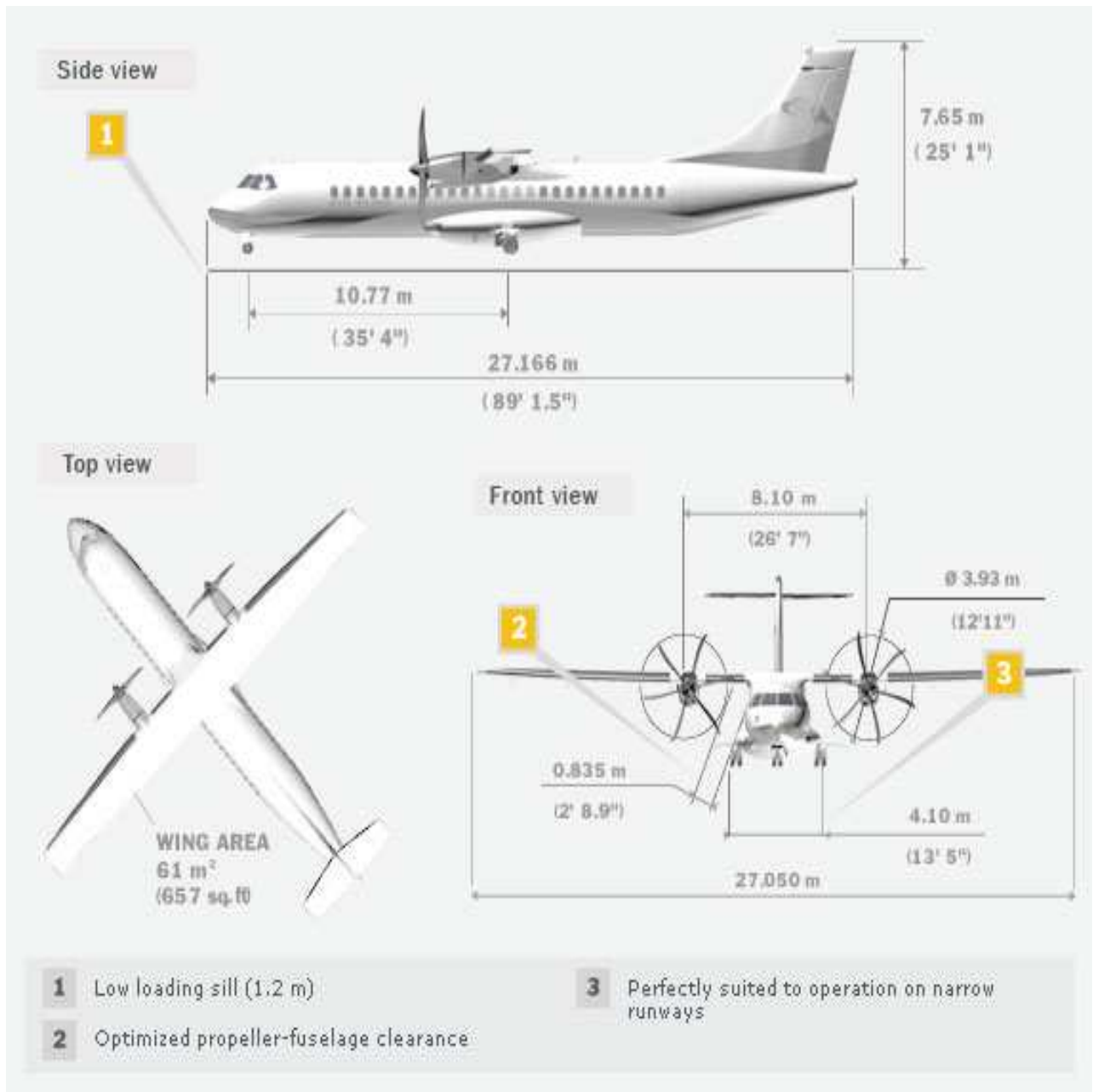
L'ATR 72, version allongée permettant d'accueillir jusqu'à 74 passagers a été mis en service en 1989. Lui aussi est disponible en version tout cargo (75 m<sup>3</sup>, 8 400 kg). À partir du modèle initial, 72-200, il a été amélioré en plusieurs versions successives dont une révision majeure, le modèle -500 à partir de 1995.

**IV-1-2- 1 Dimension générale :****a- Dimension externe :**

- ▶ Envergure : **27.050 m**
- ▶ Longueur : **27.166 m**
- ▶ Hauteur : **7.65 m**
- ▶ Empattement : **4.10 m**
- ▶ Distance entre roulette du nez et le train principale : **10.77m**
- ▶ Diamètre de l'hélice : **3.93m**
- ▶ Espacement fuselage bout des pales : **0.835m**

**b- Dimension interne :**

- ▶ Longueur cabine : **19.21m**
- ▶ Largeur maximale : **2.570m**
- ▶ Hauteur maximale : **1.91m**
- ▶ Volume totale : **76m<sup>3</sup>**



(Fig IV.2) Dimension générale du CASA C-295

**IV-1-2- 2 caractéristiques techniques**

Le tableau suivant présente les caractéristiques techniques de l'ATR 72-500

<b>Motorisation</b>	
Moteur	2 PWC PW127F
Hélice	Hamilton
Pales	6 / 568F
<b>Poids et Chargement</b>	
Masse à vide opérationnel	12 950 kg
Masse maximum de carburant	5 000 kg
Charge utile maximum	7 050 kg
Masse maximum au décollage	22 000 kg
Masse maximum à l'atterrissage	21 850 kg
Masse maximum sans carburant	20 000 kg
Charge ailaire maximum	352,5 kg/m <sup>2</sup>
<b>Performance</b>	
Vitesse maximum de croisière	511 km/h (276 kt)
Plafond pratique	7500 m
Autonomie	1600 km
Distance de décollage	
ISA, Niveau de la mer	1 223 m
ISA +10°C à 915 m	1 300 m
ISA, niveau de la mer pour un vol de 556 km avec 68 passagers	1 079 m
Distance d'atterrissage	
Niveau de la mer au poids maximum autorisé à l'atterrissage	1 048 m
Distance franchissable avec 68 passagers	1 324 km (715 mn)
<b>Niveau de bruit (estimé, FAR Pt 36)</b>	
Décollage	79 EPNdB
Latéral	83 EPNdB
Approche	92 EPNdB

*Tableau IV.1*

## IV-2 Comparaison entre *CASA C-295* et l'*ATR 72-500* :

Dans cette partie on présentera une étude comparative des aspects techniques et opérationnels des deux aéronefs, dans le but d'apprécier leurs différents avantages et contraintes

### IV-2-1 Comparaison générale :

#### IV-2-1-1 Flexibilité de la famille d'aéronef :

CASA	ATR
<p>Le constructeur CASA propose une flotte de trois module :</p> <ul style="list-style-type: none"> <li>❖ <i>CASA C-212</i> : 25 sièges</li> <li>❖ <i>CASA CN-235</i> : 51 sièges</li> <li>❖ <i>CASA C-295</i> : 71 sièges</li> </ul>	<p>Le constructeur ATR propose une de deux modules :</p> <ul style="list-style-type: none"> <li>❖ ATR 42 : 50 sièges</li> <li>❖ ATR 72 : 70 sièges</li> </ul>

La famille ATR permet de choisir un constructeur qui propose deux modules, d'autre part la famille CASA permet de choisir un constructeur qui propose une flotte de trois modules, ce qui offre une option de choix en plus par rapport a l'ATR.

**VI-2-1-2 Caractéristiques technique :**

	<b>CASA C-295</b>	<b>ATR 72-500</b>
<b>Dimensions :</b>		
Envergure	<b>25.80</b>	<b>27.05</b>
Longueur	<b>24.5</b>	<b>27.16</b>
Hauteur	<b>8.36</b>	<b>7.65</b>
Empattement	<b>4.10</b>	<b>4.10</b>
<b>Masse et capacité d'emport :</b>		
Masse maxi au roulage ( <i>MTW</i> )	<b>23300 kg</b>	<b>226700 kg</b>
Masse maxi au décollage ( <i>MTOW</i> )	<b>23200 kg</b>	<b>22500 kg</b>
Masse maxi a l'atterrissage ( <i>MLW</i> )	<b>23000 kg</b>	<b>22350 kg</b>
Masse maxi sans carburant ( <i>MZFW</i> )	<b>20700kg</b>	<b>20300 kg</b>
Charge utile	<b>9250kg</b>	<b>7050kg</b>
Capacité réservoir	<b>7650kg</b>	<b>5000kg</b>
<b>Performance :</b>		
Plafond opérationnel	<b>7620 m</b>	<b>7620 m</b>
Vitesse croisière	<b>570 km/h</b>	<b>500 km/h</b>
Distance de décollage	<b>962 m</b>	<b>1220 m</b>
Distance d'atterrissage	<b>774 m</b>	<b>1048 m</b>
Distance franchissable plein pax	<b>2198 km</b>	<b>1500 km</b>

*Tableau IV.2*

Les dimensions de l'*ATR 72-500* sont légèrement supérieures par rapport aux celles du *CASA C-295*, or et malgré cette différence de dimensions le *CASA* ce caractérise par une charge utile supérieure a celle de l'*ATR 72-500*.

Par ailleurs, avec plain passagers le *CASA-295*, peut franchir une distance de 2198 Km et cella plus importante que celle de l'*ATR 72-500* qui franchir avec la même charge 1500 Km

Ainsi le *CASA* peut décoller et atterrir sur des pistes moins longues par rapport aux celles utiliser par l'*ATR 72-500*.



**VI-2-1-3 Cabine :**

	<b>CASA C-295</b>	<b>ATR 72-500</b>
Configuration	<ul style="list-style-type: none"> <li>▪ 71 sièges</li> <li>▪ 24 brancards (medvac)</li> </ul>	70 sièges
Volume compartiment bagage	15 m <sup>3</sup>	10.6m <sup>3</sup>
Accès passagers	<ul style="list-style-type: none"> <li>▪ 1 pote avant</li> <li>▪ 2 portes arrière+trappe (en option)</li> </ul>	1 porte arrière

D'après les caractéristiques de la cabine les deux appareils offrent un confort acceptable, d'autre part, le *CASA* possède plusieurs accès (1+2 en option) par rapport à l'*ATR* (1 accès), Ce qui facilite l'embarquement et le débarquement des passagers et des frets en facteur du temps et de fluidité.

Ainsi le *CASA* se caractérise par une charge en bagage plus importante à celle du l'*ATR*

**VI-2-1-4 Motorisation :**

	<b>CASA C-295</b>	<b>ATR 72-500</b>
<b>Moteurs :</b>		
Model :	<i>PW 127G</i>	<i>PW 127F</i>
Constructeur :	<i>Pratt &amp; Whitney Canada</i>	<i>Pratt &amp; Whitney Canada</i>
Puissance : (SHP)	<i>2929</i>	<i>2237</i>
Consommation horaire : (lb/h)	<i>1432</i>	<i>1987</i>
Maintenance /HDV :	<i>10000</i>	<i>6000</i>
<b>Hélices :</b>		
Model :	<i>Hamilton Std 568F-5</i>	<i>Hamilton Std HS568</i>
Type :	<i>composite</i>	<i>composite</i>
RPM :	<i>1200</i>	<i>1200</i>
Intervalles entre visite(h)	<i>10000</i>	<i>6000</i>

D'après les performances du moteur, le CASA C-295 est équipée d'un moteur plus puissant par rapport à celui de l'ATR, et par conséquent une consommation de carburant légèrement supérieure à celle de l'ATR.

#### VI-2-1-5 Train d'atterrissage :

	CASA C-295	ATR 72-500
<b>position</b>	Nacelles	Fuselage
<b>Maintenance</b>	Chaque 20000 cycle	Chaque 12000 cycle

Les trains d'atterrissage du *CASA C-295* ont été conçus de telle façon qu'ils permettent à l'aéronef de décoller et d'atterrir sur des pistes défavorables (non aménagées), sans que celui-ci présente un danger pour l'aéronef, par ailleurs l'emplacement de ces trains d'atterrissage (sous les nacelles) offre une protection pour le fuselage contre les jets de gravillons à l'atterrissage, par contre l'emplacement des trains de l'ATR 72-500 (sous le fuselage) expose l'appareil plus aux jets de gravillons.

#### VI-2-1-6 Conditionnement d'air (AC) :

<i>CASA C-295</i>	<i>ATR 72-500</i>
<i>APU</i>	<i>Mode Hôtel</i>

*APU* : Le groupe auxiliaire de puissance (GAP), ou en anglais *Auxiliary Power Unit* (APU), désigne un groupe turbogénérateur auxiliaire destiné à produire de l'énergie à bord des avions pour alimenter au sol les différents systèmes de bord quand les moteurs sont arrêtés afin d'économiser le carburant, ce mode est caractérisé par :

- ▶ Une autonomie totale indépendante de l'alimentation du groupe de parc ;
- ▶ Un fonctionnement sans surveillance ;
- ▶ Un bruit en cabine réduit ;
- ▶ Une source électrique de secours en vol ;
- ▶ Une consommation carburant réduite.

**Mode Hôtel** : le principe de base utilisée dans ce mode et de mettre en marche le moteur droit avec le freinage de l'hélice. Les caractéristiques de ce mode sont les suivant

- ▶ Un gain en poids.
- ▶ Une maintenance légère.

#### VI-2-1-7 surveillance moteur (*Engine Monitoring*) :

L'engine Monitoring est un ensemble de systèmes permettant :

- ▶ L'acquisition et la surveillance des paramètres moteurs.
- ▶ La détection et la correction des pannes.

	<b>CASA C-295</b>	<b>ATR 72-500</b>
<b>Systèmes de surveillances</b>	<ul style="list-style-type: none"> <li>▶ <b>EEC</b> : <i>Electronic Engine Control</i></li> <li>▶ <b>EPC</b> : <i>Electronic Propeller Control</i></li> <li>▶ <b>AFU</b> : <i>Auto Feather Unit</i></li> <li>▶ <b>FADEC</b> : <i>Full Authority Digital Electronic Computer</i></li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>▶ <b>ACMS</b>: <i>Aircraft Condition Monitoring System</i></li> <li>▶ <b>ECC</b>: <i>Electronic Engine Control</i></li> </ul>

Les systèmes de surveillance installée sur l'**ATR 72-500** permettent la détection et la signalisation des pannes moteurs, ce qui simplifie la gestion.

En plus de la détection et signalisation des pannes, le **CASA C-295** est doté de système **FADEC** qui permet le contrôle avec prise de décision corrective ou de protection.

#### IV-2-1-8 Maintenance (Checks):

##### ➤ **CASA C-295** :

*Les travaux de maintenance du CASA se résument dans les quatre types suivants :*

- *Travaux type « S »* : se font chaque trois jours
- *Travaux type « A »* : chaque 300 heures de vol ou 8 mois
- *Travaux type « 2A »* : chaque 600 heures de vol ou 16 mois
- *Travaux type « S »* : chaque 900 heures de vol ou 24 mois

**Exemple :**

- Si avant 8 mois d'exploitation, l'Avion atteint 300 heures de vol on exécute les travaux type « A ».

**Tableau explicatif des différents types de maintenances :**

	<b>Travaux type « S »</b>	<b>Travaux type « A »</b>	<b>Travaux type « 2A »</b>	<b>Travaux type « 3A »</b>
<i>Chaque 3 jours</i>	<b>X</b>			
<i>300HDV /8 mois</i>		<b>X</b>		
<i>600HDV / 16 mois</i>		<b>X</b>	<b>X</b>	
<i>900HDV / 24 mois</i>		<b>X</b>		<b>X</b>
<i>1200HDV /32 mois</i>		<b>X</b>	<b>X</b>	
<i>1500HDV/40 mois</i>		<b>X</b>		
<i>1800HDV /48 mois</i>		<b>X</b>	<b>X</b>	<b>X</b>
<i>2100HDV / 56 mois</i>		<b>X</b>		
<i>2400HDV / 66 mois</i>		<b>X</b>	<b>X</b>	

**Tableau IV.3**

➤ **ATR 72-500 :**

Les différents types de maintenances préconisées pour le l'ATR 72-500 sont les suivants :

Inspection journalière	Inspection en line	Inspection Type «A »	Inspection Type «C »	Inspection structurale	Inspection de corrosion
<i>Chaque jour</i>	<i>Chaque 2&amp;7 jours</i>	<i>400 HDV</i>	<i>2300 HDV</i>	<i>18000 HDV 24000 HDV 36000 HDV</i>	<i>Chaque 8 ans</i>

**Tableau IV.4**

Le programme de maintenance du CASA C-295 est caractérisée par un nombre important d'inspection rapprochée, se qui offre une sécurité renforcée pour l'avion .

Or un programme de maintenance avec un nombre d'inspection moins important pour l'ATR 72-500 réduit les couts d'exploitation de l'appareil a travers la réduction des couts de maintenances.

## **IV-2-2 Comparaison en ligne:**

### **IV-2-2-1 Introduction :**

Pour chaque étape de vol du réseau choisi, on calcule la masse maximale au décollage en prenant en compte les différentes limitations citées au chapitre II (limitation structural, piste, obstacle et vitesse), le temps de vol (étape), la consommation carburant de l'étape et les différentes réserves, le nombre de passager transporté et la masse d'atterrissage,

Les tableaux des performances illustrées ci-dessous regroupent les trois éléments importants pour la comparaison :

- **Consommation carburant.**
- **Temps de vol.**
- **Le nombre de passager transporté.**

#### **Conditions des vols :**

- *Vent : nul*
- *Température : ISA + 35°C*
- *PAX : 95 kg (masse d'un passager avec Bagages).*

**Source :**

- FCOM et ADR (*Air Data Recorder*)
- *La distance entre les différents aérodromes pris des cartes JEPPESEN*
- *les données de pistes sont tirées de L'AIP ALGERIE*

**IV-2-2-2 Caractéristiques des pistes choisies :**

Pour étudier les performances en ligne des deux appareils on choisit des lignes communes, réalisées par les deux appareils et qui correspondent à leurs rayons d'action, qui sont :

- ❖ **Alger – Hassi Messaoud**
- ❖ **Constantine – Hassi Messaoud**
- ❖ **In Amenas – Alger**
- ❖ **In Amenas - Oran**

	Cordonnées	Code		N° de pistes	Longueur piste	Altitude	Observation
		IATA	OACI				
Alger	36° 41' 48" N 3° 12' 55" E	ALG	DAAG	05/23 09/27	3500 m 3500 m	82 ft (25 m)	civil
Constantine	36° 16' 34" N 6° 37' 13" E	CZL	DABC	14/32 16/34	2400 m 3000 m	2303ft (702 m)	Civil
Hassi Messaoud	31° 40' 23" N 6° 8' 26" E	HME	DAUH	01/19	3000 m	463 ft (141 m)	Civil
In Amenas	28° 3' 6" N 9° 38' 34" E	IAM	DAUZ	05/23 15/33	3000 m 2200 m	1847 ft (563 m)	Civil
Oran	35° 37' 26" N 0° 37' 16" W	ORN	DAOO	07/25	3060 m	295 ft (90 m)	Civil

Tableau IV.5

### IV-2-2-3 Tableaux des performances par étape de vol :

#### a) Etape Alger – Hassi Messaoud :

	<i>CASA C-295</i>	<i>ATR 72-500</i>
<i>Distance (NM)</i>	<b>334</b>	<b>334</b>
<i>Temps (h : min)</i> <i>Temps / 5 ans</i>	<b>1<sup>H</sup> : 26</b> <b>485</b>	<b>2<sup>H</sup> : 52</b> <b>9 740 : 00</b>
<i>Carburant consommée (Kg)</i> <i>Carburant consommée / 5ans</i>	<b>1 003</b> <b>300 900</b>	<b>1 352</b> <b>4 542 720</b>
<i>Nombre de passagers</i> <i>Nombre de passagers / 5 ans</i>	<b>65</b> <b>20 923</b>	<b>74</b> <b>248 640</b>

*Tableau IV.6*

#### b) Etape Constantine – Hassi Messaoud :

	<i>CASA C-295</i>	<i>ATR 72-500</i>
<i>Distance (NM)</i>	<b>278</b>	<b>278</b>
<i>Temps (h : min)</i> <i>Temps / 5 ans</i>	<b>1<sup>H</sup> : 09</b> <b>400 : 00</b>	<b>1<sup>H</sup> : 39</b> <b>3 960 : 00</b>
<i>Carburant consommée (Kg)</i> <i>Carburant consommée / 5ans</i>	<b>1105</b> <b>241 500</b>	<b>1 926</b> <b>2 776 800</b>
<i>Nombre de passagers</i> <i>Nombre de passagers / 5 ans</i>	<b>71</b> <b>19 531</b>	<b>50</b> <b>12 000</b>

*Tableau IV.6*

## c) Etape In Amenas – Alger

	<i>CASA C-295</i>	<i>ATR 72-500</i>
<i>Distance (NM)</i>	<b>612</b>	<b>612</b>
<i>Temps (h : min)</i> <i>Temps / 5 ans</i>	<b>2<sup>H</sup> : 34</b> <b>900</b>	<b>2<sup>H</sup> : 47</b> <b>4 006 : 00</b>
<i>Carburant consommée (Kg)</i> <i>Carburant consommée / 5ans</i>	<b>1 797</b> <b>539 100</b>	<b>1 721</b> <b>2 818 080</b>
<i>Nombre de passagers</i> <i>Nombre de passagers / 5 ans</i>	<b>68</b> <b>21 106</b>	<b>42</b> <b>60 480</b>

Tableau IV.7

## d) Etape In Amenas – Oran :

	<i>CASA C-295</i>	<i>ATR 72-500</i>
<i>Distance (NM)</i>	<b>693</b>	<b>693</b>
<i>Temps (h : min)</i> <i>Temps / 5 ans</i>	<b>3<sup>H</sup> : 05</b> <b>977</b>	<b>4<sup>H</sup> : 08</b> <b>7 984 : 00</b>
<i>Carburant consommée (Kg)</i> <i>Carburant consommée / 5ans</i>	<b>2 157</b> <b>827 100</b>	<b>2 546</b> <b>4 360 080</b>
<i>Nombre de passagers</i> <i>Nombre de passagers / 5 ans</i>	<b>62</b> <b>19 445</b>	<b>36</b> <b>60 430</b>

Tableau IV.8



***Commentaire :***

En comparant les trois paramètres les plus importants dans cette partie qui sont le temps de vol, consommation carburant, et le nombre de passages sur une période de 5ans on constate que :

***Le temps de vol :***

Pour le facteur temps on a une différence remarquable à la faveur du CASA C-295 et cela pour toutes les étapes étudiées.

***Consommation carburant :***

Ce gain en matière de temps conduit a une consommation de carburant réduite.

A cet effet la consommation de carburant du CASA C-295 est moins importante a celle de ATR 72-500

***Nombre de passagers :***

Dans cette étude des décollages pleins passages ont été pris en compte pour la totalité des étapes étudiées, par ailler la capacité des deux aéronefs fait que le nombre de passagers transporté est presque le même.

### IV-2-3 Comparaison des coûts d'exploitation :

#### Introduction :

Le plus important en exploitation, est de réaliser des vols économiques pour assurer un bénéfice, mais le problème réside dans la détermination précise des coûts d'exploitation.

Pour comparer et choisir les avions qu'ils se proposent d'acquérir, une compagnie aérienne doit tenir compte des coûts opérationnels induits par l'achat et l'exploitation directe d'un avion sur une ou plusieurs étapes.

Avant tout investissement, l'étude des coûts opérationnels des avions permet aux transporteurs aériens d'évaluer sa productivité et de développer sa politique tarifaire.

Etant données que le coût total d'exploitation d'un avion est la somme de toutes les dépenses nécessaires pour que le vol ait lieu. Faire le bon choix d'avion, minimiser les dépenses, adopter un entretien économique en prenant en compte toutes les contraintes liées à la sécurité aérienne sont la meilleure méthode de gestion d'une compagnie aérienne.

Le coût d'exploitation est la somme des coûts directs et les coûts indirects.

$$\text{Le coût d'exploitation} = \text{Coûts directs} + \text{Coûts indirects}$$

#### IV-2-3-1 Les coûts directs:

$$\text{Coûts directs} = \text{Coûts PN} + \text{Coûts Carburant}$$

##### a- Coût PN :

Le coût PN est le salaire des PNT et PNC mensuel, calculé à partir du nombre d'heure de vol par mois.

Quelle que soit le type d'aéronefs le salaire des PNC est le même et fixé par l'administration donc le coût PN correspond au coût PNT, d'autre part le cout PNT dépend des moyens financiers de la compagnie, d'où le cout PN n'a aucune influence sur le choix de l'appareil.

$$\text{Coût PN} = \text{Temps de vol} * \text{Le prix}$$

**b- Coût Carburant:**

Ce coût est lié à la consommation carburant des deux avions sur un réseau proposé.

$$\text{Coût carburant} = \text{Quantités de Carburant} * \text{Le prix}$$

Dans notre étude on a calculé ce cout sur une étape de vol parmi le réseau étudié.

*Étape : Constantine – Hassi Messaoud*

*Prix de 1 kg de carburant : 15.68 \$*

A/C	Prix de carburant
CASA C-295	17 326.40 \$
ATR 72-500	30 199.68 \$

*Tableau IV.9*

D'où le calcul des couts directs revient à calculer le cout du carburant.

#### **IV-2-3-2 Les Coûts indirects :**

Le coût indirect est la somme des coûts suivants :

- ▶ prix de revient de l'avion.
- ▶ coût de maintenance.
- ▶ les redevances (redevance de survol, d'usage des installations et services de navigation aérienne de route et à l'approche, d'atterrissage des aéronefs, d'usage des dispositifs d'éclairage, d'usages des installations pour la réception des passagers et marchandises, de stationnement, d'abri des aéronefs, d'occupation des terrains et immeubles.
- ▶ les assurances.
- ▶ frais divers (Catering, groupe de parc, assistance de l'avion...).

**a) Prix de référence des avions :**

Le prix de référence de chaque aéronef est la somme des prix suivants :

A : prix de l'avion selon la configuration proposée par le constructeur.

B : prix des équipements supplémentaires installés.

C : prix des biens et services proposés.

$$\text{Prix de référence} = A+B+C$$

A/C	Prix de référence
CASA C-295	19.000.000 \$
ATR 72-500	17.500.000 \$.

*Tableau IV.10*

**b) coût de maintenance :****Définitions :**

➤ **Coût d'entretien requis pour une exploitation sur une période donnée :**

C'est le coût d'entretien engendré par une exploitation sur une période calendaire donnée ou sur la base de production horaire du programme d'exploitation (HDV), Ce coût engendre le coût des visites ainsi que les charges de main d'œuvre requis

➤ **Prix des équipements a limite de vie pour une exploitation sur une période donnée : « P2 »**

Cette liste inclut le prix des équipements a limite de vie qui doivent être remplacés sur une période calendaire de dix (10) ans ou sur la base de la production horaire du programme d'exploitation de la compagnie

➤ **Prix des équipements concernés par une révision générale: « P3»**

Cette liste inclut les prix des révisions générales des équipements des avions sur une période calendaire donnée ou sur la base de la production horaire du programme d'exploitation de la compagnie.

Dans notre étude le cout de maintenance et considérée le même pour les des deux appareils, et cela pour le manque de donnés.

***c) Les Redevances d'aérodrome et service de la navigation aérienne:***

La redevance est due par la personne qui exploite l'aéronef au moment ou le vol a eu lieu au ou l'exploitant n'est pas connu le propriétaire de l'aéronef ,est réputé être l'exploitant jusqu'à ce qu'il ait établi quelle autre personne avait cette qualité, a défaut pour l'exploitant de faire la déclaration et /ou les amendements de sa flotte , le coefficient poids prie pour paramètre dans la facturation pour chaque aéronef d'un même type utilisé par cet exploitant établi sur la base de la masse maxi de décollage (MTOW) de la version la plus lourde de ce type .

A défaut de paiement dans les délais prescrits par le règlement financier le gouvernement est poursuivi par le service chargé du règlement de l'établissement dans les conditions et les règles commerciales en vigueur et/ou au vue d'un ordre exécutoire du tribunal compétent.

Les redevances sont dues pour :

***1- redevance de navigation aérienne :***

- ▶ usage des installations et services de navigation aérienne de route et à l'approche (survols).
- ▶ atterrissage des aéronefs
- ▶ usage des dispositifs d'éclairage

***2- Redevance aéroportuaire:***

- ▶ usages des installations pour la réception des passagers et marchandises
- ▶ stationnement
- ▶ abri des aéronefs
- ▶ occupation des terrains et immeubles

**Définitions :**➤ **Redevance de Survols :**

La Redevance d'usage des installations et services de navigation aérienne de route est due pour tout vol effectué à l'intérieure de la région d'information de vol relevant de la compétence de l'Algérie, la redevance est due, en principe, par l'exploitation de l'aéronef. A défaut d'exploitation, le propriétaire de l'aéronef en est redevable, jusqu'à se qu'il est établie qu'une autre personne a cette qualité, la redevance est due pour chaque vol quelle que soient les règles de vol ( IFR, VER) le lieu de départ et le lieu de destination.

**La redevance d'usage des installations et services de navigation aérienne de Route = (Distance (Km) /100] \* [Poids (Tonne) /50]<sup>1/2</sup> x 115.33 / 70**

Cette redevance est considérée fixe pour les deux aéronefs.

➤ **redevance d'Atterrissage :**

La redevance d'atterrissage est due dans les conditions et sous les réserves fixées ci-après par tout aéronef qui effectue un atterrissage sur un aéroport ouvert à la circulation aérienne publique.

La redevance d'atterrissage est calculée d'après le poids maximum au décollage porté sur le certificat de navigabilité de l'aéronef arrondi à la tonne supérieur. Un trafic est fixé pour les aéronefs de tourisme d'un poids inférieur ou égal à 12 T.

MTOW (T)	Tarifs (\$)
Jusqu'à 12 :	0.92\$
De 13 à 25 :	0.92\$ + 0.15\$/tonne supplémentaire
De 26 à 50 :	2.90\$ + 0.33\$/ tonne supplémentaire
De 51 à 75 :	11.04\$ + 0.34\$/ tonne supplémentaire
Au dessus de 75 :	19.35\$ +0.54\$/ tonne supplémentaire

**Tableau IV.11**

**Remarque :**

D'après l'étude des performances, les deux appareils appartiennent au même interval de MTOW (13 à 25 tonnes). A cet effet, et dans le cas de notre étude on considère cette redevance comme étant la même pour les deux appareils, et par conséquent elle n'aura aucune influence sur le calcul final des couts d'exploitation

➤ **Redevance d'usage des dispositions d'éclairage :**

La redevance d'usage des disposition d'éclairage, est due par tout aéronef qui effectue un envol ou un atterrissage sur un aéroport ouvert a la circulation aérienne publique, dont le balisage a été allumé de nuit (30 min après le coucher, 30 min après le lever du soleil), ou par mauvaise visibilité ; soit a la demande du comandant de l'aéronef soit pour raisons de sécurité sur l'ordre de l'autorité responsable de la circulation aérienne.

➤ **Redevance Passagers :**

La redevance usages des installations aménagées pour la réception des passagers / marchandises, est due pour l'utilisation des ouvrages et locaux d'usage commun servant l'embarquement, au débarquement et à l'accueil des passagers et chargement, déchargement des marchandises. La redevance est due, pour tout passager voyageant sur un aéronef exploité à des fins commerciales

$$\text{Redevance passagers} = \begin{cases} \text{Nombre de pax} * 400/70 \text{ (pour l'aéroport de : Alger,} \\ \text{Constantine, Oran, Hassi Messaoud).} \\ \text{Nombre de pax} * 250/70 \text{ (pour les autre aéroports)} \end{cases}$$

**Etape : Constantine - Hassi Messaoud :**

<i>A/C</i>	<i>Redevance passager</i>
<i>CASA C-295</i>	<i>405.71\$</i>
<i>ATR 72-500</i>	<i>285.71\$</i>

**Tableau IV.12**

➤ ***Redevance de stationnement :***

Elles sont dotées d'équipements divers, d'importance plus ou moins développée. Elles peuvent être classées en redevances pour stationnement, ainsi elles sont dues dans les conditions fixées ci-après pour tout aéronef qui stationne sur des zones (aires) de stationnement non couvertes destinées à cet usage et situées dans l'emprise d'un aérodrome ouvert à la circulation aérienne publique. Les surfaces destinées au stationnement sont constituées, soit par des terres-pleines revêtues soit par des terrains aménagés. Elles peuvent être des :

- ▶ Aires de trafic.
- ▶ Aires de garage.
- ▶ Aires d'entretien.

➤ ***Redevance d'abri :***

La redevance d'abri est due par tous les aéronefs placés sous un abri couvert se trouvant dans l'emprise de l'aérodrome.

➤ ***redevance pour occupation des terrains et d'immeubles :***

Sur tous les aérodromes ouverts à la circulation aérienne publique, l'occupation de terrains et d'immeuble par une entreprise de distribution de carburant pour aéronefs donne lieu au paiement d'une redevance.

On n'est pas concerné par cette redevance.

***Remarque :***

Dans le cas de notre étude les redevances suivantes sont considérées fixes par manque de données, et qui n'influe pas sur le calcul final des coûts d'exploitation :

- *Redevance d'usage des dispositions d'éclairage*
- *Redevance d'abri*
- *Redevance de stationnement*

D'où le calcul des redevances revient à calculer la ***Redevance Passagers.***



**d- Assurance des aéronefs :**

Les transporteurs aériens doivent avoir souscrit des polices d'assurance couvrant leur responsabilité civile en cas d'accidents, notamment à l'égard des passagers. Des bagages, du fret, du courrier et des tiers.

L'assurance inclut tous les risques de pertes ou dommages en vol, qu'en circulation ou stationnement au sol.

L'assurance responsabilité civile combinée à l'égard :

- ▶ des tiers non passagers ;
- ▶ des passagers transportés ;
- ▶ du fret, marchandise et postes transportés ;
- ▶ responsabilité civile générale.

➤ **Assurance risque ordinaire (A1) :**

La valeur de l'assurance risque ordinaire est calculée avec la formule suivante :

$$A1 = 0.006 \text{ de } 90\% \text{ du prix d'achat de l'aéronef} + 0.005 \text{ des } 10\% \text{ du prix de l'aéronef restant} + 30 \$ (\text{police assurance} + \text{timbre}).$$

➤ **Assurance risque de guerre assimilés (A2) :**

Cette assurance est calculée comme suite

$$A2 = 0.0015 \text{ de } 90\% \text{ du prix d'achat de l'aéronef} + 0.004/10\% \text{ du prix de l'aéronef restant} + 30 \$ (\text{police assurance} + \text{timbre}).$$

Donc, L'assurance de chaque avion par ans est égale à la somme des deux assurances précédentes (A1), (A2).

$$L'ASSURANCE = \text{Assurance risque ordinaire (A1)} + \text{Assurance risque de guerre et assimilés (A2)}$$

**Assurance des deux aéronefs :**

A/C	Assurance/ans
CASA C-295	140.500 \$
ATR 72-500	133.935 \$

**Tableau IV.13****e- les coûts divers :**

Ces coûts représentent les coûts administratifs, frais au sol, catering et frais de marketing.

Dans notre étude, les coûts divers ne sont pas pris en considération lors des calculs parce qu'ils sont indépendants du type d'aéronef.

**Tableau récapitulatif des coûts indirects des deux aéronefs :**

	CASA C-295	ATR 72-500
Prix de référence	19 000 000 \$	17 500 000 \$
Redevances	405.71 \$	285.71 \$
Assurance	140 500 \$	133 935 \$
Coûts indirect	19 140 905.71 \$	17 634 220.71 \$

**Tableau IV.14****IV-2-3-3 Le coût d'exploitation :**

Le coût d'exploitation est la somme des coûts directs et des coûts indirects (Coût Direct + Coût Indirect).

Ce coût est calculé pour l'étape de vol : *Constantine - Hassi Messaoud*

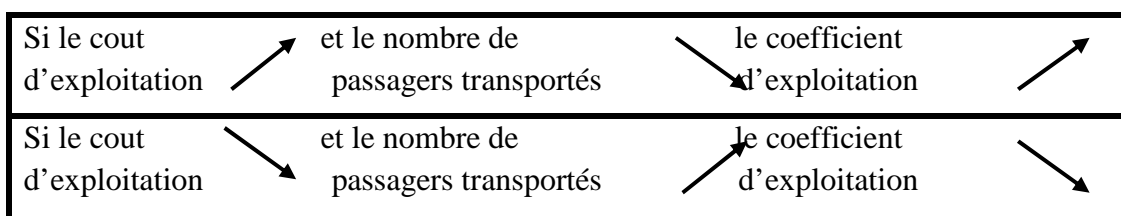
	CASA C-295	ATR 72-500
Coût direct	17 326.40 \$	30 199.68 \$
Coût indirect	19 140 905.71 \$	17 634 220.71 \$
Coût d'exploitation	19 158 232.11 \$	17 664 420.39 \$

**Tableau IV.15**

#### IV-3-2-4 Le coefficient d'exploitation :

Le coût d'exploitation calculé ci-dessus correspond au nombre de passagers transporté sur la même étape de vol, en calculant le coefficient d'exploitation qui est égale au coût d'exploitation sur le nombre de passagers transporté, la plus petite valeur trouvée correspond au meilleure avions, donc ce coefficient nous permet de choisir l'aéronef le plus rentable :

$$\text{Coefficient d'exploitation} = \text{Coût d'Exploitation} / \text{Nombre de passagers transporté}$$



Le meilleur scénario est le 2<sup>ème</sup>: un coût d'exploitation petit correspondant à un nombre important de passagers transporté.

Le tableau suivant illustre le coefficient d'exploitation de chaque avion en regroupant les deux éléments les plus importants dans cette étude le coût d'exploitation et le nombre de passagers transportés pour le l'étape :

#### *Constantine – Hassi Messaoud.*

	<i>CASA C-295</i>	<i>ATR 72-500</i>
<i>Cout d'exploitation</i>	19 158 232.11 \$	17 664 420.39 \$
<i>Nombre de passagers</i>	71	50
<i>Coefficient</i>	269 834.25	343 288.40

*Tableau IV.16*

***Analyse des résultats :***

En comparant les résultats obtenus, on remarque que le coefficient d'exploitation du CASA C-295 est moins important par rapport à celui de l'ATR 72-500 et cela est dû à un taux de remplissage supérieur à celui de l'ATR 72-500 et un coût d'exploitation approximativement proche de ce dernier.

***Conclusion :***

Dans notre étude, on s'est intéressé principalement aux deux éléments les plus importants pour l'exploitation des deux avions (CASA C-295 et ATR 72-500) à savoir :

- ✓ Le coût d'exploitation.
- ✓ Le nombre de passager transporté.

En pratique pour choisir un avion, en plus de l'étude des coûts d'exploitations que nous avons effectuée, on doit prendre en considération d'autres facteurs qui jouent un rôle primordial dans ce choix ; tel que :

La flotte dans laquelle l'avion sera intégré, car cela diminuera considérablement ses dépenses en matière d'exploitation (gain sur les coûts de maintenances, qualification personnel, formation...etc).

**IV-2-4 Récapitulatif de comparaison :**

Le but principal de cette étude comparative est de montrer lequel des deux avions présents est plus rentable par rapport à l'autre, sur les deux aspects opérationnel et économique.

Alors, d'après notre étude on constate que chacun des deux avions possède ses propres spécificités.

A cet effet, et pour que la présente comparaison soit concluante, et affirmer que l'un des deux appareils est plus rentable, on a introduit des coefficients et un barème pour chaque élément de comparaison, de telle sorte que :

- Les coefficients sont des entiers fixes selon l'importance de chacun de ces éléments.
- Un barème sur «2 » pour chaque élément.

**Remarque :**

Dans le cas où l'un des deux aéronefs est avantageux par rapport à l'autre sur un élément de comparaison on lui attribue la valeur 2/2, et en cas d'égalité cette dernière sera 1/2 pour chacun.

**Tableaux de comparaison :**❖ **CASA C-295 :**

<b>Elément</b>	<b>Barème</b>	<b>Coefficient</b>	<b>Résultat</b>
<b>Généralités</b>			
<i>Flexibilité d'une famille d'aéronef</i>	2/2	1	2
<i>Caractéristiques technique</i>	1/2	5	5
<i>Cabine</i>	2/2	2	4
<i>Motorisation :</i>	1/2	4	4
<i>Train d'atterrissage</i>	2/2	2	4
<i>Conditionnement d'air (AC)</i>	1/2	2	2
<i>surveillance moteur (Engine Monitoring)</i>	1/2	3	3
<i>Maintenance (Checks)</i>	2/2	3	6
<b>Comparaison en ligne</b>			
<i>performance en ligne</i>	2/2	5	10
<b>Comparaison des coûts d'exploitation</b>			
<i>coûts d'exploitation</i>	1/2	4	4
<b>Totale</b>			<b>44</b>

**Tableau IV.17**

## ❖ ATR 72-500

Elément	Barème	Coefficient	Résultat
<b>Généralités</b>			
<i>Flexibilité d'une famille d'aéronef</i>	1/2	1	1
<i>Caractéristiques technique</i>	1/2	5	5
<i>Cabine</i>	1/2	2	2
<i>Motorisation :</i>	1/2	4	4
<i>Train d'atterrissage</i>	1/2	2	2
<i>Conditionnement d'air (AC)</i>	<u>1/2</u>	2	2
<i>surveillance moteur (Engine Monitoring)</i>	1/2	3	3
<i>Maintenance (Checks)</i>	1/2	3	3
<b>Comparaison en ligne</b>			
<i>performance en ligne</i>	1/2	5	5
<b>Comparaison des couts d'exploitation</b>			
<i>couts d'exploitation</i>	1/2	4	4
<b>Totale</b>			<b>31</b>

Tableau IV.18

**Conclusion :**

Notre étude comparative, fait ressortir que le nouveau née de la flotte algérienne (*le CASA C-295*) avec ses specifites présente un éventuel concourant pour les avions de son catégorie, notamment le *Bi-turbopropulseur (ATR 72-500)*.

## Conclusion

A l'instar des entreprises économiques, l'objectif des compagnies aériennes est de rentabiliser à moindre coût leur flotte, notamment en cette situation économique critique. Dans cette perspective une étude comparative est indispensable à fin d'atteindre l'objectif souhaité.

Au terme de notre mémoire, nous espérons que nous avons atteints le but recherché, Considéré à leur juste valeur les performances du CASA C-295, tout en le comparant avec l'ATR 72-500.

L'intérêt principal de cette étude des performances est de permettre d'avoir un impact économique sur le choix d'achat d'avion qui doit tenir compte des coûts d'exploitation, qui se révèle impératif et doit avoir la plus grande part d'importance dans la décision finale.

Par ailleurs, pour pouvoir affirmer que l'un des deux aéronefs est plus rentable et économique convient de prendre en considération d'autres facteurs, à savoir :

- La religion de la compagnie.
- La destination de l'aéronef au sein de la flotte

Finalement nous espérons que nous avons prodigué assez de données à fin d'exhorter les futurs ingénieurs à poursuivre ce travail pour des améliorations qui feront l'objet d'un nouveau sujet.