



**POLYTECHNIQUE
MONTRÉAL**
**UNIVERSITÉ
D'INGÉNIERIE**

Équipe 1

Rapport Final

Conception Préliminaire Intégrée d'un avion d'affaires

Remettre à :
Luc St-Michel
Et
Valérie Désilets

Étudiants :

Florian AUBERT	19103275
Paul BAUMANN	2064284
Pierres COSTES	2053091
Arnaud GUZMAN-ANNES	1948195
Lucas MONTEIRO ROSADO	1754649

I. Table of Contents

1.	Introduction	5
2.	Marketing Requirements and Objectives	5
3.	Comparative Table	5
4.	Hybrid Configuration	6
5.	The Airplane Configuration.....	7
5.1.	Wing design.....	7
5.2.	Fuel Volume	8
5.2.1.	Wingbox	8
5.2.2.	Center tank	8
5.3.	Tail design	9
5.4.	Fuselage geometry	9
6.	Cabin design	9
6.1.	Cabin	9
6.2.	LOPA (Lay Out Passenger Arrangement)	13
6.3.	Dimensions.....	14
6.4.	Emergency exits	15
6.5.	Pressure bulkhead and rotor burst	15
7.	Weight	16
7.1.	OWE	16
7.2.	Weight breakdown	18
8.	Balancement	19
8.1.	Longitudinal Centre of Gravity	19
8.2.	CG position and main landing gear location	22
8.3.	Lateral Centre of Gravity	22
8.4.	Charging Curve	22
9.	Aérodynamique du modèle	24
9.1.	Influence des principaux paramètres	24
9.2.	Caractéristiques aérodynamiques principales	26
9.3.	Comparaison avec le GX6000.....	27
10.	Performance.....	28
10.1.	Final Configuration Based on Performance Requirements	28
10.2.	High Speed performance	31
10.2.1.	Specific air range	31
10.2.2.	Payload and Range Diagram.....	33
10.2.3.	Climb Performance.....	33
10.2.4.	Cruise Ceiling	34
10.2.5.	Mission Overview	35
10.3.	Low speed performance	38
10.3.1.	Take off field length.....	38
10.3.2.	Climb gradient	38
10.3.3.	Single engine ceiling	39

10.3.1.	Landing field length	39
10.3.1.	Flap configuration for Take Off	39
10.3.2.	Mission Overview	40
11.	Engine	41
11.1.	Quantité des moteurs.....	41
11.2.	Dimensionnement.....	41
11.3.	Nacelle and Thrust Reverser design	42
12.	Couts	42
13.	Aircraft dimensions	43
14.	Conclusion	44
14.1.	Recommandation	44
14.2.	Compliance with MR&O	44
14.2.1.	Cabin Requirements	44
14.2.2.	Performance Compliance	44
14.3.	Ouverture et avenir	45

II. List of Figures

Figure 1: Géométrie du fuselage	9
Figure 2: Longueur de la cabine	10
Figure 3: Coupe transversale de la cabine.....	11
Figure 4: Zone de maintenance.....	11
Figure 5: Vue intérieure de la cabine.....	12
Figure 6: Dimensions du siège passager.....	12
Figure 7: Issue de secour type III.....	13
Figure 8: Vue de dessus et disposition de la cabine de l'avion.....	14
Figure 9 : Dimensions et position des éléments dans la cabine.....	14
Figure 10: Répartition des poids OWE.....	17
Figure 11 : Position du Datum et du « Total Length » sur l'avion.	20
Figure 12: Position du CG horizontal et vertical.....	20
Figure 13: Position du CG et du train d'atterrissage pour stabilité lors du décollage et atterrissage.....	22
Figure 14: Diagramme de balancement de l'avion avec un CG décalé de +2.5% vers l'avant.....	23
Figure 15: Diagramme de balancement de l'avion avec un CG décalé de -2.5% vers l'arrière.....	23
Figure 16: Clmax LDG vs Flapped Area	24
Figure 17: Clmax LDG vs Angle de flèche.....	25
Figure 18: Finesse vs Flapped Area.....	25
Figure 19: Finesse vs Surface allaire.	26
Figure 20 : Code Routine Flowchart	28
Figure 21: Carpet Plot for Bypass Ratio of 5:1	29
Figure 22 : Specific Air Range at 41000 ft.....	31
Figure 23 : Specific Air Range at 45000 ft.....	32
Figure 24 : Payload-Range Diagram	33
Figure 25 : Climb Performance Results.....	34
Figure 26 : Aspen Mission	36
Figure 27 : Hilton Head Mission	37
Figure 28: Dessin 3 vues de l'avion d'affaires.....	43
Figure 29 : World GDP growth and Industry Net Order Growth [1998 – 2015].....	45
Figure 30: Position du "Offset Cabin"	49

1. Introduction

Dans le cadre du projet AER6611, une équipe de 5 étudiants est mandatée de réaliser la conception d'un avion d'affaire de catégorie moyenne. Celui-ci doit répondre aux exigences établies dans le cahier de charge.

Afin de pouvoir réaliser ce projet, l'équipe s'est basée sur les spécifications techniques d'avions similaires et sur des modèles empiriques développés au courant de la session.

En somme, avec les outils proposés dans l'ensemble des 14 cours, ce rapport final présente le design conceptuel de l'avion en question. Cette première étape permet de définir les paramètres de base de l'appareil. Ainsi, dans un contexte réel, plusieurs autres phases de développement devront être menées jusqu'à la mise en service de l'avion.

2. Marketing Requirements and Objectives

Le cahier de charge est la base du design pour l'équipe. En effet, l'avion d'affaires mandaté doit être un avion de catégorie moyenne qui a un rayon d'action de 4700 et 5000 milles nautiques avec des vitesses Mach respectives de 0.85 et 0.80. En outre, cet avion doit avoir un aménagement intérieur qui accueille 3 différentes zones. De plus, il doit être certifié en 7 ans. Le cahier de charge est présent dans l'Annexe I.

3. Comparative Table

Afin d'avoir une idée plus claire des spécifications techniques du futur avion, un tableau comparatif a été établi avec plusieurs avions de la même catégorie. Ces avions ont été minutieusement choisis puisqu'ils répondent à des spécifications similaires à celles imposées. Les avions de la compétition sélectionnés pour faire partie de cette étude sont les suivants:

- Embraer Praetor 600
- Gulfstream G500
- Challenger 650
- Cessna Citation Longitude
- Dassault Falcon 6X
- Dassault Falcon 900LX

Le tableau comparatif de la compétition est présenté dans l'Annexe II.

4. Hybrid Configuration

Une fois le tableau comparatif construit, il est plus facile de distinguer quels avions convergent davantage avec les spécifications techniques mandatées. Cependant, il est difficile, voire impossible, de trouver un avion qui est identique. C'est dans cette optique qu'un avion hybride est créé. Ainsi, les modèles Gulfstream G500 et Falcon 900LX sont ceux qui permettent de créer le modèle hybride qui sera utile pour les futures étapes de design.

Cet avion hybride incorpore les deux modèles ainsi que les données du cahier de charge. Il permet de réaliser une première itération fiable de l'allure du futur avion. Le processus de design est brièvement expliqué par la suite. Le Tableau 1 présente des données techniques d'intérêt de ces deux avions.

Tableau 1: Données techniques d'intérêt du Falcon 900LX et du Gulfstream G500

	Airplane	Falcon LX900	G500	
	Airplane Picture			
Weight	MTOW	49000	76850	lbs
Wing	Wingspan (b)	70,17	87,11	ft
	Wing Area (S)	524	950	ft ²
Fuselage	Length (l)	66,01	91,18	ft ²
	Total Height (h)	24,77	25,49	ft ²
Tail	Horizontal Stabilizer Span (b_T)	24,94	33,79	ft ²
	Htail Area (Sh)	139,00	222,80	ft ²
	HTail 50% Chord Sweep (Phi50_hstab)	29,50	25,50	deg
	VTail Area (Sv)	80,00	106,90	ft ²
	VTail Arm (Lv)	26,50	38,15	ft ²
	VTail Aspect Ratio (ARv)	1,30	1,00	-
	VTail root relative thickness (t/c v root)	0,10	0,10	-
Cabin	VTail 25% Chord Sweep (Phi25_vstab)	32,00	40,50	deg
	Typical Number of Passengers	12	13	-
	Cabin Height	6 ft 2 in	6 ft 4 in	-
Price	Cabin Width	7 ft 8 in	7 ft 11 in	-
	-	43	45	M\$

5. The Airplane Configuration

5.1. Wing design

Un bon dimensionnement au niveau de l'aile nous permet de répondre aux exigences du MR&O, que ça soit en termes de performances et d'aérodynamisme.

La première caractéristique est que notre avion d'affaires est un avion à aile basse, ce qui permet de faciliter plusieurs aspects conceptuels : l'intégration du train d'atterrissage et la maintenance avec une accessibilité accrue par rapport à un avion à aile haute. De plus, le fait d'avoir une aile basse permet l'intégration des moteurs installés en arrière au niveau du stabilisateur vertical. La contrainte est de prévoir un agencement pertinent des portes de la cargaison.

Ensuite, nous avons utilisé des ailes possédant une flèche vers l'arrière de 30° . Cette valeur est assez commune pour les avions d'affaires, et permet d'avoir une meilleure stabilité en roulis. La présence d'une flèche vers l'arrière améliore les performances en haute vitesse, en augmentant la vitesse maximale de croisière. La contrepartie est la diminution du Clmax, réduisant les performances basse vitesse.

Nos ailes sont équipées d'ailettes (winglet) pour améliorer les performances aérodynamiques : elles réduisent la traînée totale en croisière d'environ 3% et la traînée totale en montée de 6% sans augmenter l'envergure de l'aile.

Les ailes ont un dièdre d'environ 3° (pour une flèche de 30°) pour améliorer la stabilité en roulis. Le Tableau 2 les caractéristiques de l'aile.

Tableau 2 - Propriétés de l'aile du Business Jet

Angle de flèche ($^\circ$)	30°
Envergure (ft)	78.65
Surface alaire (ft^2)	710
Aspect Ratio	8.71
Poids (lbs)	7219
λ	0.31
τ	0.67

5.2. Fuel Volume

Pour calculer le volume de carburant transportable par l'avion, le volume des réservoirs de carburants situés dans les ailes est premièrement calculé. Par la suite, le volume du réservoir central est déterminé en fonction de la masse restante de carburant requise.

5.2.1. Wingbox

Le volume des réservoirs de carburant dans les ailes est calculé avec l'équation (1). Celle-ci permet de déterminer le volume du réservoir. En fonction de la densité du carburant, il est possible de déterminer sa masse. Ainsi, tel que présenté dans l'équation (2), le volume du réservoir des ailes est de 421.3 ft³ avec une masse de 21 115 lbs.

$$Vol_{fuel_wing} = 0.66 * 0.54 * \frac{S_{wing}^2}{b} * \left(\frac{t}{c}\right)_{root} * \frac{1+\lambda*\sqrt{\tau}+\lambda^2}{1+\lambda^2} = 421.3 \text{ ft}^3 \quad (1)$$

$$W_{fuel_wing} = Vol_{fuel_wing} * \rho_{fuel} = 21\,115 \text{ lbs} \quad (2)$$

5.2.2. Center tank

Étant donné que la masse maximale de carburant pour réussir la mission est de 31 432 lbs, il est possible de calculer la masse dans le réservoir central avec l'équation (3). De façon inverse, le volume du réservoir central est calculé avec l'équation (4).

$$W_{fuel_center} = W_{fuel} - W_{fuel_wing} = 10\,317 \text{ lbs} \quad (3)$$

$$Vol_{fuel_center} = \frac{W_{fuel_center}}{\rho_{fuel}} = 205.9 \text{ ft}^3 \quad (4)$$

Finalement, en considérant que l'espace disponible sous la cabine est de 3.75 ft en hauteur et 8.75 ft en largeur, la longueur du réservoir central est de 6,27 ft. Le Tableau 3 récapitule les masses et volumes dans l'ensemble des réservoirs.

Tableau 3: Masses et volumes dans l'ensemble des réservoirs de l'avion.

	Wing tank	Center tank
Fuel Weight (lb)	21 115	10 317
Fuel Volume (ft³)	421.3	205.9
Répartition	67%	33%

5.3. Tail design

L'avion est équipé d'un empennage en T. Cette forme d'empennage vient faciliter l'intégration des moteurs arrière. L'empennage vertical a une surface de 93.45 ft² tandis que l'horizontal 180.9 ft². Les autres paramètres de l'empennage sont présentés dans le Tableau 4.

Tableau 4: Paramètres de l'empennage.

Aspect Ratio	1.00
Taper Ratio	0.70
ϕ_{25} Vertical	40.5°
Relative thickness	0.10

5.4. Fuselage geometry

Les dimensions générales du fuselage sont déterminées par la Figure 1 et par le Tableau 5. Ces dimensions sont révisées plus en détail dans la section 0.

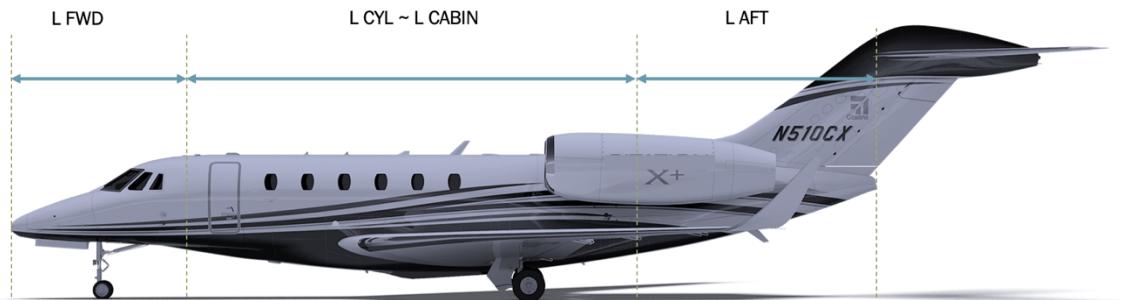


Figure 1: Géométrie du fuselage.

Tableau 5: Dimensions du Fuselage

L FWD	13.7 ft
L CYL	43.4 ft
L AFT	22.9 ft
L fuse	79.0 ft

6. Cabin design

6.1. Cabin

Le dimensionnement de la cabine et de l'arrangement interne des passagers (LOPA) est un élément important de la conception de notre avion d'affaires. Des croquis sur le logiciel de dessin Sketch Up ont été réalisés afin de proposer une visualisation de la cabine. Comme

dit précédemment, les dimensions de l'appareil se basent sur une configuration hybride entre le Gulfstream G500 et le Falcon 900 LX, étant donné que ces deux avions d'affaires se rapprochent des dimensions associées au MR&O.

La première dimension mise en avant est la longueur cabine de 46,75 ft. Celle-ci est présentée par la Figure 2. Les hublots ne sont pas représentés ici, cependant sachant que l'appareil appartient à la catégorie 48000-88000 lb, les hublots doivent être de taille Super-Large (HxW) 16x12 pouces. Six sont placés de chaque côté du fuselage comme le Gulfstream G500.

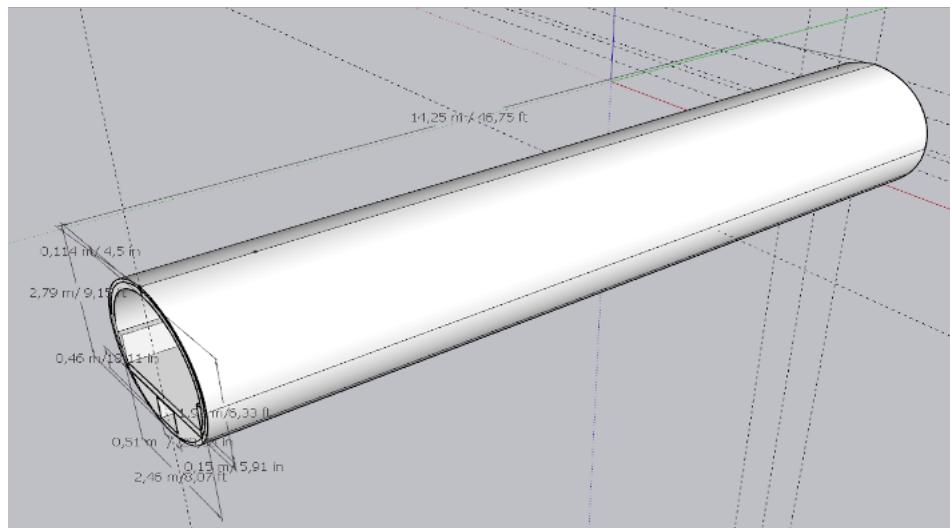


Figure 2: Longueur de la cabine

La vue suivante (Figure 3) est une coupe transversale de la cabine, montrant des dimensions pertinentes. Ces dimensions et caractéristiques sont les suivantes :

- Un diamètre fuselage de 9.15 ft et une épaisseur fuselage de 4.5 in
- Une hauteur cabine de 6.33 ft (5.97 ft MR&O)
- Une largeur cabine de 8.07 ft (7.97 ft MR&O)
- Une largeur de plancher de 7.15 ft
- L'épaisseur du plancher doit être comprise entre 4 et 6 in. Dans l'idée que notre avion soit certifié pour 19 passagers, la plus grande épaisseur est choisie (6 in).
- Le volume cabine est estimé à 2119 ft³

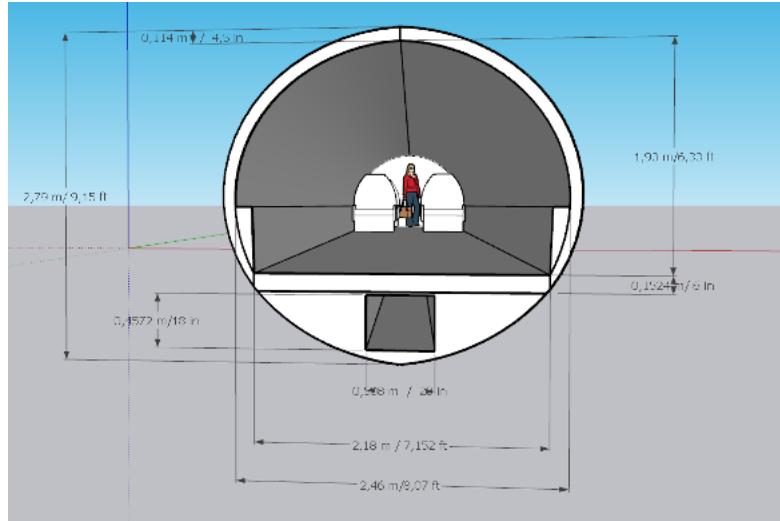


Figure 3: Coupe transversale de la cabine.

La section (H x W) de 18 x 20 in est une zone de maintenance pour faciliter l'accès aux différents systèmes situés sous le plancher (Figure 4).

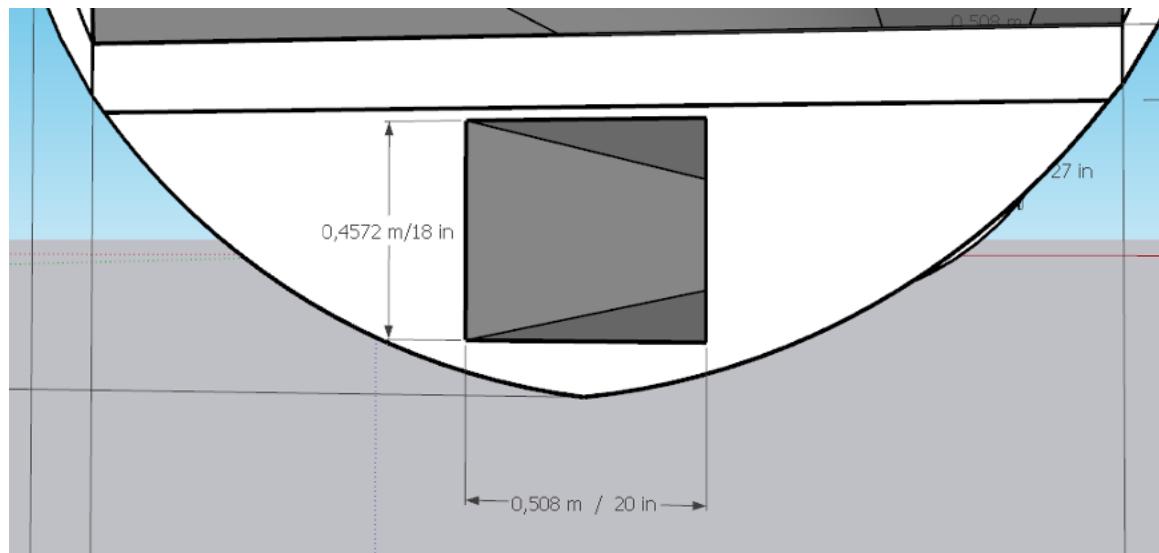


Figure 4: Zone de maintenance.

Une deuxième vue en coupe transversale met l'accent sur la largeur du siège entre les accoudoirs qui est de 30 in (spécifiée par le MR&O), et une largeur totale de 33.07 in. La largeur d'allée est de 20 in, respectant la condition du fait que l'avion possède entre 11 et 19 passagers et que la hauteur de siège dépasse 25 in. La dame qui est représentée ici mesure 6 ft, ce qui met en perspective la hauteur cabine de 6.33 ft (Figure 5).

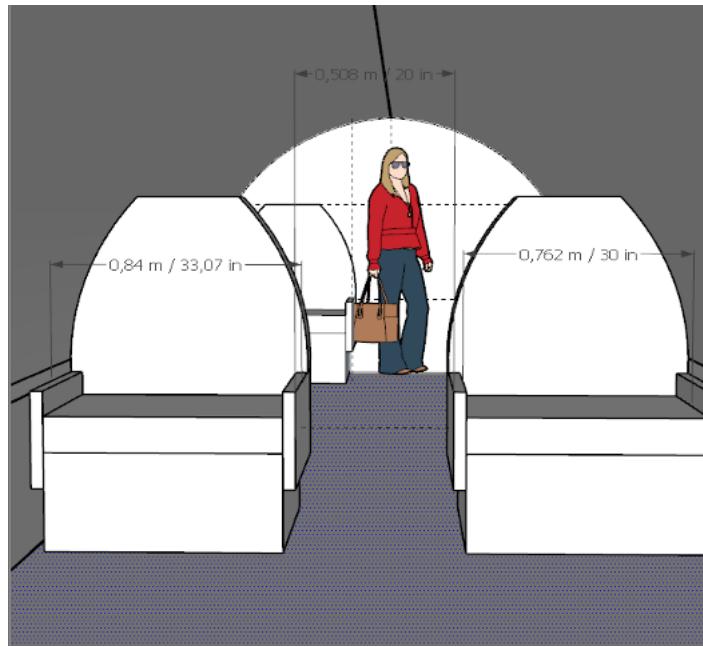


Figure 5: Vue intérieure de la cabine.

Les dimensions du siège passager sont montrées sur la Figure 6. Les dimensions spécifiées par le MR&O sont la largeur entre accoudoirs de 30 in et la longueur du siège de 30 in. La hauteur du siège, qui est fixée ici à 50 in, n'est pas spécifiée par le MR&O, et n'est finalement qu'une question d'appréciation visuelle. De même pour l'épaisseur du siège qui est dans ce cas de 6.3 in.

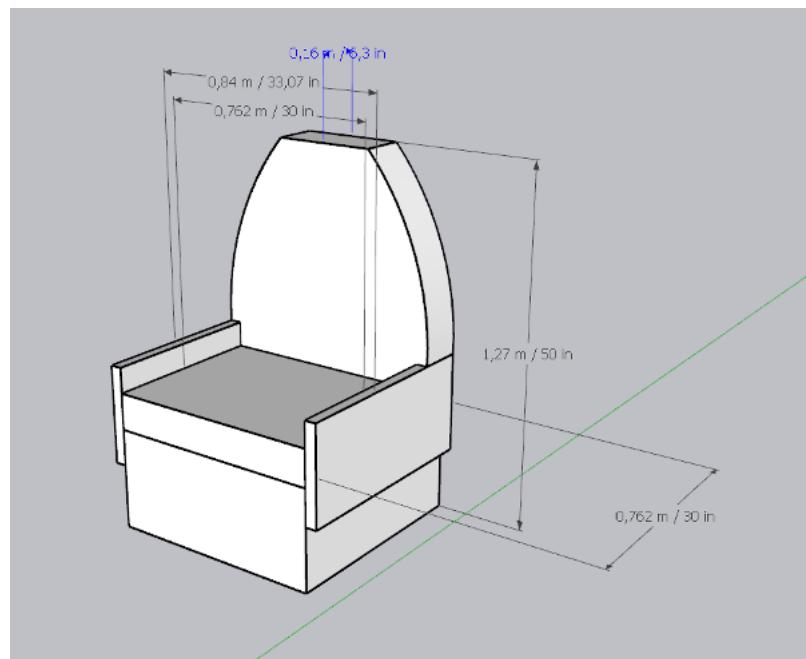


Figure 6: Dimensions du siège passager.

Pour une configuration passagère de 12 à 19 sièges, il doit y avoir au moins une issue de secours de type III (ou plus large) de chaque côté du fuselage. Une issue de type III est nécessairement placée au-dessus d'une aile, et doit répondre à une dimension (HxW) de 36 x 20 in. Comme chaque type d'issue de secours, l'ouverture ne doit pas être obstruée. Il est aussi impératif d'être capable d'observer les conditions extérieures quand celle-ci est fermée, l'issue de type III est donc placée au niveau d'un hublot (Figure 7).

Un écart maximal de 20 in, appelé Step Up, doit être réalisé entre le plancher de la cabine et l'issue de secours. Un autre écart maximal de 27 in, le Step Down, doit être réalisé entre l'aile de l'avion et l'issue de type III.

Il faut savoir aussi qu'une issue de type III est plus contraignante pour le design intérieur, par rapport à une issue de type IV qui est plus petite et située plus en hauteur de la cabine. Cependant, l'issue de type III reste une valeur sûre en matière de sécurité et est facile d'utilisation, là où l'issue de type IV est plus étroite et requiert une certification équivalente car ne répondant pas directement à la régulation FAR 25.807.

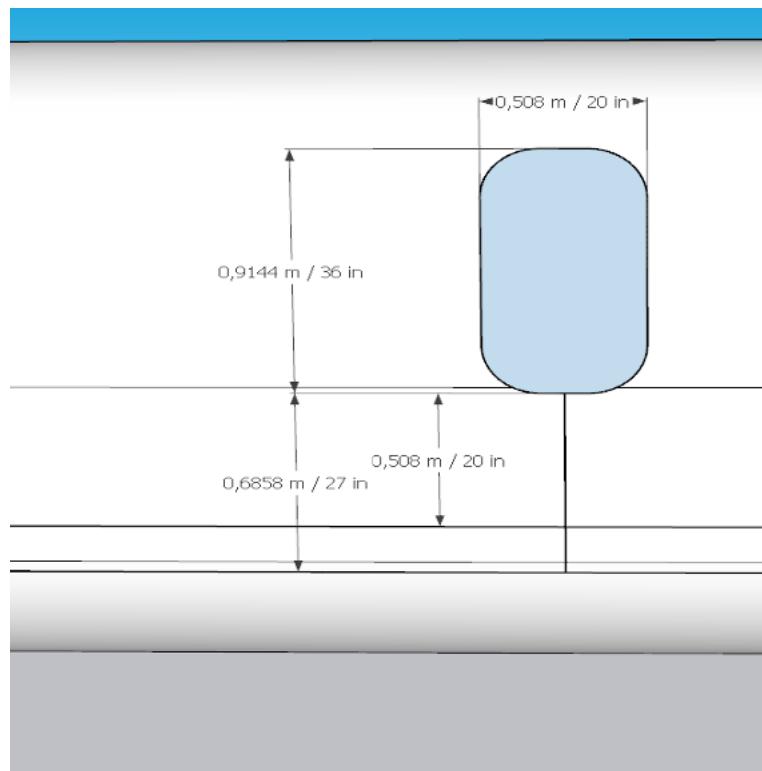


Figure 7: Issue de secour type III.

6.2. LOPA (Lay Out Passenger Arrangement)

La vue de dessus de la Figure 8 montre l'arrangement de la cabine dans une des configurations possibles. L'appareil dispose de trois zones modulables en fonction du désir du client. Cette disposition permet le transport de 12 passagers (incluant un membre d'équipage). La cabine possède une toilette équipage en plus de celle pour le client ainsi

que deux garde-robés et un compartiment bagage accessible en tout temps. Tous les fauteuils disposent de tables de travail dépliantes.

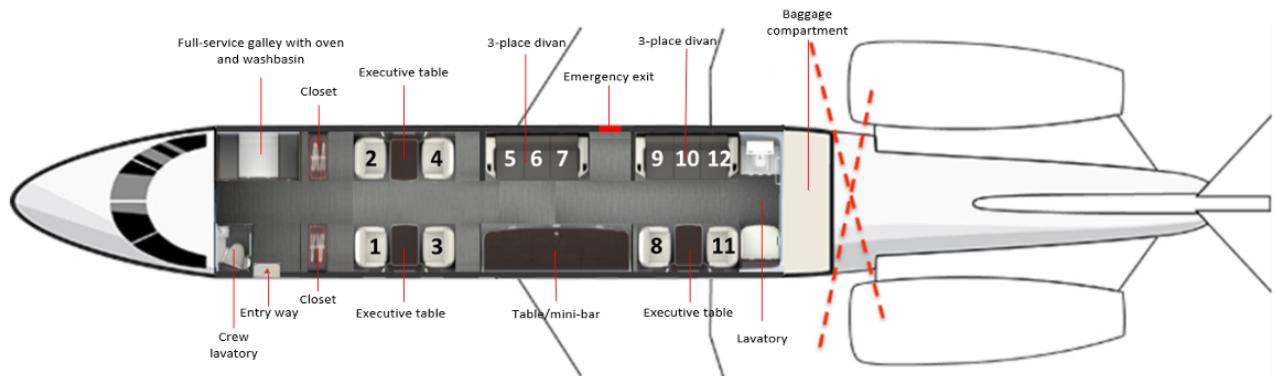


Figure 8: Vue de dessus et disposition de la cabine de l'avion.

La zone la plus confortable est la zone 1 dû au fait que les fauteuils sont entièrement allongeables. Le fauteuil le plus confortable est le numéro 4 (loin des moteurs, possibilité de voir qui embarque et d'allonger totalement le fauteuil).

6.3. Dimensions

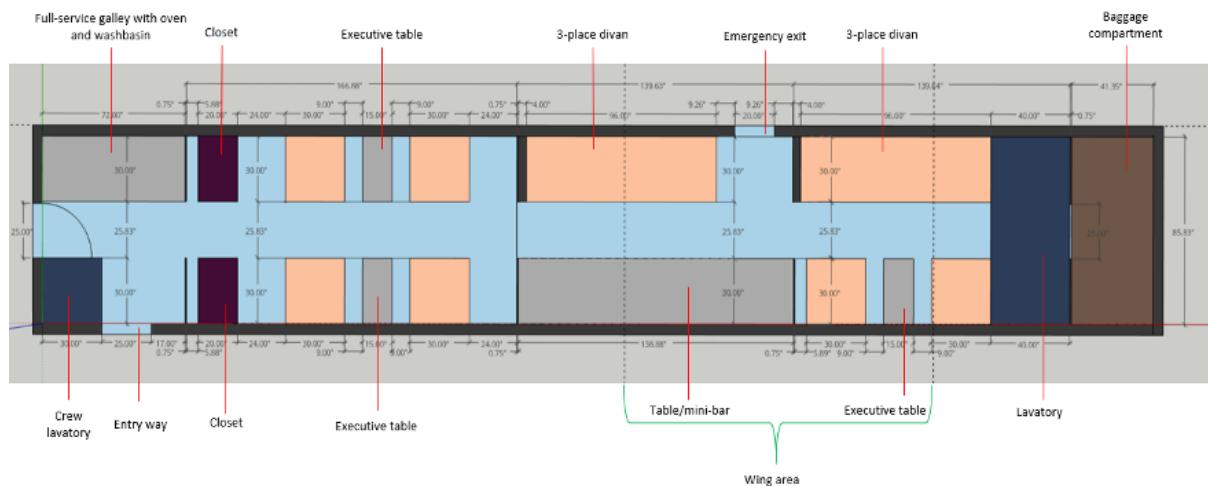


Figure 9 : Dimensions et position des éléments dans la cabine.

L'épaisseur du fuselage montrée ici à la Figure 9 ne représente pas l'épaisseur réelle du fuselage, elle a pour but de montrer les différents types de portes présentées dans la cabine. La largeur minimum de cabine requise dans le MR&O est bien respectée.

La largeur cabine indiquée ici de 83.85 pouces prend en compte la courbure du plafond afin d'assurer le confort des passager (distance suffisante pour ne pas se cogner la tête en se levant d'un fauteuil).

La dimension des fauteuils représenté ici ne prend pas en compte les accoudoirs, la largeur du couloir est donc de 25.83 in (ce qui respecte bien la largeur minimum de 20in).

Le volume disponible dans le compartiment bagage rempli bien le requis du MR&O avec une valeur de 172.53 ft³.

Les espacements entre les différents éléments ont été choisis de manière à respecter les normes de sécurités et le MR&O :

- 9 pouces entre les tables de travail et les fauteuils
- 33 pouces entre deux fauteuils face à face
- 20 pouces d'allée centrale au minimum (distance de sécurité latérale de en cas de choc de 16).
- Sortie de secours dégagée (9.26 pouces de part et d'autre de la sortie et les obstacles latéraux, 2 pouces minimum sont requis)
- Galley de 72 pouces de large
- Closet de 20 pouces de large
- Toilette équipage 30x30 pouce
- Toilette client de 40 pouces de large

Les fauteuils de la zone 1 ont un espacement de 24 pouces avec les obstacles en arrière afin de pouvoir allonger totalement le dossier, ce qui augmente le confort du fauteuil.

6.4. Emergency exits

Une sortie de secours de type III a été placée du côté droit du fuselage et au-dessus de l'aile (voir Figure 9) afin de respecter les normes de sécurités. Une seule sortie de type III est nécessaire étant donné que la porte d'entrée de l'avion (située à l'avant droit de la cabine) fait office de seconde sortie de secours.

6.5. Pressure bulkhead and rotor burst

- 1ère option : zone d'éclatement du rotor en dehors de la zone pressurisée
- 2ème option : zone d'éclatement du rotor à l'intérieur de la zone pressurisée

La première option a été choisie en se basant sur l'exigence du MR&O « d'accessibilité des bagages à tout moment » (voir Figure 8). En effet, la deuxième option ne permet pas d'accéder aux bagages au-delà de 40000 pieds pour des raisons de sécurité. La fin de la cabine (et donc de la zone pressurisé) se situe à 59.5 ft par rapport au datum. Les moteurs sont placés en arrière de cette limite (voir Tableau 8).

7. Weight

Les différents poids de design sont présentés dans cette section. Ces derniers sont calculés avec les équations empiriques présentés dans le cours ainsi qu'avec les itérations effectuées par les routines Matlab. La Figure 20 de la section 10 illustre le processus itératif qui permet entre autres de déterminer le poids.

7.1. OWE

L'Operational Weight Empty (OWE) a été déterminé en fonction des dimensions des éléments et du nombre de composants de notre avion. Les poids de chaque élément ont été préalablement fixés. Nous avons calculé les poids de chaque sous-ensembles (Tableau 7) pour déterminer l'OWE. Ainsi, le diagramme de répartition des poids est présenté sur la Figure 10.

Tableau 6: Répartition des poids OWE.

OWE Weights (en lbs)	
Power Plant	8829
Interior	8643
Wing	7219
Fuselage	7750
Systems	4825
Landing Gear	2746
Payload	2700
Tail	1230
Operational Items	1150
OWE	42 390

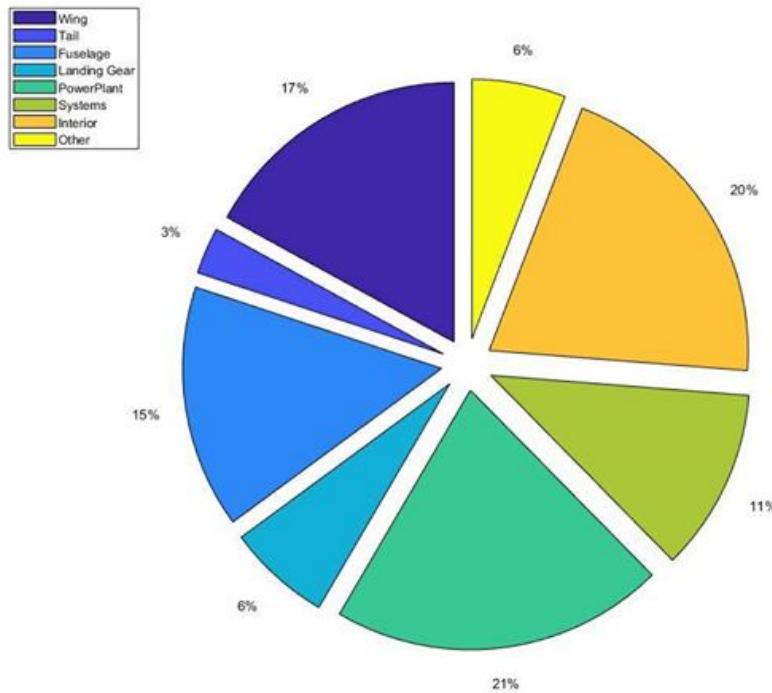


Figure 10: Répartition des poids OWE

En somme, nous obtenons une distribution de poids similaire à celle recommandée. Comparé à nos premières itérations, nous avons réussi à réduire le pourcentage de l'aile en la redimensionnant. Nous obtenons le pourcentage recommandé de 17%.

Nous remarquons toutefois que les poids des moteurs de l'avion sont légèrement supérieurs à ceux indiqués (21% au lieu de 15%) et que le poids des systèmes (électroniques et hydrauliques) est plus faible que celui indiqué (11% contre 17% recommandé). Une nouvelle estimation du poids des systèmes embarqués pourrait être menée, cependant les données de poids de ces systèmes sont restreintes. L'autre solution serait de redimensionner les moteurs, ce qui amènerai à une nouvelle étude de l'appareil.

7.2. Weight breakdown

Le Tableau 7 présente la répartition finale des poids de l'avion d'affaires. Ainsi, c'est avec cette distribution des poids que l'avion effectue les différentes missions.

Tableau 7: Répartition des poids de design.

Design Weights (en lbs)	
MTOW	76522
MLW	62474
MZFW	46856
OWE	42390
MWE	41240
Max. Fuel	31432

8. Balancement

8.1. Longitudinal Centre of Gravity

Pour déterminer le centre de gravité de l'avion, il faut définir la masse et la position des différentes composantes de l'avion. Premièrement, il faut déterminer le poids et position des composantes suivantes :

- Interior components
- Operation Items
- Fuselage
- Avionics, APU, Electrics
- Tail
- Engines

Une fois le centre de gravité déterminé il est possible de venir placer l'aile et les autres composantes qui sont positionnées en fonction du %MAC de l'aile. Ces composantes sont les suivantes :

- Wings
- Fuel
- Landing gear
- Fuel systems
- Flight control Systems
- Hydraulics

La position de chaque composante est présentée dans le Tableau 8. Il est à noter que le Datum est placé devant le nez de l'avion ($x=0$) tel que présenté sur la Figure 11. Finalement, il est estimé que le CG vertical de l'appareil est situé à 6.5 ft du sol. Il est notable de constater que le CG OWE horizontal est placé sensiblement à la même place que le 30%MAC donc à 46.0 ft du datum. Ceci est un requis afin de respecter la stabilité et les performances de l'avion en vol. La position des centres de gravité vertical et horizontal sont présentés sur la Figure 12.



Figure 11 : Position du Datum et du « Total Lenght » sur l'avion.

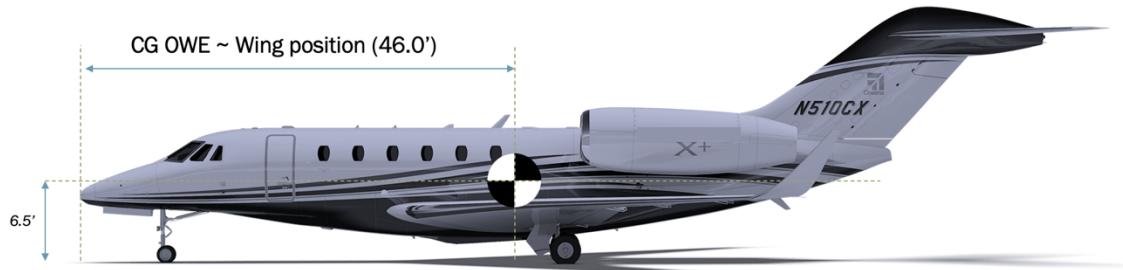


Figure 12: Position du CG horizontal et vertical.

Tableau 8 : Position des différentes composantes par rapport au Datum ($x=0$).

Composante	Positions p/r au DATUM (x=0)	Unité	Commentaires et hypothèses
Tip of Nose	0,0	ft	Datum
End of Nose	6,5	ft	Systems Weight
Cockpit Lenght	6,3	ft	-
Cockpit CG	9,6	ft	Systems Weight
End of Cockpit	12,8	ft	Begining of Cabin
50% Cabine	23,4	ft	Interior Weight
Cabin Lenght	46,8	ft	-
CG OWE 1ST ITERATION	34,0	ft	Wing CG position
CG - 2.5% AFT	44,8	ft	Offset CG
CG OWE FINAL	46,0	ft	Actual CG
CG + 2.5% FWD	47,1	ft	Offset CG
MAC	13,0	ft	-
LEMAC	42,1	ft	-
25% MAC	45,4	ft	-
30% MAC	46,0	ft	CG of Wing
50% MAC	48,6	ft	Fuel Systems Weight
55% MAC	49,3	ft	Landing Gear Weight
60% MAC	49,9	ft	Flight Control Systems Weight
65% MAC	50,6	ft	Hydraulics Weight
TEMAC	55,1	ft	-
CG Cargo	57,8	ft	CG of Cargo
End of cabin	59,5	ft	Aft pressure bulkhead
Engine Lenght	13,7	ft	BPR5 Engine
CG Engine + nacelle + pylon	66,3	ft	End of cabine + (50%) BPR5 Engine
CG APU	79,0	ft	CG APU
Fuselage End	79,0	ft	-
Fuselage Lenght	79,0	ft	-
40% Fuselage Lenght	31,6	ft	Electrical Systems Weight
45% Fuselage Lenght	35,6	ft	Fuselage Weight
MAC HSTAB	7,0	ft	-
MAC VSTAB	10,0	ft	-
30% HSTAB	79,0	ft	-
30% VSTAB	72,0	ft	-
Total Lenght	84,0	ft	-

8.2. CG position and main landing gear location

Afin d'avoir un avion stable lors du décollage et l'atterrissement, l'inégalité des angles de l'équation 5 doit être retrouvée. Ainsi, avec la configuration présentée par la Figure 13, ce résultat est respecté.

$$\text{Angle } \varphi \geq \text{Angle } \theta \quad (5)$$

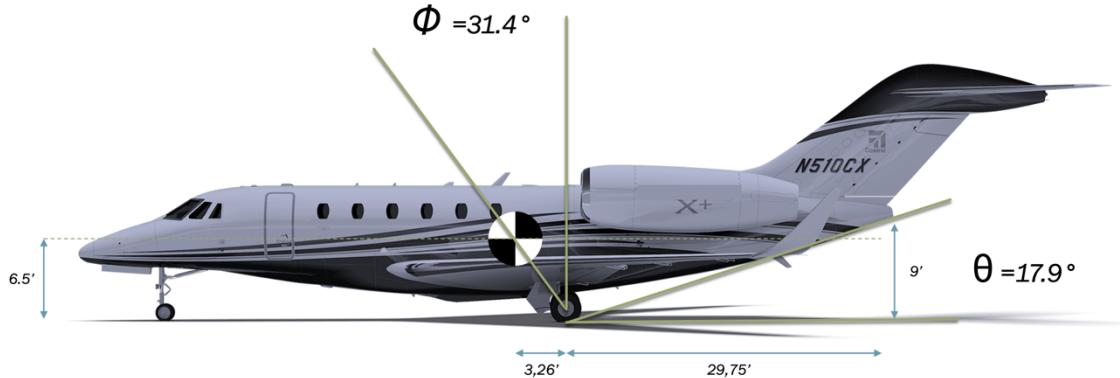


Figure 13: Position du CG et du train d'atterrissage pour stabilité lors du décollage et atterrissage.

8.3. Lateral Centre of Gravity

Avec la configuration de l'avion choisi il n'y a pas situation de déséquilibre latéral majeur. Par conséquent, le centre de gravité latéral ne sera pas étudié à ce stade. Il est à noter que le déséquilibre latéral peut créer des contraintes de conception sur le train d'atterrissage par exemple.

8.4. Charging Curve

Les diagrammes de chargement sont représentés sur la Figure 14 et sur la Figure 15 pour des CG décalés vers l'avant et l'arrière respectivement. De plus, chaque figure incorpore les chargements depuis l'avant (bleu) et l'arrière (orange). On peut constater que les limites de $\pm 10\%$ par rapport au 30% du MAC sont respectés pour les deux cas. Le Tableau 9 présente les résultats minimum et maximum pour les deux cas.

Tableau 9: Minimum et maximum lors du chargement pour des CG avec des décalages avant (+2.5% FWD) et arrière (-2.5 %AFT).

FWD CG		AFT CG	
MAX	39,6	MAX	33,5
MIN	29,8	MIN	27,4

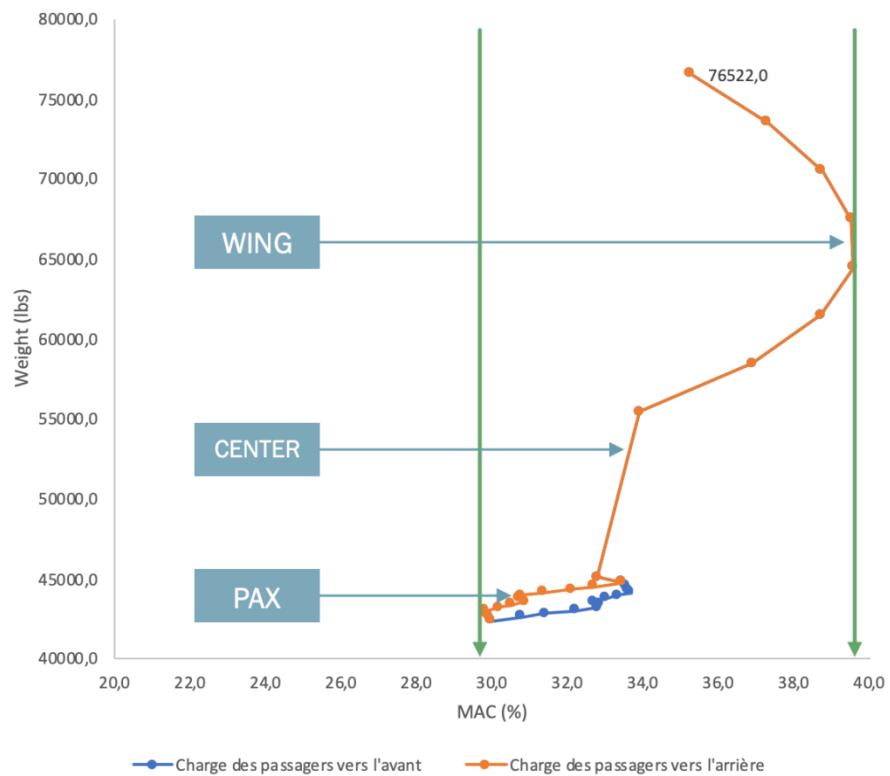


Figure 14: Diagramme de balancement de l'avion avec un CG décalé de +2.5% vers l'avant.

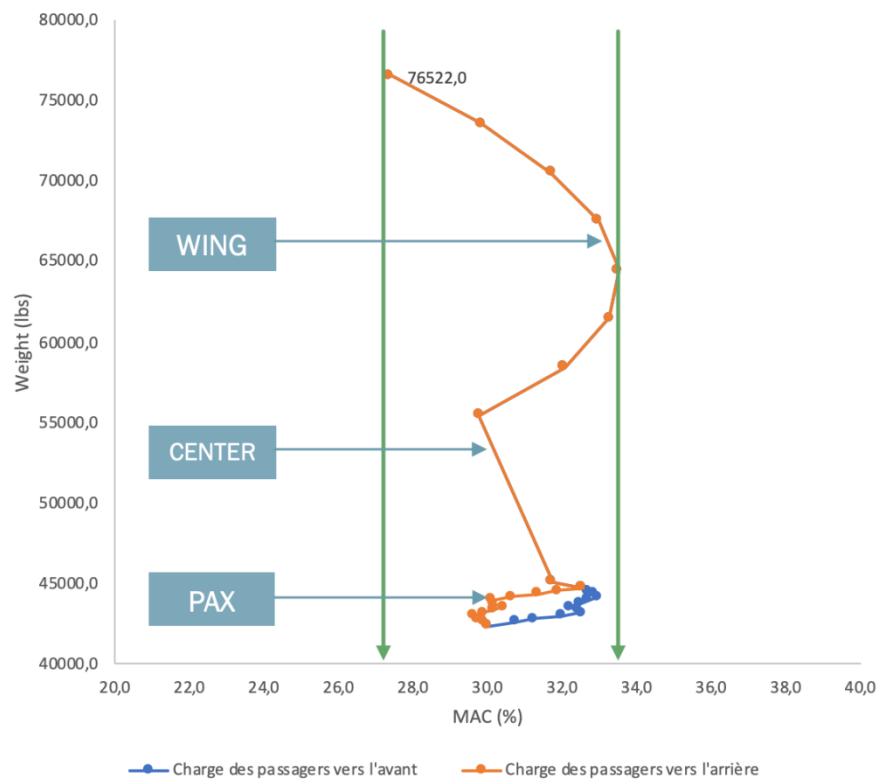


Figure 15: Diagramme de balancement de l'avion avec un CG décalé de -2.5% vers l'arrière.

9. Aérodynamique du modèle

Cette partie traite des performances aérodynamiques de notre avion d'affaires. Le but est principalement de faire le point sur la finesse et le Clmax.

9.1. Influence des principaux paramètres

Nous avons eu à notre disposition un fichier regroupant les propriétés aérodynamiques du GX6000, un avion d'affaires haut de gamme développée par Bombardier. La décision a été prise de faire varier trois paramètres ; la surface alaire, l'angle de flèche et la surface des volets ; pour observer leur influence sur la finesse et le Clmax. Seul le Clmax LDG (Landing) est considéré puisqu'il est plus contraignant que le Clmax TO (Take-Off).

L'augmentation de la surface des volets, représentée en abscisse en fonction du coefficient multiplicateur de la surface alaire, entraîne l'augmentation du Clmax LDG, augmentant les performances basse vitesse (Figure 16).

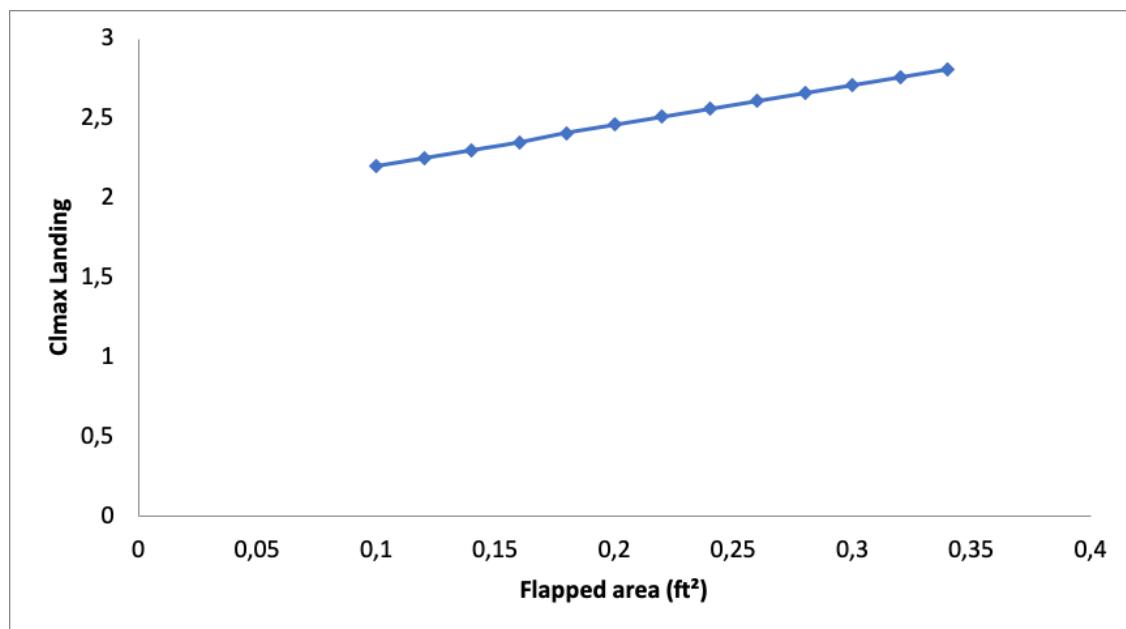


Figure 16: Clmax LDG vs Flapped Area.

L'angle de flèche est l'un des paramètres les plus influents. La mise en place d'une flèche fait diminuer de manière assez importante le Clmax. Un moyen d'améliorer les performances basse vitesse est donc de diminuer la flèche (Figure 17).

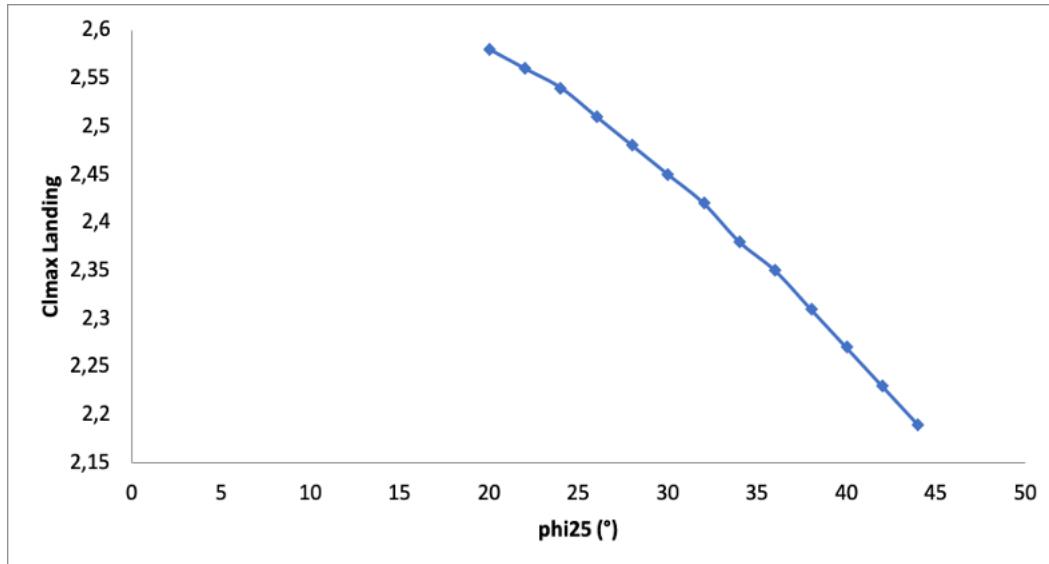


Figure 17: $Cl_{max\ LDG}$ vs Angle de flèche.

L'augmentation de la surface des volets fait diminuer les performances haute vitesse en faisant baisser la finesse (Figure 18). La même conclusion s'applique à l'augmentation de la surface alaire, avec cependant une influence moindre (Figure 19).

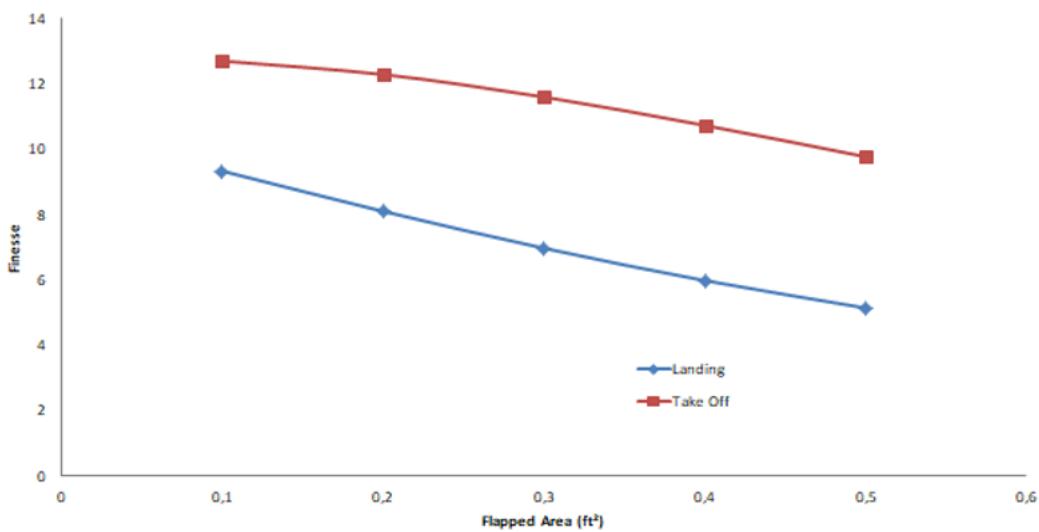


Figure 18: Finesse vs Flapped Area.

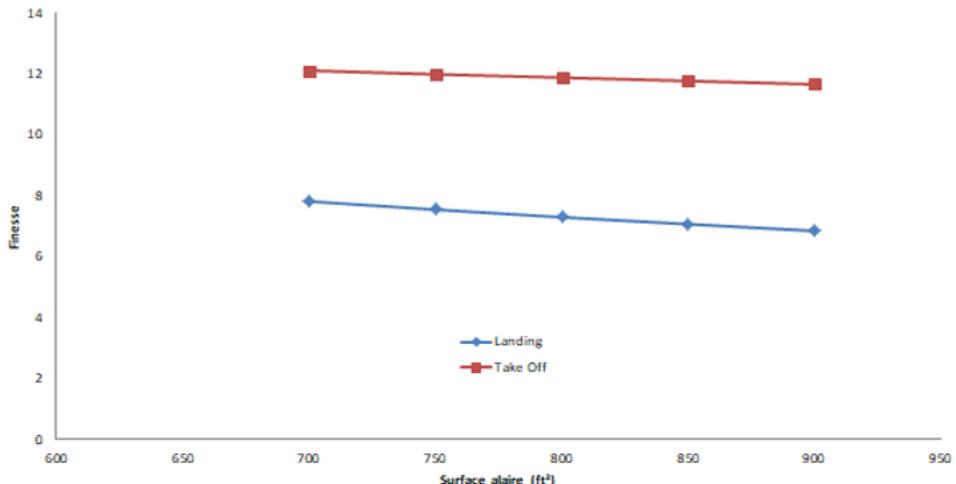


Figure 19: Finesse vs Surface alaire.

Une plus juste estimation de la finesse en croisière est donnée par l'étude des performances en haute vitesse, par laquelle on obtient une finesse qui varie de 17 à 18, ce qui met en avant de très bonnes performances aérodynamiques (10.210.2 High Speed performance).

De manière générale, l'objectif en aérodynamique est de faire diminuer le plus possible la traînée et d'augmenter la portance. Cependant, l'étude de la finesse et du Clmax en fonction de certains paramètres géométriques montre que la science de l'aérodynamique est un ensemble de compromis, et d'équilibre entre les performances haute et basse vitesse. Par exemple, il a été observé que l'augmentation de la surface des volets permet d'augmenter le Clmax, mais fait baisser la finesse. Il faut donc trouver le bon équilibre pour respecter les exigences de performances du MR&O.

9.2. Caractéristiques aérodynamiques principales

L'enjeu a été pour nous d'adapter le plus possible notre avion d'affaires par rapport aux données et formules de calcul. Les caractéristiques principales de notre avion d'affaires sont présentées ci-dessous. A noter que la configuration en Flap 20 est réalisée en appliquant un coefficient de 0.8 au Clmax LDG, et de 0.7 pour la configuration en Flap 10. Les performances aérodynamiques pour l'atterrissage et le décollage sont présentés dans le Tableau 11.

Tableau 10 : Caractéristiques aérodynamiques de l'avion

Business Jet	Take-Off	Landing
Clmax Flaps/Slats	2.144 (Flap 20) 1.876 (Flap 10)	2.68
Cd	0.13	0.17
Finesse L/D	12.16	7.86

9.3. Comparaison avec le GX6000

Le fichier de données sur lequel nous nous sommes basés est celui du GX6000. Le Tableau 11 compare ces deux avions.

Tableau 11 : Comparaison des performances aérodynamiques entre le GX 6000 et le Business Jet

Comparaison	GX 6000	Business Jet
LANDING		
Clmax Flaps/Slats	2.69	2.68
Cd	0.20	0.17
L/D	6.65	7.86
TAKE-OFF		
Clmax Flaps/Slats Flap 20	2.15	2.14
Clmax Flaps/Slats Flap 10	1.88	1.87
Cd	0.16	0.13
L/D	10.74	12.16

Notre avion d'affaires possède un coefficient de traînée légèrement inférieur à celui du GX6000 : 0.17 pour 0.20 en atterrissage et 0.13 pour 0.16 au décollage. Les coefficients de portance maximale sont relativement similaires. De plus, la finesse de notre avion est plus importante que celle du GX6000 : respectivement 7.86 contre 6.65 pour l'atterrissement, et 12.16 contre 10.74 pour le décollage.

En conclusion, les performances aérodynamiques de notre avion nous semblent très satisfaisantes pour l'atterrissement et le décollage, étant capable de tenir la comparaison avec un avion d'affaires haut de gamme tel que le GX6000. Si on considère une finesse de 17 pour la croisière, comme le stipule l'étude des performances haute vitesse décrite à la section 10.2, notre avion serait également très performant en haute vitesse.

10. Performance

10.1. Final Configuration Based on Performance Requirements

In order to define the final airplane configuration, the performance model was improved, and a code routine was implemented to generate a carpet plot. The performance model will be discussed later in this Section. The code routine presented in the first report remain valid and it is part of the improved version. This primary routine is presented inside the red box in Figure 20.

In order to generate the carpet plot, the airplane object is modified in each iteration with different values of MTOW, wing surface area and a thrust factor that multiplies the Sea Level Static Thrust of approximately 12018 lbf.

The new methodology is presented in Figure 20. After the airplane object is modified with the new values for the carpet plot, its performance level is evaluated in the High Speed and Low Speed calculators.

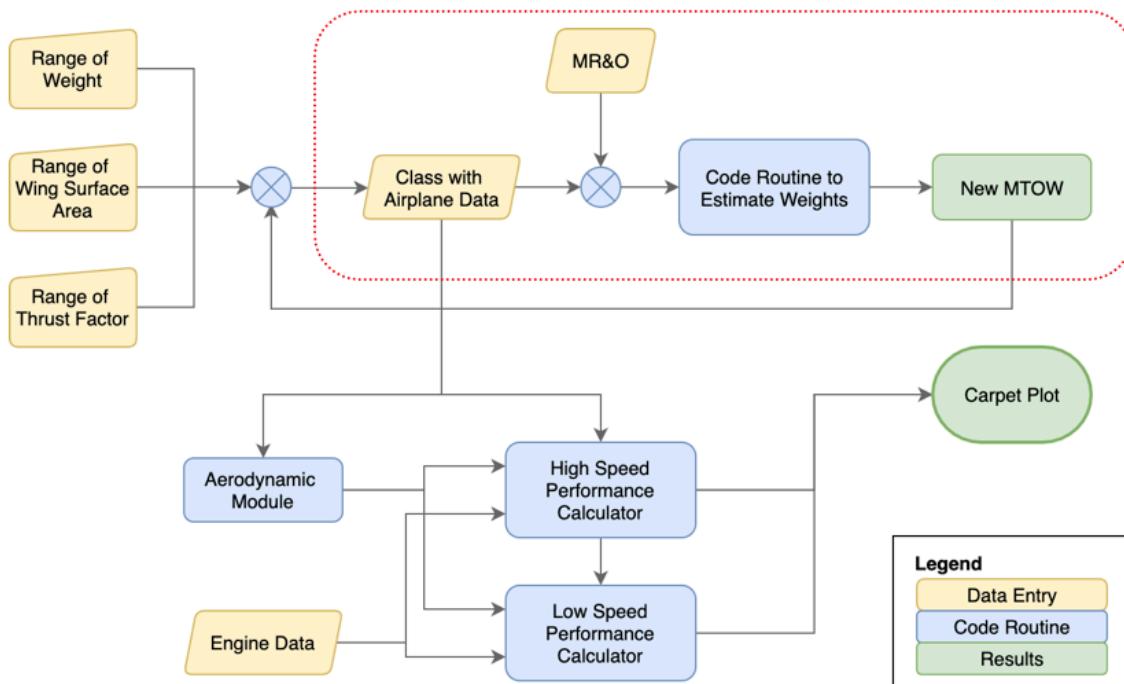


Figure 20 : Code Routine Flowchart

The high-speed calculator takes data from the aerodynamic module such as the Lift-to-Drag Ratio for the cruise phase. The engine data is now also considered in the performance calculators.

The Low-Speed calculator has not only the airplane object, the engine data and the aerodynamic module as entries. It also takes as input some results from the High-Speed

calculator. For instance, the Take-Off field length (TOFL) from Hilton Head airport (which is calculated within the Low-Speed part) is only possible to be calculated once the Take-Off Weight (TOW) is made available from the High-Speed one.

It is important to mention that the final Maximum Take-Off Weight (MTOW) for each iteration is defined only after the High-Speed calculator is activated. The range requirements for this project define the necessary quantity of fuel to be included in the airplane which ends up modifying the previous estimation of the MTOW.

Based on these initial considerations, a carpet plot was generated for each Bypass Ratio available in the engine data provided in class: 4:1, 5:1 and 6.5:1. As suggested in class, only the one chosen is presented in Figure 21.

In the carpet plot, there are constraints for high speed and low speed performance. The most restrictive ones were selected to guide the choice of the Bypass Ratio to be adopted from now on. Those are: the OEI climb gradient at Aspen, the TOFL at Hilton Head and the TOFL at Sea Level with the MTOW.

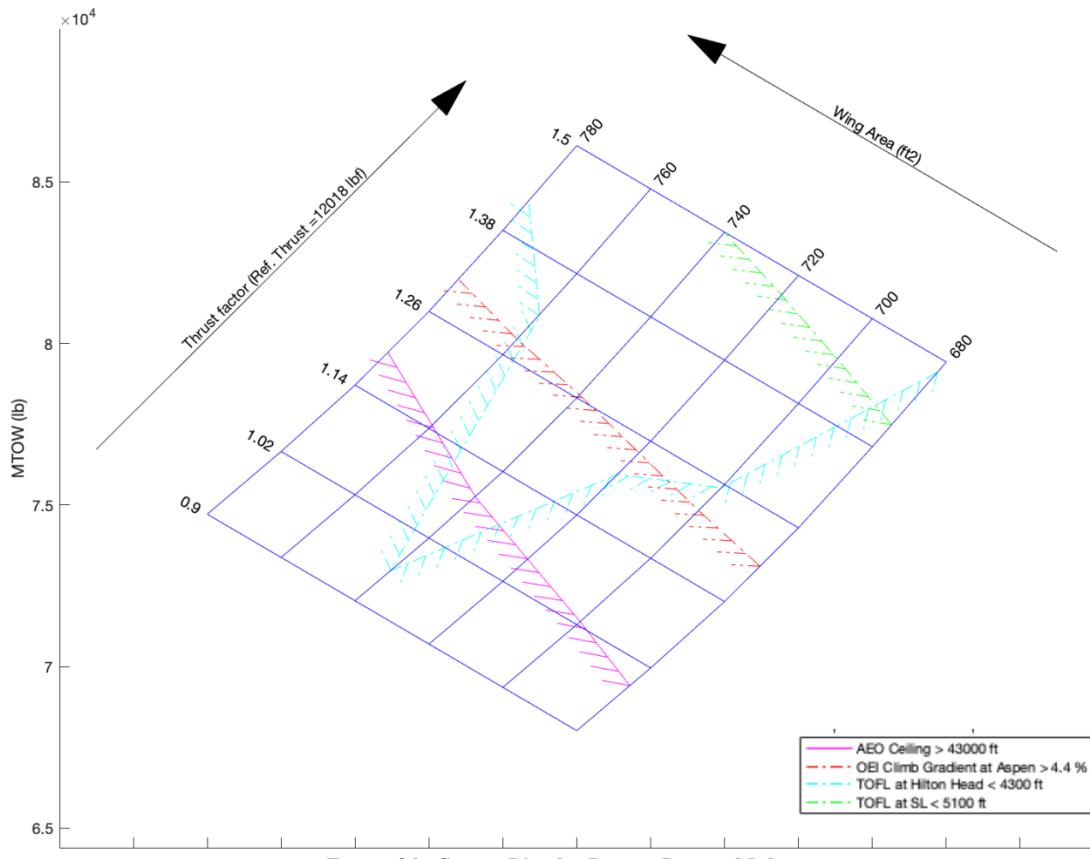


Figure 21: Carpet Plot for Bypass Ratio of 5:1

The low-speed requirements are the drivers for the airplane sizing. The OEI climb gradient at Aspen and the required TOFL at Hilton Head airport limits the design choice for the

lowest MTOW. The high-speed requirements are automatically respected by selecting a minimum configuration based on the low-speed requirements.

It can be observed from the Figure 21 that in order to comply with the TOFL at Sea Level of up to 5100 ft with the MTOW, this airplane would require an exaggerate level of thrust factor – approximately 1.4. For this reason, this constraint will be removed from the design choice.

However, the Maximum Take-Off Weight that allows taking-off at sea level in a runway of 5100 ft will be informed in the Low-Speed Section. In this part, it will be informed the penalty to this Take-Off Weight and a recommendation to the design process will follow.

In this part it is important to mention that a bypass ratio of 4:1 allowed choosing a MTOW slightly lower than the one chosen for a bypass ratio in Figure 21. However, none of the twin-jet competitors present such value in accordance to the Comparative Table in Section 3. An extract is presented in Tableau 12.

Tableau 12: Extract from the Comparative Table for the Bypass Ratio of the Competitors.

Airplane	Gulfstream G500	Dassault Falcon 6X	Challenger 650	Embraer Praetor 600
Engine	PW814GA	PW812D	GE CF34-3B MTO	Honeywell HTF7500E
Bypass Ratio	5.95:1	5.5:1	6.2:1	4.4:1

For this reason, a bypass ratio of 5:1 is chosen as it is an alternate option with no exaggerate penalty to the MTOW. A bypass ratio of 6.5:1 would provoke an increase of the thrust and MTOW to another segment of competition.

Choosing a bypass ratio of 5:1 is therefore more suitable to certify the airplane in 2027. This design choice offers an airplane with reduced noise levels if compared to one with a bypass ratio of 4:1. This could avoid airport surcharges due to noise restrictions during operation.

Thus, the final configuration chosen based on Figure 21 in this part of the airplane design is as follows:

$$\begin{aligned} MTOW &= 76522 \text{ lb} \\ S &= 710 \text{ ft}^2 \\ Thrust Factor &= 1.25 \end{aligned}$$

10.2. High Speed performance

In this Section, the methodology implemented in the High-Speed Performance Calculator will be presented, as well as the results obtained.

10.2.1. Specific air range

The Specific Air Range is presented in Figure 22 and Figure 23 for different Weight/delta values of the airplane configuration chosen.

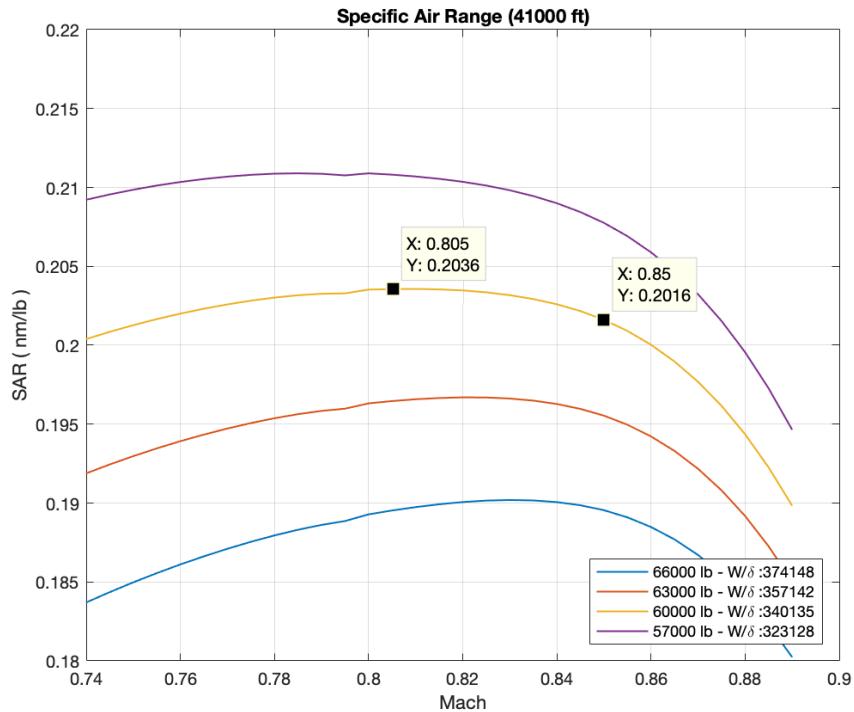


Figure 22 : Specific Air Range at 41000 ft

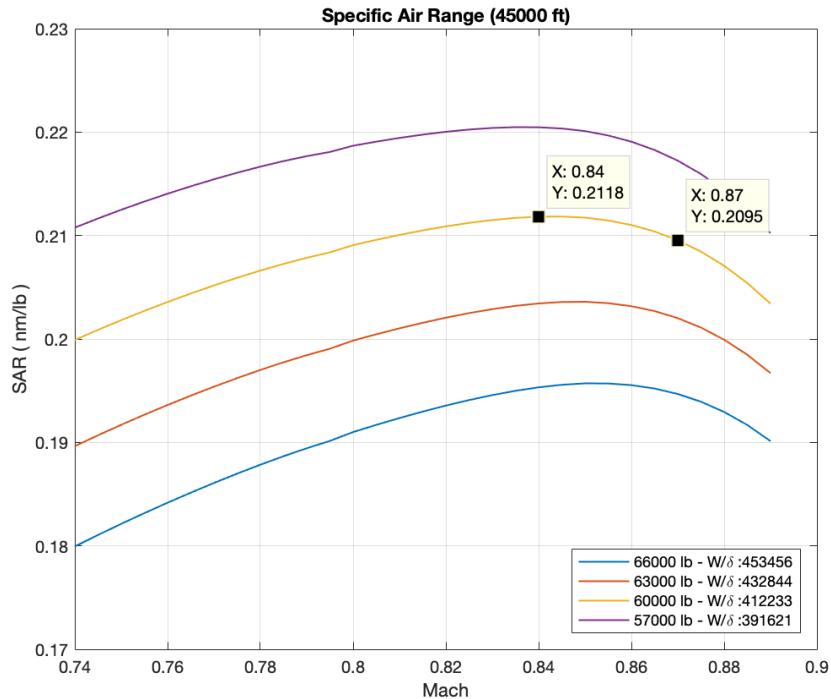


Figure 23 : Specific Air Range at 45000 ft

As it can be observed from the graphs herein presented, the SAR improves during cruise flight as fuel is consumed and the airplane weight decreases. During a flight in constant altitude, the maximum or an optimum SAR can be maintained by decreasing the thrust and Mach as the airplane weight decreases.

The temperature variation contribution can be neglected whenever the speed is not limited by a thrust requirement.

In order to fly a constant speed with an optimum SAR, the airplane would need to constantly climb during its trajectory with a small gradient around 0.02%. This is not possible operationally due to ATC restrictions.

However, for the mission required in this project a step climb is performed which already optimizes fuel consumption.

The MR&O required conducting a preliminary study for the Mission 1 (4700 nm with 8 pax and 200 nm NBAA/IFR reserves) at Mach 0.88. Thanks to the airframe aerodynamic characteristics –the elevated critical Mach for some components, the LRC for 45000 ft stands around Mach 0.87. Therefore, there is no major impact on range for conducting Mission 1 at this speed.

10.2.2. Payload and Range Diagram

The Payload-Range diagram presents the aircraft still air range capabilities in terms of the payload carried and it is presented in Figure 24. The diagram was plotted for the Maximum and Long-Range Cruise (LRC in red, MRC in blue), therefore with speed decreasing over time for each constant flight level.

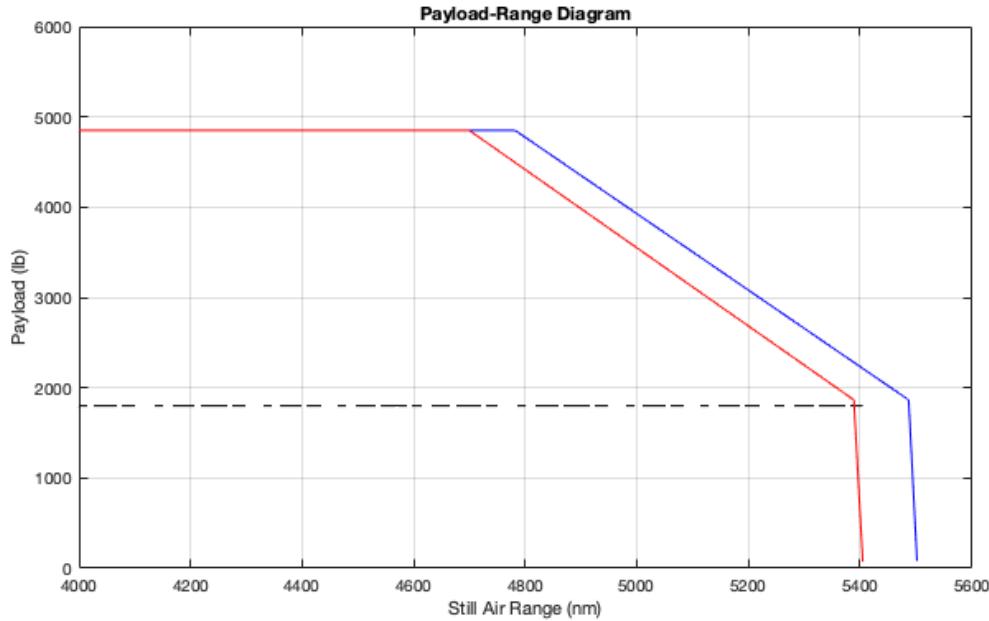


Figure 24 : Payload-Range Diagram

The range capability presented seems to overshoot the MR&O requirements for LRC and MRC. However, the range constraints included in the carpet plot assumed flight at a constant speed. A flight in MRC or LRC speed optimizes the SAR, therefore increasing the airplane range.

Thus, flying mission 1 and 2 in MRC speed instead of constant airspeed could eventually improve the aircraft configuration for low-speed characteristics, such as reducing the weight or thrust factor chosen. This will be left as a recommendation for future work.

10.2.3. Climb Performance

One of the requirements for the High-Speed performance of the airplane is to climb to the FL410 within 25 minutes. By these means, the speed restrictions imposed by ATC due to the commercial traffic can be avoided by the business jet.

It was also a requirement a climb schedule of 250 KCAS / M0.80. Therefore, the aforementioned conditions were included to calculate the range for Mission 1 and Mission 2 (required range of 4700 nm at M0.88 and 5000 nm at M0.80 respectively).

As the mission is calculated from Landing to Take-Off (therefore from ZFW to TOW), one of the end conditions for the loop that defines the initial phase of cruise is to have a rate of climb of at least 300 ft/min at the given weight while flying at FL410.

If the above condition is not respected, the initial phase of cruise is ended (the airplane finishes climbing to the initial altitude as the code works inversely) and the airplane is not capable of completing the required range. Therefore, all airplanes used in the carpet plot respect the range requirements, as well as the climb performance requirements in this Section.

The climb trajectory for the configuration chosen is presented in Figure 25. The airplane climbs to the FL410 within 17 minutes with a climb schedule of 250 KCAS / Mach 0.80.

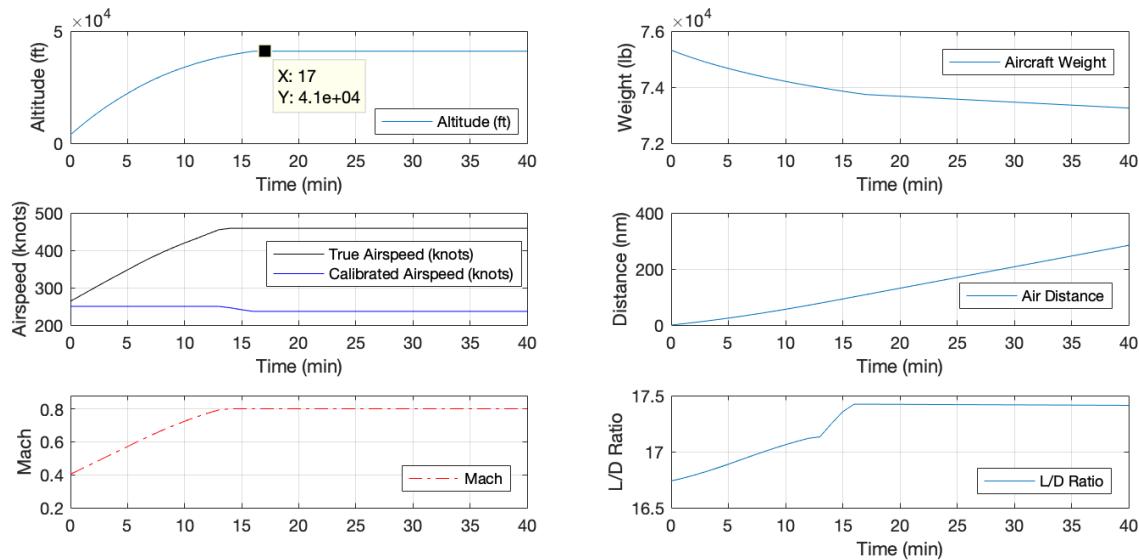


Figure 25 : Climb Performance Results

10.2.4. Cruise Ceiling

Similarly, as in Section 10.2.3, the airplane was required to fly at a final altitude of 45000 ft in order to comply with the range requirements of Mission 1 and 2. Therefore, the configurations that resulted in a cruise ceiling inferior to the aforementioned altitude were never evaluated in the carpet plot.

However, the ceiling at 97% of the MTOW was included as a constraint in the carpet plot. This one was particularly restrictive in the plot for a bypass ratio of 6.5 but for the bypass ratio chosen, this ceiling was automatically respected once the low-speed requirements were attained. Therefore, the rate of climb for the final design at 97% of MTOW is presented in Tableau 13. As all values are above 300 ft/min, the cruise ceiling requirements of the MR&O are respected.

Tableau 13: Rate of Climb at 97% MTOW.

Altitude	41000 ft	43000 ft
Mach 0.80	753.6 fpm	418.7 fpm
Mach 0.85	780.1 fpm	454.6 fpm

10.2.5. Mission Overview

In order to enable the evaluation of the low-speed performance in the critical airports assigned to this project – Hilton Head and Aspen – it was firstly necessary to evaluate the take-off weight for these missions.

The same code used to evaluate the range of Mission 1 and 2 for the carpet plot, and to build the Payload Diagram described in Section 10.2.2, was used in this part. Therefore, the common part of the code was not repeated in order to improve maintainability and to assure consistency in the results.

The results obtained for the Aspen mission with AI off are presented in Figure 26 and those for the Hilton Head mission in Figure 27.

Due to the challenging requirements for the low-speed performance, the mission for the critical airports was run with MRC instead of constant speed. Therefore, the Mach decreases during flight (the speed decreases in increments of Mach 0.01). Flying an optimum SAR contributes to a lower Take-Off Weight.

As the aerodynamic module is attached to the high-speed performance calculator, the lift-to-drag ratio is calculated for the momentarily weight and airspeed. The increments seem in these values are due to the increments in Mach as previously discussed. Zero winds were assumed to perform those calculations.

The Take-Off Weights calculated herein are presented in Section 7

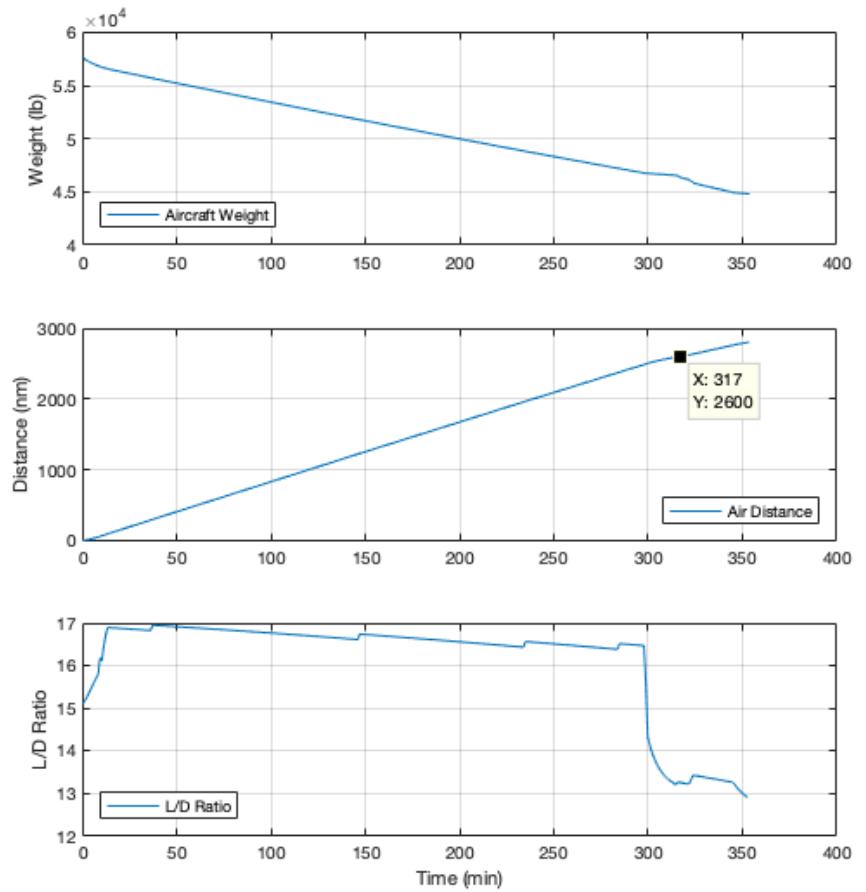
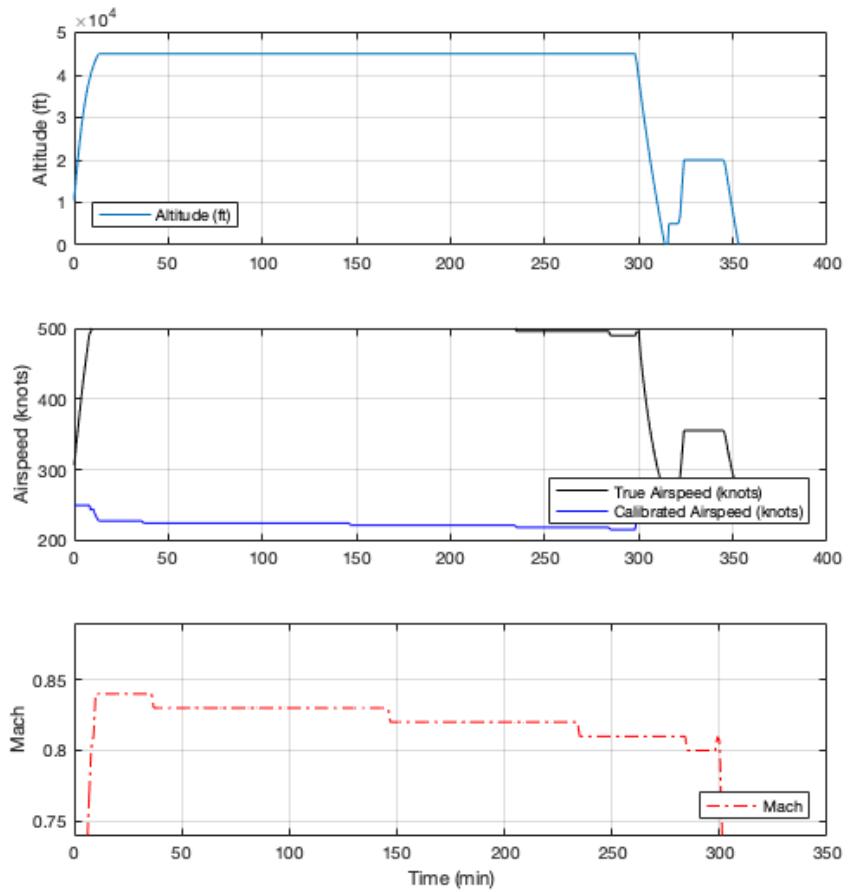


Figure 26 : Aspen Mission

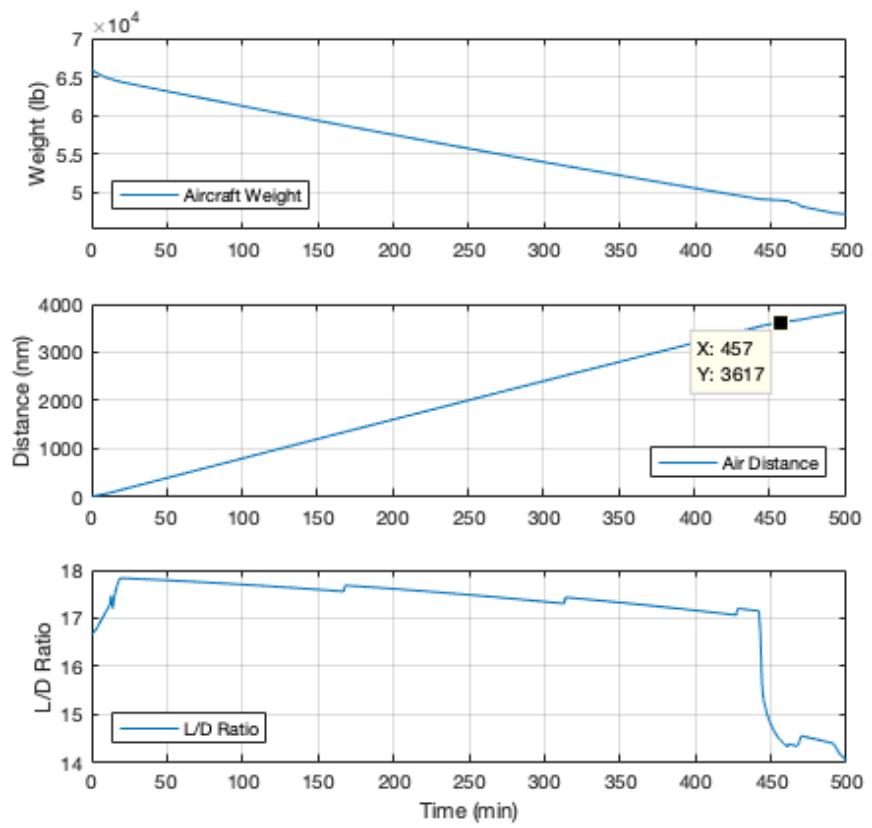
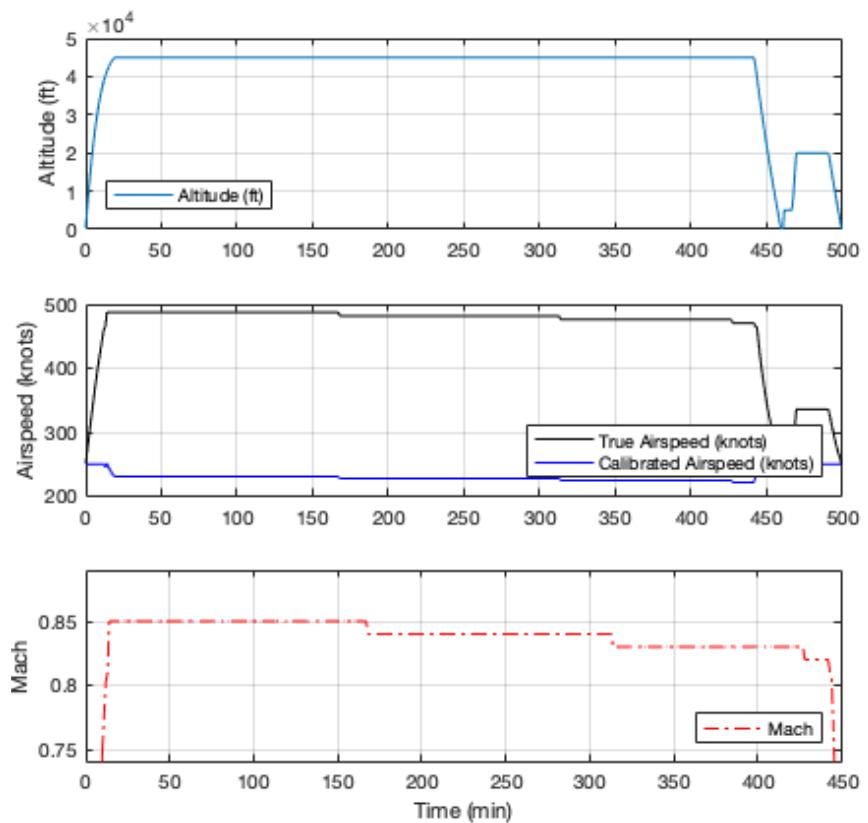


Figure 27 : Hilton Head Mission

10.3. Low speed performance

10.3.1. Take off field length

Les performances de décollage sont partiellement respectées. En effet, c'est avec les conditions SL et 5000 ft d'altitude que l'avion ne respecte pas les limites de piste au décollage (TOFL). C'est dans cette optique que le poids au décollage (TOW) est pénalisé. Le Tableau 14 présente la pénalité afin que ces deux conditions puissent être respectées. Il est à noter que le TOFL à respecter pour SL est de 5100 ft. D'un autre côté, le TOFL à respecter pour 5000 ft est de 7000 ft. Le MTOW est de 76522 lbs.

Tableau 14: TOFL à SL et 5000 ft.

SL, ISA+15°C		
TOW (lbs)	MTOW	MTOW-1800
TOFL (ft)	5364	5097
Max TOFL (ft)	5100	

5000 ft, ISA+25°C		
TOW (lbs)	MTOW	MTOW-3500
TOFL (ft)	7729	6966
Max TOFL (ft)	7000	

Cependant, pour les aéroports critiques de Aspen et Hilton Head, l'avion réussit à respecter les conditions de décollage (TOFL). Le Tableau 15 présente les distances de décollage de l'avion pour les deux scénarios. Il est à noter que le cahier de charge spécifie que le décollage peut se faire avec seulement 8 passagers (au lieu des 12 que l'avion peut amener à bord avec la configuration classique proposée dans la section 6.2). La configuration des flap pour chaque cas est brièvement présenté dans la section 10.3.1.

Tableau 15: TOFL à Aspen et Hilton Head.

	ASPEN, ISA+30°C, 8 PAX	HILTON, ISA+15°C, 8 PAX
TOW (lbs)	57614	62719
TOFL (ft)	5902	4298
Max TOFL (ft)	7815	4300

10.3.2. Climb gradient

En ce qui concerne le gradient de monté, les conditions d'Aspen sont les plus critiques pour l'avion. En effet, les hautes altitudes et les obstacles proches de l'aéroport nécessitent d'un gradient de monté supérieur. Le Tableau 16 récapitule le gradient de montée pour le pire

scenario possible : OEI avec système antigivrage allumé (ISA +5) et un scenario normal avec tous les moteurs opératifs : AEO (D ISA +30) lors du segment numéro 1 (7815ft à 9250 ft). Tel que la section précédente, seulement 8 passagers sont requis pour décoller d'Aspen. De plus, Le segment numéro 2 (9250ft à 9550ft), moins critique, est aussi respecté.

Tableau 16: Gradient de montée à Aspen avec WAI ON et WAI OFF pour le segment 1 (7815 ft 9250 ft).

	ASPEN, ISA+30°C, 8 PAX, AEO, WAI OFF	ASPEN, ISA+5°C, 8 PAX, OEI, WAI ON
TOW (lbs)	MTOW – 4*225	
Climb grad. (γ)	6.97%	4.51%

10.3.3. Single engine ceiling

Dans la même optique que la section 10.2.3, Aspen est le scenario ou les conditions sont les plus critiques. Le Tableau 17 présente les conditions a OEI à Aspen et à SL.

Tableau 17: plafond pour OEI pour différentes conditions.

	OEI, SL, ISA+15°C, WAI OFF	OEI, ASPEN, ISA+30°C, WAI OFF, 8 PAX	OEI, ASPEN, ISA+5°C, WAI ON, 8 PAX
TOW (lbs)	MTOW	MTOW – 4*225	MTOW – 4*225
Ceiling (ft)	21313	21955	21846

10.3.1. Landing field length

Les distances d'atterrissement (LFL) sont respectées pour les différents scenarios imposés par le MR&O. Avec la configuration de l'aéronef, c'est la contrainte la moins restrictive. Tableau 18 récapitule les différents LFL.

Tableau 18: Distance d'atterrissement pour différentes conditions.

	LFL (ft)	MAX LFL (ft)
ASPEN, ISA+30°C	4430	8000
Hilton Head, ISA+25°C	3989	4300
SL, ISA+15°C	4187	5000

10.3.1. Flap configuration for Take Off

Il est recommandé d'utilise une configuration de flap de 10° pour les aéroports à piste longue (e.g. Aspen) et une configuration de flap de 20° pour les aéroports à piste courte (e.g. Hilton Head). C'est avec ces configuration que les calculs de performance basse vitesse sont effectués.

10.3.2. Mission Overview

En somme, l'avion respecte partiellement le cahier des charges. Il est moins performant à basse vitesse qu'à haute vitesse. Dans cette optique, il serait intéressant d'envisager une analyse sur la morphologie des ailes et des autres dispositifs hypersustentateurs. Par exemple, il serait pertinent de voir l'impact sur la flèche, la surface des volets, la surface des becs entre autres.

11. Engine

11.1. Quantité des moteurs

Le nombre de moteurs a été fixé à deux lors d'une phase préliminaire du processus de conception car l'avion sera proposé à Bombardier. En effet, cette société a une longue histoire de conception et de fabrication de jets d'affaires principalement bimoteurs.

Si l'avion devait être proposé à Dassault, un OEM spécialisé dans les tri-jets, et que l'on disposait de plus de temps pour rassembler les équations empiriques correctes pour cette configuration spécifique, une étude aurait été faite pour optimiser le choix du nombre de moteurs. Par conséquent, l'évaluation des performances d'un tri-jet constitue une suggestion pour les travaux futurs.

11.2. Dimensionnement

D'après la recherche des performances citées précédemment, il a été retenu un BPR de 5.0 et un ajustement avec un Scale Factor (SF) de 1.25 par rapport au moteur de base. Le Tableau 19 présente les données et caractéristiques du moteur.

Tableau 19: Dimensions du moteur

Composante	Composante	Valeur
Diamètre Soufflante (in)	Dfan	50.65
Diamètre Max. Nacelle (in)	Dnac	73.57
Longeur totale (in)	Ltotal	179.42
Longeur entrée d'air (in)	Linlet	38.81
Longueur du moteur (sans nacelle) (in)	L2	114.91
Masse moteur + nacelle + pylon (lbs)	-	4415

11.3. Nacelle and Thrust Reverser design

Le moteur possède une nacelle longue, pour le confort passager (plus silencieux). Le compromis de poids est balancé par un meilleur SFC, donc un cout réduit pour le client à long terme. Avec la nacelle logue, l'inverseur de poussée sera donc en “bucket door”, pour augmenter encore plus les performances en accord avec la nacelle choisie.

12. Couts

Une simple analyse financière est réalisée afin d'obtenir une estimation de certains couts de l'avion. Le Tableau 20 présente cette analyse financière. Il est à noter que le cout de fabrication semble être faible compte tenu des capacités et performances de l'avion. Dans cette optique, cette valeur ainsi que les couts relatifs doivent être revus.

Tableau 20: Analyse financière de l'avion d'affaires.

Couts de fabrication	19 558 738 \$
Couts annuels	789 975 \$
Couts variables	2 530 \$
Cout d'opération	3 932 \$

13. Aircraft dimensions

Les dimensions de la hauteur, longueur et envergure de l'avion d'affaires est présenté par la Figure 28.

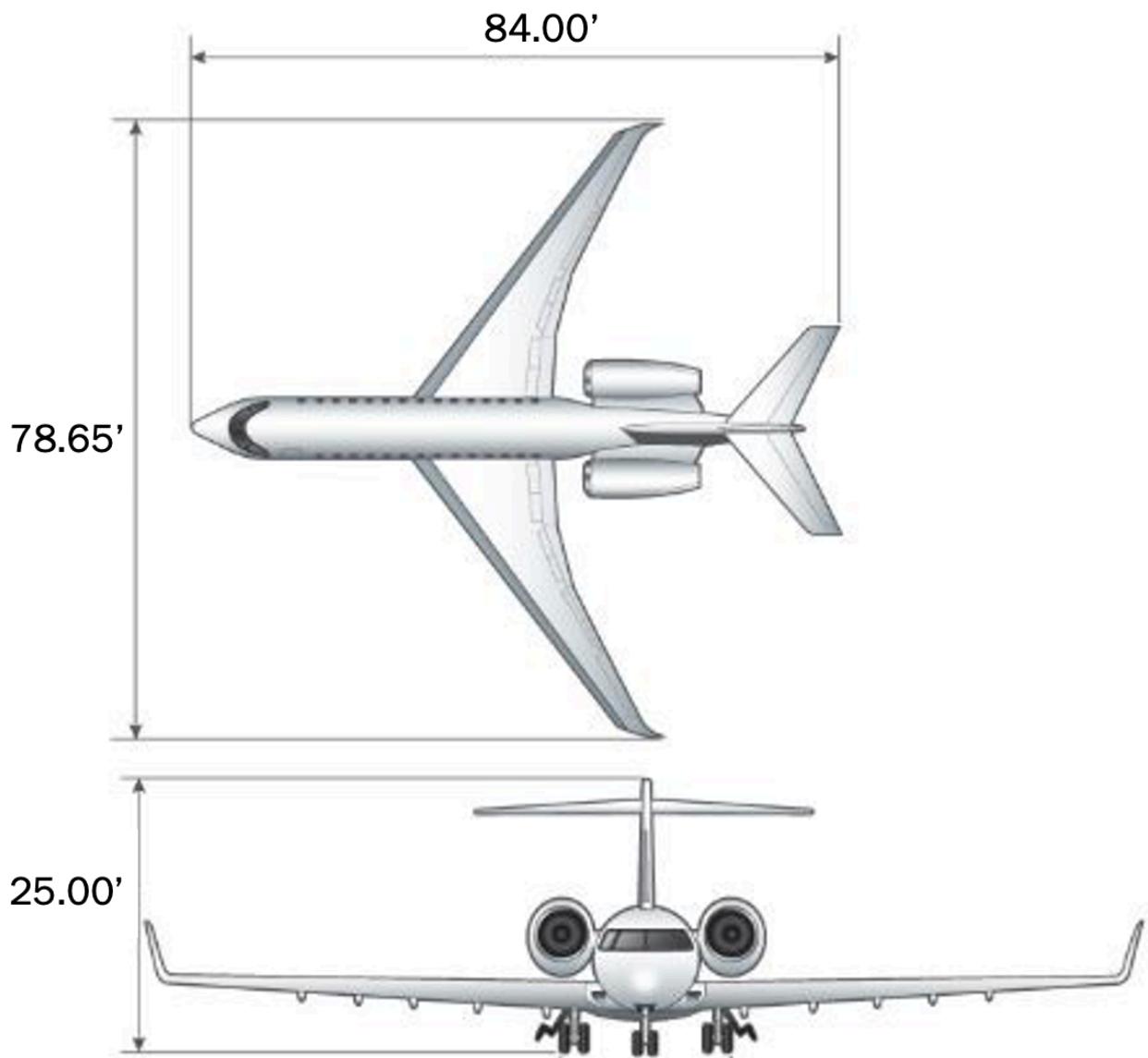


Figure 28: Dessin 3 vues de l'avion d'affaires.

14. Conclusion

14.1. Recommandation

Pour rassembler les différents axes d'améliorations présentés au long du rapport, nous avons remarqué que le plus gros défi de l'avion était sur les performances basses vitesses. En effet, l'avion a du mal à respecter certaines distances de décollage. Une solution envisageable pourrait être sur la conduite de vol, en ne volant pas à vitesse constante mais décroissante de manière à optimiser le SAR, ce qui abaisserait le TOW. D'autres modifications d'ordre techniques sont à considérer, comme augmenter la surface des volets et diminuer la flèche, ce qui peut améliorer les performances basse vitesse. Il faudra donc aussi étudier l'impact sur la stabilité et plus généralement les autres performances.

14.2. Compliance with MR&O

14.2.1. Cabin Requirements

Le Tableau 21 et Tableau 22 regroupent certains aspects importants du MR&O. L'ensemble des requis de ce cahier de charge est présenté en annexe I. La cabine est à la taille demandée, avec quelques additions de confort (garde-robe supplémentaire et 2 sofas). Dans un objectif d'amélioration des performances basse vitesse, une itération prochaine pourrait se fixer comme objectif d'enlever des items où de trouver des remplacements pour alléger l'avion.

Tableau 21: Summary MR&O general and confort.

General	MR&O	Final
Zone Cabin	3	3
Range / 0.85 M	4700	4700
Range / 0.8 M	5000	5000

Comfort	MR&O	Final
Cabin height	6 ft	6.33 ft
Cabin width	8 ft	8.07 ft
Seats	12	12 (2 sofas)
Rest area for crew	(option)	no
Dist. Facing seats	32 in	33 in
Wardrobe	20 in	2*20in

14.2.2. Performance Compliance

Tous les requis du MR&O sont vérifiés, à l'exception des TOFL à SL et à 5000 ft, où un compromis de poids devra donc être réalisé pour effectuer le décollage.

Tableau 22: Summary of performance MR&O

Performance	MR&O	Final
Max Operational Speed	0.88 M	0.88 is possible
Cruise speed	0.8 to 0.87 M	MRC : 0.84 M, LRC : 0.87 M
Max ceiling	45000 ft	45000 ft
Time to climb 41000 ft	<25min	17 min
Critical Airports	Aspen, Hilton	OK

14.3. Ouverture et avenir

A travers ce rapport, le travail de l'équipe sur le dimensionnement d'un avion d'affaire de catégorie moyenne est donc entièrement présenté. Au cours de ces dernières semaines, nous avons pu apprendre plus en détails les différents éléments dimensionnant d'un avion, et leur importance, ainsi que l'organisation d'un travail d'équipe et ses aspects variés.

Il y a quelques semaines, une puissante crise sanitaire liée au Covid-19 a impacté le monde entier. Le secteur aéronautique est l'un des plus touché, avec une baisse de plus de 70% des vols commerciaux¹. On ne peut qu'espérer la reprise rapide de l'industrie, comme en 2008 (Figure 29) ou trois ans plus tard les chiffres étaient repartis à la hausse. Ainsi, des avions tels que le nôtre pourraient arriver sur le marché et participer à l'avenir de l'aviation. Peut-être même que le marché de l'aviation d'affaire pourrait bien plus rebondir, dans une optique des plus riches de garder leur mobilité personnelle face à d'éventuelles autres crises.

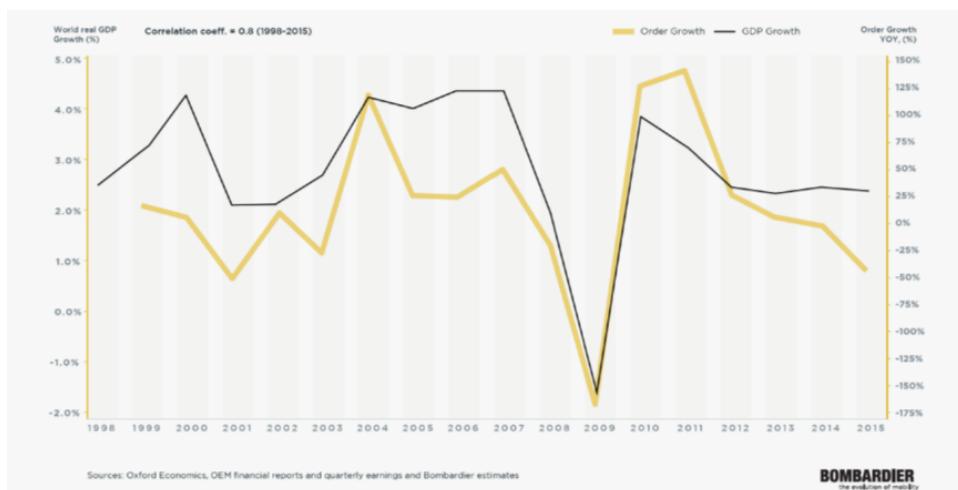


Figure 29 : World GDP growth and Industry Net Order Growth [1998 – 2015].

¹ <https://www.flightradar24.com/data/statistics>

I. Annexe : Cahier des charges

Marketing Requirements and Objectives (MR&O)		
Item	Requirement	Statement
General		
EIS	2027	The airplane shall be certified within 7 years.
Design Philosophy		The requirements herein described shall not be extrapolated as over-designing increases the product final price.
Cabin and Comfort		
Cabin Geometry	Height: > 72 in (182 cm)	The cabin shall have a minimum height of 72 in and a
	Width: > 96 in (243 cm)	minimum width of 96 in (2-seat abreast).
	Length: To Be Defined	
Cabin Zones	3 zones	The cabin shall feature three configurable modules in which seats become flat beds, sofa and meeting room.
Number of Seats	12 (minimum)	The airplane shall seat at least 12 passengers but be
	19 (certification)	certified for up to 19 with a 2-seat abreast.
Seat Dimension	30 in x 30 in	
Distance between Facing Seats	32 in	
Lavatories	Main: > 40 in	The cabin shall have a main toilet of at least 40 in of cabin length and a crew toilet of 30 in shall be considered.
	Crew: 30 in	
Galley	> 72 in	The cabin shall feature a galley of at least 72 in. The galley position of the competitors shall be analyzed and considered as an option.
Passenger Wardrobe	> 20 in	The cabin shall feature a passenger wardrobe of at least 20 in.
Crew Rest Area	To be Considered	A Crew Rest Area shall be considered.
Luggage Access	In-Flight Access	The luggage compartment shall be accessible from the passenger cabin during the flight.
Payload		
Pax	225 lb	incl. Hand luggage
Baggage vol.	>170 ft3	pressurized and accessible during flight
Weights		
MRW-MTOW	200 lb	
MLW	80% of MTOW	
MZFW	75% of MLW	
Engine		
No data	No data	No data
Systems		
Pneumatics		
ECS	Able to provide air for 19 pax configuration	
	Pressurization at 8000ft at 45000 ft	
WAI	Adequate protection to fly in icing conditions	The aircraft must comply with this.
Certification		
Compliant with TCCA CAR / FAR25 / EASA25		
Certified (most recent amendments)		

High Speed Performance		
Range	4700 nm	with 8 pax and 200nm NBAA/IFR reserves at M0.85. A preliminary study will be conducted to determine the impact on design if 4700 nm was to be achieved with a Mach number of 0.88 M.
	5000 nm	with 8 pax and 200nm NBAA/IFR reserves at 0.80M
Climb Performance	Initial cruise at 41000 ft Time to climb < 25 min	To avoid the speed limit due to ATC restrictions and traffic.
Cruise Ceiling	>43000 ft @97% MTOW (objective)	At selected cruise speed of M0.80 and M0.85
	>41000 ft @97% MTOW (requirement)	At selected cruise speed of M0.80 and M0.85
	>45000 ft	N/A
Speeds	Vmo, Mmo 330 KCAS / M0.88	N/A
	Cruise at M0.80 to M0.87	N/A
	Climb Schedule 250 KCAS / M0.80	N/A
	Descent 250 KCAS / M0.75	N/A
Low Speed Performance		
Speeds		
Approach speed	Vref <130 KCAS@ MLW, SL, ISA	
Flaps deployment	Vfe 230 KCAS	
Landing gear deployment speed	Vlo 250 KCAS	
Field performance		
Take-Off Field Length	<5100 ft @MTOW, SL, ISA+15°C <7000 ft @MTOW, 5000 ft, ISA+25°C	
Landing Field Length	<5000 ft, SL, ISA	
OEI		
One Engine Inoperative Ceiling WAI OFF	>20000 ft @95% MTOW, ISA +10°C	
One Engine Inoperative Ceiling WAI ON	>13000 ft @95% MTOW, +10°C TAT	
Critical Airports		
2600 nm out of Aspen	ISA +30°C, 8pax and +5°C, 8pax, IFR icing conditions	
3600 nm out of Hilton Head	ISA +25°C, 8pax	Very short runway
Environment: Driver for new design		
Demand for "green" aircraft		This is for information only
Emission concerns		

II. Annexe : Compétition

	Airplane	Embraer Praetor 600	Gulfstream G500	Challenger 650	Cessna Citation Longitude	Dassault Falcon 6X	Dassault Falcon 900LX	MR&O
Comments	Characteristic	Similar size competitor, improved range and low price	Larger size competitor, high speed capability, cabin featuring larger windows, clean look wings and Active-control Sidesticks. Perceived as a luxurious product.	Predecessor of the airplane to be designed, also smaller	Offers more standard features than competitors and the best operating costs in one total package.	Direct competitor of the airplane to be designed, not on the market yet.	This large-cabin trijet stands alone in its class for performance, comfort and efficiency.	Avion d'affaire Équipe 1
Performance - Low Speed	TOD: Takeoff Distance	4717 ft	5200 ft	5640 ft	4810 ft	-	-	5100 ft
Performance - High Speed	ULD: Unfactored Landing Distance	2165 ft	3100 ft	2402 ft	3170 ft	2480 ft	2415 ft	5000 ft
	Max Altitude	45000 ft	51000 ft	41000 ft	45000 ft	51000 ft	51000 ft	45000 ft
	M_MO: Max Operating Speed	0,83	0,925	0,85	0,84	0,9	0,87	0,87
	Range	4018 nm	5200 nm	4000 nm	3500 nm	5500 nm	4750 nm	5000 nm
	Time to Climb	FL430 in 22 min	FL430 in 23 min	-	FL430 in 20 min	-	-	FL410 in 25 min or less
Weights	MTOW: Maximum Take-Off Weight	42858 lb	76850 lb	48200 lb	39500 lb	77460 lb	49000 lb	TBD
	MLW: Maximum Landing Weight		64350 lb	38000 lb	33500 lb	66190 lb	44500 lb	
	Maximum Payload	4001 lb	5500 lb	4850 lb	1600 lb	-	-	
	Empty Weight	-	-	27150 lb	-	45920 lb	30864 lb	
	Fuel Capacity	-	28850 lb	-	-	33786 lb	21000 lb	
Engines	Model	Honeywell HTF7500E	Pratt&Whitney PW814GA	GE CF34-3B MTO	Honeywell HTF7700L	P&W Canada PW812D	Honeywell TFE731-60	TBD
	Number of Engines	2	2	2	2	2	3	
	Thrust (Flat Rating)	7528 lbf	15144 lbf	9220 lbf	7665 lbf	14000 lb	5000 lb	
	Autothrottle	Yes	Yes	Yes	Yes	Yes	0,361	
	Thrust to weight ratio		0,394				0,306	
Geometry	b: Wingspan	70 ft 6 in	87 ft 1 in	64 ft 4 in	68 ft 11 in	85.1 ft	70.17 ft	TBD
	b_T: Horizontal Stabilizer Span	24 ft 1 in	-	-	-	-	-	
	S: Wing Area	482.8 ft ²	950 ft ²	489 ft ²	537 ft ²	761 ft ²	524 ft ²	
	W/S: Wing Loading	89 lb/ sq ft	80.9 lb/ sq ft	98.5 lb/ sq ft	73.5 lb/ sq ft	101.8 lb/ sq ft	93.5 lb/ sq ft	
	AR: Aspect Ratio	10,29	7,98	8,46	8,87	9,52	9,40	
	I: Length	68 ft 1 in	91 ft 2 in	68 ft 5 in	73 ft 2 in	83.3 ft	66.31 ft	
	h: Total Height	21 ft	-	20 ft 8 in	19 ft 5 in	24.5 ft	24.75 ft	
Cabin	Typical Number of Passengers	8	13	6	7	-	12	12
	Max Number of Passengers	12	18	10	12	16	14	19
	Pilots	2	2	2	2	2	2	2
	Cabin Height	6 ft	6 ft 4 in	6 ft	6 ft	6 ft 6 in	6 ft 2 in	6 ft
	Cabin Width	6 ft 10 in	7 ft 11 in	7 ft 11 in	6 ft 5 in	8 ft 6 in	7 ft 8 in	8 ft
	Cabin Length	26 ft 10 in	41 ft 6 in	25 ft 7 in	25 ft 2 in	40.4 ft	33.20 ft	TBD
	Volume Baggage Storage	155 ft ³	175 ft ³	115 ft ³	112 ft ³	155 ft ³	-	170 ft ³
	In-Flight Luggage Access	Yes	Yes	Yes	Yes	Yes	-	Yes
	Cabin Zones from Cockpit to Tail	Galley + 2 modules + Toilet	Crew Toilet + 3 modules + Galley + Toilet	Galley + 2 modules + Toilet	Galley + 2 modules + Toilet	Galley + 3 modules + Toilet	Galley + 3 modules + Toilet	Crew Toilet (optional) + 3 modules + Galley + Toilet
	Flat Bed	Yes	Yes	Yes	Optional	Yes	Yes	Yes
	Seat-abreast	2	2	-	-	-	-	-
	Cabin Altitude	5800 ft	4850 ft	7000 ft	5950 ft	-	-	8000 ft
	Number of Toilets	1	1 + 1 for crew	1	1	-	-	1 + 1 for crew (optional)
	Vacuum Toilet	Yes	-	Yes	Yes	-	-	-
	Connectivity	Gogo and Ka-band	-	Gogo and Ka-band	LinxUs	Ka-Band network	Ka-Band network	-
Price	(\$M USD)	21	45	32.5	25	47	43	TBD

III. Annexe : Loadsheets

Il est à noter que le « Offset Cabine » est simplement utilisé ici pour faciliter les calculs des moments. Cette valeur est de 12.8 ft (Figure 30).

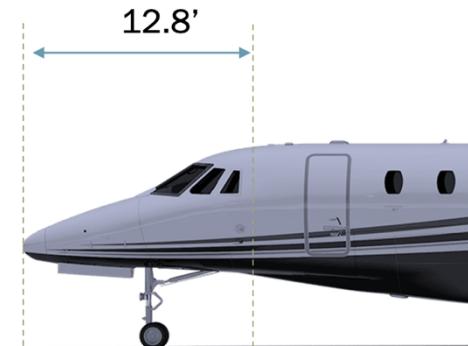


Figure 30: Position du "Offset Cabin".

Tableau 23: OWE and MTOW Weight Breakdown

Interior Component (W_int)	x (feet)	x (inch)	Poids (lbs)	Offset End of Cockpit (ft)	M (lbs*ft)
Galley	3,0	36,0	390,0	15,75	6142,5
2 x Garde-robe	7,4	88,6	300,0	20,14	6040,8
Fauteuil 1	11,5	137,6	85,0	24,22	2058,6
Table 1	14,1	169,1	20,0	26,84	536,9
Fauteuil 2	16,7	200,6	85,0	29,47	2504,9
Divan 1	24,4	292,4	200,0	37,12	7423,0
Divan 2	35,9	430,9	200,0	48,66	9731,7
Toilette	41,6	498,9	300,0	54,33	16297,5
Toilette équipage	1,3	15,0	300,0	14,00	4200,0
Fauteuil 3	11,5	137,6	85,0	24,22	2058,6
Table 3	14,1	169,1	20,0	26,84	536,9
Fauteuil 4	16,7	200,6	85,0	29,47	2504,9
Table/minibar	25,8	309,8	115,0	38,57	4435,4
Fauteuil 5	33,4	400,9	85,0	46,16	3923,5
Table 4	36,0	432,4	20,0	48,78	975,7
Fauteuil 6	38,7	463,9	85,0	51,41	4369,7
Furniture	35,6	426,6	5127,5	N/A	182282,6
Various options	23,4	280,5	500,0	36,13	18062,5
Entertainment	23,4	280,5	350,0	36,13	12643,8
Microwave	3,0	36,0	40,0	15,75	630,0
Oven	3,0	36,0	60,0	15,75	945,0
Espresso	3,0	36,0	25,0	15,75	393,8

Chiller	23,4	280,5	45,0	36,13	1625,6
Lighting	23,4	280,5	120,0	36,13	4335,0
		Total	8642,5		
Operation Items (W_ops)	x (feet)	x (inch)	Poids (lbs)	Offset Cabine (ft)	M (lbs*ft)
Pilots (incl. luggage, manuals)	9,6	115,5	450	N/A	4331,3
Water 1	1,3	15,0	150	14,0	2100,0
Water 2	41,6	498,9	150	54,3	8148,8
Consumables	23,4	280,5	100	36,1	3612,5
Emergency Equipment	23,4	280,5	250	36,1	9031,3
Containers	23,4	280,5	50	36,1	1806,3
		Total	1150		
Fuselage (W_fuse)	x (feet)	x (inch)	Poids (lbs)	Offset Cabine (ft)	M (lbs*ft)
Fuselage	35,6	426,6	7749,5	N/A	275494,725
		Total	7749,5		
Systems (W_sys)	x (feet)	x (inch)	Poids (lbs)	Offset Cabine (ft)	M (lbs*ft)
Avionics	9,63	115,5	500	N/A	4812,5
APU	79,0	948,0	325	N/A	25675,0
Electrics	31,6	379,2	1400	N/A	44240,0
Fuel System (in function of CG1 and 50MAC%)	48,60	583,2	800	N/A	38880,0
Flight Control Systems (in function of CG1 and 60 MAC%)	49,90	598,8	1300	N/A	64870,0
Hydraulics (in function of CG1 and 65 MAC%)	50,55	606,6	500	N/A	25275,0
		Total	4825		
Tail (W_tail)	x (feet)	x (inch)	Poids (lbs)	Offset Cabine (ft)	M (lbs*ft)
VSTAB	72,0	864,0	491,88	N/A	35415,4
HSTAB	79,0	948,0	737,82	N/A	58287,8
		Total	1229,7		
Landing Gears (W_lg)	x (feet)	x (inch)	Poids (lbs)	Offset Cabine (ft)	M (lbs*ft)
Landing Gear (in function of CG1 and 55 MAC%)	49,25	591,0	2745,7	N/A	135225,7
		Total	2745,7		
Wing (W_wing)	x (feet)	x (inch)	Poids (lbs)	Offset Cabine (ft)	M (lbs*ft)
Wing (in function of CG1 and 30 MAC%)	46,00	552,0	7218,8	N/A	332065
		Total	7218,8		
Engine (W_ppt)	x (feet)	x (inch)	Poids (lbs)	Offset Cabine (ft)	M (lbs*ft)

Engine (infunction of Engine CG)	66,34	796,1	8828,5	N/A	585661
		Total	8828,5		
Fuel (W_fuel)	x (feet)	x (inch)	Poids (lbs)	Offset Cabine (ft)	M (lbs*ft)
Total Fuel (TF)	N/A	N/A	31432	N/A	N/A
Center Fuel (CG) - 30% of TF	45,99	551,9	10317	N/A	474500,2
Wing Fuel (-15%CG to +15%CG) - 70% of TF	N/A	N/A	21115	N/A	N/A
Wing Fuel (14,3%)- -15%CG	39,09	469,1	3016,4	N/A	18339,4
Wing Fuel (28,6%)- -10%CG	41,39	496,7	3016,4	N/A	20560,4
Wing Fuel (42,9%)- -5%CG	43,69	524,3	3016,4	N/A	22908,4
Wing Fuel (57,1%)- CG	45,99	551,9	3016,4	N/A	25383,2
Wing Fuel (71,4%)- 5%CG	48,29	579,5	3016,4	N/A	27985,0
Wing Fuel (85,7%)- 10%CG	50,59	607,1	3016,4	N/A	30713,7
Wing Fuel (100%)- 15%CG	52,89	634,7	3016,4	N/A	33569,3
		Total	31432		
Payload (W_payload)	x (feet)	x (inch)	Poids (lbs)	Offset Cabine (ft)	M (lbs*ft)
Pax 1	11,5	137,6	195	24,2	4722,7
Pax 2	16,7	200,6	195	29,5	5746,5
Pax 3	11,5	137,6	195	24,2	4722,7
Pax 4	16,7	200,6	195	29,5	5746,5
Pax 5	33,4	400,9	195	46,2	9000,9
Pax 6	38,7	463,9	195	51,4	10024,6
Pax 7	24,4	292,4	195	37,1	7237,4
Pax 8	24,4	292,4	195	37,1	7237,4
Pax 9	24,4	292,4	195	37,1	7237,4
Pax 10	35,9	430,9	195	48,7	9488,4
Pax 11	35,9	430,9	195	48,7	9488,4
Pax 12	35,9	430,9	195	48,7	9488,4
Cargo compartment	45,0	540,3	360	57,8	20799,6
		Total	2700		

OWE	42390	lbs
MTOW	76522	lbs