

# Projet Architecture Aéronautique

---

Bizjet supersonique

Le « Vision' Air »



**Abt Valentin  
Charre Aurélien  
Eichler Pierre  
Lucas Pierre**

Le 6 mai 2013

## Table des matières

Introduction.....	4
I) Planning et répartition des tâches .....	5
1. Répartition des tâches :.....	5
2. Diagramme de Gantt :.....	5
II) Cahier des Charges .....	6
1. Clientèle visée :.....	6
2. Caractéristiques :.....	6
3. Confort des passagers :.....	6
III) Genèse du Projet.....	7
1. Première Solution envisagée :.....	7
2. Architecture Finale : .....	8
IV) Caractéristiques de notre avion .....	11
1. Avantages :.....	11
2. Inconvénients :.....	11
3. Dimensionnement :.....	11
V) Plan et vues .....	16
1. <i>Vues de dessus et face</i> .....	16
2. <i>Garde au sol</i> .....	17
3. <i>Centres de Gravité</i> .....	17
4. <i>Vues en coupe</i> .....	18
5. <i>Sections de face</i> .....	18
VI) Liste de remords.....	19
VII) Conclusion .....	20
VIII) Annexe.....	21
1. Système d'entrée d'air : .....	21
2. Tableau comparatif du « Vision'Air » par rapport aux différents Projets :.....	22
3. Tableau Excel du centrage pour la configuration suivante : 100% Passagers, 100% Frêt, 100% QI (hors réservoirs équilibrage):.....	22
4. Comparaison de notre Centrage avec une voilure de type Delta:.....	24
IX) Bibliographie :.....	25
1. Revues, Documents :.....	25
2. Sites Web :.....	25

## Remerciements :

Nous tenons à remercier M. DUCHATELLE, tout d'abord pour la qualité de son enseignement dans le domaine de l'Architecture Aéronautique. C'est en effet grâce à ses cours et ses documents très bien illustrés que nous avons pu progresser convenablement dans notre projet, malgré la complexité du sujet choisi.

M. DUCHATELLE a su nous guider et nous conseiller efficacement lors de ces trois réunions. Les différents objectifs à atteindre pour chacune d'entre elles nous a aussi permis de garder une organisation de travail concrète et guidée.

Merci de nous avoir épaulé dans la réalisation de ce projet. Il nous a permis d'entrevoir la complexité de la conception d'un aéronef de ce type, mais aussi l'engouement qu'il peut apporter dès ses premières ébauches.

## Introduction

Pour ce projet d'Architecture Aéronautique nous avons choisi le thème du « Bizjet Supersonique ».

Dans un monde où les déplacements professionnels et personnels intercontinentaux se multiplient, le secteur de l'aéronautique doit s'adapter afin de répondre à cette demande.

Le développement des avions civils supersoniques est malheureusement figé depuis quelques années. Seulement quelques projets sont en cours de développement ; l'Aerion mené par *Aerion Corp*, le QSST mené par *Supersonic Aerospace International*, le Tu-444 par *Tupolev* et le S-21 par *Sukhoi*.

Bien que les informations sur ces différents projets soient peu nombreuses, nous avons choisi ce sujet dans le but de pouvoir réellement aborder l'aspect du dimensionnement et de la recherche architecturale, comparé à d'autres sujets plus classiques qui se basent sur des architectures fixes et peu modifiables.

Notre principal objectif était d'obtenir un avion stable dans les différentes phases de vols qu'il serait amené à rencontrer. Celui-ci représenta également notre principale difficulté, de nombreuses heures nous ont été nécessaires pour l'atteindre.

### Nota Bene :

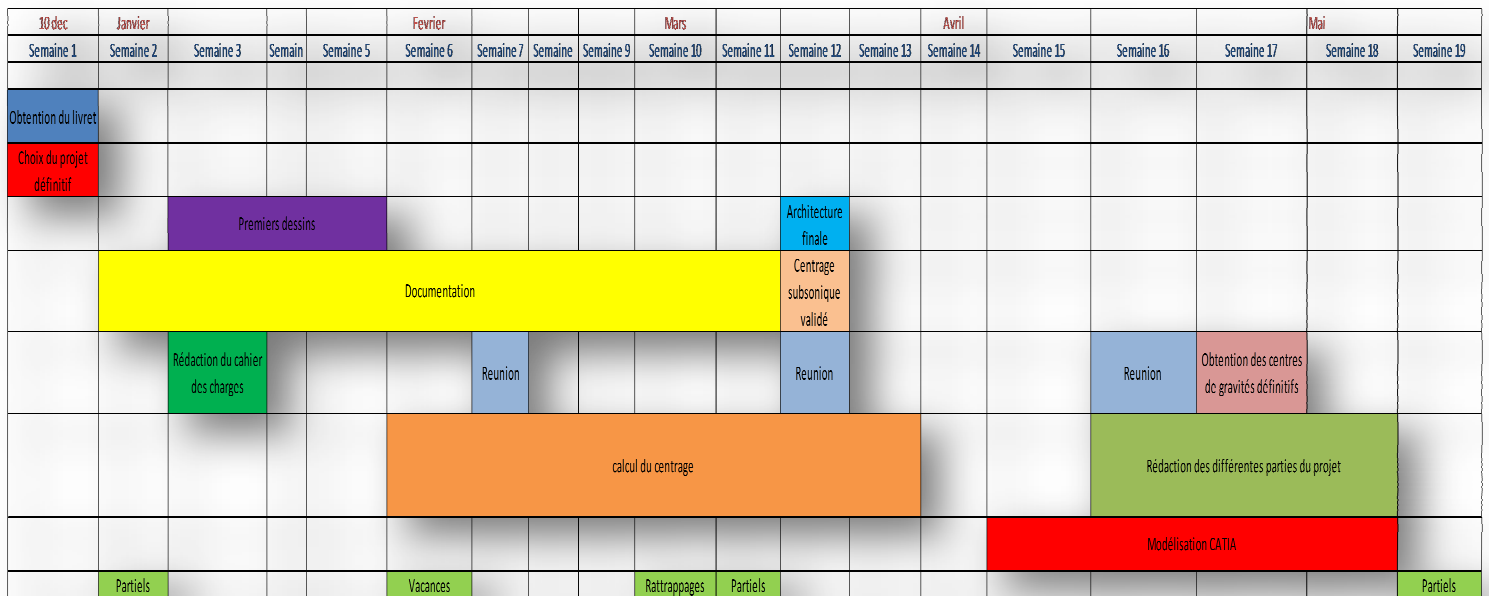
*Dû au manque d'information sur de nombreuses dimensions, nous avons essayé de les estimer de la manière la plus réaliste possible. Elles ont été validées lors des différentes réunions avec M. DUCHATELLE.*

# I) Planning et répartition des tâches

## 1. Répartition des tâches :

	Valentin ABT	Pierre LUCAS	Aurélien CHARRE	Pierre EICHLER
Choix du sujet				
Recherche de documents				
Maquettes numériques				
Plans				
Calculs de performances				
Calcul de dimensionnement				
Rédaction du rapport				

## 2. Diagramme de Gantt :



## II) Cahier des Charges

### 1. Clientèle visée :

Nous avons pour objectif de réaliser un Business Jet (Bizjet) supersonique. Notre cahier des charges doit permettre de définir les caractéristiques de notre aéronef et les besoins de notre clientèle (confort).

Ce type d'avion est dirigé vers une clientèle aisée, en déplacement fréquent vers les grandes capitales économique : New York – (Paris/ Londres), Tokyo - Los Angeles...

Nos vols seront de type transocéanique, étant donné la limite des zones de vol supersonique.

### 2. Caractéristiques :

- Membres d'équipage : 2 pilotes + 1 Hôtesse
- Avion stable dans les différentes phases de vols.
- Capacité : 12 max
- Longueur : 41m
- Envergure : 23,9m
- Voilure : double incidence type *Tu-444*
- Hauteur : 6.50 – 7m
- Dièdre (aile basse) : 0 à 5 degrés
- Surface de référence (voilure principale) : 230m<sup>2</sup>
- Surface empennage horizontale : 20m<sup>2</sup>
- Surface dérive : 20.4m<sup>2</sup>
- Masses à vide : 22 950 kg
- Carburant maxi : 31 460kg
- MTOW : 55 200 kg
- Charge Utile : 1200 kg
- Prix : environ 80 Millions d'euros
- Longueur de décollage : < 2000m
- Longueur d'atterrissage : < 1600m
- Vitesse de croisière : Mach 1.6
- Distance franchissable : 7000km.
- Vitesse d'approche : 130 knots – 240 km/h
- Plafond : 51 000 ft – 15.5km
- Altitude de croisière : 41 000 feet, niveau FL410.
- Vitesse de croisière supersonique sans onde de choc : Mach 1.1 à 1.2
- Systèmes de propulsion : 2 x P&W JT8D-219
- Poussée :  $F_{n\text{réf}}(0,0) = 55000 N$  par turbo-réacteurs. ( Calcul de Performances Aéro)

### 3. Confort des passagers :

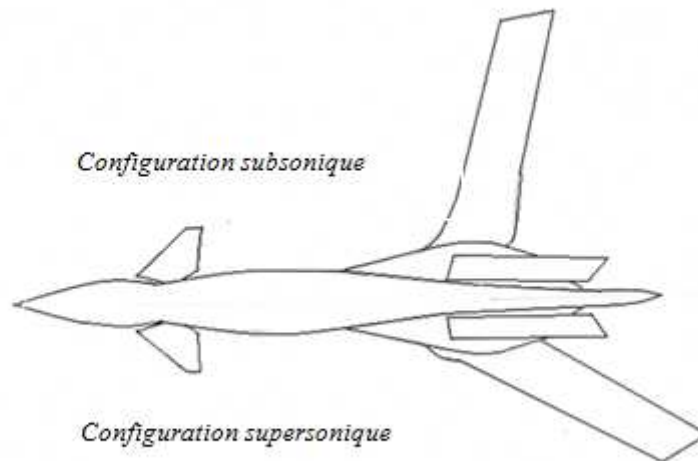
- 1 Foward Galley , 1 Aft lavatory.
- Configuration : 6 à 12 passagers.
- 1 issue de secours Type III
- Nuisances sonores réduites.
- Intérieure Haut de Gamme, catégorie First Class ou personnalisable.
- Emport de 20 kg de bagages par passager.
- 1 PNC.
- Durée des vols : 4h maxi.
- Technologie embarquée : Internet, visioconférence, télévision,...

### III) Genèse du Projet

#### 1. Première Solution envisagée :

Lors du commencement de notre projet, nous nous sommes principalement inspirés du *Tupolev-444*, de l'*Aerion*, du *Sukhoi 21* ainsi que du *Concorde*.

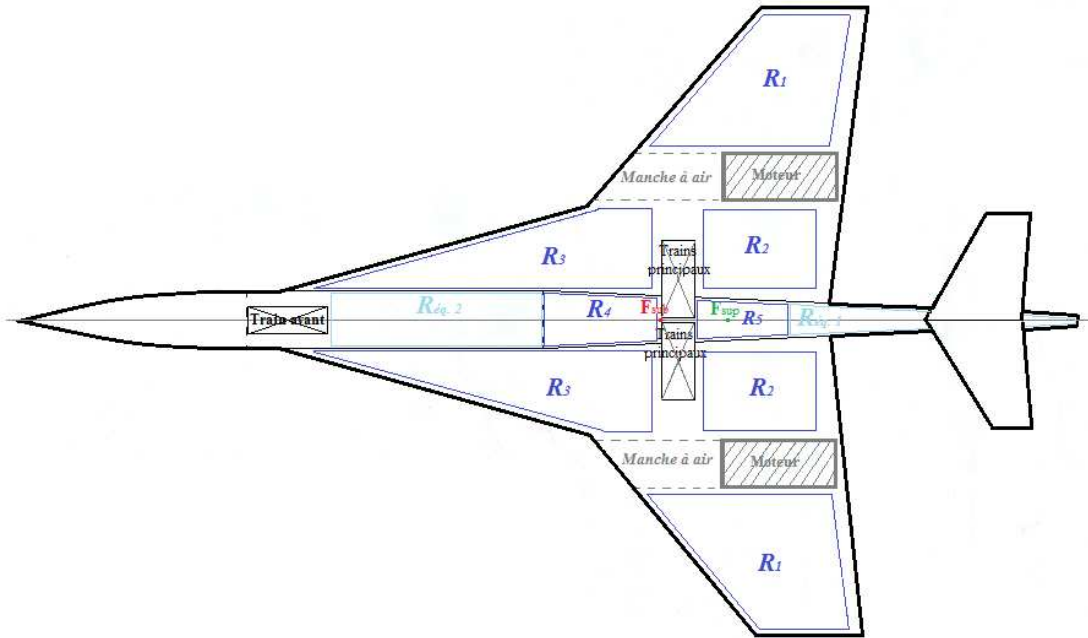
Nous avons, dans un premier temps, effectué un dessin avec différentes architectures possibles qui, au cours de l'avancement du projet, ont été conservées ou modifiées. Nous allons présenter nos premières idées et justifier le choix de notre Architecture finale.



- ❖ **Fuselage** : Forme effilée afin de respecter au mieux la loi des aires et permettre de passer le mur du son plus facilement tout en réduisant notre consommation de carburant.  
**Ou** : Une forme innovante telle que celle du QSST ou de l'*Aerion* annulant (ou réduisant) l'appariation du bang sonique et permettant ainsi de passer le mur du son au dessus des terres, et donc de ne plus être limité aux vols transocéaniques.
- ❖ **Plan canard, à incidence variable** : Augmentation de la surface portante de l'avion, à basse vitesse (approche / décollage) qui permettrait la diminution de la distance de décollage / atterrissage. Ces surfaces seraient amovibles en subsonique (Approche / décollage) et en supersonique. L'angle de calage se réglerait électroniquement de manière optimale afin de diminuer sa traînée dans les différentes phases de vols.
- ❖ **Aile à géométrie variable** : Voilure dynamique s'adaptant aux différentes phases de vols, permettant de réduire la vitesse d'approche et d'augmenter la maniabilité de l'avion en phase subsonique.
  - **Système non validé** dû au mécanisme lourd qui implique une perte de volume carburant ainsi qu'un risque de défaillance qui en cas de blocage (passage supersonique – subsonique) impliquerait une perte de contrôle de l'avion.
- ❖ **Motorisation** : Deux moteurs de la gamme P&W JT8D 200 series, montés sur le fuselage arrière, du même type que ceux du projet *Aerion*.
- ❖ **Réservoirs annexes extérieurs** : Nous avons imaginé pouvoir rajouter des réservoirs extérieurs sous la voilure, selon le trajet désiré, qui permettrait d'augmenter la distance franchissable de notre appareil.

## 2. Architecture Finale :

Après avoir longuement travaillé sur le centrage de notre avion et devant la primordialité d'avoir un avion centré dans les différentes configurations de vol, nous avons dû changer l'architecture initiale de notre avion et opter pour l'architecture suivante :



*Schéma de l'Architecture finale*

- ❖ **Réservoirs de transfert :** Pour que notre avion puisse rester stable pendant l'intégralité du vol (caractéristique primordiale) nous avons placé un réservoir d'équilibrage (Réq 1) arrière pour le passage en supersonique (85% Q.I). Un réservoir avant (Réq 2), de moindre volume, situé sous une partie du tronçon de la cabine nécessaire à l'équilibrage de l'avion lors de sa phase d'approche (20% Q.I), une fois repassé en subsonique.
- ❖ **Voilure à double incidence ( type Tu-444) :** Surface fixe, facilitant la rétractation des trains principaux. Apex à forte incidence (75 degrés) pour le passage en supersonique. De plus lorsque l'avion vole à une vitesse supersonique, des perturbations contenues dans le cône de Mach se produisent. La forme d'une aile Delta est proche de celle du cône de Mach. Cette forme est donc la plus adaptée à notre cahier des charges. Cependant, pour obtenir de meilleures performances aux basses vitesses nous avons opté pour une aile Double incidence (très proche de l'aile gothique du Concorde), qui assure une bonne stabilité et manœuvrabilité au décollage et à l'atterrissage.
- ❖ **Empennage horizontal :** Notre voilure principale ayant été avancée de 3m par rapport au dessin initial, nous avons donc supprimé notre plan canard. Trop rapproché de la voilure, son efficacité aurait été grandement réduite, et sa proximité aurait aussi pu perturber l'écoulement arrivant au bord d'attaque de notre voilure, détériorant son rôle principale : la création de portance.
- ❖ **Motorisation :** Notre avion étant amené à atteindre de fortes incidences (15 degrés) en phase de décollage et atterrissage, nous avons décidé de déplacer nos moteurs sous la voilure, afin d'améliorer l'alimentation en air des turbines et de simplifier la forme des manches à air.



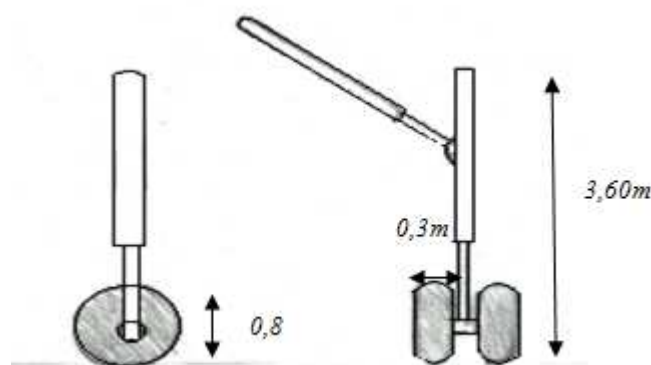
Pour le type de moteur, nous nous sommes basés sur ceux du projet Aerion, **Pratt&Whitney JT8D 219** offrant (pour leur projet une poussée de 87kN par moteur). Suite à nos calculs de performance aéronautique et des recherches de documents sur cette gamme de moteur, nous avons pu établir une comparaison.

	<i>P&amp;W JT8D</i>	<i>Calculs de Perfo</i>
<b>Poussée (kN)</b>	87	55
<b>Masse (kg)</b>	1400 à 2400	2250
<b>Longeur (m)</b>	4,7	"
<b>Diamètre (m)</b>	1,7	"

❖ **Entrées d'air :** Notre avion est conçu pour voler à une vitesse supersonique, en revanche ses moteurs doivent être parcouru par de l'air à vitesse subsonique (Mach 0,5). Par ailleurs, ceux-ci doivent être alimentés par un débit d'air optimal dans toutes les configurations de vol. Un débit trop faible ou trop fort entrainerait un phénomène de pompage et probablement une extinction des moteurs. Pour éviter ce phénomène, les moteurs sont équipés d'aubes de compresseur à calage variable, mais cela ne suffit pas. Pour ce problème nous nous sommes basé sur le système du Concorde. Ce système sera développé et illustré plus précisément en Annexe.

❖ **Trains principaux :** Suite à la nouvelle position de nos moteurs, nous avons donc augmenté la hauteur de nos atterrisseurs et modifié leur emplacement pour qu'il puisse se rétracter correctement et qu'ils soient situés en aval de notre centre de gravité. Cela évite le basculement de notre avion lors de sa rotation.

Ils sont composés de 4 roues, deux par trains, supportant chacune une masse de 13t. Notre MTOW (55t) étant proche de celle du Sukhoi 21, nous avons choisi une configuration similaire.



❖ **Galley :** Un Galley avant ou arrière personnalisé pouvant offrir différentes modalités aux goûts du client.

❖ **Toilettes :** Des toilettes confortables situées sur un côté, avant ou arrière de la cabine passager, en fonction de la configuration désirée.

❖ **Issue de secours :** Nous disposons de deux issues de secours (Type III), situées au milieu de la cabine passager, de part et d'autre du fuselage.

❖ **Caméra d'atterrissage :** Nous avons préféré utiliser une caméra au système de nez amovible lors de l'atterrissage, simplifiant le mécanisme (risque de panne) et allégeant notre avion (gain en carburant). Cependant ce système pouvant aussi être défaillant, il sera équipé d'une batterie de secours.

❖ **PNT :** Le pilotage de l'appareil est assuré par 1 pilote et 1 copilote, nous avons donc 2 PNT.

Un mécanicien supplémentaire responsable de la gestion du carburant (Concorde), ne sera plus utile, la technologie actuelle permet une mise en œuvre beaucoup plus simple et intuitive.

❖ **Aménagement intérieur :** Notre cabine peut contenir 6 à 12 passagers. Ici, dans notre aménagement, nous avons choisi de développer la configuration 6 passagers. Bien que complètement configurable aux goûts du client, notre cabine doit respecter une configuration de grand confort, du type First Class.

## IV) Caractéristiques de notre avion

### 1. Avantages :

Notre avion ouvrira un nouvel horizon dans le secteur du transport aérien. Permettant aux hommes d'affaires ou aux particuliers de voyager dans un confort optimal et de relier les grandes capitales économiques telles que New York, Chicago, Los Angeles, Tokyo, Paris, Londres en moins de 5h.

### 2. Inconvénients :

Cependant ce nouveau type d'aéronef bien qu'esthétiquement innovant et d'un intérieur tout confort, présente certains inconvénients :

- **Le prix** : Un avion de ce type serait vendu aux alentours des **80 millions d'euros**. Ce prix étant deux fois plus élevé qu'un Bizjet classique haut de gamme tel que le Falcon 7X, il est bien évident qu'il ne sera destiné qu'à une clientèle très fortunée, donc très réduite.

- **Le coût de la maintenance** : De nouvelles technologies étant mises en place, son entretien entraînera aussi des factures élevées à son propriétaire.

- **Un domaine de vol supersonique réduit** : Les zones de Mach civil étant très restreintes, les destinations que notre appareil pourra desservir seront donc peu nombreuses.

### 3. Dimensionnement :

#### a) Estimation des masses (simplifiée) :

#### Masse à vide :

Pour estimer la masse à vide de notre avion, nous nous sommes appuyés sur les masses à vide des projets du même type que le notre : Aérion, QSST, Tu-444, Su-21. Nous avons pris une masse à vide d'environ 23 000 kg (plus précisément : 22 950 kg)

<b>% de la masse à vide</b>	<b>Avions civils de transport</b>	<b>Masse en kg</b>
<b>fuselage</b>	46%	10557
<b>voilure</b>	25%	5737,5
<b>empennage horizontal</b>	2%	459
<b>empennage vertical</b>	1%	229,5
<b>atterrisseur avant</b>	1%	229,5
<b>Atterrisseur principaux</b>	5%	1147,5
<b>Moteurs</b>	20%	4590

### Charge utile :

Pour estimer notre charge utile, nous avons estimé que la masse d'un passager était de 80 kg avec 20 kg de bagages. Nous avons donc pour notre configuration max de 12 passagers une MOE :

	Masse en kg
Passager	80
Bagage	20
MOE (capacité Max)	1200

### b) Estimation analytique :

<i>Estimation Analytique</i>	Masse en kg
fuselage (pressurisé)	9439
voilure	6772
train	1921
moteurs	1450 - 2454 (Rèf P&W)
empennages	1085

Pour le calcul de notre surface du fuselage, nous avons procédé à une méthode simplifiée, en divisant notre fuselage en 3 tronçons (Cône – Cylindre – Cône) et ensuite calculer leur surface une à une. Nous trouvons donc une surface de fuselage de 393m<sup>2</sup>.

### c) Roues & Trains principaux :

Concernant les dimensions de nos roues, n'ayant pas de référence précise sur les projets du même type, nous avons trouvé les références de celles équipant le Falcon 7X de chez Dassault par Michelin : « H32x10,5 R16,5 ».

La MTOW du Falcon 7X étant de 31 tonnes, et celle de notre projet de 55 tonnes nous avons donc augmenté les dimensions des roues :

-Diamètre : 0,8m

-épaisseur : 0,3m

### d) Empennage horizontal :

Pour répondre au critère de stabilité de notre avion, nous avons choisi d'avancer nos ailes de 3 mètres par rapport au dessin initial. Il a donc été nécessaire de supprimer le plan canard et de le remplacer par un empennage horizontal pour gagner de la place au niveau des ailes, servant aux réservoirs de carburant. En utilisant la formule du polycopié d'Architecture des aéronefs, page 9, nous avons pu déterminer la surface de celui-ci :

**Surface empennage horizontal = 20,22m<sup>2</sup>**

### e) Empennage vertical, surface de dérive :

D'après le formulaire, pour dimensionner notre empennage vertical nous devons nous baser sur un avion du même type déjà existant (indiqué « 0 ») pour déterminer le coefficient k :

$$k = \frac{P_0 * d_0}{S_0 * D_0}$$

P = poussée moteur

d = distance entre axe moteur et plan de symétrie avion

S = surface de dérive

D = distance entre centre de gravité avion et point à 25% de la CMA<sub>ext</sub> de dérive

Et par la suite déterminer notre surface (indiquée « 1 ») comme suit :

$$S_1 = \frac{P_1 * d_1}{k * D_1}$$

Cependant, n'ayant pas de mesures précises de cet élément structural sur les différents projets en cours, nous ne pourrions pas le déterminer par cette méthode. Nous nous baserons donc sur nos dessins d'architecture en essayant de rester le plus réaliste possible pour dimensionner l'empennage vertical : (valeurs obtenue par comparaison avec le Concorde)

<i>Surfaces (m<sup>2</sup>)</i>	Concorde	Projet
<b>Empennage vertical</b>	34	12
<b>Dérive</b>	10,5	3,8

#### *f) Dimensionnement des ailerons & volets :*

Pour notre avion, les projets similaires étant assez peu précis sur ces dimensions, nous nous basons sur celle du Concorde. Cependant notre voilure n'inclus pas les « élévons » étant donné que nous avons un empennage horizontale :

<i>Surfaces (m<sup>2</sup>)</i>	Concorde	Projet
<b>Voilure</b>	358	230
<b>élévons</b>	32	20,7

#### *g) Réservoirs :*

Notre avion est composé de 8 réservoirs internes : 3 dans chacune des ailes et 2 dans le tronçon de notre fuselage (cf Schéma de l'Architecture finale). Cependant, pour pouvoir respecter les critères de stabilité lors du passage en supersonique et lors du passage en subsonique, pour la phase d'approche, nous avons dû mettre en place deux réservoirs d'équilibrage pour ces deux phases de vol. En respectant les règles pour déterminer la quantité interne de carburant (QI) et en minorant le volume de nos réservoirs 1 et 3 du au faite qu'ils soient placés sur les des surface de la voilure fines (apex et saumon de l'aile)

#### **Nota Bene :**

Ces minorations ont été validées lors de notre dernière réunion avec M. DUCHATELLE.

<b>Réservoirs</b>	<b>Masse max (en tonne)</b>
<b>réservoir 1 (1 aile)</b>	4,53
<b>réservoir 2 (1 aile)</b>	3,12

<b>réservoir 3 (1 aile)</b>	3,88
<b>réservoir 4</b>	6,2
<b>réservoir 5</b>	2,2
<b>réservoir éq.1 (supersonique)</b>	4,9
<b>réservoir éq.2 (approche subsonique)</b>	6,8

*h) Centrage de gravité & Marge Statique :*

Notre avion étant amené à évoluer dans des phases de vols supersoniques, nous aurons donc deux Foyers géométriques, un subsonique et un supersonique. Ceci nous oblige, afin de garder notre avion stable lors de ces différentes phases de vol, à ajouter des réservoirs d'équilibrage avant et arrière. Ces réservoirs nous serviront à équilibrer l'avion lors de son passage en supersonique après sa phase de montée, et lors du passage en subsonique en phase d'approche.

Pour que notre avion reste stable, nous devons respecter une marge statique comprise entre 0 et 3%. Cette valeur est définie par la formule suivante :

$$0 < \frac{(OF-OG)}{CORDE_{réf}} < 3\%$$

Pour cela, nous avons défini un fichier Excel contenant les différents éléments architecturaux de notre avion, leurs masses, la position de leurs centres de gravité sur l'axe de symétrie avion. Puis grâce à la formule ci-dessus, nous avons déterminé nos différentes marges statiques en fonction des configurations demandées. Nous avons trouvé intéressant d'en rajouter quelques unes, qui nous paraissaient pertinentes étant donné que notre avion est un avion d'affaire, et qu'il peut être aussi bien amené à décoller avec un passager qu'avec sa capacité maximale.

Voici le tableau qui était à compléter en fonction des différentes configurations possibles :

**Nota Bene :** Pour notre avion, les Passagers et Fret sont confondus et certaines configurations requises dans ce tableau ne sont pas vraiment des cas d'utilisation de notre avion. Vous trouverez le fichier Excel montrant notre méthode de calcul en Annexe de notre rapport.

	Avion stable
	Avion instable

Passagers (%)	Fret (%)	Q.I (%)	Subsonique	Subsonique	Supersonique	Mgsub(%)	Mgsup(%)
100	100	100				0,77	10,77
100	100	0				2,29	12,29
100	0	100%				0,69	10,69
100	0	0				2,11	12,11
0	100	100				0,37	10,37
0	100	0				1,37	11,37
0	0	100				0,29	1,29
0	0	0				1,18	11,18
0	0	Reservoirs avant				7,62	17,62
0	0	Reservoirs arrière				-0,91	9,09

Nous avons trouvé judicieux de rajouter quelques configurations à ce tableau :

- Passage en supersonique (85% de carburant)
- Passage en subsonique (20% de carburant) et subsonique (0% carburant) avec 100% des pax et 1 passager avec ses affaires personnels.

**Remarque :** Notre phase de vol supersonique se déroulera entre 85% et 20% du QI restant. Cependant, il va de soi que notre avion pourra également être stable en subsonique dans les configurations citées ci-dessus. La répartition du carburant sera simplement différente afin d'avancer le centre de gravité de l'avion.

Passagers (t)	Fret (t)	Q.I (%)	Subsonique	Subsonique	Supersonique	Mgsub(%)	Mgsup(%)
1 Passager	affaires pers	100				0,48	10,48
1 Passager	affaires pers	85				-8,71	1,29
1 Passager	affaires pers	20				-7,03	2,97
1 Passager	affaires pers	0				1,45	11,45
100%	100%	85				-7,71	2,29
100%	100%	20				-7,02	2,98

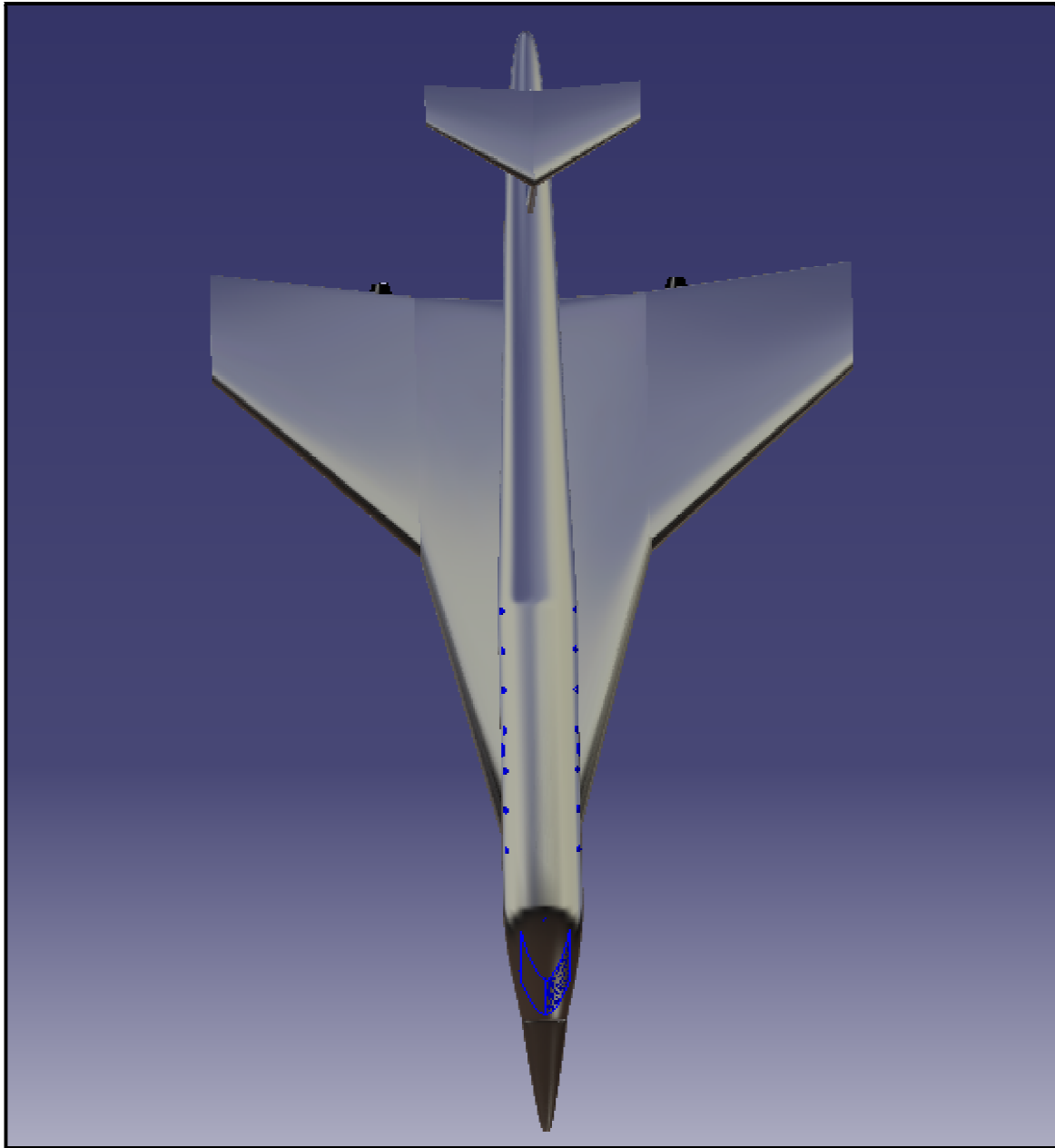
Avec une répartition du carburant différente de celle prévue en supersonique.

**Redimensionnement :** Pour obtenir des marges statiques acceptables avec 100% des PAX, en vol supersonique, nous avons dû augmenter la capacité du réservoir d'équilibrage 1. Nous sommes passés de 4,9t à 6,7t en augmentant le diamètre du tronçon L4. Initialement de 1,5m, il fait maintenant 1,74m.

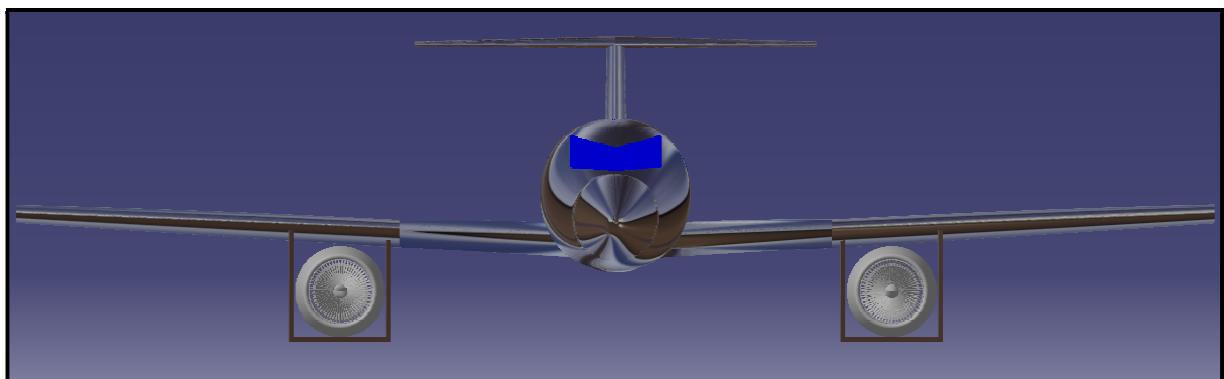
Nous avons également dû avancer notre voilure de 3m pour que toutes les configurations nécessaires soient validées (déjà cité dans les choix architecturaux).

V) Plan et vues

1. *Vues de dessus et face*

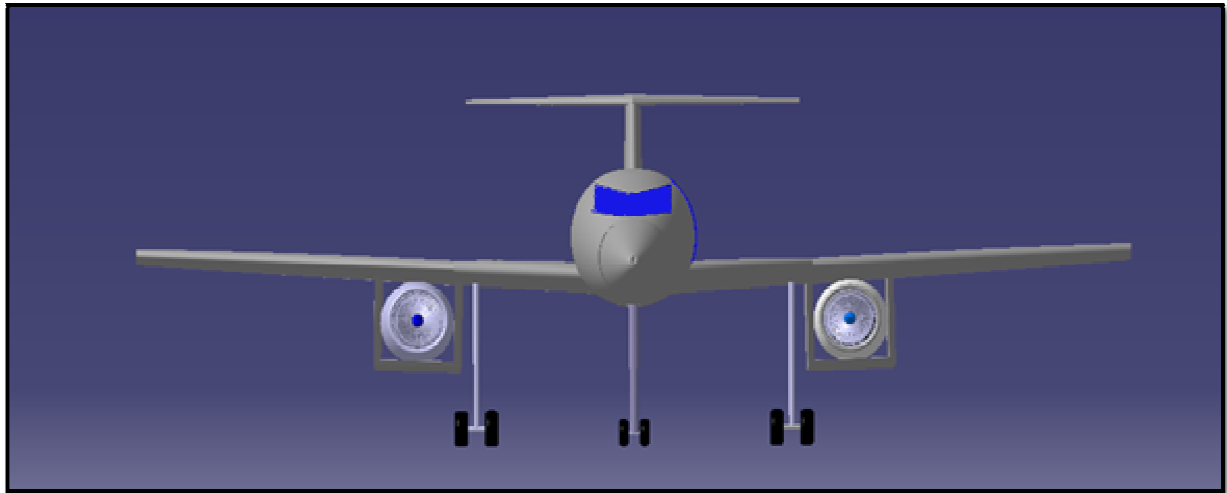


Vue de dessus



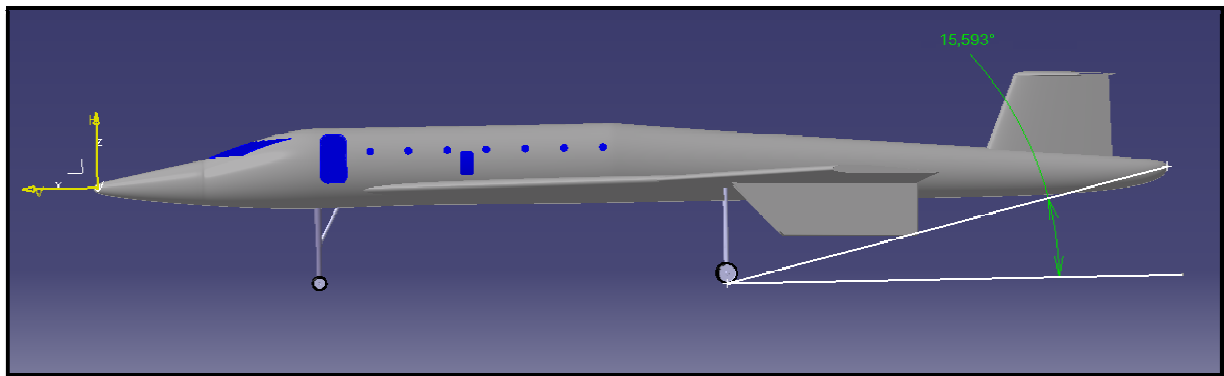
Vue de face (trains rentrés)





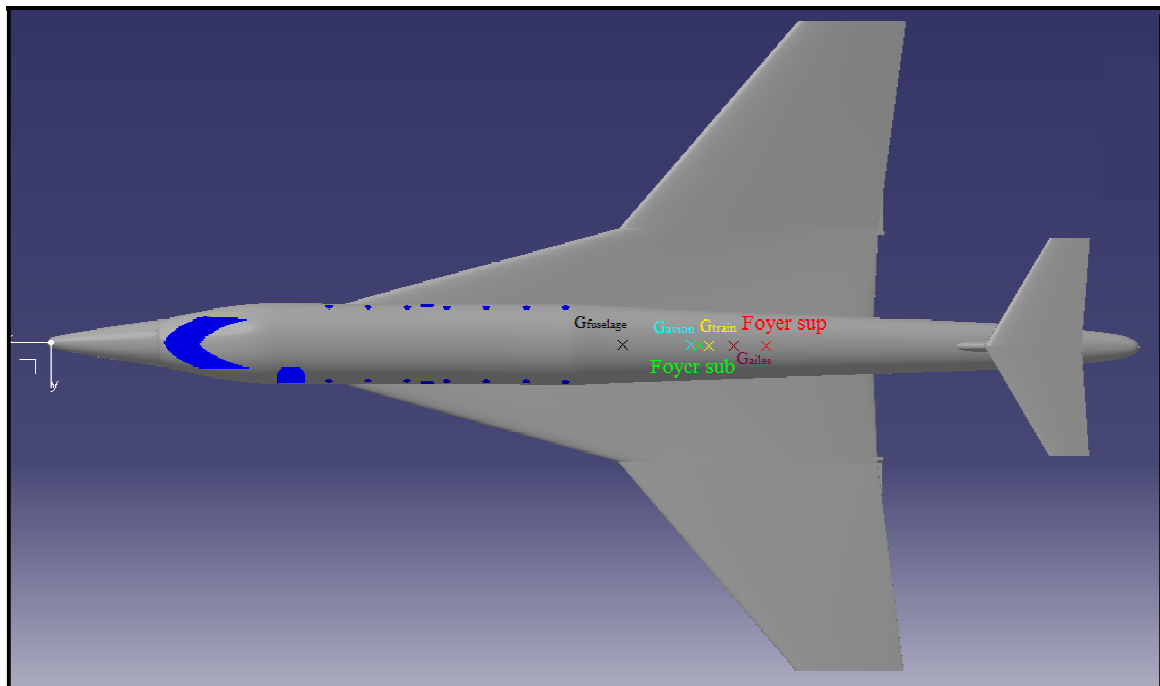
Vue de face (trains sortis)

## 2. Garde au sol



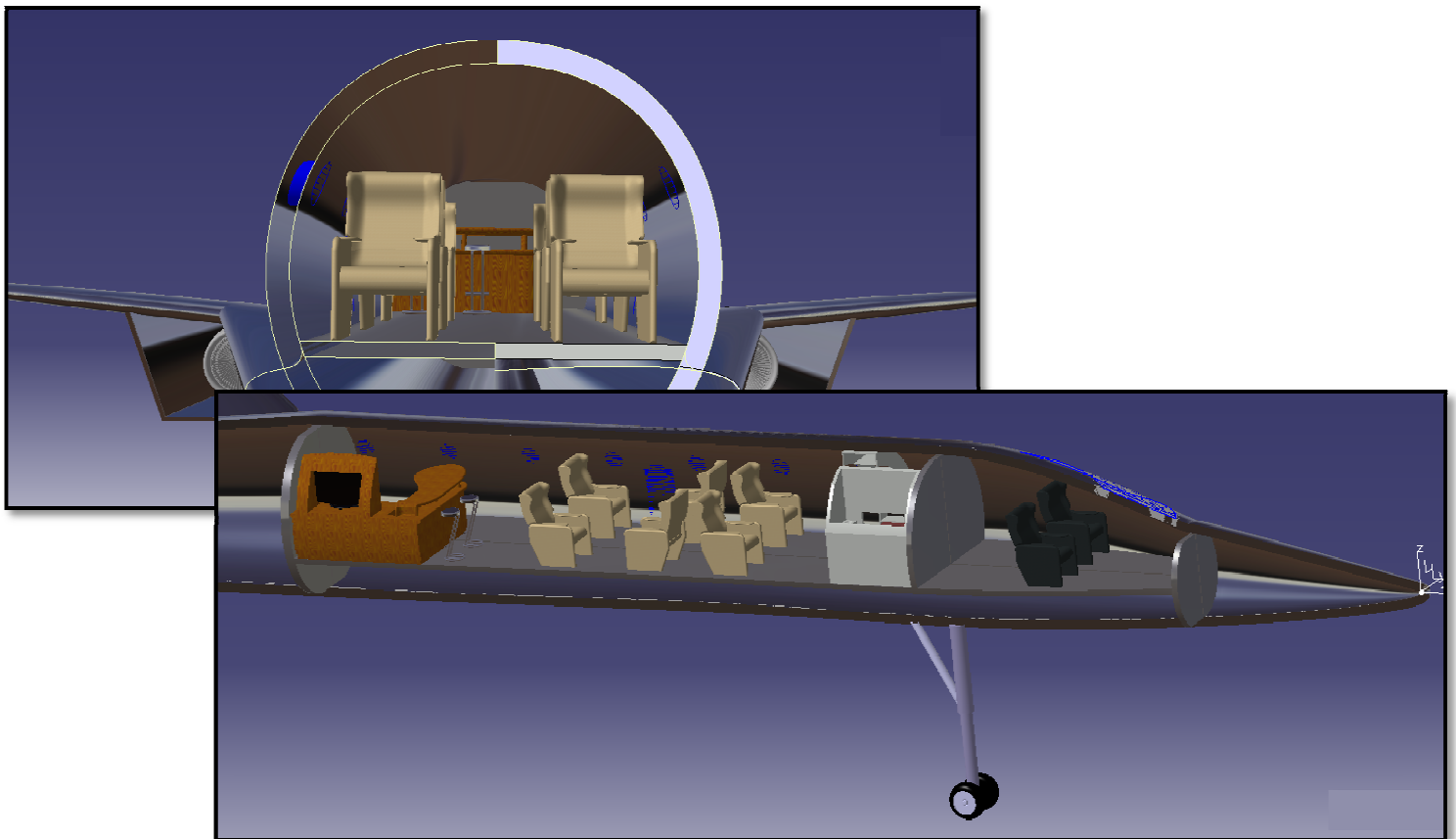
Nous respectons la condition d'un angle de garde supérieur à 15 degrés. Nous trouvons **15,593 degrés**.

## 3. Centres de Gravité



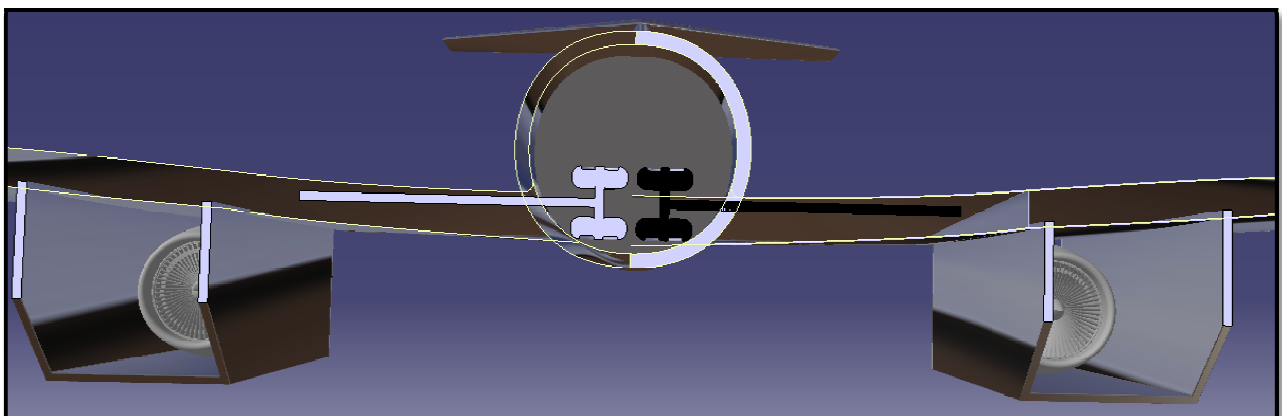
Centre de Gravité	Distance à l'origine (m)
Fuselage	21,25
Ailes	25,37
Avion	23,79
Trains principaux	24,46
Foyer Subsonique	24,06
Foyer Supersonique	26,56

#### 4. Vues en coupe



Vue de l'aménagement intérieur

#### 5. Sections de face



Coupe vue de face des trains principaux rentrés :

## VI) Liste de remords

Arrivés au terme de ce projet, nous sommes satisfaits de notre travail. Cependant, étant donné que nous manquions de nombreuses données lors des calculs de dimensionnement, nous avons eu quelques difficultés à tenir notre emploi du temps établi au commencement du projet. En effet, de nombreux calculs nous ont posé problème et notamment lors des calculs du centrage.

Suite à cela, nous avons pris du retard sur la finalisation du CATIA.

Nous avons listé, ci-dessous, les différentes améliorations que nous aurions aimé ajouter :

- ❖ Un domaine de vol supersonique restreint : Bien que respectant les ordres de grandeurs donnés en Performances Aéronautique, il aurait été avantageux de pouvoir dépasser les limites des 85%-20% de Q.I en respectant le critère de stabilité en supersonique (Modifications de certaines dimensions de l'avion, système d'équilibrage plus élaboré,...).
- ❖ Un fuselage plus élaboré du même type que l'Aerion et le QSST afin de réduire l'onde de choc supersonique. Malheureusement n'ayant pas de réelle documentation sur ce principe, nous avons préférés resté sur une géométrie plus classique.
- ❖ Le respect de la loi des aires : Parti sur le principe de respecter cette loi, nous nous sommes vite rendu compte que pour un avion civil il était difficilement réalisable (Le Concorde ne la respectait pas par exemple).
- ❖ Le manque de données pour notre sujet : Souhaitant approcher au plus près la réalité, nous avons eu beaucoup de mal à trouver des données précises, notamment dans les calculs de dimensionnement (fuselage, voilure, réservoirs,...). Nous avons donc du nous restreindre à des estimations.
- ❖ Des réunions avec notre professeur plus nombreuses pour les sujets « Bizjet Supersonique » et « Aile volante », n'étant qu'à l'état de projet, nous aurions grandement apprécié des rencontres supplémentaires avec le professeur pour pouvoir valider plus rapidement certains calculs et éviter de rester sur des estimations qui parfois nous bloquer dans notre avancement.

## VII) Conclusion

Nous avons donc choisi le thème « Bizjet supersonique » pour notre projet, dans l'idée de pouvoir aborder un sujet atypique et faire preuve de plus d'imagination. De plus, cette problématique a la particularité de traiter le vol supersonique, ce qui ajoute un certain nombre de difficultés, notamment pour le centrage de notre aéronef qui était notre principal objectif. Pour mener notre projet à bien, nous avons pu nous servir des cours d'Architecture Aéronautique, mais il nous a fallu effectuer de nombreuses recherches supplémentaires sur les caractéristiques des avions supersoniques.

Notre avion pourra donc être stable en supersonique entre 85% et 20% du Q.I. restant, aussi bien avec 100% des passagers qu'avec une seule personne. Le critère de stabilité est également validé dans les autres configurations, avec 100% et 0% du Q.I. aussi bien avec 100% des passagers qu'avec une seule personne.

Sur le plan éducatif, ce projet nous a permis de nous rendre compte de l'ensemble des contraintes liées à la conception d'un avion et d'autant plus du fait que ce soit un avion supersonique. Nous avons pu constater qu'il était difficile de consigner l'ensemble des paramètres de notre avion, étant tous plus ou moins liés. Nous avons également réalisé que le monde de l'aéronautique, plus précisément, le développement architectural d'un avion est un secteur où beaucoup de compromis doivent être faits.

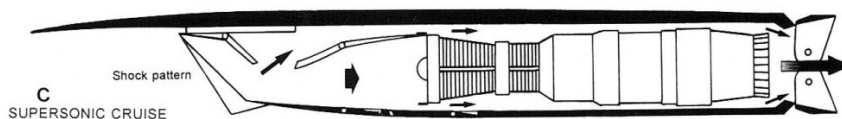
## VIII) Annexe

### 1. Système d'entrée d'air :

Les entrées d'air de Concorde étaient très évoluées et comportaient un certain nombre de parties mobiles qui assuraient le rôle de convergent ou de divergent selon la vitesse de l'avion, ainsi que des trappes qui permettaient d'augmenter ou de diminuer le débit d'air dans le moteur.

Les entrées d'air de notre avion doivent être identique ou du moins très proche. Voici un récapitulatif de différentes configurations possibles :

- Décollage : On augmente la vitesse de l'air en entrée par un convergent, on ouvre les trappes pour augmenter le débit. En sortie de tuyère, position convergent pour accélérer l'écoulement.
- Croisière supersonique : On réduit la vitesse de l'air en entrée par une configuration convergent-divergent. En sortie, position divergent pour ré accélérer l'écoulement en supersonique.



- Panne moteur en croisière : En cas de panne et d'extinction en supersonique, le moteur ne tourne plus et devient donc générateur d'une très forte trainée qui peut rendre l'avion difficilement contrôlable à haute vitesse.
- Pour remédier à cela, les parties mobiles se mettent dans une configuration qui dévie l'écoulement du moteur, en le faisant passer par un canal annexe. Par ailleurs, les différentes trappes s'ouvrent pour laisser l'air s'écouler avec le moins de perturbation possible.

## 2. Tableau comparatif du « Vision'Air » par rapport aux différents Projets :

	Vision'Air	Aerion	Tu-444	Su-21	QSST
Longueur (m)	41	41,3	36	37,86	40,3
Hauteur (m)	7,3	6,5	6,5	8,26	6,5
Hauteur Cabine (m)	1,9	1,8	Non réf	1,8	1,8
Largeur Cabine (m)	2,09	2	Non réf	1,8	1,8
Envergure (m)	23,9	19,6	16,2	19,93	19,2
Surface de référence (m <sup>2</sup> )	230	111,5	136	123	Non réf
Type de voilure	Double flèche	Non réf	Double flèche	Double flèche	Delta Aile Haute
Masse à vide (kg)	22 950	20 411	19 300	24 570	Non réf
MTOW (kg)	55 350	40 823	41 000	51 000	68 040
Charge utile (kg)	1200	1200	907	907	1000
Carburant Max (tonnes)	31,2	20,5	20	26,4	Non réf
Nombre de moteur	2	2	2	3	2
Poussée (kN)	55 (Calcul approximé)	87,2	95	73,5	155
Nombre de passager	6 à 12	8 à 12	6 à 10	6 à 10	8 à 12
Vitesse de croisière (Mach)	1,5	1,5	2	3	1,6
Niveau de Vol	FL410 (Perfo Aéro)	FL510	FL510	FL	FL600

\*Non réf : Données non trouvées.

## 3. Tableau Excel du centrage pour la configuration suivante : 100% Passagers, 100% Frêt, 100% QI (hors réservoirs équilibrage):

Masse à vide avion (t) : 22.95		Masses estimées avec dossier cours
COMPOSANTS:	Masses (tonnes):	
nez avion (sans passagers):	1.8	
tronçon L2 (sans passagers)	3.7	
tronçon L3:	2.1	
queue avion L4:	1.8	
<b>Masse totale fuselage (vide):</b>	<b>9.4</b>	10.557
voilure (complète):	5.7	5.7375
Réservoir 1:	4.53	
Réservoir 2:	3.12	
Réservoir 3:	3.88	
Réservoir 4 (fuselage):	6.2	
Réservoir 5 (fuselage):	2.2	
Réservoir équilibrage 1:	0	
Réservoir équilibrage 2:	0	
Moteurs (x2):	4.5	4.59
Empennage arrière	2	0.6885
Trains principaux:	1.14	1.1475
Trains avant:	0.21	0.2295
MOE	1.2	

Masse max réservoir 1	4.53
Masse max réservoir 2	3.12
Masse max réservoir 3	3.88
Masse max réservoir 4	6.2
Masse max réservoir 5	2.2
Masse max réservoir éq.1	6.7
Masse max réservoir éq.2	6.8

	Tronçon L2	Masses (t)	/x	xi*mi
MOE	Rangée 1	0.2	2.6	0.52
	Rangée2	0.2	4.07	0.814
	Rangée 3	0.2	5.54	1.108
	Rangée 4	0.2	7.01	1.402
	Rangée 5	0.2	8.48	1.696
	Rangée 6	0.2	9.95	1.99
	Autres masses	3.7	5.5	20.35
	<i>Masse totale</i>	4.9	<i>Somme des xi*mi</i>	27.88
		<b>Xg2</b>	<b>5.69</b>	

Fuselage	Masses (t)	/x	xi*mi
masse pilotes (x2)	0.17	-2.7	-0.459
Nez	1.8	-2.7	-4.86
Train avant	0.21	1.2	0.252
Rés.4	6.2	13.3	82.46
Rés.5	2.2	18.1	39.82
Res_eq.1	0	24.3	0
Rés_éq.2	0	6.9	0
L2	4.9	5.69	27.88
L3	2.1	15.1	31.71
Queue avion (L4)	1.8	24.3	43.74
Empennage arrière	2	27.5	55
<i>Masse totale</i>	21.38	<i>Somme des xi*mi</i>	275.543
		<b>xGfuselage</b>	<b>12.89</b>

Ailes	Masses (t)	/x	xi*mi
Voilure	5.7	18.3	104.31
Res.1	9.06	20	181.2
Res.2	6.24	19.3	120.432
Res.3	7.76	9.4	72.944

Moteurs	4.5	19.5	87.75
Trains principaux	1.14	16.1	18.354
<i>Masse totale</i>	34.4	<i>Somme des xi*mi</i>	584.99
		<b>xGales</b>	<b>17.01</b>

Avion	Masses (t)	/x	xi*mi
Fuselage	21.38	12.89	275.543
Ailes	34.4	17.01	584.99
<i>Masse totale</i>	55.78	<i>Somme des xi*mi</i>	860.533
		<b>xGavion</b>	<b>15.43</b>

Voilure à double flèche	
Foyers	/x
Fsubsonique	15.7
Fsupersonique	18.2
Corde de référence	25
Distance Fsub-xGavion	0.27
Distance Fsup-xGavion	2.77
<b>Marge statique sub</b>	<b>1.09%</b>
<b>Marge statique sup</b>	<b>11.09%</b>

4. Comparaison de notre Centrage avec une voilure de type Delta (même configuration que ci-dessus) :

Voilure delta	
Corde saumon	2
Corde emplanture	21
CMA	14,12
25% CMA	3,53
50% CMA	7,06
Position début CMA	11,4
Fsub	14,93
Fsup	18,46
<b>Marge statique sub</b>	<b>-1,99%</b>
<b>Marge statique sup</b>	<b>12,12%</b>



## IX) Bibliographie :

### 1. Revues Documents :

-Académie de l'air et de l'Espace : « Comment volait le Concorde, Les prouesses qu'ignoraient les passagers » par Jean PINET.

-PDF « Dimensionnement Bizjet supersonique »

-« Les bizjets supersonique » ESTACA 2006.

### 2. Sites Web :

- Wikipédia : *QSST, Tupolev 444, Voilure aéronautique, Aérodynamique, Supersonique, Loi des aires*
- <http://www.techno-science.net/?onglet=glossaire&definition=9443>
- <http://aerioncorp.com/>
- [http://fr.wikipedia.org/wiki/Concorde \(avion\)](http://fr.wikipedia.org/wiki/Concorde_(avion))