

# Projet Aéronautique

---

## Bizjet Supersonique

### *Le Vision'Air*



# Partie Performance

## SOMMAIRE

<b>I. Introduction:</b> .....	<b>3</b>
<b>II. Données de références</b> .....	<b>3</b>
<b>III. Plan et vues en coupe du Vision’Air :</b> .....	<b>4</b>
1) Plan architectural de notre avion (R.= Réservoir principal ; $R_{eq}$ = Réservoir d’équilibrage) .....	4
2) Vues CATIA du dessus, de face et en coupe: .....	4
<b>IV. En subsonique</b> .....	<b>6</b>
3) Trainée à portance nulle .....	6
4) Coefficient d'ouverture de polaire.....	6
<b>V. Coefficient d'homothétie</b> .....	<b>6</b>
1) Au décollage .....	6
2) A l'accrochage.....	7
3) En palier stabilisé.....	7
<b>VI. Calcul de la consommation en croisière et de la distance franchissable.</b> ..	<b>8</b>
5) Altitude d'accrochage .....	8
6) Consommation en croisière.....	8
7) Distance franchissable.....	9
<b>VII. Calcul d'une marge de manœuvre</b> .....	<b>10</b>
1) Facteur de charge .....	10
2) Taux de virage: .....	10
3) Rayon de virage: .....	11
<b>VIII. Conclusion (Tableau synthèse):</b> .....	<b>12</b>

## I. Introduction:

L'objectif de cette étude est la détermination des performances de notre avion. Ainsi, dans ce rapport, nous allons calculer :

- L'altitude d'accrochage
- La consommation en croisière
- La distance franchissable
- Ainsi que la marge de manœuvre

Ces calculs doivent nous permettre de répondre correctement aux exigences du cahier des charges.

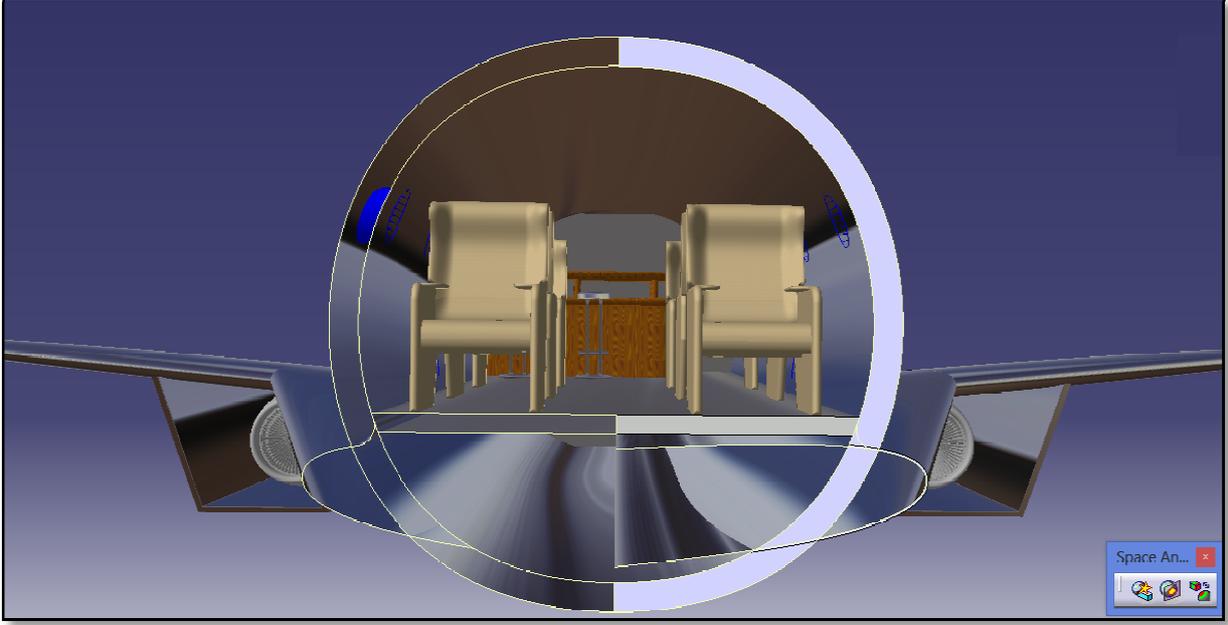
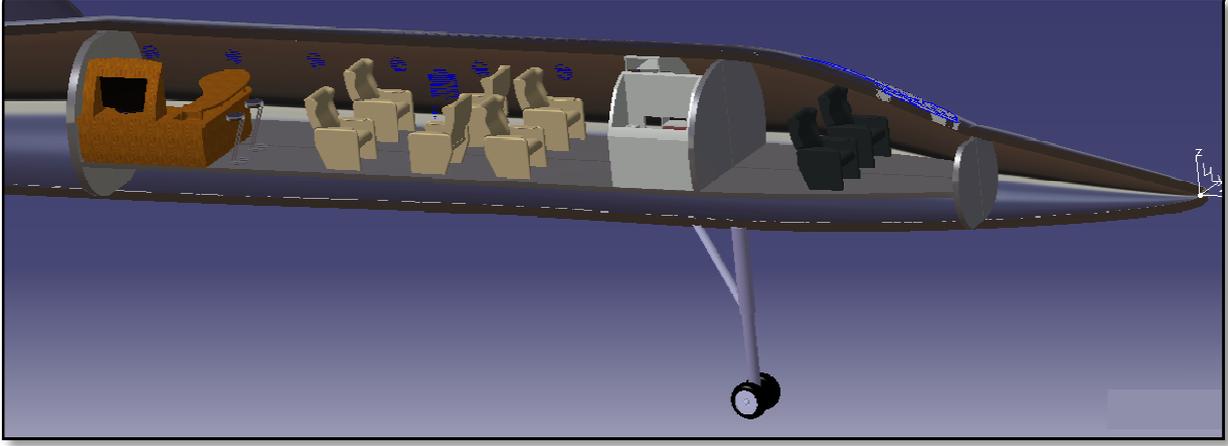
Au cours de l'étude nous devons introduire des hypothèses qui seront explicitées au moment voulu.

## II. Données de références

Nom	Désignation	Unité	Valeur
<i>Sref</i>	Surface de référence	m <sup>2</sup>	230
<i>Smou</i>	Surface mouillée	m <sup>2</sup>	545.94
<i>All</i>	Allongement	-	2.5
$\varphi_0$	Flèche à 0% des cordes	°	40
<i>FNav(0)</i>	Poussée à 0/0	N	153 036
<i>Nbmot</i>	Nombre de moteurs	-	2
<i>Mvide</i>	Masse à vide	Kg	19 800
<i>Mcharge</i>	Masse charge utile	Kg	1 200
<i>Qi</i>	Quantité de carburant	kg	31 000
<i>Mmax</i>	Masse max décollage	kg	52 000

**Remarques:** Pour déterminer les valeurs dans les différents abaques, nous avons regardé pour des moteurs de types turbofan militaire.





## IV. En subsonique

### 3) Trainée à portance nulle

Soit  $C_{xo}$  le coefficient de traînée à portance nulle:  $C_{xo} = 1.15 \times K_f \times \frac{S_{mou}}{S_{ref}}$

Nous déterminons le coefficient de traînée  $K_f$  en se plaçant à un Mach de croisière  $M=0.8$ .

$$\text{Avec : } K_f = 0.31/100$$

D'où,

$$\mathbf{C_{xo} = 0,0085}$$

### 4) Coefficient d'ouverture de polaire

$$\text{Soit } K = \frac{1}{All \times \pi}$$

$$\text{Avec : } All = \frac{env^2}{ref} = \mathbf{2,5} \text{ (Allongement)}$$

D'où,

$$\mathbf{K = 0,178}$$

## V. Coefficient d'homothétie

### 1) Au décollage

Nous faisons l'hypothèse que  $\frac{FN_{av}(0)}{m \cdot g} > 0.3$ , avec  $m$  la masse maximale au décollage (MTOW).

De ce fait,

$$FN_{av}(0) = m \cdot g \cdot 0.3$$

$$FN_{av} = 153036$$

Nous pouvons lire sur l'abaque pour les moteurs turbofan militaires que, à  $Z=0$ :

$$\mathbf{FN_{ref}(0) = 55000 N}$$

Or, nous savons que,

$$FN_{av}(0) = \lambda_1 * N_{bmot} * FN_{ref}(0)$$

Par conséquent,

$$\mathbf{\lambda_1 = 1,391}$$

## 2) A l'accrochage

Nous allons déterminer  $\lambda_2$  avec la formule suivante :

$$\lambda_2 = \frac{FN_{av}(0.8, 41kft)}{N_{bmot} * FN_{ref}(0.8, 41kft)}$$

Or, on sait que:

$$\bullet \frac{FN_{ref}(0.8, 41kft)}{\delta} = 6\,800\,N \quad \text{avec} \quad \delta = \frac{P_s}{P_0} = \frac{17\,874}{101\,325} = 0,176$$

$$\text{D'où : } FN_{ref}(0.8, 41kft) = 11\,995,4\,N$$

- L'altitude d'accrochage située à 41 000 ft sera atteinte avec un Mach de 0,8 et notre avion aura une vitesse ascensionnelle de 300 ft/min.

$$\frac{dH_t}{dt} = \frac{V}{m * g} (FN_{av}(0.8; 41kft) - R_x)$$

Avec :

La masse (m) sera la masse d'accrochage :  $m_{acc} = \text{Masse Max} - 0,05 \cdot Qi$

La vitesse de l'avion (V) sera déterminée ainsi :  $V = M \cdot a$

$$R_x = 0,7 * P_s * S_{ref} * M^2 * C_x$$

$$\text{Avec : } \begin{cases} C_x = C_{x0} + k * C_z^2 & \text{avec } C_{x0} = 1,15 \cdot k \cdot \frac{S_{mou}}{S_{ref}} \\ C_z = \frac{m_{acc} * g}{0,7 * P_s * S_{ref} * M^2} \end{cases}$$

$$P_s = 17\,874\,Pa$$

⇒ Application numérique:

$$C_z = 0,1902$$

$$C_{x0} = 0,0085$$

$$C_x = 0,0149$$

$$R_x = 27455,84\,N$$

$$V = 236,08\,m \cdot s^{-1}$$

Et de ce fait :  $FN_{av}(0.8, 41kft) = 30685,56\,N$

Finalement, nous trouvons :

$$\lambda_2 = 1,279$$

## 3) En palier stabilisé

Pour ce cas présent, nous nous placerons à mach 1,6 et à une altitude de 41 000 kft.

$$\lambda_3 = \frac{FN_{av}(1.6, 41kft)}{N_{bmot} * FN_{ref}(1.6, 41kft)}$$

- $FN_{av}(1.6, 41kft) > \frac{m \cdot g}{f}$

Nous sommes situés à  $n = 1$  et  $VTO = 0$ , de ce fait :  $FN_{av} = T = \frac{m \cdot g}{f}$

⇒ Application numérique:

$$m = m_{max} - 0,2 \cdot m_{carburant} = 45800 \text{ kg}$$

$$f = \frac{C_z}{C_x} = 2,52 \quad (\text{avec } C_x = 2C_{x0_{sub}} + k f_{sup}^2 C_z^2)$$

$$FN_{av}(1.6, 41kft) = 178142,95 \text{ N}$$

- $FN_{ref}(1.6, 41kft) = 12\,100 \cdot \delta$  (Grâce à l'abaque nous obtenons cette valeur)  
= **21 344,4 N**

Ainsi, on obtient :

$$\lambda_3 = 4,173$$

Nous prenons donc finalement  $\lambda = \max(\lambda_1; \lambda_2; \lambda_3) = \lambda_3 = 4,173$

## VI. Calcul de la consommation en croisière et de la distance franchissable

### 5) Altitude d'accrochage

L'altitude d'accrochage dépend du coefficient d'homothétie retenu. Etant donné que nous avons choisi le coefficient 3 en palier stabilisé (où l'altitude de croisière correspond à l'altitude limite), nous prendrons  $H_t = 41\,000 \text{ ft}$  pour l'altitude d'accrochage.

### 6) Consommation en croisière

Durant la croisière, l'avion est en palier ( $n=1$ ) stabilisé ( $FN_{av} = R_x$ ). On peut alors écrire :

$$m_{moy} \cdot g = 0,7 \cdot P_s \cdot S_{ref} \cdot M^2 \cdot C_z$$

- Masse moyenne :  $m_{moy} = \text{moyenne}(m_0; m_1) = 37\,275 \text{ kg}$

$$\text{Car : } \begin{cases} m_0 : \text{masse début croisière} = \text{masse max déco} - 0,05Q_i \\ m_1 : \text{masse fin croisière} = \text{masse avec seulement 10\% de } Q_i \text{ restant} \\ m_0 = 50\,450 \text{ Kg} \quad \text{et} \quad m_1 = 24\,100 \text{ Kg} \end{cases}$$

- Coefficient de traînée :  $C_x = C_{x0} + k * C_z^2$

$$C_x = 0,0178$$

- La traînée :  $RX = 0,7 \cdot p_s \cdot S_{ref} \cdot M^2 \cdot C_x$

Nous trouvons donc :  $R_X = 131149,99 \text{ N}$

Cependant la trainée est aussi égale à la poussée,  $F_{Nav} = R_X = \frac{m \cdot g}{f}$

Avec  $f = 2,79$

Et comme avec cette seconde formule nous trouvons  $F_{Nav} = R_X = 131150 \text{ N}$

L'hypothèse de considérer que ces deux valeurs sont égales n'est donc pas dénuée de sens.

- Calcul de la consommation instantanée :

Pour calculer celle-ci, nous allons avoir besoin de la consommation en croisière  $C_s$

$$C_s = 1,42 \cdot \frac{\sqrt{\theta}}{10 \times 3600} \quad \text{Avec } \theta = \frac{T_s}{T_o} = \frac{216,7}{288,2}$$

On a  $F_{N_{ref}}$ :

$$F_{N_{ref}}(1,6 ; 41 \text{ kft}) = 21344,4 \text{ N} \quad (\text{et } F_{Nav}(1,6; 41 \text{ kft}) = N_{bmot} \cdot \lambda \cdot F_{N_{ref}}(1,6; 41 \text{ kft}))$$

$\Rightarrow$  Rapportons nous à l'abaque pour obtenir la valeur de:  $\frac{F_{N_{ref}}(1,6 ; 41 \text{ kft})}{\delta}$

On obtient,  $\frac{F_{N_{ref}}(1,6 ; 41 \text{ kft})}{\delta} = 12 \text{ 100 daN}$

De plus, les abaques nous donnent :  $\frac{C_s}{\sqrt{\theta}} = 1,42 \frac{\text{kg}}{\text{daN}} / h$

D'où :

$$C_s = 1,23 \text{ kg/daN/h}$$

Ou encore:  $C_s = 2,05 \text{ E-03 kg/N/min}$

De ce fait, nous pouvons déterminer  $C_t = C_s \cdot F_{Nav}$

$$C_t = 269,15 \text{ kg/min}$$

- Déterminons la consommation kilomètre:  $C_k = \frac{C_t}{V}$   
Avec :  $V = M \cdot a = 1,6 \times 295,1 = 472,2 \text{ m/s}$

$$C_k = 9,5 \text{ kg/km}$$

## 7) Distance franchissable

La distance franchissable de l'avion est donnée par la formule de BREGUET :

$$dis = - \frac{f \cdot V}{C_s \cdot g} \ln \frac{m_1}{m_0}$$

Avec cette formule, nous obtenons une distance franchissable de:

$$dis = 2 \text{ 898,54 km}$$

Pour notre avion, cette valeur n'est pas très élevée cependant, elle reste cohérente car nous devons tenir compte du fait que l'ensemble de nos calculs ont été réalisé en prenant un Mach 1.6 sur toute la durée du trajet, ce qui est absolument impossible dans la réalité. En effet, notre avion doit tout d'abord atteindre l'altitude d'accrochage (en subsonique) puis impérativement être dans une zone où le « Mach civil » est autorisé avant de pouvoir passer en supersonique.

## VII. Calcul d'une marge de manœuvre

### 1) Facteur de charge

Le coefficient de trainée est définie par :

$$C_x = \frac{F_{Nav}}{0,5 \cdot \rho \cdot S_{ref} \cdot V^2}$$

$$\begin{aligned} \text{Avec } \rho &= 0.2874 \text{ Kg/m}^3 \\ F_{Nav}(1.6, 41kft) &= 178145,9 \text{ N} \end{aligned}$$

On trouve alors,

$$C_x = 0,0242$$

Nous cherchons désormais le coefficient de portance afin d'obtenir le facteur de charge par la suite :

$$C_z = \frac{\sqrt{C_x - C_{x0}}}{K}$$

De ce fait, le facteur de charge est

$$n = \frac{0,7 \cdot P_s \cdot S_{ref} \cdot M^2 \cdot C_z + F_{nav} \cdot \sin(\gamma + \alpha)}{m \cdot g}$$

$$\begin{aligned} \text{Avec : } \alpha &: \text{ l'angle d'incidence} \\ \text{Et : } \gamma &: \text{ l'angle de calage} \end{aligned} \quad \left\{ \begin{array}{l} \alpha = 15^\circ \\ \gamma = 5^\circ \end{array} \right.$$

D'où :

$$n = 2,4$$

### 2) Taux de virage:

$$\Omega = \frac{g \cdot \sqrt{n^2 - 1}}{V}$$

D'où :

$$\Omega = 0,045 \text{ }^\circ/\text{s}$$

3) Rayon de virage:

$$R = \frac{V^2}{g\sqrt{n^2 - 1}}$$

D'où :

$$\mathbf{R = 10424,65 \text{ m}}$$

## VIII. Conclusion (Tableau synthèse):

Type Avion		Bizjet supersonique	
Commentaires		Unités	Valeurs
	<b>Caractéristiques Géométriques</b>		
	Sref	m <sup>2</sup>	230
	Smou	m <sup>2</sup>	549,94
	Allongement	-	2,5
	Flèche de bord d'attaque	°	40
	<b>Devis de masse</b>		
	Masse à vide	kg	19 800
	MOE	kg	1 200
	Carburant Interne	kg	31 000
	MTOW	kg	52 000
	<b>Motorisation</b>		
	Moteur de base (M/C/T)	-	M
	Nombre de moteurs	-	2
	Fnref(0;0)	N	55 000
	<b>Bases Aérodynamiques</b>		
	100*kf	-	0,31
	Cx0(sub)	-	0,0085
	k(sub)	-	0,1783
	<b>Bases Moteurs</b>		
Décollage (F/P>0,3)	$\lambda_1$	-	1,391
Accrochage (VTO=300ft/min)	$\lambda_2$	-	1,279
Palier stabilisé	$\lambda_3$	-	4,173
	$\lambda_f = \max(\lambda_1 ; \lambda_2 ; \lambda_3)$	-	4,173
	<b>Performances</b>		
<b>Altitude d'accrochage</b>			
	Mach de montée	-	0,8
	Masse moyenne	kg	50 450
	Fnav	N	30 685,56
	ZPs	kft	41
<b>Croisière</b>			
	Masse moyenne	kg	37 275
	Cs	kg/daN/h	1,23
	Ck	kg/km	9,5
	DMF	km	2 898,54
<b>Marge de manœuvre</b>			
	Masse moyenne	kg	37 275
	Fnav	N	178 145,9
	n	-	2,4
	Taux de virage	°/s	0,045
	Rayon de virage	m	10424,65