

Compte Rendu BE

Commande de Vol

Nicolas RECHATIN
Lucas PFLIEGER

5^{ème} Année

Avionique et Commande de vol

I. Table des matières

A. ETUDE LONGITUDINALE	2
I. CONSTITUTION DU MODELE AERODYNAMIQUE.....	2
1. ESTIMATION DU COEFFICIENT $C_{z\alpha}$	2
2. FOYER AVION ET ESTIMATION DU COEFFICIENT $C_{m\alpha}$ A 53%.....	3
3. CALCUL DE LA MARGE STATIQUE DE L'AVION CENTRE A 53%.....	4
4. PLACEMENT DU CENTRE DE GRAVITE POUR 4%, 0% ET -4% DE STABILITE	5
5. ESTIMATION DU COEFFICIENT $C_{z\delta m}$	5
6. ESTIMATION DU COEFFICIENT $C_{m\delta m}$	6
II. EQUILIBRAGE DE L'AVION	6
1. CALCUL DE L'INCIDENCE ET LE BRAQUAGE DE GOUVERNE EN VOL	6
2. CALCUL DE L'INCIDENCE ET LE BRAQUAGE DE GOUVERNE EN APPROCHE.....	7
3. INFLUENCE DU CENTRAGE DE LA MARGE STATIQUE.....	7
III. PETIT MOUVEMENT AUTOUR DE L'EQUILIBRE	10
1. CALCUL DE L'AMORTISSEMENT, MARGE STATIQUE ET PERIODE PROPRE POUR LES DEUX POINTS DE VOL	10
2. CALCUL DU FACTEUR DE CHARGE AU CENTRE DE GRAVITE	10
B. ETUDE TRANSVERSALE	14
I. CONSTITUTION DU MODELE AERODYNAMIQUE.....	14
1. CALCUL DES COEFFICIENTS $C_{y\beta}$, $C_{n\beta}$ ET C_{nr}	14
2. SYNTHESE DES RESULTATS.....	16
3. EQUILIBRAGE DE L'AVION	16
C. COMMANDE DE VOL	18
I. SYNTHESE DE LA LOI DE COMMANDE	18
1. REGLAGE DU GAIN G_a	18
2. REGLAGE DU GAIN G_q	18
II. RESULTAT DE SIMULATION.....	19
1. REPONSE SUR L'INCIDENCE AVION APRES COMMANDE	19
2. REPONSE SUR LA VITESSE DE TANGAGE AVION APRES COMMANDE	20
3. REPONSE SUR LE FACTEUR DE CHARGE AVION APRES COMMANDE	20
D. CONCLUSION	21

A. Etude Longitudinale

I. Constitution du modèle aérodynamique

Durant cette première étude, notre objectif est de réaliser une étude du comportement longitudinal du mirage 2000.

A l'aide du plan fournis et après plusieurs simplifications géométriques on obtient la donnée nécessaire à l'évaluation des coefficients aérodynamique recherché dans la suite de notre étude ainsi que pour l'optimisation et le comportement de l'avion sur des point de vol particulier

NB : toutes les distances exprimées sur l'axe des abscisses seront exprimées sur l'axe médian de l'avion en partant du nez de l'avion et en direction de la queue de l'avion.

Grandeur	Valeur	Géométrie / Calcul
L_{ref}	8,15 m	Hauteur de triangle alaire
S_{ref}	36,68 m ²	$L_{ref} \times Envergure$
$S_{voilure}$	22,75 m ²	////////////////////////////////
$S_{interaction\ fuselage}$	13 m ²	////////////////////////////////
S_{nez}	1,6 m ²	////////////////////////////////
$S_{entrée\ d'air}$	1,6 m ²	////////////////////////////////
Envergure	9 m	Distance entre les extrémités des ailes
CMA	8,7 m	Construction géométrique
Flèche à 0%	60°	Angle de flèche à 0% de la CMA (sens positif)
Flèche à 50%	36°	Angle de flèche à 50% de la CMA (sens positif)
λ	1,88	$\frac{Envergure^2}{S_{ref}}$

1. Estimation du coefficient C_{z_α}

Suite à l'obtention de ces donnée géométrique de l'avion nous pouvons alors calculer les coefficients aérodynamiques de l'avion en longi. Dans un premier temps nous estimerons via la formule de Diederich et les données de l'énoncer on calculera le coefficient C_{z_α} pour chacune des surfaces estimés précédemment afin de calculer un coefficient C_{z_α} global.

Donnée de l'énoncé :

- C_{Z_α} Pour les entrées d'air = 2 rad^{-1}
- C_{Z_α} Pour le fuselage avant = 2 rad^{-1}

Formule de Diederich :

$$C_{Z_\alpha} = \frac{2\pi\lambda}{2 + \sqrt{4 + \frac{\lambda^2}{\cos^2(\varphi_{50})}}}$$

Ainsi on obtient les résultats suivants :

- $C_{Z_\alpha \text{ voilure}} = 2,34 \text{ rad}^{-1}$
- $C_{Z_\alpha \text{ interaction fuselage}} = 2,34 \text{ rad}^{-1}$
- $C_{Z_\alpha \text{ fuselage avant}} = 2 \text{ rad}^{-1}$
- $C_{Z_\alpha \text{ entrée d'air}} = 2 \text{ rad}^{-1}$

Alors on peut calculer le C_{Z_α} global via la formule :

$$C_{Z_\alpha \text{ global}} = \frac{S_{fus} \times C_{Z_\alpha \text{ fus}} + S_{entAir} \times C_{Z_\alpha \text{ entAir}} + S_{interact^\circ} \times C_{Z_\alpha \text{ interact}^\circ} + S_{voil} \times C_{Z_\alpha \text{ voil}}}{S_{ref}}$$

D'où

$C_{Z_\alpha} = 2,496 \text{ rad}^{-1}$

2. Foyer avion et estimation du coefficient Cm_α à 53%

Dans la suite de cette première étude nous allons nous intéresser aux foyers de l'avion et à son centrage. L'objectif dans un premier temps est de déterminer, de manière analogue au C_{Z_α} global, le foyer global de l'avion à partir de la décomposition des surfaces et de leurs foyers respectifs.

Dans un premier temps, par construction géométrique sur le plan et calcul mathématique on mesure les foyers respectifs de chaque surface décomposée.

- $X_{voilure} = \frac{25 + \frac{Flèche\ 0^\circ}{10}}{100} \times CMA + X_{CMA}$
- $X_{interaction\ fuselage} = \frac{25 + \frac{Flèche\ 0^\circ}{3,6}}{100} \times Corde_{emplanture} + X_{Corde\ emplanture}$

D'où :

Section	Voilure	Interaction fuselage	Entrée d'air	Fuselage avant
Foyer (m)	9,59	8,70	4,95	2,05
Foyer (% de L_{ref})	58,88	53,42	30,36	12,57

Alors :

$$X_{foyer} = \frac{\sum S_i + X_i + Cz_{\alpha i}}{\sum S_i \times Cz_{\alpha i}}$$

- $X_{foyer} (m) = 8,76\ m$
- $X_{foyer} (\% \text{ de } L_{ref}) = 53,78\ \%$

3. Calcul de la marge statique de l'avion centré à 53%

On remarque que notre foyer se situe à moins d'1% du centrage avion. On s'attend donc à une marge statique faible pour un avion proche des 1% de stabilité.

- $M_S = \frac{X_{cg} - X_{foyer}}{L_{ref}} = 1,21\ \%$

Notre marge statique est donc supérieure à 0, ainsi notre avion est stable. On peut alors également calculer notre Cm_α de la manière suivante :

- $Cm_\alpha = -Ms \times Cz_\alpha = -0,03$

4. Placement du centre de gravité pour 4%, 0% et -4% de stabilité

On cherche alors à résoudre le placement de X_{cg} de manière à garantir +4%, 0% ou -4% de stabilité et donc résoudre les valeurs de X_{cg} pour $Ms = \frac{X_{cg} - X_{foyer}}{L_{ref}}$ tel que $Ms = +4\%, 0\%$ ou -4% .

Ainsi on trouve

Cas	+4%	0%	-4%
X_{cg} (m)	8,115	$X_{foyer} = 8,76$	9,419

5. Estimation du coefficient $Cz_{\delta m}$

On cherche ensuite à déterminer le gradient de portance de la gouverne de profondeur $Cz_{\delta m}$ par calcul préliminaire du Cz_δ . Pour les calculs on considèrera la surface et les propriétés de la gouverne en question dont on cherche le coefficient

- $Cz_\delta = Cz_{\alpha,i} \times K_{hyper}$

On cherche donc à calculer K_{hyper} dans un premier temps à partir des données suivantes lues sur les abaques

- $K_{cor} = 0,53$
- $E_c = 0,3$
- $\Delta K_{env} = 1$

Alors,

- $K_{hyper} = 0,689$

Ainsi,

- $C_{Z\delta} = 1,61$

Ensuite il vient,

- $C_{Z\delta m} = C_{Z\delta} \frac{S_{locale}}{S_{ref}}$

- $C_{Z\delta m} = 0,998$

6. Estimation du coefficient $C_{m\delta m}$

On cherche alors à calculer le coefficient de moment de tangage de la gouverne de profondeur

On prend alors la position du foyer de la gouverne et utilise la formule :

$$C_{m\delta m} = \frac{X_{\text{foyer gouverne}} - X_{cg}}{L_{ref}} \times C_{Z\delta m} = -0,267$$

II. Equilibrage de l'avion

1. Calcul de l'incidence et le braquage de gouverne en vol

On cherche à déterminer l'incidence α et le braquage de gouverne δ_m pour le vol en croisière :

On sait que

$$\bar{q} S_{ref} (C_{z0} + C_{z\alpha} \alpha + C_{z\delta m} \delta m) = mg \cos \gamma$$

$$\bar{q} S_{ref} l_{ref} (C_{m0} + C_{m\alpha} \alpha + C_{m\delta m} \delta m) = 0$$

On obtient ainsi en résolvant le système via le solver MatLab :

$$\alpha = 1,88 \text{ deg}$$
$$\delta_m = 1,93$$

2. Calcul de l'incidence et le braquage de gouverne en approche

On cherche ensuite à calculer pour une configuration en approche le braquage δ_m ainsi que la vitesse d'approche.

On résout alors le système en prenant les valeurs des coefficients pour la configuration en approche ainsi que la formule du calcul de la vitesse d'approche suivante :

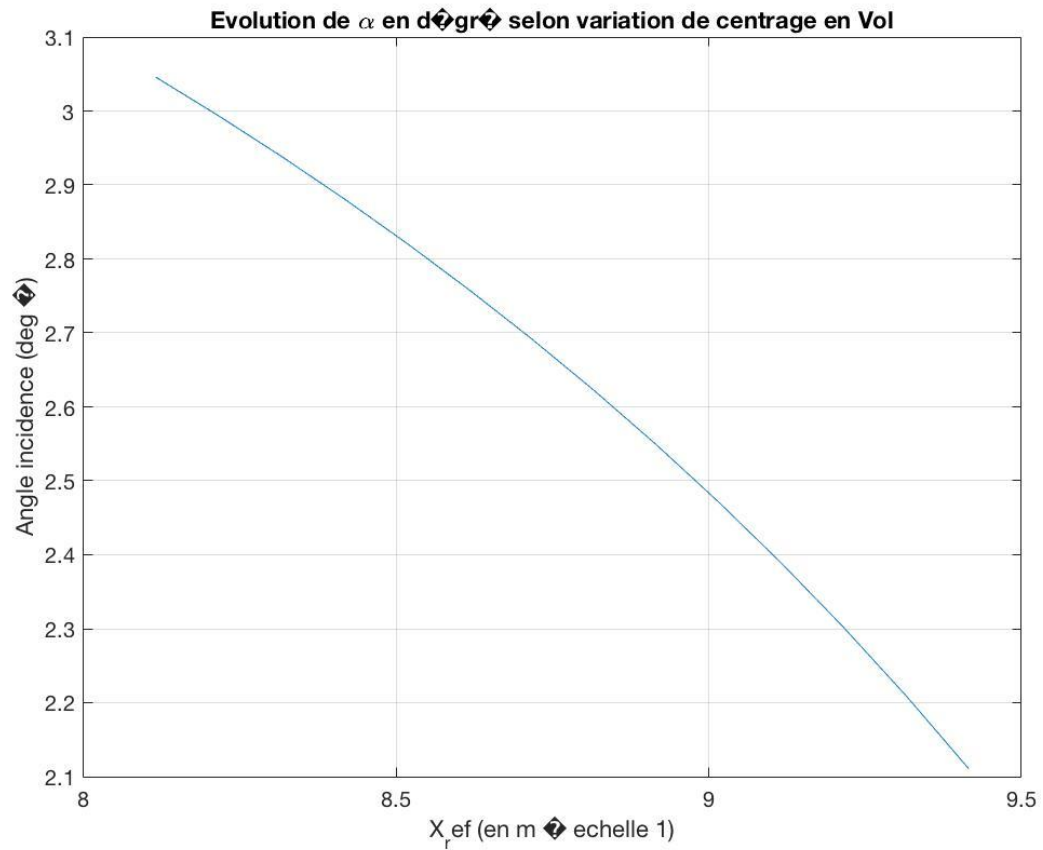
$$V_a = \sqrt{\frac{2mg \cos \gamma}{\rho S_{ref}(C_{z0} + C_{z\alpha}\alpha + C_{z\delta_m}\delta_m)}}$$

Le solver de Matlab nous donne alors les résultats souhaités à partir des équations précédentes :

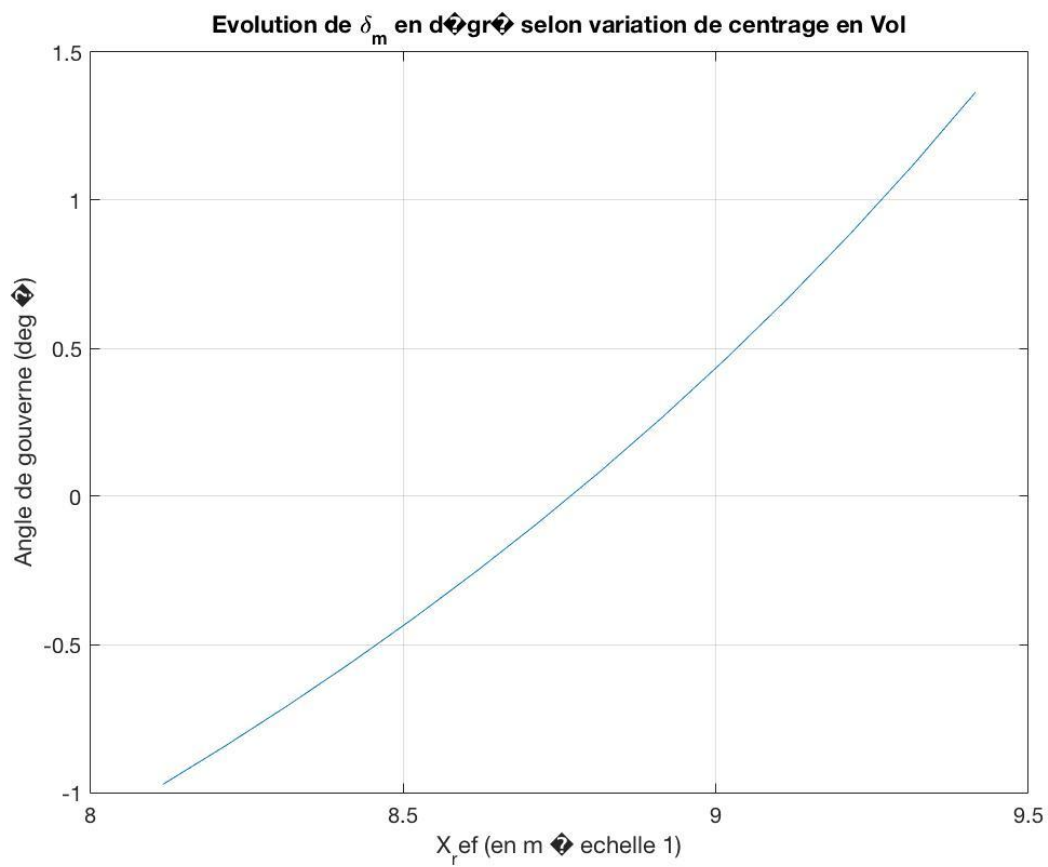
- $\delta_m = 0,55 \text{ deg}$
- $V_a = 157,09 \text{ kts}$

3. Influence du centrage de la marge statique

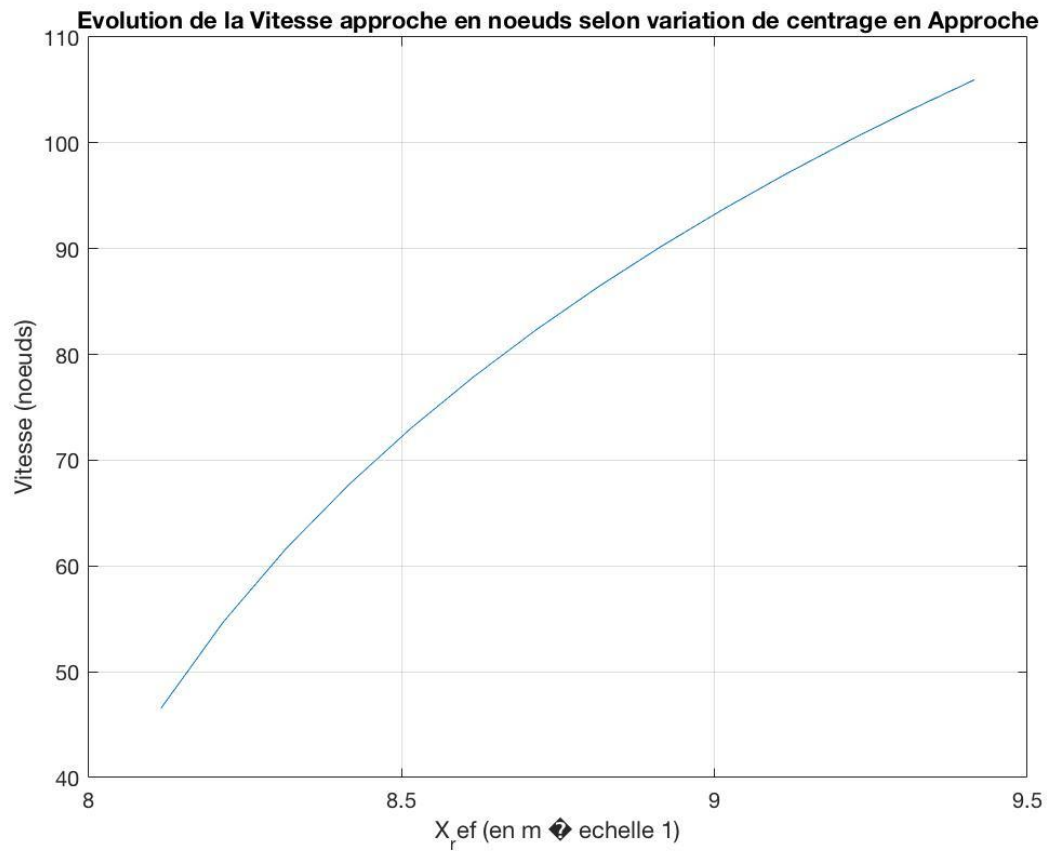
On cherche maintenant à déterminer l'influence du centrage et de la marge statique sur les coefficients précédemment calculé. Pour cela on place la résolution des systèmes dans une boucle variant entre les configurations à + 4% et -4% de stabilité défini précédemment. On obtient alors les courbes d'évolution suivantes.



On observe alors que l'incidence décroît au fur et à mesure que l'on recule le centre de gravité avion (X_{cg}) par rapport à la pointe, et donc que l'on perd en stabilité.



A l'inverse, le braquage de gouverne pour la configuration en vol augmente lorsque l'on recule le centre de gravité comme le montre la courbe ci-dessus.



Pour la configuration en approche, la vitesse d'approche augmente plus on recule le centre de gravité et donc moins on est stable.

Au vu des résultats théoriques attendu, nous pouvons estimer que les résultats fournis par cette simulation sont cohérents.

III. Petit mouvement autour de l'équilibre

1. Calcul de l'amortissement, marge statique et période propre pour les deux points de vol

Pour l'étude des petits mouvements autour de l'équilibre, on cherche dans un premier temps à réaliser une étude théorique de calcul de différents coefficients. Pour cela on met le système sous la forme d'une représentation d'état.

$$\begin{pmatrix} \dot{q} \\ \dot{\alpha} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} M_q & M_\alpha \\ 1 & Z_\alpha \end{pmatrix} \begin{pmatrix} q \\ \alpha \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} M_{\delta m} \\ Z_{\delta m} \end{pmatrix} \delta_m$$

Par résolution du système d'état on obtient alors les coefficients cherchés :

Coefficient	Croisière	Approche
Marge Statique (%)	1,21	1,21
Pulsation naturelle (ω_n)	1,98	3,03
Amortissement (ξ)	0,38	0,79
Pulsation propre (ω_0)	1,83	1,81
Période propre (T)	3,43	3,45

On utilise alors la commande `damp(Système)` afin de comparer nos résultats théoriques avec ceux fournis directement par la résolution de MatLab

Coefficient	Croisière	Approche
Pulsation naturelle (ω_n)	1,99	3,03
Amortissement (ξ)	0,389	0,799

Nos résultats théoriques concordent donc bien avec ceux fournis par la commande `damp(Système)` dans MatLab

2. Calcul du facteur de charge au centre de gravité

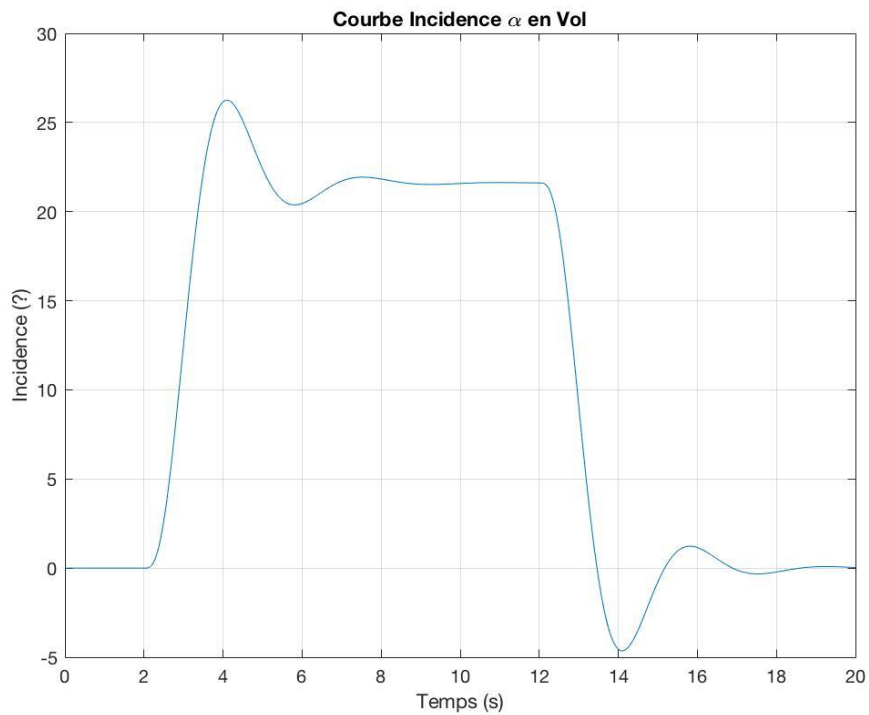
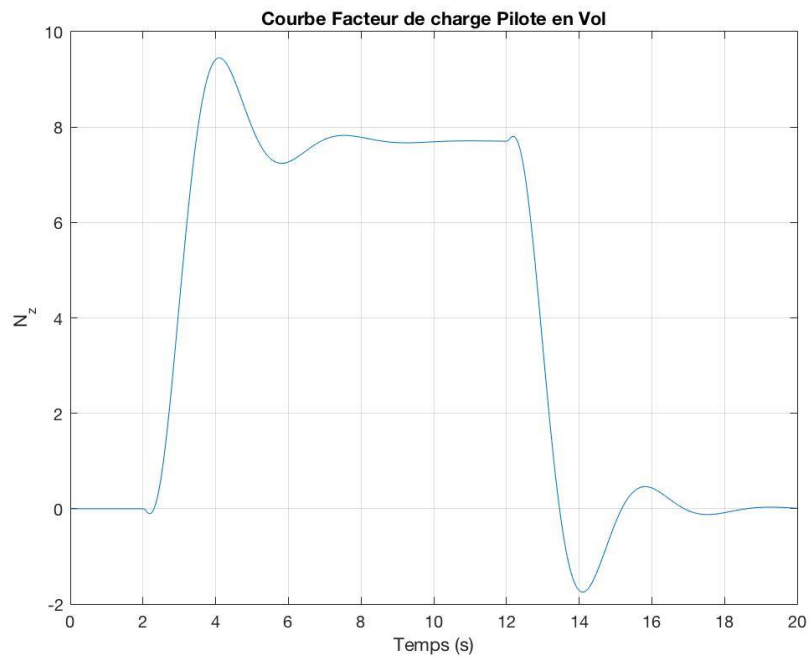
Pour la suite et fin de cette étude, on s'intéresse à la recherche du facteur de charge au centre de gravité. Pour cela on introduit le facteur de charge dans la représentation d'état avant de résoudre le nouveau système et le simuler pour estimer l'évolution du facteur de charge en fonction du centrage.

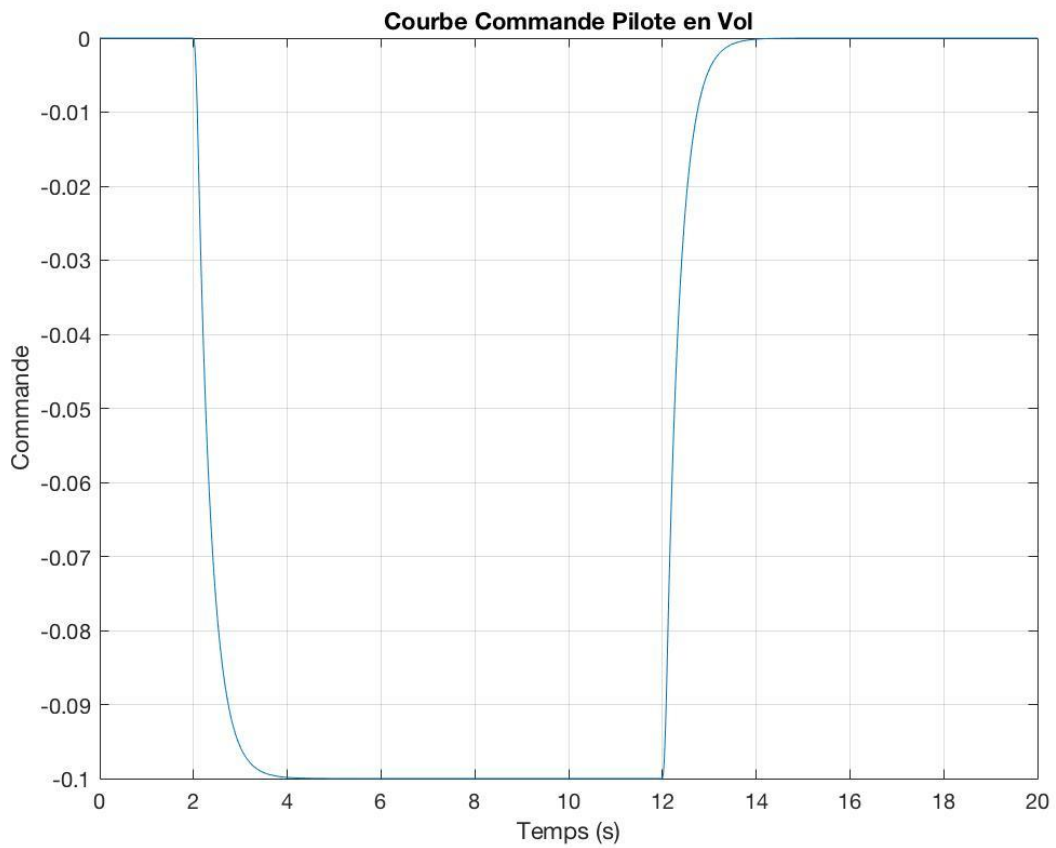
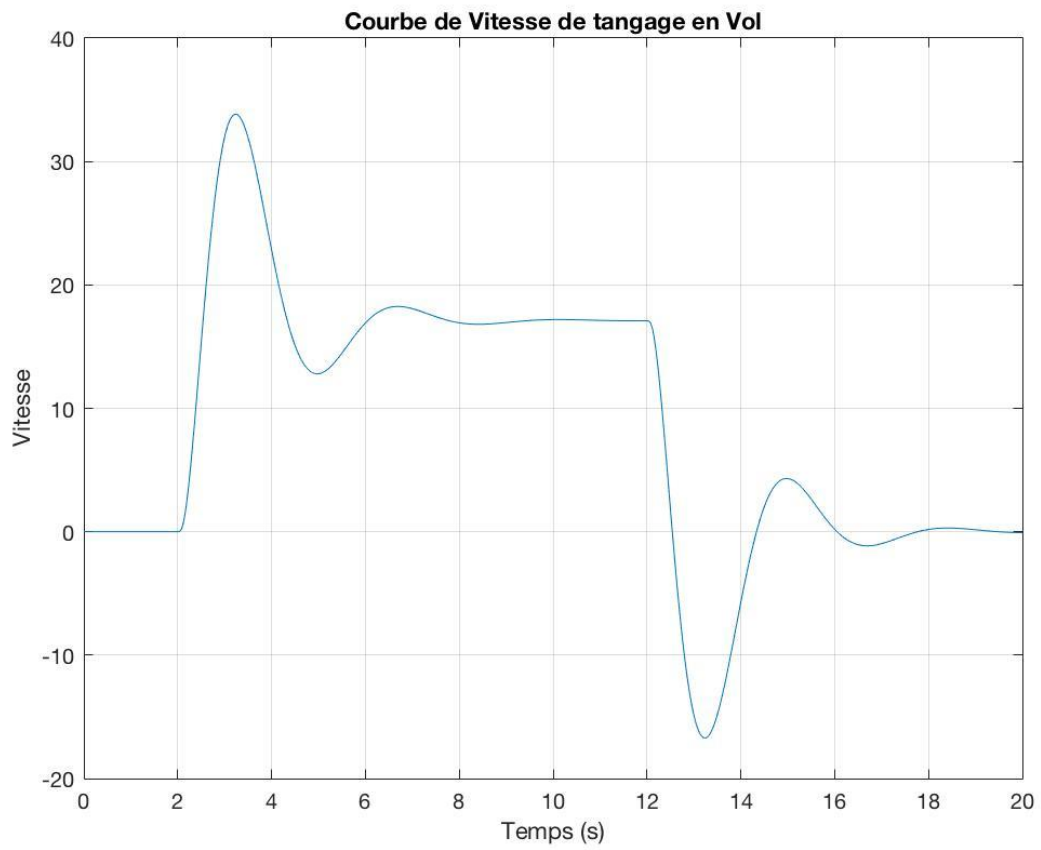
On a alors la représentation d'état suivante :

$$\begin{pmatrix} \dot{q} \\ \dot{\alpha} \\ \dot{n}_z \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} 1 & 0 \\ 0 & 1 \\ 0 & \frac{\bar{Q} S_{ref} C_{Z\alpha}}{Mg} \end{pmatrix} \begin{pmatrix} q \\ \alpha \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} 0 \\ 0 \\ \frac{\bar{Q} S_{ref} C_{Z\delta m}}{Mg} \end{pmatrix} \delta_m$$

On obtient via MatLab les matrices A B C D de notre système avant de les implémenter dans le Simulink suivant :

On obtient alors les résultats de simulation suivants :





En observant ces courbes, on observe que l'on a pour le facteur de charge, la vitesse de tangage et l'incidence des courbes d'allure similaire. Leur valeur va converger vers une valeur palier avec une constante de temps, un amortissement, et des dépassements différents en réponse à un échelon.

Le facteur de charge se stabilise autour de **7,5 m/s²** avec peu de dépassements. Cependant ceux-ci sont d'une amplitude non négligeable. L'incidence en vol se stabilise autour de 23,8° avec la même constante de temps que le facteur de charge mais des dépassements de moins grande amplitude.

La vitesse de tangage, quant à elle, suit également la même constante de temps mais son premier dépassement est de très grande amplitude.

Concernant l'allure des 3 courbes, l'ordre de grandeur des amortissements estimé au vu des allures des courbes s'accorde avec nos précédents résultats.

La réponse sur la commande quant à elle présente une allure cohérente avec les résultats attendu. Elle ne comporte aucun dépassement et ceci confirme le fort amortissement précédemment calculé.

On pourra noter que nos constantes de temps restent dans l'ordre de grandeur de ce que l'on pouvait espérer au vu de la maniabilité attendu d'un avion avec une marge statique de l'ordre de 1%

B. Etude Transversale

I. Constitution du modèle aérodynamique

1. Calcul des coefficients Cy_β , Cn_β et Cn_r

Dans cette première partie de notre étude, notre objectif est de déterminer 3 des coefficients aérodynamiques transversaux de notre avion : Le gradient de portance latérale Cy_β , La stabilité en route Cn_β et l'amortissement en lacet Cn_r .

- Calcul de Cy_β

Pour le calcul de Cy_β , on procède par le calcul du Cy_β global à partir de la décomposition des surfaces : Pointe avant, Entrée d'air et Surface de dérive.

Position	Surface (m ²)	Gradient de portance latéral (rad ⁻¹)
Pointe avant	0,57	-2
Entrée d'air	0,57	-2
Dérive	4,455	-2,47

On applique en suite la formule suivante, afin de déterminer le Cy_β global :

$$S_{ref} \times Cy_\beta = \sum S_i \times Cy_{\beta,i}$$

Ainsi on obtient

$$Cy_\beta = -0,45 \text{ rad}^{-1}$$

L'obtention d'un résultat négatif concorde avec le résultat attendu. En effet un gradient de portance latérale négatif est nécessaire afin d'imprimer un mouvement de dérapage positif à l'avion

- Calcul de Cn_β

Pour le calcul de Cn_β on procède de la même manière que pour Cy_β en pondérant par la position des foyer aérodynamiques des surfaces. Ainsi on calcul dans un premier temps les x_i , position relative des foyers par rapport au X_{ref} tel que

$$x_i = X_i - X_{ref}$$

Ensuite, en réutilisant les valeurs du tableau précédent comprenant les valeurs des gradients de portance latéral de chaque surface ainsi que la valeur de ces surfaces, on obtient la valeur du coefficient de stabilité en route via la formule suivante :

$$S_{ref} \times L_{ref} \times Cn_{\beta} = \sum S_i \times Cy_{\beta,i} \times x_i$$

Ainsi

$$Cn_{\beta} = 0,15 \text{ rad}^{-1}$$

Le résultat obtenu est de signe positif. Ceci concorde avec le résultat attendu. En effet un dérapage positif sur le lacet engendre naturellement un moment de roulis positif sur l'avion.

- Calcul de Cn_r :

Par définition, on a :

$$N = \bar{q} S_{ref} L_{ref} Cn_r \frac{r L_{ref}}{V}$$

Et
$$F_y = \bar{q} S_{ref} C_y \quad \leftrightarrow \quad M_z = \bar{q} S_{dérive} B l_x C y_{\beta dérive} \frac{r B l_x}{V}$$

On obtient alors par identification

$$Cn_{r dérive} = \frac{L_{ref}^2}{B l_x^2} \times \frac{S_{dérive}}{S_{ref}} \times C y_{\beta dérive}$$

D'où

$$Cn_r = 2 \times Cn_{r dérive}$$

Alors on a

$$Cn_r = -0,23 \text{ rad}^{-1}$$

Le résultat étant négatif, cela traduit que l'amortissement en lacet de l'avion tend à freiner son mouvement de lacet et ainsi à rétablir sa position

2. Synthèse des résultats

Suites aux calculs de l'ensemble des coefficients aérodynamiques nécessaires à notre étude transversale par l'ensemble des étudiants et leurs mises en commun, on obtient le tableau de coefficient récapitulatif suivant :

Coefficient	Valeur (rad^{-1})	Dénomination
$Cy_{\delta n}$	0,11	Force induite par la gouverne
Cl_{β}	-0,04	Effet dièdre
Cl_p	-0,15	Amortissement de roulis
$Cl_{\delta n}$	0,025	Roulis induit par la gouverne
$Cl_{\delta l}$	0,3	Efficacité de gauchissement
$Cn_{\delta n}$	-0,08	Efficacité de la gouverne
$Cn_{\delta l}$	-0,15	Lacet induit par la gouverne

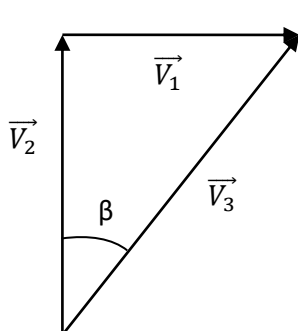
3. Equilibrage de l'avion

Suites à l'obtention de ces coefficients aérodynamiques transversaux on s'intéresse à l'équilibrage de l'avion et à son comportement lors d'un décrochage en phase d'approche.

On cherche dans un premier temps l'angle β de dérive de l'avion en approche. Pour cela, on prendra les hypothèses suivantes :

- Vitesse de l'avion en approche = 157 kts
- Vitesse air/sol = 15 kts

Soit le triangle des vitesses suivant tel que



$$\vec{V}_1 = \overrightarrow{V_{air/sol}} ; \vec{V}_2 = \overrightarrow{V_{avion/sol}} ; \vec{V}_3 = \overrightarrow{V_{Avion/air}}$$

D'après la relation de Chasles :

$$\vec{V}_2 = -\vec{V}_1 + \vec{V}_3 \quad \text{d'où} \quad \|\vec{V}_1\| = (1 - \sin(\beta)) \cdot \|\vec{V}_2\|$$

Alors,

$$\beta = \arcsin\left(\frac{\|\vec{V}_1\|}{\|\vec{V}_3\|}\right)$$

Et

$\beta = 5,48^\circ$

On s'intéresse alors à la résolution du système suivante :

$$\begin{pmatrix} C_{y_{\delta l}} & C_{y_{\delta n}} & \frac{mg \times \cos(\theta)}{\bar{q} S_{ref}} \\ C_{l_{\delta l}} & C_{l_{\delta n}} & 0 \\ C_{n_{\delta l}} & C_{n_{\delta n}} & 0 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \delta_l \\ \delta_n \\ \sin(\varphi) \end{pmatrix} = -\beta \begin{pmatrix} C_{y_{\beta}} \\ C_{l_{\beta}} \\ C_{n_{\beta}} \end{pmatrix}$$

Avec les conditions de pente et d'incidence tel que :

- Incidence avion = 14°
- Pente avion = -3°

On obtient à la résolution suivante :

$$\begin{pmatrix} \delta_l \\ \delta_n \\ \varphi \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} -0,44^\circ \\ 11,09^\circ \\ -1,07^\circ \end{pmatrix}$$

C. Commande de Vol

I. Synthèse de la Loi de Commande

1. Réglage du gain G_a

Pour la synthèse de la commande vol du mirage 2000, nous avons dans un premier temps de recours à un gain G_a lié directement à la marge statique via la formule suivante :

$$Marge\ Statique = - \frac{G_a \times C m_{\delta m} + C m_{\alpha}}{G_a \times C z_{\delta m} + C z_{\alpha}}$$

On extrait alors G_a pour obtenir avec notre MS de 1%

$$G_a = - \frac{0,1 \times C z_{\alpha} + C m_{\alpha}}{C m_{\delta m} + 0,1 \times C z_{\delta m}}$$

$$G_a = 5.53$$

Pour calcul les différents coefficients, on se placera dans le cas le plus contraignant. Après linéarisation et simulation et après avoir obtenu les résultats suivants :

$C z_{\alpha}$	$C m_{\alpha}$	$C z_{\delta m}$	$C m_{\delta m}$
2.49	0.099	0.99	-0.21

2. Réglage du gain G_q

Le second gain G_q nous permet alors de commander l'amortissement de notre système. A partir de la formule suivant, on détermine alors la valeur du gain pour un amortissement voulu :

$$\xi = \frac{-((M_q + M_{\delta m} \times G_q) + (Z_{\alpha} + Z_{\delta m} \times G_a))}{2 \times \sqrt{(M_q + M_{\delta m} \times G_q) \times (Z_{\alpha} + Z_{\delta m} \times G_a) - (1 + Z_{\delta m} \times G_q) \times (M_{\alpha} + M_{\delta m} \times G_a)}}$$

On prendra pour notre synthèse

- $\xi = 0,7$ et $MS = 1\%$

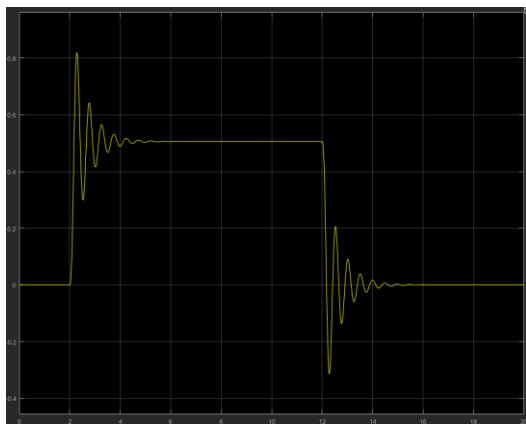
On extrait alors G_q pour obtenir le gain optimal théorique :

$$G_q = 0.2636$$

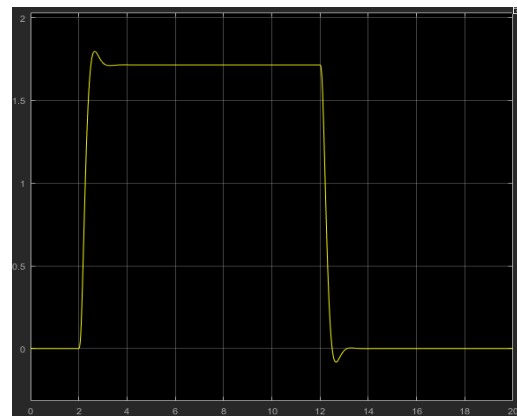
II. Résultat de Simulation

1. Réponse sur l'incidence avion après commande

Réponse sur l'incidence avec le gain G_a seul



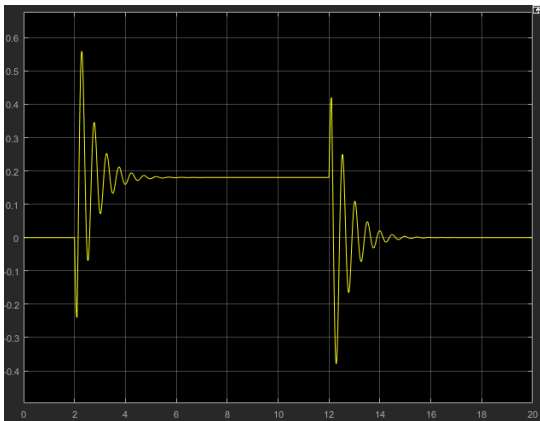
Réponse sur l'incidence avec les gain G_a & G_q



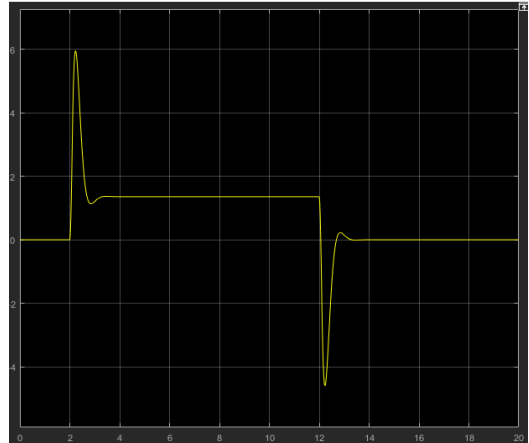
On observe comme attendu lors de notre étude théorique que l'ajout et le réglage du premier gain permet d'avoir une réponse qui converge bien vers la valeur attendue. La loi de commande est donc correctement synthétisée. Cependant l'amortissement sur le signal n'est pas bon et la réponse montre de nombreux dépassement. C'est alors le second gain qui permet d'améliorer les performances du système. En effet on voit sur la réponse que la constante de temps et les oscillations ont considérablement diminuées.

2. Réponse sur la vitesse de tangage avion après commande

Réponse de vitesse avec le gain G_α seul



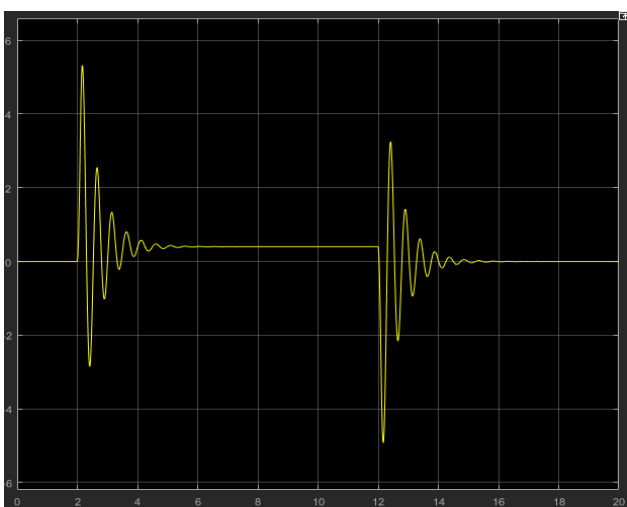
Réponse de vitesse avec les gains G_α & G_q



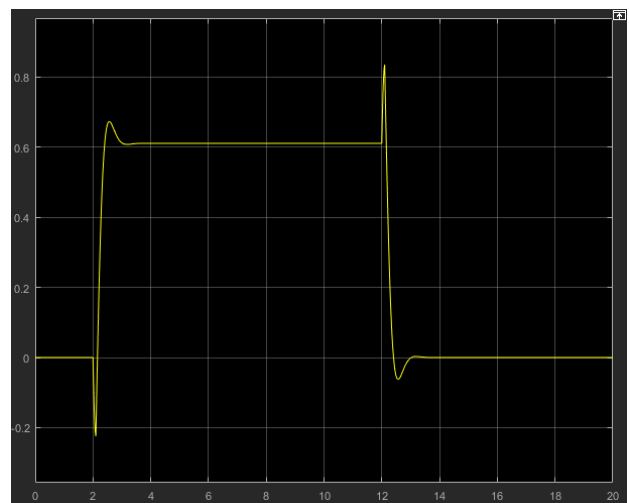
On observe sur la réponse de la vitesse de tangage le même constat : Le premier gain permet d'obtenir un système stable et une réponse qui converge, et le second gain permet d'améliorer les performances de la commande.

3. Réponse sur le facteur de charge avion après commande

Réponse de N_z avec le gain G_α seul



Réponse de N_z avec les gains G_α & G_q



On fait également le même constat sur la réponse du facteur de charge avion.

D. Conclusion

Ce bureau d'étude en trois parties nous a permis d'estimer les coefficients aérodynamique d'un avion à partir de la géométrie de celui-ci. Cela nous a ensuite permis de déterminer les performances de notre avion à l'aide de certaines hypothèses, aussi bien en longitudinale qu'en transversale.

La première partie de cette étude nous a amené à déterminer les coefficients aérodynamiques longitudinaux d'un mirage2000, par des méthodes de mesure et de calcul ayant permis de mieux cerner l'ensemble des effort et mouvement d'un avion réel. L'analyse de ces résultats puis leurs exploitations nous a alors permis de mieux comprendre l'impact de la géométrie et du centrage de l'avion en longitudinal et ainsi mieux comprendre le déroulement d'une démarche d'optimisation et de conception d'un avion. Entre autres via la simulation des évolutions de certaines grandeurs caractéristiques (incidence, vitesse de tangage, facteur de charge) en fonction de la marge statique et du centrage.

La seconde partie de ce bureau d'étude nous a permis de compléter notre étude en y ajoutant une étude transversale de l'avion. Nous avons de manière analogue déterminer les coefficients aérodynamiques de l'avion afin d'équilibrer l'avion en transversale lors d'une approche et d'un décrochage. Ceci nous a alors permis de mieux comprendre la synergie existante entre toute grandeurs caractéristiques déterminer auparavant et ainsi entre les différentes réponses de l'avion à un mouvement. Ceci dans l'optique de la synthèse d'une loi de commande, nous permettant alors de mieux comprendre le pilotage d'un aéronef et ainsi de pouvoir asservir les différentes surfaces mobiles de l'avion.

La troisième et dernière partie de ce bureau d'étude nous a enfin permis d'appliquer les résultats et les enseignements tiré des deux premières parties de notre étude afin de synthétiser une loi de commande de l'avion via des gains déterminé analytiquement.

L'ensemble de ce bureau d'étude nous a donc permis, en trois parties, de dérouler l'essentiel d'une démarche de conception de commande de vol, cœur de notre spécialisation, et ainsi de mieux comprendre les enjeux d'une tel étude.

L'utilisation de MatLab nous a permis, au cours de notre démarche nous a conduit à développer une prémisse d'outil de conception complet. Ceci devrait, à l'avenir, via la méthodologie acquise lors de cette étude, à nous permettre de réaliser des études similaires appliquer à d'autre aéronef