Modèle d'un avion de transport de type AIRBUS A300

Données géométriques :

Grandeurs de référence, surface et longueur :

$$S = 260\ m^2 \quad \text{et} \quad l = 6.6\ m$$

L'allongement de l'aile : $\lambda_A = 8$. L'allongement de l'empennage horizontal : $\lambda_E = 5$. Le rapport de la surface d'empennage à la surface de l'aile : $S_E/S_A = 0.255$

Le rapport de la longueur de référence l à la distance aile-empennage d : $\frac{l}{d} = 0.33$

On supposera que le Foyer de l'aile est à 10% de la corde moyenne : $h_A = 0.1$

La masse de l'avion en fin de croisière est égale à $m = 110\ tonnes$.

La masse maximale au décollage est de $m = 160\ tonnes$.

Les inerties de l'avion :

A = 5.55 10^6 kg m^2 B = 9.72 10^6 kg m^2

C = 14.51 10^6 kg m^2 E = −3.3 10^4 kg m^2

Cet avion est équipé de deux moteurs qui sont placés à $8\ m$ du plan de symétrie de l'avion. La poussée maximale, δx = 1 = 100 %, d'un seul moteur, au sol à vitesse nulle $F_{max0,1}$ est :

$$F_{max0,1} = 120\ 10^3 \text{ N par moteur}$$

Cette poussée au point fixe dépend du moteur qui équipe l'A300. Deux moteurs l'équipe, le CF6 80 ou le PW 4000 dont les poussées varient entre 21.3 tonnes et 25.8 tonnes.

Pour l'avion, la poussée totale F dépend du nombre de moteur, soit deux fois cette valeur. La poussée d'un moteur est fonction de l'altitude ρ et pour des modèles plus sophistiqués, du nombre de Mach :

$$F = 2\ F_1$$

$$F_1 = \frac{\rho}{\rho_0}\ F_{max0,1}\ \delta x$$

En croisière à 10km d'altitude la poussée résiduelle lorsque le pilote met la manette des gaz en position plein ralenti, correspond à δx = 0.06 = 6 %.

Coefficients aérodynamiques :

Le coefficient de traînée Cx s'écrit :

$$Cx = Cx_0 + k_i\, Cz^2$$

Avec

$$Cx_0 = Cx_{0l} + \Delta Cx_0$$

Le **coefficient de traînée de profil** Cx_{0l} est égal à 0.0175.

L'accroissement de traînée ΔCx_0 est lié à la sortie du train, des aérofreins, des spoilers, des becs et des volets. Les valeurs de ΔCx_0 dues à l'hypersustentation sont données dans le tableau ci-dessous.

Le **coefficient de traînée induite** k_i est égal à 0.055, il est associé à l'allongement de l'aile $k_i = \frac{1}{\pi\lambda}$.

Le **coefficient de moment** Cm est donné pour une marge statique de 20 %, qui correspond à un centre de gravité situé à 25 % derrière le bord d'attaque de la corde aérodynamique moyenne. Le foyer de l'avion est à 45 %.

$$Cm = Cm_0 + \Delta Cm_0 + Cm_\alpha\,(\alpha - \alpha_0) + Cm_{\delta m}\,\delta m + Cm_q \frac{ql}{V} = 0$$

On rappelle dans cette équation qu'à l'équilibre le Cm est nul. Lorsque l'incidence est égale à αo, le Cz est nul avec un braquage de gouverne δm nul et alors le Cm est égal à Cm_0. Le gradient de moment Cm_α pour ce centrage est égal à −1.

$$Cm_\alpha = \frac{x_F - x_G}{l} Cz_\alpha$$

Avec une marge statique $ms = x_F - x_G = -20\ \%$.

L'efficacité de gouverne Cmδm est égale à −1.46.

Le **coefficient de moment** pur Cmo est égal à −0.1.

L'accroissement de moment pur ΔCmo est lié à la sortie des aérofreins, des spoilers, des becs et des volets.

Le coefficient de moment dû à la vitesse de tangage Cmq est un coefficient dynamique qui provoque de l'amortissement, est égal à −12. À l'équilibre il n'intervient pas puisque q = 0.

Les valeurs sont dans le tableau ci-dessous.

Le coefficient de portance Cz s'écrit :

$$Cz = Cz_\alpha\,(\alpha - \alpha_0) + Cz_{\delta m}\,\delta m + \Delta Cz_{SP}$$

Le gradient de portance Czα est égal à 5 et Czδm = 0.44. Ce dernier coefficient traduit la participation à la portance de l'avion, de la gouverne de tangage δm. Le terme $Cz_\alpha\ (\alpha - \alpha_0)$ donne le Cz que l'on peut mesurer en soufflerie, par exemple lorsqu'on fait varier l'incidence avec un braquage δm nul. C'est souvent le Cz disponible sur les courbes de données avion. Mais ce n'est pas le Cz de l'avion qu'on appelle parfois le Cz équilibré, car celui-ci inclus la participation de la portance dû au braquage de la gouverne de tangage δm. Ce δm résulte de l'équilibre de l'équation de moment Cm = 0.

Les **gradients de portance locaux** (aile - avion sans empennage - et empennage) seront estimés à partir de l'allongement des surfaces, par la formule : $Cz_\alpha = \frac{2\pi}{1+2/\lambda}$

La **déflection** due à l'aile, vu par l'empennage sera estimé par l'expression :

$$\epsilon = \frac{2\ Cz_A}{\pi\ \lambda_A}$$

Ce qui donne par dérivation, une estimation de $\dot{\epsilon} = \frac{d\epsilon}{d\alpha_A}$ et l'on obtient :

$$1 - \dot{\epsilon} = \frac{\lambda_A - 2}{\lambda_A + 2}$$

Résumé des coefficients de l'avion :

Configuration	Cz_α	$Cz_{\delta m}$	Cx_0	k_i	Cm_0	Cm_α	$Cm_{\delta m}$	Cm_q
Avion lisse	5	0.44	0.0175	0.055	−0.1	−1	−1.46	−12

Influence des configurations :

Configuration	Sigle		ΔCx_0	ΔCz	ΔCm_0
Train	TR		0.0175	- 0	0
Aérofreins	AF		0.036	- 0	0
Spoiler	SP		0.036	−0.05	0.03
Becs et Volets	BV		0.06	(1.48)	−0.3

Tableau des incidences :

Configuration	α_{max}	α_o
Avion lisse	0.244 rad = 14°	−0.035 rad = −2.0°
Becs et Volets	0.314 rad = 18°	−0.262 rad = −15.0°

Les becs et les volets à l'atterrissage correspondent à des braquages de l'ordre de 25° pour chacun. Il existe évidemment un ΔCz pour les becs et les volets (1.48), mais il est inclus dans le calcul du Cz par l'intermédiaire de la variation du α_{max} - α_o, donnée dans le tableau précédent. Pour les spoilers, on considère un braquage de l'ordre de 40°.