Hugo-Alexandre Latulippe – 2010431 N° 22
Cédric Dolarian –

AER8375 – Mini rapport X

Question 1 :

Le gradient est exprimé avec l'équation suivante si la poussée est nulle:

$$\gamma_d = \frac{r/d}{V} = \frac{T - D}{W} + \frac{1}{g}\frac{dV_g}{dt} = \frac{\left(\frac{D}{W}\right)}{(1 + \mathrm{AF})}$$

Nous assumons un vol équilibré ou la portance est égal au poids puisque la stabilité après la perte des moteurs serait atteinte relativement rapidement en rapport au temps restant du vol de l'avion. Nous pouvons remplacer le poids par la portance et adimensionnalisée le ratio entre la trainée et la portance.

$$\gamma_d = \left(\frac{C_D}{C_L}\right)/(1 + \mathrm{AF})$$

Le facteur d'accélération ne peut être optimisé, les coefficients de trainée et de lift le peuvent. Nous avons une relation entre ces deux coefficients: $C_D = C_{D0} + KC_L^2$, ou C_{D0} et K sont assumé constant. Nous pouvons réintroduire la finesse dans cette équation en divisant par C_L. En dérivant l'équation par rapport au coefficient de lift, la variation du coefficient de trainée par rapport au coefficient de lift est obtenue. L'objectif sera de trouvée le point d'inflexion de cette courbe, la finesse maximale. Le coefficient de lift en fonction du coefficient de drag est obtenu tel $C_L = (C_{D0}/K)^{0\cdot5}$. Le gradient de descente minimal est donc :

$$\gamma_{dmin} = \frac{C_D}{\left(\frac{C_{D0}}{K}\right)^{0.5}}/(1 + \mathrm{AF})$$

Question 2 :

Il est simple d'obtenir le centre de gravité puisque nous connaissons le coefficient de lift. Il nous suffit de comparé à l'équation du coefficient de lift de l'avion, fonction de l'angle d'attaque. Cependant, cette formule est donnée pour des conditions spécifique, il est donc nécessaire d'ajuster pour aligner le modèle et la réalité. Le modèle est donné pour un centre de gravité à 9%. Avec l'équation suivante, nous pouvons transformer le coefficient de lift réel donnée à 25% au condition du modèle.

$$C_{LModèle} = C_{LAvion}\left[1 + \frac{MAC}{L_T}(CG_{Modèle} - CG_{Avion})\right]$$

Le seul inconnu restant dans l'équation est $C_{LModèle}$., obtenue avec l'équation du lift en fonction de l'angle d'attaque $C_{LModèle} = C_{L0} + C_{L\alpha}\alpha$ pour lequel les constantes sont donnée dans le fichier données avion pour des volets à 45 degrées et le landing gear descendu. Une valeur de 1.52 est obtenue.Il est maintenant possible d'isoler le centre de gravité et remplacer dans l'équation pour obtenir :

$$CG_{Avion} = 0.09 - \left(\frac{1.52}{1.65} - 1\right)\frac{40.56}{8.286} = 0.48 = 48\%MAC$$

Question 3 :

De manière similaire à la question 2, pour cette question, il est nécessaire de faire coordonner des données du modèle de l'avion donnée pour un centre de gravité à 9% au valeur du problème. Cette fois ci, c'est le coefficient de lift au stall que nous voulons mettre en relation. Ce coefficient est donné dans le problème comme étant de 1.57 pour un centre de gravité à 25% de la corde moyenne. En utilisant l'équation de la question 2 nous pouvons obtenir le coefficient de lift au stall du modèle.

$$C_{LModèle} = C_{LAvion}\left[1 + \frac{MAC}{L_T}(CG_{Modèle} - CG_{Avion})\right] = 1.57\left[1 + \frac{8.286}{40.56}(0.09 - 0.25)\right] = 1.52$$

Cette fois-ci, nous voulons obtenir l'angle d'attaque. Les constantes sont cette fois obtenues pour des volets à un angle de 0 dégrée et un landing gear rétracté. Ceci nous permet d'obtenir la valeur suivante :

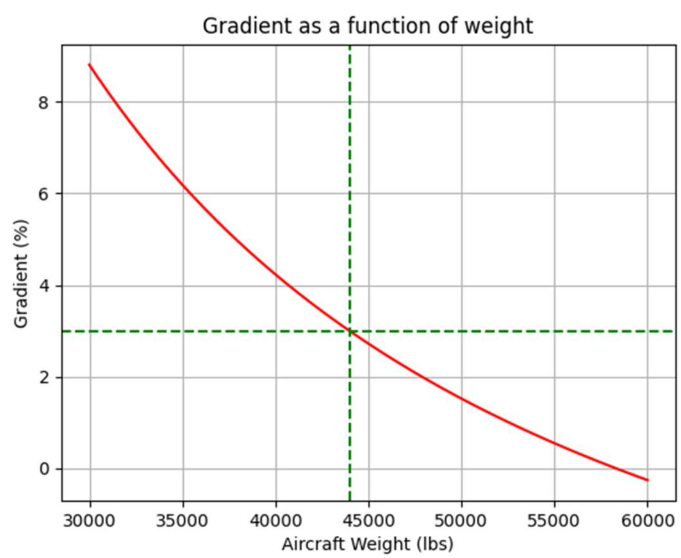
$$\alpha = \frac{(C_{LModèle} - C_{L0})}{C_L\alpha} = \frac{(1.52 - 0.05)}{0.1} = 14.7°$$

À partir de là, le coefficient de lift de l'avion va diminuer, ce qui souvent accompagné d'une perte d'altitude. Ce stall peut être drastique, dans lequelle le coefficient de portance va chuter de façon significative, caractéristique du stall de bord d'attaque. Le stall peut aussi être plus progressif, le coefficient de lift diminuera peu à peu jusqu'à une valeur critique, souvent lié à un stall de bord de fuite.

Question 4 :

Le buffeting est un phénomène vibratoire qui est dû au détachement et rattachement rapide du flux d'aire au niveau des surfaces alaires. Ce détachement et rattachement du au flow d'aire turbulent accéléré sur l'extrados de l'aile impact la force de portance. Lorsque le flux d'aire se détache, la portance diminue, la force augmente lorsque le flux se rattache. Cette alternance est cause de la vibration. Cette vibration rapide peut être à l'extrême ressentis dans l'entièreté de l'avion. Sinon, elle peut être reconnue par une vibration des surface alaire.

Question 5 :



Pour ce faire, nous pouvons utiliser un processus itératif qui fait varier le gradient et le poids. Nous cherchons ensuite l'intersection à 3%, ce qui est montré dans la figure. Dans ce processus itératif, nous obtenons le gradient de monté par la formule suivante :

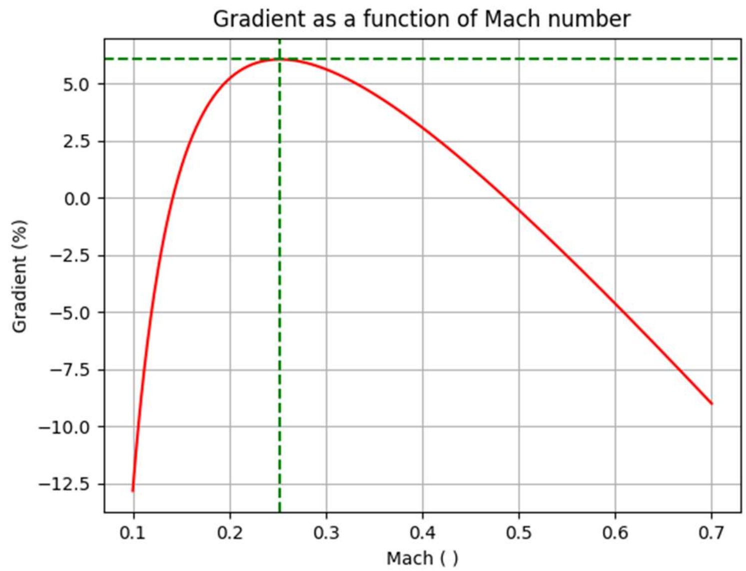
$$\gamma_c = \left(\frac{T}{W} - \frac{C_D}{C_L}\right)/(1 + AF)$$

Dans l'équation précédente, il est possible de voir que le W est le poids qui est en fait itéré. T est la poussée que nous pourrons simplement obtenir des équations faisant la relation entre le régime moteur, l'altitude et la poussée elle-même. Le coefficient de lift C_L peut être obtenue du poids et des conditions de vitesse, tandis que le coefficient de drag C_D est fonction du coefficient de lift. Le facteur d'accélération AF tant qu'à lui est fonction de la vitesse et de la variation de température et peut être obtenue des équations vues en classe.

On voit donc que le poids entre en compte directement dans le calcul du gradient et du C_L. Puisque le C_D est fonction du C_L au carré, le poids aura en fait un impact quadratique sur l'entièreté de la relation. Ceci est bien vue par l'allure de la courbe présenté plus haut.

Avec le processus itératif, nous obtenons que le poids maximal pour garder un gradient de 3.0% est de 43978 lb. Un poids inférieur permet un gradient égal ou supérieur.

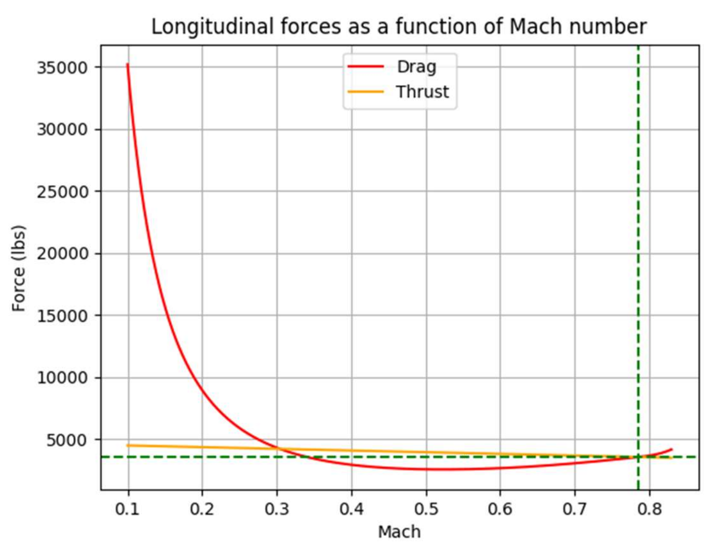
Question 6 :



De manière similaire à la question précédent, nous avons utilisé un processus itératif pour obtenir la réponse à cette question. Cette fois, c'est le nombre de mach qui a été itéré pour obtenir l'évolution du gradient. Ceci nous a permis d'obtenir la figure. Le gradient est obtenu de l'équation montré dans la question 5. Lors du calcul de la poussée, le nombre de Mach aura un effet néfaste puisqu'il diminuera la poussée totale selon un facteur plus ou moins grand selon le régime moteur. Le calcul du coefficient de lift est fait à partir de l'équation $C_L = \frac{W}{0.5qS}$. La pression dynamique q est ici obtenue du nombre de mach. Dans cette formule, le nombre de mach est au carré. Pour le coefficient de drag, le nombre de mach à un impact linéaire direct puisque le coefficient de drag de compressibilité sera affecté. Il y aura aussi un impact indirect quadratique par le fait que le coefficient de lift entre dans l'équation du coefficient de drag. Pour le facteur d'accélération (AF), le nombre de mach à aussi un impact quadratique puisque le facteur d'accélération est mesuré du nombre de mach avec l'équation $AF = 0.7Mach^2\phi$.

L'impact quadratique du mach est bien vu sur le graphique, ou l'on peut aussi voir que le gradient maximum est obtenu au nombre de mach de 0.25. Nous pouvons voir que cela correspond avec l'augmentation du coefficient de drag créé par l'effet de compressibilité. Le gradient maximal est de 6.07%.

Question 7 :



Ici, on recherche en fait le nombre de mach qui mènera à un taux de montée nul. Ce taux de monté sera nul pour un avion stabilisé pour lequel la poussée sera égal au drag. Ceci est montré dans l'équation du taux de monté.

$$r/c = \frac{\left(\frac{V(T-D)}{W}\right)}{1+AF}$$

Dans l'équation précédente, on voit que le taux de monté est nul lorsque la poussée est égale à la trainée. C'est donc c'est deux forces que nous allons mesurer en faisant varié le nombre de mach. Ce qui nous permets d'obtenir la figure. La figure montre que la poussée et la trainée seront équivalent pour un nombre de mach de 0.79. Les impacts du nombre de mach sur les deux forces montrés dans la figure ont été décrit aux questions 5 et 6.