**AER8375 – Mini rapport 3**

**Question 1 :**

Tel que décrit dans le Module 6, l’endurance se définit comme le temps que l’avion peut rester en vol. Ceci peut être notamment important lorsque on opèrent dans des conditions peu propices, notamment lors des missions de sauvetage ou lors des missions de surveillance. Nous maximisons l’endurance lorsque l’avion opère dans des conditions de vol qui minimisent le débit de carburant. L’équation suivante décrit ainsi l’endurance, où représente la force de la portance, représente la force de la traînée, représente le poids au début du segment de vol et représente le poids à la fin du segment de vol.

Afin d’optimiser l’endurance, nous cherchons à maximiser le facteur ( lorsque SFC reste constant et que la poussée varie. En augmentant , l’endurance augmente proportionnellement.

**Question 2 :**

Effet de la température : La température n’a qu’un effet négligeable sur le SAR ainsi que la distance franchisable. Toutefois, afin de maintenir une poussée constante à plus haute température, nous dévons augmenter la consommation de carburant. Cette augmentation est compensée par l’augmentation de la vitesse vraie. Comme , l’augmentation de la vitesse vraie ne fait varier la valeur du SAR que d’un maxium de 0.1% pour chaque degré Celsisus d’augmentation au-dessus des conditions ISA. Néanmoin, l’effet de la température devient important lorsque la vitesse maximale est limitée par .

Effet de l’altitude de croisière : L’altitude de croisière a un effet prononcé sur la consommation de carburant. En effet, lorsqu’on vole à une altitude non optimale, soit une altitude qui ne maximise pas le rapport (afin de maximiser la distance de croisière), plus la consommation de carburant augmente.

Effet du vent : Le vent a une influence sur les paramètres de vol, tel que le SR et le SAR (). Avec un vent de dos (positif), SR est plus grand que SAR. De plus, le nombre de Mach pour MRC et LRC est plus bas que lors des conditions sans vent. Pour un vent de face (négatif), SR est plus bas que SAR et le nombre de Mach pour MRC et LRC est plus graqnd que lors des conditions sans vent. Lorsqu’il y a du vent présent, on sohaite maximer la distance parcourue en NM par lb de carburant consommé.

**Question 3 :**

La méthodologie utilisée pour cette question est décrite dans le module 7 du cours. Celle-ci nous permet de calculer la distance franchissable maximale en NM. La procédure utilisée et décrite ci-bas utilise les codes développés lors du TP3A et TP3B.

Étape 1 : Calcul du poids à la fin du segment de décollage ETO. RW représente le poids à la rampe, TOW représente le poids au décollage :

Ce poids représentera le poids inital lors de la montée à 1500 ft.

Étape 2 : Appel de la fonction *Montee\_ou\_Descente* du fichier *Mission.py* afin de calculer la distance totale lors de la montée. On prend comme entrée les valeurs suivantes : Hpi = 1500 ft, Hpf = 41000 ft, VKCAS = 250 kts sous 10000 ft et VKCAS = 275 kts à plus de 10000 ft, VWIND = 0, Mach = 0.78, Wi = 50550 lbs, regime = MCL AEO. On obtient ainsi les valeurs suivantes :

Étape 3 : Calcul du poids au début de l'approche et de l'atterissage BAL :

Étape 4 : Calcul itératif afin de déterminer le poids au début de la descente TOD ainsi que la distance de descente et le carburant consommé. Pour faire cela, nous avons crée un vecteur TOD\_var qui varie entre le poids BAL et TOC avec 1000 points. Par la suite, une boucle *for* a été employée afin de calculer le carburant pour chaque poids en employant la fonction *Montee\_ou\_Descente* du fichier *Mission.py*. En sachant que , un critère a été établi pour trouver la valeur de la distance de descente. Ainsi, afin d’éviter un temps de calcul trop élevée le critère suivant a été choisi :

Nous considérons qu’un poids de 10 lbs est assez pour nos calculs, étant donné que les poids avec lesquels nous travaillons sont nettement supérieurs. Les résultats obtenus sont les suivants :

Il est à noter que les paramètres suivants ont été utilisés comme entrée dans la fonction : Hpi = 36000 ft, Hpf = 1500 ft, VKCAS = 250 kts sous 10000 ft et VKCAS = 275 kts à plus de 10000 ft, VWIND = 0, Mach = 0.78, Wi = TOD\_var, regime = Idle AEO.

Étape 5 : Cette étape consiste en un calcul itératif sur la fonction *Croisiere* du fichier *Mission.py*. Avec un critère d’arrêt , une boucle *while* est employée afin de calculer le carburant consommé et la distance franchie durant la croisière. Les entrées de la fonction sont : Hp = 36000 ft, ISA 0, VWIND = 0, W\_croisière qui est incrémenté à chaque pas tel que , Mach = 0.78. Les valeurs obtenues sont : , , .

Résultats finaux :

Finalement, pour ce qui est du carburant total consommé, on assume que l’avion ait consommé tout le carburant disponible durant la mission. De plus, pour la distance totale, il suffit d’aditionner la distance de montée, la distance de croisière, et la distance de descente. Pour le carburant total consommé, nous utilisons l’équation suivante :

OWE représente le poids à vide et est égal à 31500 lbs.

Table Résultats obtenus lors de la mission

|  |  |
| --- | --- |
| Distance de montée (nm) | 189.87 |
| Altitude de croisière (ft) | 36000.00 |
| Distance de croisière (nm) |  |
| Distance de descente (nm) | 86.71 |
| Distance totale (nm) | 2562.91 |
| Carburant total consommé (lb) | 13100.00 |