**AER8375 – Mini rapport 3**

**Question 1 :**

L’endurance est mesurée par le temps de vol. Ainsi pour maximiser l’endurance, l’objectif est de minimiser la consommation d’essence. En fait, en intégrant sur un segment de vol il est possible d’obtenir un paramètre qui décrit l’endurance d’un avion tel :

En prenant le temps que le SFC est constant, nous pouvons voir que l’endurance est maximisée lorsque la finesse est maximale, ceci revient à voler à la vitesse de trainée minimum. La finesse (L/D) ou (CL/CD) peut ensuite être manipuler pour obtenir qu’à vitesse de trainée minimale :

**Question 2 :**

1. La température aura un impact sur la consommation d’essence et la vitesse vrai. Tous deux augmenteront avec l’augmentation de la température. Ainsi, en cas normal le tout s’équilibre et l’impact sur le SAR est négligeable. Cependant, l’effet de la consommation d’essence peut être plus grand lorsque la vitesse est limitée par .
2. L’altitude de croisière aura un effet sur la consommation de carburant. L’altitude qui maximise le rapport formera un optimum ou la consommation de carburant sera minimiser. Que l’avion diminue ou augmente son altitude par rapport à cette optimum, la consommation de carburant augmentera. Une augmentation de la consommation de carburant diminuera le SAR.
3. Puisque , pour un même SAR, le SR sera supérieur à SAR lors d’un vent de dos et inférieur lors d’un vent de face. Ainsi, l’avion devra consommer plus d’essence pour faire la même distance au sol (Range). Ainsi, un vent de dos diminuera le nombre de Mach pour MRC et LRC. Inversement, un vent de face augmentera le nombre de Mach pour MRC et LRC.

**Question 3 :**

Les prochaines étapes nous ont permis d’obtenir les données recherchées qui permettent de décrire la mission dans son entier.

1. D’abord, il est possible d’inscrire dans note code les données d’entrée, qui ne seront pas réécrite dans ce document puisqu’elles sont disponibles dans le fichier du travail pratique.
2. Des données d’entrée, nous pouvons déduire quelques éléments additionnels qui seront utile pour la suite, plus principalement, les poids critique de la mission. Ainsi, nous obtenons qu’en additionnant le Operating Wight Empty (OWE) au poids du cargo, qui est ici seulement les passagers donc qui est dicté par le poids des passagers multiplié par le nombre de passager (20\*225=4500lb), nous obtenons le poids de l’avion chargé sans le carburant (ZFW). En ajoutant au ZFW le poids du carburant total, nous obtenons le poids que l’avion aura sur la rampe au départ de la mission (RW). Il est aussi possible de calculer le poids à l’atterrissage (LW) en ajoutant le poids des réserves de carburant au ZFW. Finalement, le poids au décollage (TOW) peut être obtenue en enlevant le poids de taxi du RW. Voici les poids obtenus :

|  |  |
| --- | --- |
| RW | 51,000 lb |
| TOW | 50,800 lb |
| LW | 37,900 lb |
| ZFW | 36,000 lb |

1. Avec les poids définissant le décollage et l’atterrissage obtenues, 3 vérifications doivent être faites. Premièrement, que le RW ne dépasse pas le maximum RW (MRW), que le TOW ne dépasse pas le maximum TOW (MTOW) et que le LW ne dépasse pas le maximum LW (MLW). Les vérifications sont faites directement dans le code et ne sont respectés dans notre cas de figure.
2. Ensuite, l’altitude de croisière peut être obtenues en obtenant l’altitude maximum respectant la limite de taux de monté de 300pi/min. L’altitude de 36,000 pi (FL360) est obtenues comme altitude respectant le taux de monté et respectant les Flight Level. Ainsi, cette altitude sera gardée durant tout le long de la croisière. Il a été décidé de ne pas faire de step climb puisque cela complexifiera les prochaines étapes sans ajouté énormément de précision à l’estimation que nous voulons faire.
3. Par la suite, la fonction de monté peut être appelé du TP3A pour obtenir les performances de cette phase. Voici les données obtenues et ce qui en découle
   1. Consommation de carburant durant la monté permet d’obtenir le poids au début de la phase de croisière
   2. Distance de montée, soit 193.16 nm
4. Par la suite, un processus itératif est utilisé pour calculer la phase de croisière et la phase de descente. Ceci est fait puisque le poids évolue tout au long de la croisière et se poids affectera la consommation de carburant de la descente. Ainsi, les itérations nous permettent d’assurer que nous atterrissons avec le LW décrit plus haut qui inclus seulement le payload et le poids des réserves de carburant. Voici les étapes décrivant la boucle en plus grand détail
   1. Estimé le poids avant la descente par le poids après la monté moins la quantité de carburant durant la croisière (estimé initial de 0 pour le poids de carburant de croisière);
   2. Calcul de la descente (TP3A) avec cette estimation de poids avant la descente, poids de carburant de la descente obtenue par ce calcul;
   3. Poids de fin croisière recalculé en prenant la nouvelle valeur de poids de carburant à la descente;
   4. Du poids en début de croisière et ce nouvelle estimé du poids en fin de croisière, le poids de carburant utilisé en croisière est estimé;
   5. Le code croisière (TP3B) est utilisé avec ce poids de carburant pour obtenir un estimé de distance de croisière.
   6. Le poids recalculé de fin de croisière est réinséré au début de la boucle jusqu’à ce que l’estimé basé sur le poids de carburant en descente et celui basé sur le poids de carburant en croisière se rapproche à l’unité près.

Pour résumé, la première étape est de calculé les poids de décollage et atterrissage. La deuxième étape consiste à calculer les performances de la monté ce qui nous permets d’obtenir le poids en fin de monté et ainsi en début de croisière. La troisième et dernière étape est d’itéré sur le code de croisière et de descente pour assurer que l’atterrissage est bien au LW désiré en vérifiant que les poids estimé en descente concordent ou poids de carburant de croisière. Ainsi, il est possible d’obtenir les paramètres importants de la mission comme décrit dans le tableau suivant :

|  |  |
| --- | --- |
| Distance de montée (nm) | 193.16 |
| Altitude de croisière | FL360 |
| Distance de croisière (nm) | 2285.00 |
| Distance descente (nm) | 88.19 |
| Distance total (nm) | 2566.24 |
| Carburant total consommé (lb) | 13100 |