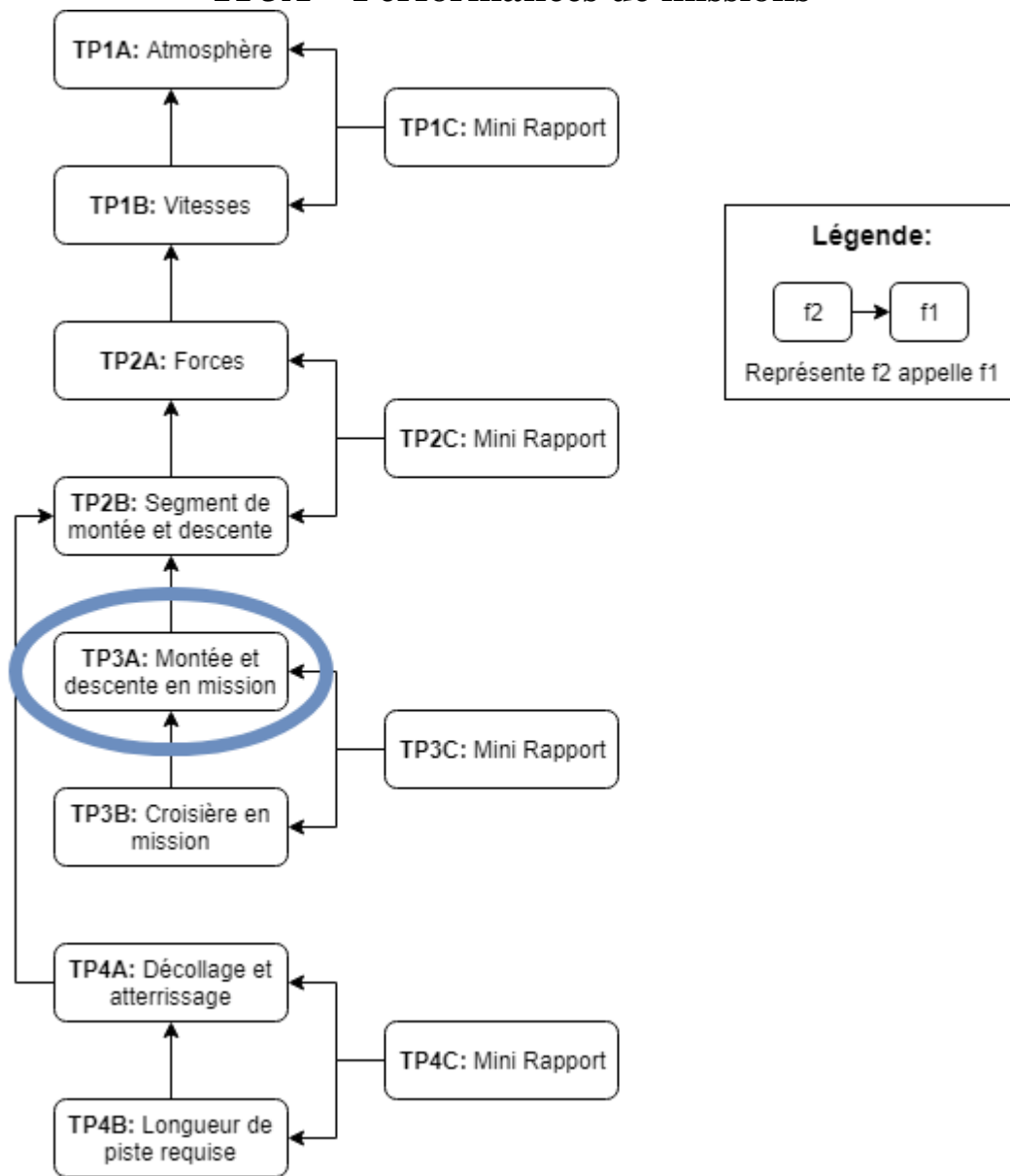


## AER83755 – Analyse et performance des avions

### TP3A – Performances de missions



Ajouter des calculs d'intégration de montée / descente au programme développé précédemment. Le programme calculera le temps, la distance et le carburant nécessaire pour la montée et la descente. Le programme sera modifié plus tard afin de calculer des performances de missions globales incluant le segment de croisière.

#### Spécifications du programme :

La configuration enroute (flap 0 / LG up) est utilisée pour la montée et la descente.

Les calculs se font par intégration en utilisant un pas d'intégration typique de 1,000 ft mais variable au besoin de façon à ce que les calculs incluent l'altitude initiale, les altitudes fixes en 1,000 ft

(comme 0, 1000, 2000 par exemple), ainsi que les altitudes où il y a des discontinuités dans le ROC (e.g. altitude de transition  $V_c/\text{Mach}$ ). L'altitude de transition peut être arrondie à la centaine près. Dans le cas des altitudes où il y a une discontinuité dans le ROC, on doit utiliser le ROC approprié (basé sur  $V_c$  ou Mach constant par exemple) pour l'intégration avant et après la discontinuité.

À noter que des incréments de 1,000 ft vous donneront des résultats rapides et relativement précis à calculer mais ne vous donneront pas nécessairement les mêmes valeurs que dans le fichier solution. Vous pouvez diminuer l'incrément d'altitude à votre convenance afin de valider votre code.

Dans le cas d'une montée ou d'une descente, le segment commence à l'altitude pression initiale et termine à l'altitude pression finale. Dans le cas d'une montée comme pour une descente, on assume que l'avion a une vitesse initiale de 250 KCAS (kts CAS) sous 10,000 ft. Cette contrainte est conforme aux règles opérationnelles typiques qui requièrent une vitesse n'excédant pas 250 KCAS aux altitudes inférieures à 10,000 ft.

Pour la montée, on assume que tous les moteurs sont en opération avec le régime moteur MCL. Si l'altitude finale spécifiée, ne peut pas être atteinte avec un taux de montée pression minimum de 100 ft/min, alors on arrête l'intégration à la dernière altitude pression utilisée pour l'intégration qui donne un ROC supérieur à 100 ft/min.

Pour la descente, on assume que tous les moteurs sont en opérations avec le régime moteur ralenti (Idle).

Pour la montée comme pour la descente, on assume que la transition entre 250 KCAS à basse altitude et  $V_c$  (montée ou descente au-dessus de 10,000 ft) se fait en palier à  $H_p = 10,000$  ft. Les calculs doivent inclure un segment d'accélération ou de décélération à 10,000 ft. Ce segment sera calculé en prenant une moyenne des vitesses initiales et finales en palier à 10,000 ft.

Également, pour le calcul du sfc, si la poussée est négative vous pouvez supposer une valeur de 1200 lbs pour la poussée.

- Entrées supplémentaires:
  - Altitude pression initiale -  $H_{pi}$  (ft)
  - Altitude pression finale -  $H_{pf}$  (ft)
  - Vitesse du vent - VWIND (kts) Note : vent de l'arrière est positif.
  - VKCAS - Vitesse calibrée utilisée entre  $H_p = 10,000$  ft et l'altitude de transition
  - Mach =            Nombre de Mach utilisé au dessus de l'altitude de transition.
  - Masse initiale de l'avion initiale -  $W_i$  (lb)
- Sorties supplémentaires
  - $H_p$  transition (ft) - Arrondi à la centaine près
  - $\Delta$  Temps pour le segment d'accélération -  $\Delta t$  (secondes)
  - Temps total -  $t$  (secondes)
  - $\Delta$  Distance pour le segment d'accélération -  $\Delta d$  (nm)
  - Distance totale -  $d$  (nm)
  - $\Delta$  Carburant consommé pour le segment d'accélération -  $\Delta f$  (lb)
  - Carburant total consommé -  $f$  (lb)

- W – poids de l'avion au début du segment d'accélération (lb)

L'étudiant doit développer toutes les parties du code et ne peut utiliser des modules ou des sous-routines fournis sur internet et/ou dans d'autres cours.

Cas	Hpi (ft)	Hp <sub>f</sub> (ft)	T (°C)	VWIND (kts)	VKCAS (kts)	Mach (-)	W <sub>i</sub> (lb)	Régime moteur
1	1500	41000	ISA+10	+ 20	275	0.74	MTOW - 200	MCL AEO
2	38000	1500	ISA-10	- 20	275	0.74	MLW	Idle AEO
3*	9000	10,000	ISA+10	+ 20	275	0.74	50,000	MCL AEO

\* Les résultats obtenus pour ce cas peuvent être validés par des calculs manuels, et on doit inclure le segment d'accélération à 10,000 ft.