

ÉTUDE D'UN DISPOSITIF DE TAXIAGE ÉLECTRIQUE POUR AVION MOYEN COURRIER

L'étude proposée concerne un avion mono-couloir moyen courrier d'environ 180 places.

L'objectif du dispositif étudié est de permettre le déplacement autonome de l'avion au sol, sans utiliser ses moteurs principaux (réacteurs).

Les intérêts du dispositif sont multiples :

- Diminuer la consommation de carburant durant les phases de roulage ;
- Diminuer les quantités de gaz polluants émises lors du roulage ;
- Diminuer les nuisances sonores aux abords des aéroports ;
- Diminuer les risques d'ingestion de corps étrangers par les réacteurs sur le tarmac ;
- Permettre à l'avion de reculer de façon entièrement autonome.

La solution étudiée consiste en une motorisation électrique des deux trains principaux de l'avion (un moteur électrique par train). Lors des phases de roulage au sol, l'avion est propulsé par ses moteurs électriques, au lieu de ses réacteurs. L'énergie électrique nécessaire est alors fournie par l'APU (1) (voir document 1 page 2/7) de l'avion.

La modulation de la puissance motrice de chaque moteur électrique est assurée par un convertisseur statique, logé dans une soute voisine du moteur concerné.

Ce sujet comporte trois parties indépendantes, pouvant être traitées dans un ordre différent de celui proposé par l'énoncé.

PARTIE 1 : ÉTUDE ÉNERGÉTIQUE

L'objectif de cette partie est de déterminer la puissance motrice nécessaire pour respecter le cahier des charges, puis la puissance électrique absorbée par le dispositif.

Le cahier des charges du dispositif impose que l'avion, chargé à sa MTOW (2) (voir document 1 page 2/7), doit être capable :

- ◆ de maintenir une vitesse égale à 10 nœuds (3) (voir document 1 page 2/7) sur une pente montante de 1,5 % (4) (voir document 1 page 2/7) ;
- ◆ d'atteindre une vitesse de 10 nœuds en 20 secondes sur un sol horizontal, depuis une vitesse nulle (départ arrêté).
- ◆

Document 1 :

- (1) APU = Auxilliary Power Unit, groupe auxiliaire de puissance GAP (à l'arrière de l'avion).
(2) MTOW = Maximum Take Off Weight, masse maximale au décollage de l'avion.
(3) Une vitesse de un noeud correspond à une distance parcourue de un mille nautique par heure (1 mille nautique = 1852 m).
(4) Le taux d'une pente correspond au rapport du dénivelé sur la distance horizontale parcourue ; ainsi, sur une pente montante à 1,5 %, on s'élève de 1,5 m lorsqu'on parcourt 100 m horizontalement.

Données :

- MTOW de l'avion : $m_a = 77$ tonnes
- Intensité de la pesanteur : $g = 9,8$ N.kg⁻¹
- Pour simplifier, tous les frottements et toutes les forces dissipatives sont négligés.

1 - Démarrage depuis une vitesse nulle sur sol horizontal

L'avion, initialement à l'arrêt ($v_0 = 0$ nœud), démarre sur un sol horizontal et atteint une vitesse $v_2 = 10$ nœuds en un temps $\Delta t_2 = 20$ s.

Pour simplifier, on suppose que la puissance mécanique P_2 fournie par le dispositif de taxiage est constante pendant toute la phase d'accélération, de durée Δt_2 .

Q.1 - Montrer que $v_2 = 5,1$ mètres par seconde (poser et expliquer le calcul réalisé).

Q.2 - Exprimer puis calculer l'énergie cinétique E_{C2} de l'avion à la vitesse v_2 .

Q.3 - Énoncer le théorème de l'énergie cinétique. En déduire le travail W_2 des forces engendrées par le dispositif de taxiage.

Q.4 - En déduire que le dispositif doit fournir une puissance mécanique P_2 voisine de 50 kW.

2 - Pente montante à 1.5 %

Dans ce paragraphe, l'avion, mû par le dispositif, monte une pente à 1,5 %.

La vitesse horizontale de l'avion est constante et vaut $v_1 = 10$ nœuds.

Q.5 - Calculer la variation de hauteur Δh de l'avion pendant la durée $\Delta t_1 = 10$ s.

Q.6 - On appelle ΔE_{pp} la variation de l'énergie potentielle de pesanteur correspondante. Exprimer ΔE_{pp} en fonction de Δh , puis calculer sa valeur numérique.

Q.7 - Montrer que, dans cette situation, le dispositif de taxiage doit fournir une puissance mécanique $P_1 = 58$ kW.

3 - Puissance électrique nécessaire

Deux moteurs électriques sont utilisés (un par jambe du train principal), chacun associé à une transmission mécanique chargée d'adapter les vitesses de rotation entre le moteur et la roue de l'avion.

Le rendement mécanique de la transmission vaut $\eta_t = 0,96$.

Le rendement des moteurs électriques vaut $\eta_m = 0,94$.

Le rendement électrique des deux convertisseurs statiques associés aux deux moteurs vaut $\eta_c = 0,92$.

Q.8 - En fonction du cahier des charges, laquelle des deux puissances P_1 ou P_2 , calculées précédemment, convient-il de choisir afin de déterminer la puissance mécanique minimale que le dispositif de taxiage doit fournir ?

Q.9 - Quelle est alors la puissance électrique totale absorbée par les deux convertisseurs ensemble ?