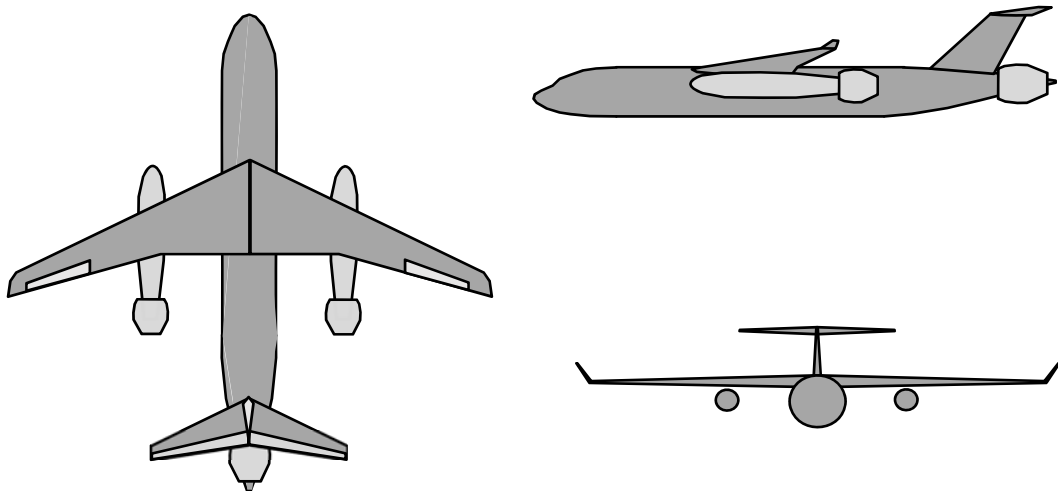


Projet d'un avion hybride modulaire type turboélectrique partiel

Vous faites partie du département Avant-Projet d'un bureau d'étude et l'on vous a confié la tâche d'explorer la possibilité d'attaquer le segment MoM (Middle of the Market) à l'aide d'un avion de nouvelle génération intégrant des technologies hybrides dans le but de diminuer l'impact environnemental de son exploitation. Il s'agira d'explorer plusieurs variantes autour d'une architecture d'avion particulière présentant les caractéristiques suivantes :

- 1- Une architecture propulsive intégrant 2 turbomachines actionnant à la fois un fan et un générateur électrique
- 2- Un fan électrique situé au niveau de la pointe arrière du fuselage et ingérant la couche limite du fuselage (BLI)
- 3- Deux nacelles moteurs intégrant les turbomachines en position propulsive, les batteries éventuelles et des réservoirs d'hydrogène liquide éventuels, le tout, fixées sur la voilure à une position déterminée de l'envergure

Le schéma suivant présente une illustration du concept mais ne constitue pas une représentation de solution finale :



Contexte :

Les premières études d'architecture hybrides ont montré que le fait d'introduire une chaîne électrique de puissance dans l'avion conduisait à embarquer une masse considérable de systèmes supplémentaires et qu'il fallait alors profiter au mieux des avantages inhérents à la technologie électrique pour « racheter » (et plus si possible) la perte d'efficacité globale résultant de cette masse additionnelle. De plus, l'intégration de batteries ou l'usage d'hydrogène comme combustible peut nécessiter un volume de stockage supplémentaire. Parmi les solutions techniques possibles, le choix de l'architecture de l'avion est un atout à ne pas négliger.

L'architecture proposée tente de résoudre plusieurs problèmes :

- 1- L'intégration de nacelles polyvalentes pouvant contenir à la fois les turbomachines et des unités de stockage d'énergie (batterie ou réservoir) permet de dimensionner ces composants sans trop impacter le reste de l'avion.
- 2- Le rattachement de ces nacelles à la voilure permet de limiter les charges supplémentaires à l'implantation de cette dernière et offre une bonne accessibilité.
- 3- Le positionnement du fan à l'extrémité arrière de chaque nacelle permet de profiter du gain d'ingestion de la couche limite.

On remarquera que la configuration « turbofan pousseeur » n'est pas sans poser un difficile problème de conception au niveau du moteur lui-même, il faudra identifier clairement ce problème et proposer une solution AUSSI SIMPLE QUE POSSIBLE pour le résoudre.

Afin d'explorer les potentialités de l'architecture retenue, 9 cahiers des charges différents ont été créés mais qui auront en commun les exigences suivantes :

Le standard de confort en cabine est choisi à un niveau élevé afin de se démarquer de la concurrence. L'aménagement de référence ne comportera qu'une seule classe.

- 1- Pas des sièges (pitch) : 38 in
- 2- Largeur des sièges : 24 in
- 3- Largeur des couloirs : 24 in
- 4- Hauteur plafond au niveau des couloirs : 2.05 m
- 5- Une hôtesse pour 35 passagers
- 6- Monuments cabine : 10% de la surface cabine, réparti en un bloc pour 75 passagers environ
- 7- Utilisation de conteneurs LD3 standards

Indication : prendre 20 cm comme épaisseur totale des parois et 25 cm d'épaisseur de plancher.

Les performances opérationnelles communes à tous les cahiers des charges sont :

Performance	Requirement
Reference cruise altitude	35000 ft
Take off field length	2000 m
Approach speed	135 kt
Climb ceiling 300 ft/min	35000 ft
Cruise ceiling 0 ft/min	35000 ft
One engine out ceiling	15000 ft
Time to climb to 31000 ft	25 min

Les cahiers des charges sont les suivants. Chacun d'eux sera pris en charge par un groupe différent :

Capacité : 150 passagers Monocouloir Simple pont + soute Vitesse : Mach 0.78 Rayon d'action : 3000 NM Carburant : Kérosène Turbo-électrique partiel Sans batteries	Team 1	Capacité : 150 passagers Monocouloir Simple pont + soute Vitesse : Mach 0.74 Rayon d'action : 3000 NM Carburant : Kérosène Turbo-électrique partiel Avec batteries	Team 2	Capacité : 150 passagers Monocouloir Simple pont + soute Vitesse : Mach 0.74 Rayon d'action : 3000 NM Carburant : Hydrogène liquide Turbo-électrique partiel Sans batteries	Team 3
Capacité : 250 passagers Double couloir Simple pont + soute Vitesse : Mach 0.78 Rayon d'action : 5000 NM Carburant : Kérosène Turbo-électrique partiel Sans batteries	Team 4	Capacité : 250 passagers Double couloir Simple pont + soute Vitesse : Mach 0.74 Rayon d'action : 5000 NM Carburant : Kérosène Turbo-électrique partiel Avec batteries	Team 5	Capacité : 250 passagers Double couloir Simple pont + soute Vitesse : Mach 0.74 Rayon d'action : 5000 NM Carburant : Hydrogène liquide Turbo-électrique partiel Sans batteries	Team 6
Capacité : 350 passagers Double couloir Double pont + pas de soute Vitesse : Mach 0.78 Rayon d'action : 5000 NM Carburant : Kérosène Turbo-électrique partiel Sans batteries	Team 7	Capacité : 350 passagers Double couloir Double pont + pas de soute Vitesse : Mach 0.74 Rayon d'action : 5000 NM Carburant : Kérosène Turbo-électrique partiel Avec batteries	Team 8	Capacité : 350 passagers Double couloir Double pont + pas de soute Vitesse : Mach 0.74 Rayon d'action : 5000 NM Carburant : Hydrogène liquide Turbo-électrique partiel Sans batteries	Team 9

Le plan de travail proposé peut se décomposer en 6 grandes phases :

1- Définition précise de la topologie de l'avion :

Dimensionnement de la cabine (section et plancher) ainsi que du fuselage selon le standard de confort demandé.

Intégration des fuseaux nacelle : avec un mât, collées à la voilure ou englobant la voilure, ... ?

Position de la voilure par rapport au fuselage : haut, bas, dièdre ?

Emplacement des trains d'atterrissage ?

... ?

Indication : utiliser au maximum les réalisations existantes comme source de données de départ.

A ce stade, l'architecture de l'avion peut être représentée à l'aide de croquis ou d'Open VSP.

2- Choix des degrés de liberté de l'optimisation et validation du modèle paramétrique de l'avion qui en découle

Ce choix pourra varier en fonction des cahiers des charges, par exemple la masse des batteries embarquées ou la quantité d'hydrogène cryogénique nécessaire (volume et masse totale incluant l'isolation).

Dans le cas des configurations avec batteries ou utilisant l'hydrogène liquide, on supposera que les unités de stockage sont exclusivement contenues dans les fuseaux nacelle dont la géométrie est exclusivement paramétrée par un diamètre et une longueur.

Indications :

Si des trains d'atterrissage autres que sous voilure sont proposés, il faudra actualiser l'estimation de

leur masse.

La variable « battery_strategy » définit le paramétrage de la batterie, 1 : les paramètres sont la quantité d'énergie affecté à la croisière et la puissance électrique dédiée à la montée sur une durée donnée, 2 : le paramètre est la masse de la batterie. Il faudra prendre garde à actualiser le calcul du CG de la batterie.

Pour les versions à hydrogène, il faudra actualiser le calcul du volume carburant en fonction des contraintes du stockage cryogénique (isolation) et de l'emplacement et de la forme des réservoirs (dans les fuseaux nacelle), attention également à actualiser la valeur de la densité carburant (voir comment implémenter un switch dans earth.py).

L'analyse MDA devra pouvoir être calculée quelle que soit les valeurs données aux degrés de liberté dans les intervalles retenus (préciser ces intervalles). Cette phase inclue la recherche et l'intégration de données techniques comme les masses des composants et économiques comme le prix du kérosène, de l'électricité, de l'hydrogène, ... afin d'actualiser les calculs de coût.

3- Recherche de l'avion le plus efficace selon les différents critères proposés (optimisation)

Les critères proposés sont au nombre de 5 :

- MTOW,
- carburant de la mission coût,
- COC de la mission coût,
- DOC de la mission coût,
- métrique CO2
- émission de CO2 par passager et par km

Cette phase fera usage de l'optimiseur automatique mais aussi de recherches manuelles visant à optimiser l'utilisation de la chaîne électrique, par exemple : dans quelle phase du vol utiliser au mieux la puissance électrique disponible (décollage, montée, croisière, ...), même question pour l'utilisation de l'énergie contenue dans la batterie ?

Il conviendra également de rechercher le meilleur rapport longueur/diamètre des fuseaux nacelle.

4- Etude de sensibilité sur les paramètres technologiques introduits dans le calcul

Il s'agira d'évaluer les variations d'efficacité globale par rapport par exemple à la densité d'énergie des batteries, le rendement de la chaîne électrique, l'épaisseur de l'isolation thermique des réservoirs cryogéniques, les coûts de l'énergie sous ces différentes formes, ...

5- Analyse individuelle des résultats obtenus (par chaque groupe)

Il s'agira de comprendre et d'expliquer les performances obtenues, notamment, d'explorer l'espace de design afin d'identifier la forme de la frontière du domaine de validité au voisinage de l'optimum (espace où toutes les contraintes sont satisfaites, optimum plat ou pointu) et de rechercher des opportunités offertes par les technologies retenues. Tracer les diagrammes en étoiles synthétisant l'efficacité de l'avion obtenu selon les différents critères. Comparer les performances globales obtenues avec celles d'une configuration classique non hybridée (rechercher par exemple quel prix du kérosène rendrait la configuration hybride compétitive, étayer la réponse avec des recherches sur le coût écologique de l'utilisation du Kérosène).

Cette phase inclue la représentation 3D de la configuration à l'aide d'Open VSP.

6- Analyse globale des résultats de chaque groupe en perspective de ceux obtenus par les autres groupes.

Cette analyse se fera en positionnant les résultats de tous les projets sur les mêmes graphes de synthèse :

- 1- Diagramme Payload-Range (pour les configurations de même range et capacité)
- 2- Fuel/trip – Fuel/pax
- 3- COC/trip – COC/pax
- 4- DOC/trip – DOC/pax
- 5- CO2emission/pax/km – CO2metric
- 6- CO2emission/pax/km – COC/pax/km

Afin de permettre cette dernière étape, les résultats individuels devront être disponibles et partagés en fin de semaine 15 au plus tard.

Information pratique :

Les travaux seront supportés par l'application MARILib en version 2.2 (disponible sous peu). Chaque groupe devra télécharger la version en ligne puis sera libre d'effectuer toute modification relative à son étude dans les dossiers « **works.project** » et « **airplane.propulsion.hybrid_pte2** ».

Tout besoin de modification en dehors de ces 2 dossiers devra être négocié avec un enseignant responsable du cours (Pascal Roches, Nicolas Peteilh, Thierry Druot)

Des mises à jours pourront être mises en ligne au cours du projet.

Remarque générale :

Le sujet est vaste et demande une implication réelle de la part des étudiants. Il s'agit d'un véritable problème de recherche et d'exploration dont les résultats ne sont pas connus à l'avance. En conséquence, tout résultat devra être étayé et discuté. L'enjeu est de **comprendre les leviers de la Conversion Energétique** dans le contexte des avions de transport de passagers mais les principes généraux qui seront mis en valeur pourront être transposés à d'autres contextes.