

## **ANNEXE 2**

### **L'augmentation d'efficacité, les ruptures technologiques et les changements de trajectoire.**

**Extraits du Référentiel ISAE-Sup'Aéro « Aviation et climat » (mai 2022)**

Quelques conseils pour aborder cette annexe : séparer votre groupe de travail en deux. La moitié travaillera sur l'efficacité (parties de 5.1 à 5.5) et une moitié sur les ruptures technologiques et les changements de trajectoire (parties 5.5, 5.6 et 7.2). S'il vous reste du temps, chaque moitié pourra également regarder le contenu de l'autre moitié.

# Chapitre 5

## Améliorer l'efficacité des avions

Comme mentionné dans la partie introductive du document, l'aviation commerciale est responsable de la majorité des émissions de l'aviation. L'objectif de ce chapitre est de présenter les pistes d'amélioration de l'efficacité énergétique d'un avion commercial afin de réduire sa consommation de carburant. Le chapitre débute avec les principaux axes « historiques » envisagés pour poursuivre l'amélioration de l'efficacité des avions. On entend par « historiques » des améliorations incrémentales basées sur des évolutions limitées de l'architecture avion actuelle qui ne nécessitent aucune rupture technologique (moteurs, aérodynamique, structure, systèmes). Une dernière section proposant quelques pistes de ruptures technologiques complète ce chapitre.

### 5.1 Amélioration des moteurs

L'amélioration de l'efficacité moteur, que l'on peut mesurer par la diminution de la consommation spécifique  $C_s$ , repose sur des gains obtenus à la fois sur le rendement thermique et sur le rendement propulsif, qui rentrent tous les deux dans la définition du rendement thermopropulsif, cf. section 4.3. Un gain sur le rendement thermique passe par une amélioration de l'efficacité du cycle thermodynamique via les composants de la turbomachine (compresseur, chambre de combustion et turbine). Un gain sur le rendement propulsif consiste à diminuer l'énergie cinétique résiduelle dans le jet moteur. Les meilleurs rendements propulsifs sont atteints lorsque l'écart entre la vitesse d'éjection des gaz et la vitesse de vol est le plus faible possible : on cherche donc à générer un important débit d'air avec le minimum d'écart de vitesse par rapport à celle de l'appareil et c'est le rôle assuré par la soufflante dans les moteurs double flux. L'efficacité des moteurs existants, sans rupture technologique importante, peut encore être améliorée, notamment en augmentant le taux de dilution et la température en sortie de chambre de combustion.

Toutefois, des limites technologiques sont en passe d'être atteintes : par exemple les matériaux utilisés pour fabriquer les aubes de la turbine sont déjà très complexes (alliages de titane) mais ne suffisent pas seuls à assurer la résistance des aubes aux températures extrêmes en sortie de chambre de combustion (de l'ordre de 1800 K à 2000 K), qui dépassent la température de fusion de l'alliage métallique<sup>54</sup>. Il est alors nécessaire de refroidir les premiers étages de la

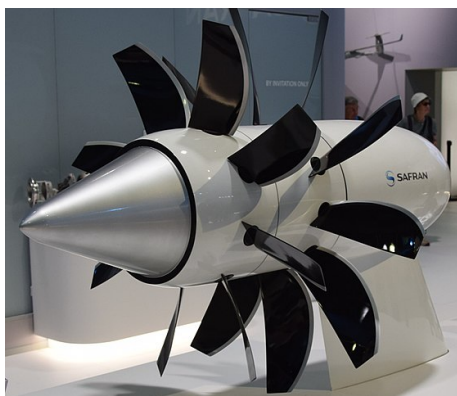


FIGURE 5.1 – Soufflante non carénée présentée au salon du Bourget 2017 au stand de Safran d'après [wikimedia commons](#).

turbine en sortie de chambre de combustion, en prélevant de l'air « froid » sur le compresseur, ce qui diminue le rendement de la machine<sup>54</sup>. Il n'est donc pas possible d'augmenter encore significativement la température en sortie de chambre de combustion, sans dégrader les performances du cycle thermodynamique. De même, l'augmentation du taux de dilution se heurte à des problèmes d'augmentation de la taille et du poids du moteur vis-à-vis de leur intégration sur l'avion.

Les concepts de moteur à très fort taux de dilution (VHBR pour *Very High Bypass Ratio* et UHBR pour *Ultra High Bypass Ratio*) reposent sur le principe d'une augmentation du taux de dilution jusqu'à 20 environ (à comparer à un taux de dilution actuel autour de 10 pour les moteurs de dernière génération de type LEAP ou Trent). Une augmentation du taux de dilution permet non seulement d'augmenter le rendement propulsif mais aussi de diminuer le bruit émis par le moteur en diminuant la vitesse d'éjection des gaz. Les gains attendus sont potentiellement de l'ordre de 5 à 10 % sur la consommation de carburant par pass-km, tout en réduisant le bruit émis de l'ordre de 7 dB, par rapport à la génération actuelle<sup>55</sup>.

C'est l'augmentation du taux de dilution qui permet aux moteurs de type turbopropulseur d'être particulièrement efficaces : la soufflante (carénée) est remplacée par une hélice (non carénée), ce qui permet d'augmenter l'envergure des pales, et ainsi d'assurer un taux de dilution très important. Ainsi ces motorisations permettent de réduire d'environ 40 % la consommation de carburant par pass-km. Toutefois, la vitesse de rotation de l'hélice, combinée à la vitesse d'avancement de l'appareil, peut induire l'apparition de phénomènes compressibles intenses (notamment des ondes de chocs liées à la présence d'un écoulement local en régime supersonique), ce qui dégrade fortement les performances lorsque la vitesse ou la taille de l'avion augmentent. Ces motorisations sont ainsi limitées à des nombres de Mach de vol d'environ 0,65, donc inférieurs aux nombres de Mach de vol atteints avec un turbofan (de l'ordre de 0,85) mais aussi destinées essentiellement à propulser des avions de type court courrier d'environ 100 places maximum. Une solution pour contrebalancer cet inconvénient est d'assurer la poussée à l'aide de deux hélices contrarotatives, ce qui permet de réduire leur vitesse de rotation pour un niveau de poussée donné.

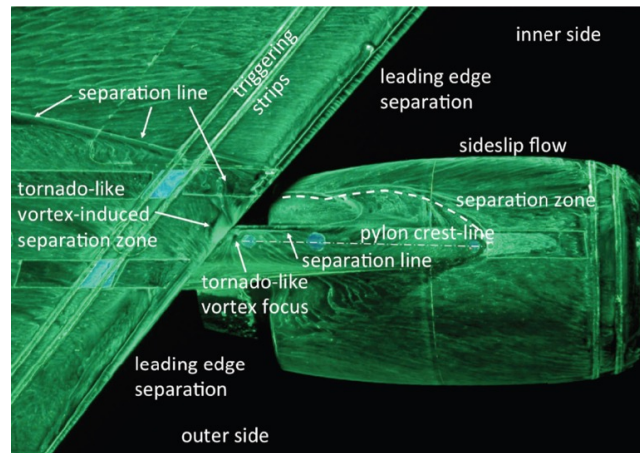


FIGURE 5.2 – Visualisation des lignes de frottement montrant la complexité de l'écoulement dans la région de l'aile en interaction avec le moteur d'après Bury *et al.*<sup>60</sup>.

Ces architectures moteurs à soufflantes non carénées sont généralement appelées *Contra-Rotating Open Rotor* (CROR)<sup>56</sup>, voir figure 5.1. Ce type de motorisation, dont la limite en nombre de Mach de vol est repoussée jusqu'à 0,75 environ, permet des économies de carburant par pass·km de l'ordre de 10 % à 20 % par rapport aux meilleurs turbofans actuels<sup>57</sup>.

Bien que beaucoup plus exploratoire, il demeure aussi possible d'améliorer le cycle thermodynamique des turbofans, notamment en ayant recours à une combustion isochore, mentionnée à la section 4.3. Ces moteurs, appelés moteurs à détonation pulsée (PDE pour *Pulsating Detonation Engine*) ou moteur à détonation tournante (RDE pour *Rotating Detonation Engine*) présentent de meilleures performances que celles des moteurs isobares, que ce soit en rendement ou en puissance spécifique. Toutefois, leur fonctionnement en régime instationnaire nécessite de poursuivre les efforts en matière de recherche afin d'adapter aussi les composants à l'aval de la chambre de combustion (la turbine en particulier)<sup>58</sup>. Malgré un fonctionnement dégradé d'une turbine en aval de ce type de chambre de combustion, des publications récentes montrent des gains de rendement thermique sur l'ensemble du cycle de l'ordre de 5 %<sup>59</sup>.

Pour conclure, les améliorations à venir des moteurs reposent essentiellement sur une augmentation de leurs dimensions (CROR, UHBR), ce qui va encore accroître le couplage entre l'aérodynamique de l'avion, sa masse et le moteur. Il est donc nécessaire, plus que jamais, de mieux intégrer le système propulsif avec le reste de l'appareil. En outre, cette intégration motrice représente une source potentielle d'économie de carburant. La figure 5.2 montre la complexité de l'écoulement dans le cas d'une configuration de type moteur intégré sous l'aile, avec notamment la présence de décollements localisés qui augmentent la traînée de l'appareil. Une conception optimisée de l'aérodynamique de l'ensemble intégré du système aile/moteur est donc un point crucial pour réduire la consommation de carburant. L'intégration des systèmes propulsifs non plus sous la voilure mais directement sur la cellule avion fait partie des ruptures technologiques envisagées dans les prochaines décennies (voir section 5.6).



FIGURE 5.3 – Exemple de modification du bout d’aile pour réduire la traînée induite : winglet en forme spiroïdale sur un Falcon 50 d’après [wikimedia commons](#).

## 5.2 Amélioration de l’aérodynamique

En régime de croisière, et afin de maintenir la vitesse de vol (et donc la portance), la poussée des moteurs permet de contrer la composante de traînée des efforts aérodynamiques qui s’exercent sur l’avion. La réduction de la traînée a donc une influence directe sur la consommation de carburant au travers de l’augmentation de la finesse  $f$  dans l’équation de Bréguet–Leduc (4.6). Toutefois, des gains sur la traînée demeurent à ce jour difficiles tant l’écoulement de l’air autour d’un avion demeure complexe et difficile à prévoir.

Pour les avions de transport civil actuels qui volent en régime subsonique compressible (autour de Mach 0,8), il y a trois composantes de la traînée pour lesquelles il est encore possible d’espérer des améliorations significatives : la traînée de frottement, la traînée induite et les traînées parasites. De nombreux gains ont déjà été réalisés par le passé sur l’aérodynamique de l’avion (ce qui a permis d’améliorer la finesse  $f$ ) : optimisation de la forme, allongement des ailes, meilleure conception des surfaces de contrôle, etc. Compte tenu des différentes composantes de la traînée d’un avion, les pistes pouvant encore aboutir à une amélioration significative de la performance aérodynamique sont de moins en moins nombreuses, et reposent prioritairement sur :

- la conception d’ailes fonctionnant en régime laminaire (réduction de la traînée de frottement),
- l’augmentation de l’envergure des surfaces portantes et la modification de la forme des bout d’aile (réduction de la traînée induite),
- l’optimisation de l’intégration des différents composants avion et des surfaces de contrôle pour réduire les traînées parasites liées à leur fonctionnement et à leurs interactions.

La conception de profil d’aile opérant avec un écoulement laminaire, sans changer la vitesse de l’appareil, représente un défi scientifique et technologique important<sup>61</sup>. L’avantage d’un régime laminaire est de réduire la dépendance du frottement à la paroi vis-à-vis de la vitesse, en passant de  $F \sim V^{\frac{9}{5}}$  à  $F \sim V^{\frac{1}{2}}$ , ce qui se traduit par une réduction de la consommation de carburant d’autant plus

importante que la vitesse considérée est grande<sup>62</sup>. Un calcul d'ordre de grandeur montre que, pour une vitesse d'environ  $250 \text{ m s}^{-1}$ , la traînée de frottement peut être réduite de 80 % environ en régime laminaire par rapport au régime turbulent. Environ 20 % de la traînée totale provient du frottement sur les ailes de l'avion, l'avènement des voilures à laminarité étendue<sup>a</sup> permettrait ainsi une réduction de la traînée en régime de croisière d'environ 15 % maximum. Un démonstrateur a d'ores et déjà permis de démontrer la faisabilité technique pour étendre la zone laminaire jusqu'à 50 % de la corde : le projet BLADE (*Break-through laminar aircraft demonstration in Europe*) a notamment montré une réduction de la traînée globale de 8 %, correspondant à un gain de consommation de carburant de l'ordre de 5 %, en implémentant cette technologie sur un Airbus A340-300<sup>63</sup>. Toutefois, ce résultat n'a pu être obtenu que pour un Mach de vol de 0,75, donc légèrement inférieur au Mach de vol de croisière habituel de 0,82. Un défi inhérent au passage en régime laminaire à grand nombre de Reynolds consiste aussi à pouvoir préserver cet état de l'écoulement en toutes circonstances, y compris en cas d'impact et de déformation du bord d'attaque (même de l'ordre de quelques dixièmes de millimètres) par exemple provoqués par des insectes écrasés sur la voile.

La traînée induite, qui constitue l'autre poste important de la traînée totale de l'avion, peut être réduite en modifiant la forme du bout de l'aile (winglet en forme spiroïdale par exemple<sup>64</sup>, comme illustré sur la figure 5.3), afin d'obtenir des réductions de la consommation de carburant de l'ordre de 5 % par rapport aux configurations sans winglet. Une augmentation de l'allongement de l'aile permet d'obtenir des gains du même ordre de grandeur<sup>65</sup>, mais nécessite de mieux prendre en compte les interactions fluide/structure, notamment en raison de la souplesse de l'aile<sup>66</sup>. Alors que la modification du bout de l'aile peut être réalisée sur un avion existant (et donc déployée rapidement à grande échelle), une modification de l'envergure des ailes nécessite de concevoir un nouvel avion (et donc repousse l'horizon temporel des gains de consommation).

### 5.3 Allègement des avions

De nombreuses évolutions technologiques ont pour objectif d'alléger la masse des avions (optimisation des structures, alliages composites, etc.), ce qui permet d'augmenter la distance franchissable pour une quantité de carburant donnée, comme le montre l'équation de Bréguet–Leduc (4.5). Toutefois, sans détailler ici les différentes technologies mises en œuvre, il apparaît que la taille et la masse des avions augmentent au fil des années comme illustré à la figure 5.4, ce qui contribue en général à l'amélioration de l'efficacité par pass·km. En effet, malgré l'évolution croissante de la masse totale des avions, lorsqu'elle est rapportée au nombre de sièges, on constate qu'elle tend à diminuer de manière corrélée avec la consommation de carburant, comme le montre la figure 5.5.

Une grande part de l'allègement de la structure, qui permet de concevoir ces avions de plus grandes dimensions (et donc d'augmenter le nombre de sièges) vient du remplacement des structures métalliques par des matériaux composites. Les structures aéronautiques sont réalisées par des assemblages d'un très

a. Une voile à laminarité étendue est une aile pour laquelle la transition du régime laminaire au régime turbulent est repoussée vers le bord de fuite. La transition naturelle se produit dans les premiers pourcents de la corde, proche du bord d'attaque.

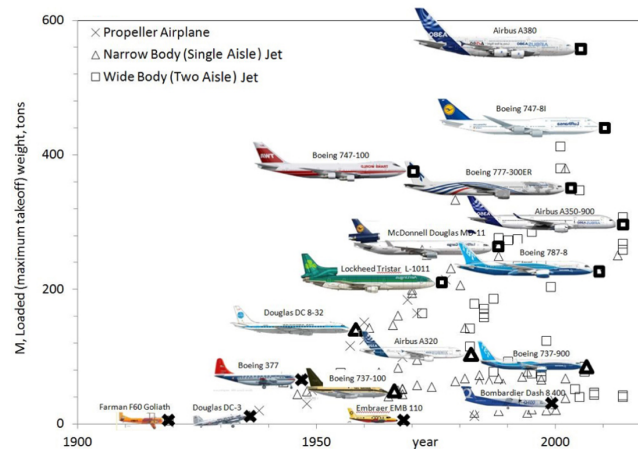


FIGURE 5.4 – Évolution de la masse maximum au décollage des avions en fonction de leur année de mise en service d'après Bejan *et al.*<sup>67</sup>.

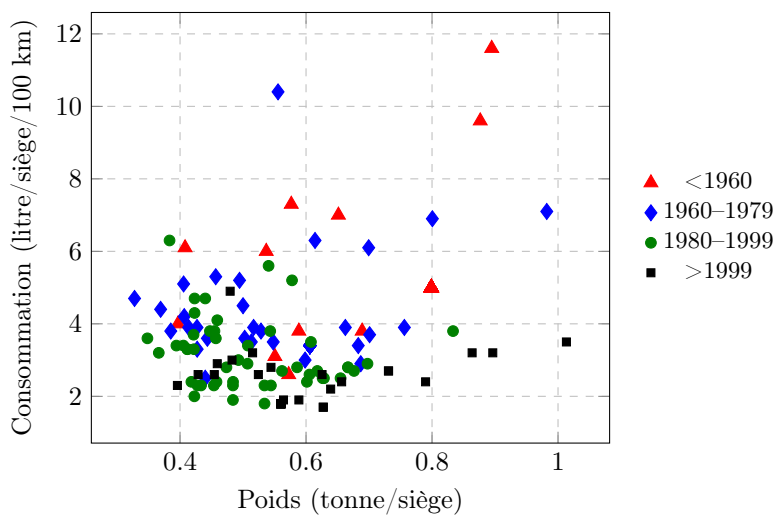


FIGURE 5.5 – Évolution de la consommation de carburant par siège pour 100 km en fonction de la masse de l'avion par siège pour différentes générations d'avions. Graphique réalisé à partir des données de Bejan *et al.*<sup>67</sup>.

grand nombre de pièces (typiquement plusieurs millions pour un avion long courrier) reliées entre elles par des technologies de fixations mécaniques (rivet, boulon, ...) et/ou collage. Pour des raisons de fiabilité et de durabilité, la méthode souvent privilégiée est l'assemblage boulonné ou riveté<sup>68</sup>. Les matériaux composites possèdent un comportement différent des matériaux métalliques (modes de rupture, fatigue, tolérance aux dommages par exemple). La compréhension et la modélisation du comportement de ces matériaux fait l'objet de nombreuses recherches pour permettre leur déploiement encore plus massif sur les aéronefs. La figure 5.6 montre que les avions long courrier actuels (A350 par exemple) sont déjà composés à plus de 50 % en masse de matériaux composites contre moins de 30 % pour les avions mis en service au début des années 2000. Des gains de

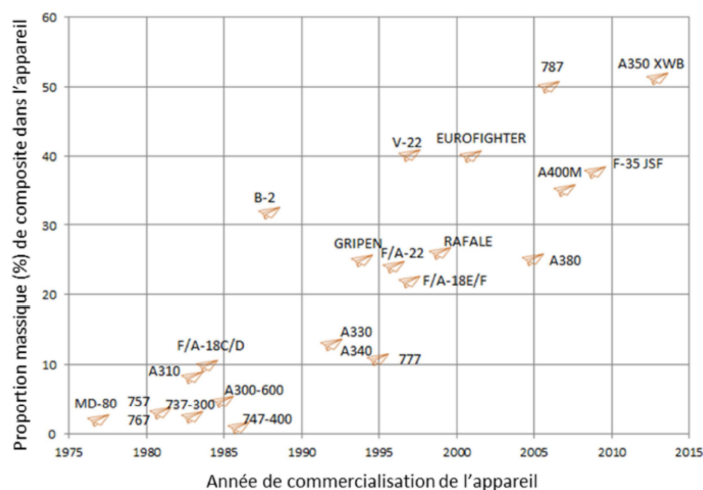


FIGURE 5.6 – Évolution de l'utilisation des matériaux composites dans l'aviation : proportion massique en fonction de l'année de mise en service de l'appareil, d'après Montagne<sup>68</sup>. Cette figure comporte à la fois des informations sur des avions commerciaux et militaires.

poids peuvent encore être réalisés grâce en particulier aux nouveaux procédés de fabrication additive (impression 3D), qui permettent également de diminuer le recours aux matériaux métalliques (nickel, titane et aluminium). Poussée au maximum de son potentiel, la fabrication additive peut réduire d'environ 6 % la consommation de carburant par pass-km<sup>69</sup>.

## 5.4 Amélioration des systèmes

### 5.4.1 L'électrification des systèmes avion

L'amélioration des systèmes non propulsifs passe en grande partie par leur électrification<sup>70</sup>. Elle repose sur deux stratégies illustrées sur la figure 5.7. La première consiste à remplacer les systèmes pneumatiques par des systèmes électriques et permet à la fois une augmentation du rendement global de la turbine à gaz, une intégration physique plus facile et une maintenance simplifiée. La deuxième porte sur le concept d'avion sans hydraulique visant à remplacer les systèmes hydrauliques par des systèmes électriques.

À ce jour, seulement une électrification partielle des systèmes a été réalisée sur les dernières générations d'avions commerciaux mais la direction que prennent les acteurs est une électrification totale avec le concept de *More Electric Aircraft* (MEA). En particulier pour les gros avions, l'objectif principal est de réduire la masse totale tout en étant plus facile à intégrer et à entretenir. À titre d'exemple, le remplacement d'un des réseaux de distribution hydraulique par un réseau électrique sur l'Airbus A380 a permis un gain de masse estimé à 500 kg<sup>72</sup>. Ce réseau électrique sert de source de puissance pour certains actionneurs de commandes de vol et le système d'actionnement d'inverseur de poussée. En outre, les systèmes électriques sont considérés comme plus respectueux



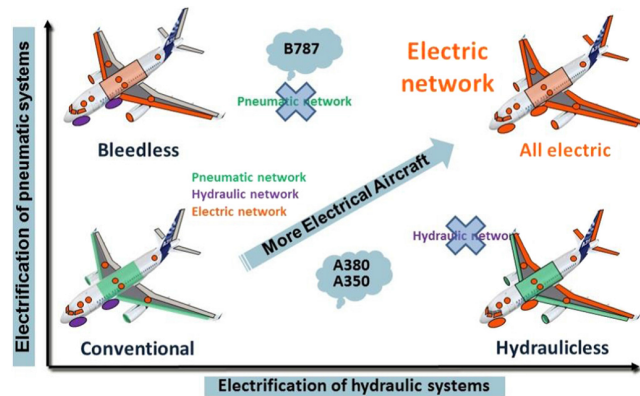


FIGURE 5.7 – Les deux stratégies de l’avion plus électrique d’après Giraud *et al.*<sup>71</sup>.

de l’environnement que les systèmes hydrauliques en raison de l’élimination du fluide Skydrol<sup>a</sup>. La suppression totale d’équipements hydrauliques reste un challenge en raison de leur performance et de leur facilité d’utilisation pour implémenter certaines fonctions primordiales. Par exemple, il est nécessaire de créer de l’amortissement dans le système d’actionnement de déploiement/rétraction de train d’atterrissage lorsque qu’une panne de puissance survient lors du déploiement de ce dernier afin de freiner et d’amortir le choc en fin de course (free-fall)<sup>51</sup>. Cela se fait relativement facilement en hydraulique en connectant en parallèle une résistance hydraulique au vérin. En revanche, sur une technologie électromécanique cela passe par la création d’un frottement visqueux passif dans le moteur, ce qui est plus complexe et n’est pas encore implémenté sur des avions en service.

À ce jour, les applications des systèmes électriques couvrent toute la gamme des niveaux de maturité technologique (TRL pour *Technology Readiness Level*, un TRL de 1 correspondant au plus faible niveau de maturité et un TRL de 9 au plus fort). Pour améliorer l’efficacité des turbines à gaz, le système de prélèvement d’air (*bleed*) a été remplacé par deux compresseurs à entraînement électrique sur l’avion Boeing 787 qui est devenu le premier avion commercial *bleed-less* (sans prélèvement). Ce même avion intègre également l’électrification d’autres systèmes comme le démarrage moteur et le système de protection contre le givre. Ce dernier est constitué d’éléments de résistance électrique qui génèrent de la chaleur sous la surface du bord d’attaque de l’aile, ce qui promet une consommation d’énergie inférieure à celle des autres technologies de protection givre qui utilisent le prélèvement d’air chaud du moteur. Ces choix architecturaux conduisent à une élévation significative du niveau de puissance électrique embarquée sur l’avion (1 MW sur le Boeing 787) et donc une augmentation significative des masses des systèmes de l’ATA 24 (puissance électrique). Néanmoins, Boeing estime un gain d’environ 3 % sur la consommation globale de l’avion<sup>Sin07</sup>. Des études plus globales sur l’électrification des systèmes, avec par exemple un avion entièrement électrique dont seule la propulsion est assurée par des moteurs thermiques, estiment une réduction de masse d’environ 10 % et une réduction de consommation par pass-km d’environ 9 %<sup>73</sup>.

a. Le Skydrol est un liquide hydraulique appartenant aux esters phosphatés, qui résiste au feu mais qui est connu pour être très irritant pour les tissus humains.

### 5.4.2 Avantages et verrous de l'électrification

Deux sérieux avantages à l'électrification sont l'augmentation des rendements des composants de transmission de puissance et peut-être avant tout un meilleur dosage de la puissance. En effet, les différents composants électriques sont généralement plus simples à instrumenter et à piloter. De ce fait, un système électrique peut quasiment fournir la juste quantité de puissance et d'énergie nécessaire pour l'application. De plus, de nouvelles architectures de systèmes de distribution électrique sont actuellement à l'étude comme les cœurs modulaires afin de mieux gérer la fluctuation et la distribution de puissance des différents systèmes durant un vol. Ces pistes de l'avion plus électrique ont fait l'objet d'études dans les programmes de recherche européens MOET (*More Open Electrical Technologies*) et POA (*Power Optimized Aircraft*) mais également français comme CORAC-GENOME (GEstioN OptiMisée de l'Énergie). La conclusion naturelle est que l'électrification a un intérêt car elle consomme moins de puissance moteur à condition que l'augmentation potentielle de masse associée n'annule pas ce gain.

Dès les années 2000, des travaux de recherche<sup>74, Con09</sup> ont débuté pour lever les nombreux verrous liés à une électrification totale des systèmes. La première thématique de recherche concerne le développement de nouvelles architectures et technologies au niveau du système et de ses équipements afin qu'il fonctionne avec une source de puissance électrique. Par exemple, le développement d'actionneurs de type électro-hydrostatique (EHA) autonome en fluide hydraulique et électromécanique (EMA) fiables, légers et à grande durée de vie fait l'objet de recherches pour différentes applications comme les trains d'atterrissage ou les commandes de vol<sup>75</sup>. L'électrification du système de protection givre permet également un gain de consommation comme par exemple le système anti-givre du Boeing 787 mais les gains pourraient être encore plus significatifs avec des systèmes de dégivrage électromécaniques<sup>76</sup>. La deuxième concerne la distribution de la puissance électrique. Elle est présente depuis les débuts de l'aviation commerciale mais le passage à l'avion plus électrique conduit à l'augmentation du nombre de systèmes utilisant la puissance électrique et donc l'augmentation du niveau de puissance que doit gérer le système de distribution. Cette augmentation de la puissance nécessite le développement de composants haute-puissance fiables. Par exemple, le câblage devient un système complexe, appelé *Electrical Wiring Interconnection System* (EWIS), qui est composé de câbles, connecteurs, contacteurs entre autres et qui nécessite une approche multiphysique et intégrée pour sa conception.

Afin de maintenir un courant raisonnable, et donc aussi une masse raisonnable de composants, il est envisagé d'augmenter la tension du réseau entre 500 V et 1000 V. Néanmoins, cela favorise les phénomènes d'arc électrique et de décharge partielle notamment avec la diminution de la pression atmosphérique. L'augmentation du nombre de composants électriques et électroniques et des niveaux de puissance amplifie les phénomènes liés à la compatibilité électromagnétique (CEM). Enfin, une autre thématique générale est le développement de composants à faibles pertes et donc à haut rendement notamment en électronique de puissance avec les composants grand gap. L'objectif final est de réduire la puissance fournie par le turboréacteur et donc la consommation. Cela facilitera également la gestion thermique de ces pertes. En effet, la gestion thermique est un point critique de l'électrification des avions car, contrairement à

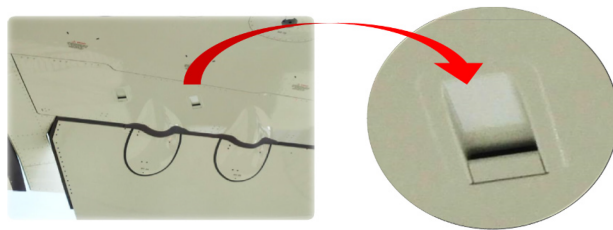


FIGURE 5.8 – Entrées d'air sous l'aile pour refroidir les actionneurs d'aileron sur un Airbus A350 d'après Maré<sup>77</sup>.

l'hydraulique ou le pneumatique, les pertes ne sont pas transportées et doivent être gérées localement. Par exemple, on peut mentionner l'utilisation d'entrées d'air pour refroidir les actionneurs électro-hydrauliques, pourtant de relativement faible puissance, sur les Airbus A380 et A350 comme le montre la figure 5.8. Par ailleurs, il est important de mentionner que le système carburant joue à ce jour un rôle crucial dans la gestion thermique du système propulsif car il fait profiter d'une grande quantité de carburant comme source de fluide froid. Le passage à un avion tout électrique, et donc la suppression de carburant et l'augmentation significative de la puissance électrique, constitue un challenge majeur en terme de gestion thermique.

#### 5.4.3 L'électrification comme opportunité pour des opérations sol bas-carbone

Un autre axe de l'électrification concerne les opérations au sol et les infrastructures des aéroports. Les opérations au sol représentent aussi une source de dépense énergétique importante, en particulier pour les courts et moyens courriers. Une solution envisagée à court terme est de réaliser les déplacements des avions au sol (assurée actuellement par les moteurs) par des systèmes électriques embarqués (EGTS pour *Electric Green Taxiing System*). Ces moteurs électriques intégrés dans les trains d'atterrissage évitent de recourir aux moteurs (qui sont inefficaces à très faible vitesse), autorisant des économies de carburant de l'ordre de 3 % sur une mission de 1000 nm<sup>a</sup> (moyen courrier)<sup>78</sup>. En revanche, sur des missions où la phase de roulage est négligeable en terme d'énergie consommée par rapport au vol complet, ce système est considéré comme une masse supplémentaire trop lourde, environ 400 kg<sup>b</sup>, et représente une complexité trop importante par rapport aux gains potentiels. De plus, positionnée sur le train d'atterrissage avant, cette masse supplémentaire pourrait avoir un impact significatif sur l'équilibre d'un avion existant. Réaliser un roulage électrique sans augmentation de la masse à vide de l'avion est néanmoins possible avec le concept de *taxibot*, un véhicule à énergie électrique potentiellement autonome, chargé de tracter l'avion entre la porte d'embarquement et la piste<sup>79</sup>. D'autres idées liées à l'électrification des systèmes pourraient être intéressantes comme l'utilisation de l'énergie électrique de l'aéroport pour alimenter non seulement les charges

a. Le symbole nm désigne le mile nautique, une unité de longueur utilisée dans le secteur aérien qui correspond à 1852 m.

b. [Safran suspends electric jet taxiing project after Airbus ends talks](#), Reuters, 3 décembre 2019.

commerciales, avant ou même après le démarrage des réacteurs, mais également d'autres systèmes tels que le conditionnement d'air. En effet, ce dernier est généralement alimenté (en air) par l'APU qui brûle du carburant pour fonctionner afin de réguler la température cabine et le renouvellement d'air. Ce principe serait d'autant plus intéressant que les phases d'embarquement/débarquement sont longues. Dans le même esprit mais non lié à l'électrification, il serait possible de générer de l'air conditionné directement au niveau de l'aéroport et de le distribuer à l'avion. Le gain serait le même sauf qu'il y aurait également à gagner sur la masse du système de conditionnement d'air car générer du froid lors d'un jour chaud au sol est un des points dimensionnants pour ce système.

## 5.5 Récapitulatifs des différentes améliorations envisageables

On retient donc quatre pistes possibles pour améliorer l'efficacité des avions :

- la performance des moteurs (qui a produit les meilleurs résultats en terme d'efficacité jusqu'à aujourd'hui),
- l'aérodynamique de l'avion,
- son allègement (via l'optimisation des structures et l'utilisation de matériaux légers couplé à l'optimisation des procédés de fabrications),
- l'amélioration des systèmes.

Quelques exemples chiffrés sont listés dans le tableau 5.1 page 88 avec leur TRL. Ils indiquent que, hors rupture technologique, les nouveaux avions produits à l'horizon 2035 pourraient consommer entre 20 et 30 % de carburant par pass·km en moins par rapport aux meilleurs avions actuels (type A320neo). En revanche, au-delà de cet horizon temporel, il est peu probable que des gains significatifs puissent encore être obtenus sans rupture technologique majeure.

Bien que n'étant pas discutée en détails dans ce rapport, il faut aussi garder à l'esprit que l'amélioration de la performance se fait sous contraintes, par exemple en limitant le bruit émis par l'avion<sup>80</sup> et en assurant son intégrité structurelle. Le respect de ces contraintes se fait souvent au détriment de l'amélioration de la performance aérodynamique. C'est une des difficultés à laquelle doivent faire face les avionneurs, à savoir que le gain réel de consommation d'une technologie n'est pas toujours aussi important que prévu, ce qui est par exemple dû au renforcement de la structure (ajout de masse) ou à la gestion thermique (ajout de traînée).

Enfin, pour introduire un ensemble de nouvelles améliorations technologiques, il faut lancer un nouveau programme avion. Il y a en général au moins 20 ans entre la mise en service de deux générations d'avion, à l'image des commercialisations de l'Airbus A320 en 1988 et de son remplaçant l'Airbus A320neo en 2016. Différentes raisons expliquent cette durée importante. Il faut par exemple amortir les coûts importants de développement et atteindre une maturité technologique qui permet un gain de performance d'au moins 15 %. De plus, les cycles de développement sont relativement longs dans l'industrie aéronautique, typiquement entre 5 et 7 années.

Catégorie	Concept	Année d'entrée en service	TRL	Gain de consommation carburant
Nouvelles architectures moteur	Turbofan avancé	2020	8	20 % (Trent 700)
	Ultrafan	2025	7	25 % (Trent 700)
	GE9X	2020	8	10 % (GE90-115B)
	UHBR	2025	5	5 à 10 % (LEAP)
	Open Rotor	après 2025	3	15 à 20 % (LEAP)
Concepts moteur avancés	Zero Hub Fan	2020	8	2 à 4 %
Cycle moteur	Contrôle adaptatif et actif d'écoulement	après 2020	2	10 à 20 %
	Forte utilisation de composites (2 <sup>e</sup> Gén.)	après 2020	3	10 à 15 %
Aérodynamique	Écoulements laminaires naturels	après 2020	8	5 à 10 %
	Écoulements laminaires hybrides	après 2020	7	10 à 15 %
	Cambrure variable avec nouvelles surfaces de contrôle	après 2020	5	5 à 10 %
	Bout d'aile spiroïde	après 2020	7	2 à 6 %
Systèmes	Systèmes de taxiing électriques	2021	8	3 %
	Pile à Combustible	2020	7	1 à 5 %

TABEAU 5.1 – Vue d'ensemble des technologies possibles et gains espérés en termes de réduction de consommation de carburant. Pour les moteurs, les références de comparaison de la dernière colonne sont indiquées entre parenthèses. Adapté de IATA<sup>IAT20</sup>.



FIGURE 5.9 – Vue du concept de *blended-wing body* proposé par Airbus dans son programme ZEROe.

## 5.6 Ruptures technologiques : nouvelles architectures

Les améliorations détaillées précédemment permettent de réduire la consommation des avions, mais les gains apparaissent malheureusement limités en raison de la grande maturité technologique des avions actuels. Des innovations et des ruptures technologiques restent toutefois possibles pour améliorer encore plus significativement l'efficacité des avions.

### 5.6.1 Modifier la forme de l'avion

Il est ainsi envisageable de changer radicalement la forme avion (pour une génération mise en service au plus tôt en 2035), par exemple en remplaçant la configuration standard *tube-and-wing*, constituée d'un fuselage, d'une aile et d'empennages, par une configuration d'aile volante (plus exactement des architectures appelées *blended-wing body* pour aile volante hybride). Contrairement à la configuration *tube-and-wing* pour laquelle le fuselage ne participe quasiment pas à la génération de portance tout en ayant une contribution significative à la traînée de l'avion, ce type de configuration permet de réaliser la portance par un élément unique de type voilure tout en réduisant substantiellement la traînée globale de la cellule avion. Au-delà des gains sur la performance aérodynamique de l'appareil, ce type d'architecture offre également des possibilités plus efficaces d'intégration motrice. Les moteurs pourraient ainsi être partiellement intégrés dans la partie centrale de l'aile volante, tel que représenté sur la figure 5.9. Cette intégration permet à la fois de réduire la traînée globale de l'ensemble (suppression de la traînée parasite du mât et réduction de la traînée de la nacelle moteur et du sillage de l'avion) mais également d'améliorer le rendement propulsif du moteur. En effet, l'écoulement en entrée du moteur aura préalablement subi un ralentissement en raison du développement de la couche limite sur l'appareil. Ce principe, appelé ingestion de couche limite (BLI pour *Boundary*

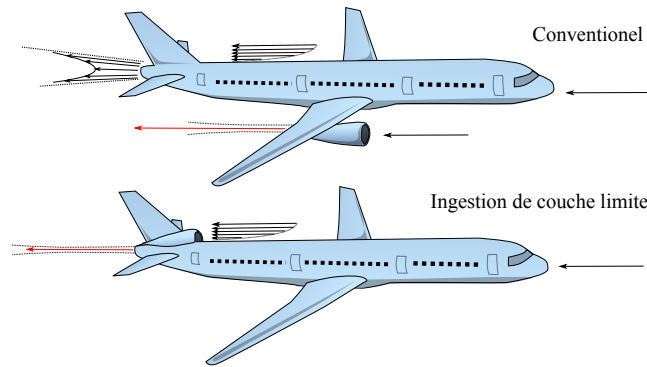


FIGURE 5.10 – Principe d’une intégration motrice avec ingestion de couche limite comparée à une intégration classique sous la voilure d’après la figure 4.1 de Binder<sup>83</sup>. Le système propulsif ré-accélère le fluide issu de la couche limite, idéalement jusqu’à la vitesse de vol de l’appareil, réalisant un gain substantiel sur le rendement propulsif et sur la traînée.

*Layer Ingestion*), consiste à produire de la poussée en accélérant l’écoulement fluide depuis une vitesse plus faible que la vitesse de vol. La vitesse de l’écoulement en sortie du moteur aura donc une énergie cinétique résiduelle plus faible que dans le cas d’une architecture motrice conventionnelle positionnée sous la voilure, ce qui améliore fortement le rendement propulsif et réduit la traînée de l’avion, comme illustré à la figure 5.10. L’ingestion de couche limite induit cependant une forte distorsion en entrée du moteur qui impacte la performance du cycle mais n’obère pas le gain potentiel de réduction sur la consommation de carburant estimé entre 3 % et 4 %<sup>81</sup>. Cette intégration motrice n’est pas conditionnée à une architecture de type aile volante et peut très bien être mise en place sur une configuration standard *tube-and-wing*. Enfin, l’architecture aile volante permet, pour un nombre de passagers donné, de réduire la masse de l’avion au décollage d’environ 15 % et d’augmenter sa finesse de 20 %<sup>82</sup>. Bien qu’il s’agisse d’un concept dont l’efficacité est encore à l’étude, une amélioration de l’efficacité énergétique globale d’environ 25 % par rapport à un avion de la génération actuelle type B777 semble possible<sup>47</sup>. En outre, avec la nécessité d’augmenter les dimensions du réservoir, comme cela serait le cas avec un combustible à base d’hydrogène liquide à la place du kérosène, il faut souligner que la forme de l’appareil offre une plus grande souplesse pour répartir la masse de combustible qu’une architecture conventionnelle.

### 5.6.2 Modifier la propulsion de l’avion

Une autre piste de rupture est la propulsion hybride-électrique. Les deux principaux avantages recherchés sont un meilleur rendement global de la chaîne propulsive et une meilleure gestion de l’énergie. Cela permet d’imaginer un grand nombre d’architectures dont quelques exemples principaux sont donnés sur la figure 5.11. Dans tous les cas, les densités de puissance des éléments de la chaîne électrique (moteur, convertisseurs, câblage, ...) sont cruciales pour la viabilité de chacune des solutions sur la distance franchissable visée car pouvant fortement augmenter la masse à vide de l’avion. De même, les faibles densités énergétiques

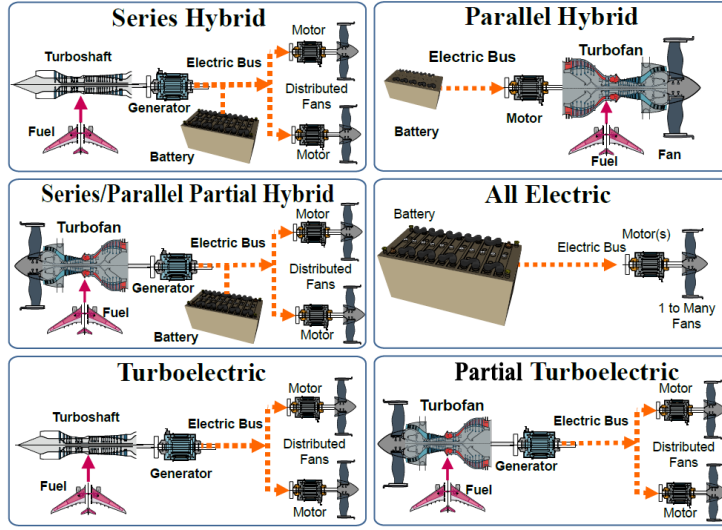


FIGURE 5.11 – Architectures propulsives hybrides-électriques.<sup>85, Fel15</sup>.

par unité de masse constituent des verrous pour la faisabilité des solutions. Par exemple pour un avion monocouloir de 150 passagers tout-électrique (batteries), d'après Epstein<sup>84</sup>, avec des densités de puissance de  $12 \text{ kW kg}^{-1}$  pour les composants de la chaîne électrique (*e.g.*  $5 \text{ kW kg}^{-1}$  pour un moteur électrique en 2020), il faudrait associer des densités d'énergie pour les batteries de  $1500 \text{ Wh kg}^{-1}$  (à comparer avec les  $200 \text{ Wh kg}^{-1}$  à  $250 \text{ Wh kg}^{-1}$  pour une cellule de batterie lithium-ion en 2020) afin d'atteindre une distance franchissable de 1000 km. Des architectures hybrides-électriques, utilisant du carburant, seraient donc plus pertinentes pour cette catégorie d'avions laissant l'architecture tout-électrique pour les plus petits avions.

Le passage à des propulseurs électriques permet d'envisager des intégrations propulsives de rupture comme l'ingestion de couche limite et la propulsion distribuée. La propulsion distribuée peut, comme l'ingestion de couche limite, améliorer le rendement aéropulsif par effet de soufflage ou d'aspiration en fonction de la position du propulseur. Ce concept permet également d'implémenter des fonctions de contrôle telle que la poussée différentielle (*e.g.* contrôle en lacet) et ainsi réduire la taille des surfaces de contrôle (*e.g.* dérive) et donc la traînée de l'avion.

Un autre potentiel à l'utilisation de source d'énergie électrique et de propulseur à source de puissance électrique réside dans la potentielle récupération de l'énergie lors de la phase de descente et de freinage. Si l'énergie du freinage reste marginale par rapport à l'énergie consommée durant le vol, l'énergie que l'on pourrait récupérer durant la descente pourrait représenter 4 % à 15 % de l'énergie potentielle de pesanteur récupérable pour un avion de type régional en fonction de la durée de la descente et du degré d'utilisation de l'hélice comme génératrice<sup>85</sup>. Cependant, cette énergie récupérée par l'utilisation de l'hélice comme génératrice durant la phase de descente serait moins intéressante au global comparée à une hélice qui fonctionne seulement pour compenser sa propre traînée. En effet, l'augmentation de la distance de croisière due à ce mode de



fonctionnement rend la solution moins intéressante<sup>85</sup>.

Néanmoins, il est important de noter que les difficultés (*e.g.* gestion thermique) liées à l'augmentation de la puissance électrique embarquée décrites dans la section 5.4 seront encore plus importantes du fait que la puissance du système propulsif est presque que 20 fois supérieure à celle des systèmes non propulsifs. C'est pourquoi des chaînes propulsives cryogéniques et des composants supraconductifs<sup>86</sup> sont également envisagés à plus long terme.

### 5.6.3 Bilan sur les ruptures technologiques

À ce stade, il demeure des verrous technologiques importants à lever pour permettre de remplacer les architectures conventionnelles par de nouvelles architectures de rupture. Il faut notamment repenser complètement la conception de l'appareil, ce qui inclut le processus de certification. Au-delà des défis technologiques, l'avènement de ces nouvelles architectures basées sur des synergies potentielles entre les différents sous-systèmes (cellule avion, motorisation et systèmes avion) se heurte également à la structuration actuelle du tissu industriel où la séparation franche des compétences (motoriste, avionneur, systémier) n'est pas adaptée à une conception amont fortement couplée. Ces potentielles synergies soulignent l'importance de développer des méthodes et des outils de conception multidisciplinaire et intégrée.

## 7.2 Changer les trajectoires

Comme expliqué dans la section 2.1.2, les cirrus induits par les traînées de condensation ne peuvent se former que dans des régions sursaturées en glace. Une étude réalisée dans l'espace aérien du Japon<sup>125</sup> a montré que 17,8 % des vols génèrent des traînées de condensation et que 2,2 % de l'ensemble des vols sont responsables de 80 % des traînées de condensation. Cette étude, qui demande à être confirmée par d'autres études similaires, suggère donc qu'une minorité de vols sont responsables d'un fort impact climatique, et donc que des gains significatifs sont envisageables si ces avions adaptent leur trajectoire pour éviter ces zones.

Pour cela, on peut envisager des modifications des horaires et des périodes des vols : en effet, l'impact des traînées de condensation dépend de leur lieu et de leur temporalité (jour, nuit, saison) et la plupart de ces impacts sont dus aux vols de nuit hivernaux<sup>23, 126</sup>.

Néanmoins, la principale stratégie envisagée est de dévier les trajectoires et notamment changer l'altitude des vols<sup>126</sup>. Cette déviation peut entraîner une consommation accrue de carburant, mais cette surconsommation reste a priori faible (cf. infra). Noppel et Singh<sup>23</sup> distinguent trois stratégies de changement d'altitude : 1) modifier l'altitude de croisière à l'échelle mondiale ; 2) restreindre les altitudes de croisière en fonction des conditions atmosphériques de certaines régions pendant une certaine période ; 3) modifier l'altitude de croisière de l'avion pendant le vol en fonction des conditions ambiantes.

Des études chiffrées permettent de quantifier l'application de différentes stratégies pour lutter contre les traînées de condensation. Par exemple, Matthes *et al.*<sup>130</sup> considèrent un vol dans une zone à fort potentiel de formation de traînées de condensation et estiment une réduction potentielle de 40 % des effets climatiques globaux (*i.e.* effets CO<sub>2</sub> et non-CO<sub>2</sub>), au coût d'une surconsommation de 0,5 %. D'autres scénarios sont considérés par Teoh *et al.*<sup>125</sup>. Un premier scénario, incluant uniquement des légères déviations n'entraînant pas de surconsommation de carburant, prévoit une réduction de 20 % de l'impact des traînées de condensation. Un second scénario, considérant la généralisation de stratégies de déviation, montre une possible réduction de l'impact des traînées de condensation de 59,4 % au coût d'une surconsommation de kérosène pour l'ensemble de

la flotte de 0,014 %. Ensuite, un troisième scénario se focalise sur l'introduction de nouvelles chambres de combustion sans changement de trajectoires : les traînées de condensation sont alors réduites de 68,8 %. Enfin, un dernier scénario couplant ces nouvelles chambres de combustion avec des déviations généralisées montre une réduction de 91,8 % des traînées de condensation au coût d'une surconsommation globale de 0,027 %.