HAL open science

Conception intégrée par optimisation de chaines de propulsion

Xavier Roboam, Bruno Sareni, Matthieu Pettes-Duler

To cite this version:

Xavier Roboam, Bruno Sareni, Matthieu Pettes-Duler. Conception intégrée par optimisation de chaines de propulsion. La Revue 3E.I, 2021, N° Spécial : Avion et électricité, vers une baisse des émissions de gaz à effet de serre ?, 105. hal-03351918

HAL Id: hal-03351918

https://ut3-toulouseinp.hal.science/hal-03351918v1

Submitted on 22 Sep 2021

HAL is a multi-disciplinary open access archive for the deposit and dissemination of scientific research documents, whether they are published or not. The documents may come from teaching and research institutions in France or abroad, or from public or private research centers.

L'archive ouverte pluridisciplinaire **HAL**, est destinée au dépôt et à la diffusion de documents scientifiques de niveau recherche, publiés ou non, émanant des établissements d'enseignement et de recherche français ou étrangers, des laboratoires publics ou privés.

Copyright

CONCEPTION INTEGREE PAR OPTIMISATION DE CHAINES DE PROPULSION : DE L'HYBRIDE A L'ELECTRIQUE

XAVIER ROBOAM, BRUNO SARENI, MATTHIEU PETTES-DULER
Université de Toulouse, LAPLACE (UMR CNRS INP UPS)
nom@laplace.univ-tlse.fr
Adresse : ENSEEIHT, 2 Rue Camichel, 31071 Toulouse Cedex 7

Résumé : *nous synthétisons, dans cet article, les principaux tenants de l'électrification (de l'hybride à l'électrique) de la propulsion des aéronefs. Après une présentation générale du contexte, situant les gains potentiels au plan aérodynamique et énergétique, nous présentons les principales architectures hybrides et électriques dont la conception se doit d'être abordée avec une vision multidisciplinaire, particulièrement riche de sens, mais également complexe. Dans ce contexte, nous détaillons un exemple de conception multiphysique par optimisation (MDO) se basant sur le projet européen ''HASTECS'' qui traite de la conception technologique des principaux constituants de la chaîne de propulsion. L'accent est mis enfin sur la conception intégrée par optimisation de l'ensemble de cette chaine propulsive, permettant de mettre en regard les principaux degrés de liberté et contraintes de cette optimisation avec les performances sous-jacentes pour le système de propulsion complet.*

I/ Introduction

Dans l'optique de limiter l'empreinte environnementale des aéronefs actuels, l'électrification des systèmes non propulsifs et de la chaine de propulsion est une voie qui semble prometteuse, même si « l'aventure technologique n'est pas simple » ! Depuis 2009, selon [Berger 20], plus de 200 projets d'aviation électrique ont été lancés dans le monde.

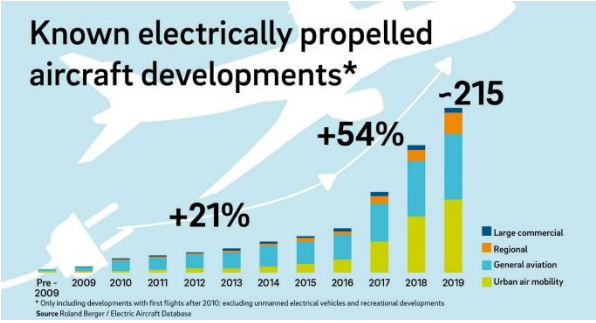

Figure 1.1 : Evolution du nombre de projets d'électrification d'aéronefs

Un tiers d'entre eux viennent de compagnies industrielles bien connues (Airbus, Boeing, Roll Royce…), d'autres de start-up ou de nouvelles entreprises nées dans l'industrie aéronautique. Aux USA, la NASA est également active (X-57 projet LEAPTECH : *Leading Edge Asynchronous Propeller TECHnology*) autour des concepts de propulsion distribuée. En France, l'ONERA [Hermetz 16], [Dillinger 18] propose également d'autres concepts aérodynamiques tels que « Dragon » ou « Ampere ». Issus de ces études et de ce retour d'expérience récents, les gains potentiels de l'électrification, qu'il s'agisse d'architecture plus électrique (hybrides) ou tout électrique, à batterie ou à piles à combustible, touchent à l'aérodynamique ainsi qu'à l'efficacité énergétique des aéronefs. Ce double objectif de gain, résumé section II, laisse augurer une réduction des émissions polluantes, en CO2 notamment.

Figure 1.2 : électrification des aéronefs

La réduction d'émissions sonores est aussi un argument des « pro électriques ». De plus, même si la technologie électrique est moins éprouvée et moins mature pour les aéronefs que la propulsion classique thermique, la propulsion électrique distribuée offre des redondances potentiellement synonymes de gains en terme de sureté de fonctionnement. Mais de réels obstacles et challenges technologiques et scientifiques se dressent face à cette aventure nouvelle : de façon générale la masse embarquée dans les aéronefs électrifiées est accrue de manière significative. Nous donnons aussi, dans cet article, certains « éléments pondéraux » induisant les fameux « effets boule de neige » inhérents à l'aéronautique. Après avoir exprimé

les principaux enjeux de l'électrification, nous présentons l'exemple du projet européen ''HASTECS'' qui traite de la conception technologique d'une chaine de propulsion hybride série pour un avion régional. L'accent est mis enfin, en section IV, sur la conception intégrée par optimisation de la chaine de propulsion complète, illustrant la complexité mais également l'intérêt de telles approches multiphysiques.

II/ Contexte de l'électrification des chaines de propulsion

II.1/ Gains potentiels aérodynamiques et énergétiques

Divers bénéfices sur l'aérodynamique semblent offerts par l'électrification. Ils sont étudiés dans de nombreux projets mais ne sont pas considérés dans les études des sections III et IV. La propulsion distribuée introduit, en premier lieu, des gains potentiels permettant de réduire les surfaces de voilure (donc de diminuer la trainée en vol) via le concept de « voilure soufflée » qui consiste, lors des phases d'atterrissage, à augmenter la portance grâce à l'effet de souffle provoqué par les motopropulseurs électriques répartis. La haute dynamique des hélices à propulsion électrique laisse entrevoir également la possibilité de supprimer ou diminuer le plan vertical arrière (diminution masse – trainée) via le concept de « poussée différentielle ». Enfin, certaines études avancent des réductions d'effets de vortex par ajout d'hélices en bout d'aile. Au global, une réduction nette (> 15-20%) du carburant consommé est estimée [Thauvin 18].

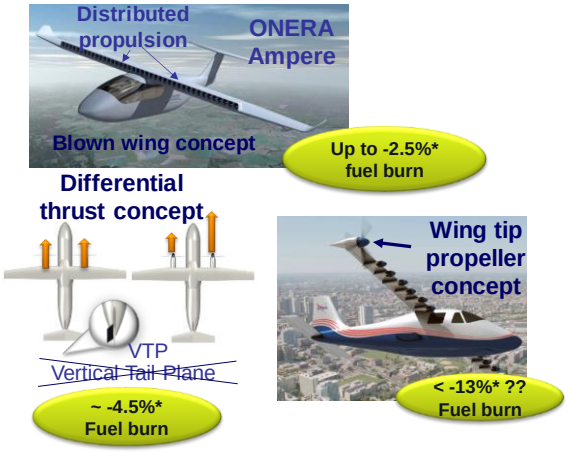

Figure 2.1 : gains aérodynamiques potentiels

Dans cet article, nous investiguerons plus en détail les gains à caractère énergétique qui résultent du compromis sur la réduction des masses et des pertes. L'augmentation du rendement de chaque étage de conversion implique en effet une demande énergétique réduite des étages amonts dans la chaine de propulsion, offrant des gains de masse significatifs. De plus, dans le cas de chaines hybridant source thermique principale, typiquement constituée d'une turbine à gaz, et sources auxiliaires électriques (à batterie ou pile à combustible), il est possible de réduire la consommation en kérosène en gérant la puissance des sources hybridées pour éviter de faire fonctionner les sources thermiques en régime de puissance réduit très fortement consommateur : des phases tels que le taxi ou la descente peuvent ainsi avantageusement « être électrifiées ».

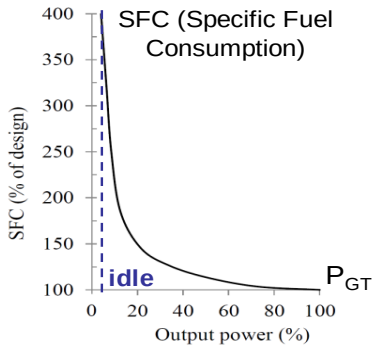

Figure 2.2 : gains énergétiques potentiels

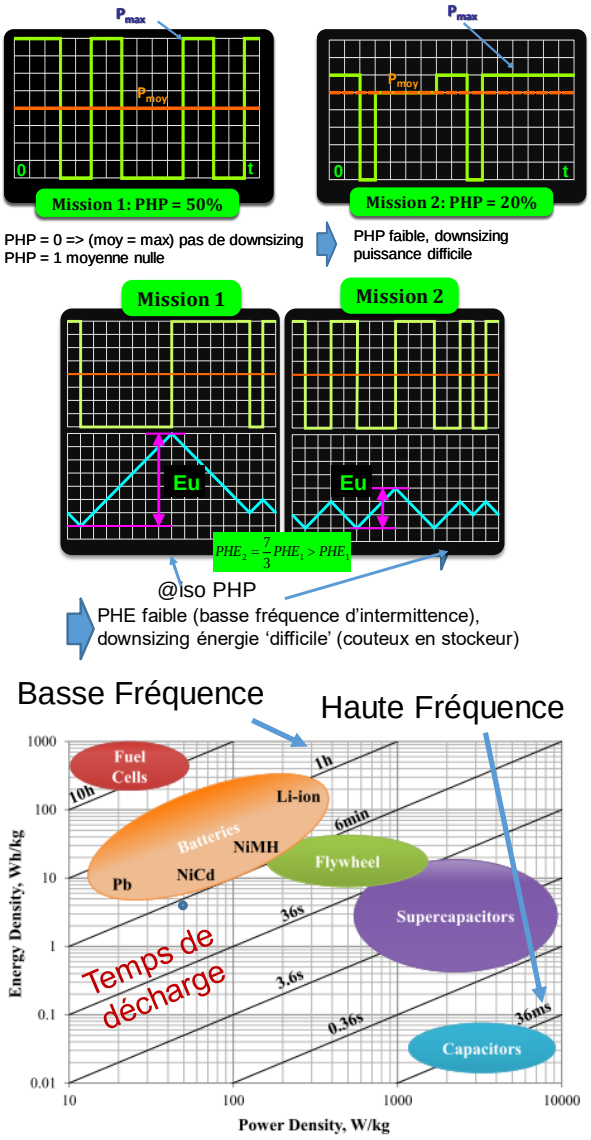

Figure 2.3 : indicateurs d'hybridabilité d'une mission

L'intérêt d'une hybridation énergétique entre une source principale (thermique) et une source auxiliaire (électrique) est bien connu dans le transport terrestre, automobile surtout, mais également ferroviaire ou

maritime. Mais celui-ci dépend fortement des caractéristiques de la mission à opérer : un avion ne récupère pas au freinage ou en descente au contraire des véhicules électriques. De plus, l'intermittence des cycles mission est favorable à l'hybridation. Or, la mission des aéronefs est principalement continue et énergivore. Deux indicateurs d'hybridabilité ont été introduits dans [Akli 08] : le PHP (Potentiel d'Hybridation en Puissance) indique la difficulté à hybrider une mission en terme de puissance, tandis que le PHE (Potentiel d'Hybridation en Energie) indique la difficulté en énergie :

$$PHP = 1 - \frac{moy(P_{srce\,princ})}{max(P_{srce\,princ})}\ ;\ PHE = 1 - \frac{max(P_{srce\,princ})}{E_{u\,(énergie\,utile)}} \qquad (1)$$

Le tableau de la Figure 2.4 établit un comparatif (en terme de d'hybridabilité des missions) effectué dans [Thauvin 18] entre les domaines de l'automobile, du ferroviaire, du maritime et de l'aéronautique : pour ce dernier, le cas d'un avion régional sur un parcours de 200 miles nautiques est considéré.

	Automobile		Ferroviaire		Maritime		Aéro
	Transp Urbain	Auto route	Desserte locale	Transp Urbain	Contai ner	Ferry	Regional (200 nm)
PHP (%)	94	74	65	91	43	63	32
PHE (mHz)	66	12	3	20	n/a	n/a	0.22

Figure 2.4 : comparatif inter domaine

Cette étude confirme que l'électrification des aéronefs est une aventure complexe, la mission de vol étant énergétiquement peu propice à l'hybridation, celle-ci étant, comme nous le montrons dans cet article, synonyme d'un accroissement des masses : or, [Thauvin 18] a montré qu'une tonne supplémentaire embarquée dans un avion de type régional entraine un accroissement de consommation carburant de l'ordre de 6% en raison des « effets boule de neige » (plus de masse embarquée => structure renforcée => plus d'énergie motrice).
Il faudra donc cumuler plusieurs facteurs de gains aérodynamiques et énergétiques pour supplanter les avions classiques tout thermiques dont l'efficacité est optimisée (exemple des propulsions NEO consommant moins de 3 litres par passager au 100 km) et pour lesquels les biocarburants ouvrent des voies avantageuses au plan environnemental, même si leurs capacités restent limitées. Dans ce contexte, la vraie rupture n'est-elle pas l'avion tout électrique « zéro émission » comme vient de l'annoncer Airbus avec de l'hydrogène vert brulé dans des moteurs à combustion ou converti dans des piles à combustibles ?

II.2/ Architectures et enjeux de l'hybridation

A l'instar des véhicules électriques et hybrides terrestres, il existe une assez grande variété d'architectures pour l'électrification des aéronefs, depuis le « tout électrique » à l'hybride série, parallèle ou série/parallèle : l'architecture série, choisie par Airbus dans le cadre de l'étude du projet européen HASTECS présenté à la section suivante, conduit au saut technologique le plus ambitieux puisque la totalité de la puissance motrice est électrifiée. A l'opposée l'hybride parallèle parait une voie intermédiaire plus prudente, comme le montre l'étude menée en II.3 [Thauvin 18].

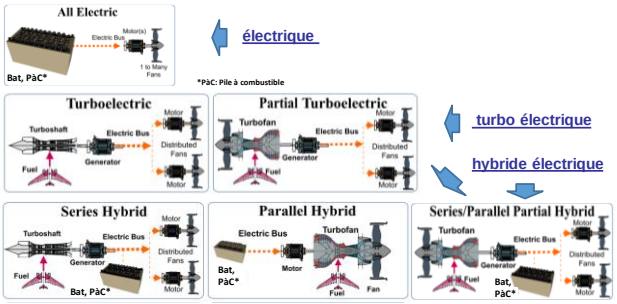

Figure 2.5 : architectures électriques et hybrides

Au-delà des challenges technologiques nécessaires, en vue de la « cure d'amaigrissement » des chaines électriques, se dressent des enjeux et verrous scientifiques ultra complexes et passionnants pour la conception des aéronefs et de leurs chaines de propulsion : en effet, comme illustré dans la Figure 2.6, de très nombreuses interactions entre plusieurs disciplines complexifient l'approche et imposent d'avoir une vision intégrée multidisciplinaire dite MDO pour « Multidisciplinary Design Optimization ».

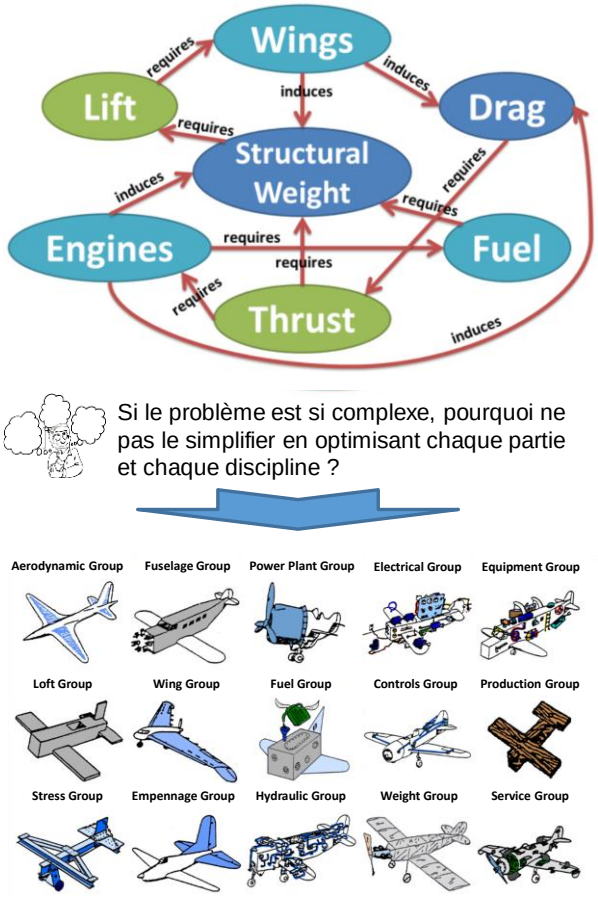

Figure 2.6 : nombreuses interactions à intégrer [Prigent 15]

L'étude menée dans la section IV se situe dans cette perspective et illustre bien qu'une somme d'optima

locaux, résultant d'optimisations circonscrites aux disciplines (groupes), ne permet pas d'appréhender les couplages systémiques et offre des solutions largement supplantées par les approches de type MDO. Le prix à payer pour ces approches intégrées se situe néanmoins en termes de complexité nécessitant de réduire drastiquement le volume d'information (réduction de modèle).

II.3/ Exemple d'approche MDO

L'étude menée par J. Thauvin [Thauvin 18], conjointement par les laboratoires LAPLACE et ICA à Toulouse et par Airbus, illustre très bien les caractéristiques, mais aussi la complexité, d'une approche MDO. Celle-ci est appliquée à diverses architectures hybrides électriques (cf Figure 2.5), pour le cas d'application d'un avion régional 400 miles nautiques. Dans cette étude, une démarche d'optimisation est formulée avec un objectif de réduction de consommation en carburant sur mission de vol. Les variables de décision, degrés de liberté laissés au choix de l'optimiseur, concernent la géométrie de l'aéronef, le design du système propulsif et la stratégie de gestion de l'énergie. Une des originalités de l'étude vient du fait que la trajectoire de mission est également intégrée à ces variables de décision : le profil de mission est donc optimisé spécifiquement dans le contexte de l'hybridation à énergie minimale !

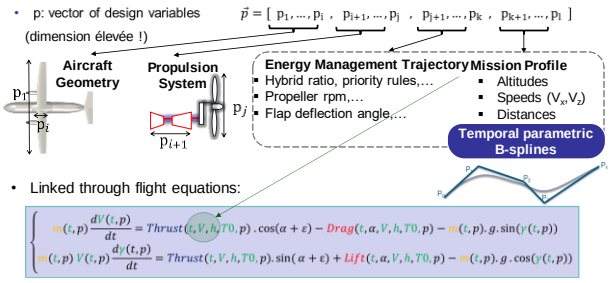

Figure 2.7 : exemple d'approche MDO

Le nombre de variables de décision est donc important (30 à 50 selon les architectures), couplé à un ensemble hétérogène de contraintes. Le problème d'optimisation est résolu en combinant un algorithme de recherche globale stochastique (CMA-ES) qui favorise l'exploration de l'espace paramétrique et un algorithme déterministe type gradient (Subplex) qui converge rapidement localement.

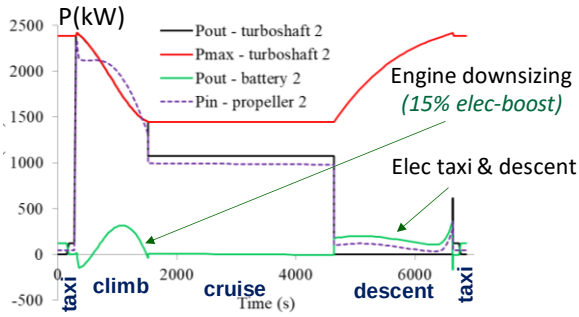

Figure 2.8 : MDO d'une architecture parallèle (avion régional 400nm)

L'architecture hybride parallèle s'avère la plus performante, dans ce contexte, car nécessitant un surplus minimal de masse embarquée par rapport à une référence tout thermique. Pour la configuration choisie (hybridation avec 1.5 T de batteries Lithium Ion non rechargées en vol), cette architecture pèse 14% de plus qu'une configuration tout thermique optimisée, mais consomme 9% de carburant en moins sur la mission de 400 nm : dans le cas où l'on rechargerait les batteries en vol, réduisant la masse de ces dernières à 300kg (1/5e), la masse au décollage n'est plus augmentée que de 5% mais la consommation n'est diminuée que de 3%. Ces résultats sont dus à divers gains d'ordre énergétique, notamment un sous dimensionnement de la turbine à gaz couplé à un boost électrique pendant la phase de montée, et une fonction type start & stop en électrique pendant les phases de descente et de taxi.

III/ Projet ''HASTECS'' : chaine hybride série pour avion régional

Tandis que les modèles utilisés pour le design étaient, dans l'exemple précédent, très macroscopiques car principalement basés sur des hypothèses en densité de puissance (kW/kg) et d'énergie (kWh/kg), nous abordons ici une conception technologique des éléments de la chaine de conversion de puissance avec le projet HASTECS soutenue par l'UE dans le cadre du programme Cleansky II. Comme illustré sur la Figure 3.1, ce projet s'applique à une chaine hybride série dont la puissance globale dépasse 5 MW, ce qui engendre des sauts technologiques importants et un niveau d'intégration élevé.

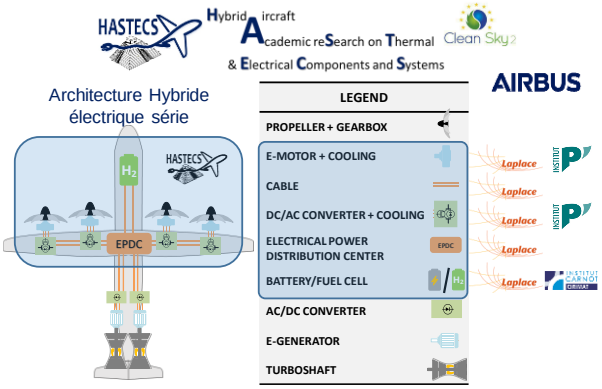

Figure 3.1 : le projet HASTECS

Un premier aspect, étudié par [Tognan 19], a concerné les sources électriques auxiliaires, candidates à l'hybridation, en l'occurrence des batteries au Lithium Ion et des piles à combustibles (ou fuel cells) type PEM Basse Température. L'état de l'art mené dans cette étude montre que, pour la mission de vol de cet avion régional (près de 900 km parcourus), la technologie hydrogène est nettement plus adaptée que les batteries. En effet, pour une pile de rendement 50% et un stockage d'hydrogène liquide à 20°K, dans lequel l'hydrogène pèse 20% du poids total du stockeur, on obtient 3.3 kWh/kg de densité du système de stockage à laquelle il faut ajouter la masse du système stack (~1 kW/kg). En

considérant, pour une mission type, une puissance maximale de 280 kW et une énergie utile sur mission de 157 kWh, on arrive à l'ordre de grandeur de 560 Wh/kg pour l'ensemble du système pile + stockage, nettement supérieur aux meilleures batteries prévues pour les 10 prochaines années. L'étude HASTECS s'est donc focalisée sur le composant hydrogène paraissant plus prometteur.

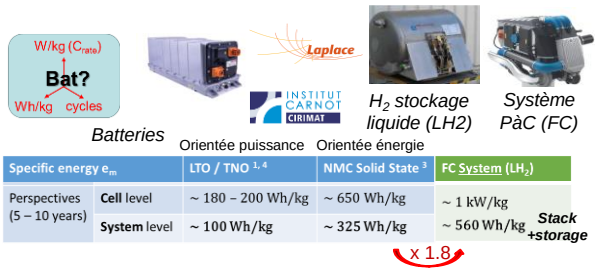

Figure 3.2 : sources électriques auxiliaires

Afin de convertir la puissance, en particulier entre le bus continu très haute tension (uHVDC) et les moteurs électriques, une étude détaillée des meilleures solutions d'intégration en électronique de puissance a été menée dans [Erroui 19]. L'utilisation conjointe d'un bus haute tension (voisin de 2kV), avec son bus barre mécaniquement optimisé, des meilleurs composants électroniques (IGBT 7ème génération) et de stratégies de modulation également optimisées pour diverses structures de conversion multiniveaux, en particulier celles à 3 (NPC 3L) ou 5 niveaux (ANPC 5L), s'est avérée particulièrement efficace en terme de compacité et d'efficacité (rendement de l'ordre de 99%).

Figure 3.3 : électronique de puissance intégrée

Mais l'optimisation de l'électronique de puissance n'est rien sans un système de refroidissement de très haute performance. C'est le cas des concepts étudiés dans [Accorinti 20], en particulier les systèmes diphasiques à pompage capillaire CPLIP (voir Figure 3.4) : à l'issue de ce travail, le dispositif est capable d'extraire 4.5kW/kg de pertes en chaleur !

La quête de l'intégration de puissance se poursuit avec celle des machines électriques. Au cours de sa thèse S. Touhami [Touhami 20] propose des solutions de motorisations synchrones à aimants à structure Halbach. L'optimisation sous contraintes des densités de courant, des inductions et l'augmentation des vitesses de rotation est une première solution à laquelle s'est ajoutée l'utilisation de fils de Litz twistés et de tôles magnétiques ultra minces pour limiter respectivement les pertes Cuivre hautes fréquences et les pertes fer. Les rendements dépassent 97% selon les cas d'étude.

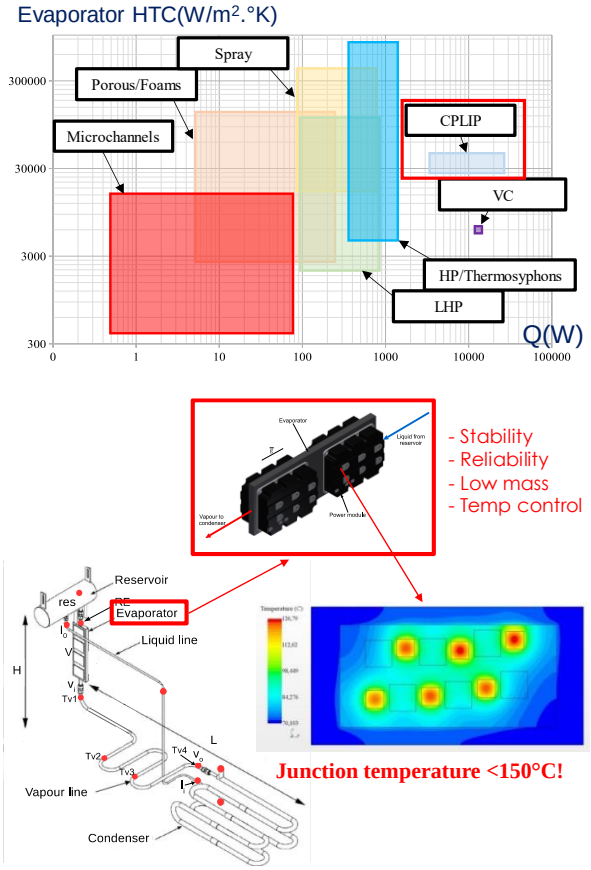

Figure 3.4 : refroidissement électronique de puissance

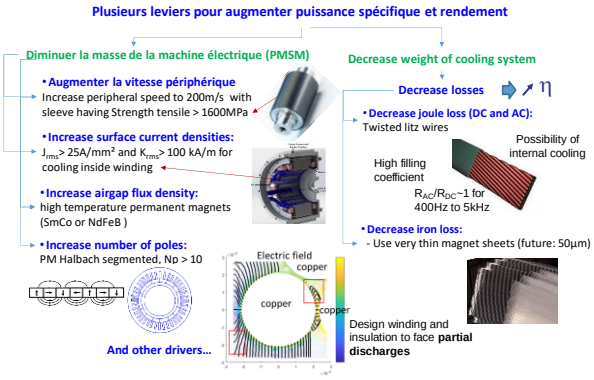

Figure 3.5 : machines électriques fortement intégrées

Comme dans le cas de l'électronique de puissance, l'optimisation de la conversion électromécanique n'est rien sans un système de refroidissement très performant. L'étude menée dans [Zeaiter 20] propose un refroidissement externe à eau glycolée pour le stator et le rotor, exploitant la surface de la nacelle dans laquelle l'actionneur est installé pour extraire les calories. Afin d'atteindre des densités de puissance supérieures à 10 kW/kg (moteur & refroidissement), il a été nécessaire d'adjoindre un refroidissement interne aux encoches.

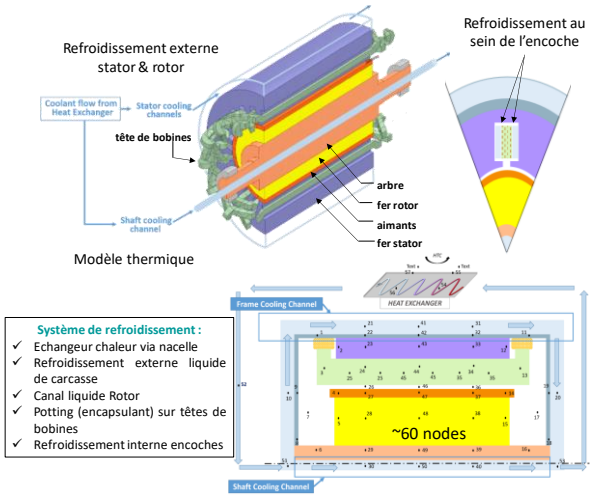

Figure 3.6 : refroidissement moteur interne & externe

L'optimisation en masse d'un moteur intégrant son refroidissement, menée dans [Pettes-Duler 21], a conduit aux densités de puissance illustrées sur la figure suivante, dans laquelle la coupe de gauche est obtenue avec un moteur refroidi uniquement en externe tandis que la coupe de droite intègre aussi un refroidissement interne.

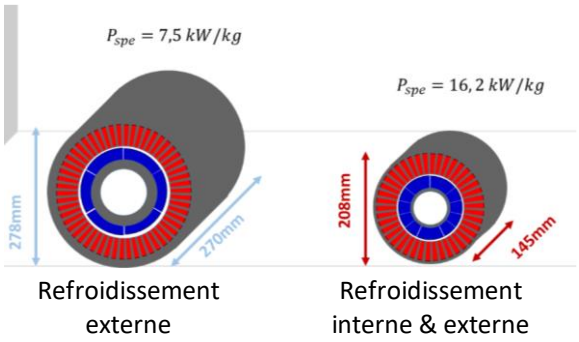

Figure 3.7 : optimisation de la masse moteur

IV/ Conception optimale intégrée (MDO) de la chaine propulsive HASTECS

Dans cette dernière section, nous proposons de focaliser sur la conception de la chaine de propulsion d'un avion hybride électrique régional vue dans son ensemble. Cette étude, menée dans [Pettes-Duler 21], a consisté dans un premier temps à intégrer l'ensemble des modèles développés dans le cadre du projet HASTECS et présentés précédemment. Cette modélisation est complétée par d'autres facettes de la chaine propulsive, en particulier en amont avec la source principale constituée d'une turbine à gaz et, en aval, avec le réducteur de vitesse (gearbox) et les hélices de propulsion (propeller). Ces derniers modèles sont principalement issus de [Thauvin 18]. Comme illustré sur la figure suivante, le processus de conception intégrée consiste, selon une approche de synthèse dimensionnelle, à partir de la mission de vol (poussée nécessaire) pour remonter l'ensemble des étages de conversion d'énergie jusqu'aux sources en appliquant un partage de puissance issu de la stratégie de management de l'énergie, ce qui permet au final de synthétiser la masse de la chaine propulsive et sa consommation :

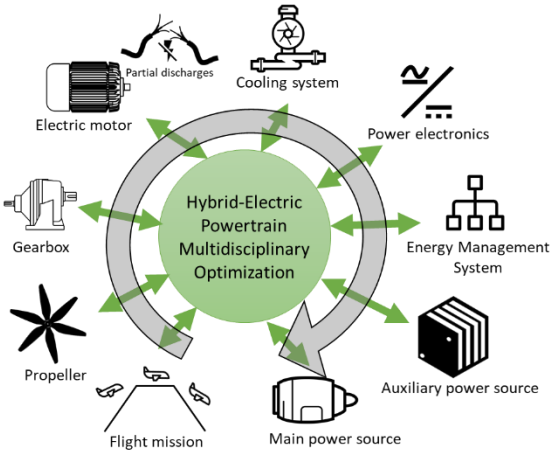

Figure 4.1 : multi facettes pour la MDO de la chaine propulsive

Les modèles technologiques développés par les experts de chaque entité se doivent d'être simplifiés par l'intégrateur système au travers de diverses approches. Ainsi, le modèles de turbine à gaz est simplifié par une approche de régression paramétrique (cartographie) basée sur un ensemble de données expérimentales. Le modèle de la source thermique exprime ainsi la consommation en kérosène et la masse de la turbine selon la puissance à fournir :

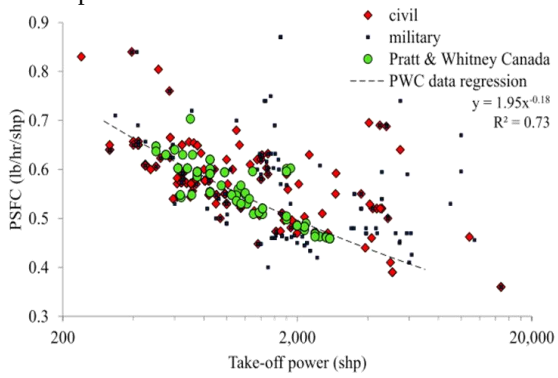

Figure 4.2 : modèle de régression paramétrique pour le calcul de consommation de turbine à gaz

De même, la masse du réducteur de vitesse s'obtient par régression paramétrique selon la puissance convertie et la vitesse de rotation comme illustré Figure 4.3.

La masse totale du dispositif de refroidissement des électroniques de puissance est également estimée [Accorinti 20] par une régression linéaire (voir Figure 4.4), selon les pertes en chaleur à évacuer, pour la technologie présentée Figure 3.4.

Enfin, compte tenu de la présence potentielle de décharges partielles, les contraintes d'isolation électrique dans la machine électrique (en fond d'encoche et entre 2 spires jointives) sont également vérifiées via une régression paramétrique non linéaire issue des travaux de [Collin 20] (voir Figure 4.5).

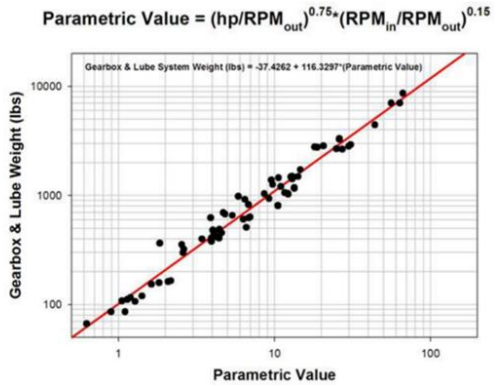

Figure 4.3 : modèle de régression paramétrique pour le calcul de masse du réducteur de vitesse

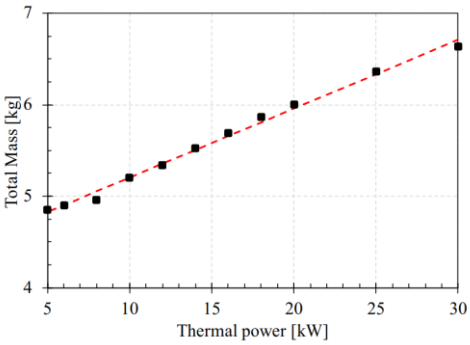

Figure 4.4 : modèle de régression paramétrique pour le calcul de la masse du refroidissement électronique

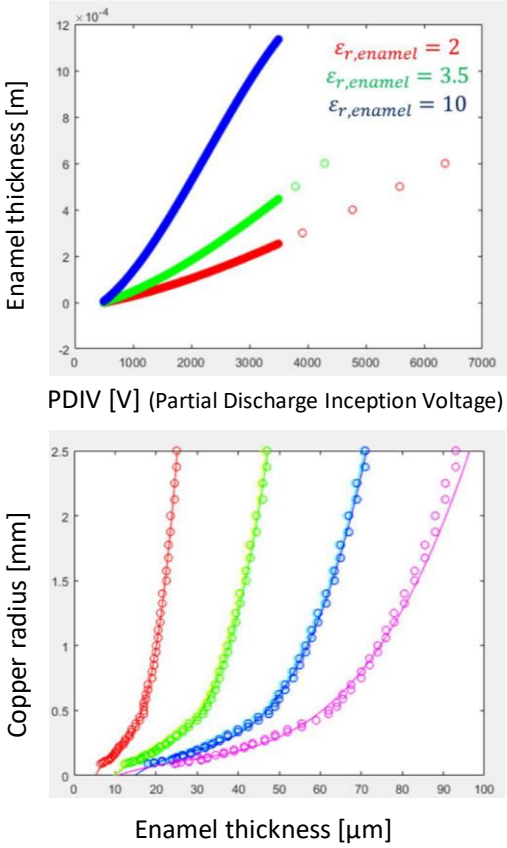

Figure 4.5 : modèle de régression paramétrique pour l'établissement des contraintes de décharges partielles

Les autres entités sont modélisées analytiquement : c'est le cas pour l'électronique de puissance et les moteurs électriques, comme pour la pile à combustible. La Figure 4.6 illustre comment ces différentes facettes sont intégrées à un modèle de l'ensemble de la chaine propulsive, associant un modèle d'environnement qui, en fonction des paramètres de la mission de vol (vitesse en MACH, altitude), établit les variations de pressions, températures,… nécessaires aux divers modèles de conception et ceci tout au long des phases du vol simulé :

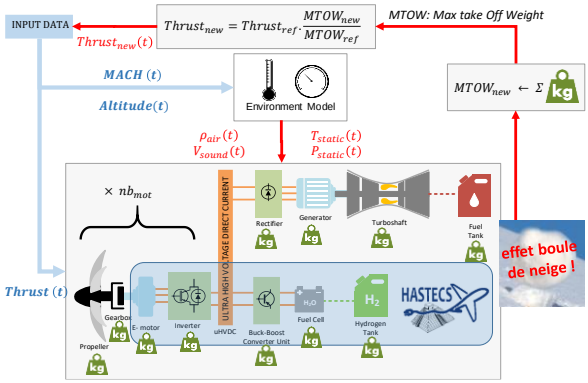

Figure 4.6 : intégration de la chaine propulsive avec « effet boule de neige »

Finalement, la modélisation de la chaîne recense les masses de chaque élément et propage les puissances nécessaires, de l'aval vers l'amont de la chaine, en tenant compte des niveaux de pertes (rendements). Un point essentiel, dans le contexte systémique, illustré sur la Figure 4.6 est l'effet « boule de neige » bien connu en aéronautique. En effet, toute variation de masse embarquée au sein de la chaine de propulsion engendre un ajustement du dimensionnement (donc de la masse) de la structure avion (voilure) qui nécessite un ajustement du carburant transporté, lui-même synonyme de variation de masse. Au final, il est impératif, pour tout ajustement d'une dimension, de calculer la masse globale au décollage (MTOW : Max TakeOff Weight) qui conditionne la mécanique de vol. Dans cette étude, comme indiqué dans la précédente illustration, nous avons simplifié le problème en linéarisant la relation entre variations globales de masse et poussée que l'aéronef doit fournir. En d'autre termes, au cours de la convergence du processus de conception par optimisation, toute variation de dimension (variation de masse locale) engendre une variation de la mission de vol à satisfaire en termes de poussée ($THRUST_{new}$). Cette linéarisation masse (MTOW) vs poussée permet de découpler le processus de conception de la chaine propulsive vis-à-vis du design de la structure et de l'aérodynamique : cette approche a été validée (pour un segment de masse limité), par comparaison entre ce modèle linéaire et des modèles aérodynamiques complets [Thauvin 18].

Après la définition de la suite de modèles réduits, permettant l'intégration de la chaine propulsive, il est nécessaire de formuler le problème de conception par optimisation. Au niveau conception globale, trois problèmes d'optimisation ont été formulés :

1) Optimisation locale de la masse moteur : afin d'établir un point de référence, nous avons tout d'abord formulé un problème d'optimisation locale, visant à minimiser uniquement la masse des moteurs électriques. A partir des dimensions moteur, les dimensions de l'ensemble de la chaine sont ajustées ;
2) Optimisation de la masse globale de la chaine propulsive (powertrain) ;
3) Optimisation de la consommation en kérosène :

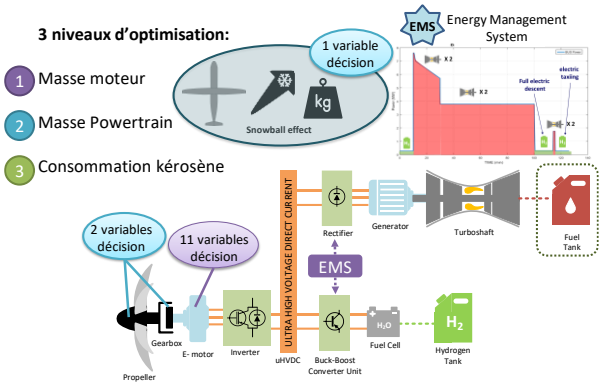

Figure 4.7 : formulation des 3 problèmes d'optimisation de la chaine

Dans la comparaison suivante, issue de ces trois formulations du problème d'optimisation, la stratégie de management de l'énergie est établie *a priori* : elle consiste simplement à partager la mission entre des séquences tout électrique (taxi et descente) et des phases tout thermique (montée, croisière, atterrissage) :

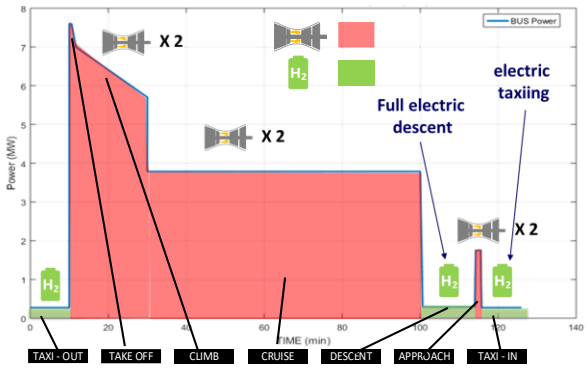

Figure 4.8 : Management de l'énergie fixé *a priori*

14 variables de décision, relatives aux hélices de propulsion, au réducteur de vitesse, à la machine et à la tension d'alimentation (V_{uHVDC}) permettent la résolution de ces trois problèmes d'optimisation, auxquelles il faut ajouter plus de 15 contraintes de faisabilité liées à la machine et son refroidissement, aux décharges partielles et à l'association moteur - électronique de puissance. Une métaheuristique, type algorithme évolutionnaire (''clearing''), permet de résoudre ces problèmes en 7 jours sur un calculateur PC de performances actualisées. A noter que la problématique de l'effet boule de neige, nécessitant un ajustement de la poussée selon la masse embarquée au gré de la convergence du processus d'optimisation, est résolue en ajoutant une variable de décision supplémentaire *RThrust* et 1 équation de contrainte additionnelle : $RThrust \geq \frac{MTOW_{ref}}{MTOW_{new}}$

Decision Variables	Name of variables	Lower bound	Upper bound
$RThrust$	Thrust ratio due to snowball effect	1	1.26
$D_{prop_{siz}}$ $[m]$	Propeller diameter	2	5
R_{gbox} $[-]$	Gearbox ratio	1	20
V_{uHVDC} [V]	Ultra-high direct current voltage	540	2040
$R_{alesage}$ [m]	Inner radius of the stator	0.05	0.25
$R_{drot_{lm}}$ [%]	Ratio between rotor diameter and active length	50	125
$R_{hs_{ral}}$ [%]	Ratio between stator slot and inner radius	10	150
$R_{g_{ral}}$ [%]	Ratio between the air gap thickness and the inner radius of the stator	1	10
$R_{pm_{ral}}$ [%]	Ratio between the magnet thickness and the inner radius of the stator	5	50
$B_{yoke_{max}}$ $[T]$	Maximum yoke flux density	1	1.53
$B_{teeth_{max}}$ $[T]$	Maximum teeth flux density	1	1.53
N_{ce} $[-]$	Number of conductors per slot	1	4
n_{epp} $[-]$	Number of slots per poles and per phases	1	3
p $[-]$	Number of pole pairs	1	7

Table 4.1 : variables de décision et bornes d'évolution

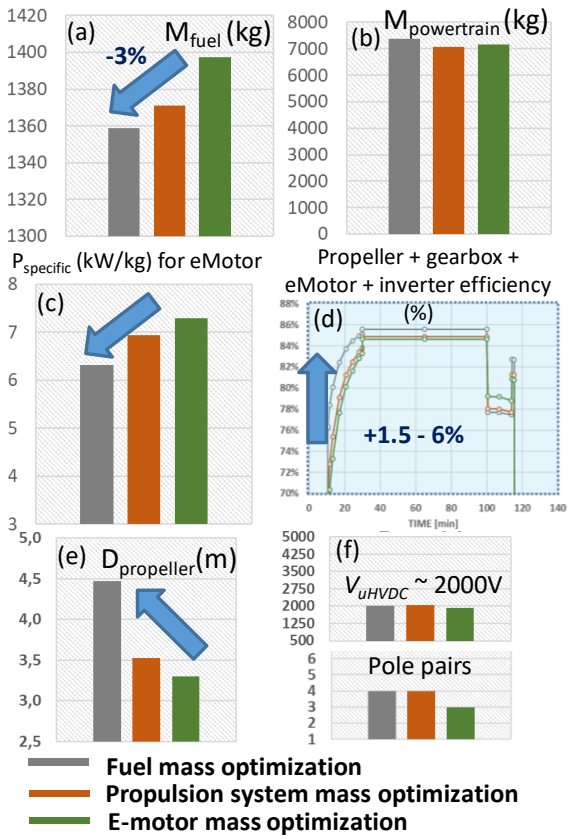

Figure 4.9 : résultats d'optimisation système

Comparativement à l'optimisation locale de la masse moteur, l'optimisation de la consommation de kérosène offre une amélioration de 3% (voir Figure 4.9a), bien que la masse globale du système de propulsion soit très légèrement plus grande avec l'optimisation en consommation kérosène (voir figure 4.9b). La puissance spécifique du moteur seul est logiquement minimale, dans le cas de l'optimisation locale du moteur seul (voir Figure 4.9c). En contrepartie, on constate sur la figure 4.9d que le rendement de la chaine propulsive est

amélioré de 1.5 à 6% entre optimisation locale et optimisation globale en consommation kérosène : c'est bien cet effet de compensation sur l'efficacité qui permet le gain en fuel, du fait de la diminution de la demande de puissance tirée des sources. Ces effets de compromis masse – efficacité se comprend d'autant mieux sur la figure 4.9.e, montrant que le diamètre d'hélice est significativement surdimensionné pour l'optimisation globale en fuel : malgré le surplus occasionné en masse, ce surdimensionnement d'hélice offre en effet un gain substantiel en rendement aérodynamique qui compense largement le surcout pondéral local. C'est un exemple typique « d'émergence en en systémique » dans lequel un surdimensionnement, *a priori* problématique localement, a des vertus bénéfiques globales. Enfin, l'optimisation système, couplant un ensemble de domaines (électronique de puissance, machine et refroidissement, décharges partielles…), conduit à une tension de bus optimale autour de 2 kV qui semble le meilleur compromis dans ce cas d'étude.

Un autre aspect de l'optimisation de la chaine propulsive concerne l'influence du management de l'énergie. Dans l'analyse suivante, nous comparons la gestion simple, établie a priori (voir figure 4.8), avec une gestion optimisée en même temps que le dimensionnement de la chaine propulsive. Ceci revient à positionner les rapports d'hybridation $HR = \frac{P_{elec}}{P_{source}}$ comme variables de décision supplémentaire ajoutées dans l'optimisation.

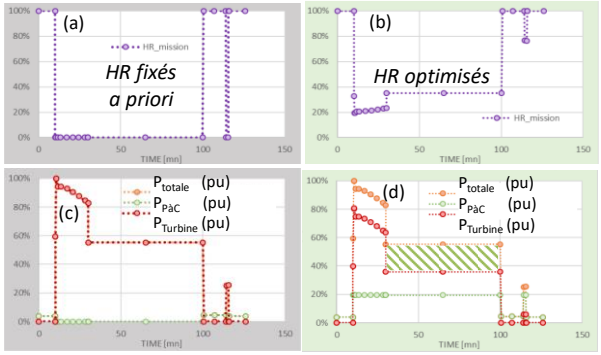

Figure 4.10 : optimisation du management de l'énergie

Résultant de cette analyse comparative sur les effets de la stratégie de gestion, la décomposition des masses du système propulsif révèle que la consommation en kérosène peut être réduite de ~-15% en optimisant la stratégie de gestion sur l'ensemble de la mission. Mais il faut noter que le sous-système constitué d'une pile à combustible et de ses auxiliaires (système pile à combustible) ainsi que du stockage hydrogène sous forme liquide est largement surdimensionné avec la stratégie de gestion (EMS) optimisée, menant à une augmentation nette (~+20%) de la masse du système de propulsion. Cette augmentation de masse est principalement due à l'augmentation de la masse du sous-système pile (''fuel cell sys'').

Au final, les performances des chaines hybrides électriques optimisées peuvent être représentées dans le plan consommation kérosène vs masse totale au décollage (MTOW) en référence à l'optimisation d'un aéronef tout thermique de taille et mission identique.

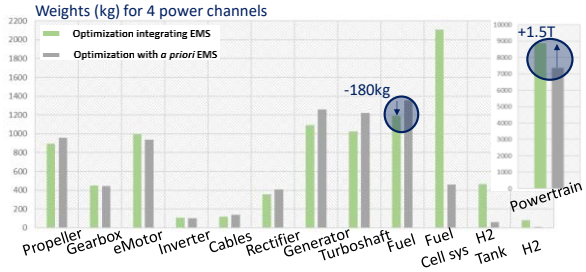

Figure 4.11 : répartition des masses selon l'EMS

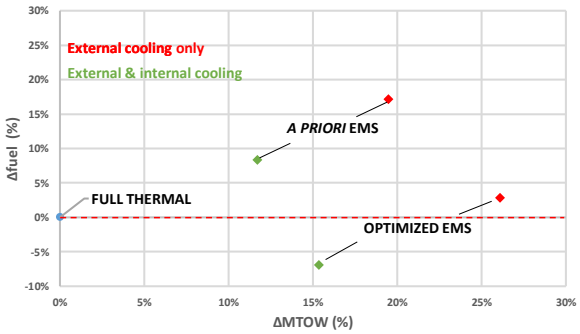

Figure 4.12 : performance des chaines hybrides en référence à un aéronef tout thermique optimisé

V/ Conclusion et perspective vers l'avion électrique à hydrogène

Comme c'était le cas de l'étude [Thauvin 18], résumée à la section II.3, l'analyse précédente montre que la chaine de propulsion hybride électrique est significativement alourdie par rapport à un avion thermique optimisé, ce qui limite les gains en consommation en raison des « fameux effets boule de neige » ! Seul, le cas où l'on ajoute un refroidissement interne au moteur électrique, cumulé au fait que l'on optimise le management énergétique en sur-dimensionnant le sous-système pile à combustible, présente un bilan de consommation positif par rapport à la référence tout thermique. Mais il faut souligner le fait que nous focalisons ici uniquement sur les gains à caractère énergétique auxquels s'ajoutent les gains aérodynamiques potentiels non comptabilisés dans ce comparatif ! Ces gains aérodynamiques (illustrés en sous-section II.1) sont potentiellement offerts par les capacités de propulsion répartie (voilure soufflée, poussée différentielle, wingtip propellers) que confère l'électrification des chaines propulsives avec la propulsion distribuée.

Mais, comme nous l'avons montré dans cet article et comme diverses études le prouvent ces gains, s'ils sont définitivement avérés, restent limités avec des aéronefs certes plus vertueux mais qui continueraient à émettre des gaz à effet de serre. Dans ce contexte, il parait aujourd'hui opportun de se focaliser vers la « véritable rupture » que constitue l'avion zéro émission. A l'instar des récentes annonces d'Airbus, le vecteur hydrogène (à combustion d'hydrogène dans des moteurs dédiés ou à hydrogène converti dans des piles à combustibles : chaine tout électrique) parait le mieux armé

(comparativement aux batteries) dans le secteur aérien, du vol régional au moyen long courrier. Certaines études [Nasa 19] se sont ainsi focalisées sur le stockage d'énergie par hydrogène liquide. Ce stockage cryogénique autour 20°K pourrait-il avantageusement être couplé à une chaîne en tout ou partie supraconductrice (technologies hautes températures, HTS) ?

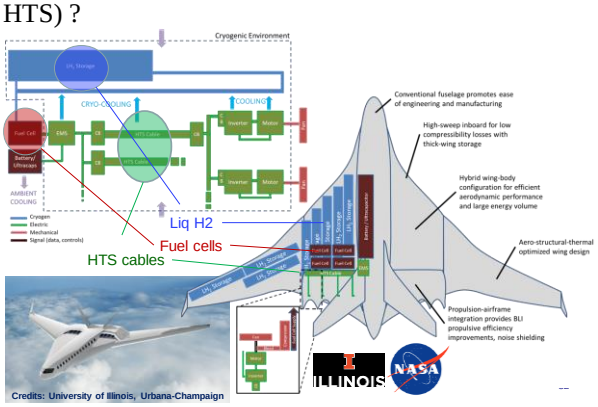

Figure 5.1 : un futur vers des chaines à hydrogène liquide et technologies supraconductrices ?

Dans un but exploratoire, nous avons appliqué la démarche MDO précédente au cas d'une chaine de propulsion tout hydrogène quadrimoteur. Cela consiste en une architecture (architecture série « type HASTECS ») à 4 POD identiques, adaptée à l'avion régional et intégrant la suite de modèles présentée en sections III et IV. Dans les mêmes conditions de mission et d'environnement, l'optimisation a été lancée pour 2 niveaux d'hypothèses cibles, dites à « 2025 » puis « 2035 ». Ces cibles sont relatives à la densité de puissance du système pile à combustible (respectivement 1 et 1.3 kW/kg), intégrant tous les auxiliaires hormis l'échangeur de chaleur primaire, ainsi qu'à des hypothèses sur le ratio de masse d'hydrogène dans le réservoir de stockage (respectivement 20 et 25%) :

	2025 target	2035 target
Fuel cell – Liquid H2		
Specific power (FC + BoP*)	**1 kW/kg**	**1,3 kW/kg**
LH2 Compactness	**20%**	**25%**

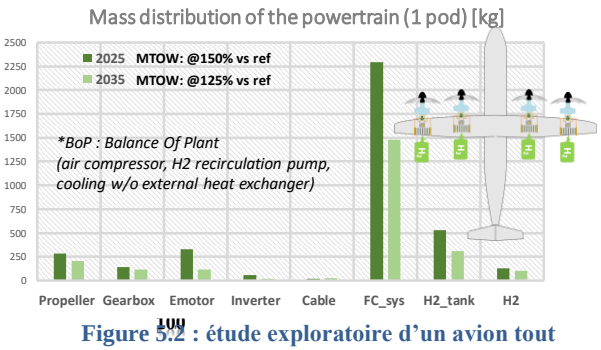

Figure 5.2 : étude exploratoire d'un avion tout hydrogène à 4 PODs (hypothèses et modèles 'HASTECS')

Dans les 2 cas, et comme c'était prévisible à l'instar de l'avion hybride électrique, la masse de la chaine de propulsion complète est significativement augmentée par rapport à un avion tout thermique optimisé, menant à une augmentation globale sur la masse au décollage, respectivement de 50 et 25% selon les hypothèses sur le système de génération et stockage. Cette augmentation de masse est principalement due à la masse du système pile avec son management thermique, vu ici de façon ultra simplifiée.

On constate donc qu'un avion hydrogène « devrait être » significativement plus lourd, le prix d'un résultat zéro émission si l'hydrogène est produit de façon écologique par énergies vertes !

VI/Références

[Akli 08] R. C. Akli, "Conception systémique d'une locomotive hybride autonome. Application à la locomotive hybride de démonstration et d'investigations en énergétique LHyDIE développée par la SNCF, thèse de Toulouse INP, 2008.

[Accorinti 20] F. Accorinti, "Two-phase power electronics cooling solution design in air context answer to the objectives of the hybrid aircraft 2035, Thèse de l'Ecole Nationale Supérieure de Mécanique et d'Aérotechnique (ENSMA), 2020

[Berger 20] Roland Berger, "Electric propulsion is finally on the map [Accessed: 18-Mar-2020]. https://www.rolandberger.com/fr/Point-of-View/Electric-propulsion-is-finally-on-the-map.html.

[Collin 20] P. Collin, "Design, taking into account the partial discharges phenomena, of the electrical insulation system (eis) of high power electrical motors for hybrid electric propulsion of future regional aircrafts," thèse de Toulouse INP, 2020.

[Dillinger 18] E. Dillinger et al., "Handling qualities of ONERA's small business concept plane with distributed propulsion," in ICAS 2018, 2018, p. 10.

[Erroui 19] N. Erroui, "Chaine de conversion forte puissance pour la propulsion aéronautique hybride," thèse de Toulouse INP, 2019.

[Hermetz 16] J. Hermetz, M. Ridel, and C. Doll, "Distributed electric propulsion for small business aircraft a concept-plane for key-technologies investigations," in ICAS 2016, 2016, p. 11.

[Nasa 19] Nasa funds aviation research on a new fuel concept: https://grainger.illinois.edu/news/30918,

[Pettes-Duler 21] M Pettes-Duler, Integrated optimal design of a hybrid-electric aircraft powertrain, thèse de Toulouse INP, 2020.

[Prigent 15] S. Prigent, Approche novatrice pour la conception et l'exploitation d'avions écologiques, Thèse Université de Toulouse, ISAE, 2015.

[Thauvin 18] J. Thauvin, "Exploration de l'espace de conception d'un avion régional hybride par optimisation multidisciplinaire'', thèse de Toulouse INP, 2018.

[Tognan 19] M. Tognan, "Preliminary delivery Battery & Fuel Cell metamodels; 'HASTECS M6.1' Technical report", LAPLACE & CIRIMAT Labs, 2019.

[Touhami 20] S. Touhami, "Analytical Sizing Models to Assess the Performances of High Specific Power Electric Motors for Hybrid Aircraft," thèse de Toulouse INP, 2020.

[Zeaiter 20] A. Zeaiter, "Thermal modeling and cooling of electric motors application to the propulsion of hybrid

aircraft," Thèse de l'Ecole Nationale Supérieure de Mécanique et d'Aérotechnique (ENSMA), 2020.

Remerciements :
The HASTECS project has received funding from the [European Union's Horizon 2020 (cleansky 2 JTI) research and innovation program, 2014-2024] under grant agreement No 715483
Merci à Marc Budinger (ICA INSA Toulouse) et J. Thauvin (Airbus) pour leur contribution sur l'approche MDO présentée à la section II.3.
De plus, la synthèse des points clés et résultats majeurs du projet H2020 HASTECS sont le fruit d'une collaboration étroite entre les chercheurs de l'institut Pprime à Poitiers (Y. Bertin, V. Ayel, M. Fenot, E. Videcoq) et leurs doctorants (A. Zeaiter et F. Accorinti), du Cirimat (P. Simon) et du LAPLACE (Y. Lefevre, JF. Llibre, G. Gateau, N. Roux, D. Malec, JP. Cambronne, S. Dutour, M. Miscevic) sans oublier leurs doctorants et post doctorants (S. Touhami, N. Erroui, P. Collin, M. Banda, M. Tognan) !