

Modèles et méthodes numériques les études conceptuelles d'aéronefs à voilure tournante

Arnault Tremolet

▶ **To cite this version:**

Arnault Tremolet. Modèles et méthodes numériques les études conceptuelles d'aéronefs à voilure tournante. Sciences de l'ingénieur [physics]. Aix-Marseille Université, 2013. Français. NNT : . tel-00952559

HAL Id: tel-00952559

https://theses.hal.science/tel-00952559

Submitted on 27 Feb 2014

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.

UNIVERSITÉ D'AIX MARSEILLE

THESE DE DOCTORAT

Ecole doctorale Mathématique et Informatique (ED 184)

Spécialité : *Automatique*

présentée par

Arnault Tremolet

en vue d'obtenir le grade de docteur de l'Université d'Aix Marseille

Modèles et méthodes numériques pour les études conceptuelles d'aéronefs à voilure tournante

soutenance effectuée le 22 octobre 2013 devant le jury composé de

Pr	Philippe BIDAUD	Président du jury
Pr	Stéphane DONCIEUX	Rapporteur
Pr	Jean-Antoine DÉSIDÉRI	Rapporteur
Dr	François MALBURET	Examinateur
Pr	Mustapha OULADSINE	Directeur de thèse
Dr	Pierre-Marie BASSET	Encadrant de thèse

Liste des symboles

Paramètres et variables de design d'un appareil

b_{mr} ou b	Nombre de pales du rotor principal	SU
c_{mr} ou c	Corde moyenne des pales du rotor principal	m
L_{fus}, H_{fus}, W_{fus}	Dimensions du fuselage, respectivement longueur, hauteur, largeur	m
Nr_{mr} ou Nr	régime de rotation du rotor principal	tr/min
Ω_{mr}	régime de rotation du rotor principal	rad/s
R_{mr} ou R	Rayon du rotor principal (mr pour « main rotor »)	m
σ_{mr}	Plénitude du rotor principal $\sigma_{mr} = b \cdot c/(\pi \cdot R)$	SU
U_{mr} ou U	Vitesse de l'air vue par le bout de la pale en vol stationnaire	m/s
k_{btp}	Coefficient de pertes dans la boite de transmission principale	SU
k_{instal}	Coefficient pertes d'installation du moteur	SU
k_{plv}	Coefficient prélèvement de puissance pour les équipements embarqués	SU
k_{rpf}	Coefficient d'itération rotor / fuselage	SU
k_{tr}	Coefficient de puissance associé au rotor arrière	SU
$L_{mr/tr}$	Distance entre les deux rotors d'un hélicoptère (tr pour « tail rotor »)	m

Masses d'un appareil

W_{fuel}	Masse de carburant	kg
W_{mto}	Masse maximale au décollage autorisée	kg
W_{pay}	Masse de charge utile	kg
W_{useful}	Masse totale à embarquée ($W_{useful} = W_{mto} - W_{empty}$)	kg
W_{miss}	Masse au départ de la mission	kg
W_{rc}	Masse d'un appareil en cours de mission	kg

Paramètres et variables aérodynamiques

C_{xp}	Coefficient de traînée moyen des pales	SU

$(C_x \cdot S)_{fus}$	Coefficient de traînée du fuselage à incidence et dérapage nul	SU
C_{zm}	Coefficient moyen de portance	SU
κ_{mr}	Coefficient correcteur de la vitesse induite	SU
μ	paramètre d'avancement ($\mu = V_h/U$)	SU
C_x, C_y, C_z	Coefficient aérodynamique de traînée, portance selon l'axe x, y ou z	SU
FM	Figure de mérite FM = Puissance induite théorique / réelle	SU
L/D	Efficacité propulsive (rapport de la portance sur la traînée : « Lift / Drag »	SU

Paramètres et variables de mission

ρ_{air}	Densité de l'air, sauf précision contraire, à ISA 0 : $\rho_{air} = 1{,}225$ kg/m^3	kg/m^3
T_{air}	Température de l'air, sauf précision contraire, à ISA 0 : $T_{air} = 15$°C	°C
V_{be}	Vitesse « best endurance » de meilleure endurance	m/s
V_{br}	Vitesse « best range » de meilleure rayon d'action théorique	m/s
V_{eco}	Vitesse économique de croisière	m/s
V_h	Vitesse horizontale de l'appareil dans le repère terrestre	m/s
V_{max}	Vitesse maximale	m/s
V_z	Vitesse verticale de l'appareil dans le repère terrestre	m/s
z_p	Altitude de vol de l'appareil par rapport au niveau de la mer	m
C_{son}	Vitesse du son, sauf précision contraire, à ISA 0 : $C_{son} = 340{,}3$ m/s	m/s
$ISA0$	Condition d'atmosphère standard	°C
M	Nombre de Mach $M = V_h/C_{son}$	SU
RA	Rayon d'action ou distance franchissable maximale	km
T_{ISA}	Écart de température par rapport aux conditions standard de l'atmosphère	°C
HES / DES	Prise en compte de l'effet de sol : Hors Effet de Sol, Dans Effet de Sol	SU

Principales Performances

P_{blade}	Puissance de profil de pales dépensée par le rotor principal	kW
P_{fus}	Puissance de traînée dépensée par le fuselage	kW
P_{ind}	Puissance induite dépensée par le rotor principal	kW
P_{loss}	Puissance perdue à compenser par le moteur	kW
P_{req}	Puissance requise total pour le vol	kW
P_{reqMR}	Puissance requise total pour le vol par le rotor principal	kW

P_{reqTR}	Puissance requise total pour le vol par le rotor arrière	kW
Ch	Consommation horaire de carburant	kg/hr
DL	Charge au disque (« Disk Loading » $DL = W_{mto}/(\pi \cdot R^2)$)	kg/m^2
P_{disp}	Puissance disponible au moteur en fonction du point de vol	kW
P_{to} ou PTO ou TOP	Puissance disponible au décollage (TO : « Take-off »)	kW
T_{mr} ou T	Traction générée par le rotor principal	N
T_{tr}	Traction générée par le rotor arrière	N
V_{im} ou V_i	Vitesse induite moyenne générée par le rotor principal	m/s
PMC	Puissance maximale continue	kW
POEI	« Power One Engine inoperative », i.e. puissance disponible continuellement avec un moteur en panne	kW

Table des matières

Remerciements **5**

Introduction **9**

1 Mise en place de la problématique **13**
1.1 Contexte et problématique . . . 13
1.1.1 Les ADAV : Aéronefs à Décollage et Atterrissage Vertical . . . 13
1.1.2 Les missions des ADAV . . . 14
1.1.3 L'hélicoptère . . . 16
1.1.3.1 La sustentation, la propulsion et le couple . . . 17
1.1.3.2 La chaîne de commandes et le pilotage . . . 19
1.1.3.3 L'importance des éléments fixes . . . 21
1.1.3.4 La génération et transmission de la puissance . . . 22
1.1.3.5 La limitation de vitesse . . . 22
1.1.3.6 La contrainte de masse . . . 24
1.1.3.7 Un appareil plus respectueux de son environnement . . . 25
1.1.4 La diversité des appareils à voilure tournante . . . 26
1.1.4.1 Les autogires . . . 27
1.1.4.2 Les girodynes . . . 27
1.1.4.3 La formulation tandem . . . 28
1.1.4.4 La formulation à rotors coaxiaux contrarotatifs . . . 28
1.1.4.5 Les convertibles . . . 29
1.1.4.6 Les appareils à rotor engrenant . . . 30
1.1.4.7 Les combinés . . . 31
1.1.4.8 Les autres concepts . . . 33
1.1.5 Concepts versus missions . . . 33
1.2 État de l'art de méthodes d'évaluation et de conception des giravions . . . 34
1.2.1 Le NDARC . . . 35
1.2.2 Les travaux du Georgia Institute of Technologie (GIT) . . . 37
1.2.3 La méthode de prédimensionnement de Prouty . . . 39
1.2.4 RAPID/RaTE . . . 40
1.2.5 RIDE . . . 41
1.2.6 À l'ONERA . . . 43

1.2.6.1 Les compétences multidisciplinaires . . . 43
1.2.6.2 Le projet DOOM et l'optimisation multidisciplinaire . . . 44
1.2.6.3 Ce qu'il faut retenir . . . 47
1.3 Les objectifs de C.R.E.A.T.I.O.N. et l'organisation du projet . . . 47
1.3.1 Le PRF C.R.E.A.T.I.O.N. . . . 47
1.3.2 Objectifs et intérêts de la plateforme C.R.E.A.T.I.O.N. . . . 48
1.3.3 La chaîne de calcul . . . 50
1.3.3.1 L'aspect multi-niveaux . . . 50
1.3.3.2 L'aspect multidisciplinaire . . . 52
1.3.4 Les jalons . . . 54

2 Développement de modèles de calcul des performances de vol pour l'évaluation d'hélicoptères 59
2.1 Modélisation de niveau 0 . . . 60
2.1.1 Description générale du niveau 0 . . . 60
2.1.2 La construction de bases de données . . . 62
2.1.3 La construction de lois statistiques . . . 63
2.1.3.1 Problématique et cadre théorique . . . 63
2.1.3.2 Modélisation de la masse maximale au décollage à partir des spécifications . . . 66
2.1.3.3 Modélisation des paramètres du rotor . . . 69
2.1.3.4 Calcul des dimensions du fuselage : L_{fus} et H_{fus} . . . 74
2.1.4 Calcul des performances du moteur . . . 75
2.1.5 Applications . . . 76
2.1.6 Conclusions et transition vers le niveau 1 . . . 79
2.2 Modélisation de niveau 1 . . . 81
2.2.1 Module de performances de vol : les équations du bilan de puissance . . . 81
2.2.1.1 Calcul de la puissance induite : la théorie du disque sustentateur . . . 83
2.2.1.2 Calcul de la puissance de traînée de profil des pales . . . 89
2.2.1.3 Calcul de la puissance de traînée de l'appareil . . . 91
2.2.1.4 Calcul de la puissance du rotor anti-couple . . . 92
2.2.1.5 Calcul des pertes . . . 93
2.2.1.6 Bilan de puissance et performances principales hors moteur . . . 94
2.2.1.7 Implémentation et codage du bilan de puissance . . . 96
2.2.2 Modèle aérodynamique . . . 98
2.2.2.1 Le coefficient de traînée de profil de pale . . . 99
2.2.2.2 Le coefficient d'efficacité induite . . . 100
2.2.2.3 Le coefficient de traînée du fuselage . . . 100
2.2.3 Modèle de génération de puissance . . . 101
2.2.4 Modèle acoustique . . . 102
2.2.5 Modèle architecture et géométrie . . . 103
2.2.6 Modèle de masse et structure . . . 104
2.2.7 Modèle de missions et spécifications . . . 105

2.2.8 Intégration des modules . . . 106
2.3 Validation des modèles de niveau 1 . . . 107
2.3.1 Le dauphin SA 365N . . . 107
2.3.2 Le code HOST et l'étude RESPECT . . . 108
2.3.3 Comparaisons du niveau 1 par rapport aux essais en vol . . . 111
2.3.3.1 Vol en palier . . . 111
2.3.3.2 Vol en montée / descente . . . 113
2.3.4 Comparaisons du niveau 1 par rapport au niveau 3 pour les performances de vol 114
2.3.5 Comparaison des performances par rapport aux données techniques . . . 119
2.4 Application sur différents appareils . . . 120
2.5 Conclusions sur la modélisation de niveau 1 . . . 121
2.6 Conclusions et perspectives sur la mise en place de modèles d'évaluation des performances de vol . . . 122

3 Optimisation et conception préliminaire des hélicoptères 125
3.1 Un hélicoptère de transport lourd de passagers civils . . . 126
3.1.1 Missions et spécifications . . . 126
3.1.2 Le concept H90 de la NASA avec NDARC . . . 127
3.2 Prédimensionnement au niveau 0 . . . 132
3.2.1 Calcul de la masse maximale au décollage . . . 132
3.2.2 Calcul des dimensions du rotor . . . 134
3.2.3 Calcul des dimensions du fuselage . . . 135
3.2.4 Puissance requise au stationnaire . . . 136
3.2.5 Conclusions . . . 137
3.3 Prédimensionnement et optimisation au niveau 1 . . . 137
3.3.1 Le problème d'optimisation . . . 138
3.3.1.1 Le choix des objectifs . . . 138
3.3.1.2 Le choix des variables d'optimisation . . . 139
3.3.1.3 Les contraintes . . . 139
3.3.1.4 Récapitulatif du problème d'optimisation . . . 140
3.3.2 L'optimisation multi-objectifs . . . 140
3.3.2.1 La notion d'optimalité au sens de Pareto . . . 140
3.3.2.2 L'équilibre de Nash . . . 142
3.3.2.3 La classification des méthodes d'optimisation multi-objectifs . . . 143
3.3.2.4 Le champ d'étude de cette thèse . . . 144
3.3.3 Les méthodes a priori . . . 144
3.3.3.1 Les méthodes agrégatives . . . 144
3.3.3.2 Les méthodes de transformation des objectifs en contraintes . . . 146
3.3.3.3 Les autres méthodes . . . 148
3.3.3.4 Conclusions sur les méthodes a priori . . . 148
3.3.4 Les méthodes a posteriori et les algorithmes évolutionnaires . . . 149
3.3.4.1 Principe . . . 149
3.3.4.2 Principales problématiques . . . 151

3.3.4.3 NSGA-II et l'élitisme . . . 152
3.3.5 La visualisation du front de Pareto . . . 153
3.3.5.1 Les cartes auto-adaptatives . . . 154
3.3.5.2 Les diagrammes de niveaux . . . 158
3.4 Le processus de conception et son applications au HO-90 . . . 160
3.4.1 Le processus de dimensionnement . . . 161
3.4.2 Le processus d'évaluation . . . 163
3.4.3 L'intégration sous ModelCenter . . . 165
3.4.4 La construction d'un modèle de substitution . . . 166
3.4.4.1 La formulation polynomiale . . . 168
3.4.4.2 Le Krigeage . . . 170
3.4.4.3 Création du plan d'expérience . . . 170
3.4.5 La chaîne d'optimisation . . . 172
3.4.5.1 Construction . . . 173
3.4.5.2 Paramétrage de l'algorithme génétique . . . 174
3.5 Analyse des résultats d'optimisation . . . 174
3.5.1 Premières tendances . . . 174
3.5.2 Visualisation du front de Pareto à l'aide de cartes auto-adaptatrices . . . 180
3.5.3 Choix d'une solution par la méthode des diagrammes de niveaux . . . 185
3.5.4 Choix d'une solution à l'aide de méthodes de décision « a priori » . . . 187
3.5.4.1 Sélection d'une solution à l'aide du critère global par somme pondérée 187
3.5.4.2 Sélection d'une solution à l'aide de l'optimisation hiérarchique . . . 188
3.5.5 Vers un résultat final . . . 189
3.5.6 le raffinement de la solution . . . 189
3.5.7 La solution sans approximation . . . 191
3.5.8 Comparaison avec les résultats NDARC et du niveau 0 . . . 193
3.6 Conclusions . . . 196

4 Vers la généralisation des méthodes et outils aux autres aéronefs à voilure tournante 199
4.1 Introduction . . . 199
4.2 Bilan de puissance généralisé . . . 200
4.2.1 Le convertible . . . 200
4.2.1.1 Les spécificités du convertible . . . 200
4.2.1.2 Le bilan de puissance du convertible . . . 201
4.2.1.3 Les autres modèles de niveau 1 pour le convertible . . . 202
4.2.1.4 Conclusions sur le convertible . . . 203
4.3 Code de génération automatique d'architecture . . . 203
4.3.1 Le processus et les règles de construction d'un giravion . . . 204
4.3.2 Les prochaines étapes . . . 207

Conclusion et perspectives 209

Bibliographie **215**

Remerciements

Avant toutes choses, je tiens à remercier l'ONERA et la Région Provence-Alpes-Côte-D'azur pour leur soutien m'ayant permis d'effectuer cette thèse dans de bonnes conditions.

Durant ces trois années de thèse j'ai bénéficié du soutien et de l'expertise de nombreuses personnes. J'aimerai les remercier dans ces quelques lignes. Tout d'abord, merci aux membres du Jury d'avoir accepté de participer à l'évaluation et à la soutenance de cette thèse. Merci à M. Philippe Bideau, directeur de la branche scientifique « Traitement de l'information et des systèmes » à l'ONERA. Ces conseils avisés lors de réunions m'ont permis d'orienter favorablement les travaux de la thèse. Merci aussi à M. Jean-Antoine Désidéri, et M. Stéphane Doncieux rapporteurs et François Malburet examinateur. Les discussions que nous avons eu durant la soutenance ont été l'occasion de discuter avec des experts de chaque discipline et cela a été un véritable plaisir pour moi. Je voudrai aussi remercier M. Mustapha Ouladsine directeur de thèse pour son soutien lors de ces 3 années.

Je tiens à remercier Laurent Chaudron pour son accueil à l'ONERA Salon de Provence et son soutien sans faille. Dominique Tristrant pour son accueil au sein de l'équipe PSEV (« Pilote, simulation et expérimentations en vol) à Salon et pour ses conseils et remarques toujours avisées. Un grand merci à Pierre-Marie Basset pour son encadrement durant ces années de thèse. Il me serait difficile de lister de manière exhaustive l'ensemble des choses pour lesquelles je devrai te remercier, aussi je voudrai surtout souligner ta patience, ta disponibilité et ton optimisme. Lorsque j'ai commencé, je ne connaissais rien au domaine des hélicoptères, aujourd'hui je présente une thèse. Tu m'as laissé ma chance sur cette thèse et grâce à toi, j'ai pu apprendre et progresser pour finalement présenter une thèse sur les voilures tournantes. Je te souhaite la plus grande réussite possible pour le projet CREATION. Merci plus largement à tous les membres du projet C.R.E.A.T.I.O.N., sans leurs contributions, un grand nombre des résultats de cette thèse n'auraient pu être obtenus.

Merci également à toute l'équipe PSEV à Salon. Merci Fabrice pour toutes ces discussions sur l'aéronautique et ta disponibilité tout au long de ces trois ans. Je te souhaite plein de succès et toujours plus d'imagination pour tes inventions géniales. Mais c'est aussi au-delà de l'aspect professionnel que je voudrais remercier l'équipe, pour les pauses détentes essentielles pour faire retomber la pression et le stress en fin de thèse. Merci à Bruno, notre coach de Football. Christian j'espère qu'un jour tu pourrais mettre les mains sur les voitures de tes rêves, Jean-Christophe merci pour ces discussions passionnantes sur le cerveau et son fonctionnement. Je sais maintenant qu'il y a d'autres chiffres aussi

grands que le nombre d'atomes dans l'univers observable. Merci à tout le monde pour votre bonne humeur. Grâce à vous j'ai passé trois années exceptionnelles.

Merci à mes collègues embarqués sur ce navire de guerre qu'est la thèse. Jean-Charles, Nicolas, je vous souhaite le plein de réussite pour votre fin de thèse. Tout se passera bien si vous ne suivez pas mes conseils. Merci à toi Nawfel, codeur fou adepte du polymorphisme des templates. J'hérite de toi, des capacités en informatique qui me seront essentielles dans ma carrière. Et puis au-delà merci pour ta jovialité de chaque instant.

Sans offenser les personnes que je viens de remercier, un plus grand merci encore pour ma famille et ma belle famille qui me sont très chères. Si j'écris ces lignes, c'est grâce à leur soutien durant toutes ces longues années d'études. Ils ont supporté mon caractère lunatique et la difficulté des études. Merci donc à mes parents, mon frère Raphaël, ma grand-mère, pour leur patience, leur compréhension, leur soutien ! Je ne vous ai pas toujours apporté le sourire que je vous dois, mais sachez que vous contribuez chaque jour à mon bonheur.

En un mot comme en mille, merci Emilie.

Je souhaite dédier cette thèse à mes grands-pères Jacques et Maurice
et à mon petit frère Florent.

Introduction

Les giravions sont des appareils volants dont la sustentation est assurée par la rotation d'une voilure tournante ou rotor. Ces appareils sont capables d'effectuer des vols, atterrissages et décollages verticaux ainsi que des vols stationnaires. Ils ont donc accès à un champ vaste d'applications tel que le secours en zone accidentée, le combat ou encore le transport. Bien que l'hélicoptère, composé d'un rotor principal et d'un rotor anticouple soit le giravion le plus répandu, il existe de nombreuses autres architectures : les appareils à rotors coaxiaux, les convertibles, les tandems ... Plusieurs questions apparaissent alors : « quel concept est le plus adapté face à un certain nombre de missions et spécifications ? », « Comment optimiser un appareil pour qu'il puisse répondre au mieux aux spécifications posées ? » Apporter une réponse à ces questions, nécessite de pouvoir comparer les formulations de giravions à partir de critères. Deux types sont clairement identifiés : les performances de vol et les impacts environnementaux.

Des outils ayant une capacité d'évaluation et/ou de prédimensionnement existent dans l'industrie. Pour des raisons industrielles évidentes telles que la préservation d'une expérience, d'un savoir faire ou d'une avance technologique, ces outils ne sont pas publics et donc ne peuvent servir de référence. En revanche, différentes sources sont accessibles dans les milieux scientifiques universitaires ou étatiques. Citons principalement le NDARC [1] (NASA Design and Analysis of RotorCraft) développé par la NASA, les travaux du Georgia Institute of Technology à travers la thèse de Adeel Syed Khalid [2] ou de l'outil informatique CIRADS [3](Concept Independent Rotorcraft Analysis and Design Software) aux Etats-Unis. En Europe, le DLR (Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt) développe le projet RIDE [4] (Rotorcraft Integrated Design and Evaluation).

En France, l'ONERA a initié début 2011 le projet de recherche fédérateur C.R.E.A.T.I.O.N. pour « Concepts of Rotorcraft Enhanced Assessment Through Integrated Optimization Network » ayant le rôle de mettre en place une plateforme numérique d'évaluation des aéronefs à voilure tournante. Des collaborations sont en cours avec la NASA et le DLR. C.R.E.A.T.I.O.N. se place parmi l'ensemble de ces projets et propose sa propre approche multidisciplinaire et multi-niveaux pour idéalement tous types d'appareils à voilure tournante. Les évaluations portent sur deux ensembles de critères. Le premier concerne les performances de vol non dynamiques telles que les vitesses maximales, les puissances requises sur un point de vol donné, le rayon d'action ou le domaine de vol. Le second est dédié aux impacts environnementaux à travers l'analyse des niveaux de bruit acoustique ou des quantités de gaz rejetés comme le CO_2 ou les NOx. L'évaluation de ces critères fait appel à de multiples disciplines. Les principales disciplines associées au dimensionnement d'un appareil à voilure tournante

sont considérées sous forme de modules. Les deux principaux sont associés aux thèmes d'évaluation de C.R.E.A.T.I.O.N. : « performances de vols » et « impact environnemental » et cinq autres permettent ces évaluations via leurs calculs : « aérodynamique », « masse et structures », « architecture et géométrie », « génération de puissance », « missions et spécifications ». Au-delà de ces modules la multidisciplinarité touche aussi le champ des mathématiques appliquées à travers les méthodes d'optimisation, l'aide à la décision et l'exploration de bases de données. La multidisciplinarité est donc un des marqueurs essentiels du projet C.R.E.A.T.I.O.N.

Un autre marqueur important est l'aspect multi-niveaux lié à la granularité de la physique descriptive considérée. L'évaluation doit être possible quel que soit le niveau de description de l'appareil. Il peut être lacunaire pour un appareil non conçu par exemple. Les niveaux 0 et 1 sont alors utilisés car ils permettent à l'aide de modèles statistiques et analytiques simples de dresser un premier design de l'appareil à évaluer. Dans le cas où l'appareil est suffisamment bien décrit, l'évaluation peut se faire directement à l'aide de codes complexes experts tels que le HOST [5] pour la mécanique du vol. Si chaque niveau de modélisation augmente la fidélité des modèles à la physique, ces derniers nécessitent en revanche un nombre croissant de données d'entrée : quelques unes au niveau 0 à plusieurs dizaines voire centaines au niveau 3.

Cette thèse s'intègre pleinement dans la construction de la chaîne C.R.E.A.T.I.O.N. dont elle partage des buts à la fois temporels et thématiques. Elle s'intéresse particulièrement au développement des deux premiers niveaux 0 et 1 sur des aspects de modélisation et de méthodologie. Plus précisément, une première partie des objectifs de la thèse est la création de modèles dit « statistiques » de niveau 0 à partir d'une base de données à rassembler et la construction du module « Performances de vol » basé sur la théorie du bilan de puissance au niveau 1. Dans un premier temps ces développements serviront à établir la capacité d'évaluation de la chaîne C.R.E.A.T.I.O.N. Ils seront décrits à travers des exercices de validation et de confrontation des modèles à des données réelles telles que des essais en vol sur le SA 365N Dauphin. La démarche et les résultats ont été publiés en 2011 lors du European Rotorcraft Forum [6] et en 2012 lors de l'American Helicopter Society Future Vertical Lift Aircraft Design Conference [7].

Une facette primordiale du projet C.R.E.A.T.I.O.N. est la capacité de conception préliminaire et d'optimisation d'un aéronef à voilure tournante à partir d'un ensemble de spécifications. Dans cette thèse nous proposons une méthodologie adaptée à cette problématique pour les hélicoptères et exploitant les modèles de niveau 0 et 1 développés précédemment. Ils seront notamment mis à contribution dans une chaîne de dimensionnement et d'évaluation. L'optimisation multidisciplinaire fait apparaître des problèmes le plus souvent multicritères, multivariables de design avec contraintes dont il existe de multiples solutions. A travers une étude bibliographique des principales méthodes, nous allons explorer les principales techniques capables de répondre à ces exigences. Pour mettre en place cette méthodologie, nous allons notamment nous intéresser au cas d'un hélicoptère de « ligne » transportant 90 passagers sur plus de 1000 km. Un tel appareil n'existe pas à ce jour, il est un cas d'étude idéal pour C.R.E.A.T.I.O.N.dont l'un des buts est de proposer des appareils innovants. Une communication présentant une étude préparatoire sur les techniques d'optimisation a été faite lors du European Rotorcraft forum de 2012 à Amsterdam [8].

La troisième étape de la construction du projet C.R.E.A.T.I.O.N. a pour but l'évaluation de tous types d'appareils à voilure tournante. Cette thèse présente dans un troisième temps des travaux préliminaires contribuant à cette troisième étape. La première d'entre elles est la généralisation de la technique du bilan de puissance à de nouvelles formulations de giravions : convertibles, coaxiaux, rotors carénés. Un autre aspect basé sur la génération automatique d'architectures d'appareils à voilure tournante est étudié au moyen de techniques de type algorithme évolutionnaire.

La thèse contribue donc au projet CREATION avec pour objectifs principaux : le développement des modèles de calcul des performances de vol aux niveaux 0 et 1, qui seront précisés plus loin, et la recherche d'une méthodologie adaptée au prédimensionnement des giravions. Cela se traduit naturellement par une mise en place de l'ensemble des modèles et de leurs interactions au sein d'une même plateforme numérique. Cela se traduit bien sûr aussi par des mises en pratique et démonstrations afin d'étudier concrètement différents processus méthodologiques adaptés à l'évaluation des giravions ou à leur prédimensionnement.

Ce manuscrit de thèse sera décomposé en quatre parties. Dans un premier temps nous décrirons le contexte du projet, ses motivations et son organisation. Puis nous mettrons en place les modèles de niveau 0 et 1 et les validerons dans le second chapitre. Le troisième chapitre présentera une mise en application de ces modèles et d'une méthodologie d'optimisation sur un cas concret de conception préliminaire. Enfin le dernier et quatrième chapitre présentera les travaux initiés pour la généralisation de la chaîne C.R.E.A.T.I.O.N.à tous les giravions.

Chapitre 1

Mise en place de la problématique

Sommaire

1.1 Contexte et problématique 13
1.2 État de l'art de méthodes d'évaluation et de conception des giravions 34
1.3 Les objectifs de C.R.E.A.T.I.O.N. et l'organisation du projet 47

Ce chapitre s'attache à décrire le contexte dans lequel est effectué cette thèse. Dans un premier temps nous allons décrire ces appareils volants ainsi que leurs missions. Les liens entre les spécificités d'une mission et le choix d'un appareil pose la question : « Quel concept choisir face à un ensemble de missions et de spécifications ? ». Dans le monde, quelques groupes de recherche tentent d'apporter des réponses. Dans un second temps nous effectuerons un état de l'art des solutions proposées. Celles-ci serviront de références comparatives pour l'élaboration de la chaîne de calcul C.R.E.A.T.I.O.N. dédiée à l'évaluation des performances de vol et des impacts environnementaux des aéronefs à voilure tournante. Ce projet interne à l'ONERA est décrit dans une troisième partie.

1.1 Contexte et problématique

1.1.1 Les ADAV : Aéronefs à Décollage et Atterrissage Vertical

Les ADAV désignent les aéronefs ayant la capacité de décoller, voler et atterrir verticalement. Ces possibilités leur confèrent un vaste et unique domaine applicatif puisque les ADAV n'ont pas besoin de piste de décollage ou d'atterrissage. Ils peuvent se fixer à la verticale au dessus d'un objectif ou encore effectuer des vols à basse vitesse et basse altitude. On distingue plusieurs types d'aéronefs se différenciant par leur moyen de sustentation :

– Les voilures tournantes sont l'objet de cette étude. Ces appareils reposent sur le principe de la mise en rotation de leur voilure par opposition aux voilures fixes des avions. Les hélicoptères sont un exemple, mais d'autres concepts tels que les convertibles, les coaxiaux, les tandems présentés dans la suite complètent cette vaste famille. Le terme giravions équivalent de l'anglais Rotorcraft est couramment utilisé. Giravions provient du terme grec « gyro » signifiant anneau ou cercle et du mot avion.

- Certains avions ADAV : la portance à vitesse d'avancement nulle est assurée par de puissants moteurs éjectant des gaz verticalement vers le bas et produisant une élévation en contre réaction. Ces appareils ne sont pas conçus pour des vols verticaux stabilisés et de longue durée. Les avions ADAV utilisent la propulsion verticale pour raccourcir les distances de décollage et d'atterrissage.
- Les voilures battantes s'inspirent des insectes et des oiseaux. Il s'agit de l'unique solution présente dans la nature permettant le vol vertical. Artificiellement, nous ne parvenons pas à retrouver complètement le rendement énergétique des insectes et oiseaux alors que la dynamique est reproduite. Des projets tels que le Hummingbird [9] démontrent que le vol vertical mécanisé à l'aide de voilures battantes est cependant possible.

1.1.2 Les missions des ADAV

En s'affranchissant d'une piste de décollage ou d'atterrissage, les appareils à voilure tournante ont accès à une très grande variété de missions irréalisables pour des avions. Leur utilisation n'a cessé de se développer depuis la seconde guerre mondiale. Les premiers appareils de série tels que les Sikorsky R-4 et R-5 américains ou les Flettner FI 282 Kolibri et Focke Achgelis Fa 233 Drachen allemands furent utilisés à des fins militaires surtout durant la guerre du Vietnam. Malgré leur conception rustique, ils pouvaient transporter des charges de plusieurs centaines de kilogrammes, assurer des missions de renseignement en milieu maritime ou servir dans la lutte anti-sous marine. Aujourd'hui les missions des voilures tournantes se sont diversifiées. Sans exhaustivité, nous pourrions les classer dans plusieurs catégories : transport, surveillance, renseignement et combat, travaux aériens, recherche et sauvetage.

Les ADAV sont utilisés notamment pour des missions de transports civils ou militaires. Il s'agit de transporter une charge utile d'un point A vers un point B, avec le plus souvent un objectif de rapidité. Ces charges peuvent être des hommes (troupes, VIP, etc.) ou toute autre sorte de masse comme illustré par la figure 1.1a. Généralement les points de provenance et de destination ne disposent pas de terrains d'atterrissage et nécessitent l'utilisation d'appareils à vol vertical. Un exemple concret est la mission de type « Offshore », les aéronefs doivent transporter des hommes ou du matériel sur des plateformes pétrolières. Un autre exemple est l'utilisation des hélicoptères en théâtre de guerre pour le transport de troupes en terrain difficile ou au-delà des lignes ennemies. Les missions de transport touchent aussi bien le marché civil que militaire. Il est à noter cependant l'échec du transport de masse de passagers au travers de lignes régulières. Les principales raisons sont le coût des hélicoptères et l'implémentation difficile des héliports en zones urbaines. En revanche le transport à la demande à l'aide d'appareils légers est en plein essor notamment au Brésil.

Les missions de type surveillance, renseignement, infiltration et combat font appel aux capacités de vol à basse vitesse et basse altitude des appareils à voilure tournante pour observer et s'infiltrer. Un exemple concret est l'exploitation des hélicoptères dans la police, la gendarmerie ou les douanes pour le suivi du trafic routier, la lutte anti-drogue, ... La reconnaissance tactique dans des missions militaires est un domaine de prédilection pour l'hélicoptère comme l'illustre la Gazelle présentée sur la figure 1.1b. L'infiltration et l'exfiltration de soldats combinent à la fois une mission d'infiltration et de transport de troupe. D'autres opérations délicates comme la lutte anti-incendie nécessitent des

capacités de vol basse altitude, basse vitesse. Les hélicoptères peuvent se mouvoir sur les 6 degrés de libertés, c'est-à-dire translation et rotation sur tous les axes. Les missions de type combat rapproché sol-air requierent cette importante manœuvrabilité.

Un autre champ d'utilisation primordial est le « secours et sauvetage ». Le terme SAR en anglais pour « Search and Rescue » est couramment utilisé. Aujourd'hui l'hélicoptère est le seul moyen pour porter assistance en milieu d'accès difficile : haute mer, haute montagne, milieu urbain, zones dévastées, ... Chaque année, les voilures tournantes sauvent des milliers de vies grâce à leurs facultés de vol vertical. Ces missions requièrent des appareils stables puisque dans de nombreux cas, un vol stationnaire au dessus d'une cible est nécessaire pour treuiller un secouriste et récupérer les victimes. La figure 1.1c montre une illustration d'un appareil équipé pour des missions SAR.



(a) Transport



(b) Combat



(c) SAR

Figure 1.1: Différents hélicoptères en conditions de missions

La mixité des missions des ADAV est donc importante. La liste établie dans ces lignes n'a pas l'ambition d'être exhaustive. Bien souvent les appareils sont capables d'effectuer plusieurs types de missions. Par exemple, le Dauphin d'Eurocopter [10] est proposé sur différents secteurs de missions tels que le SAR, l'Offshore ou le renseignement militaire. La polyvalence des appareils est un aspect primordial de conception. Il s'agit aussi d'un argument de vente pour les constructeurs et d'un critère de choix pour les clients ou les institutions. A ce titre, citons l'important programme en cours JMR/FVL aux Etats-Unis (Joint Multi−Role / Future Verical Lift) initiant le remplacement de nombreux appareils vieillissant dans l'armée américaine à l'horizon 2020 − 2025. L'armée américaine souhaite acquérir des appareils à vol vertical plus performants, capables de voler plus haut, plus vite donc étendre le domaine de vol et sur une gamme plus importante de missions.

Malgré la diversité des champs applicatifs, les ADAV n'ont pas accès à toutes les missions. Le transport de plusieurs dizaines de tonnes de chargement n'est pas impossible, mais réalisable par seulement de très rares appareils comme l'hélicoptère russe Mil Mi 26. Actuellement, il n'existe aucune ligne commerciale utilisant des hélicoptères pour le transport de plusieurs dizaines de passagers. Les vitesses maximales des hélicoptères (environ 350 km/h) sont limitées par des phénomènes physiques propres à leur voilure tournante. Les rayons d'actions restent faibles en comparaison de ce que proposent les voilures fixes. Les nuisances sonores freinent aussi l'implantation des hélicoptères en zone urbaine. Des programmes tels que JMR/FVL poussent à la recherche et au développement de solutions innovantes permettant de s'affranchir de ces limitations. Une problématique moderne de

conception est l'évaluation des performances des appareils par rapport à des missions. La caractérisation de ces dernières, leur traduction en termes de performances et de spécifications sur les appareils est l'un des enjeux du projet CREATION encadrant la thèse présentée.

L'hélicoptère est la solution privilégiée à ce jour pour répondre aux besoins des opérationnels. Elle s'est imposée par sa simplicité. Pourtant la variété des missions des voilures tournantes trouve un écho dans la diversité des formulations possibles. Après avoir passé en revue les missions des ADAV, la partie suivante détaille différents concepts d'aéronefs à voilure tournante ainsi que leurs performances opérationnelles.

1.1.3 L'hélicoptère

Il faut remonter au IV$^{\text{ème}}$ siècle de notre ère, bien avant Léonard de Vinci, pour trouver les premières traces d'appareils à voilure tournante. A cette époque de simples bouts de bois taillés que l'on faisait tourner rapidement avec ses mains pouvaient « voler » quelques secondes et émerveiller les enfants chinois. Quinze siècles plus tard, des appareils plus lourds que l'air s'élèvent avec à leur bord des pilotes intrépides. Dans les années 1940 l'hélicoptère tel que nous le connaissons prend son envol pratique et commercial, notamment grâce à la démonstration de Sikorsky avec son modèle VS 300 illustré par la figure 1.2. L'hélicoptère s'impose alors comme une machine aux capacités uniques et devient rapidement indispensable.



Figure 1.2: Le VS 300 est le premier appareil proposant un rotor anticouple en plus du rotor principal. Il s'agit véritablement du premier hélicoptère.

Un hélicoptère peut être décomposé en cinq éléments principaux :

- **Le rotor principal** : muni de pales, il assure la sustentation et la propulsion de l'hélicoptère.
- **Le rotor arrière anti-couple** : il a le rôle de compenser le couple généré par le rotor principal sur le fuselage et de permettre le contrôle de l'appareil sur l'axe du lacet (rotation autour de l'axe vertical).

- **Le fuselage** : il comprend le cockpit, une cabine pour la charge utile mais aussi les éléments fixes créant une portance comme la dérive ou l'empennage horizontal.
- **La chaîne de commandes** : elle s'étend des commandes du pilote, levier de collectif, manche cyclique, palonnier jusqu'au système de transmission des commandes aux rotors à l'aide du plateau cyclique et des biellettes de pas. Nous reviendrons dans la suite sur ces éléments.
- **Le système de génération et de transmission de la puissance** : les rotors sont des systèmes mis en mouvement, nécessitant donc un apport d'énergie. Celle-ci est produite par une turbine sur une majorité d'hélicoptère mais peut provenir aussi d'un moteur à piston pour les appareils les plus légers et les drones. Les motorisations diesel sont en cours de développement tout comme les systèmes hybrides électriques − thermiques. Les moteurs électriques sont pour l'instant seulement utilisés sur des appareils de petite taille, sans pilote à bord. La puissance est transmise depuis les moteurs vers les rotors par un système d'arbres et de boite de transmission complexes.

Cette décomposition est choisie de manière à expliciter clairement ce qu'est un hélicoptère et son fonctionnement. Les sections suivantes décrivent donc sans détail les phénomènes physiques permettant à l'hélicoptère de voler. Des équations plus détaillées sont fournies dans le chapitre 2.

Afin de saisir l'intérêt des différentes formules d'aéronefs à voilure tournante, les principales limitations des hélicoptères sont présentées ci-après et notamment celles affectant la vitesse maximale d'avancement. Les principales performances des hélicoptères seront abordées dans le chapitre 2 de la thèse.

1.1.3.1 La sustentation, la propulsion et le couple

Un hélicoptère est un objet massif dont le poids propre $\vec{P} = W_{mto} \cdot \vec{g}$ doit être compensé pour voler en état stationnaire. Le rotor principal a entre autres ce rôle. Il est formé d'un certain nombre de pales reliées à un moyeu. La section d'une pale est un élément profilé. Selon les principes de l'aérodynamique, un fluide circulant autour d'un profil crée des zones de surpression et de dépression respectivement au-dessous et au-dessus de l'élément profilé qu'il contourne comme le montre la figure 1.3 à gauche. Une force capable de s'opposer au poids est alors générée : F_r. Elle possède deux composantes : une verticale, F_z, nommée force de portance, perpendiculaire au vecteur vitesse local et une horizontale, F_x, opposée au mouvement et nommée force de traînée des pales. La figure 1.3 schématise cette construction.

L'équation donnant la force de portance F_z générée par un profil est :

$$F(z) = \frac{1}{2} \cdot \rho_{air} \cdot V^2 \cdot S \cdot C_z \tag{1.1}$$

ρ_{air} est la densité de l'air, V est la vitesse de l'air et S est la surface du profil. C_z est le coefficient de portance dépendant de la forme du profil, de l'angle d'incidence et du nombre de Mach ($M = V_h/C_{son}$) dans les conditions de pression et température du point de vol considéré. L'expression est quasi identique pour la composante x associée à la force de traînée. L'intensité de la force générée par le

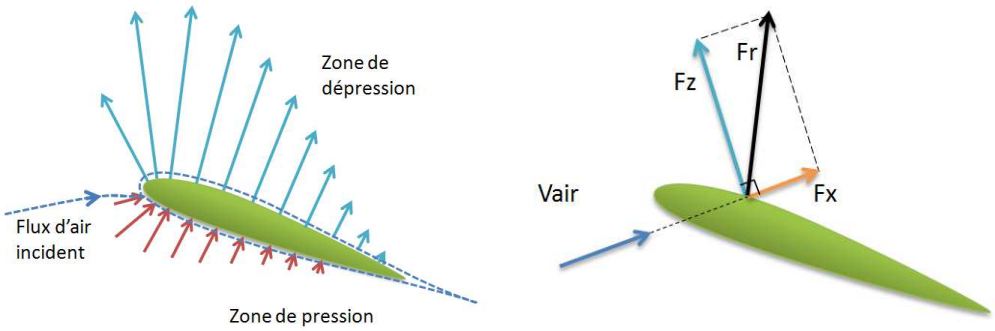


Figure 1.3: A gauche, schéma des zones de pression (en rouge) et de dépression (en bleu) créées par la circulation d'un fluide autour d'un profil de pale. A droite, schéma des forces générées par les zones de pression / dépression causé par le flux d'air incident V_{air}. Les forces représentées sont : F_z la force de portance, F_x la force de traînée et F_r, la force résultante.

profil est donc dépendante de deux facteurs : l'angle d'incidence de l'air sur le profil et la vitesse de l'air. Lorsque l'incidence et la vitesse de l'air augmentent la force générée croît aussi. Cela reste vrai dans une certaine gamme de variation des angles et des vitesses. En effet lorsque l'incidence est trop élevée, l'écoulement subit des décollements puis un décrochage par rapport aux surfaces du profil. Le contournement devient alors turbulent et la force générée faiblit drastiquement. De même lorsque la vitesse est trop importante, typiquement à des valeurs proches de la vitesse du son pour une pale d'hélicoptère, les ondes de choc font augmenter brutalement la traînée et décroître la portance. La polaire de profil d'un élément de pale est la relation entre les formulations du coefficient de portance (Cz) et de traînée (C_x) ou leur évolution en fonction de l'angle et de la vitesse de l'air incident.

Le modèle physique donnant les efforts aérodynamiques générés par l'air sur un profil de pale peut se généraliser pour l'ensemble de la voilure. Cette intégration le long de l'envergure de la pale et sur l'ensemble du disque rotor qu'elle balaye conduit à la formulation d'une polaire rotorique donnant le coefficient de traînée moyen d'un profil de pale en fonction du coefficient de portance moyen (C_{zm}) et du paramètre d'avancement $\mu = V_h/(\Omega \cdot R_{mr})$: $C_{xp} = f(C_{zm}, \mu)$. La force de traction du rotor est la sommation de l'ensemble des forces de portance. L'appareil décolle lorsque la traction s'oppose totalement au poids de l'appareil.

La propulsion de l'hélicoptère est obtenue en inclinant la traction produite par le rotor. Cela consiste à modifier le pas de chaque pale au cours de sa rotation en azimut [1] de manière à créer un différentiel de traction adéquat. La répartition dissymétrique des forces de portance crée une inclinaison de la traction, direction dans laquelle se dirige l'appareil. La propulsion permet à l'hélicoptère de se mouvoir sur les axes de translation mais pour cela il faut vaincre les forces de traînée aérodynamique générées par le fuselage et le rotor. La traction doit donc compenser le poids mais aussi la force de traînée de l'appareil.

1. L'azimut est l'angle qui repère la pale au cours de sa rotation autour du rotor

Outre leur rotation autour du mât rotor, les pales ont également des mouvements de battement et de traînée permis par des articulations ou souplesses entre le moyeu et les pales. Il en résulte notamment un comportement gyroscopique du rotor. Les mécanismes qui permettent l'orientation de la traction sont donc complexes. Nous n'aborderons pas le sujet de la dynamique du rotor dans cette thèse. Les références [11] et [12] donnent un excellent aperçu des phénomènes mis en jeu.

Finalement un seul rotor permet d'assurer à la fois la sustentation et la propulsion. Bien qu'élégante, cette solution n'est simple qu'en apparence. En effet, ce rotor est la source de nombreux déséquilibres que différents mécanismes doivent corriger. Le principal est le couple généré par le rotor sur le fuselage. Selon les principes de la mécanique newtonienne, toute force prend appui sur un support pour se manifester. Dans le cas où le support est libre de se mouvoir, il se déplace dans le sens contraire du mouvement précédemment créé : il s'agit du principe de l'action − réaction. Pour un hélicoptère, le mât du rotor est entraîné par un couple moteur prenant appui sur le fuselage. En l'absence de fixation, la rotation du rotor entraîne la rotation du fuselage en sens inverse et l'appareil n'est pas stable. Une solution à ce problème est l'utilisation d'un rotor de queue anti-couple. Son plan de rotation est orthogonal à celui du rotor principal. Son rôle est de générer une force s'opposant au mouvement créé par le couple rotor sur le fuselage. Ce rotor excentré est aussi un moyen de contrôle sur l'axe en lacet. Telle est la formulation classique de l'hélicoptère : un rotor principal assurant portance, propulsion et contrôle en tangage et roulis ainsi qu'un rotor anti-couple permettant le contrôle du lacet. La figure 1.4 schématise le phénomène de création du couple de réaction Cr sur le fuselage. Il faut alors appliquer une force $T_{tr} = Cr/L_{mr/tr}$ pour le contrer, $L_{mr/tr}$ étant un bras de levier, distance entre le centre de gravité et le rotor arrière. Notons que sur un hélicoptère le rotor arrière classique n'est pas l'unique solution permettant de contrer le couple. L'hélicoptériste McDonnel Douglas a développé le système NOTAR (No TAil Rotor) permettant de générer une force latérale suffisante grâce à l'effet « Coanda ». D'autres solutions existent pour contrer le couple : un second rotor coaxial tournant en sens inverse, un second rotor en tandem, des hélices latérales... Les possibilités sont nombreuses. Dans le cadre de cette thèse, ces autres formulations ne seront pas désignées par le terme hélicoptère.

1.1.3.2 La chaîne de commandes et le pilotage

La modification du pas des pales par le pilote s'effectue à l'aide d'une chaîne mécanique ou électronique liant le rotor aux commandes du pilote. L'élément le plus important est un système de deux plateaux présenté sur la figure 1.5a. Le premier plateau est non tournant. Il est lié aux commandes du pilote. Il est donc libre de monter, de descendre ou de s'incliner dans toutes les directions. Le second, le plateau tournant, est attaché au rotor principal ainsi qu'aux pales par des biellettes de pas. Ses mouvements sont asservis par ceux du rotor. Lorsque le plateau fixe est incliné, le plateau tournant effectue une rotation selon un plan incliné parallèle au premier comme le schématise la figure 1.5a. Le plateau tournant transmet ses mouvements au rotor permettant la modification de l'angle de pas des pales en conséquence. Le système de plateaux est intégré au plus près du mât rotor et du moyeu formant un système complexe comme l'illustre la photographie du rotor de l'EC 115 sur la figure 1.5b.

Le pilote dispose de trois commandes pour modifier la position de l'hélicoptère représentés schématiquement sur la figure 1.6. Le manche à balais ou cyclique modifie l'orientation du plateau fixe et

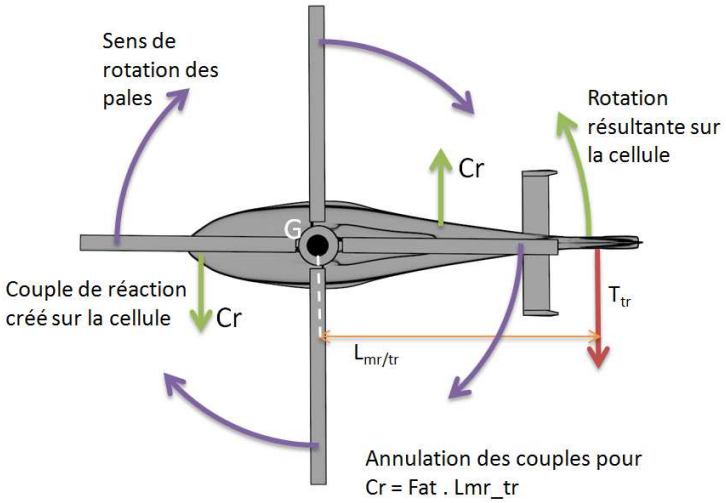
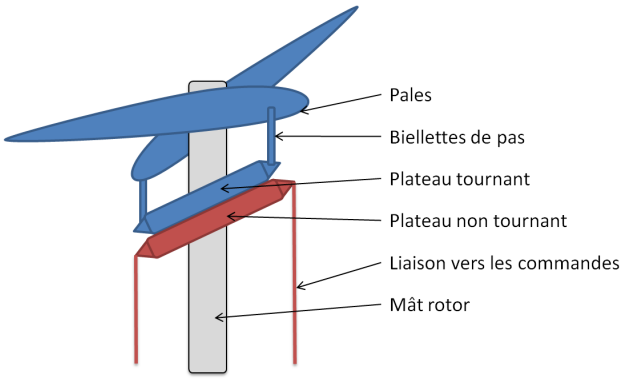
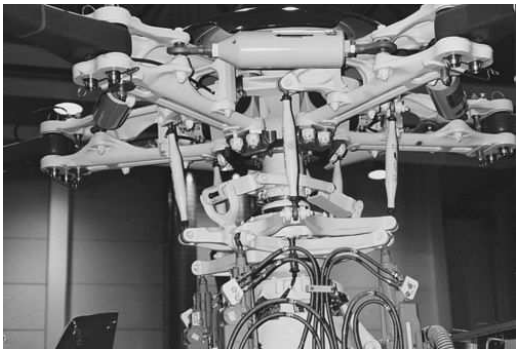


Figure 1.4: Cette figure schématise l'apparition du couple de réaction créé sur le fuselage C_r à cause de la rotation du rotor et de la traînée des pales. Il est compensé par une force de traction générée par le rotor arrière T_{tr} appliquée avec un bras de levier par rapport au centre de gravité G défini comme la distance entre les deux rotors de l'appareil : $L_{mr/tr}$.



(a) Schéma d'un moyeu rotor



(b) Photographie du rotor de l'EC 155

Figure 1.5: Fonctionnement du rotor d'un hélicoptère avec ses biellettes ainsi que les deux plateaux.

du plateau tournant et en conséquence le pas des pales. Il permet donc d'orienter la traction du rotor dans une direction et induit une translation horizontale. Le levier de collectif élève ou fait descendre uniformément le plateau fixe, le plateau tournant et donc baisse ou augmente le pas de toutes les pales, d'où le nom de collectif. Cela modifie l'intensité de la traction ou norme du vecteur force de traction. Le levier collectif permet donc une translation verticale. Le rotor principal génère un couple qui varie avec à la traction. Si la traction change, la force produite par le rotor arrière doit être adaptée. Cela se fait à l'aide du palonnier modifiant collectivement le pas des pales du rotor arrière donc la traction produite par ce dernier. Le palonnier permet aussi de contrôler l'appareil sur l'axe de lacet.

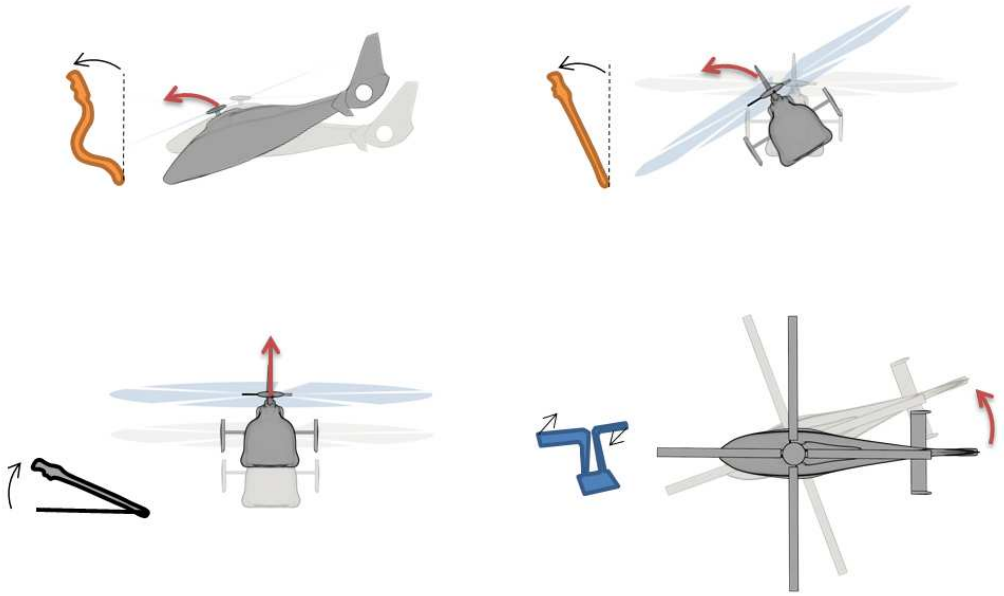


Figure 1.6: Illustration de la conséquence du mouvement des commandes sur les mouvements de l'appareil. Les deux schémas en haut sont la modification de la position du manche cyclique, le schéma en bas à gauche correspond est la modification du manche de collectif, enfin en bas à droite, il s'agit de la modification de la position du palonnier

1.1.3.3 L'importance des éléments fixes

Sur le fuselage sont disposés deux voilures fixes : la dérive ou empennage vertical et l'empennage horizontal. Bien qu'elle ne soit pas présente sur tous les hélicoptères, la dérive a un rôle important : à haute vitesse, elle agit comme une aile verticale en générant une force latérale dirigée dans la même direction que la traction du rotor anti-couple. Cette force permet donc de soulager le rotor arrière d'une partie de la force anti-couple qu'il doit produire et donc de réduire la puissance requise. La dérive peut être décomposée en plusieurs éléments. Ainsi sur certains appareils comme le Dauphin on trouve des plans verticaux au bout des plans horizontaux. A noter que contrairement à un avion, la dérive ne sert pas à contrôler l'appareil sur l'axe de lacet : ce rôle est réservé au rotor arrière, en général la dérive n'est pas orientable sur un hélicoptère.

L'empennage horizontal est présent sur tous les appareils. Son rôle est primordial : il doit stabiliser l'assiette longitudinale de l'appareil. En effet pour accélérer l'hélicoptère doit incliner vers l'avant la traction générée par le rotor. Cela a pour effet de faire basculer la fuselage vers l'avant en inclinant l'appareil comme sur la figure 1.7 à gauche, donnant ainsi une forte assiette à piquer, pouvant non seulement être inconfortable aux passagers mais surtout engendrant une augmentation de la traînée de l'appareil. L'empennage horizontal génère une force déportante vers le bas créant un couple à cabrer redressant l'appareil pour éviter les fortes inclinaisons. L'inconvénient de ce système est qu'il offre aux basses vitesses une surface en interaction avec l'air soufflé vers le bas et vers l'arrière par le rotor. Un couple cabrant le fuselage comme sur la figure 1.7 à droite est alors créé. C'est le phénomène

de bosse d'assiette rencontré aux basses vitesses qui peut perturber les tâches de pilotage aux basses vitesses.

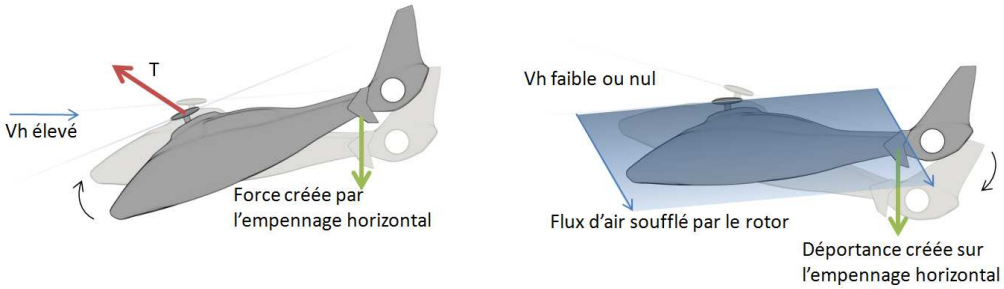


Figure 1.7: Ces schémas représentent l'influence de la force créée par l'empennage horizontal sur l'attitude de l'appareil en vol d'avancement (à gauche) et aux basses vitesses (à droite).

1.1.3.4 La génération et transmission de la puissance

Sur l'ensemble des hélicoptères dépassant la masse d'une tonne, le système de génération de puissance est une turbine. C'est actuellement le système le plus efficace en terme de poids par rapport à la puissance produite. Une turbine est composée de différents étages formés par des hélices à aubes. Les premiers étages dits « de compression » effectuent une compression adiabatique de l'air qui s'engouffre dans la turbine. Il est ensuite expulsé par une centrifugeuse dans une chambre de combustion où il va servir de comburant pour le kérosène brûlé. Une part de l'importante énergie des gaz est alors prélevée par les étages dits de « haute pression » pour créer une énergie mécanique capable de mettre en rotation les étages de compression et la centrifugeuse. La part restante est envoyée sur une roue libre. C'est elle qui communique son mouvement au rotor. La roue libre tourne à des vitesses de l'ordre de plusieurs milliers de tours par minute. Une boite de transmission disposée entre les rotors et la roue libre réduit le régime de rotation à quelques centaines de tours par minute pour le rotor principal. Il est remarquable de souligner que dans le cas des hélicoptères, ces boites de transmission sont essentielles et complexes. En effet, l'arbre du moteur tourne selon un axe horizontal longitudinal alors que le rotor principal tourne autour d'un axe vertical et le rotor arrière autour d'un axe latéral.

1.1.3.5 La limitation de vitesse

La sustentation d'un hélicoptère repose sur son rotor principal composé de pales. Ces pales génèrent la force de portance grâce à la vitesse de l'air incident. En vol stationnaire et dans des conditions d'atmosphère standard, les pales sont soumises globalement à la même vitesse d'air incident. Cette vitesse varie en fonction du rayon du rotor. Elle est notée $U(r)$, où r est simplement le rayon considéré et Ω la vitesse angulaire de rotation en $rad.s^{-1}$:

$$U(r) = r \cdot \Omega \tag{1.2}$$

En stationnaire, les vitesses d'air incident sur les pales sont donc les mêmes quel que soit l'angle d'azimut considéré sur le rotor. En vol d'avancement, une vitesse V_h s'ajoute à la vitesse $U(r)$ observée

par les pales en vol stationnaire. Ainsi dans le repère du rotor, la pale qui avance (pale avançante) dans le sens du mouvement de l'hélicoptère voit une vitesse $U(r) + V_h$, tandis que la pale qui recule (pale reculante) voit une vitesse d'air incident $U(r) - V_h$. On peut introduire le paramètre d'avancement μ défini comme le rapport entre la vitesse d'avancement et la vitesse en bout de pale $\Omega \cdot R$ où R est le rayon du rotor.

$$\mu = \frac{V_h}{\Omega \cdot R} \tag{1.3}$$

Les vitesses résultantes sur le disque rotor ne sont plus axi-symétriques comme le souligne la figure 1.8 à gauche. A $\mu \neq 0$, du côté de la pale reculante on observe une zone où la vitesse locale $U(r) - V_h$ qui peut conduire à un résultat négatif. C'est la zone de « flux inversé » indiquée par un cercle en bleu sur la figure 1.8 à droite. Concrètement, l'air contourne la pale par le bord de fuite, ce qui engendre de la déportance et l'augmentation de la traînée. Cette zone est minimale lorsque μ tend vers 0 et maximale lorsque μ tend vers 1. A $\mu = 1$, la pale reculante est entièrement affectée par ce phénomène de flux inverse des vitesses et ne génère aucune portance. En pratique, μ dépasse rarement 0,45 [13].

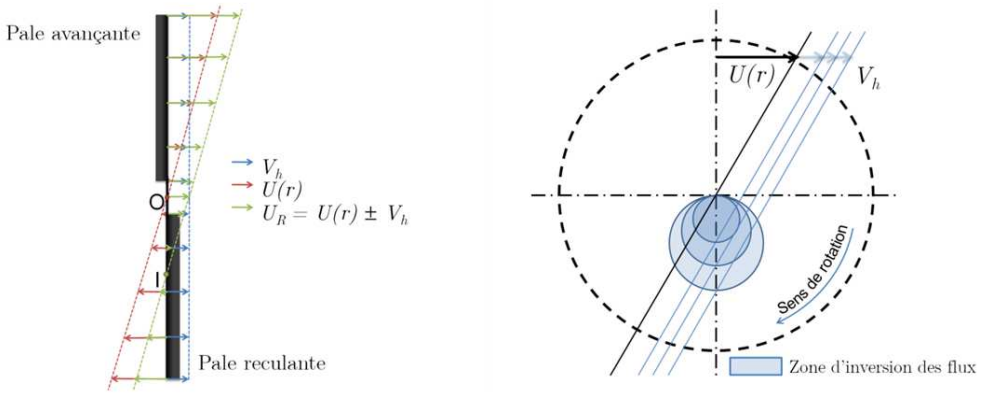


Figure 1.8: Schéma montrant l'évolution des vitesses d'air sur les pales avançantes et reculantes en fonction de la vitesse de rotation et d'avancement du rotor dans l'air. La figure à gauche montre la vitesse d'air incidente résultante sur le bord d'attaque des pales (en vert). La figure à droite présente la zone d'inversion du flux d'air en fonction de la vitesse d'avancement.

Du point de vue de la pale avançante, aux fortes vitesses d'avancement, la somme de vitesse V_h due à la translation de l'appareil et de $U(r)$ vitesse due à la rotation en extrémité de pale, peut atteindre des valeurs proches de la vitesse du son. L'écoulement de l'air devant épouser la surface de la pale est soumis à des phénomènes de compressibilité. Les ondes de choc, outre des vibrations, engendrent une forte augmentation de la traînée et un effondrement de la portance.

Donc pour résumer, pour μ proche de 1, apparaît une chute de la portance et une augmentation de la traînée en pale reculante. Le même phénomène est observable pour un Mach en extrémité de

pale avancante $M(r = R_{mr}\, \psi = 90°)$ proche de 1. Toutefois, si $\Omega \cdot R_{mr}$ est faible, alors on peut avoir $\mu \approx 1$ et $M_{R_{mr},90°} \approx 1$

Les vitesses de rotation typiques en bout de pale sont de l'ordre de 200 à 220 $m.s^{-1}$ en vol stationnaire, la vitesse du son est de de l'ordre de 340 $m.s^{-1}$ au niveau de la mer en condition d'atmosphère standard, donc les vitesses maximales théoriques des hélicoptères sont de l'ordre de 120 $m.s^{-1}$ soit environ 430 $km.h^{-1}$. Ces phénomènes de décrochage sur les pales avançantes et reculantes sont donc à l'origine de la limitation physique de la vitesse des hélicoptères. Cependant généralement la vitesse est limitée par des facteurs technologiques comme la puissance des turbines. Les records de vitesse absolus pour les hélicoptères, et certifiés par la fédération aéronautique internationale (FAI) sont de 401 km/h sur 15 et 25 km pour le Westland Lynx 800 G-Lynx et de 372 km/h sur 3 km pour le Dauphin 365 DGV de l'Aérospatiale.

Il existe de fortes motivations pour accroître la vitesse maximale des hélicoptères. La réduction de la durée du trajet est en liaison directe avec un gain économique. Dans le contexte actuel seul un changement de formulation d'appareil à voilure tournante permet de se projeter vers les hautes vitesses. Des solutions telles que la technologie X2 de Sikorsky, le X^3 d'Eurocopter ou les convertibles s'engagent dans cette voie.

1.1.3.6 La contrainte de masse

Peu d'hélicoptères dépassent plusieurs dizaines de tonnes. Une analyse de la base de données hélicoptère construite à l'ONERA durant la thèse et présentée au chapitre 2 montre en effet que seulement 5 modèles d'appareils sur quasiment 200 dépassent les 20 tonnes. La masse maximale enregistrée est celle du Mil Mi 26 à 56 tonnes pouvant emporter une charge utile de 20 tonnes. Cet appareil russe datant de la guerre froide (1957) reste aujourd'hui un modèle unique et extrême. La masse n'est pas une limitation au sens stricte du terme. Il est possible d'imaginer un appareil toujours plus lourd, toujours plus grand. Il existe toutefois de fortes contraintes définies par des facteurs technologiques tels que l'existence de matériaux résistants ou de moteurs suffisamment puissants. Un premier aspect de la limitation de la masse est donc structurel. En effet la surface du disque rotor est proportionnellement liée au poids de l'appareil. Plus la masse est grande plus le rayon des pales est important. Les matériaux doivent donc pouvoir résister aux efforts engendrés sur la pale : c'est-à-dire le poids propre de la pale, la force centrifuge, la force de portance et la force de frottement. Un rapide calcul numérique sur le cas du Mil Mi 26 permet d'envisager l'amplitude de ces contraintes dans le tableau 1.1. Les efforts sur le rotor et les pales sont donc très importants. Ils nécessitent l'emploi de matériaux lourds et résistants, augmentant par conséquent la masse des pales et du moyeu central.

Rayon rotor du Mi 26	16 m
Poids d'une pale	Environ 7 000 N
Force centrifuge	Environ 4 150 000 N
Charge disque ramenée à une pale	Environ 70 000 N

Tableau 1.1: Résultats de calculs numériques simplifiés de forces agissant sur le rotor

L'effet intrinsèque d'une masse importante est le besoin de puissance pour soulever ces appareils. Le Mil Mi 26 possède deux moteurs délivrant une puissance unitaire au décollage de 8 400 kW. Bien que peu efficaces au regard de la technologie actuelle, ces engins témoignent de la puissance qu'il faut apporter au rotor pour soulever l'appareil. La masse de carburant embarquée par le Mil Mi 26 est d'environ 12 tonnes. Cela lui permet de franchir des distances d'environ 700 - 800 km après décollage à sa masse maximale. Depuis les années 1960, seul Sikorsky propose un hélicoptère capable de soulever une masse « comparable ». Il s'agit du CH-53 et de ses déclinaisons. Le CH-53K qui doit entrer en service en 2015 permettra l'emport d'une charge de 15,9 tonnes sur une distance maximale de 841 km. La masse maximale de l'appareil est de 33 566 kg et nécessite une puissance au décollage de plus de 13 700 kW. Un tel appareil hors norme est destiné au marché militaire. Les rayons d'action des hélicoptères lourds sont aussi très courts en comparaison de l'avion. Le Alenia C-27J Spartan, un avion de transport militaire de masse maximale équivalente au CH-53K, soit 32 tonnes, nécessite une puissance de 7 000 kW et possède un rayon d'action variant entre 2 150 et 6 000 km en fonction de la charge. L'avantage de l'hélicoptère sur l'avion étant principalement le vol stationnaire, le transport de lourdes charges reste donc intéressant pour l'hélicoptère du moment que les distances de trajet restent courtes.

Plusieurs raisons expliquent donc le faible développement de l'hélicoptère dans les gammes de masses importantes, au-delà de 20 tonnes. Premièrement la conception générale de ces appareils relève de défis technologiques notamment au niveau du rotor principal devant supporter toute la masse. Deuxièmement la formulation hélicoptère n'est pas très efficace sur de grandes distances de part la puissance requise et les consommations de carburant. Pour autant il existe un réel intérêt pour les hélicoptères de transport de passagers court et moyen courrier comme le souligne certaines études de la NASA [14]. Tout comme pour la limitation de vitesse, de nouvelles formulations de giravions peuvent amoindrir l'effet des contraintes, notamment structurelles. L'ajout d'un ou plusieurs rotors plus petits est un exemple. Dans le chapitre 2 nous essayerons de dimensionner un appareil de type hélicoptère capable de transporter 90 passagers civils. Au-delà de la discussion sur la faisabilité, nous souhaitons effectuer cet exercice d'optimisation pour les raisons évoquées ici et pour d'autres exposées au chapitre 2.

1.1.3.7 Un appareil plus respectueux de son environnement

Deux types d'impacts principaux de l'hélicoptère sur son environnement peuvent être distingués : le premier est sonore, le second concerne la pollution atmosphérique. Les sources de bruits sur un hélicoptère sont multiples : le compresseur de la turbine, la boite de vitesses et surtout les voilures tournantes sont les plus significatives. Le bruit du rotor principal peut être de différentes natures :

- bruit d'épaisseur lié à la géométrie de la pale,
- bruit de charge causé par les variations de portance au cours de la rotation de la pale,
- bruit d'interaction pale/tourbillon dû aux chocs (saut de pression), d'une pale passant dans les tourbillons générés par les pales précédentes,
- bruit à grande vitesse.
- bruit émis par le rotor arrière

L'intensité de ces sources de bruit varie en fonction de la position et de la vitesse de l'appareil par rapport à l'observateur. Par exemple en phase d'approche, le bruit d'interaction pale/tourbillon est le plus important. Il s'agit d'un bruit impulsif de niveau très élevé pouvant atteindre des valeurs de plus de 100 dBA. En phase de survol les bruits de hautes vitesses, d'épaisseur et de fenestron (rotor anticouple caréné) sont prédominants. Ces nuisances sonores importantes peuvent freiner le développement de l'hélicoptère dans les zones urbaines. Les exigences de certification et de réglementation tendent par ailleurs à se durcir. Un exemple notoire est l'interdiction du survol de la ville de Paris hormis pour des missions de service de l'état. Le développement de l'hélicoptère civil en zone urbaine est donc tributaire de la réduction du niveau sonore. Plusieurs solutions permettent de rendre les rotors moins bruyants : les moyens passifs jouent sur la diminution de la vitesse de rotation ou la géométrie des pales, les moyens actifs optimisent le contrôle des pales en introduisant des systèmes de variation de pas individuel pour chaque pale, de gouvernes actives ou de profils actifs. Ces derniers moyens modifient notamment la trajectoire des tourbillons pour réduire les interactions entre les pales et leur sillage. Le second impact cité concerne la pollution atmosphérique. Il concerne plus généralement tous les appareils brûlant du carburant. L'objectif est bien évidement de minimiser toute production de gaz polluant. La prise en compte des impacts environnementaux tels que le bruit ou l'émission de gaz est un nouvel axe de développement. L'activité « Green Rotorcraft » dans le projet de recherche européen « Clean sky » [15] a cette ambition de rendre les appareils à voilure tournante plus respectueux de leur environnement. Une collaboration est également en cours entre l'ONERA et la NASA sur ce sujet.

Après avoir décrit le fonctionnement d'un hélicoptère, les différentes formulations d'appareils à voilure tournante autres que l'hélicoptère peuvent être abordées.

1.1.4 La diversité des appareils à voilure tournante

L'hélicoptère avec sa formule constituée d'un rotor principal plus un rotor anticouple est apparu dans les années 1940 sous l'impulsion d'Igor Sikorsky aux États-Unis. Bien avant l'hélicoptère, d'autres concepts ont tenté de résoudre le problème de la sustentation d'un appareil plus lourd que l'air. L'enjeu recherché était de trouver une formulation apte à être maîtrisée et contrôlée tout en assurant la stabilité de l'engin. Ainsi des appareils à rotors coaxiaux, des tandems, ou autres formules à multiples rotors ont pu s'élever et participer à cette course de la maîtrise du vol vertical.

La diversité des voilures tournantes est encore présente aujourd'hui. Le but des concepts alternatifs à l'hélicoptère est de dépasser les limites conceptuelles de ce dernier pour atteindre des vitesses et des altitudes de vol plus importantes, des distances franchissables élevées ou des masses maximales d'emport augmentées. Les formulations alternatives aux hélicoptères présentés dans la suite se distinguent principalement par le moyen d'assurer la portance en modifiant le nombre et la disposition des rotors. Les concepts présentés dans la suite n'ont pas tous dépassé le stade du prototype que se soit pour des raisons techniques ou économiques. Néanmoins il est intéressant d'observer la diversité des formulations pour souligner l'intérêt de méthodes d'évaluation et de comparaison des giravions.

1.1.4.1 Les autogires

Bien que les autogires possèdent une voilure tournante, ceux-ci ne sont pas des ADAV. En effet, le rotor présent sur l'autogire n'est pas mis en rotation mécaniquement : c'est la vitesse incidente de l'air qui l'actionne et permet de générer de la portance pour le vol. Pour s'élever, les autogires nécessitent donc l'utilisation d'un moyen de propulsion, par exemple une hélice propulsive. Cependant, le rotor peut être mis en rotation dès le décollage afin de raccourcir les distances d'envol, voire de décoller en stationnaire. La mise en rotation du rotor par l'air qui le traverse implique que ce système ne génère pas de couple sur le fuselage. Les autogires ne nécessitent donc pas de système anticouple comme le montre le Cierva C30A sur la figure 1.9. Ces appareils sont apparus avant les hélicoptères, dans les années 1930 sous l'impulsion de Juan De la Cierva, un pionnier des voilures tournantes. Aujourd'hui les autogires sont quasi-exclusivement utilisés dans les aéroclubs, mais quelques concepts sont envisagés pour des applications militaires.



Figure 1.9: Cierva C30A, l'un des premiers autogires illustrant la présence d'un rotor libre et d'une hélice dédiée à la propulsion.

1.1.4.2 Les girodynes

Les girodynes différent des hélicoptères par le contrôle du rotor. Le rotor d'un girodyne est entraîné en rotation par un système (moteur ou compresseur) lui permettant de générer de la portance. En revanche, il ne peut créer de propulsion, le rotor n'est pas orientable. En conséquence, les girodynes doivent avoir un système de propulsion additionnel. Un exemple célèbre de girodyne est le Fairey Rotodyne. Cette machine conçue dans les années 1950 était dédiée au transport civil. Le rotor principal fonctionnait sur le principe du girodyne, il était mis en rotation par l'éjection d'air en bout de pale. Deux hélices assuraient la propulsion. Des ailes étaient présentes pour soulager le rotor et créer de la portance en vol d'avancement. Aujourd'hui les girodynes ne sont plus présents sur le marché, pourtant des concepts futuristes, dédiés au transport civil notamment, sont toujours à l'étude. Les hélicoptères sont des girodynes particulier, dans le sens où la propulsion est assurée par le rotor principal.

1.1.4.3 La formulation tandem

Les tandems sont des appareils à voilure tournante présentant deux rotors de taille équivalente et placés sur l'axe longitudinal de l'appareil. Les rotors tournent à la même vitesse en sens opposé ce qui permet globalement au centre de gravité de l'appareil d'obtenir un couple de rotation nul. Les premiers tandems opérationnels ont été conçus dans les années 1940, aujourd'hui le plus connu d'entre eux est le CH-47 Chinook de Boeing illustré sur la figure 1.10. Avec l'hélicoptère et les appareils à rotors coaxiaux, il s'agit de la formulation la plus répandue.

Les tandems sont généralement utilisés comme des appareils de transport lourd. Les rotors de grandes tailles (18 m de diamètre pour le CH47) génèrent une surface portante à même de supporter de grandes charges. De plus l'espacement entre les deux centres rotors impose un fuselage long et volumineux. Outre leurs performances statiques, les tandems sont reconnus pour leur stabilité dynamique accrue. En revanche la multiplication des rotors a une incidence sur la masse de l'appareil, les rotors, moyeux et boites de transmission étant des éléments lourds. Du point de vue aérodynamique, deux ou plusieurs rotors dépensent moins de puissance qu'un seul pour générer la même portance. Cependant les têtes des rotors sont des éléments ayant une forte traînée, jusqu'à 40 % de la traînée totale d'un hélicoptère.

Le tandem est donc une machine efficace pour le transport de lourdes charges. En revanche son efficacité est plus discutable pour les hautes vitesses et les grandes distances.



(a) Dépôt de militaires



(b) Décollage

Figure 1.10: Opérations du Chinook CH−47.

1.1.4.4 La formulation à rotors coaxiaux contrarotatifs

Les appareils à rotors coaxiaux utilisent deux rotors situés sur un même axe, de tailles identiques mais leur sens de rotation est opposé, parvenant ainsi à annuler le couple global généré par chacun des rotors sur le fuselage. Cette formulation est une caractéristique des appareils du constructeur russe Kamov, actuellement reprise par Sikorsky sur des concepts avancés tels que le X2 que nous évoquerons dans la partie 1.1.4.7.

De manière similaire aux tandems, la masse d'un coaxial est soulevée par la portance générée par deux rotors. La charge sur chaque rotor est donc divisée par deux. A surface de disque rotor équivalente, les coaxiaux sont plus compacts que les tandems et les hélicoptères. Du point de vue aérodynamique les rotors coaxiaux compensent le phénomène de dissymétrie de portance en vol d'avancement. Cela permet théoriquement d'atteindre des vitesses maximales plus importantes par rapport à l'hélicoptère, à condition que les deux rotors soient non articulés et hyper-rigides en battement comme c'est le cas du X2 de Sikorsky. Toutefois le système de transmission des commandes doit être dupliqué. Les boites de vitesses doivent inverser la rotation du second rotor et le mât des rotors doit être dimensionné de manière à ce que les pales ne se coupent pas du fait de leurs battements. De plus la présence de deux rotors augmente le niveau de vibration généré. L'ensemble de ces facteurs fait que les systèmes de rotors coaxiaux sont complexes et de plus grande dimension verticale. Cela génère une traînée importante et pénalisante à haute vitesse. Les coaxiaux classiques ne sont donc pas généralement utilisés pour des vols nécessitant une vitesse importante.

L'utilisation des appareils coaxiaux contrarotatifs est diversifiée. On retrouve parmi la gamme Kamov, des appareils de transport de charges lourdes comme le KA-32 sur la figure 1.11a, et des appareils de combat très agiles et capables de transporter un armement important tel que le KA-50 sur figure 1.11b. Il peuvent faire preuve d'excellente manœuvrabilité grâce à leur symétrie (alors que l'hélicoptère n'est pas symétrique) et à la possibilité d'utiliser six commandes pour contrôler les six degrés de liberté de la dynamique du vol, alors que l'hélicoptère ne dispose que de quatre commandes.



(a) Ka 32 dédié au transport (b) Ka 50 Alligator dédié au combat

Figure 1.11: Photographies d'aéronefs ayant des rotors coaxiaux contrarotatifs.

1.1.4.5 Les convertibles

Les convertibles désignent les appareils munis d'un mécanisme de basculement des rotors. Ces derniers sont placés sur des ailes qui sur certains concepts, sont également libres (tout ou partie) de basculer. En stationnaire ainsi qu'à basse vitesse les rotors sont orientés de manière à contrer le poids de l'appareil. A haute vitesse, le poids est compensé par la portance des ailes et les rotors génèrent une force opposée à la traînée. Un exemple célèbre de convertible est le Bell-Boeing V22 Ospray de l'armée américaine illustré sur la figure 1.12. Il s'agit du seul appareil de ce type produit en série actuellement.

Ces aéronefs cumulent les avantages des hélicoptères et des avions. En effet ils sont capables de décoller, atterrir, voler verticalement et peuvent atteindre des vitesses comparables à celles des avions à hélice, soit près de deux fois celle d'un hélicoptère. Ils peuvent emporter une charge plus importante sur une plus grande distance car les ailes prennent en charge une part de la portance. En mode « avion » les convertibles peuvent aussi atteindre des altitudes de croisière plus élevées, jusqu'à 8000 m pour le V22. La figure 1.13 schématise une comparaison des domaines de vol typiques d'un convertible par rapport aux hélicoptères et avions turbopropulsés. Le convertible est un appareil de compromis, il cumule donc aussi certains inconvénients des hélicoptères et des avions. L'optimisation des pales de ces appareils doit convenir à la fois pour le vol en mode avion et en mode hélicoptère. Un compromis nécessaire impliquant de mauvaises performances en stationnaire en comparaison des hélicoptères. De même les pales des convertibles ne sont pas dimensionnées pour les hautes vitesses, supérieures à 600 km/h. L'optimisation des pales n'est pas la seule difficulté conceptuelle. Les rotors sont fixés sur des nacelles positionnées en bout d'aile. Le mécanisme de basculement ou de conversion est lourd et complexe. De même un arbre de transmission épais doit relier les deux nacelles augmentant le poids des ailes par rapport à celui d'un avion. En cas de panne, l'un des deux moteurs doit pouvoir assurer toute la puissance. L'interaction aérodynamique entre les rotors et l'aile peut aussi poser problème. Ces problématiques techniques très complexes expliquent en partie les coûts de conception élevés des convertibles. Par exemple, les coûts de développement du V22 Osprey s'établissaient à 27 milliards de dollars en 2007 [16] limitant leur développement sur les marchés publics. Malgré cela, son rôle dans l'armée américaine est essentiel : il permet le transport de troupe sur des distances presque deux fois plus importantes qu'un hélicoptère de masse équivalente. Enfin Agusta Westland tente de proposer un convertible, le AW 609 sur le marché civil.



Figure 1.12: Photographie d'un V22 Osprey dont les nacelles sont en cours de basculement.

1.1.4.6 Les appareils à rotor engrenant

Les appareils à rotors engrenant possèdent deux rotors dont les disques de rotation se croisent. Comme le nom l'indique, un engrenage unique permet aux rotors de tourner en opposition, ce qui les empêche de se croiser. Cette formulation originale est de conception allemande : Flettner Fl 282 Kolibri. Aujourd'hui l'entreprise Kaman est la seule à proposer des appareils à rotors engrenés comme le K-max, illustré sur la figure 1.14.

Les appareils à rotors engrenés possèdent des capacités équivalentes à celles des coaxiaux. Les rotors contrarotatifs permettent de se passer de système anticouple et la dissymétrie de portance à haute vitesse est compensée. Pour pouvoir se croiser sans collision, les rotors sont inclinés latéralement.

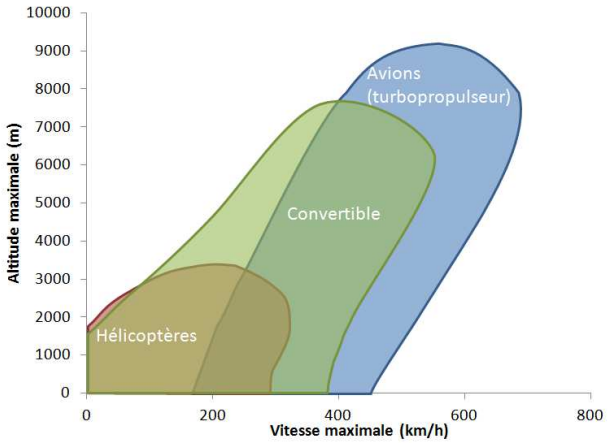


Figure 1.13: Schéma représentant les enveloppes de vol d'un convertible par rapport à l'hélicoptère et à l'avion.

Cela implique que les forces de portance des rotors ne sont pas totalement axiales. Il en résulte une perte d'efficacité de la portance générée par rapport à un hélicoptère. En revanche le centre de poussée est plus proche du centre de gravité impliquant une meilleure stabilité en vol stationnaire.

Les appareils à rotors engrenés, dont le seul représentant moderne est le K-max, sont aujourd'hui associés à des travaux aériens nécessitant une « grue volante », comme par exemple pour réaliser la construction d'édifices.



Figure 1.14: La photographie présente le K−max de Kaman en ascension

1.1.4.7 Les combinés

Les combinés associent différents éléments sustentateurs et propulsifs pour parvenir à une formulation dont les performances sont orientées vers les grandes vitesses. Le nombre de possibilités de couplage est important. Par exemple un appareil peut avoir un rotor principal classique et deux hélices

latérales placées en bout d'ailes. C'est le concept dit « rotodyne » imaginé par la société Fairey et dont le X^3 d'Eurocopter, illustré sur la figure 1.15a, reprend le concept en remplaçant le rotor girodyne par un rotor articulé de type hélicoptère. Le X^3 utilise donc son rotor comme moyen de sustentation et de propulsion aux basses vitesses. En exerçant un différentiel de forces axiales, les hélices jouent le rôle de système anticouple, et au stationnaire ces forces doivent être de sens opposés. A haute vitesse lorsque la portance du rotor décline, les ailes prennent en charge une part de la portance, ce qui soulage le rotor. Les hélices produisent alors une traction opposée à la traînée. Ce système permet au X^3 d'atteindre des vitesses plus importantes que les hélicoptères équivalents : 487 km/h en juin 2013 [17].

Un concurrent du X^3 est le Sikorsky X2 en photographie sur la figure 1.15b. Cet appareil possède deux rotors coaxiaux et une hélice propulsive en bout de queue d'appareil. Les rotors coaxiaux permettent d'effacer une partie de la limitation de vitesse des hélicoptères due à la dissymétrie de portance. La traînée importante induite en contre partie par ce système est réduite par un carénage entourant le mât rotor et une distance plus faible entre les deux rotors rigides par rapport aux rotors articulés de Kamov. L'hélice propulsive sert à vaincre la traînée globale de l'appareil. Le X2 a atteint la vitesse de 460 km/h en 2010 [18].



(a) X^3 d'Eurocopter (b) Sikorsky X2

Figure 1.15: Photographies de combinés.

Le Lockheed AH-56 Cheyenne de la figure 1.16a est un concept développé dans les années 1960. Il se formule comme un hélicoptère classique possédant un rotor principal et un rotor anti-couple. L'originalité provient de la présence d'une hélice propulsive en bout d'appareil. Cette hélice avait pour rôle de lutter contre la traînée de l'appareil afin de réduire la charge rotor. Le Cheyenne était aussi muni de petites ailes assurant un surplus de portance à haute vitesse. Le concept pouvait atteindre des vitesses de 360 km/h mais il fût abandonné en 1972 car trop complexe et coûteux.

Le Piasecki X−49 présenté sur la figure 1.16b est un concept basé sur l'hélicoptère et notamment sur le UH−60 BlackHawk. Outre son rotor principal, l'appareil est muni d'ailes en position centrale sous le rotor. Une hélice carénée est orientée vers l'arrière de l'appareil. Elle joue le rôle de gouvernail et oriente la poussée produite. En stationnaire, ce système contre le couple en éjectant l'air latéralement.



(a) Lockheed AH−56



(b) Piasecki X−49

Figure 1.16: Photographies de combinés.

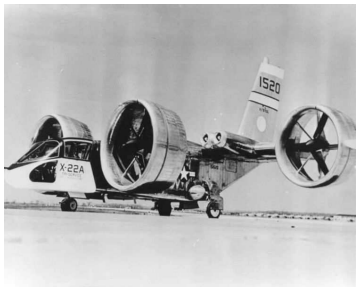
Il existe de nombreux autres appareils non évoqués ici. La variété des combinés est vaste mais ces appareils n'ont jamais franchi le stade du prototype. Cependant les concepts de type X^3 d'Eurocopter et X2 de Sikorsky pourraient bien être produits en série lors de la prochaine décennie.

1.1.4.8 Les autres concepts

D'autres concepts se démarquent par le moyen de mise en rotation du rotor. Par exemple, certains appareils éjectent des gaz en bout de pales : ceux sont les tip-jet. Il en résulte la rotation du rotor sans création d'un couple sur l'appareil. Les tip-jet n'ont pas besoin de rotor anti-couple. Développée dans les années 40 et 50, cette technologie parait avantageuse. Elle n'est pourtant plus utilisée, hormis sur le Dragonfly DF1 et le X−50 Dragonfly illustrés sur la figure 1.17b. Évoquées dans le cas du X-49A de Piasecki montré sur la figure 1.16b, les carènes sont des anneaux ou tubes entourant un rotor ou une hélice. Ils constituent un type de rotor dit « rotor caréné ». Les fenestrons sont couramment utilisés sur des hélicoptères en tant que rotor anticouple. Les carènes augmentent l'efficacité des rotors en créant une force de succion sur les bords amont du collecteur et évitant la contraction radiale de l'air éjecté par le rotor. Quelques concepts d'appareils proposent d'utiliser les carènes pour accroître l'efficacité de propulseurs additionnels, voire même sur des rotors dédiés à la sustentation. Le concept Bell X 22 (figure 1.17a) possédait quatre rotors carénés basculants. Toujours plus originaux, des appareils tels que le Boeing X−50 Dragonfly testent des systèmes de rotors que l'on peut stopper, avec des profils de pales symétriques (bord d'attaque / bord de fuite). Le rotor du X−50 possède aussi un système d'éjection de l'air en bout de pale. Le département de recherche pour la défense américain (DARPA) a présenté un appareil avec un rotor rétractable à haute vitesse dont les pales se replient dans un dôme qui a la forme d'une aile circulaire. Sa portance est alors assurée par des ailes comme le montre la figure 1.17c. Même s'il existe encore bien d'autres variantes, les principaux types de concepts de giravions ont été présentés illustrant la richesse de leur variété.

1.1.5 Concepts versus missions

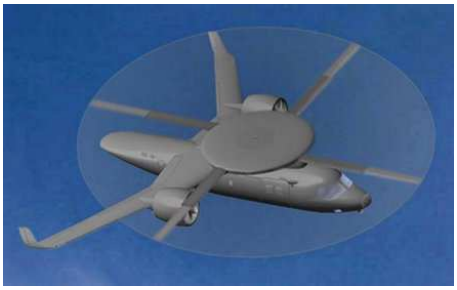
Les voilures tournantes avec leurs capacités de vol uniques ont accès à une riche variété de missions. Elles possèdent de nombreuses applications civiles et militaires comme nous l'avons vu dans la partie 1.1.2. Les missions ont des exigences sur les appareils : charge utile importante, vitesses de vol



(a) Bell X22A



(b) Concept Boeing X50 Dragonfly



(c) Concept DiskRotor de la DARPA

Figure 1.17: Autres concepts d'aéronefs à voilure tournante.

élevées, stabilité, rayon d'action, faibles consommations de puissance en fonction des phases de vol. Face à cette variété de missions, il existe de nombreuses formulations d'appareils à voilure tournante ainsi qu'un champ ouvert de conception. Certains appareils sont taillés pour les hautes vitesses comme les convertibles ou les combinés, d'autres sont plus aptes à transporter de lourdes charges tels que les tandems. Quant aux hélicoptères, leur développement depuis les années 1940 permet une polyvalence importante. Toutefois ils sont soumis à certaines limitations d'emport de charge, de vitesse maximale, de rayon d'action et ils ont une importante influence sur leur environnement à travers la pollution sonore et l'émission de gaz polluants. Plusieurs questions se posent alors du point de vue du concepteur, du client ou de l'opérateur :

- Quels concepts d'appareils à voilure tournante pourraient répondre au mieux aux exigences d'une ou plusieurs missions ?
- Est-ce que le concept choisi répond correctement aux spécifications des missions ?
- Comment peut-on optimiser un appareil pour qu'il réponde au mieux à ses missions ?
- Est-il possible de créer un appareil innovant capable de répondre au mieux aux problématiques de la mission ?

Apporter une réponse à ces questions nécessite de pouvoir comparer les formulations de giravions à partir de critères. Deux ensembles sont clairement identifiés : les performances de vol avec notamment les vitesses maximales, les puissances requises sur un point de vol donné, le rayon d'action ou le domaine de vol et les impacts environnementaux comme le niveau de bruit acoustique ou les quantités de gaz polluant rejetées. Avant de tenter nous-mêmes de développer des moyens de calcul pour répondre à ces questions, il faut bien sûr commencer par examiner ce qui a déjà été publié dans ce domaine. C'est ce que présente la prochaine partie sur l'état de l'art.

1.2 État de l'art de méthodes d'évaluation et de conception des giravions

La conception et l'étude des performances des appareils à voilure tournante sont des problématiques qui attisent un intérêt croissant des groupes de recherche universitaires et étatiques. L'avè-

nement des drones, la croissance du marché civil, le remplacement d'appareils militaires sont tout autant de facteurs provoquant la création d'outils dédiés aux études avant-projet.

Au-delà de ces considérations pragmatiques, l'intérêt scientifique est bien présent : caractériser de nouvelles formules de giravions, développer les connaissances des différents aspects de la physique du fonctionnement des giravions, établir de nouveaux modèles descriptifs sont autant de thèmes de recherche associés aux problématiques citées ci-dessus. L'aspect mathématiques appliquées avec l'exploration de nouvelles méthodes d'optimisation multidisciplinaires est aussi un marqueur fort des récents développements dans le domaine de l'étude des giravions.

De part le monde, les Etats-Unis et l'Europe sont actifs dans le domaine. Cet état de l'art cite et décrit les aspects les plus importants des projets existants.

1.2.1 Le NDARC

Le NDARC, signifiant NASA « Design and Analysis of Rotorcraft », est un outil informatique développé par Wayne Johnson de la NASA au centre de recherche Ames en Californie depuis 2007. Cet outil bénéficie de toute l'expérience acquise dans le domaine des giravions par la NASA.

Le NDARC a deux objectifs principaux. Le premier est le dimensionnement et la conception de giravions en fonction de spécifications. Le second est l'évaluation des performances de vol de l'appareil conçu, par rapport à ensemble de conditions de vol et missions. La mission est définie comme une succession d'étapes caractérisées par une durée, une distance et une quantité de carburant consommée.

Du point de vue du NDARC un aéronef à voilure tournante est un ensemble de sous-systèmes décrit par un fuselage, des rotors, des ailes, une poutre de queue et un système de génération de puissance. Pour chaque élément l'outil calcule les performances propres du sous-système comme par exemple la portance, la traînée et la masse. La somme de ces attributs donne les performances globales de l'appareil et ses caractéristiques physiques.

Le NDARC est fondé sur la démarche consistant premièrement à régler leur modèle le plus élaboré, CAMRAD II [19], pour restituer le comportement aérodynamique d'un giravion par comparaison à des données d'essais sur un appareil connu. Deuxièmement, ils procèdent à un réglage « à la main » des paramètres des modèles simplifiés de NDARC par comparaison aux résultats de CAMRAD II. Concrètement cette démarche a d'abord été appliquée à partir des mesures sur le Black Hawk UH-60A pour ce qui est des modèles dédiés aux hélicoptères, puis sur les cas du convertible V22 et du tandem Chinook CH47. Cependant, le NDARC est en principe capable de dimensionner toutes les formules de giravions existantes, voire même des configurations plus exotiques comme le montre le figure 1.18.

La figure 1.19 schématise le fonctionnement global du NDARC avec ses deux objectifs principaux : le dimensionnement et l'analyse. Les tâches principales pour y parvenir sont symbolisées dans les cadres à bord gras et épais. Au centre est l'appareil : « Aircraft Description ». Il est défini par des entrées de l'utilisateur ou bien des résultats de dimensionnement depuis « Sizing Task » accessible à tous les blocs de calcul du NDARC.

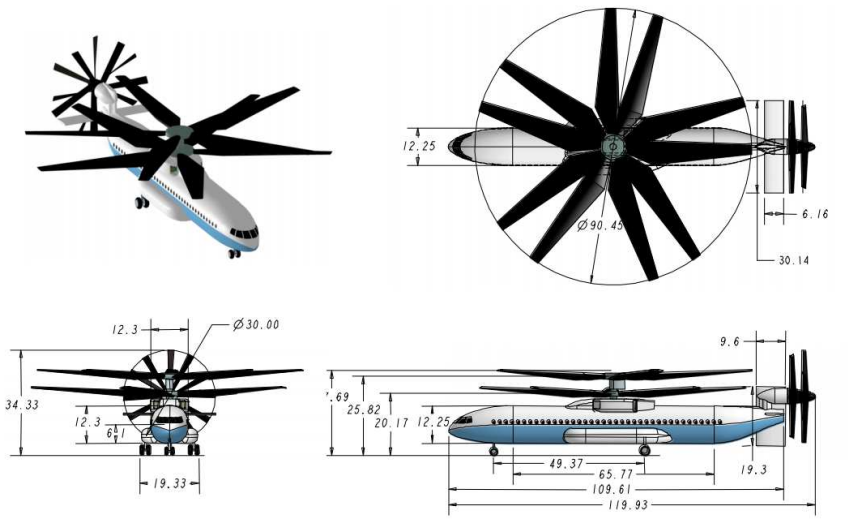


Figure 1.18: Exemple de concept accessible au NDARC, extrait de [20]

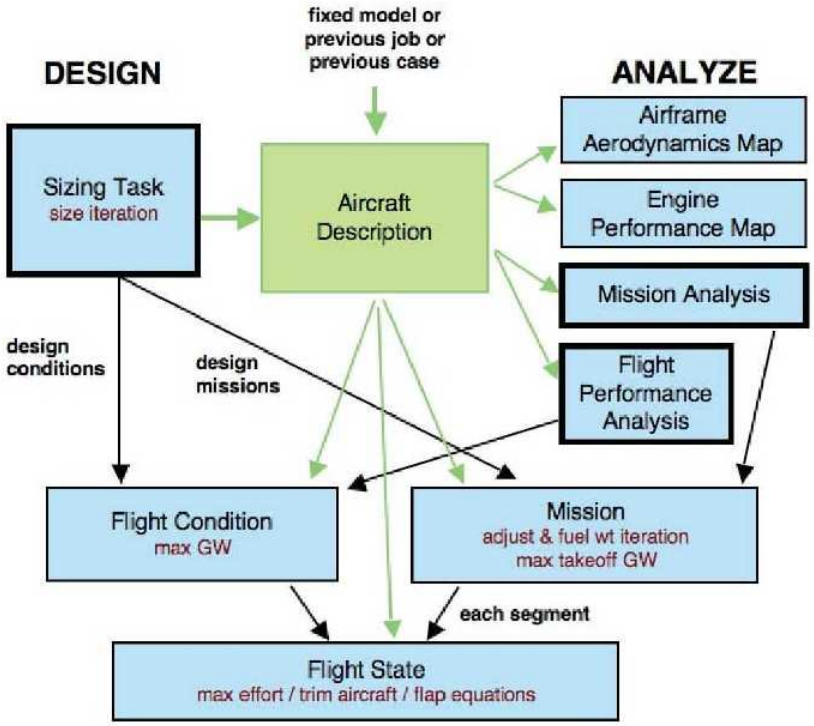


Figure 1.19: Ce schéma présente l'articulation des différents modules de conception et d'analyse présent dans l'outil NDARC [1].

La tâche de dimensionnement a pour but de déterminer les dimensions, puissances et les masses de l'appareil considéré. Ce dimensionnement est établi à partir de spécifications données par un utilisateur potentiel et traduites en des conditions de vol dimensionnantes, par exemple un décollage à 1500 mètres d'altitude. Une mission entière peut être utilisée pour calculer la masse de carburant. La mission est composée de différents segments possédant chacun une condition de vol impliquant sur l'appareil un état de vol à atteindre.

Les modèles utilisés pour l'ensemble de ces calculs sont de bas niveaux de fidélité. NDARC utilise des théories simples telles que la théorie du disque sustentateur avec les équations de Bernoulli, également utilisée dans cette thèse. Sur chaque élément, les forces et moments sont calculés puis sommés au centre de gravité. Un modèle de contrôle commande est implémenté de manière à trouver l'équilibre de l'appareil. Le modèle de masse est de nature statistique, il provient de AFDD (US-army Aeroflight Dynamics Directorate). Très riche et complexe, il provient de l'acquisition de données sur les masses des giravions et de leurs sous-systèmes depuis plusieurs décennies. Les auteurs du NDARC précisent que les modèles sont interchangeables, ainsi il est possible dans l'outil d'utiliser ou de lui associer des codes de calcul plus complexes tels que CAMRAD II. Un tel cas de figure est explicité dans le chapitre 3.

A notre connaissance NDARC est l'outil de dimensionnement et d'évaluation des giravions le plus avancé dans le monde. A ce jour, il est validé [21] et utilisé dans la recherche universitaire et étatique américaine. Citons notamment les travaux de Carl Russel en association avec Wayne Johnson [14, 22] qui étudient la faisabilité d'un concept d'appareil à voilure tournante capable de transporter 90 passagers sur plus de 1000 km. Ce cas d'étude est l'objet du chapitre 3 de cette thèse. En effet, l'ONERA a établi une collaboration avec la NASA permettant de comparer les résultats de C.R.E.A.T.I.O.N. avec ceux du NDARC. Le logiciel de la NASA est certes une source d'inspiration pour nos modèles et nos futurs développements. En revanche il ne possède pas actuellement de méthodes d'optimisation mono ou multi-disciplinaires. Ces modèles permettent des analyses de sensibilités en procédant à des balayages paramétriques. Il faut alors toute l'expertise de W. Jonhson pour en déduire un prédimensionnement réaliste. NDARC ne contient pas non plus de modèles pour évaluer les contraintes structurelles, ni de modèle acoustique. Il parait important d'explorer la voie de l'optimisation pluridisciplinaire tout en intégrant le plus d'expertise possible dans l'outil. Ce sont deux enseignements à tirer dans l'état de l'art au regard des propositions du NDARC.

1.2.2 Les travaux du Georgia Institute of Technologie (GIT)

L'Aerospace Engineering School de « Georgia Tech » à Atlanta aux Etats-Unis, explore les méthodes de dimensionnement et d'optimisation des appareils à voilure tournante. La méthodologie « Rotorcraft Integrated Product and Process Developpement (IPPD) Preliminary Design Process » en est la concrétisation. C'est un processus formel traitant du développement d'un appareil depuis l'analyse des spécifications jusqu'à l'étude du cycle de vie et des coûts. Il est présenté sur la figure 1.20. Tous les aspects techniques de la conception sont abordés : conception du véhicule, analyse dynamique, stabilité et contrôle, ...

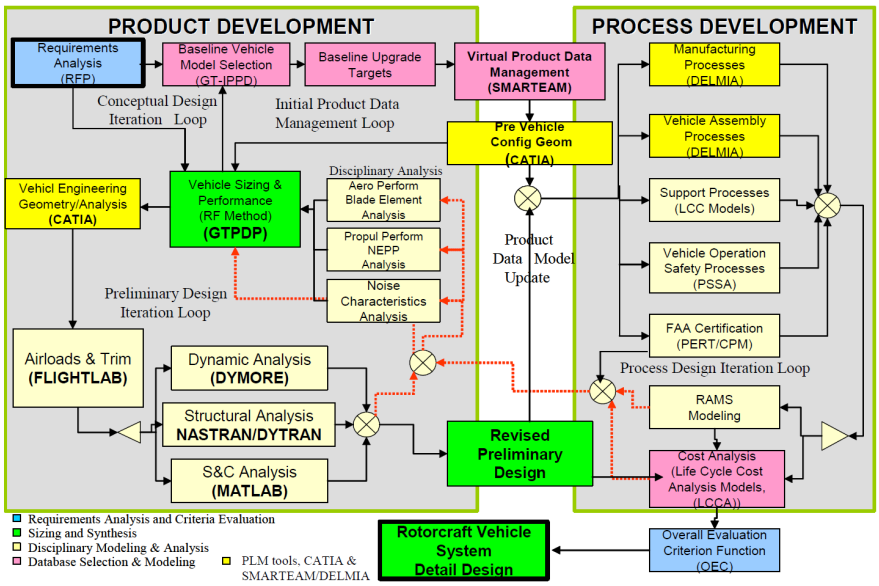


Figure 1.20: Processus formel d'étude du développement d'un hélicoptère par le Georgie Institute of Technologie [2]

De nombreux travaux s'articulent autour de la méthodologie IPPD. Citons notamment la thèse d'Adeel Syed Khalid [2] qui présente une chaîne de calculs exploitant les méthodes de conception par optimisation multidisciplinaire MDO (Multi-disciplinary Design Optimization). Les méthodes et processus mis en place sont utilisés pour le dimensionnement d'un hélicoptère léger monoturbine. La description faite de l'appareil est très fine. Cela implique que la chaîne présentée ne peut pas être utilisée pour dimensionner un hélicoptère depuis une page blanche ou avec peu de spécifications de données.

Un autre travail important est effectué par Joseph Davis [3]. Si la thèse de Khalid se focalise sur les hélicoptères, Davis part du constat qu'il existe le besoin de modéliser tous types d'appareils à voilure tournante. Pour pallier cela, il propose CIRADS pour "Concept Independent Rotorcraft Analysis and Design Software". CIRADS est une application orientée objet prévue pour étudier toutes les formules de giravions imaginables à l'aide de la théorie du disque actuateur pour le calcul des performances de vol, associée à la théorie par éléments de pales.

Ces deux travaux rejoignent nos objectifs et sont de bonnes illustrations de ce qu'il est possible de faire dans le domaine de la conception de giravions. La thèse de Khalid [2] présente des méthodes MDO pour des hélicoptères, pouvant nous inspirer. Les travaux de Davis sont une orientation sérieuse pour concevoir un code de calcul des performances de vol adaptable à toutes les formules d'appareils à voilure tournante.

1.2.3 La méthode de prédimensionnement de Prouty

Raymond Prouty est un ingénieur américain travaillant dans le domaine des voilures tournantes depuis les années 1950 (chez Hughes, Sikorsky, Bell, Lockheed, McDonnel Douglas). A la fin des années 1980, il publie un livre nommé « Helicopter Performances, Stability, and Control » [13], dans lequel il développe notamment une méthode de prédimensionnement des hélicoptères. Prouty précise que le prédimensionnement d'un appareil nécessite l'interaction de nombreux métiers. Les ingénieurs aérodynamiciens, spécialistes de la mécanique du vol ou des structures doivent coordonner leurs efforts au sein d'un processus itératif. Il en découle après convergence un design homogène mais basé sur des compromis entre les résultats des différents corps de métiers.

Prouty, indique que le design d'un hélicoptère commence par le renseignement de spécifications de mission. Charge utile, rayon d'action, endurance, vitesse ascensionnelle, vitesse maximale ou performances spécifiques en vol stationnaire sont des critères que l'on peut définir pour orienter le prédimensionnement. En parallèle, des contraintes permettent de cadrer le large choix de solutions laissé par les spécifications. Ces contraintes concernent le respect de normes de certification, de la charge soutenue par le rotor (Disk Loading), le niveau de bruit, etc.

Prouty propose une méthode de design basée sur 16 d'étapes :

1. Etablir une masse maximale (W_{mto}) et une puissance de décollage (P_{inst}) par identification avec des hélicoptères existants équivalents, i.e. avec des performances et spécifications similaires à celles visées.
2. Estimer la quantité de fuel embarquée en se basant sur une consommation spécifique (sfc) moyenne, indiquée par Prouty à 0.24 kg/kW pour une turbine avec T_{miss}, la durée de la mission. La masse de carburant vaut :
$$W_{fuel} = sfc \cdot P_{inst} \cdot T_{miss} \tag{1.4}$$
3. Calculer la masse utilisable totale, définie comme la somme des masses de l'équipage, de charge utile et de carburant :
$$W_{useful} = W_{crew} + W_{pay} + W_{fuel} \tag{1.5}$$
4. Prédire le ratio de la masse utilisable divisée par la masse totale par rapport à une courbe d'évolution temporelle, des années 1950 jusqu'à nos jours, donnée par Prouty. Ce dernier indique qu'en 1990 le rapport vaut 0.65 contre 0.4 en 1960.
5. Ré-estimer la masse maximale à partir du résultat obtenu à l'étape 4. Si les valeurs diffèrent, réajuster la puissance installée et la quantité de carburant.
6. Etablir la charge au disque maximale permise et estimer par conséquent le rayon rotor.
7. Faire les premiers choix de design du rotor : vitesse en bout de pale, solidité (i.e. surface des pales rapportée à celle du disque rotor) et vrillage des pales à partir des spécifications et notamment de la vitesse maximale.
8. Estimer la traînée du rotor et de l'appareil en vol d'avancement en palier, en montée et au stationnaire.
9. Calculer plus précisément la puissance installée.

10. Sélectionner le moteur par rapport aux spécifications et contraintes.
11. Recalculer la quantité de carburant.
12. Calculer les masses des sous-systèmes à partir de méthodes statistiques jusqu'à convergence.
13. Effectuer des études paramétriques sur la charge disque, la vitesse en bout de pale, la solidité, le vrillage, le type et nombre des moteurs afin d'établir la configuration la plus légère.
14. Raffiner la description structurelle et la masse des sous-systèmes.
15. Calculer de manière plus précise les traînées.
16. Maintenir une coordination entre chaque membre de l'équipe pour assurer que les compromis sur le design et les décisions soient bien pris en compte.

Selon Prouty, les 13 premières étapes peuvent s'inscrire dans un processus autonome informatisé. Ce cheminement logique possède plusieurs avantages. Il est premièrement pragmatique et permet de démarrer le problème depuis une situation réaliste : un client propose un ensemble de besoins et de spécifications pour effectuer une mission. Il permet donc sur les 6 premières étapes d'établir un premier portrait grossier d'un appareil. Les étapes 7 à 13 permettent quant à elles de raffiner le dimensionnement en introduisant de nouvelles disciplines comme l'aérodynamique. Enfin à partir de l'étape 14, les modélisations se précisent. C'est un schéma de montée en niveaux de précision que l'on retrouve dans les études effectuées durant cette thèse. Prouty indique dans la suite de son chapitre dédié au prédimensionnement de nombreuses considérations pouvant aider et orienter le design. Elles ne sont pas décrites dans cet état de l'art.

1.2.4 RAPID/RaTE

Le professeur Omri Rand du Technion Israël Institute of Technology développe depuis le milieu des années 1990 un logiciel nommé RAPID/RaTE signifiant Rotorcraft Analysis for Preliminary Design / Rand Technologies & Engineering [23, 24].

Le logiciel RAPID/RaTE est capable de dimensionner les hélicoptères mais aussi des convertibles et des tandems. L'outil considère plusieurs niveaux de modélisation. Les plus simples sont basés sur des lois statistiques obtenues à partir d'une base de données d'hélicoptères et d'appareils à voilure tournante tandis que les plus poussés utilisent des méthodes numériques telles que la décomposition par éléments de pale du rotor. A ce dernier niveau, l'ensemble du rotor et ses mécanismes sont modélisés : pales, articulations, plateaux de commande et biellettes de pas. Cela permet différentes analyses listées dans la description générale : analyse d'équilibre dynamique incluant les attitudes de l'appareil et la souplesse des pales, analyse vibratoire, mécanique du vol et simulation d'aéroélasticité.

Plusieurs publications décrivent RAPID/RaTE et illustrent ses résultats. Les références [23, 24] présentent l'aspect statistique de l'outil. Plus de 180 hélicoptères sont considérés pour établir une base de données servant de support aux lois statistiques. Ces dernières prennent la forme de régressions multiples du type $Y = a \cdot X_1^{\alpha} \cdot X_2^{\beta} \cdot X_3^{\gamma} ...$ où Y est le paramètre recherché, tel le diamètre du rotor et X_i sont les variables explicatives. Le processus d'établissement des lois commence par un filtrage de la base de données pour éliminer les appareils ayant un design exotique. Un calcul d'estimation

des erreurs de reconstruction permet d'obtenir le niveau de confiance des régressions. La figure 1.21 montre le schéma de construction de l'étude statistique développée dans RAPID/RaTE. On peut voir au centre le terme $GrossWeight$ (ou masse maximale au décollage) définissant la variable de départ à partir de laquelle est établi l'ensemble des lois statistiques. Par exemple, les équations 1.6 et 1.7 donnent les lois permettant d'obtenir le diamètre du rotor D_{mr} à partir de la masse maximale de décollage W_{mto} et la vitesse maximale V_{max}. Les erreurs moyenne et maximale de prédiction pour les appareils de la base de données de Technion sont respectivement e_{av} et e_{max}. Quant à R, il s'agit simplement du coefficient de détermination de la loi obtenue.

$$D_{mr} = 0.980 \cdot W_{mto}^{0.308} \quad \text{avec} \quad e_{av} = 7\%, e_{max} = 30\%, R = 0.9606 \tag{1.6}$$

$$D_{mr} = 9.133 \cdot \frac{W_{mto}^{0.380}}{V_{max}^{0.515}} \quad \text{avec} \quad e_{av} = 6\%, e_{max} = 21\%, R = 0.9744 \tag{1.7}$$

Les modèles statistiques permettent d'établir des relations entre les variables afin de déterminer les inconnues. Ils sont donc pratiques et peuvent être efficaces pour des bases de données conséquentes. C'est le cas de celle utilisée dans RAPID/RaTE qui compte 180 appareils. En outre elles peuvent être utilisées pour initialiser des calculs ou obtenir un premier design grossier. En revanche le domaine de validité est borné par la base de données. Les modèles statistiques ne laissent donc pas de place à l'innovation et ne peuvent pas être utilisés pour dimensionner des appareils dépassant les bornes des paramètres de la base de données. En effet, il serait difficile de dimensionner un appareil de 100 tonnes alors que l'hélicoptère le plus lourd ayant volé pesait au maximum 56 tonnes. La confiance envers les lois statistiques est alors très mauvaise. L'autre inconvénient majeur est la signification physique des lois établies puisque les coefficients n'ont a priori aucun sens physique. Une analyse dimensionnelle des équations précédentes permet de s'en rendre compte. Dans cette thèse nous proposons des lois statistiques basées sur de véritables lois physiques en utilisant des hypothèses simplificatrices.

Les modèles de plus hauts niveaux proposés par Technion ne sont pas explicités dans cet état de l'art, puisqu'ils sortent du champ d'étude établi dans cette thèse. La référence [25] donne de plus amples détails sur ces derniers.

1.2.5 RIDE

Le projet RIDE pour "Rotorcraft Integrated Design and Evaluation" a débuté au DLR (Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt) en 2010 et se poursuit jusqu'à présent. Les objectifs de RIDE sont d'établir une collection d'outils et de méthodes dédiés à la conception automatique et préliminaire des voilures tournantes. A ce jour des hélicoptères et tandems peuvent être conçus à l'aide de RIDE.

RIDE se compose de deux niveaux de modélisation des appareils. Le premier s'articule autour d'un outil de conception des hélicoptères nommé COMRADE pour "COMputer-aided Rotorcraft Assessment and DEsign". Son but est de fournir un premier design, point de départ pour de futurs calculs plus détaillés au niveau de description suivant. COMRADE utilise des outils de modélisation simples

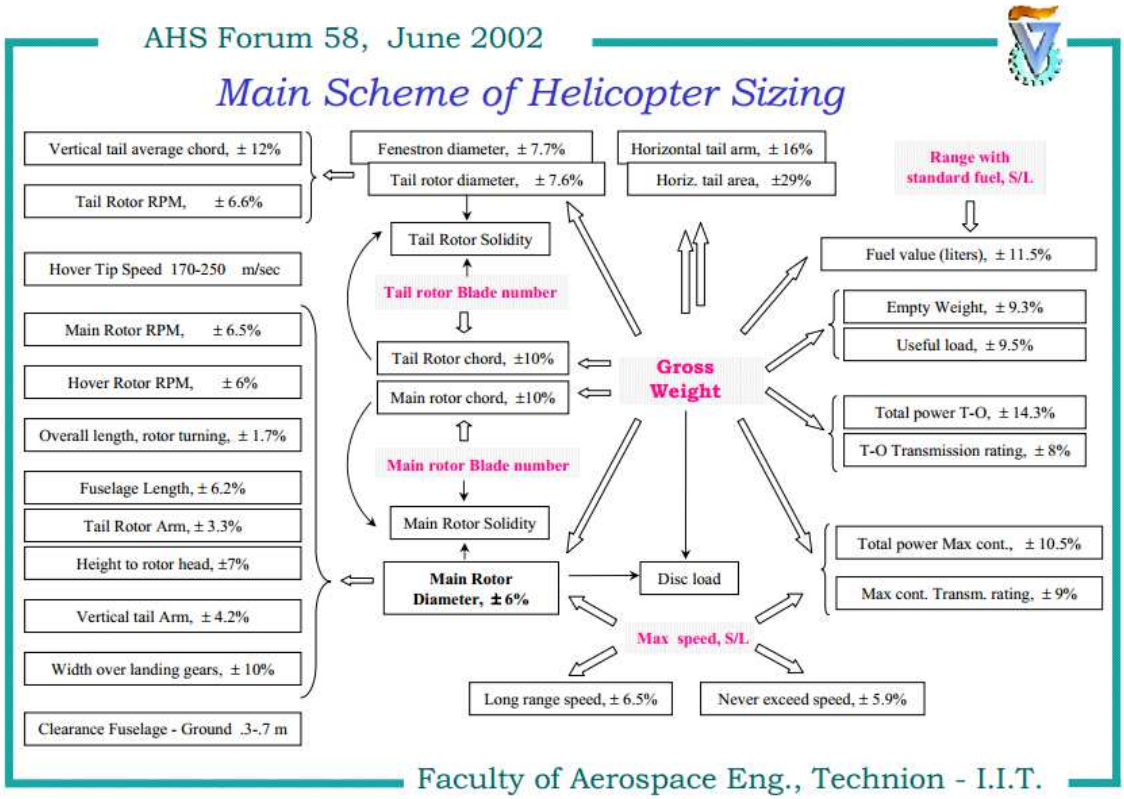


Figure 1.21: Schéma montrant les paramètres déterminés par les lois statistiques de RAPID/RaTE. Les variables d'entrées sont colorées en rose. Les pourcentages correspondent à l'erreur de reconstruction des lois. Planche extraite de la présentation de l'article [23] au 58$^{\text{ème}}$ forum de l'American Helicopter Society.

tels que des modèles statistiques [26] pour le calcul des masses à vide et maximale ou les caractéristiques du moteur. Les lois statistiques sont obtenues à l'aide d'une base de données d'hélicoptères. Il est à noter que la base de données des hélicoptères est un point de collaboration entre l'ONERA et le DLR. En effet en 2012 nous avons fusionné nos bases de données pour les enrichir mutuellement. La base de données utilisée dans C.R.E.A.T.I.O.N. sera décrite au chapitre suivant.

Le niveau supérieur utilise pleinement l'aspect multidisciplinaire de la conception d'un hélicoptère. Différents modules assurent une description géométrique, aérodynamique, massique et structurelle de l'appareil. La géométrie est suffisamment précise pour utiliser un logiciel de conception numérique tel que CATIA. La transition avec le niveau de base où l'appareil est décrit par un nombre réduit de dimensions est assurée par le module nommé GEOGEN pour « GEOmetry GENeration ». Ce dernier utilise un ensemble d'éléments paramétriques de base, assemblés et adaptés automatiquement comme le montre la figure 1.22 à gauche. Ce modèle précis autorise l'utilisation de logiciels de calcul aérodynamiques comme VSAERO illustré sur la figure 1.22 au centre. Cela permet aussi d'établir un maillage pour la structure comme l'expose la figure 1.22 à droite. Masse et moteurs sont de nouveau

déterminés par des méthodes statistiques. Enfin l'ensemble de ces informations est introduit dans le code de mécanique du vol HOST [5] afin de calculer les performances de vol.

RIDE présente donc une structure à deux niveaux de modélisation avec un « fossé » entre les deux qui parait difficile à combler sans l'introduction de choix plus ou moins arbitraires par l'utilisateur. En outre, il ne comporte actuellement que des modèles (bas niveau, ou codes experts) et pas de méthodologie d'optimisation.

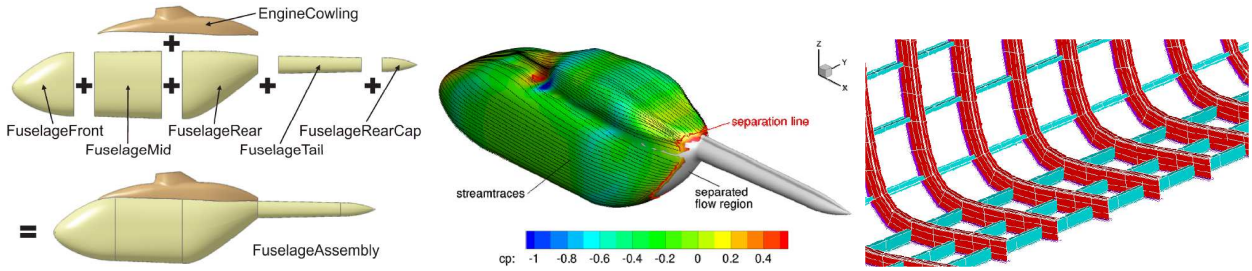


Figure 1.22: Ces captures d'écran proviennent de la référence [4]. La figure de gauche montre les différents éléments génériques du fuselage et assemblés de manière automatique. La figure au centre montre l'exploitation de la géométrie créée dans le logiciel VSAERO. Enfin, la figure de droite montre la génération d'une structure à l'aide d'éléments finis de type poutres...

1.2.6 À l'ONERA

L'ONERA, Office National d'Etudes et de Recherches Aerospatiales, possède des compétences multidisciplinaires dans le domaine des voilures tournantes mais aussi dans le champ des mathématiques appliquées. Ce sont autant d'atouts pour aborder la question de la conception préliminaire et de l'évaluation des aéronefs à voilure tournante. Cette partie dresse un panorama des compétences et expériences disponibles vis-à-vis des problématiques présentées dans ce chapitre.

1.2.6.1 Les compétences multidisciplinaires

L'ONERA est un organisme dédié à la recherche aérospatiale divisé en quatre branches regroupant des grandes thématiques de recherche :

- Mécanique des fluides et énergétique (MFE)
- Physique (PHYS)
- Matériaux et structure (MS)
- Traitement de l'Information et Systèmes (TIS)

Au sein de ces branches, il existe 17 départements explorant des domaines spécifiques. Par exemple, les missions du département DCSD (pour Département Commandes et Système Dynamique) sont :

- Orienter et conduire les recherches sur les méthodes et outils pour la conception et l'amélioration des fonctions de contrôle et conduite des systèmes.

– Contribuer à la maîtrise de la complexité et de la sécurité des systèmes aérospatiaux, de plus en plus automatisés.

Cette thèse a été effectuée au sein du département DCSD dans l'unité de recherche PSEV (Pilotage Simulation et Expérimentation en Vol) ayant notamment une forte orientation dynamique du vol dédiée aux hélicoptères.

Chacune de ces branches dispose de nombreuses compétences dans le domaine des giravions et plus particulièrement des hélicoptères. Les domaines abordés touchent l'ensemble des disciplines de la conception d'un appareil. Si l'aérodynamique est un des cœurs de métier de l'ONERA, les problématiques de dynamique du vol, de sécurité, d'acoustique sont aussi étudiées.

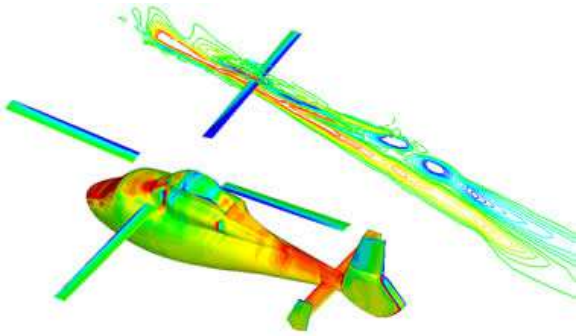
En aérodynamique, à travers certains départements de la branche MFE, l'ONERA développe depuis de nombreuses années des profils de pales pour hélicoptères. Ces derniers sont utilisés sur la majorité des appareils Eurocopter. Un autre enjeu d'envergure concerne la simulation numérique à travers des outils comme la CFD (Computational Fluid Dynamics) traitant de la dynamique des fluides. L'ONERA développe notamment le code elsA [27] qui peut être utilisé pour modéliser les écoulements de fluide autour des pales et du fuselage de l'appareil. L'acoustique est aussi un domaine de prédilection pour l'ONERA avec la réduction du bruit des appareils notamment en phase de descente lorsque celui-ci est le plus perceptible par l'oreille humaine. Une des études remarquables au sujet de l'optimisation aéro-acoustique concerne par exemple le rotor ORPHEE développé dans les années 1990 et ayant abouti à la pale Blue Edge^{TM} présentée en 2010 par Eurocopter et illustrée sur la figure 1.23.

Dans la branche TIS, le département DCSD développe des lois de commande et d'aides au pilotage, sujet d'actualité. Outre l'aide au pilotage, les lois de commandes étudiées visent à augmenter la sécurité en protégeant l'enveloppe de vol, c'est-à-dire en rendant plus difficile l'accès à certaines conditions de vol dangereuses comme le régime d'anneaux tourbillonnaires (Vortex Ring State : VRS) [28] causant de nombreux accidents. La dynamique du vol est aussi une discipline de prédilection du département, elle vise à établir des modèles de simulation de vol. Le plus connus en Europe est le code HOST [5] développé conjointement par l'ONERA et Eurocopter depuis les années 1990.

Enfin la branche MS étudie de nouveaux matériaux pour l'ensemble des parties de l'hélicoptère : pales mais aussi aubes de turbines. L'amélioration des performances des matériaux est une voie primordiale pour répondre aux défis des hélicoptères du futur que sont la sécurité, le contrôle de pales à l'aide de matériaux actifs, le confort avec la réduction des vibrations, les performances grâce à des pales résistantes aux efforts, ou simplement les coûts grâce à des matériaux plus légers. le département DADS (Département d'aéroélasticité et de dynamique des structures) étudie aussi l'aspect vibratoire primordial sur un hélicoptère. Pour chacune de ces disciplines, l'ONERA dispose d'une expertise, laquelle est capitalisée au sein du projet de recherche C.R.E.A.T.I.O.N.

1.2.6.2 Le projet DOOM et l'optimisation multidisciplinaire

DOOM pour « Démarche Outillée de conception et d'Optimisation Multidisciplinaire » est un projet interne à l'ONERA qui s'est déroulé de 2004 à 2007. Son objectif est de produire un état de



(a) Modélisation du flux d'air autour d'une pale et des zones de pressions aérodynamiques sur le fuselage avec le code elsA.



(b) Photographie de l'EC 155 équipé de pales Blue Edge^{TM}.

Figure 1.23: Exemple d'études de pales avec le code elsA et pales Blue Edge^{TM}.

l'art précis des méthodologies d'optimisations multidisciplinaires et de les comparer en les appliquant à la conception préliminaire d'un avion et d'un missile.

L'approche la plus commune face à l'optimisation d'un système complexe comme un aéronef consiste à considérer que l'optimum du système est l'assemblage des sous-systèmes optimisés. L'optimisation multidisciplinaire ou MDO en anglais pour « Multidisciplinary Optimization », se démarque de cette approche. Elle vise à intégrer au mieux les disciplines afin de tenir compte de leurs effets simultanément et non pas séquentiellement.

Concrètement les disciplines de conception sont associées à des blocs calculatoires comportant des variables d'entrées et de sorties qui peuvent être partagées ou non avec d'autres disciplines. La figure 1.24 introduit ce formalisme MDO, la symbologie est explicitée dans la légende. L'enjeu consiste à optimiser une fonction propre du système, qui peut être la sortie d'une discipline ou une combinaison de plusieurs.

Les méthodes MDO ont tendance à complexifier le problème car elles tiennent compte des couplages existants entre les disciplines. La conséquence est une augmentation de la difficulté d'intégration informatique du problème et l'augmentation des temps de calculs. En pratique, ces méthodes sont donc associées à des techniques de réduction de modèle. En revanche un meilleur optimum est trouvable en comparaison de l'optimisation séquentielle.

Les méthodes MDO peuvent être classées en deux groupes en fonction de la position du bloc d'optimisation. Les méthodes MDO mono-niveau comportent un seul bloc d'optimisation. Elles se distinguent des méthodes bi-niveaux qui en comportent plusieurs. Plus explicitement, dans une méthode bi-niveaux, les disciplines sont optimisées une première fois. Elles renvoient ensuite leurs informations dans une fonction au niveau du système global qui sera à son tour optimisé. Quelques méthodes mono-niveau sont MDF (MultiDisciplinary Feasible), AAO [29] (All at Once) dont une illustration est donnée dans la figure 1.25. Les techniques bi-niveaux les plus utilisées sont CO (Collaborative Optimization), BLISS [30] (Bi Level Integrated System Synthesis).

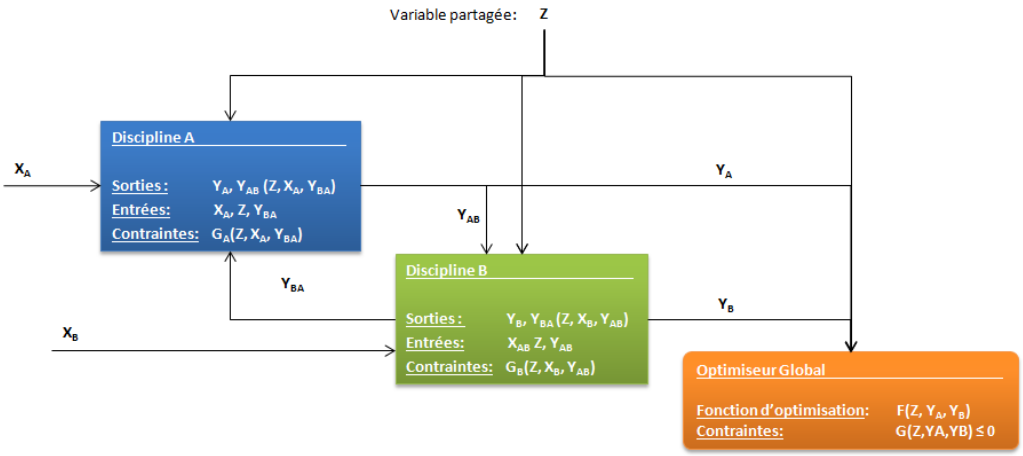


Figure 1.24: Cette figure présente un exemple de schéma d'optimisation multidisciplinaire avec des entrées propres à chaque discipline X_i, des variables partagées Z, des sorties multidisciplinaires $Y_{i,j}$, des sorties monodisciplinaires Y_i ainsi qu'une fonction d'optimisation du système F.

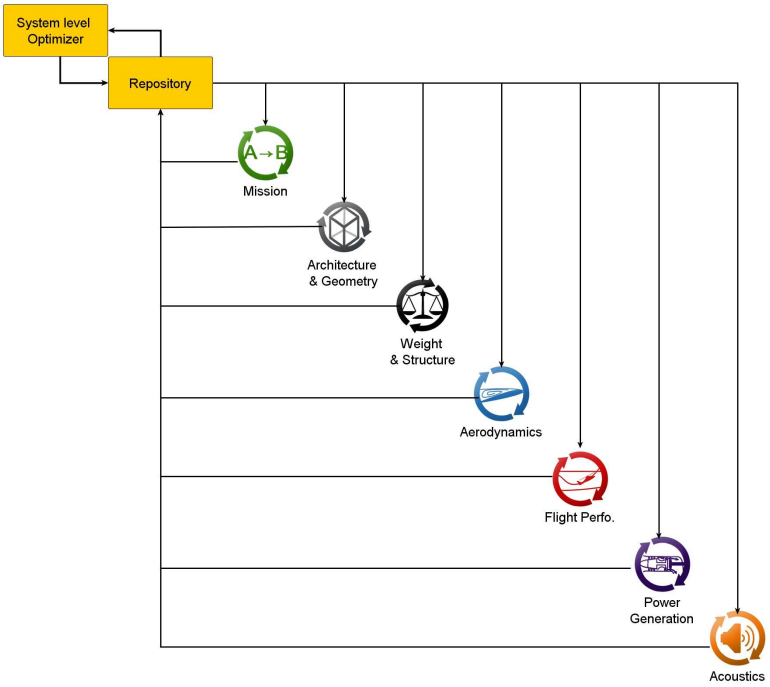


Figure 1.25: Méthode All At Once adaptée à un problème traité dans cette thèse et présentée dans [8]. Les disciplines sont découplées et ne communiquent qu'à travers une banque de données de variables : le « repository ». Seul ce dernier est lié à l'algorithme d'optimisation.

DOOM analyse l'ensemble des méthodes MDO existantes. S'il ressort qu'il n'y a pas de formulation universelle, les méthodes bi-niveaux semblent plus efficaces et plus rapides pour atteindre un design optimum. Elles sont tout de même dépendantes de la formulation du problème et de la robustesse

des modèles. DOOM a permis de traiter un cas d'application connu de la communauté qui est le business jet supersonique. L'hélicoptère n'a pas été abordé. Ce dernier est un système plus complexe et nécessite un important travail de formulation du problème. Au moment de la rédaction de ce manuscrit, ce travail est en cours dans les équipes du département DCPS. Toutefois la méthode AAO a pu être testée et les résultats ont été communiqués à l'European Rotorcraft Forum en 2012 [8]. Dans le chapitre 3 discutant de l'optimisation d'un hélicoptère nous utiliserons une méthode de type MDF. Ce sera l'occasion de revenir sur les méthodes MDO.

1.2.6.3 Ce qu'il faut retenir

Nous retiendrons du NDARC les modèles aboutis, réalistes, validés et aussi l'expertise américaine sous-jacente sur déjà plusieurs exemples d'application. Les points faibles sont l'absence d'algorithmes d'optimisation, de modèles acoustiques et de modèle de matériaux et structures capables de calculer les contraintes associées. Les travaux du GIT sont vastes et couvrent de nombreux domaines. Toutefois la thèse de Khalid [2] attire notre attention par sa capacité à démontrer l'utilisation des méthodes d'optimisation multidisciplinaires (MDO) de manière concrète sur un hélicoptère léger. Le CIRADS est prometteur mais doit encore montrer sa capacité à étudier des concepts de giravions innovants. En Israël, RAPID/Rate déploie un ensemble de lois statistiques adaptées pour l'étude d'un concept depuis une page blanche. Cette méthodologie bien que simple et limités aux types d'appareils contenus dans la base de données est importante à retenir. En Europe le projet RIDE du DLR se développe en parallèle du projet C.R.E.A.T.I.O.N. avec des approches différentes. RIDE s'efforce avec des modèles simples de remplir les fichiers de données d'entrée de codes experts comme HOST pour la mécanique du vol. Actuellement, l'ensemble est plutôt hétérogène car certains modèles restent au plus bas niveau (modèles statistiques), notamment pour les moteurs. On note aussi l'absence de modèles d'impacts environnementaux (bruit, pollution de l'air) et peu d'exploitation des techniques d'optimisation dédiées au prédimensionnement. Enfin à l'ONERA, nous disposons d'un socle théorique pour l'utilisation de méthodes MDO et surtout d'une expertise multidisciplinaire couvrant les principales disciplines impliquées dans la conception préliminaire d'un giravion comme exposé ci-après.

1.3 Les objectifs de C.R.E.A.T.I.O.N. et l'organisation du projet

Les travaux de cette thèse s'inscrivent et participent pleinement à la construction de la chaîne de calcul C.R.E.A.T.I.O.N.Les objectifs de cette thèse sont fortement reliés à la construction de la chaîne C.R.E.A.T.I.O.N.. C'est pourquoi la partie suivante présente l'organisation du projet et comment s'y insèrent les contributions de cette thèse.

1.3.1 Le PRF C.R.E.A.T.I.O.N.

Le terme PRF désigne Projet de Recherche Fédérateur. Il s'agit d'une démarche interne à l'ONERA qui propose d'associer plusieurs départements de différentes branches disciplinaires de l'ONERA au sein d'un même projet, autour d'un même thème de recherche. C.R.E.A.T.I.O.N. pour « Concepts of Rotorcraft Enhanced Assessment Through Integrated Optimization Network » rassemble les compétences de six unités de recherche dans cinq départements autour des problématiques de conception,

d'évaluation, d'optimisation des appareils à voilure tournante. La figure 1.26 présente les départements associés à C.R.E.A.T.I.O.N. ainsi que leurs domaines d'expertise en relation avec les giravions. Le projet qui a débuté en janvier 2011 doit se dérouler sur quatre années.

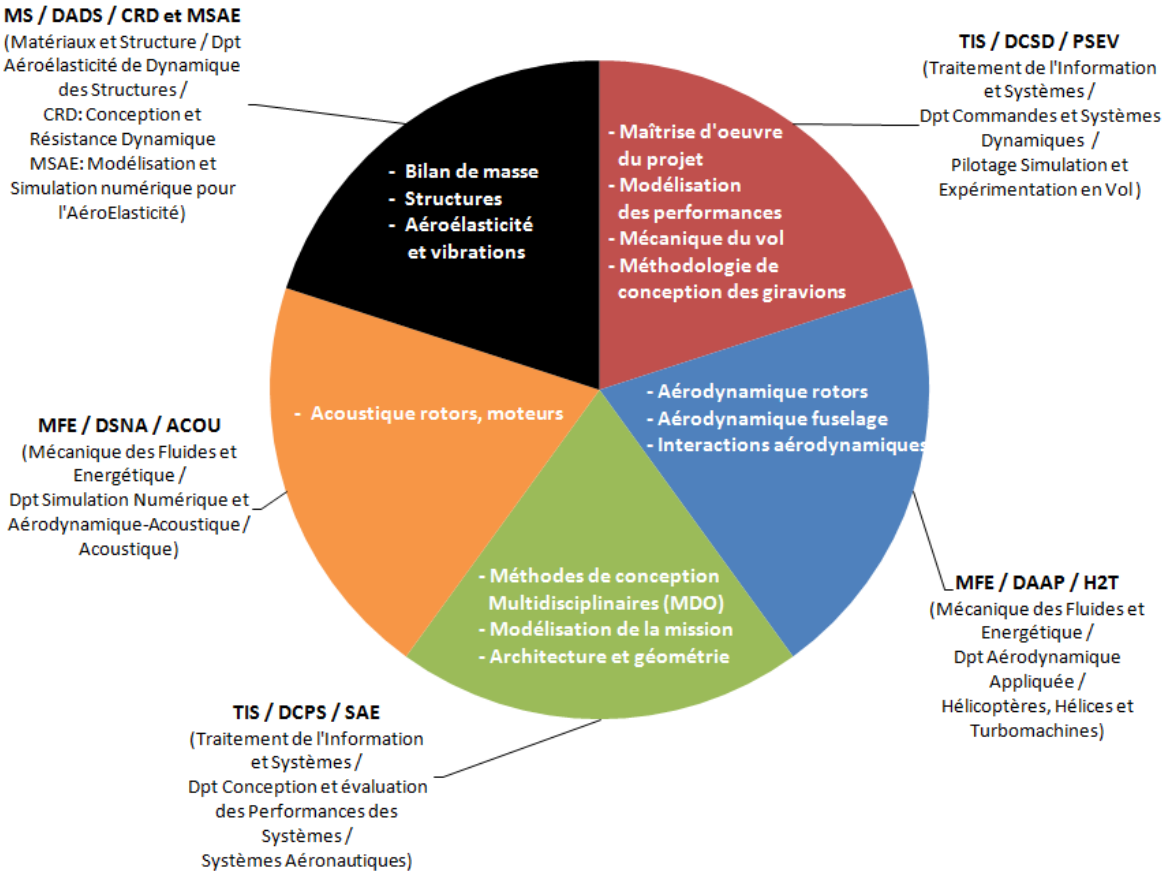


Figure 1.26: Les différentes branches scientifiques, départements et unités associées au PRF C.R.E.A.T.I.O.N. ainsi que les thèmes de recherche associés

1.3.2 Objectifs et intérêts de la plateforme C.R.E.A.T.I.O.N.

C.R.E.A.T.I.O.N. a pour objectif de proposer une démarche méthodologique intégrée dans un environnement de calcul destinée à évaluer, optimiser et définir des concepts de giravions et de leurs principaux sous-systèmes : rotors, motorisation, ... L'évaluation porte sur l'étude des performances de vol des appareils et de leurs impacts sur l'environnement. Ceci doit être possible quel que soit le niveau d'information disponible sur l'aéronef. C.R.E.A.T.I.O.N. doit être utilisable pour un appareil totalement déterminé donc existant ou au contraire non existant, donc défini par seulement quelques spécifications de mission.

Une telle plateforme possède de nombreux intérêts pour l'ONERA. Au stade de développement actuel, la capacité d'expertise qu'apporte C.R.E.A.T.I.O.N. est probablement la plus significative. En effet, l'ONERA en tant qu'expert français du domaine aéronautique est régulièrement sollicité pour apporter des réponses sur des problématiques d'ingénierie ou de recherche. Les clients peuvent être des petites et moyennes entreprises, de grands groupes industriels ou l'état. C.R.E.A.T.I.O.N. est un outil adapté aux demandes d'expertises en matière de giravions avec ou sans pilote à bord. Par exemple cet outil a d'ores et déjà été appliqué à l'évaluation comparative de différents hélicoptères en remplacement de la flotte d'appareils moyens et légers des trois armées françaises.

Au-delà, le projet porte de multiples intérêts scientifiques. Les giravions sont des systèmes complexes et fortement multidisciplinaires. Généralement chaque sous-système d'un appareil à voilure tournante est optimisé isolément. Cette optimisation séparée ne mène pas à l'optimum optimorum ou optimum global que l'on pourrait atteindre en optimisant l'aéronef dans son intégralité. Un travail d'assemblage des différentes disciplines participant à la conception d'un appareil permet donc à terme d'optimiser globalement les giravions. En 2010, ce travail d'optimisation global des giravions n'existait pas à l'ONERA et commençait à se développer ailleurs dans le monde comme présenté dans la partie 1.2. Il est donc stratégique de s'impliquer dans ce domaine de recherche dont les principales composantes sont présentes à l'office. En outre une telle démarche permet de créer des synergies entre les départements de l'ONERA.

Une démarche outillée nécessite la construction de librairies de modèles liés entre eux et de différents niveaux de complexité : depuis des modèles statistiques jusqu'aux codes experts de chaque métier (HOST, CFD, etc.). La mise en place de méthodes d'évaluation et d'optimisation des concepts de giravions implique un travail de recherche. L'utilisation de méthodes de dimensionnement multidisciplinaire ou MDO (Multidisciplinary Design Optimization) dans le domaine des voilures tournantes reste rare. L'état de l'art recense seulement le cas de la thèse de Khalid [2]. Le développement du projet C.R.E.A.T.I.O.N. soulève donc un ensemble de problématiques scientifiques de pointe en ingénierie en particulier, l'optimisation multi-disciplinaire, multi-objectifs, multi-variables et multi-niveaux de modélisation.

Pour conclure, une telle plateforme présente un intérêt évident pour l'innovation. Il existe de nombreux concepts de giravions. Nous avons tenté de les présenter de manière relativement exhaustive dans la partie 1.1.4. Toutefois les formulations possibles pour les appareils à voilure tournante sont indénombrables. Il est tout à fait envisageable d'imaginer une nouvelle architecture combinant rotors et ailes de façon originale et plus efficace qu'un hélicoptère pour un groupe d'applications donné. C.R.E.A.T.I.O.N. a pour but de permettre le prédimensionnement et l'évaluation des performances d'un concept novateur. Sans pousser jusqu'au développement total d'un démonstrateur volant, proposer un concept innovant est aussi un vecteur de démonstration du savoir faire de l'ONERA dans le domaine de l'aéronautique.

Outre des architectures innonvantes, cette plateforme de calcul devrait à terme permettre aussi d'étudier de manière intégrée l'intérêt de concepts innovants pour les sous-systèmes qui composent le giravion comme par exemple, un giravion à régime de rotation variable, une motorisation hybride...

1.3.3 La chaîne de calcul

L'évaluation des performances des giravions nécessite différents calculs de performances de vol, mais aussi des analyses de bases de données, des optimisations et des boucles de prédimensionnements. Cette chaîne de calculs possède deux aspects essentiels dans sa définition : l'aspect multi-niveaux et l'aspect multidisciplinaire.

1.3.3.1 L'aspect multi-niveaux

La caractérisation d'un appareil volant est fortement dépendante du degré de précision associé à la description de ses sous-systèmes. Ainsi on peut simplifier le rotor à un disque sustentateur ayant défini par une simple surface. A l'opposé on peut le définir par une association complexe d'éléments de pales possédant un profil, une corde et une épaisseur variant en fonction de leur position le long de l'envergure de la pale. La complexité des modèles est généralement croissante avec leur réalisme. Plus précisément, la théorie par éléments de pale rend compte des phénomènes physiques présents autour du rotor plus fidèlement que la théorie du disque sustentateur. Toutefois, le prix à payer d'une description plus fine est la quantité d'information à fournir.

Le but de C.R.E.A.T.I.O.N. est l'évaluation des performances d'un appareil et ce quelle que soit la quantité d'informations disponibles. Pour cela, quatre niveaux de « granularité descriptive » sont créés. Les niveaux les plus bas requièrent le minimum d'information pour utiliser les modèles les plus basiques par exemple, des lois statistiques. Les niveaux les plus élevés sont associés aux codes experts utilisant des centaines de paramètres. La discrétisation en niveaux de modélisation est la suivante :

Niveau 0 : Ce niveau est le plus bas dans la chaîne de calcul C.R.E.A.T.I.O.N. L'appareil est souvent à concevoir ou connu avec peu d'information. Il s'agit généralement de quelques spécifications comme la masse maximale au décollage, le rayon d'action minimal ou la vitesse maximale à atteindre. Les modèles utilisés sont de nature statistique. Bien que ces formulations statistiques peuvent s'inspirer de lois physiques, les modèles de ce niveau n'en comportent pas. Les forces et moments n'étant pas calculés, il n'est pas question d'équilibrage de l'appareil. Les modèles statistiques sont obtenus à partir de bases de données d'appareils. Il est aussi possible d'utiliser des résultats de calcul de niveaux plus élevés à travers des surfaces de réponses ou modèles réduits. Le niveau 0 donne accès à quelques performances de base comme la puissance nécessaire pour décoller. Il sert surtout à enrichir la quantité de données disponibles pour utiliser les niveaux supérieurs. En outre il permet d'initialiser et d'orienter les calculs qui vont suivre au niveau 1. Il est important de noter que les modèles de niveau 0 ne sont pas fixés, ce sont des modèles statistiques qui évoluent en fonction de besoins de l'utilisateur et des ré-actualisations régulières des données. Par exemple, un certain problème requiert la caractérisation du rayon rotor en fonction de la masse maximale, un autre en fonction de la vitesse maximale.

La construction du niveau 0, depuis le rassemblement de la base de données jusqu'à la création des modèles statistiques, est l'une des principales contribution de la thèse au projet. Son développement sera présenté au chapitre suivant dans la partie 2.1.

Niveau 1 : Le niveau 1 décrit de manière approximative la physique des appareils à voilure tournante en utilisant peu d'information. Il utilise des modèles analytiques et lorsque nécessaire, des

modèles réduits[2] ou de substitution et des formulations statistiques. La physique est restituée au moyen de calculs semi-empiriques comprenant au plus une dizaine de paramètres. L'appareil est alors vu comme un point (son centre de gravité) dont on équilibre les principales forces : portance fournie par le rotor, poids de l'appareil et traînée aérodynamique à compenser. Les disciplines physiques de la modélisation d'un appareil apparaissent à ce niveau. Par exemple, l'aérodynamique fournit une polaire rotorique qui est en fait un modèle de substitution permettant d'estimer la traînée moyenne des profils de pale du rotor en fonction de la portance moyenne qui leur est demandée et du paramètre d'avancement du point de vol considéré. Un modèle de moteur établi à partir d'une simulation de cycle thermodynamique donne la consommation, la puissance disponible, les polluants émis. L'ensemble de ces disciplines est décrit dans la section suivante. Au niveau 1, les modèles permettent de simuler une mission dans son intégralité et de calculer un panel plus large de performances : puissance requise à chaque vitesse, vitesses caractéristiques, rayon d'action, autonomie en fonction des masses d'envol, plafond opérationnel, ... Comme le niveau 0, le niveau 1 permet d'enrichir la quantité d'informations grâce à des processus de prédimensionnement et d'optimisation. Par exemple, le rayon rotor peut être inconnu au niveau 1, une optimisation minimisant la quantité de fuel sur la mission permet de le déterminer.

Le niveau 1 est la convergence de différents modèles disciplinaires crées par l'ensemble des experts de l'ONERA et de ses départements. En ce qui concerne les travaux de la thèse, nous avons développé les modèles de « Performances de vol » et « missions et spécifications ». Nous avons aussi intégré l'ensemble des disciplines dans l'environnement ModelCenter. Enfin, nous avons effectué l'ensemble des calculs de validation et de comparaison. Dans le chapitre suivant 2.2 nous allons présenter l'ensemble des modèles de niveau 1 avec une attention particulière portée sur les « Performances de vol ». Nous présenterons aussi les résultats des calculs de validation et de comparaison.

Niveau 2 : Au niveau 2, l'appareil n'est plus réduit à un point et des éléments comme les rotors ou les empennages créent des forces et des moments. Leurs calculs nécessitent une quantité de données d'entrées plus importante, de l'ordre de quelques dizaines. Les équations restent analytiques en comparaison des méthodes numériques utilisées au niveau 3, mais avec un réalisme physique plus élevé qu'au niveau 1. Typiquement pour les performances de vol, c'est la différence entre la méthode du bilan de puissance utilisée au niveau 1 et la mécanique du vol analytique appliquée au niveau 2.

Niveau 3 : Le dernier niveau utilise les codes les plus aboutis disponibles à l'ONERA comme par exemple le code de mécanique du vol HOST. A ce niveau, le rotor est un système articulé complexe constitué de pales discrétisées en éléments. Des modèles « pales rigides » ou « pales souples » peuvent être utilisés. Sur chaque élément, les forces et moments sont calculés puis sommés sur l'ensemble des pales. Les méthodes d'intégration numérique définissent la précision requise des modèles du niveau 3.

Les niveaux 2 et 3 n'ont pas été abordés dans le cadre de cette thèse.

Les modules échangent des informations au sein d'un même niveau. Des connections sont aussi prévues entre chaque niveau. L'initialisation de calculs au niveau 0 vers le niveau 1 est un lien montant,

2. Les modèles réduits sont une approximation d'un modèle plus complexe ou couteux en temps de calcul. Ils seront décrits dans le chapitre 3 de cette thèse

tout comme l'enrichissement des données du niveau 1 vers les niveaux 2 et 3. Des liens descendants peuvent être établis en créant des modèles réduits de type surface de réponse. Comme nous allons le voir dans la suite, le code HOST au niveau 3 est utilisé pour construire une polaire rotorique sous une forme polynomiale. Cette dernière est alors utilisée aux niveaux 1 et 2. Les travaux de cette thèse sont focalisés autour des niveaux 0 et 1, c'est pourquoi les deux derniers niveaux seront très peu abordés hormis dans des cas de comparaisons ou pour illustrer certaines lacunes physiques des modèles de bas niveau. La figure 1.27 illustre ces liens montants et descendants. Insistons enfin que le fait que ces différents niveaux de modélisations sont présents pour l'ensemble des disciplines considérées dans C.R.E.A.T.I.O.N. et que nous allons étudier dans la partie suivante.

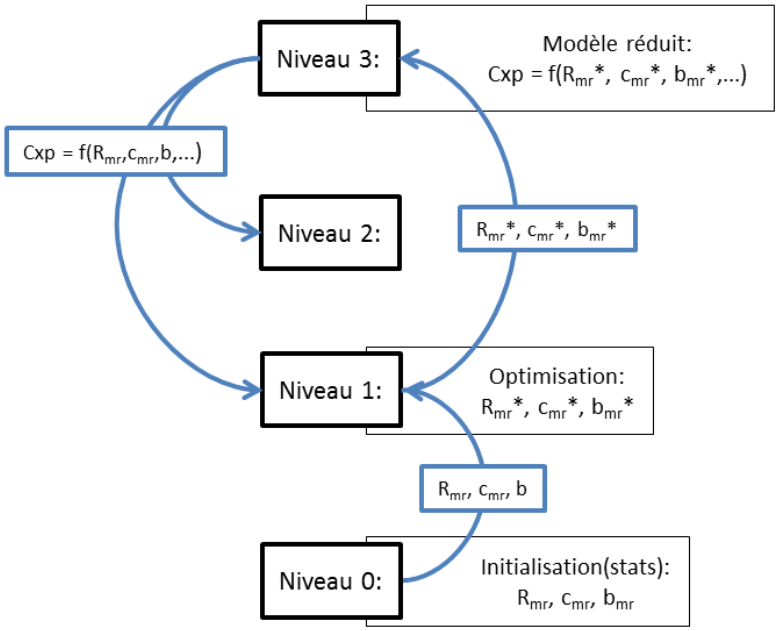


Figure 1.27: Cette figure montre un exemple d'échanges multi-niveaux. Au niveau 0, les principaux paramètres du rotor (rayon, corde, nombre de pales) sont une première fois initialisés de manière statistique et sont transmis au niveau 1. Sur ce dernier niveau, ces mêmes variables sont optimisées en fonction des spécifications et envoyées vers le niveau 3 utilisant la mécanique du vol complète. A partir du niveau 3, un modèle réduit est créé pour le calcul de la polaire de pales. Il est envoyé au niveau 1 et 2 où il sera utilisé.

1.3.3.2 L'aspect multidisciplinaire

L'évaluation des performances d'un giravion nécessite un cadre descriptif précis. Deux approches s'opposent. La première consiste à décomposer l'appareil à évaluer en sous-systèmes de l'appareil : rotors, fuselage, surfaces stabilisatrices, motorisation, commandes de vol, ... Cette modélisation modulaire est pragmatique. Elle est centrée sur l'ingénieur système organisant l'architecture globale. La seconde approche considère l'aspect multidisciplinaire du problème. Les disciplines correspondent

à des champs de la physique comme l'aérodynamique, la mécanique du vol, l'acoustique... L'appareil est vu dans sa globalité et les disciplines peuvent décrire plusieurs sous-systèmes. Par exemple la discipline « Aérodynamique » décrit l'aspect aérodynamique du fuselage, des pales, des surfaces stabilisatrices. La discipline « masse et structure » considère la masse globale de l'appareil en estimant la masse de ses composants principaux. Cette approche est complémentaire de la description classique par sous-systèmes. Elle coïncide avec l'organisation de l'ONERA qui est divisée en départements disciplinaires. Dans C.R.E.A.T.I.O.N., les deux approches sont appliquées. La décomposition par sous-systèmes (ou composants de l'appareil) dépend à la fois du niveau de modélisation traité et de la discipline considérée.

C.R.E.A.T.I.O.N. considère sept modules disciplinaires. Par simplicité, on parlera de modules disciplinaires même s'ils ne sont pas tous liés directement à une discipline physique. Chaque module contient plusieurs niveaux de modèles selon le besoin. Deux d'entre eux sont centraux et associés aux tâches d'évaluation du projet :

Les performances de vol : ce module s'appuie sur la discipline mécanique du vol. Il permet de calculer les puissances nécessaires pour assurer un vol. Cette puissance est utilisée pour estimer des indices de performances en vol stabilisé comme l'autonomie, la vitesse maximale, le plafond en vol stationnaire (avec ou sans effet de sol) ou en vol d'avancement. Dans le cadre de cette thèse les aspects dynamiques ne sont pas abordés. Le module performances de vol étalonne les différents niveaux de la chaîne par la quantité d'information qu'il requiert. Le développement du module au niveau 0 et 1 sont l'une des tâches de la thèse présenté ici.

- Niveau 0 : Modèles statistiques issus de la base de donnée présentés au chapitre 2 dans la partie 2.1
- Niveau 1 : Équations du bilan de puissance (BP), décrites au chapitre 2.2
- Niveau 2 : Mécanique du vol analytique (MVA)
- Niveau 3 : Mécanique du vol numérique (MVN)

Les impacts environnementaux : ce module étudie les impacts sonores tels que le bruit externe généré par l'appareil dans une phase de décollage ou d'approche et la pollution générée due aux gaz émis par les moteurs. Dans les processus de calcul, c'est le module de génération de puissance présenté ci-après qui est chargé de calculer les quantités de gaz éjectées. Des codes de calcul d'acoustique permettent l'évaluation du bruit généré par les giravions. Le module acoustique est une contribution de DSNA/ACOU.

Autour de ces deux modules principaux gravitent cinq autres modules disciplinaires dont le rôle est d'alimenter en informations les modules de performance de vol et d'impacts environnementaux. Ces cinq modules sont :

Le module aérodynamique : il s'agit d'un module disciplinaire dédié à l'ensemble des calculs aérodynamiques d'un appareil à voilure tournante. Cela touche les rotors, mais aussi le fuselage et les ensembles stabilisateurs tels que les dérives ou les empennages horizontaux. Concrètement ce module calcule les polaires définissant les efforts aérodynamiques de traînée et de portance. Couplé au module

« masse et structure », des calculs d'aéro-élasticité sont possibles au niveau 3. Ce module est développé par l'équipe DAAP/H2T.

Le module architecture et géométrie : ce module regroupe tous les calculs et les variables destinés à donner une information sur la forme et les dimensions caractéristiques de l'appareil, par exemple, les dimensions du rotor, sa vitesse de rotation, l'envergure des pales, la longueur du fuselage ... Ce module définit aussi le type d'appareils : hélicoptère, tandem, convertible ... Architecture et géométrie est un module développé par DCPS/SAE.

Le module masse et structures : ce module a pour rôle la description massique, structurelle et inertielle de l'appareil. A un faible niveau de description de l'appareil, seules les masses sont nécessaires. Les inerties de l'appareil complet sont seulement nécessaires pour les simulations de la dynamique du vol dont les calculs de stabilité dynamique qui interviendront à un niveau plus élevé pour le dimensionnement des surfaces stabilisatrices arrière notamment. Au niveau 3 des calculs de la dynamique des pales tenant compte de leur souplesse/rigidité sont possibles. Ils permettent de vérifier le placement des modes propres de la pale par rapport au régime de rotation, aux fréquences propres du fuselage ... Le module de masse est géré par les équipes DADS.

Le module génération de puissance : Ce module caractérise le sous-système de motorisation, qu'il soit thermique ou électrique. Le module génération de puissance assure la description du moyen de mise en rotation des rotors. C'est un élément clef car les performances de vol d'un appareil résultent de la balance entre la puissance nécessaire et la puissance disponible. Le module de génération de puissance a aussi un impact direct sur le bruit et la pollution de l'air. Le module de génération de puissance est une contribution des unités DAAP/H2T et DCSD/PSEV

Le module mission et spécifications : Ce module établit les spécifications d'un appareil telles que la masse de charge utile embarquée, la vitesse maximale à atteindre ou des contraintes de conception comme la masse maximale au décollage autorisée. Outre la caractérisation d'une mission, ce module envoie aux autres modules des informations sur le point de vol comme par exemple la température ou la densité de l'air à une altitude donnée. Ce module a été développé durant la thèse.

L'ensemble des modules partagent des variables de calcul. Concrètement des codes de calcul dialoguent entre eux grâce à un système de fichiers d'entrée et de sortie. La figure 1.28 résume la chaîne C.R.E.A.T.I.O.N, c'est-à-dire une construction multi-niveaux et multidisciplinaire permettant de concevoir et d'évaluer les performances d'un giravion.

1.3.4 Les jalons

Le projet C.R.E.A.T.I.O.N. est décomposé en trois jalons correspondant aux objectifs intermédiaires pour atteindre les capacités visées. Ils sont l'articulation du projet sur le plan organisationnel et scientifique. Chaque jalon permet d'accroître les capacités de la chaîne de calcul de manière progressive. Ils sont associés à des périodes temporelles couvrant l'intégralité de cette thèse et même au delà. Les deux premiers jalons apportent respectivement la capacité d'évaluation et de prédimension-

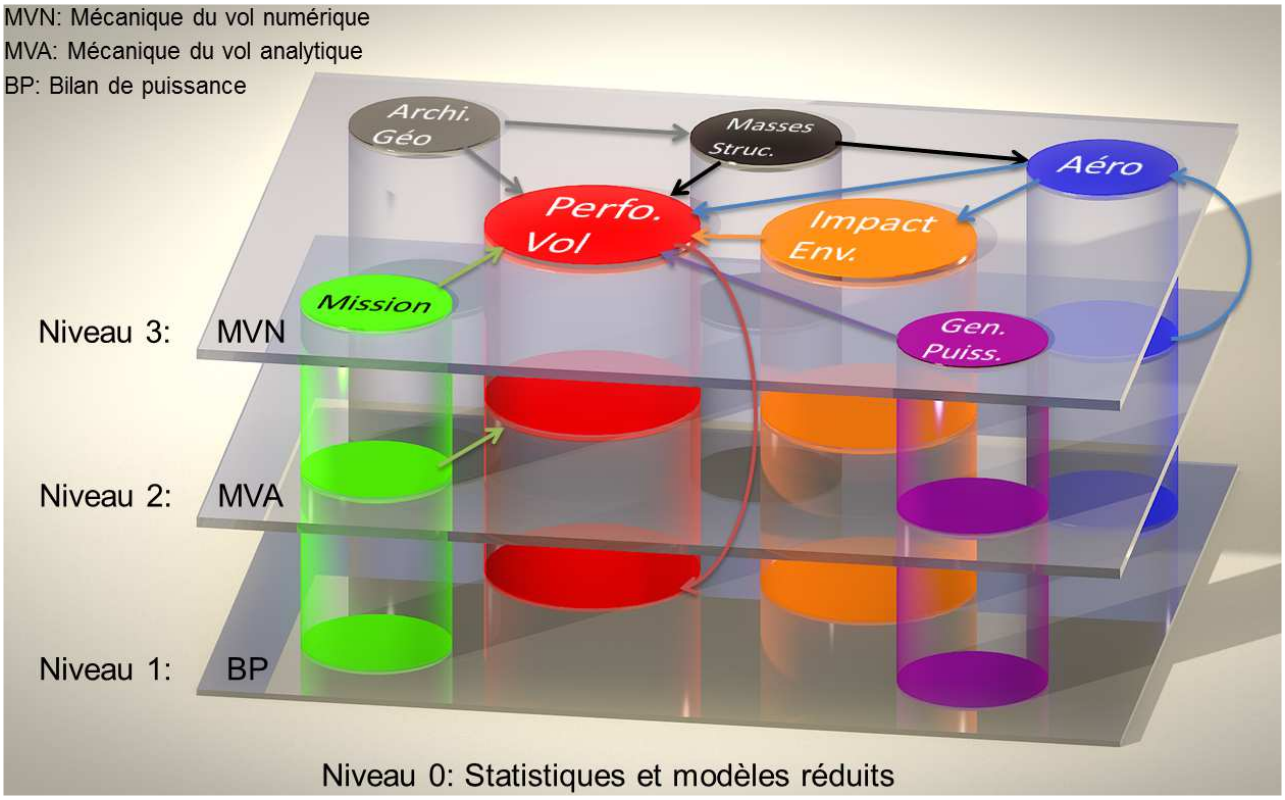


Figure 1.28: Représentation de la chaîne C.R.E.A.T.I.O.N. Les étages de cette construction sont les niveaux de modélisation tandis que les piliers sont les disciplines. Les liens établis entre les disciplines sont indiqués à titre illustratif.

nement d'un hélicoptère. Le troisième et dernier jalon représente la capacité d'innovation à travers la généralisation de méthodes et outils développés dans les deux premiers.

Cette thèse a permis la réalisation des deux premiers jalon dont elle partage les objectifs temporels. Elle présente quelques contributions au troisième jalon.

Le jalon 1. Le premier jalon est associé à la première année de C.R.E.A.T.I.O.N : 2011. Il concerne donc les travaux de la première année de cette thèse. Son but est de développer les méthodes d'évaluation d'un hélicoptère existant. Cette configuration est la plus connue à l'ONERA et dans la littérature, c'est donc un choix naturel pour poser les premières briques du projet. C.R.E.A.T.I.O.N. ne part pas d'une feuille blanche, cette première année est l'occasion de capitaliser les différents travaux préparatoires et de dresser un état de l'art des plateformes de conception et d'évaluation des giravions. Une synthèse de ce dernier a été présentée dans la partie 1.2.6.

Le jalon 1 est décomposé en deux étapes. La première est la construction des modèles de calcul. Décrits dans la partie 1.3.3, les modèles sont séparés en sept modules disciplinaires associés à la description. Le jalon 1 prévoit aussi l'intégration dans la chaîne de l'ensemble des niveaux de modélisation présentés dans la partie 1.3.3. La seconde étape concerne la validation des modèles. Afin de vérifier la

validité des résultats, il faut confronter les modèles à des données acquises lors d'expérimentations ou de simulations que l'on sait fiables. Dans le cas de C.R.E.A.T.I.O.N. et concernant les performances de vol, nous utilisons les données acquises sur le Dauphin SA 365N N°6075 lors d'une campagne d'essais en vol associant l'ONERA et le centre des essais en vol d'Istres. Cet appareil est illustré sur la figure 1.29. Les modèles de niveaux supérieurs peuvent aussi être des moyens de comparaison et de validation. Par exemple, on peut confronter les résultats du code HOST au niveau 3 avec les résultats du bilan de puissance au niveau 1. Lorsque les modèles sont validés, ils peuvent alors servir à évaluer un hélicoptère connu ou inconnu. L'ensemble de ces étapes a fait l'objet de travaux dans cette thèse. Cela est développé dans le chapitre 2. Les résultats concernant le jalon 1 ont été communiqués dans [6] et [7].

Dans cette thèse, comme indiqué précédemment, nous avons construit le niveau 0, développé les modules « Performances de vol » et « Missions et spécifications », intégré l'ensemble des disciplines dans ModelCenter et effectué les calculs de validation et de comparaison



Figure 1.29: Photographie du Dauphin SA 365N N°6075 au centre des essais en vol d'Istres.

Le jalon 2. Début 2012 marque le commencement du second jalon du projet. Celui-ci a pour but de doter la chaîne C.R.E.A.T.I.O.N. de la capacité de prédimensionnement des hélicoptères. Le premier but est la mise en place d'outils et de méthodes capables d'étudier les performances d'un appareil non conçu ou à l'état de prototype. Dans ce cas, seules quelques spécifications et informations de missions sont accessibles. Il est donc nécessaire d'établir un premier portrait grossier de l'appareil afin de l'évaluer. Ce processus de conception revient à effectuer différentes optimisations de variables de design par rapport aux besoins ou des spécifications. Un exemple concret abordé dans cette thèse est le prédimensionnement d'un concept d'hélicoptère dont la mission est le transport de 90 passagers civils. Un tel appareil n'existant pas, il faut le prédimensionner et donc créer un modèle optimisé par rapport à la mission de transport. Les spécifications de cet appareil de transport lourd ont été établies sur la base d'une étude de la NASA effectuée avec l'outil NDARC [14].

l'ensemble des tâches décrites ci-dessus sont des contributions de la thèse pour le projet C.R.E.A.T.I.O.N.et sont décrites dans le chapitre 3. Lorsqu'un appareil connu est considéré, il est intéressant d'utiliser les outils développés au jalon 2 pour proposer différentes améliorations sur l'appareil vis-à-vis d'une ou plusieurs missions. Un exercice de ce type a été traité durant la thèse et concerne le Dauphin SA 365N. Les résultats ont été communiqués dans [8].

Le jalon 2 nécessite la mise en place d'un ensemble de méthodes d'optimisation dédiées au dimensionnement. Les techniques utilisées doivent être capables d'optimiser plusieurs critères en exploitant plusieurs variables. Ces problématiques sont l'objet de nombreuses publications. L'objectif recherché dans cette thèse et dans le projet n'est pas le développement de nouvelles techniques mathématiques, mais l'exploration de l'existant pour trouver les plus adaptées aux problèmes traités ici. De telles études ont été faites à l'ONERA dans le cadre du projet DOOM [31] présenté dans l'état de l'art dans la partie 1.2.

L'association de modèles d'évaluation et de techniques d'optimisation permet d'effectuer des prédimensionnement d'hélicoptères. A l'issue du jalon 2, C.R.E.A.T.I.O.N. pourra donc évaluer et optimiser des hélicoptères connus et inconnus. La prochaine étape consiste à généraliser les calculs aux autres concepts d'appareils à voilure tournante. C'est l'objet du jalon 3.

Le jalon 3. Le jalon 3 est la dernière phase du projet, elle se déroule sur les années 2013 et 2014. Son but est de permettre à C.R.E.A.T.I.O.N. d'évaluer toutes les formules d'appareils à voilure tournante. Une des finalités de C.R.E.A.T.I.O.N. est de proposer un concept innovant. L'innovation peut se porter sur un sous-système d'un appareil d'architecture connue, mais elle peut aussi être attachée à un concept intégralement novateur. Ce peut être une formule non décrite jusqu'à présent. Une priorité est cependant accordée aux concepts les plus répandus ou d'avenir, c'est-à-dire combiné, coaxial, convertible et tandem lesquels ouvrent déjà un champ extrêmement large de configurations d'appareils. La finalité est de donner à C.R.E.A.T.I.O.N. la capacité d'innovation afin de permettre de trouver le concept le plus adapté à un ensemble de spécifications. Le jalon 3 nécessite la généralisation des modèles développés lors des jalons 1 et 2 ou le développement de nouveaux. Par exemple citons le bilan de puissance, initialement adapté aux hélicoptères seulement, il doit être désormais capable de décrire un tandem ou un coaxial. Ces appareils ont des particularités non abordées jusqu'alors. L'interaction du flux d'air entre deux rotors ou le basculement des rotors dans le cas des convertibles, l'adjonction d'une carène, etc. sont des exemples de modèles à développer dans le jalon 3. Les méthodes de prédimensionnement et d'optimisation doivent elles aussi être adaptées aux différentes spécificités des concepts. Une question posée dès le début est « Quel concept est le plus adapté à une mission ? ».

Les études de cette thèse posent les bases de cette réflexion, premièrement en introduisant une adaptation des modèles de bilan de puissance aux convertibles et deuxièmement en créant un outil de génération automatique de formulation de giravions.

Chapitre 2

Développement de modèles de calcul des performances de vol pour l'évaluation d'hélicoptères

Sommaire

2.1 Modélisation de niveau 0 . . . . . **60**
2.2 Modélisation de niveau 1 . . . . . **81**
2.3 Validation des modèles de niveau 1 . . . . . **107**
2.4 Application sur différents appareils **120**
2.5 Conclusions sur la modélisation de niveau 1 . . . . . **121**
2.6 Conclusions et perspectives sur la mise en place de modèles d'évaluation des performances de vol **122**

Ce chapitre se positionne dans le jalon 1 du projet C.R.E.A.T.I.O.N. L'objectif est la mise en place de modèles dédiés à l'évaluation des performances de vol et des impacts environnementaux de l'hélicoptère. Cette thèse s'intéresse plus particulièrement aux modèles de niveau 0 et 1. Le niveau 0 est basé sur des modèles simples contenant peu de physique. Il utilise principalement des lois statistiques que l'on déduit d'une base de données. Dans la chaîne de calcul C.R.E.A.T.I.O.N. son rôle est d'établir un premier profil de l'appareil à partir de quelques spécifications. Le niveau 1 est plus physique, il requiert plus d'informations mais donne des résultats plus détaillés notamment sur les performances de vol et impacts environnementaux recherchés.

Une fois les modèles établis, il faut les valider à l'aide de différentes comparaisons avec des résultats fiables. Cela est présenté dans un second temps en utilisant des résultats d'essais en vol, des calculs de niveau 3, ainsi que des données techniques officielles. L'hélicoptère considéré est le Dauphin SA 365N.

Enfin dans un troisième temps nous utilisons les modèles de niveau 1 pour calculer les performances d'autres appareils : l'EC 225, l'EC 145 et l'EC 135.

2.1 Modélisation de niveau 0

2.1.1 Description générale du niveau 0

C.R.E.A.T.I.O.N. est une chaîne de calculs composée de quatre niveaux de fidélité physique. Le niveau 0 est le plus bas. Il comporte les modèles les plus simples. Il est utilisé lorsque la quantité d'informations disponible sur un hélicoptère à évaluer est très faible et qu'il est impossible d'utiliser des modèles précis. Son objectif est alors d'enrichir la quantité d'informations disponible afin d'éliminer le maximum d'inconnues et de permettre des calculs plus physiques au niveau 1. Un cas de figure concret est la définition d'un appareil dont seul un ensemble de spécifications de mission est connu comme par exemple :

- La masse de charge utile W_{pay} : il s'agit de la masse utile à la mission ou constituant l'objet de la mission. Un exemple est le transport de passagers où la masse de charge utile est celle des personnes transportées (pilotes non compris). Dans le cas d'un hélicoptère de combat, la charge utile est la masse totale de l'armement.
- Le rayon d'action RA ou distance franchissable : désigne ici la distance maximale que peut franchir un appareil consommant tout son carburant. Cela dépend notamment mais aussi de bien d'autres paramètres caractéristiques de l'appareil et des conditions de vol. Par exemple la consommation n'est pas constante en fonction de la vitesse et le rayon d'action varie donc en fonction de ce paramètre de vol.
- La vitesse maximale désirée V_{max}.
- La vitesse économique de croisière V_{eco} ou recommandée : au même titre que la vitesse maximale, la vitesse de croisière peut être choisie pour le dimensionnement. Contrairement à V_{max}, la vitesse de croisière maximise la vitesse d'avancement tout en minimisant la consommation de carburant.

Augmenter la quantité d'informations descriptives d'un appareil revient à effectuer un premier dimensionnement. Le niveau 0 est donc orienté vers des tâches de conception et ne permet pas d'effectuer les premières évaluations de performances au contraire du niveau 1.

Les informations que fournit le niveau 0 doivent être accordées avec les besoins du niveau 1. Par conséquent les inconnues à renseigner sont les principales variables des équations du bilan de puissance et modèles associés que nous décrirons dans la prochaine partie de ce chapitre. Les paramètres essentiels à renseigner sont présentés ci-aprés :

- **Architecture et géométrie**
  - R_{mr} : Rayon du rotor principal (distance depuis le centre de la tête jusqu'au bout de pale)
  - c_{mr} : Corde moyenne de pales
  - b_{mr} : Nombre de pales
  - Nr_{mr} : Régime de rotation du rotor principal
  - L_{fus} : Longueur du fuselage
  - H_{fus} : Hauteur du fuselage, sans prendre en compte le train d'atterrissage.
- **Masse et structure**

– W_{mto} : Masse maximale de décollage, dans cette thèse la masse maximale est la somme de la masse à vide et de la masse maximale embarquée W_{useful}. La masse maximale embarquée est elle même la somme de la masse de charge utile et de la masse de carburant. La masse de mission définit une masse, pas nécessairement identique à la masse maximale au décollage, comme étant la somme de la masse de carburant nécessaire pour effectuer la mission, plus la masse de charge utile, plus la masse à vide.

Pour évaluer les valeurs de ces paramètres, la démarche choisie consiste à établir des modèles statistiques à partir d'une base de données. Les régressions polynomiales multivariables telles que définies dans l'équation 2.1 sont un exemple. Dans cette équation, Y est la variable dépendante que l'on cherche à déterminer, X_j sont les variables indépendantes explicatives (les spécifications), k est le nombre de ces variables explicatives utilisées. Les paramètres indicés a sont les constantes des modèles à retrouver. L'avantage des lois polynomiales est leur facilité d'utilisation. On obtient rapidement des tendances de dimensionnement liant les spécifications aux variables de design. Les outils RAPID/RaTE [23] , NDARC [1] pour le bilan de masse , ou RIDE [26] décrits dans l'état de l'art, exploitent ces méthodes statistiques.

$$Y = a_0 + \sum_{j=1}^{k} a_j X_j \tag{2.1}$$

Outre les lois statistiques bâties sur des bases de données, nous pouvons utiliser les résultats de codes de calculs plus complexes, fondés sur des équations physiques réalistes. Pour donner un exemple simple, le balayage du rayon du rotor principal au niveau 1 donne pour chaque valeur une puissance nécessaire pour le vol stationnaire P_{req0}. Nous pouvons construire à partir de ces résultats, un modèle $R_{mr} = f(P_{req0})$. Cela sous-entend que l'on considère toutes les autres variables du modèle de niveau 1 comme des constantes ou dépendantes de R_{mr}. Ce type de modèle est appelé modèle réduit ou surface de réponse, nous aborderons de manière plus détaillée leur construction au chapitre 3. A l'heure actuelle, les modèles réduits à partir des niveaux supérieurs ne sont pas utilisés au niveau 0, mais il existe plusieurs cas d'utilisation au niveau 1 notamment pour la génération de lois polynomiales de polaires de profils de pales. Cet exemple est abordé dans la partie 2.2.2 de ce chapitre.

Les modèles statistiques sont utiles en l'absence d'information ou d'équation analytique simple. Ils possèdent en revanche plusieurs inconvénients. Premièrement, ils nécessitent l'utilisation d'une base de données d'individus qui doit être représentative des solutions recherchées. En effet les lois statistiques ont un domaine de validité borné par les individus extremums qui composent la base de données. Au-delà, les prédictions sont des extrapolations nécessitant des hypothèses de normalité comme la continuité des lois d'échelle. Par exemple, il faut vérifier l'absence de discontinuités dues à des facteurs technologiques ou physiques. Une conséquence de cet aspect technologique affecte l'innovation. Les bases de données sont composées d'appareils existants et en service. Elles ne tiennent pas compte des prototypes par manque d'information. En conséquence, les designs trouvés par des lois statistiques sont conservatifs et ne rendent pas compte des possibles futures évolutions technologiques. Enfin, les coefficients des régressions ne reflètent pas toujours la physique liant deux variables. Elles n'ont

généralement aucun pouvoir explicatif. La partie suivante détaille la base de données hélicoptères utilisée dans C.R.E.A.T.I.O.N.

2.1.2 La construction de bases de données

Nous avons développé cette base de données en majeure partie durant cette thèse. Sous la forme d'un classeur Excel, elle représente une gamme d'environ 200 hélicoptères mais aussi des convertibles, des tandems, des appareils à rotor engrenant, des combinés et des drones de différentes types. Outre cette base de données relatives aux appareils à voilure tournante, d'autres bases de données représentent différents sous-systèmes et/ou performances des giravions tels que les moteurs (turbomachines, moteurs à pistons etc.), les profils de pales, les niveaux de bruit des hélicoptères (à partirs de documents de certifications), ... La figure 2.1 résume en quelques chiffres clefs les caractéristiques de cette base de données. Les informations proviennent de différentes sources : Jane's all the world's aircraft [32], sites constructeurs, wikipedia et sites de passionnés tels que Flugzeug info [33], Aviastar [34], BlueSkyRotor [35] ou institutionnels : administration fédérale de l'aviation américaine FAA [36] , et l'agence européenne de sécurité aéronautique EASA [37]. Dans le cadre d'une collaboration avec le DLR et le projet RIDE, les bases de données hélicoptères ont été échangées afin de les comparer et de les compléter. La création d'une base de données est un travail long et fastidieux mais fructueux par l'exploitation qu'il est possible d'effectuer.

Plusieurs difficultés accompagnent la création d'une base de données. La première est la confiance accordée envers les informations recueillies. Ces dernières peuvent provenir de sources non officielles et sont donc sujettes à discussion. Toutefois le principal problème concerne les performances de vol. Elles sont généralement données sans information sur les conditions de mesure. Par exemple la masse a une grande influence sur la vitesse maximale d'un hélicoptère. Pour le Dauphin une différence de 800 kg modifie la vitesse maximale d'environ 13 km/h (292 km/h à 4 000 kg, contre 305 à 3 200 kg). Cela pose des problèmes d'homogénéité des données et la comparaison de différents appareils peut être faussée. Seules les données techniques détaillées fournies par les constructeurs sont considérées comme fiables. Malheureusement elles sont rarement disponibles publiquement. Il est donc nécessaire de recouper les informations entre différentes sources. Afin de pouvoir construire la base de données, nous avons fait l'hypothèse que les performances étaient données à la masse maximale.

Une autre difficulté est la sélection des hélicoptères. Il en existe plus de 500 en comptant toutes les déclinaisons de série. Les différences entre deux appareils d'une même série peuvent être minimes : nouveaux instruments de vol, modernisation du rotor, adaptation de la motorisation pour un client, ... Par exemple l'Ecureuil AS 350 d'Eurocopter existe sous une trentaine de déclinaisons [38]. Dans un souci d'efficacité et de contraintes temporelles, il faut donc effectuer une sélection. Seuls les appareils les plus modernes de chaque série sont gardés, hormis dans les cas d'évolutions importantes comme le changement pour une motorisation significativement plus performante. Ce travail de sélection est essentiel pour la construction de lois statistiques. En effet il est nécessaire d'éviter les doublons afin de ne pas orienter les régressions vers des cas particuliers. La dimension temporelle de l'évolution des appareils est tout de même préservée car tous les modèles ne bénéficient pas de mise à jour.

Le but de la base de données est de permettre l'observation de tendances dans les choix de design en fonction de différents paramètres. La partie hélicoptère comporte ainsi plusieurs catégories de paramètres définissant un appareil conventionnel. Toutes les données ne sont pas disponibles pour tous les appareils. Sa complétion et son homogénéisation est un travail important à poursuivre à l'issue de cette thèse. Différentes parties principales composent la base de donnée :

- **Les masses** : à vide, maximale, de charge utile, masse maximale embarquée (correspondant à la masse maximale moins la masse à vide).
- **Les rotors (principal et anticouple)** : nombre de pales, rayon, corde moyenne des pales, vitesse de rotation, masse des pales, matériaux, type de tête rotor.
- **La motorisation installée** : type de moteurs, modèle, nombre, puissance de décollage, puissance maximale continue, puissance d'urgence, quantité de carburant maximale.
- **Les performances** : vitesses maximale, de croisière, économique, plafond opérationnel, altitude maximale de décollage, vitesse de montée maximale, rayon d'action et endurance.
- **Les dimensions de l'appareil** : longueur, hauteur, largeur, surfaces des éléments portants fixes.
- **Autres informations** : usage, capacité en passagers et pilotes, premier vol, statut de production, lien vers un fichier de certification.

2.1.3 La construction de lois statistiques

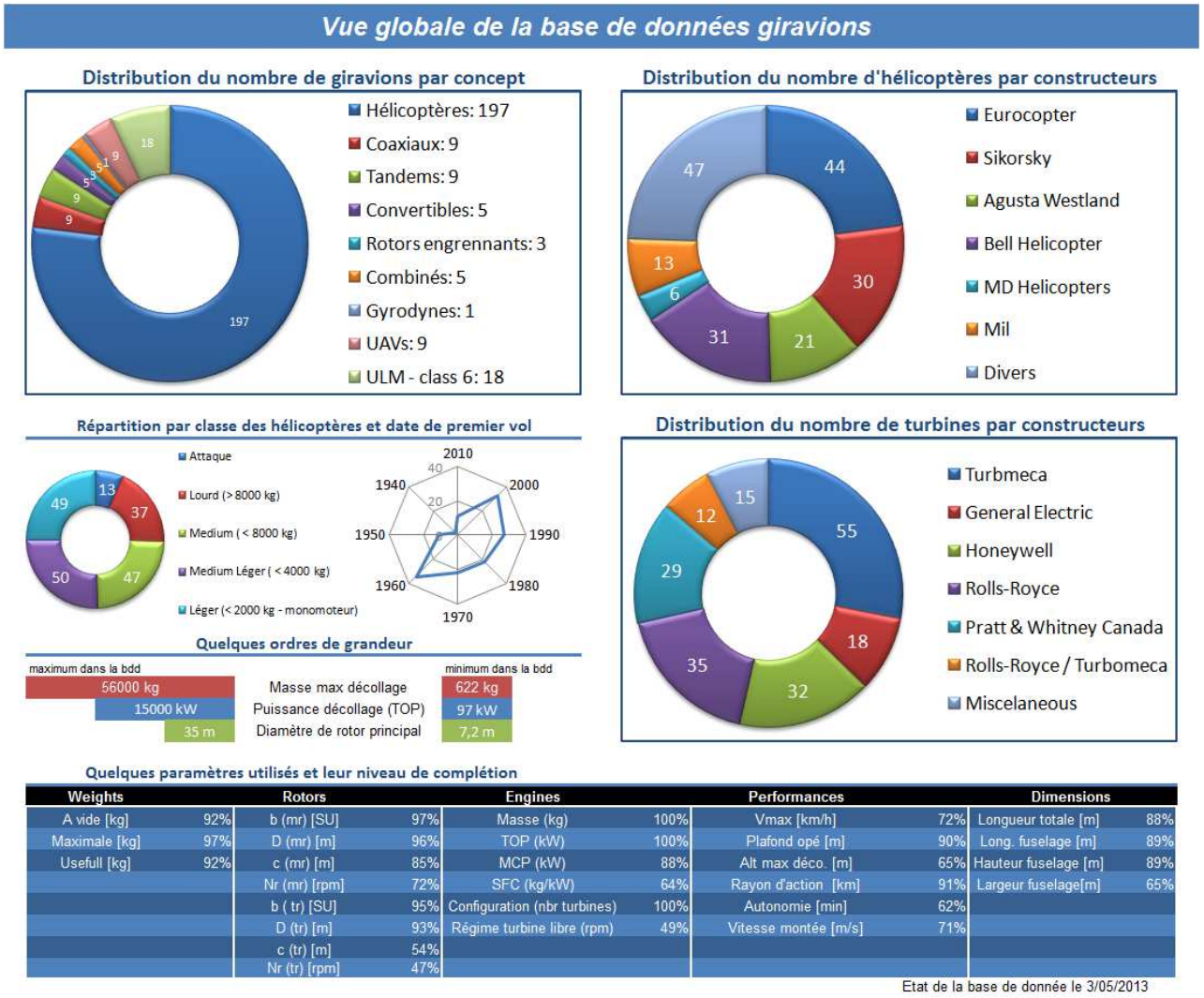
Dans cette partie nous présentons la construction statistique au niveau 0. Après avoir décrit les problématiques de l'élaboration de modèles statistiques, nous chercherons à partir d'un ensemble de spécifications à établir des modèles de tendance entre la masse maximale de l'appareil et les principales dimensions du rotor principal et du fuselage.

2.1.3.1 Problématique et cadre théorique

Les lois statistiques du niveau 0 que nous établissons permettent, à partir de quelques spécifications, de définir les paramètres principaux de la modélisation de niveau 1. Trois paramètres peuvent être choisis comme spécification par exemple :

- W_{pay} : la masse de charge utile
- RA : le rayon d'action maximal
- V_{max} : la vitesse maximale d'évolution ou la vitesse économique de croisière (V_{eco})

Ces trois paramètres sont typiques d'une mission de transport. Nous pourrions en choisir d'autres comme la masse maximale au décollage, la puissance requise au stationnaire ou le plafond opérationnel. L'intérêt de cette partie est d'illustrer une méthode et non de présenter tous les modèles de niveau 0. Dans la base de données, les informations sur la masse de charge utile, le rayon d'action et la vitesse maximale sont soumises à une incertitude non quantifiable : la validité des informations. Comme nous l'avons expliqué plus en amont, les valeurs de la base de données sont indiquées sans information sur la quantité de carburant prise en compte ou la masse de charge utile. Or les spécifications choisies sont dépendantes de ces paramètres. Il faut donc prendre du recul sur les lois établies dans la suite. Les motivations du niveau 0 sont de donner des tendances. Le tableau 2.1 présente quelques statistiques sur la base de données au regard des spécifications choisies.



Weights		Rotors		Engines		Performances		Dimensions	
A vide [kg]	92%	b (mr) [SU]	97%	Masse (kg)	100%	Vmax [km/h]	72%	Longueur totale [m]	88%
Maximale [kg]	97%	D (mr) [m]	96%	TOP (kW)	100%	Plafond opé [m]	90%	Long. fuselage [m]	89%
Usefull [kg]	92%	c (mr) [m]	85%	MCP (kW)	88%	Alt max déco. [m]	65%	Hauteur fuselage [m]	89%
		Nr (mr) [rpm]	72%	SFC (kg/kW)	64%	Rayon d'action [km]	91%	Largeur fuselage[m]	65%
		b (tr) [SU]	95%	Configuration (nbr turbines)	100%	Autonomie [min]	62%		
		D (tr) [m]	93%	Régime turbine libre (rpm)	49%	Vitesse montée [m/s]	71%		
		c (tr) [m]	54%						
		Nr (tr) [rpm]	47%						

Figure 2.1: Vue globale de la base de données giravions. Le tableau du bas indique pour chaque paramètre le pourcentage de complétion de la base de données, c'est-à-dire le pourcentage d'appareil pour laquelle le paramètre est renseigné.

Statistiques	V_{max} (m/s)	RA (km)	W_{pay} (kg)
Nb d'observations	140	140	73
Minimum	28,9	208	200
Maximum	88,9	1 295	20 000
Médiane	67	620	1 272
Moyenne	67	689	761
Écart-type	13,6	205	3 705

Tableau 2.1: Statistiques de la base de données par rapport à la masse de charge utile W_{pay}, la vitesse maximale V_{max} (en général en vol en palier à la puissance maximale continue), le rayon d'action maximal RA.

La technique utilisée est la régression linéaire mono ou multi-variables. Les régressions polynomiales de degré n ne sont pas écartées, mais elles présentent un risque de « sur-apprentissage », c'est-à-dire qu'une loi permettra de retrouver très, voire trop, fidèlement les individus de la base de données ayant servi à sa création. En revanche la capacité de prédiction sera faussée, ce qui est contraire à la robustesse souhaitée. Bien entendu, c'est à l'utilisateur de fixer un degré raisonnable. La figure 2.2 illustre le sur-apprentissage possible avec les régressions polynomiales en montrant le diamètre du rotor en fonction de la masse pour les individus de la base de données.

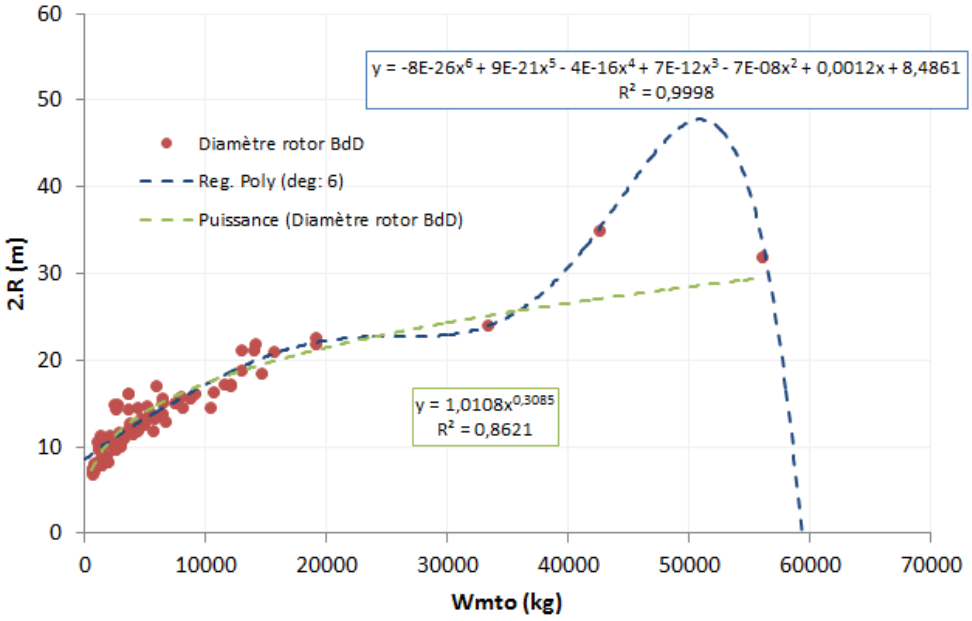


Figure 2.2: Cette figure illustre le surapprentissage qui peut éventuellement se produire avec des régressions polynomiales sur la base de données. La régression présentée donnant le diamètre du rotor principal en fonction de la masse maximale au décollage. Elle n'est donc bien sûr pas utilisée dans la suite.

La régression linéaire est un modèle permettant d'établir une relation entre un ensemble de variables recherchées Y de dimension $(n, 1)$, et des variables explicatives X de dimension $(n, p+1)$. La valeur n correspond au nombre d'individus considérés, donc le nombre d'hélicoptères et p le nombre de variables explicatives. Dans le cas présent, p est égal à 3 : W_{pay}, RA, V_{max}. Pour chaque individu il faut donc résoudre l'équation matricielle suivante :

$$\begin{pmatrix} Y_1 \\ . \\ . \\ Y_n \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} 1 & x_{1,1} & ... & x_{1,p} \\ . & . & ... & . \\ . & . & ... & . \\ 1 & x_{n,1} & ... & x_{n,p} \end{pmatrix} \begin{pmatrix} a_0 \\ . \\ . \\ a_p \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} \epsilon_1 \\ . \\ . \\ \epsilon_n \end{pmatrix} \tag{2.2}$$

Soit :

$$Y = a \cdot X + \epsilon \tag{2.3}$$

Dans ces équations, a est un ensemble de coefficients à déterminer pour chaque variable et ϵ l'erreur ou le résidu exprimant l'information manquante dans le modèle. Cette erreur peut être due aux différences technologiques, aux manques d'informations dans la base de données, à l'effet d'une variable méconnue ... Les valeurs de a sont donc recherchées en minimisant ϵ par la méthode des moindres carrés. Il existe alors une solution de la forme :

$$\hat{a} = (X^T X)^{-1} X^T Y \quad \text{où le vecteur} \quad \hat{a} = a \quad \text{si} \quad \epsilon = 0 \tag{2.4}$$

Pour des raisons de robustesse de la loi établie, les variables de X ne doivent pas être corrélées. Une première étape consiste donc à étudier les relations existantes entre les paramètres choisis. Le calcul de coefficients de corrélation peut aussi permettre de juger la pertinence d'une régression linéaire entre deux variables. Plus le coefficient de corrélation est proche de 1, plus les séries de données sont linéairement dépendantes. A contrario si la corrélation tend vers 0, il n'y a aucune dépendance entres les grandeurs observées. Le tableau 2.2 montre que les corrélations mises en évidence sont toutes inférieures à 0,5. Le maximum est atteint entre V_{max} et RA alors que le minimum est entre RA et W_{pay}. La faible colinéarité entre le rayon d'action et la masse de charge utile s'explique par le fait que les appareils de la base de données n'ont pas tous les mêmes missions donc le rapport quantité de carburant ou rayon d'action sur masse de charge utile n'a aucune raison d'être semblable. Les graphiques de la figure 2.3 montrent la répartition des appareils par rapport à chaque entrée du niveau 0. On remarque une corrélation diffuse entre V_{max} et RA avec le coefficient de corrélation le plus important. Ceci justifie la construction de régression à partir des variables de spécifications choisies.

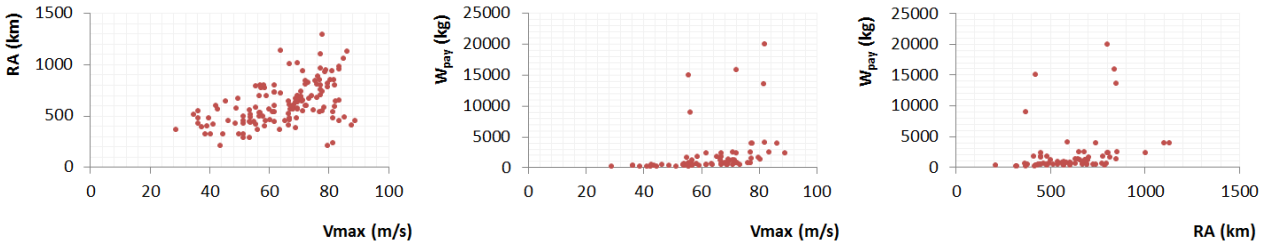
	W_{pay}	RA	V_{max}
W_{pay}	1	0,248	0,307
RA		1	0,497
V_{max}			1

Tableau 2.2: Matrice de corrélation entre les entrées du niveau 0.

2.1.3.2 Modélisation de la masse maximale au décollage à partir des spécifications

A partir des spécifications, détaillées dans la partie précédente, nous cherchons à retrouver la masse maximale au décollage W_{mto}. Il s'agit du paramètre le plus important pour un appareil volant et il conditionne fortement les dimensions du rotor et du fuselage. Après recherche des coefficients de régression de l'équation 2.3, nous obtenons le modèle statistique suivant :

$$W_{mto} \quad (kg) = -2101.96 + 29.56 \cdot V_{max} \quad (km/h) + 2.36 \cdot RA \quad (km) + 2.51 \cdot W_{pay} \quad (kg) \tag{2.5}$$



(a) (b) (c)

Figure 2.3: Dépendances entre les variables de spécifications en entrée du niveau 0 de la base de données.

Il existe de nombreux tests attestant de la qualité d'une régression. Le plus simple et le plus connu est le coefficient de détermination R^2 qui donne le rapport entre la variation estimée et la variation totale du modèle. En pratique, le R^2 maximal recherché est égal à 1, auquel cas le modèle arrive à prédire toutes les valeurs de la série explicative. RAPID/Rate utilise l'erreur résiduelle moyenne ε définie comme la moyenne des écarts entre les observations et les estimations. Cela permet de comparer grossièrement la qualité de deux régressions. Pour l'équation 2.5 on trouve :

$$R^2 = 0,96 \quad \text{et} \quad \varepsilon = 0,27 \tag{2.6}$$

Outre la qualité globale de la régression, il faut analyser ses coefficients afin de déterminer si les variables explicatives choisies sont nécessaires à la régression linéaire. C'est le rôle de l'indicateur nommé valeur-p correspondant à un pourcentage. Celui-ci indique la probabilité de véracité de l'hypothèse nulle : le coefficient est proche de 0. En d'autres termes lorsque la valeur-p est inférieure à 0,01, il y a une forte probabilité que l'hypothèse nulle soit fausse et que le coefficient analysé soit différent de 0. Une valeur-p forte associée au coefficient de régression d'une variable signifie que celle-ci est inutile. Le tableau 2.3 présente dans le cas de l'équation 2.5 les coefficients de la régression pour le terme constant de l'équation 2.5 et les différentes variables W_{pay}, RA et V_{max} sur la première colonne, ainsi que les valeurs-p associées, sur la seconde colonne.

Paramètres du modèle de la régression de la variable W_{mto}		
Coefficient	Valeur	valeur-p
Constante	-2101,958	0,085
V_{max}	29,559	0,187
RA	2,361	0,141
W_{pay}	2,511	$<$ 0,00001

Tableau 2.3: Résultats de la régression W_{mto} en fonction de W_{pay}, RA, et V_{max}.

L'équation 2.6 ainsi que le tableau 2.3 permettent d'effectuer l'analyse suivante. Le R^2 est élevé : cela indique que la régression est de bonne qualité. Malgré cela, l'erreur moyenne de reconstruction est forte notamment aux petites masses où l'on observe une forte dispersion des résidus : jusqu'à $\pm$ 100%

sur certains appareils comme le montre la figure 2.4. Cela indique qu'une régression linéaire n'est pas la plus appropriée et confirme aussi que les variables W_{pay}, RA et V_{max} sont difficiles à exploiter par rapport à l'incertitude des valeurs dans la base de données. L'analyse des valeurs-p montre que la vitesse maximale et le rayon d'action peuvent être raisonnablement éliminés du modèle donnant la masse maximale au décollage.

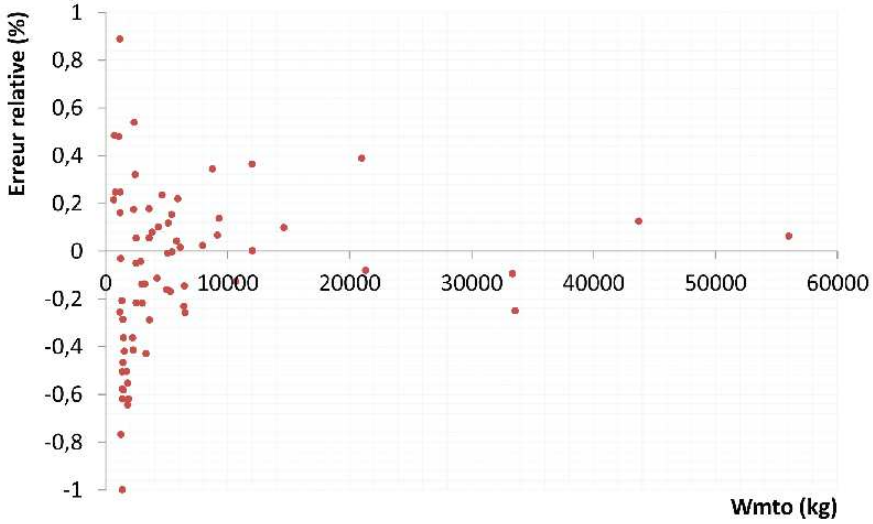


Figure 2.4: Résidus de la régression donnée par l'équation 2.5 en fonction de la masse maximale au décollage

Afin d'exploiter les conclusions ci-dessus, un nouveau modèle statistique indépendant de la vitesse maximale et du rayon d'action est déterminé. Outre la simplification de la loi, nous supprimons une part de variabilité contenue dans les variables éliminées dans l'ancien modèle. Dans ce nouveau modèle il faut aussi prévoir l'apparition de non-linéarité. La figure 2.5 montre la masse maximale au décollage en fonction de la masse de charge utile. Deux régressions sont tracées : la première (courbe verte) utilise une formulation en puissance du type $Y = a_0 \cdot X^{\alpha}$, tandis que la seconde (ligne rouge) est une régression linéaire. Les deux régressions sont proches mais le modèle linéaire indique un coefficient de détermination légèrement meilleur. Toutefois la formulation en puissance décrit mieux la masse maximale au décollage aux masses de charge utile faibles. De plus, il y a peu d'appareils à forte masse de charge utile. Enfin une comparaison des erreurs résiduelles moyennes donne 33% pour la régression linéaire contre 18,0% pour la formulation en puissance. Il est donc préférable d'utiliser ce second modèle. Son équation est la suivante :

$$W_{mto}\,(kg) = 6,5597 \cdot W_{pay}^{0,9111} \quad (W_{pay}\,\text{en}\,kg) \tag{2.7}$$

La figure 2.5 montre également les résidus en fonction de la masse maximale au décollage réelle.

Le choix de spécifications comme variables d'entrées est fait de manière à se placer dans un cas concret de dimensionnement au niveau 0. Cependant la variabilité des designs d'hélicoptère et

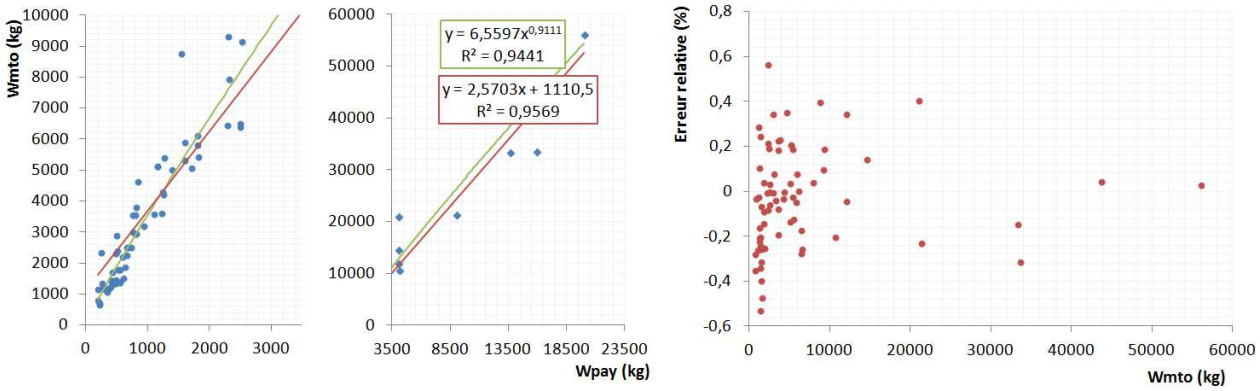


Figure 2.5: A gauche, les deux premiers graphiques montrent la base de données sur deux intervalles de masse de charge utile différents. Les courbes rouges et vertes sont deux régressions différentes. A droite, la figure montre l'erreur relative entre les données prédites et réelles en pourcentage pour l'estimation de la masse maximale au décollage.

l'incertitude sur les valeurs des spécifications dans la base de données rendent difficile l'obtention d'un modèle précis. La régression obtenue permet toutefois de reproduire l'évolution de la masse maximale en fonction des spécifications, même si la valeur de W_{mto} prédite sera entachée d'une incertitude puisque l'erreur résiduelle de la régression est significative, surtout aux faibles masses.

2.1.3.3 Modélisation des paramètres du rotor

Pour un hélicoptère, le rotor a un rôle sustentateur et propulsif en termes de forces. Il est capable de générer une force à même de compenser le poids de l'appareil ainsi que les forces de frottement en vol d'avancement. Il est donc raisonnable de penser qu'il existe une corrélation importante entre la masse maximale au décollage et la surface du rotor principal. Contrairement à la démarche précédente, une approche guidée par des équations physiques simples est possible ici.

Rayon du rotor principal : R_{mr}

Il y a deux options pour un premier calcul des dimensions du rotor : lier le rayon du rotor aux spécifications ou utiliser la masse maximale nouvellement calculée. La seconde approche a été privilégiée pour les raisons suivantes. Premièrement, la base de données comporte 163 appareils ayant une information pour le rayon du rotor et la masse maximale, contre 70 appareils pour la masse de charge utile. Deuxièmement, les données renseignées sur le rayon du rotor et la masse maximale sont plus fiables. En effet ces deux informations ne sont entachées d'aucune incertitude d'interprétation contrairement à la masse de charge utile qui est liée à la masse de carburant embarquée. Enfin pour finir, après vérification, les coefficients de corrélation sont meilleurs pour la régression $R_{mr} = f(W_{mto})$. En revanche, les erreurs résultantes du calcul de W_{mto} à partir des spécifications se propagent au rayon R_{mr} ainsi calculé.

La figure 2.6 montre que la variation de R_{mr} en fonction de W_{mto} n'est pas linéaire. La dépendance entre les variables peut être dérivée de considérations physiques. La portance développée par le rotor est décrite par un coefficient de portance moyen noté C_{zm} défini dans l'équation 2.8. Dans cette expression, g est la constante gravitationnelle, ρ_{air} est la densité de l'air et U_{mr} la vitesse de rotation en bout de pale au stationnaire, Ω est le régime de rotation en tours par minute. En inversant cette équation de C_{zm} on fait apparaître que la masse maximale est dépendante à la puissance 1/3 du rayon du rotor comme l'indique l'équation 2.9.

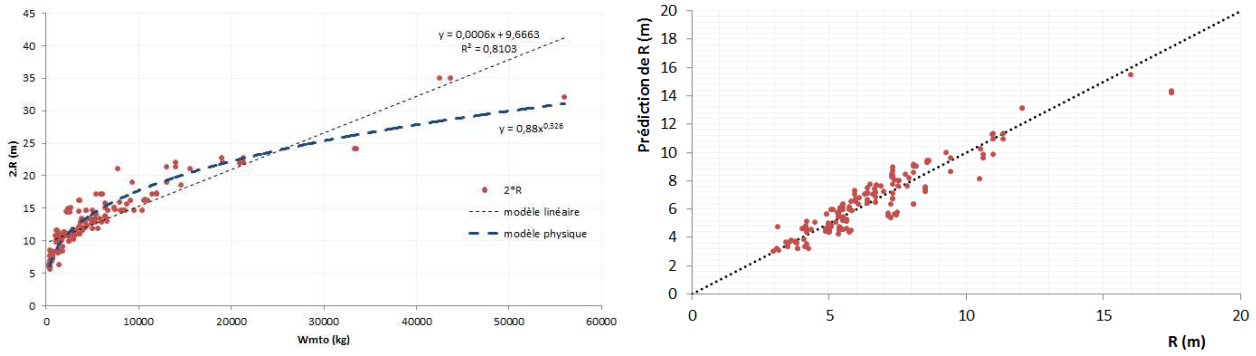
$$C_{zm} = 6\frac{W_{mto} \cdot g}{\rho_{air} \cdot b \cdot c \cdot R \cdot U^2} \quad \text{avec} \quad U = \Omega \cdot R \tag{2.8}$$

$$R_{mr} \quad (m) = \frac{6g}{\rho_{air} \cdot b \cdot C_{zm} \cdot \Omega^2} \cdot W_{mto}^{1/3} \quad \text{et} \quad R_{mr} \quad (m) = a \cdot W_{mto}^{0.33} \quad (kg) \tag{2.9}$$

La figure 2.6 montre le rayon du rotor en fonction de la masse maximale au décollage pour les individus de la base de données et permet d'obtenir les valeurs des coefficients α et β pour un modèle de la forme $Y = \alpha \cdot X^{\beta}$. Cela implique que les variations contenues dans le terme a de l'équation 2.9 sont indépendantes de R. C'est une approximation assumée dans le cas présent. Après calcul de la régression, nous obtenons l'équation 2.10 :

$$R = 0.44 \cdot W_{mto}^{0.326} \tag{2.10}$$

La valeur de β est de 0,326 donc très proche du 1/3 de l'équation 2.9. Cela atteste de la présence d'une liaison phénoménologique entre le rayon rotor et la masse maximale au décollage. Le terme a porte la variabilité du modèle. Cette régression est correcte avec un R^2 =0,881. En moyenne sur l'ensemble des hélicoptères de la base de données, l'erreur de prédiction est de 10,5 %.



(a) Régression (b) Prédiction

Figure 2.6: Le graphique 2.6a présente les hélicoptères de la base de données en fonction du rayon du rotor principal et de leur masse maximale au décollage. Le graphique 2.6b montre la prédiction de R par le modèle de l'équation 2.10 en fonction des valeurs de rayon dans la base de données.

Corde moyenne du rotor principal : c_{mr}

La corde moyenne des pales est le second paramètre définissant le rotor. Avec le rayon, la corde définit la surface portante d'une pale. Plus loin, un module pour l'estimation du nombre de pales sera traité et nous aurons alors les trois éléments définissant la surface portante sur laquelle s'appuie l'hélicoptère pour voler. Il existe une relation structurelle entre la corde des pales et leur rayon : il s'agit de l'allongement des pales, calculé par le rapport R_{mr}/c_{mr} noté plus simplement R/c. Les dimensions et les matériaux des pales sont choisis pour pouvoir résister aux efforts importants qui s'exercent sur elles : forces aérodynamiques (portance, traînée), force centrifuge, son propre poids. Un allongement trop grand et des pales trop souples favorisent les déformations et donc l'usure et la casse. R/c définit donc une limite structurelle qu'il est intéressant d'exploiter avec la base de données. Le but est d'obtenir un rapport R/c moyen sur les 130 appareils pour lesquels ces deux informations sont renseignées.

La figure 2.7 présente un histogramme de la distribution du rapport R/c de la base de données. Nous observons que le pic de la distribution se situe entre 16 et 20. La moyenne est à environ 17 et l'écart type à 3,5. Un R/c raisonnable pour un prédimensionnement se situe donc entre 13,5 et 20,5.

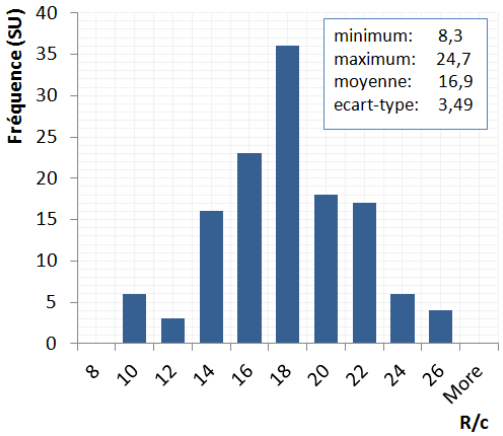


Figure 2.7: Histogramme des données R/c dans la base de données.

Régime de rotation du rotor principal : Nr_{mr}

Le régime de rotation correspond à la vitesse angulaire de rotation des pales autour de l'axe rotor. Elle est symbolisée par Ω en rad/s ou Nr en tr/min. Sur un hélicoptère conventionnel, sa valeur est en général fixe quelle que soit la vitesse d'avancement avec des variations de quelques pourcents. Nr est relié à la vitesse de rotation en bout de pale U_{mr} par l'équation 2.11.

$$U_{mr} = Nr_{mr} \cdot \frac{2\pi}{60 \cdot R_{mr}} \tag{2.11}$$

Nous pourrions déterminer Nr_{mr} à l'aide de lois statistiques. Toutefois, la vitesse de rotation en bout de pale est un paramètre plus intéressant à étudier. En effet, les implications de U_{mr} sur les

performances de l'appareil sont importantes comme nous l'avons vu au chapitre précédent dans la partie dédiée aux limitations de vitesse des hélicoptères 1.1.3.5.

Vue du bout de la pale, en vol stationnaire, la vitesse de l'air incident $V_{b/air}$ est égale à la vitesse de rotation U_{mr} [1]. En vol d'avancement, la vitesse de l'appareil s'ajoute du côté de la pale avançante : $V_{tip/adv} = U_{mr} + V_h$ et se retranche sur la pale reculante : $V_{tip/ret} = U_{mr} - V_h$. Lorsque la vitesse d'avancement devient importante, $V_{tip/ret}$ tends vers 0 et la pale ne génère plus de portance, c'est le décrochage. $V_{tip/adv}$ tend alors vers la vitesse du son, or les profils de pale ne peuvent pas fonctionner correctement à ces vitesses sans voir apparaître le phénomène de compressibilité. Il existe d'autres limitations aux choix de U_{mr}. La figure 2.9 introduit par Prouty dans « Helicopter Performances, Stability and Control » [13] présente ces limites sur un diagramme indiquant la vitesse de rotation en bout de pale en fonction de la vitesse d'avancement. La limite supérieure est imposée par le bruit créé par le rotor jusqu'à environ 300 km/h de la vitesse d'avancement, puis par la limite de compressibilité en pale avançante. La limite inférieure est imposée par des considérations de sécurité jusqu'à environ 270 km/h. En effet, en cas de panne, la manœuvre de descente en autorotation doit être possible. Cela impose que le rotor ait une énergie cinétique suffisamment grande pour tourner librement et porter l'appareil le temps d'effectuer un atterrissage d'urgence. Au-delà de 270 km/h la limite basse est imposée par les limites de décrochage pour la pale reculante qui limitent le choix de Nr_{mr}.

La conjugaison d'une spécification telle que la vitesse maximale avec la vitesse de rotation en bout de pale permet de fixer une limite sur le choix de U_{mr} et par conséquent de trouver Nr_{mr}. Dans la pratique, $(V_h + U_{mr})$ dépasse rarement 0,9 fois la vitesse du son, soit environ 320 m/s pour les meilleurs profils de pale.

La figure 2.8a présente un histogramme de la distribution de $(U_{mr} + V_{max})$ des appareils de la base de données, et la figure 2.8b l'histogramme en termes de nombre de Mach maximal en extrémité de pale avançante Ce dernier est en général compris entre 0,8 et 0,9. La figure 2.9 trace sur le diagramme de Prouty les points relatifs aux hélicoptères de la base de données en fonction de leur vitesse maximale et du régime de rotation nominal. Nous observons que la limite de bruit est franchie par quelques appareils généralement anciens ou de petites masses. La vitesse de rotation peut donc être choisie en fonction de la vitesse maximale désirée et d'un rapport à la vitesse du son (C_{son}) comme le montre l'équation 2.12 :

$$U_{mr} = a \cdot C_{son} - V_{max} \tag{2.12}$$

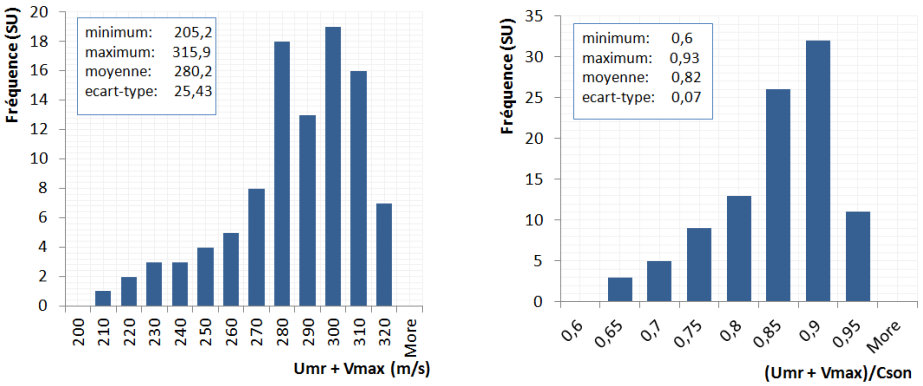
Le coefficient a correspond à la moyenne de la base de données plus ou moins l'écart type. L'histogramme 2.8b présente quelques informations sur la distribution de a dans la base de données. La valeur de a est donc de 0,82.

Finalement, on obtient les équations suivantes pour la détermination de U_{mr} et Nr_{mr}.

1. En excluant la vitesse induite liée au souffle du rotor qui en moyenne, est de l'ordre de 10 à 12 m/s pour un hélicoptère de 4 tonnes comme le Dauphin

$$U_{mr} = Nr \cdot \frac{2\pi}{60 \cdot R} = a \cdot C_{son} - V_{max} \quad \text{avec } a = 0,82 \tag{2.13}$$

$$Nr_{mr} = \frac{60}{2\pi \cdot R_{mr}} \cdot (a \cdot C_{son} - V_{max}) \quad \text{avec } a = 0,82 \tag{2.14}$$



(a) (b)

Figure 2.8: Histogrammes de la distribution des appareils de la base de données pour la vitesse en bout de pale en vol d'avancement (à gauche), et pour le nombre de Mach (à droite).

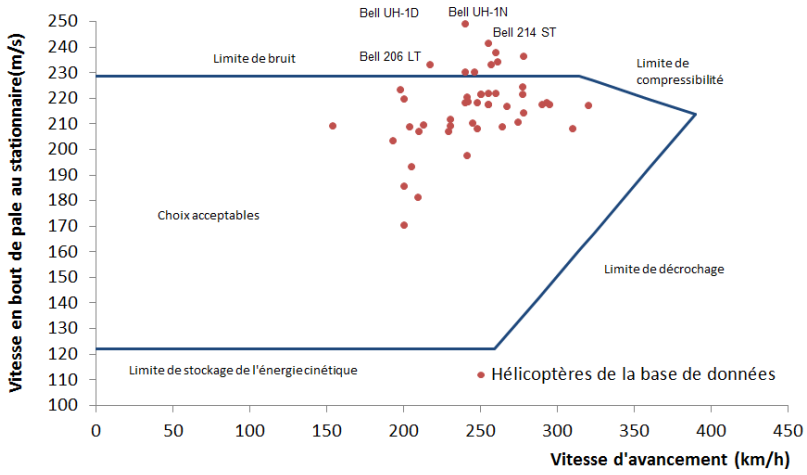


Figure 2.9: Diagramme provenant de [13] indiquant les limites bornant le choix de la vitesse en bout de pales. Les points rouges sont les appareils de la base de donnée.

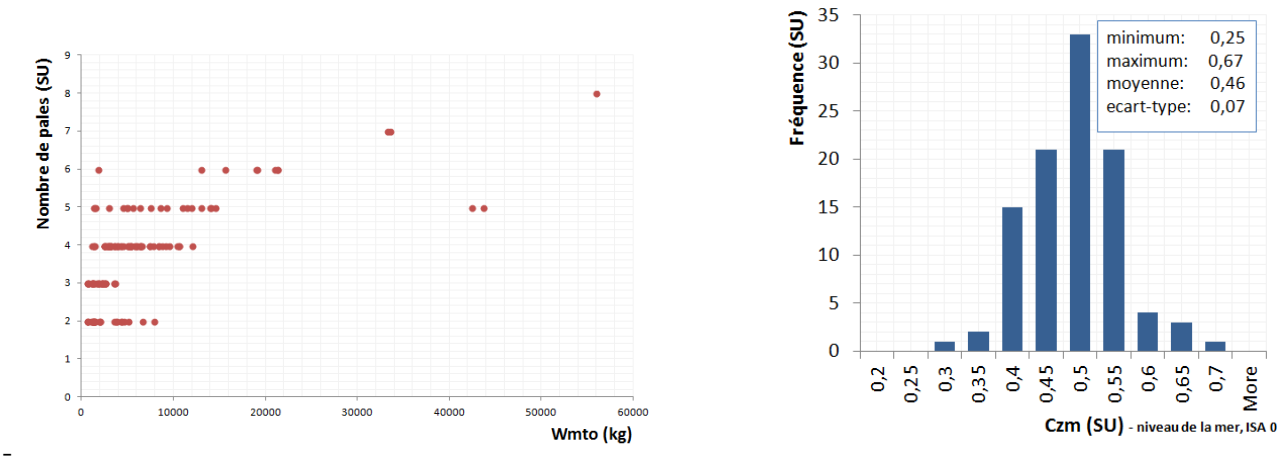
Nombre de pales : b_{mr}

D'après Prouty [13], le choix du nombre de pales ne répond pas à des exigences aérodynamiques au premier ordre. Le choix peut être fait au regard de différents compromis entre des considérations de bruit, de poids ou de coût. En effet un nombre de pales moins important induit des rotors plus légers,

des mâts moins complexes dont la traînée peut être réduite ou masquée plus facilement. Un nombre de pales élevé implique des vibrations moins pénalisantes et une signature sonore réduite. Dans la pratique, aucun hélicoptère n'utilise plus de 8 pales. La base de données indique que seuls les petits appareils possèdent un nombre réduit de pales. On observe sur la figure 2.10a que le nombre de pales a légèrement tendance à augmenter avec la masse maximale au décollage. Cependant statistiquement la dispersion est trop grande pour les hélicoptères ayant une masse maximale inférieure à 10 000 kg.

Au niveau 0, le coefficient de portance moyen C_{zm} est utilisé. Son expression est donnée dans l'équation 2.8. En l'inversant, on obtient l'expression 2.15 permettant de calculer le nombre de pales b_{mr} en fonction des autres paramètres. Dans cette dernière, la seule inconnue est C_{zm} que l'on peut fixer à l'aide de la base de données. La distribution des C_{zm} est affichée dans l'histogramme 2.10b. La valeur moyenne de C_{zm} est environ 0,46 avec un écart type de 0,068, dans les conditions d'atmosphère standard au niveau de la mer.

$$b_{mr} = 6\frac{W_{mto} \cdot g}{\rho_{air} \cdot C_{zm} \cdot c_{mr} \cdot R_{mr} \cdot U_{mr}^2} \tag{2.15}$$



(a) Nombre de pales (b_{mr}) versus W_{mto}

(b) Histogramme de C_{zm}

Figure 2.10: Exploitation de la base de données pour déterminer le nombre de pales.

2.1.3.4 Calcul des dimensions du fuselage : L_{fus} et H_{fus}

Au niveau 1, les dimensions de hauteur H_{fus} et de longueur du fuselage L_{fus} permettent de calculer le coefficient de traînée aérodynamique du fuselage dans la direction de l'avancement : $(C_x \cdot S)_{fus}$. Nous allons donc chercher à les retrouver au niveau 0 de manière statistique en utilisant de nouveau la base de données. Pour cela, nous effectuons une première analyse de corrélation entre les spécifications, c'est-à-dire avec les paramètres du rotor obtenus à l'étape précédente ainsi que la masse maximale au décollage, afin d'orienter les futures régressions. Le tableau 2.4 présente les corrélations existantes entre toutes ces variables. En gras figurent les corrélations les plus importantes ($> 0{,}9$). Cela indique les variables à utiliser pour la construction des modèles statistiques.

Variables	W_{mto}	Nr_{mr}	$2 * R_{mr}$	b_{mr}	c_{mr}	L_{fus}	H_{fus}	V_{max}	RA	W_{pay}
L_{fus}	**0,920**	−0,861	**0,966**	0,609	0,842	1	**0,939**	0,422	0,231	0,861
H_{fus}	**0,931**	−0,826	**0,940**	0,663	0,782	**0,939**	1	0,395	0,248	**0,933**

Tableau 2.4: Matrice de corrélation entre les spécifications, les paramètres modélisés précédemment et les dimensions de l'appareil recherchés.

Les régressions obtenues sont les suivantes :

$$L_{fus} \quad (m) = 1,73 + 1,23 \cdot 10^{-4} W_{mto} \quad (kg) + 0,768 \times (2 \cdot R_{mr}) \quad (m) \tag{2.16}$$

$$H_{fus} \quad (m) = 0,99 + 6,83 \cdot 10^{-5} \cdot W_{mto} \quad (kg) + 0,13 \cdot (2 \cdot R_{mr}) \quad (m) + 0,0756 L_{fus} \quad (m) \tag{2.17}$$

La masse de charge utile présentait une bonne corrélation avec la hauteur de fuselage mais afin de ne pas propager les incertitudes de cette variable nous ne l'utiliserons pas. Les coefficients de corrélation des lois 2.16 et 2.17 sont respectivement 0,958 et 0,921. Les erreurs de prédiction moyennes s'établissent à 7% et 8,3%. La base de données indique donc clairement la tendance avec des lois jugées suffisamment précises pour le niveau 0 qui servira d'initialisation avant les calculs aux niveaux supérieurs.

2.1.4 Calcul des performances du moteur

La puissance maximale au décollage P_{to} est calculée pour contrer le poids de l'appareil. Il est donc évident de considérer cette performance en fonction de la masse maximale au décollage. La base de données met en évidence une relation linéaire entre la puissance de décollage et la masse maximale :

$$P_{to} \quad (kW) = 0.282 \cdot W_{mto} \quad (kg) - 48.740 \tag{2.18}$$

Cette régression illustrée par la figure 2.11 possède un coefficient de détermination de 0,97.

Des lois statistiques estiment la masse du moteur en fonction des puissances de décollage sont possibles à partir de la base de données. La figure 2.12 présente l'une d'entre elles en considérant les moteurs les plus performants actuellement parmi l'ensemble des moteurs à turbine disponibles dans la base de données. Dans ce cas précis, on souhaite avoir un moteur dont la masse est la plus légère possible par rapport à la puissance demandée. On fait donc une hypothèse d'ordre technologique pour le dimensionnement d'un nouvel appareil. Dans le cas où la masse moteur est inconnue pour un appareil plus classique, on choisira une régression plus représentative de l'ensemble des individus de la base de données.

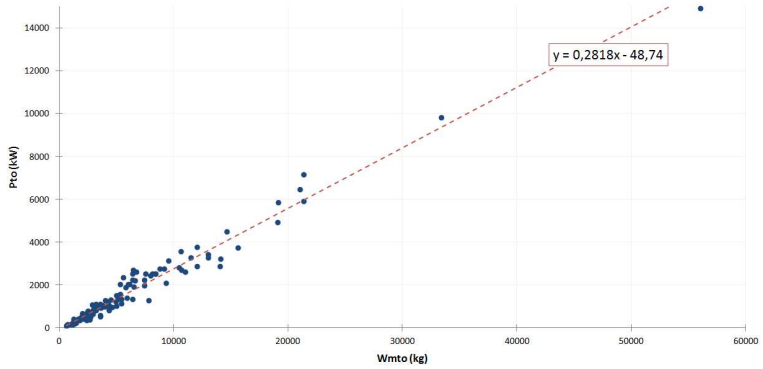


Figure 2.11: Loi de régression entre de la puissance de décollage et la masse maximale de décollage.

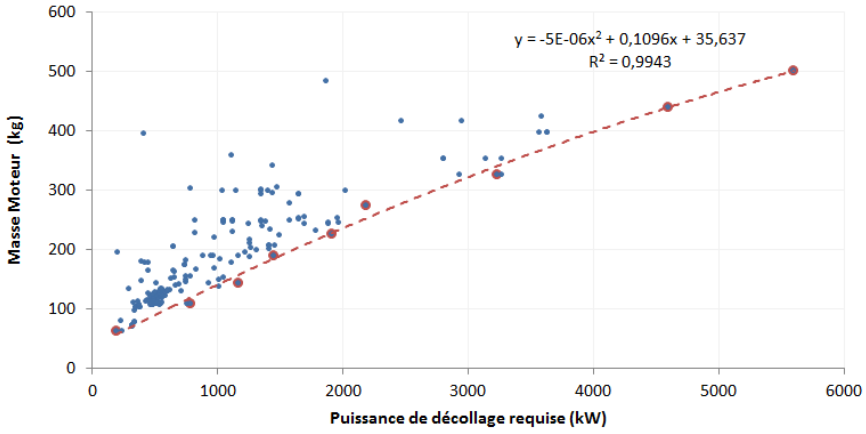


Figure 2.12: Régression donnant la masse du moteur en fonction de la puissance au décollage. Les points bleus sont les moteurs de la base de donnée, tandis que les points rouges sont les moteurs ayant les ratio puissance / masse les plus favorables.

2.1.5 Applications

Après avoir établi les modèles estimant la masse maximale de l'appareil et les dimensions du rotor principal et du fuselage, nous vérifions la validité de ces modèles au travers d'applications numériques. Il faut dans un premier temps établir des spécifications de masse de charge utile, de vitesse maximale et de rayon d'action. Ceci doit être fait pour différentes catégories de masses d'appareils. Nous appliquons la procédure de dimensionnement pour obtenir W_{mto}, b_{mr}, c_{mr}, R_{mr}, Nr_{mr}, U_{mr} ainsi que les dimensions du fuselage. Compte tenu de la robustesse du dimensionnement de la masse maximale au décollage à partir des spécifications, l'exercice est ici reproduit en utilisant la masse maximale connue de l'appareil que l'on souhaite retrouver.

Cinq hélicoptères ont été choisis pour ces comparaisons. Le premier est le Cabri G2 de la société Guimbal. Il s'agit d'un petit appareil de moins de 1 000 kg dédié à l'entraînement et l'apprentissage

des pilotes. La masse de charge utile est de 145 kg. La vitesse maximale est donnée à 185 km/h et le rayon d'action à 450 km. La figure 2.13 montre une comparaison des résultats obtenus pour les deux dimensionnements précédemment cités. Les valeurs du diagramme « radar » sont données en relatif par rapport à l'appareil de référence. Le décalage en valeur absolue par rapport à 1 donne donc l'erreur de reconstruction. Les résultats indiquent que la masse de l'appareil est sous-estimée à hauteur de 15%. Les cordes moyennes sont aussi erronées d'environ 20% soit 3 cm. Ceci indique que le rapport R/c est trop faible pour ce cas. La longueur du fuselage est aussi entachée d'une erreur de 20%. Cela s'explique par le fait que l'appareil est un petit biplace, ne contenant pas de soute à passagers, il est aussi pourvu d'un moteur à piston dont l'encombrement est réduit ainsi qu'un d'un fenestron comme rotor anti-couple. Les différences s'expliquent par le fait que la base de données n'est pas représentative pour ces appareils. Toutefois, le prédimensionnement ne donne pas des résultats aberrants avec en moyenne une erreur de moins de 10% sur l'ensemble des paramètres.

Guimbal Cabri G2

Wpay	145	kg
Vmax	185	km/h
RA max	450	km

	G2 estimé		G2 réel
Paramètre	spécifications	Wmto connu	
Wmto (kg)	609	700	700
R (m)	3,6	3,7	3,6
c (m)	0,21	0,22	0,18
b (SU)	2	2	3
U (m/s)	227	227	209
Nr (rpm)	610	583	530
Lfus (m)	7,27	7,54	6,31
Hfus (m)	2,5	2,6	2,5
Pto (kW)	122	147	134
Erreur absolue moyen	9,90%	9,54%	

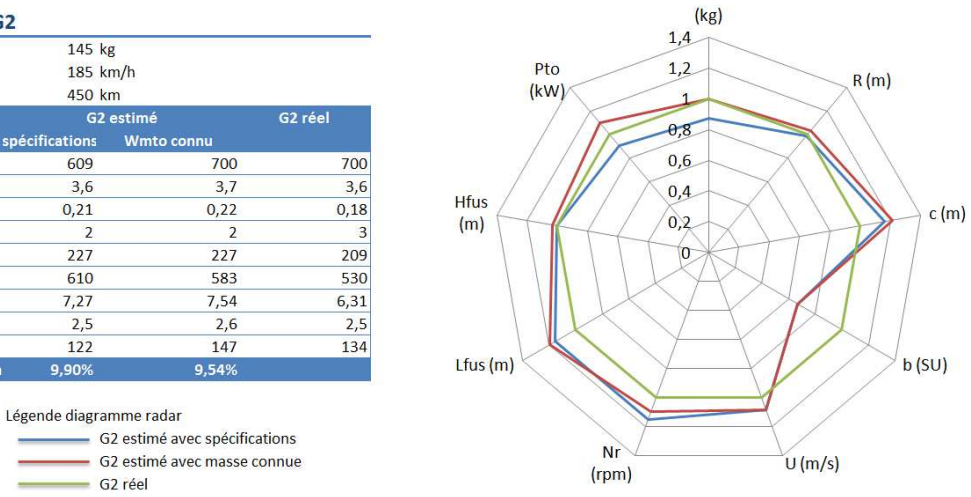


Figure 2.13: Résultats des modèles de niveau 0 pour le cabri G2.

Le second appareil testé représente une gamme d'hélicoptères légers biturbines : l'EC 135 d'Eurocopter. C'est un appareil multi-missions aussi bien dédié au transport de VIP, offshore, sanitaire, qu'à la surveillance militaire, policière ou aux missions de secourisme. L'EC 135 peut effectuer une mission de 615 km et une charge utile de 800 kg tel que résumé sur la figure 2.14. Sa vitesse maximale est d'environ 250 km. L'application de la chaîne de calcul montre que la masse maximale est estimée à 70 kg près. Globalement l'erreur absolue moyenne de reconstruction est de 9.9% à partir des spécifications et 10,5% à partir de la masse maximale au décollage connue. Comme pour le cas précédent, les différences sont acceptables pour un niveau 0 où le but recherché n'est pas la précision, mais de retrouver les ordres de grandeur.

Le Dauphin SA 365N est un appareil qui est « régulièrement » étudié dans cette thèse. Au niveau 0, les dimensions et masses obtenues sont satisfaisantes comme l'indique le tableau de résultats dans la figure 2.15. L'appareil est retrouvé avec une erreur de 8,3% à partir des spécifications et inférieure à 7,8% à partir d'une masse connue. Les principales différences avec l'appareil réel concernent la

EC 135

Wpay	800	kg
Vmax	253	km/h
RA max	620	km

	EC 135 estimé		EC 135 réel
Paramètre	spécifications	Wmto connu	
Wmto (kg)	2879	2950	2950
R (m)	5,9	6,0	5,1
c (m)	0,35	0,35	0,3
b (SU)	3	3	4
U (m/s)	209	209	210
Nr (rpm)	337	335	395
Lfus (m)	11,15	11,23	10,21
Hfus (m)	3,6	3,6	3,51
Pto (kW)	762	782	640
Erreur absolue moyen	9,89%	10,47%	

Légende diagramme radar
EC 135 estimé avec spécifications
EC 135 estimé avec masse connue
EC 135 réel

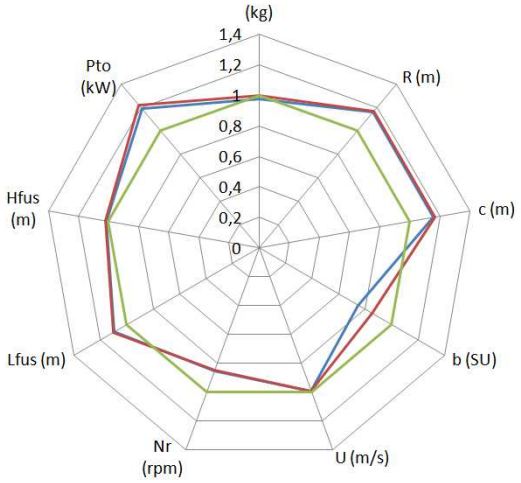


Figure 2.14: Résultats des modèles de niveau 0 pour l'EC 135.

puissance de décollage et le régime de rotation qui est sous-estimé de 20%. Le Dauphin est un appareil rapide et le coefficient a défini dans l'équation 2.14 fixé à 0,82 est probablement trop faible. De plus la surévaluation du rayon implique un régime de rotation plus faible.

SA 365N

Wpay	1170	kg
Vmax	292	km/h
RA max	800	km

	SA 365N estimé		SA 365N réel
Paramètre	spécifications	Wmto connu	
Wmto (kg)	4069	4000	4000
R (m)	6,6	6,6	5,965
c (m)	0,39	0,39	0,405
b (SU)	4	4	4
U (m/s)	198	198	218
Nr (rpm)	286	287	350
Lfus (m)	12,38	12,32	11,41
Hfus (m)	3,9	3,9	4,01
Pto (kW)	1097,2	1077,6	984
Erreur absolue moyen	8,31%	7,76%	

Légende diagramme radar
365N estimé avec spécifications
365N estimé avec masse connue
365N réel

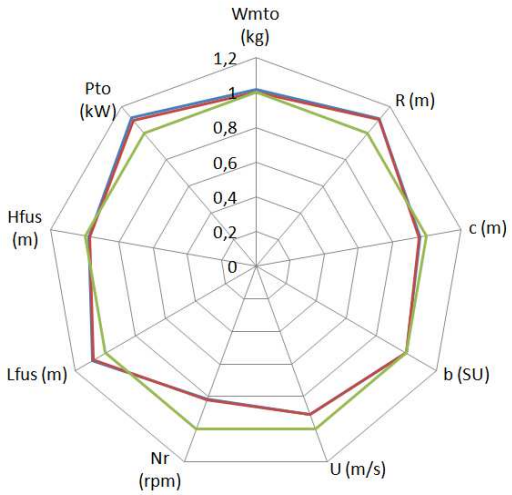


Figure 2.15: Résultats de la chaîne de calcul de niveau 0 pour le Dauphin SA 365N.

Afin d'évaluer les régressions sur une gamme d'appareils lourds, le quatrième appareil traité pèse 11 tonnes : il s'agit de l'EC 225 d'Eurocopter. De manière similaire au Dauphin, les prédictions sont en adéquation avec les paramètres réels présentés sur le tableau de la figure 2.16. Tous les paramètres sont estimés avec une erreur inférieure à 20%.

EC 225

Wpay	3000	kg
Vmax	276	km/h
RA max	877	km

Paramètre	EC 225 estimé spécifications	EC 225 estimé Wmto connu	EC 225 réel
Wmto (kg)	9586	11000	11000
R (m)	8,7	9,1	8,1
c (m)	0,55	0,54	0,55
b (SU)	5	6	5
U (m/s)	202	202	224,781
Nr (rpm)	221	211	265
Lfus (m)	16,33	17,12	16,8
Hfus (m)	5,2	5,4	4,6
Pto (kW)	2652,2	3050,9	2600
Erreur absolue moyen	8,12%	10,30%	

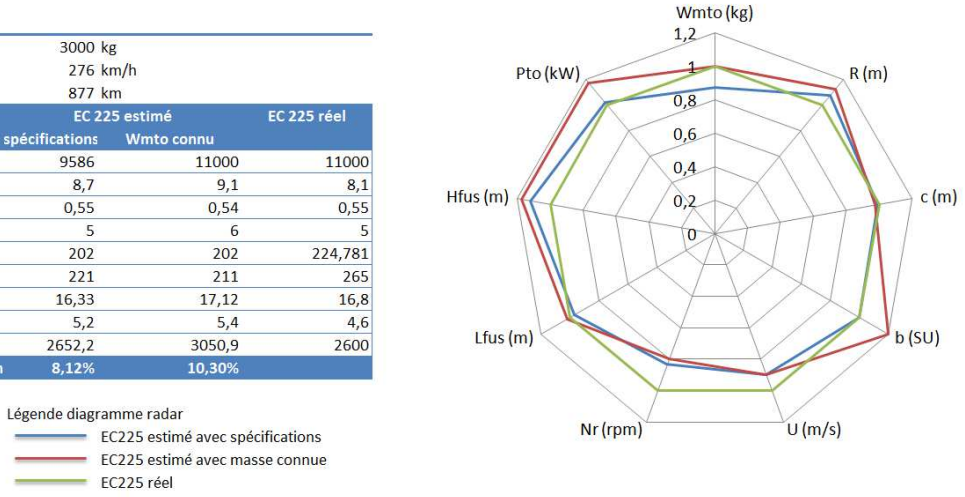


Figure 2.16: Résultats des modèles niveau 0 pour l'EC 225.

Dans l'ensemble, les reconstructions de niveau 0 donnent des résultats satisfaisants : les ordres de grandeur des dimensions, masses, puissances sont respectés et les tendances capturées. Cela valide les lois présentées pour une utilisation en tant qu'initialisation des calculs de niveau supérieur en donnant un premier aperçu de la gamme de masse de l'appareil, sa taille et la puissance requise. Dans le chapitre 3 nous utiliserons le niveau 0 pour initialiser le dimensionnement d'un appareil de transport de passagers.

2.1.6 Conclusions et transition vers le niveau 1

Les expressions du niveau 0 de modélisation ont été établies à partir d'un ensemble de spécifications. Le but recherché est d'enrichir la connaissance d'un appareil afin d'utiliser ensuite des modèles analytiques plus physiques. Les principales dimensions du rotor, du fuselage et la masse maximale au décollage sont renseignées à partir de spécifications typiques d'un problème de prédimensionnement : masse de charge utile, vitesse maximale et rayon d'action. Le choix de ces dernières peut différer d'un problème à un autre. Cependant les principales variables de design restent les mêmes. C'est pourquoi l'utilisation des spécifications a été réduite au calcul de la masse maximale au décollage. La figure 2.17 illustre le cheminement suivi depuis les données d'entrée du problème jusqu'à l'aboutissement, c'est-à-dire jusqu'au calcul de performances.

Dans l'état de l'art nous avons présenté plusieurs travaux similaires. RAPID/RaTE se base sur des régressions multiples combinant les variables avec des facteurs de puissance. RIDE met en place des outils tels que l'analyse de corrélation, l'analyse en composantes principales ou les techniques de regroupement de données (« clustering ») afin d'avoir une visibilité sur les dépendances entre les variables et d'effectuer des régressions sur chaque groupe. La démarche proposée dans cette thèse pour le projet C.R.E.A.T.I.O.N. s'inspire de ces réalisations. Une amélioration par rapport à ces travaux est la quantité de données utilisées. Un important travail a été fait pour accroître la base de données hélicoptères pré-existante à l'ONERA. Celle-ci possède près de 200 hélicoptères et apporte

une précision statistique supplémentaire. Un autre apport de cette thèse à ce niveau de modélisation statistique est l'utilisation d'équations physiques permettant d'extraire des tendances. Cet ajout de la physique dans des modèles statistiques est une plus-value par rapport aux projets RAPID/RaTE et RIDE.

Les modélisations de niveau 0 peuvent être améliorées suivant trois axes. Le premier concerne la base de données : certains paramètres sont soumis à une forte incertitude compte tenu du niveau d'information disponible. Par exemple, la masse de charge utile varie en fonction de la quantité de carburant considérée. Une amélioration serait de donner la masse de charge utile pour un rayon d'action fixé. La conséquence est une robustesse accrue de toutes les lois utilisant la masse de charge utile. Un second axe concerne le traitement de données pour effectuer des régressions. Il serait judicieux d'apporter un traitement spécifique aux appareils peu représentatifs (ce qui implique définir des critères de représentativité) donc à éliminer dans les régressions. Enfin le troisième axe concerne les techniques de regroupement des données telles que « K-means » et présentés par RIDE [26]. Regrouper les données semblables permettrait d'exploiter plus rigoureusement les valeurs moyennes utilisées ici comme par exemple le facteur a dans l'équation 2.13 ou C_{zm} dans l'expression 2.15. Cela peut être des regroupements par gamme de masse, par génération technologique, ...

A ce stade, nous possédons les informations nécessaires pour une étude de niveau 1. Nous allons donc nous plonger dans la modélisation de ce niveau plus physique.

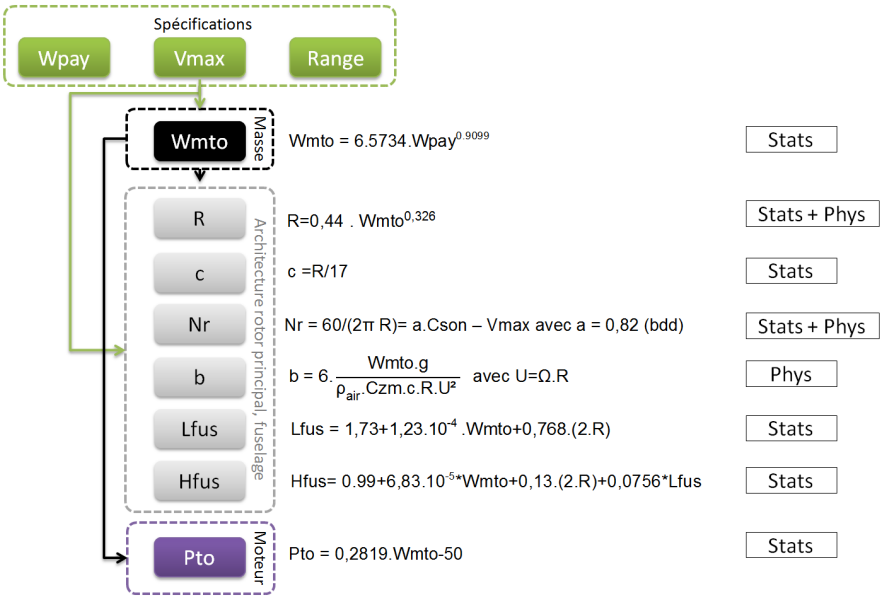


Figure 2.17: Schéma représentant la chaîne de calcul au niveau 0 : des spécifications au calcul de la masse (W_{mto}), des paramètres du rotor et du fuselage, de la puissance nécessaire au décollage. L'utilisation de lois purement physiques et/ou statistiques est présentée sur la droite. Les différentes couleurs sont associées aux modules de C.R.E.A.T.I.O.N. (cf. la figure 2.18)

2.2 Modélisation de niveau 1

Nous venons d'établir le niveau 0 décrivant le premier design d'un appareil à partir d'un minimum d'informations. A son issue, l'hélicoptère est défini par une dizaine de paramètres. Les modèles de niveau 0 sont basés sur des lois statistiques qui ne sont pas capables de décrire fidèlement les performances de vol et les impacts environnementaux d'un aéronef. Or il s'agit de l'objectif principal du projet C.R.E.A.T.I.O.N.Pour répondre à cette problématique, nous devons utiliser des modèles physiques plus complexes et capables de prendre en compte les conditions de vol. Pour autant, la somme d'informations nécessaires doit être en adéquation avec la quantité disponible après l'exécution des calculs de niveau 0. Les modèles physiques établis au niveau 1 respectent ces besoins et conditions : il requièrent peu d'informations et permettent l'évaluation de performances.

Au niveau 1, chaque modèle est associé à l'une des sept disciplines de C.R.E.A.T.I.O.N. : performances de vol, impacts environnementaux, aérodynamique, génération de puissance, architecture et géométrie, masse et structure, mission et spécifications. Ils sont basés sur des équations de physique analytique simplifiée. L'hélicoptère comporte trois éléments principaux : le rotor principal caractérisé par un nombre de pales, un rayon, une corde moyenne de pale et une vitesse angulaire de rotation, le fuselage défini par une longueur et une hauteur ainsi qu'un moteur délivrant une puissance associée à une consommation de carburant. Du point de vue de la dynamique du vol, l'appareil est un point ponctuel sur lequel s'exerce le poids et une composante de traînée qui s'oppose au déplacement. Il n'y a donc pas de calcul des moments. Les performances de vol sont alors calculées en comparant la puissance requise pour le vol, calculée à l'aide des équations du bilan de puissance, et la puissance disponible fournie par le système de génération de puissance. Ce sont ces hypothèses simplificatrices qui permettent de restreindre la quantité d'informations nécessaires pour l'évaluation.

Cette partie du chapitre 2 de cette thèse se décompose en trois temps. Premièrement, nous allons établir le modèle de performances de vol, point d'articulation de l'outil. Les autres disciplines qui participent aux évaluations seront décrites à travers leurs contributions au niveau 1. La seconde phase consiste à évaluer les modèles mis en place grâce à des comparaisons avec des résultats d'essais en vol et de modèles experts. Le Dauphin SA 365N sera alors l'appareil de référence. Enfin nous terminerons par des comparaisons avec d'autres hélicoptères : EC 225, EC 135, EC 145. Un cas d'utilisation du niveau 1 dans un cadre d'optimisation fera l'objet du chapitre 3.

2.2.1 Module de performances de vol : les équations du bilan de puissance

Au niveau 1, le module performance de vol utilise une version simplifiée de la mécanique du vol analytique pour calculer la puissance requise en fonction d'une vitesse d'avancement et pour des conditions de température et d'altitude pression données. Le vol se caractérise alors par trois facteurs :

- V_h : une vitesse d'avancement horizontal dans un repère sol. La vitesse de l'air vue par l'appareil correspond à la vitesse d'avancement.
- V_z : une vitesse ascensionnelle verticale, elle aussi dans le repère sol. Vz est définie comme positive lorsque l'appareil monte.
- ρ_{air} : la densité de l'air aux altitudes, températures et pressions considérées.

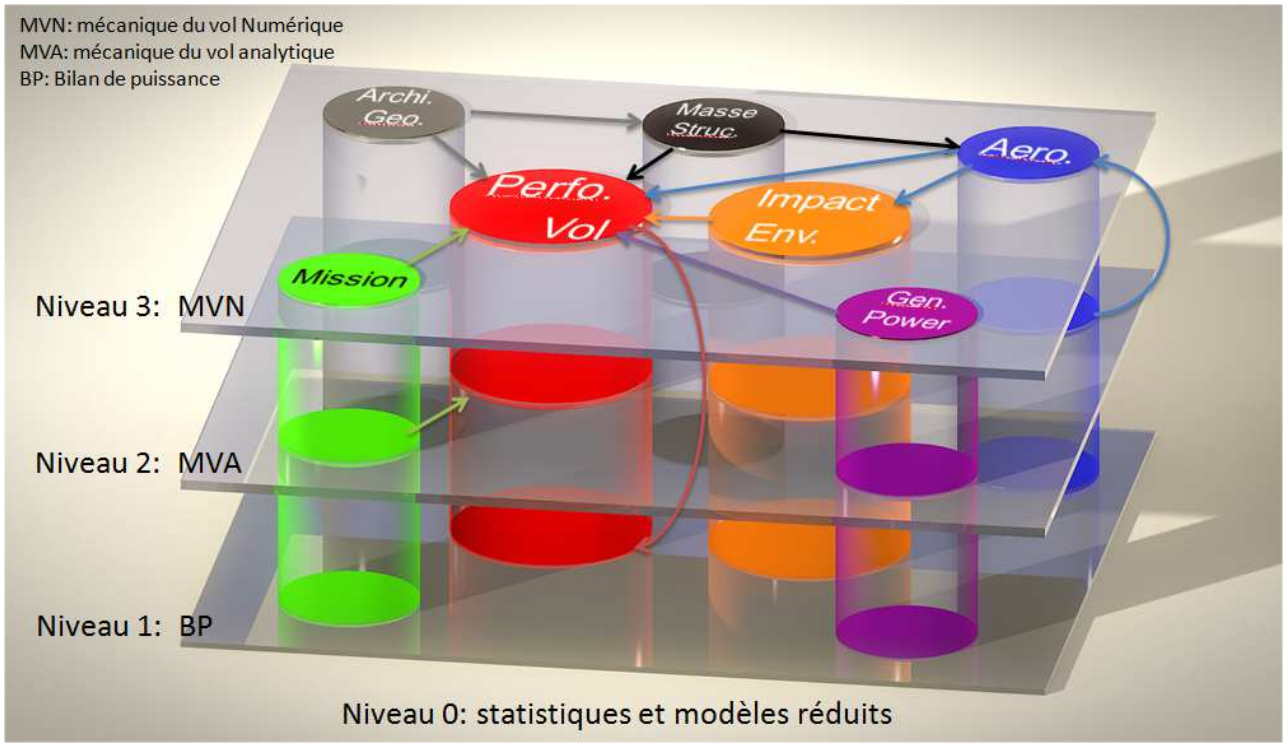


Figure 2.18: Schéma de la chaine C.R.E.A.T.I.O.N. où l'on peut voir apparaitre pour chaque niveau les disciplines. Les liens dessinés ne sont pas représentatifs de ceux mis en place réellement.

Le calcul de la puissance requise repose sur les équations du bilan de puissance. La puissance nécessaire pour le vol se décompose en plusieurs composantes :

- Puissance induite P_{ind} : il s'agit de la puissance à dépenser pour que le rotor génère une force de portance équilibrant le poids de l'appareil. Son calcul repose sur l'une des deux grandes théories de la mécanique du vol appliquée aux voilures tournantes : la théorie du disque sustentateur. L'autre théorie dite par « éléments de pale » n'est pas abordée ici.
- Puissance de traînée de profil de pale P_{blade} : les pales étant en rotation dans l'air, des traînées sont générées. Les forces de traînée aérodynamiques s'opposent à leur rotation. Il faut donc fournir au système une puissance compensatrice de ce couple résistant.
- Puissance de traînée du fuselage P_{fus} :le fuselage génère une force de frottement aérodynamique à vitesse non nulle qu'il faut compenser. En l'absence de calcul des moments, la force générée n'est pas associée directement au rotor et une puissance de traînée du fuselage est calculée pour en tenir compte. En pratique la traction du rotor principal sert à la fois à la portance et à la propulsion.
- Puissance du rotor anti-couple P_{reqTR} : pour compenser le couple généré par le rotor principal, un moment de sens opposé doit être créé. La puissance P_{reqTR} est associée à la force que doit générer le rotor arrière pour exercer ce moment anticouple.

– Puissance due aux pertes P_{loss} : une partie de la puissance totale doit compenser des pertes. Celles-ci peuvent être d'origine mécanique, dues à des prélèvements de puissance pour divers instruments, ou à l'installation du moteur.

La somme des puissances induites, de traînée de profil de pale, de fuselage définit la puissance requise par le rotor principal, P_{reqMR} :

$$P_{reqMR} = P_{ind} + P_{blade} + P_{fus} \tag{2.19}$$

L'ajout de la puissance du rotor arrière et des pertes donne la puissance requise totale (P_{req}) pour voler :

$$P_{req} = P_{reqMR} + P_{reqTR} + P_{loss} \tag{2.20}$$

La figure 2.19 montre l'évolution caractéristique de la puissance requise totale pour le vol rectiligne en palier d'un hélicoptère. Des calculs plus détaillés exposés plus loin permettent de comprendre cette forme de creuset.

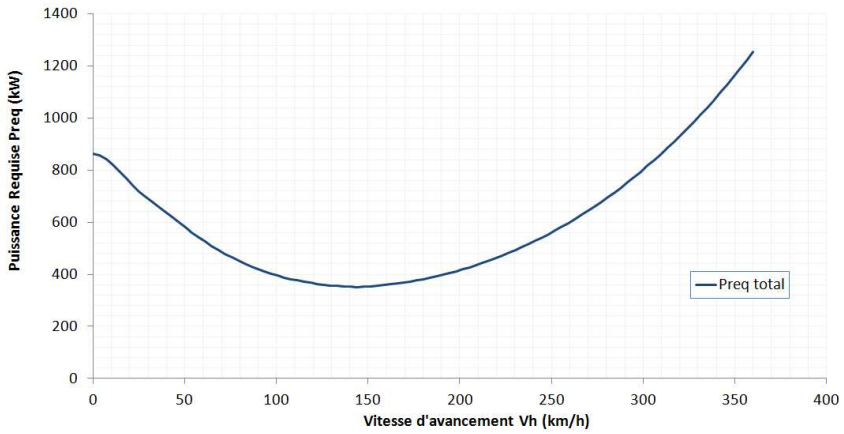


Figure 2.19: Puissance requise totale pour un vol en palier. L'hélicoptère utilisé pour cet exemple est le Dauphin SA 365N à 4 000 kg (au niveau de la mer en atmosphère standard).

2.2.1.1 Calcul de la puissance induite : la théorie du disque sustentateur

Le rôle du disque sustentateur est de compenser la somme des forces extérieures s'exerçant sur l'appareil afin de permettre le vol. Cette force compensatrice développée par le rotor est la traction notée T. Dans le cadre du niveau 1, nous avons précisé que les forces extérieures que doit équilibrer le rotor, sont uniquement le poids et la traînée du fuselage dans l'axe du mouvement. Toutefois, pour simplifier les calculs nous avons décidé de découpler la part du poids et de la traînée dans le calcul de la traction. Dans les équations suivantes, T ne compense que le poids. La traînée est prise en compte

séparément et la puissance à dépenser par le rotor principal est calculée avec le terme P_{fus}. Cette hypothèse se justifie si l'on considère que l'appareil vole à plat pour toutes les vitesses d'avancement horizontal. De plus pour prendre en compte correctement l'effet de la traînée du fuselage au niveau du rotor, il faut pouvoir calculer la force générée par les éléments stabilisateurs arrière donc les moments. Ceci entre dans le domaine de définition du niveau 2 et de la mécanique du vol complète. Au niveau 1, ce sont donc les puissances qui sont sommées et non pas les forces.

La théorie du disque sustentateur est développée à la fin du 19$^{\text{ème}}$ siècle par W.J.M. Rankine (1865), A.G. Greenhill (1888) et R.E. Froude (1889). Elle considère un rotor composé d'un nombre infini de pales d'épaisseurs infiniment petites. Le rotor se trouve dans une veine d'air que l'on considère être un gaz parfait et dont les conditions amont et aval sont définies à l'infini selon le schéma de la figure 2.20. Entre ses deux faces est observée une différence de pression, de gradient infini, induisant un champ de vitesse se traduisant par une force T qu'il est nécessaire de fournir au rotor pour élever un appareil. Il peut être calculé à l'aide de méthodes de mécanique des fluides complexes (Euler, Navier-Stokes). Cependant dans le cadre du niveau 1, nous utilisons les équations de Bernoulli.

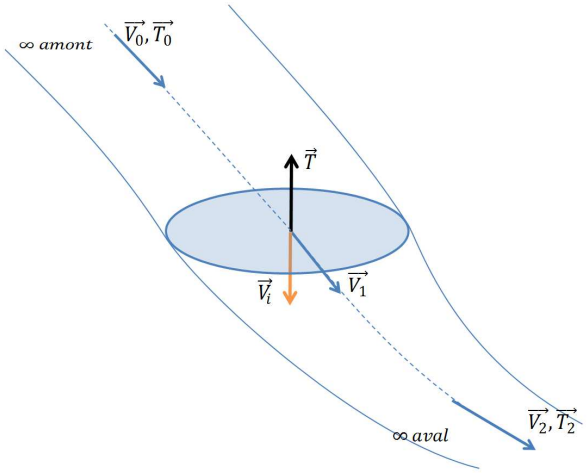


Figure 2.20: Tube d'air entourant le rotor considéré comme un disque plein d'épaisseur infiniment petite. V_0, T_0, V_1, T_1, V_2, T_2 sont les vitesses et tractions développées respectivement, à l'infini amont, sur le disque rotor et à l'infini aval. V_i est la vitesse induite au niveau du disque rotor.

Pour définir la force exercée (T) par le disque, considérons premièrement la conservation de la quantité de mouvement. Celle-ci implique que la force exercée par le disque sustentateur est équivalente à la différence des forces à l'infini amont et aval. De plus, le long de la veine d'air on suppose qu'il n'y a pas de déperdition de matière, on a donc conservation des débits. On obtient finalement l'équation de T en fonction des trois vitesses caractéristiques de la veine d'air immergeant le rotor.

$$\begin{aligned} \overrightarrow{T} &= \overrightarrow{T_0} - \overrightarrow{T_2} \\ &= \dot{m} \times \overrightarrow{V_0} - \dot{m} \times \overrightarrow{V_2} \end{aligned} \tag{2.21}$$

$$\dot{m} = \rho_{air} \cdot S_{rotor} \cdot |\overrightarrow{V_1}| \tag{2.22}$$

$$\overrightarrow{T} = -\rho_{air} \cdot S_{rotor} \cdot |\overrightarrow{V_1}| \cdot \left(\overrightarrow{V_2} - \overrightarrow{V_0}\right) \tag{2.23}$$

La puissance dépensée par le rotor s'exprime en fonction de la force dépensée multipliée par la vitesse de l'air soufflé par le disque.

$$P = -\overrightarrow{T} \cdot \overrightarrow{V_1} \tag{2.24}$$

On peut introduire une formulation de V_1 en fonction de V_0 en définissant la vitesse induite moyenne V_{im}. La puissance dépensée par le rotor s'écrit :

$$\overrightarrow{V_{im}} = \overrightarrow{V_1} - \overrightarrow{V_0} \tag{2.25}$$

$$P = -\overrightarrow{T} \cdot (\overrightarrow{V_{im}} + \overrightarrow{V_0}) \tag{2.26}$$

Le théorème de Bernoulli décrit la conservation de l'énergie totale mise en jeu dans la veine d'air entre les infinis amont et aval. Le calcul de l'énergie cinétique transmise à l'air par le rotor permet d'obtenir une seconde formulation de la puissance.

$$\begin{aligned}
\rho_{air}.\overrightarrow{V_0}^2 &= \frac{1}{2}\rho_{air}\overrightarrow{V_2}^2 \\
Ec &= \frac{1}{2}\rho_{air}\overrightarrow{V_2}^2 - \frac{1}{2}\rho_{air}\overrightarrow{V_0}^2 \\
P &= Ec \cdot S_{rotor} \cdot \left|\overrightarrow{V_1}\right| = \frac{Q}{2}\left(\overrightarrow{V_2}^2 - \overrightarrow{V_0}^2\right) \\
P &= -\overrightarrow{T}\frac{\left(\overrightarrow{V_0} + \overrightarrow{V_2}\right)}{2}
\end{aligned} \tag{2.27}$$

En égalisant les deux formulations de la puissance que nous venons d'obtenir on peut calculer V_{im} en fonction des vitesses amont et aval. V_{im} est toujours orthogonale au disque rotor et de sens contraire à la force de portance.

$$\overrightarrow{V_{im}} = \frac{\overrightarrow{V_2} - \overrightarrow{V_0}}{2} \tag{2.28}$$

D'où : $\overrightarrow{V_2} = \overrightarrow{V_0} + 2 \cdot \overrightarrow{V_{im}}$. C'est le résultat principal de la théorie de Froude, couramment utilisée pour décrire les rotors et les hélices en vol axial. Si nous revenons sur l'équation 2.23 définissant T

en utilisant les formules 2.25 et 2.28, on obtient une nouvelle expression de la traction seulement dépendante des conditions infinies amont.

$$\overrightarrow{T} = -2 \cdot \rho_{air} \cdot S_{rotor} \cdot \left\| (\overrightarrow{V_0} + \overrightarrow{V_{im}} \right\| \cdot \overrightarrow{V_{im}} \tag{2.29}$$

En considérant $\overrightarrow{V_0} = (V_h, V_z)$; $\overrightarrow{V_i} = (0, V_{im})$; $\overrightarrow{V_0} + \overrightarrow{V_{im}} = (V_h, V_Z + V_{im})$, on peut donc définir la force créée pour le vol d'un rotor considéré comme un disque sustentateur. Ainsi on obtient l'expression 2.30 de T dite formulation de Coleman-Glauert.

$$T = 2 \cdot \rho_{air} \cdot S_{rotor} \sqrt{V_h^2 + \left(V_z + V_{im}\right)^2} \cdot V_{im} \tag{2.30}$$

La puissance à fournir au rotor pour générer la force T est couramment notée puissance induite :

$$\begin{aligned} P_{ind} &= \overrightarrow{T} \cdot \left(\overrightarrow{V_0} + \overrightarrow{V_{im}}\right) \\ P_{ind} &= T \cdot \left(V_0 \cdot \sin(90 - \alpha) + V_{im}\right) \end{aligned} \tag{2.31}$$

Dans la pratique T est égal en valeur absolue à la somme des forces exercées sur l'appareil que le rotor principal doit compenser, donc typiquement le poids de l'hélicoptère et sa traînée. On cherche alors à calculer V_{im} pour déterminer la puissance requise. Une résolution analytique de cette équation n'est pas possible sans solveur numérique. Cependant dans des cas de vols particuliers, on parvient à une solution analytique simple. Les équations suivantes résument les résultats que l'on peut obtenir selon que l'on considère un vol stationnaire, une montée, un vol en palier. La vitesse induite pour le vol oblique doit se résoudre numériquement.

En vol stationnaire : $V_h = V_z = 0$ d'où

$$\begin{aligned} V_{im} = V_{im0} &= \sqrt{\frac{T}{2 \cdot \rho_{air} \cdot S_{rotor}}} \\ \text{et} \quad P_{ind} &= P_{i0} = T \cdot V_{im0} \end{aligned} \tag{2.32}$$

En montée verticale : $V_h = 0, V_z > 0$

$$\begin{aligned} V_{im} &= \frac{1}{2} \cdot \left(\sqrt{V_z^2 + 4 \cdot V_{im0}^2} - V_z\right) \\ \text{et} \quad P_{ind} &= T \cdot (V_z + V_i) \end{aligned} \tag{2.33}$$

En vol en palier : $V_z = 0$

$$\begin{aligned} V_{im} &= \sqrt{\frac{1}{2} \cdot \left(\sqrt{V_h^4 + 4 \cdot V_{im0}^4} - V_h^2\right)} \\ \text{et} \quad P_{ind} &= T \cdot V_{im} \end{aligned} \tag{2.34}$$

Il est intéressant de noter que la puissance induite, à travers la vitesse induite dépend uniquement de la surface du disque rotor, de la densité de l'air et des vitesses (V_h, V_z, V_{im}). Plus le rayon rotor est grand plus la puissance induite à dépenser sera faible.

Concernant la descente, les problématiques sont plus complexes. Lors d'une descente à vitesse importante, la théorie du disque sustentateur représente une bonne approximation. La descente rapide concerne les régimes d'autorotation et de moulinet-frein où l'air traversant le rotor de bas en haut, entraîne ses pales en rotation comme dans le cas d'un éolienne. La puissance à dépenser pour le vol est alors nulle.

En descente rapide : $V_z < 0; V_{im} > 0; |V_z| > 2V_{im}$

$$\begin{aligned} \left(\frac{V_z}{V_{im0}} + \frac{V_{im}}{V_{im0}}\right) \cdot \frac{V_{im}}{V_{im0}} &= -1 \\ \text{et} \quad P_{ind} = \frac{P_{i0}}{V_{im}/V_{im0}} &< 0 \end{aligned} \tag{2.35}$$

Dans le cas d'une descente lente, la théorie décrite ci-dessus ne constitue plus une bonne approximation. Dans la réalité le sillage créé au-dessus du rotor à faible vitesse forme des anneaux tourbillonnaires. Leur description à l'aide des équations de Froude ou de Glauert est impossible et on ne peut pas calculer la puissance induite. Dans ce cas, il faut faire appel à des modélisations plus complexes telles que présentées dans la thèse de Jimenez [39]. Dans le cadre du calcul des performances à l'équilibre, les cas complexes tels que la descente lente ne sont pas abordés.

Les facteurs correcteurs : k_{rpf} et κ_{mr}

La puissance théorique que nous venons de calculer s'avère inférieure à la puissance induite réelle. En effet la théorie du disque sustentateur utilise des hypothèses simplificatrices ayant tendance à négliger des phénomènes consommateurs de puissance. La théorie décrite ici considère un fluide de viscosité nulle donc n'introduisant aucune déperdition énergétique en passant à travers le rotor. Avec un fluide réaliste, des tourbillons se forment notamment en bout de pale, réduisant ainsi l'efficacité des pales (pertes de portance en bout de pale). De plus la vitesse induite à travers le rotor est supposée uniforme avec le terme moyenné V_{im} alors que sa distribution est en réalité plus complexe [40]. Il est nécessaire d'introduire un coefficient d'efficacité induite. Dans le cadre de C.R.E.A.T.I.O.N., nous avons choisi d'utiliser une formulation adoptée par le NDARC [1]. La puissance induite utilisée dans les calculs de performances de vol suit donc l'expression suivante où κ_{mr} est le coefficient correcteur de la vitesse induite créée par le rotor principal, P_{i0} est la puissance induite théorique que nous avons déterminé :

$$P_{ind} = \kappa_{mr} \cdot P_{i0} = \kappa_{mr} \cdot T \cdot V_{im} \tag{2.36}$$

Un autre facteur correctif peut être implémenté pour tenir compte de l'interaction entre le souffle d'air généré par le rotor et le fuselage. Le rotor éjecte de l'air à une vitesse de l'ordre d'une dizaine de mètres par seconde. Cela crée une force de déportance non négligeable sur le haut du fuselage qu'il

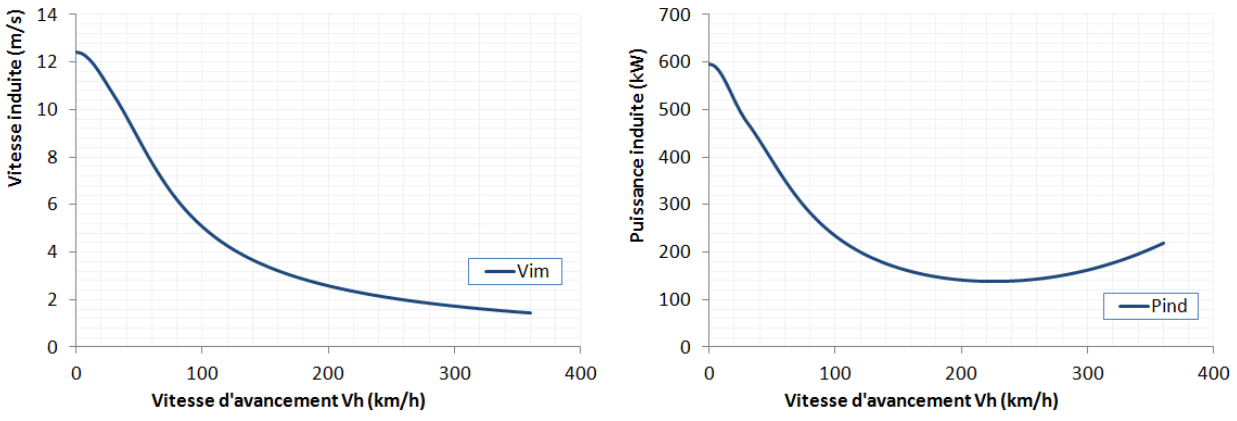
faut compenser. Cela se traduit dans le modèle par une augmentation du poids de quelques pourcents et affectant la traction. Ce pourcentage diminue progressivement avec la vitesse horizontale car le souffle du rotor s'incline vers l'arrière avec la vitesse incidente et finit par ne plus être en interaction avec le fuselage. Le facteur correcteur est noté $k_{rp/fus}$. Il suit l'équation suivante :

$$k_{rp/fus} = \begin{cases} k_{rp/fus0} \cdot \left(1 - \sin^2\left(\frac{V_h}{V_{tran}} \cdot \frac{\pi}{2}\right)\right) & \text{si} \quad V_h < V_{tran} \\ 0 & \text{si} \quad V_h > V_{tran} \end{cases} \tag{2.37}$$

Dans ce système d'équation V_{tran} est une vitesse d'avancement à partir de laquelle, il n'y a plus d'interaction entre le souffle du rotor et le fuselage. $k_{rp/fus0}$ est le pourcentage maximum d'interaction, généralement inférieur à 8%. Cela affecte la traction de la manière suivante :

$$T = W_{mto} \cdot g \cdot (1 + k_{rp/fus}) \tag{2.38}$$

La figure 2.21 montre les évolutions des vitesses et puissances induites respectivement V_{im} et P_{ind} en fonction de la vitesse d'avancement V_h. En fonction de V_h, V_{im} diminue. Intuitivement cela correspond au fait qu'il y a moins d'énergie à communiquer au flux d'air traversant le disque rotor pour générer la portance. La baisse de V_{im} en fonction de V_h implique une baisse de la puissance induite. Cette tendance est visible sur la figure 2.21. On observe à haute vitesse une remontée de P_{ind} entièrement due au coefficient d'efficacité induite soulignant que le rotor est moins efficace dans ces conditions. Dans les modèles de vitesse induites plus élaborés, la vitesse induite moyenne réaugmente à grande vitesse d'avancement contrairement à ce qui est prévu par la théorie de la quantité de mouvement [41]



(a) (b)

Figure 2.21: La courbe (a) présente l'évolution de la vitesse induite en fonction de la vitesse d'avancement V_h. La courbe (b) montre l'évolution de la puissance induite en fonction de V_h.

2.2.1.2 Calcul de la puissance de traînée de profil des pales

La rotation des pales dans l'air génère non seulement de la portance mais aussi de la traînée qu'il est nécessaire de compenser. C'est la puissance de traînée de profil des pales nommée P_{blade}. Plus précisément P_{blade} a deux origines : la compensation du couple généré par la traînée due à la rotation notée $P_{b/t}$ et la compensation de la traînée due à l'avancement dans l'air : $P_{b/av}$.

La puissance induite considère un disque rotor d'épaisseur infiniment petite. Un tel élément n'est pas réaliste du point de vue des frottements des pales en rotation. Le calcul de la puissance nécessaire pour vaincre la traînée de pales considère donc une géométrie de rotor plus complexe. Cette fois-ci, le nombre de pales b_{mr}, le rayon R_{mr}, la corde c_{mr} considérée constante et le régime de rotation sont pris en compte.

De manière générale, la formulation de la force de traînée générée par un élément de pale situé au rayon r s'écrit :

$$F_d = \frac{1}{2} \cdot \rho_{air} \cdot V(r)^2 \cdot C_{xp} \cdot c_{mr} \cdot r \tag{2.39}$$

Dans cette expression, $V(r)$ est la vitesse de l'air vue par un élément de pale situé au rayon (r) et C_{xp} est le coefficient de traînée du profil. L'équation 2.40 donne l'expression de $V(r)$ en fonction de l'azimut ψ de la pale sur le disque rotor, de la vitesse d'avancement V_h, de la vitesse angulaire de rotation Ω et de la position radiale considérée sur le rayon r :

$$V(r) = V_h \cdot \sin\psi + \Omega \cdot r \tag{2.40}$$

La puissance compensant le couple de rotation se calcule en intégrant F_d sur l'ensemble du rayon du rotor, pour tous les azimuts, en tenant compte du nombre de pales. Le passage de la force à la puissance se fait en multipliant par la vitesse angulaire de rotation Ω :

$$P_{b/t} = \Omega \cdot b_{mr} \cdot \int_0^{2\pi} \frac{1}{2\pi} \cdot d\psi \int_0^{R_{mr}} F_d \cdot dr \tag{2.41}$$

On obtient après intégration :

$$\begin{gathered} P_{b/t} = \frac{\rho_{air}}{8} \cdot b_{mr} \cdot c_{mr} \cdot R_{mr} \cdot C_{xp} \cdot U_{mr}^2 \cdot (1+\mu^2) \\ \text{avec} \quad \mu = \frac{V_h}{U_{mr}} \quad \text{et} \quad U_{mr} = \Omega \cdot R_{mr} \end{gathered} \tag{2.42}$$

Dans l'expression précédente, en fixant $\mu = 0$ on obtient la puissance de traînée de profil à dépenser en vol stationnaire, notée : P_{blade0}.

$$\begin{aligned} P_{blade0} &= \frac{\rho_{air}}{8} \cdot b_{mr} \cdot c_{mr} \cdot R_{mr} \cdot C_{xp} \cdot U_{mr}^2 \\ \text{et} \quad P_{b/t} &= P_{blade0} \cdot (1+\mu^2) \end{aligned} \tag{2.43}$$

La compensation de la traînée des pales due à l'avancement de l'hélicoptère dans l'air se calcule en intégrant de manière identique sur le rayon et les azimuts. Cependant on considère seulement la projection de la traînée sur l'axe de déplacement d'où le $sin\,\psi$ supplémentaire dans l'intégrale. De plus pour le calcul de la puissance à partir de la force de traînée il faut multiplier par V_h et non plus Ω :

$$P_{b/av} = V_h \cdot b_{mr} \cdot \int_0^{2\pi} \frac{sin\psi}{2\pi} \cdot d\psi \int_0^{R_{mr}} F_d \cdot dr \tag{2.44}$$

Ce qui donne après intégration :

$$\begin{aligned} P_{b/av} &= \frac{\rho_{air}}{4} \cdot b_{mr} \cdot c_{mr} \cdot R_{mr} \cdot C_{xp} \cdot U_{mr}^2 \cdot \mu \\ \text{et} \quad P_{b/av} &= P_{blade0} \cdot 2\mu^2 \end{aligned} \tag{2.45}$$

La puissance de traînée des pales à compenser par le rotor s'écrit :

$$\begin{aligned} P_{blade} &= P_{b/av} + P_{b/t} \\ &= P_{blade0} \cdot (1+3\mu^2) \end{aligned} \tag{2.46}$$

Comme pour la puissance induite, la puissance de traînée de profil de pale sous-estime certains phénomènes physiques et il est d'usage d'augmenter à 5 le facteur μ dans l'équation 2.47 comme l'indique [12]. On obtient finalement :

$$P_{blade} = \frac{\rho_{air}}{8} \cdot b_{mr} \cdot c_{mr} \cdot R_{mr} \cdot C_{xp} \cdot U_{mr}^2 \cdot (1+5\mu^2) \tag{2.47}$$

Au niveau 1, la complexité du calcul de P_{blade} provient de l'estimation du C_{xp}. Ce problème a été abordé par l'équipe DAAP/H2T participant à C.R.E.A.T.I.O.N. De nouvelles formulation du coefficient de traînée de profil de pales suppriment le terme $(1+5\mu^2)$ pour l'intégrer directement dans une équation de C_{xp} fonction de μ et de C_{zm}, le coefficient de portance moyen des pales. Ces modèles de traînée de profils de pale en moyenne sur le disque rotor ($C_{xp} = f(C_{zm}, \mu)$ sera présenté plus en détails dans la partie relative au module aérodynamique.

La figure 2.22 montre la puissance de traînée de profil de pale en fonction de la vitesse d'avancement. On observe l'augmentation significative de la traînée des pales avec l'augmentation de la vitesse.

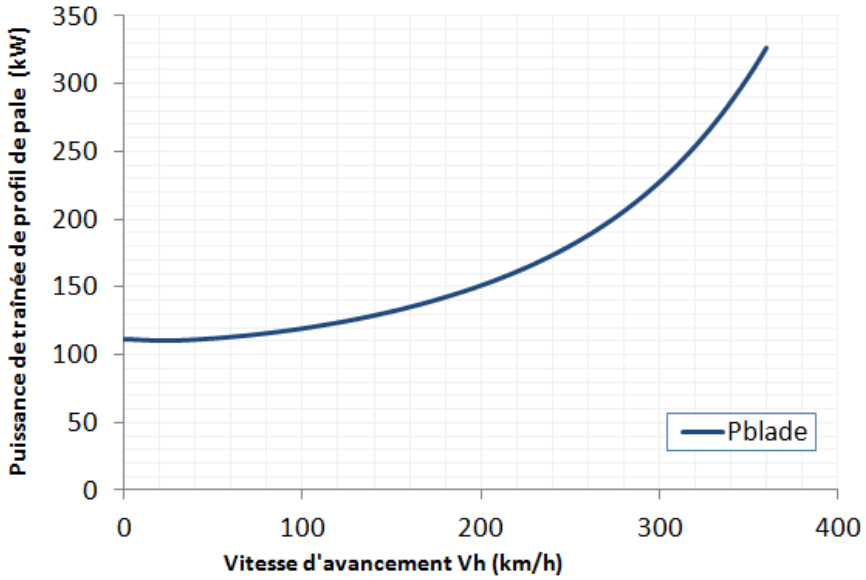


Figure 2.22: Variation de la puissance de traînée de profil de pale en fonction de V_h.

2.2.1.3 Calcul de la puissance de traînée de l'appareil

La puissance de traînée du fuselage se note P_{fus} et se calcule à partir des forces de frottement s'exerçant sur lui. On considère alors l'ensemble des parties fixes du fuselage, y compris la tête du rotor principal (tout sauf les pales). Dans le cadre du modèle de bilan de puissance présenté ici, l'attitude de l'appareil est considérée nulle. Les forces de frottement sont dirigées seulement dans l'axe du vent relatif. Cette simplification entraîne que le coefficient aérodynamique de traînée du fuselage $(C_x \cdot S)_{fus}$ est constant. La détermination de la polaire du fuselage définissant $(C_x \cdot S)_{fus}$ en fonction des angles d'incidence et de dérapage n'est pas calculée au niveau 1, mais peut l'être au niveau 2 et 3. En effet, dans le cadre du projet C.R.E.A.T.I.O.N., l'équipe DAAP/H2T a conçu un code basé sur des formes géométriques simples, capable de prédire avec une bonne précision la valeur globale de $(C_x \cdot S)_{fus}$. En ce qui concerne le niveau 1, les formules permettent de calculer $(C_x \cdot S)_{fus}$, sans autre connaissance que la longueur et la hauteur du fuselage. La force de frottement se calcule à l'aide de l'expression suivante :

$$F_{fus} = \frac{1}{2} \cdot \rho_{air} \cdot V_h^2 \cdot (C_x \cdot S)_{fus} \tag{2.48}$$

Par conséquent la puissance associée est :

$$P_{fus} = \frac{1}{2}\rho_{air} \cdot V_h^3 \cdot (C_x \cdot S)_{fus} \tag{2.49}$$

La figure 2.23 montre la puissance de traînée de fuselage en fonction de V_h. Les valeurs représentées augmentent comme le cube de la vitesse. C'est donc à haute vitesse que la puissance à dépenser est la plus importante. La vitesse d'un appareil est donc non seulement liée aux performances du moteur mais aussi à la finesse aérodynamique de l'appareil et à la puissance de traînée des pales.

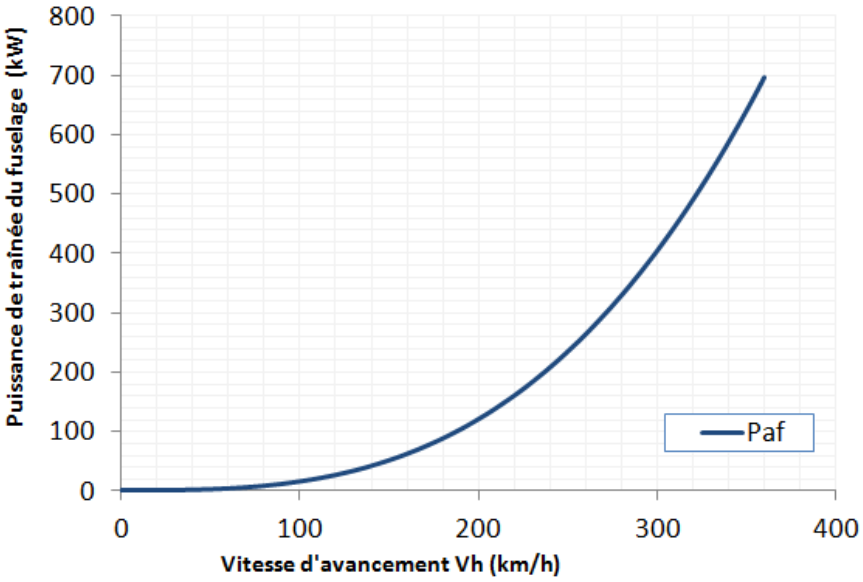


Figure 2.23: Variation de la puissance de traînée de fuselage en fonction de V_h.

2.2.1.4 Calcul de la puissance du rotor anti-couple

La puissance dépensée par rotor principal P_{reqMR} est définie comme la somme des puissances induites, de profil de pales et de traînée fuselage. La puissance depensée par le rotor anti-couple dépend directement du couple résistant au niveau du rotor principal (P_{reqMR}) or P_{reqMR} est proportionnelle à ce couple : $P_{reqMR} = C_{mr} \cdot \Omega_{mr}$. La puissance nécessaire au rotor anti-couple peut être calculée en première approximation en fonction de P_{reqMR} par l'expression suivante :

$$P_{reqTR} = P_{reqMR} \cdot \left(\frac{ktr_1 - ktr_0}{V_{ktr}} \cdot V_h + ktr_0\right) \tag{2.50}$$

Avec ktr_0, ktr_1 des coefficients que l'on peut fixer. On définit V_{ktr}, une vitesse de transition à partir de laquelle le pourcentage de puissance affectée au rotor arrière est égal à ktr_1. La transition entre ktr_0 et ktr_1 est linéaire. Cette formulation simple est adoptée pour décrire le fait que le rotor est le seul pourvoyeur d'anti-couple en stationnaire. Plus la vitesse augmente, plus la dérive génère une force capable elle aussi de contrer le couple. La puissance demandée au rotor arrière est alors

réduite. En stationnaire, on considère que P_{reqTR} vaut environ 10 à 20% de P_{reqMR}. A 145 km/h, ce pourcentage tombe à 2%. La figure 2.24 montre l'évolution de P_{reqTR} en fonction de V_h.

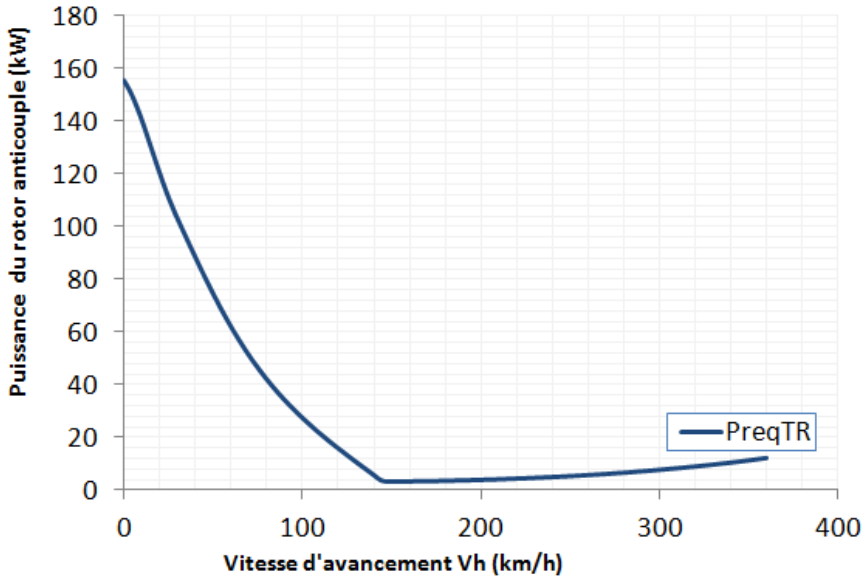


Figure 2.24: Variation de la puissance requise au rotor arrière en fonction de V_h.

2.2.1.5 Calcul des pertes

Les puissances requises pour le vol sont fournies par le moteur. Nous verrons le module de génération de puissance dans la partie 2.2.3. Entre le moteur et le rotor principal, il y a aussi une boite de transmission principale (BTP) chargée de distribuer la puissance aux différents rotors et sous-systèmes consommateurs d'énergie dans l'appareil. Moteurs, équipement et BTP induisent donc des pertes et prélèvements de puissance qu'il est nécessaire de prendre en compte. Elles sont généralement caractérisées comme des pourcentages ou des constantes des différentes puissances requises ou produites. Nous en distinguons trois :

- Les pertes d'installation du moteur : k_{instal} en %
- Les pertes mécaniques dans la boite de transmission principale : k_{btp} en %
- Les prélèvements des différents équipements et instruments : k_{plv} en kW

Les pourcentages sont considérés constants en fonction des points de vol et des conditions associées. Les pertes d'installation moteur affectent la puissance produite par le moteur P_{disp} de la manière suivante :

$$P_{disp} = P_{disp} \cdot (1 - k_{instal}) \tag{2.51}$$

Les pertes dans la boite de transmission et de prélèvement affectent la puissance que devra délivrer le moteur. Elle s'ajoutent donc à la puissance requise totale. Nous considérons que les prélèvements sont effectués à la sortie de la boite de puissance donc ils sont aussi affectés par les pertes BTP.

$$P_{req} = (P_{req} + k_{plv}) \cdot (1 - k_{btp}) \tag{2.52}$$

2.2.1.6 Bilan de puissance et performances principales hors moteur

Nous venons d'établir le bilan de puissance et ses différentes contributions : la puissance requise par le rotor principal, le rotor arrière et les pertes. Leurs évolutions comparées en fonction de la vitesse d'avancement horizontale sont illustrées sur la figure 2.25. On remarque bien que l'addition de la puissance induite (P_{ind}), de la puissance traînée de profil de pale (P_{blade}) et de la puissance de traînée fuselage (P_{fus}) ainsi que la puissance requise par le rotor arrière (P_{reqTR}) produisent cette forme de creuset décrite au début de cette partie. La figure 2.26 montre les différentes contributions des puissances dans le calcul de P_{req}. A vitesse nulle la puissance induite est la plus contraignante en atteignant quasiment 70% de la puissance totale. La conception d'un appareil performant en vol stationnaire nécessitera l'optimisation de P_{ind} et notamment l'augmentation de la surface du disque rotor. En revanche à haute vitesse, c'est la puissance de traînée fuselage qui prend le dessus. En effet, elle varie en fonction du cube de la vitesse.

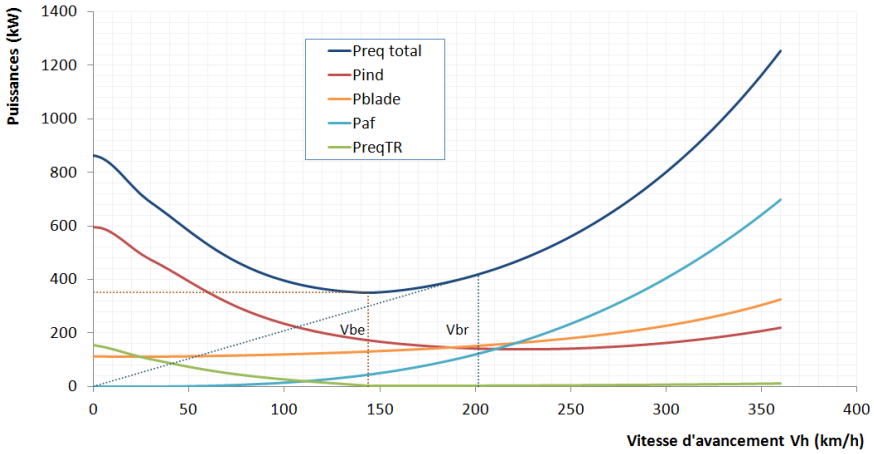


Figure 2.25: Variations des différentes puissances en fonction de V_h.

A partir de l'évolution de la puissance requise en fonction de la vitesse d'avancement quelques performances caractéristiques peuvent être déterminées.

Les vitesses caractéristiques :

Premièrement, la figure 2.25 fait apparaître deux vitesses remarquables :
- La vitesse de meilleure endurance : V_{be} (« best endurance »)
- La vitesse de meilleur rayon d'action théorique : V_{br} (« best range »)

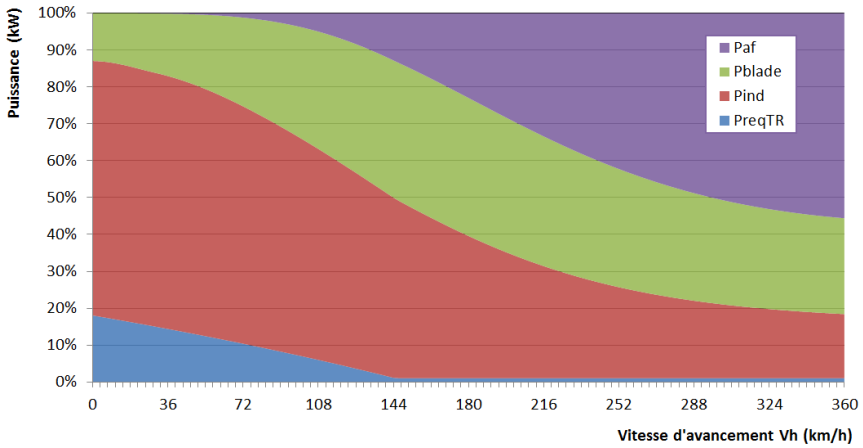


Figure 2.26: Pourcentage occupé par chaque contribution du bilan de puissance en fonction de la vitesse d'avancement.

La première s'obtient en minimisant la puissance requise totale. Quant à la seconde, elle est le point tangent entre l'origine et la courbe de puissance requise totale. En d'autres termes, c'est la vitesse minimisant le ratio P_{req} / V_h.

V_{be} est notée vitesse de meilleure endurance car c'est à cette vitesse que l'hélicoptère requiert le minimum de puissance, il peut donc, à cette vitesse, voler plus longtemps qu'à n'importe quelle autre vitesse d'avancement. La minimisation du rapport P_{req} / V_h signifie que l'on cherche un point pour lequel la vitesse est maximale et la puissance requise minimale (meilleur compromis puissance / vitesse). En théorie, cela définit la vitesse à laquelle il faut voler pour parcourir la plus grande distance. En théorie seulement, car la consommation du moteur en fonction de la vitesse ne suit pas toujours la variation de la puissance avec la même pente. Dans un cas d'utilisation concret, pour atteindre le meilleur rayon d'action, on cherche à minimiser le rapport entre la consommation horaire et la vitesse. Cela définit la vitesse de croisière économique notée V_{eco} (ou vitesse recommandées V_{reco}). Cette performance est associée au moteur. Il est intéressant de noter que le stationnaire est un point où la puissance requise est élevée.

Les efficacités :

En stationnaire, il existe un indice typique des performances d'un rotor : en anglais « Figure of Merit » (FM). Par abus de langage nous appelons ce rendement aérodynamique « la figure de mérite ». Elle se calcule comme le rapport entre la puissance requise par le rotor théorique, idéale, c'est-à-dire dans le cas d'un fluide non visqueux, sans frottement où seule la puissance induite théorique de Froude P_{ind0} a une influence et la puissance à fournir réellement est :

$$FM = \frac{P_{ind0}}{P_{ind} + P_{blade}} \tag{2.53}$$

La figure de mérite typique d'un hélicoptère performant se situe entre 0,7 et 0,9. En vol d'avancement on peut définir la finesse L/D, c'est-à-dire le rapport de la puissance dépensée pour assurer de la portance sur la puissance dépensée pour compenser la traînée.

$$L/D = \frac{T \cdot V_h}{P_{ind} + P_{blade} + P_{fus}} \tag{2.54}$$

Peu de performances sont accessibles sans prendre en compte le moteur. Le module de génération de puissance est donc un élément primordial de la chaîne de calcul C.R.E.A.T.I.O.N. Le calcul des autres performances sera développé plus loin après la présentation du modèle relatif à la motorisation.

2.2.1.7 Implémentation et codage du bilan de puissance

Les équations du bilan de puissance ont été intégrées dans un code en C++ utilisant des fichiers d'entrée et de sortie en langage XML. Le code de bilan de puissance est conçu de manière à offrir le plus de modularité possible. En effet, dans le cadre de la généralisation des équations à de nouveaux concepts, il est essentiel que le code puisse traiter différentes formules. Dans ce but, le concept de polymorphisme a été utilisé. Le calcul des puissances est effectué pour chaque appareil bien que différent selon la formule de giravion considérée. Le principe est de pouvoir à partir d'une classe mère, décrire différents types de rotor constituant des classes filles : rotor ouvert de type hélicoptère, rotor coaxiaux, rotor basculant, rotor caréné, ... La classe mère regroupe alors l'ensemble des paramètres et fonctions communes à tous ces éléments. Les classes filles possèdent leurs propres attributs et méthodes de calcul pour traiter des spécificités. Cette architecture particulière est appliquée à l'ensemble des systèmes caractérisant la formulation d'un appareil au niveau 1. On peut donc l'envisager par exemple aussi pour les éléments portants fixes tels sur les empennages horizontaux, verticaux, des ailes, ... La figure 2.27 montre un exemple d'application du polymorphisme aux rotors des appareils à voilure tournante dans le code du bilan de puissance.

```
// Déclaration de la classe virtuelle mère
class Rotor {
public:
// Fonction virtuelle définissant la puissance requise par le rotor
virtual float Preq() = 0;
};

// Déclaration de la classe fille "OpenRotor"
class OpenRotor:public Rotor {
public:
// Fonction qui retourne la puissance requise calculée pour un "OpenRotor"
virtual float Preq() { return Preq_OR; }
};

// Déclaration de la classe fille rotors "Coaxiaux"
class Coaxiaux:public Rotor {
public:
// Fonction qui retourne la puissance requise calculée pour des rotors "Coaxiaux"
virtual float Preq() { return Preq_coaxiaux; }
};
```

Figure 2.27: Illustration du polymorphisme dans le code du bilan de puissance.

La figure 2.28 présente l'architecture du code. Il s'articule autour des deux classes suivantes :

- Mission : cette classe récupère depuis le fichier principal « main » toutes les entrées liées aux conditions de vol et conditions atmosphériques à savoir : V_h, V_z, ρ_{air}, T_{air}, z_p .
- Rotorcraft : cette classe permet de créer une instance d'un appareil, de récupérer les calculs de performances, d'effectuer des cartographies comme la puissance en fonction de la vitesse et d'écrire les résultats dans un fichier XML. L'instance d'appareil est créée grâce à une classe géométrie.

La classe Rotorcraft est divisée en deux sous-classes :

- Géométrie : cette sous-classe récupère depuis le fichier d'entrée XML différentes informations sur la géométrie de l'appareil : nombre et nature des rotors, nombre et nature des éléments fixes portants, masses, modèles à utiliser. Elle instancie alors les différents objets dans un vecteur en fonction de leur nature.
- Aérodynamique : la part du module aérodynamique effectuant le calcul du coefficient de traînée des pales peut être intégrée dans le code du bilan de puissance afin d'augmenter le couplage entre ces deux disciplines et faciliter les calculs. Le code aérodynamique de traînée des pales utilise le langage de programmation Python, il a donc fallu utiliser des méthodes d'encapsulation du Python dans le C++. La partie fuselage du module aérodynamique ne nécessite pas un tel couplage avec le module de performances au niveau 1. C'est pour cela qu'il n'est pas intégré comme l'est la partie associée aux rotors.

Dans le code du bilan de puissance, six modèles de rotors ont été développés durant cette thèse. L'ajout de nouveaux modules reste possible. Les six modules créés sont :

- OpenRotor : il s'agit du rotor classique dont les équations ont été décrites dans la section 2.2.1.
- DiskRotor : ce modèle est équivalent à « OpenRotor » à la différence que la corde et le nombre de pales ne sont pas explicités. On considère simplement la surface du disque et la solidité ($\sigma = b_{mr} \cdot c_{mr}/(\pi \cdot R_{mr})$) comme des entrées.
- CoaxRotor : cette classe décrit une paire de rotors coaxiaux de mêmes dimensions.
- TiltRotor : cette classe est dédiée aux rotors basculants.
- SchroudRotor : cet élément définit tous les rotors carénés, fenestron y compris.
- SimpleTailRotor : cette classe détaille un rotor arrière dont la puissance est définie comme un pourcentage de la puissance du rotor principal.

D'autres classes définissent les éléments fixes portants et le fuselage. Ce dernier ne peut être instancié qu'une seule fois. Il existe des liens entre ces classes et les rotors pour définir les possibles interactions.

- SimpleFus : cette classe récupère dans les entrées du code la valeur de $(C_x \cdot S)_{fus}$ et calcule la puissance de fuselage associée.
- StatFus : le modèle n'utilise aucune entrée aérodynamique et calcule $(C_x \cdot S)_{fus}$ et P_{fus} en fonction de la masse.
- Dérives, ailes, empennages : calculs des forces et puissances à partir des coefficients aérodynamiques détectés en entrée.

Le code du bilan de puissance nécessite l'utilisation des librairies standards du C++, d'une librairie de fonctions permettant la lecture du XML en partie codée par l'équipe DCSD, de la librairie de fonctions BOOST [42] et de l'environnement Python.

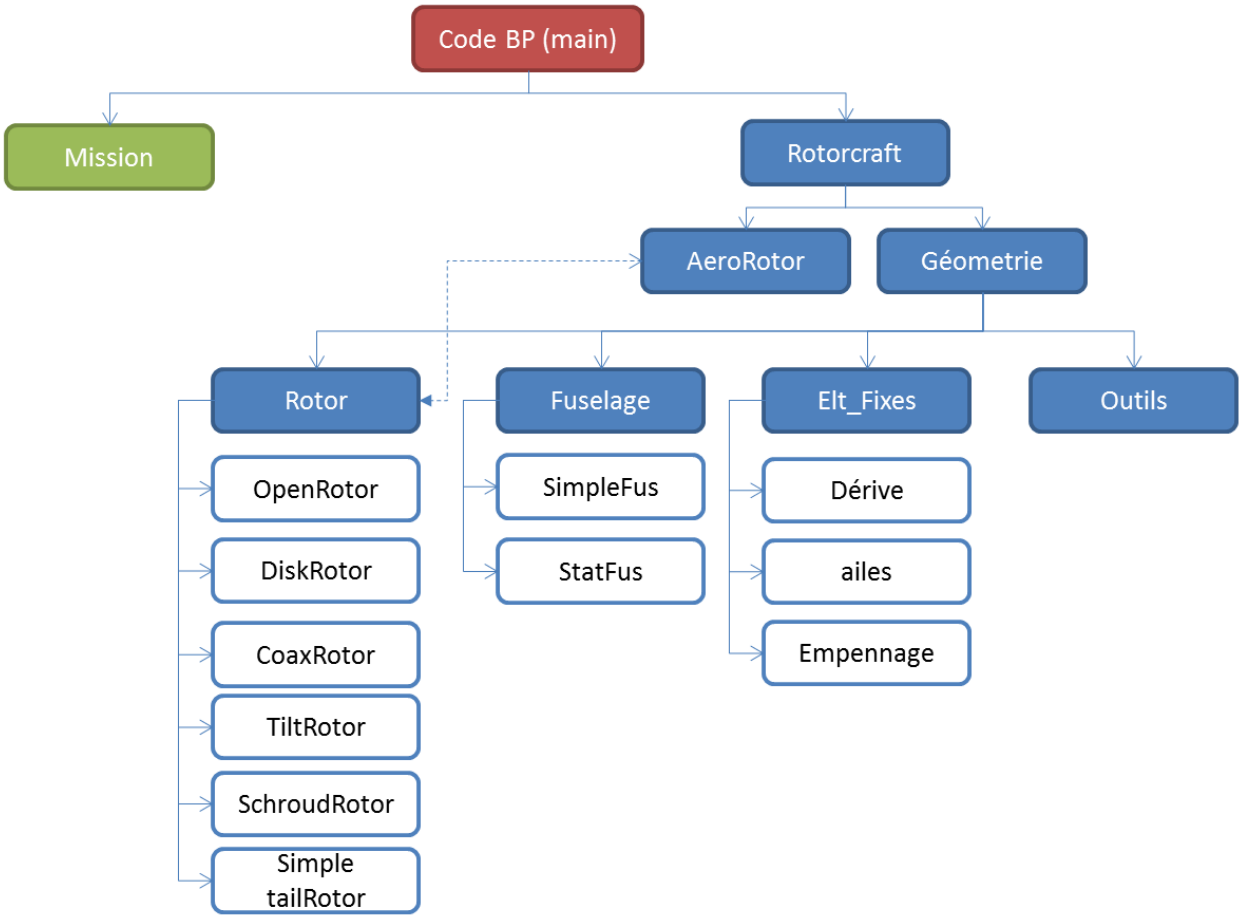


Figure 2.28: Structure du code de bilan de puissance.

2.2.2 Modèle aérodynamique

Le modèle aérodynamique a pour rôle de calculer les performances aérodynamiques. Deux composantes apparaissent alors : les parties fixes d'une part comme le fuselage, l'empennage vertical, horizontal et d'autre part les voilures tournantes. C'est l'équipe H2T du département d'aérodynamique appliquée qui effectue son développement dans le projet C.R.E.A.T.I.O.N. Les modèles décris dans cette partie ne sont pas une contribution de la thèse mais permettent de comprendre les implications au niveau du bilan de puissance qu'ont les modèles aérodynamique. Au niveau 1, la modélisation simplifiée implique trois facteurs utilisés dans le modèle du bilan de puissance :

- C_{xp} : le coefficient de traînée des pales utilisé dans le calcul de la puissance P_{blade}.
- κ_{mr} : le coefficient d'efficacité induite permettant de tenir compte des pertes d'efficacité du rotor dans le calcul de la puissance induite.

– $(C_x \cdot S)_{fus}$: le coefficient de traînée du fuselage sur l'axe de translation.

Dans la suite, nous explicitons ces trois facteurs.

2.2.2.1 Le coefficient de traînée de profil de pale

Au niveau 1, la complexité du calcul de la puissance de traînée de profil des pales provient de l'estimation du C_{xp}. En effet, à ce niveau de modélisation (ou description de l'appareil), les profils de pales utilisés ne sont pas nécessairement connus. De plus la traînée des profils dépend de la vitesse relative à l'air, de l'incidence et du nombre de Mach. Comment estimer correctement ce coefficient ? Il faut trouver une formulation capable de prendre en compte la variation de C_{xp} en fonction de la traction demandée au rotor et de la vitesse d'avancement.

Une technique élaborée par l'équipe DAAP/H2T est l'utilisation d'un modèle réduit à partir de résultats de calculs de niveau supérieur. Dans le cas d'un appareil à évaluer connu aux niveaux 1 et 3, un code expert de dynamique du vol tel que HOST est exécuté en faisant varier la charge du rotor représentée par le coefficient de portance moyen (C_{zm}) dont l'équation 2.55 est rappelée et la vitesse d'avancement sous le forme du coefficient μ. On obtient alors pour chaque couple (C_{zm}, μ) une valeur associée de la puissance de traînée moyenne de profil obtenue par intégration des puissances de traînée des profils le long de chaque pale (intégration en rayon) et en moyenne sur une révolution du rotor (intégration sur l'angle d'azimut de la pale) permettant de calculer C_{xp}. L'objectif est alors de formuler explicitement $C_{xp} = f(C_{zm}, \mu)$. Une des formulations proposées au cours des développements de C.R.E.A.T.I.O.N. est la formulation polynomiale d'ordre 6 définie dans l'équation 2.56. C'est un exemple de calculs multi-niveaux dans C.R.E.A.T.I.O.N. et d'utilisation de modèles réduits.

$$C_{zm} = 6 \cdot \frac{T}{\rho_{air} \cdot b_{mr} \cdot c_{mr} \cdot R_{mr} \cdot {U_{mr}}^2} \tag{2.55}$$

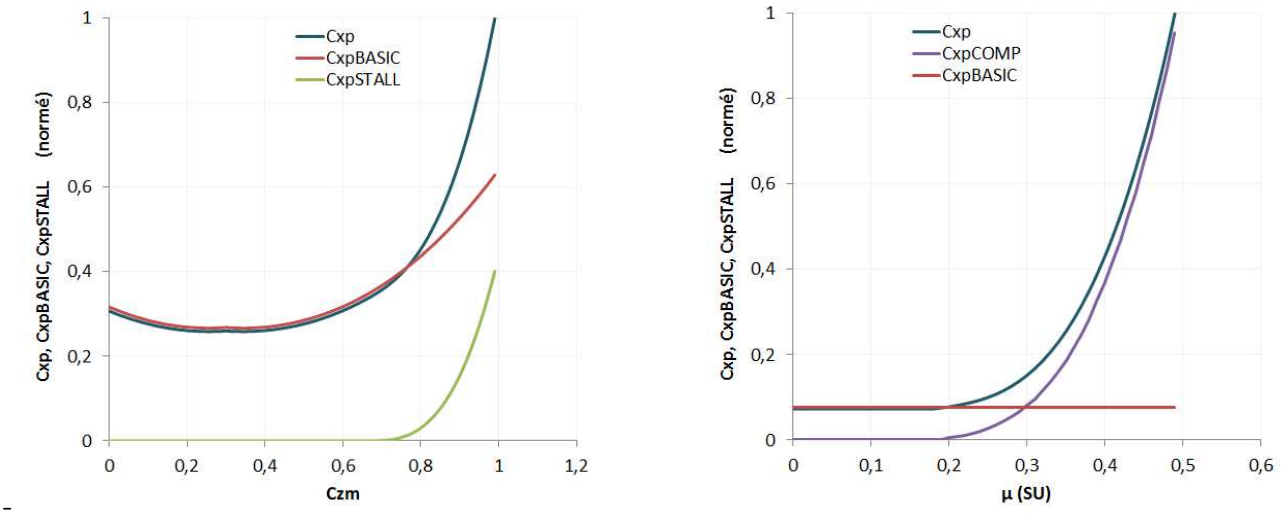
$$C_{xp} = pol_{\mu,1} + pol_{\mu,2} \cdot C_{zm} + pol_{\mu,3} \cdot C_{zm}^2 + pol_{\mu,4} \cdot C_{zm}^6 \tag{2.56}$$

Une alternative proposée dans le NDARC [1] a finalement été adaptée à C.R.E.A.T.I.O.N. Ce modèle propose une approche plus physique à travers la décomposition de C_{xp} en trois composantes :

– CxpBASIC : il correspond au C_{xp} classiquement observable sur une pale en fonction de l'angle de pas. Dans notre cas il est lié au C_{zm} comme le montre la figure 2.29a.
– CxpSTALL : ce coefficient introduit l'effet de décrochage. Le décrochage se traduit par une forte augmentation de la puissance de traînée de profil due à l'apparition de régions où l'écoulement décolle de la paroi. Ce phénomène apparaît à forte vitesse et/ou à forte charge.
– CxpCOMP : ce paramètre tient compte des effets de compressibilité à Mach élevé. Il permet de reproduire la forte augmentation de la puissance de traînée de profil de la pale avancante lorsque la vitesse de l'air vue par la pale se rapproche de la vitesse du son.

Divers termes de correction de Reynolds permettent d'accroître le niveau de précision du modèle. La contrepartie de cette modélisation physique est le nombre de paramètres libres ajoutés : 11 dont 5 sont fixés et 6 doivent être recalés par rapport aux simulations effectuées avec le modèle de rotor par

éléments de pales comme disponible dans le code HOST par exemple. Des illustrations de ce modèle $C_{xp} = f(C_{zm}, \mu)$ sont présentées sur la figure 2.29



(a) (b)

Figure 2.29: Les courbes (a) montrent l'évolution des différentes composantes de C_{xp} en fonction du C_{zm} en vol stationnaire ($\mu = 0$). Les courbes (b) présentent ces mêmes courbes mais en fonction de μ pour un C_{zm} fixé à 0,4. Les valeurs sont normées par rapport au C_{xp} maximal.

2.2.2.2 Le coefficient d'efficacité induite

Le terme κ_{mr} ou coefficient d'efficacité induite affecte directement la puissance induite pour modéliser la perte d'efficacité du rotor en bout de pale et en fonction de la vitesse d'avancement. Une formulation du NDARC adaptée à C.R.E.A.T.I.O.N. est utilisée. Le facteur d'efficacité induite est décomposé en fonction de la phase de vol : un premier facteur κ_h est calculé pour le vol stationnaire et un second κ_e pour le vol d'avancement. La formulation exacte ainsi que les coefficients sont abordés dans [1].

2.2.2.3 Le coefficient de traînée du fuselage

Le calcul du coefficient de traînée du fuselage utilise une modélisation simplifiée du fuselage telle qu'illustrée plus loin sur la figure 2.31. L'hélicoptère est considéré comme un cylindre caractérisé par une longueur L_{fus} et un diamètre correspondant à la hauteur globale du fuselage H_{fus}. Un troisième coefficient est présent pour tenir compte de la traînée de la tête du rotor qu'il est difficile de modéliser de manière simple. Le calcul du $(C_x \cdot S)_{fus}$ utilise premièrement la formule de Pandtl-Schlichting [43] pour l'évaluation d'un coefficient de friction C_f :

$$C_f = \frac{0,455}{(\log Re_L)^{2,58}} \tag{2.57}$$

Le terme Re_L est le nombre de Reynolds qui dépend de la longueur du fuselage et de la vitesse. Un modèle établi à partir des équations du Hoerner [44] permet de calculer le coefficient de traînée $(C_x \cdot S)_{fus}$ à partir du coefficient de friction calculé ci-dessus et de la surface mouillée S_{wet} :

$$C_d = \left[1 + 1,15 \cdot \left(\frac{H_{fus}}{L_{fus}}\right)^{\frac{3}{2}} + 7 \cdot \left(\frac{H_{fus}}{L_{fus}}\right)^{3}\right] \cdot Cf \cdot S_{wet} \tag{2.58}$$

Les modèles de niveaux plus élevés détaillent précisément la géométrie du fuselage (représentation macroscopiques pour des formes géométriques simples des différentes parties d'un giravion) en calculant les polaires aérodynamiques pour chaque angle d'incidence et de dérapage pour un nombre de Mach fixé.

2.2.3 Modèle de génération de puissance

La génération de puissance est un module capital dans le calcul des performances d'un appareil. Il permet de déterminer la puissance disponible P_{disp} en fonction de la puissance demandée et des conditions atmosphériques du point de vol. Par croisement avec les puissances requises pour le vol, on peut calculer les plafonds en stationnaire, les plafonds en vol d'avancement, les vitesses maximales et économiques de croisière, l'endurance, le rayon d'action maximal, ... Les modèles de génération de puissance ont été développé dans l'unité DCSD/PSEV et DAAP/H2T, outre leur intégration dans ModelCenter, ils ne sont pas une contribution de la thèse.

La puissance que délivre le moteur n'est pas constante au cours du temps : elle varie de manière à s'ajuster à la puissance requise pour le vol. En revanche elle est limitée. Différentes limitations sont définies en fonction du cas de vol. Il en existe plusieurs :

- La puissance maximale continue PMC : cette limite est la plus basse de toute. Elle indique la puissance maximale que le moteur peut fournir de façon continue, c'est à dire sans limitation de durée.
- La puissance maximale de décollage PTO : lors du décollage qui dure quelques minutes, l'hélicoptère peut nécessiter un surplus de puissance. Le stationnaire est en effet un point de vol qui requiert beaucoup de puissance. La limitation de puissance maximale au décollage s'active alors et durant un temps limité, le moteur peut délivrer jusqu'à 20% de puissance supplémentaire par rapport à PMC.
- La puissance maximale avec un moteur en panne $POEI_{cont}$ (OEI pour One Engine Innoperative) : en cas de panne, doit pouvoir continuer à voler un certain temps afin de se poser. Si toute la motorisation est en panne, l'hélicoptère doit effectuer un atterrissage d'urgence en autorotation. Si un moteur est en panne et que l'hélicoptère en a d'autres, il doit aussi effectuer un posé d'urgence mais sans que le rotor principal soit nécessairement mis en autorotation. Durant ce laps de temps, un surplus de puissance est nécessaire pour compenser la perte d'un moteur. La limitation de puissance que supporte un moteur est alors repoussée. $POEI_{cont}$ est l'une de ces limitations, elle peut être utilisée quelques dizaines de minutes.

– La puissance maximale avec un moteur en panne $POEI_{max}$: sur un moteur, certaines manœuvres peuvent nécessiter encore plus de puissance que $POEI_{cont}$ ne l'autorise. Une limitation $POEI_{max}$ utilisable tout au plus quelques secondes est donc définie. Elle entraîne la révision totale du moteur une fois posé en sécurité.

Outre ces limites du moteur, il faut mentionner que la puissance qu'il délivre peut également être arrêtée par les limites de la transmission mécanique. On les désigne sous le terme « limites BTP » (boite de transmission principale). Il en existe plusieurs en fonction du mode de fonctionnement du moteur, par exemple : limite BTP à la TOP (Take-off Power).

Concernant la construction du module, deux procédures existent dans C.R.E.A.T.I.O.N. La première consiste à utiliser des modèles réduits de moteurs existants, soit en effectuant des régressions depuis des courbes de certification ou de données techniques, soit en utilisant des codes propriétaires acquis lors de collaborations avec Turbomeca par exemple. La deuxième procédure se base sur un modèle de moteur à turbines conçu à l'ONERA par les équipes DCSD et DAAP. Ce dernier modélise un cycle thermodynamique complet à travers les principaux éléments mécaniques d'une turbine, comme illustrés sur la figure 2.30. Cela permet ainsi d'obtenir avec précision les masses de carburant consommées, les quantités de polluants émises et les puissances générées. A l'aide d'optimisations et de recalages on peut obtenir une masse de moteur et ses dimensions approximatives. Ce dernier point est en cours de développement dans l'unité DCSD/PSEV. En attendant des lois statistiques présentées dans la partie 2.1.4 sont utilisées pour l'estimation de la masse du moteur.

Des modèles de moteur à piston (4 temps essence et diesel) ont également été développé par DCSD/PSEV en 2013. Seul le modèle moteur à turbine (cas le plus répandu) sera utilisé dans cette thèse.

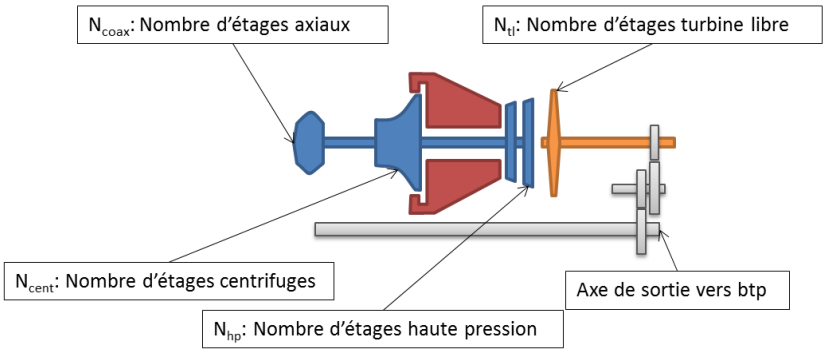


Figure 2.30: Example d'architecture d'une turbine considérée dans le module génération de puissance.

2.2.4 Modèle acoustique

Les modèles acoustiques sont développés dans l'unité DSNA/ACOU de l'ONERA. Quatre niveaux de modélisations sont disponibles. Le niveau 0 est basé sur des lois statistiques établies depuis une base de données de bruit mesuré d'appareils et provenant de fichiers de certification de l'EASA et

de la FAA, les deux agences de régulation aérienne, européenne et américaine. Les lois statistiques calculent en fonction de la masse maximale de l'appareil, le bruit émis lors d'un survol, d'un décollage et d'une approche.

Le modèle acoustique de niveau 1 est conçu de manière modulaire pour permettre la modélisation de différentes sources en fonction des données disponibles. Ainsi il est possible de calculer le bruit émis par les rotors ou le compresseur du moteur. Les détails des modélisations sont disponibles dans une note interne ONERA [45]. Les calculs pour le rotor sont notamment basés sur le code « Flap » de l'ONERA [46]. Le module acoustique de niveau 1 est capable d'évaluer le bruit émis par l'appareil quel que soit le point de vol. Le tableau 2.5 résume les entrées et sorties du module au niveau 1.

Entrées du module acoustique de niveau 1	
C_{son}	Vitesse du son au point de vol considéré
ρ_{air}	Densité de l'air au point de vol considéré
alt	Altitude de l'appareil par rapport au microphone virtuel de mesure
V_h, V_z	Vitesse horizontale et vitesse verticale de l'appareil
b_{mr}, c_{mr}, R_{mr}	Nombre de pales, corde moyenne des pales et rayon du rotor principal
Nr_{mr}	Vitesse angulaire de rotation du rotor principal
e_{mr}	Epaisseur relative des pales en bout de pale (fixée à 12% par défaut)
T	Traction du rotor principal
Sorties du module acoustique de niveau 1	
F_{acou}	Facteur acoustique en dBA

Tableau 2.5: Résumé des entrées et sorties du modèle acoustique de niveau 1.

2.2.5 Modèle architecture et géométrie

Au niveau 1, la géométrie de l'appareil est sommaire. Les principales dimensions à renseigner sont les longueurs et hauteurs de fuselage. En ce qui concerne le rotor principal, on considère le rayon, la corde moyenne, le nombre de pales et le régime de rotation. Le calcul de ces paramètres dépend de l'état des connaissances sur l'appareil à évaluer. Lorsque celui-ci est connu, nous utilisons les dimensions réelles. Par exemple, dans les prochains calculs de validation des modèles nous utiliserons les dimensions réelles du Dauphin. Lorsque cela n'est pas possible, nous utilisons les données estimées du niveau 0. Dans un second temps, nous effectuons différentes optimisations en fonction d'objectifs tels que la minimisation de la puissance requise ou la maximisation de la vitesse maximale pour établir les dimensions optimales.

Au chapitre 3 nous serons dans cette seconde situation car nous évaluons un appareil non conçu capable de transporter 90 passagers sur de grandes distances. Un rotor optimal est alors recherché pour minimiser notamment la quantité de carburant consommé dans la mission. Pour cet appareil en particulier une modélisation plus fine de la géométrie du fuselage sera effectuée à partir de codes utilisés dans le domaine de l'aviation et développés dans l'équipe DCPS/SAE. Cela se justifie car l'appareil adopte dans le cas de cette mission de transport de passagers une forme globale de fuselage proche de celle d'un avion de ligne.

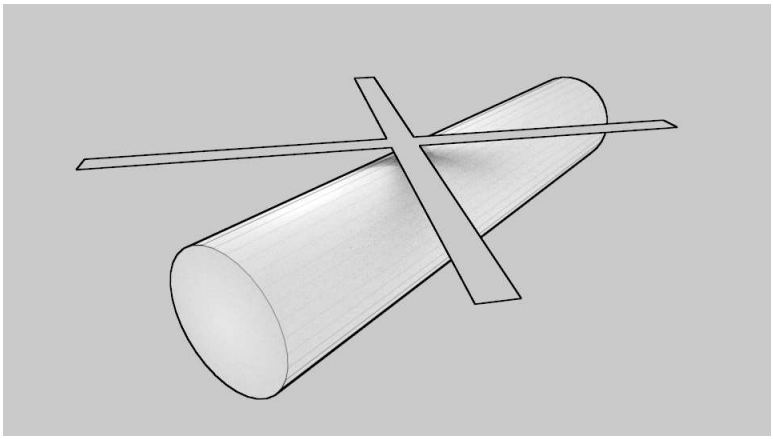


Figure 2.31: Géométrie considérée au niveau 1 et vue par le module aérodynamique.

Sorties du module architecture et géométrie de niveau 1	
b_{mr}, c_{mr}, R_{mr}	Nombre de pales, corde moyenne des pales et rayon du rotor principal
Nr_{mr}	Vitesse angulaire de rotation du rotor principal
L_{fus}, H_{fus}	Longueur, hauteur du fuselage

Tableau 2.6: Résumé des sorties du modèle architecture et géométrie de niveau 1.

2.2.6 Modèle de masse et structure

Au niveau 1, seule la masse totale W_{dg} est nécessaire pour le calcul des performances de vol. Pour effectuer la simulation d'une mission, nous avons besoin de la masse de carburant W_{fuel}, de la masse de charge utile W_{pay} et de la masse à vide de l'appareil W_{empty}. Ces quatre masses sont suffisantes dans un cas d'évaluation. En revanche lorsqu'on souhaite effectuer un prédimensionnement ou une optimisation du rotor par exemple, il est important de connaître la variation de la masse qu'implique un changement dans ses dimensions. C'est pourquoi la masse à vide est décomposée en différentes masses associées aux principaux sous-systèmes de l'hélicoptère. La somme de toutes les masses forme le bilan des masses. Le détail des masses calculées est indiqué dans le tableau 2.7.

Plusieurs approches sont utilisées pour le calcul des masses en fonction du système considéré (contribution de DADS/CRD). Les masses des pales, du moyeu du rotor et de la boite de transmission principale sont estimées à partir de considérations physiques (mécanique, résistance des matériaux). Les forces de traction maximales du rotor, la force centrifuge et le poids sont calculés et considérés comme des contraintes de dimensionnement. Des hypothèses sur la technologie de conception des pales et les matériaux utilisés permettent d'établir une masse suffisamment précise des pales et du moyeu du rotor. Connaissant quelques informations sur les vitesses de rotation de la turbine et du rotor principal, il est possible de modéliser en mécanique analytique la boite de transmission principale et d'établir sa masse. Une approche statistique est utilisée pour décrire les autres sous-systèmes moins primordiaux. Les modèles statistiques proviennent d'études bibliographiques [47, 13] ou d'outils comme présentés dans [24, 1]. Leur recensement et codage a été effectué par DCSD/PSEV.

Entrées du module de bilan de masse de niveau 1	
N_{pax}	Nombre de passagers
zp	Altitude pression
W_{fuel}	Masse de fuel
W_{mto}	Masse maximale au décollage (initialisation)
L_{fus}, W_{fus}, L_{fus}	Longueur, largeur, hauteur du fuselage
Pos_{mr}	Position du rotor principal par rapport à la pointe avant de l'appareil
b_{mr}, c_{mr}, R_{mr}	Nombre de pales, corde moyenne des pales et rayon du rotor principal
Nr_{mr}	Vitesse angulaire de rotation du rotor principal
R_{tr}	(∗) Rayon du rotor de queue (fonction du rayon du rotor principal)
$L_{mr/tr}$	(∗) Distance entre le rotor principal et le rotor de queue (à $2/3 \cdot L_{fus}$)
S_{emp}	(∗) Surface de l'empennage vertical (constante)
$kvtr_0$	Fraction de puissance transmise à l'arrière
Nr_{tr}	(∗) Vitesse de rotation maximale du rotor ($Nr_{mr} \cdot 10$)
Nb_{eng}	Nombre de turbines
PTO	Puissance d'une turbine
W_{eng}	Masse d'une turbine
Nr_{tl}	Vitesse de rotation en sortie de turbine (constante)

Sorties (Masse en kg)	
$W_{fuselage}$	Fuselage
W_{lg}	Train d'atterrissage
W_{empV}	Empennage vertical
W_{hub}	Rotor principal : moyeu
W_{blade}	Rotor principal : pales
W_{tr}	Rotor de queue
W_{btp}	BTP, mât rotor, plateau cyclique
W_{dg}	Masse totale

Tableau 2.7: Entrées et sorties du modèle de bilan de masse. Les entrées précédées d'un astérisque sont calculées en fonction de paramètres connus.

Le modèle de bilan de masse prend la forme d'un classeur Excel et de macros en Visual Basic Application pour Excel. Son utilisation est illustrée dans le chapitre 3 pour le cas du dimensionnement du HO-90 (Hélicoptère ONERA 90 passagers)

2.2.7 Modèle de missions et spécifications

Le modèle « missions et spécifications » permet d'établir une liste de points de vol. Des puissances requises sont alors calculées à partir de vitesses et des conditions atmosphériques. En intégrant sur une durée la quantité de carburant consommé on peut prédire l'évolution massique de l'appareil au cours de la mission. Le module peut envoyer aussi des consignes telles qu'une puissance à respecter, ou des variations de charge utile. Le but est de pouvoir modéliser un large choix de scénarii de mission.

Le module de missions prend la forme d'un fichier Excel composé de deux feuilles principales. La feuille « Créateur mission » propose d'indiquer les étapes principales dans un tableau en renseignant

les triplets temps, distances, vitesses ainsi que l'altitude pression et la température. L'utilisateur indique aussi un nombre de sous-étapes qu'il souhaite réaliser pour chaque étape principale. Il s'agit d'une discrétisation de chaque grande étape (décollage, montée, croisière, descente) en différents points de vol de façon à capturer les variations notamment de masse et d'altitude au cours de chaque étape. Cela est nécessaire au niveau de modélisation 1, seuls des points d'équilibre en vol stabilisé peuvent être calculés. Les équations de la dynamique du vol permettant une intégration temporelle ne sont mises en œuvre qu'aux niveaux supérieurs (2 et 3). Un tableau plus complet, discrétisant l'ensemble de la mission de manière linéaire est alors créé automatiquement à partir d'une macro.

L'intégration de ce classeur dans l'environnement ModelCenter [48] sélectionné dans C.R.E.A.T.I.O.N., se fait au moyen d'une boucle qui cherche de manière récursive chaque point de vol dans la table.

Concepteur de Mission

1 - Nombre d'étape par mission 12 Ok Reset creer fichier mission

Données initiales	
h départ [m]	0
P départ [Pa]	101325
T départ [°C]	0

Etapes	Type d'étapes	Pas	Variables					consignes		
		nb ss étapes	dx [m]	dzp	vx [m/s]	vz [m/s]	dt [s]	Preq [kW]	Payload [kg]	Ajout Fuel
somme		40	620850	0,00			11289,85			
Etape N°1	Décollage depuis un héliport	2	0	20	0	0,05	400,000	0	0	0
Etape N°2	Montée vers alt. Croisière	2	5000	894,4	40	2	126,826	0	0	0
Etape N°3	Croisière	10	300000	0	61,1	0	4909,984	0	0	0
Etape N°4	Descente vers LDP	2	5000	-829	40	-2	126,548	0	0	0
Etape N°5	Descente de LDP vers pad	2	200	-27,452	20,58	-2,032	9,762	0	0	0
Etape N°7	Atterissage héli-plateforme	2	0	-3,048	0	-0,05	60,960	0	-1000	0
Etape N°8	Décollage héli-plateforme	2	0	20	0	0,05	400,000	0	0	0
Etape N°9	Montée vers alt. Croisière	2	5000	839,5	40	2	126,592	0	0	0
Etape N°10	Vol de retour croisière	10	300000	0	61,1	0	4909,984	0	0	0
Etape N°11	Descente vers LDP	2	5000	-883,92	40	-2	126,780	0	0	0
Etape N°12	Descente de LDP vers pad	2	650	-27,432	20,58	-2,032	31,459	0	0	0
Etape N°13	Atterissage type clear Airport	2	0	-3,048	0	-0,05	60,960	0	0	0

Figure 2.32: Tableau du concepteur de mission sous Excel.

2.2.8 Intégration des modules

Les modèles de chaque module disciplinaire sont des codes distincts, hormis pour le bilan de puissance et le module aérodynamique dédié au rotor. Ils sont aussi programmés dans des langages différents. Pour lier l'ensemble des codes entre eux et les faire communiquer, nous utilisons l'environnement de développement ModelCenter [48]. Des « filewrappers » possèdent des fonctions capables de lire et créer un fichier d'entrée pour chaque module et de lire un fichier de sortie, propageant ainsi les informations entre les modules.

La figure 2.33 présente une capture d'écran de la liaison existante entre les différents codes. Les liens affichés permettent d'évaluer l'ensemble des modules pour le calcul de performances stabilisées. Le module « Architecture et géométrie » a des entrées partagées par de nombreux autres modules

disciplinaires. Ses variables sont donc implémentées sous forme de variables globales de ModelCenter. Les sorties sont distribuées dans une chaîne de calculs multidisciplinaires organisée de manière séquentielle :

- Atmosphère : permettant le calcul de températures ou de densités en fonction de l'altitude du point de vol et de l'écart par rapport à l'atmosphère standard, on peut considérer ce code comme une composante du module mission.
- Aérodynamique : ce module effectue les calculs nécessaires pour obtenir le coefficient de traînée du fuselage et le transmettre au module « performances de vol ». Le calcul du coefficient de traînée des pales (C_{xp}) est déporté dans le module du bilan de puissance.
- Performances de vol : le module utilisant les équations du bilan de puissance entre en jeu et permet le calcul de puissances nécessaires pour le vol.
- Les résultats obtenus par le bilan de puissance entre dans un script « interface BP moteur » qui se charge d'ajouter les pertes mécaniques et de transmettre des informations au moteur sur le régime qu'il doit utiliser (TOP, PMC, POEI, etc.).
- Génération de puissance : le modèle de la turbine intervient alors pour pouvoir calculer la puissance disponible à la sortie du moteur en fonction des conditions atmosphériques, du mode de puissance demandée, et de la puissance requise.
- Un module « optim »se charge de comparer la puissance requise et la puissance disponible pour les calculs de performances qui vont suivre.

Les variables échangées dans ce processus sont classées dans le tableau 2.8. Les entrées peuvent être distribuées entre plusieurs disciplines. Par exemple la vitesse d'avancement est utilisée à la fois par l'aérodynamique et la mécanique du vol. Dans ce cas elle est référencée comme « entrée multidisciplinaire ». Lorsque l'entrée est utilisée dans un seul modèle, elle est indiquée comme non partagée. Les entrées non partagées et les sorties de modèles sans entrées sont donc fixées par l'utilisateur.

2.3 Validation des modèles de niveau 1

Les modèles établis ci-dessus doivent être validés par rapport à un appareil existant dans un premier temps. C'est l'objet du jalon 1 de C.R.E.A.T.I.O.N. : établir les modèles, les implémenter dans une même chaîne de calcul et les valider. L'appareil sélectionné pour valider la chaîne de calcul dans son mode de fonctionnement « évaluation des performances » et les modèles, est le Dauphin SA 365N dont nous possédons les fichiers de données HOST ainsi que les résultats de différentes campagnes d'essais en vol menées dans les années 1990 à 2000.

2.3.1 Le dauphin SA 365N

Le dauphin SA 365N est un appareil de la gamme 3 à 4 tonnes de l'hélicoptériste franco-allemand Eurocopter. Sa conception a débuté dans les années 1970 par Sud-Aviation devenu dès les années 1970 l'Aérospatiale, Eurocopter depuis 1992 et Airbus Helicopters en 2013. Il s'agit d'un appareil disposant d'applications civiles et militaires (sous le nom « Eurocopter Panther »). Il est utilisé pour du transport civil de VIP ou offshore, configuration dans laquelle il peut transporter jusqu'à 13 passagers sur près de 500 km. On connaît aussi cet appareil pour ses missions SAR. Le Dauphin est notamment utilisé

	Entrées	Sorties
Missions et spécifications		
		V_h, V_z, z_p, T_{air}, T_{ISA}, ρ_{air}
Architecture et géométrie		
		R_{mr}, c_{mr}, b_{mr}, Nr_{mr}, H_{fus}, L_{fus}
Aérodynamique		
Entrées multidisciplinaires	Vh, Lfus, Hfus	κ_{mr} ; C_{xp}, $(C_x \cdot S)_{fus}$
Entrées non partagées	Polaire, krhd	
Masses et structures		
		W_{mto}, W_{fuel}
Performances de vol		
Entrées multidisciplinaires	Wmto, R, b, c, Nr, κ, Cxp, CxS	T, V_{im}, P_{ind}, P_{blade}, P_{fus}
Entrées non partagées	kvtr1, kvtr2	P_{reqTR}, P_{reqMR}, P_{req}, P_{loss}
Pertes		
		k_{btp}, k_{instal}, k_{plv}
Génération de puissance (mode de calcul : évaluation)		
Entrées multidisciplinaires	zp, TISA ; Preq + Ploss	P_{disp}, Consommations,
Entrées non partagées	rating	polluants (CO2, Nox, ...)

Tableau 2.8: Entrées et sorties du processus d'évaluation.

depuis le milieu des années 1970 par les gardes côtes américains. Depuis la version initiale N, il existe 4 autres versions. La dernière en date est le Eurocopter EC-155. Dans cette thèse nous nous intéressons à la version N (qui est celle utilisée lors des essais en vol) dont les données techniques et principales performances sont résumées dans les tableaux 2.9 et 2.10.

2.3.2 Le code HOST et l'étude RESPECT

Le code HOST pour « Helicopter Overall Simulation Tool » est un logiciel développé depuis 1994 par Eurocopter et l'ONERA. Son utilisation principale est la simulation numérique de la dynamique du vol d'un hélicoptère ou d'un convertible. HOST est aussi une plateforme d'accueil de modèles. Son architecture modulaire lui permet de proposer différentes solutions de modélisation physique. HOST dispose notamment de divers modèles de sillages (FISUW et MESIR [40]). HOST possède des possibilités de calcul étendues : calculs d'équilibre avec balayage, simulation des réponses temporelles à des variations de commandes ou à de variations de conditions atmosphériques, linéarisation autour d'un point d'équilibre en fonction de l'état de l'appareil ou des commandes.

HOST définit un appareil en le décomposant en plusieurs couches liées entre elles par différents types de liaisons. La figure 2.35 montre cette organisation dans laquelle l'hélicoptère est le système de plus haut niveau, le moteur constitue alors un élément de la première couche. Il est lié au rotor via

Données techniques	
Masses	
W_{mto}	4 000 kg
W_{empty}	2 047 kg
W_{fuel}	905 kg
W_{useful}	1 953 kg
W_{pay}	1 600 kg
Dimensions fuselage	
L_{fus}	11,4 m
H_{fus}	4,04 m
W_{fus}	2,03 m
Longueur avec rotor	13,46 m
Rotor principal	
b_{mr}	4
c_{mr}	0,405 m
R_{mr}	5,965 m
Nr_{mr}	350 tr/ min
Motorisation	
Moteurs	2 × Arriel 1C
PTO	492 kW
PMC	437 kW

Tableau 2.9: Données techniques du Dauphin SA 365N.

Principales performances	
Vitesses caractéristiques à 4 000 kg	
V_{max}	292 km/h
V_{eco}	260 km/h
V_{be}	140 km/h
V_z max	7,5 m/s
Plafonds	
Plafond stationnaires HES - ISA 0	600 m
Plafond stationnaire HES - ISA + 20	0 m à 3 800 kg
Plafond stationnaire DES - ISA 0	600 m
Plafond stationnaire DES - ISA + 20	0 m à 3 950 kg
Plafond opérationnel (V_z = 1 m/s)	4 150 m
Endurances et rayon maximum (réservoirs standard - Wfuel = 905 kg)	
Endurance maximale à V_{be}	4,4 h
Rayon d'action maximal à V_{eco}	937 km

Tableau 2.10: Principales performances du Dauphin SA 365 N.

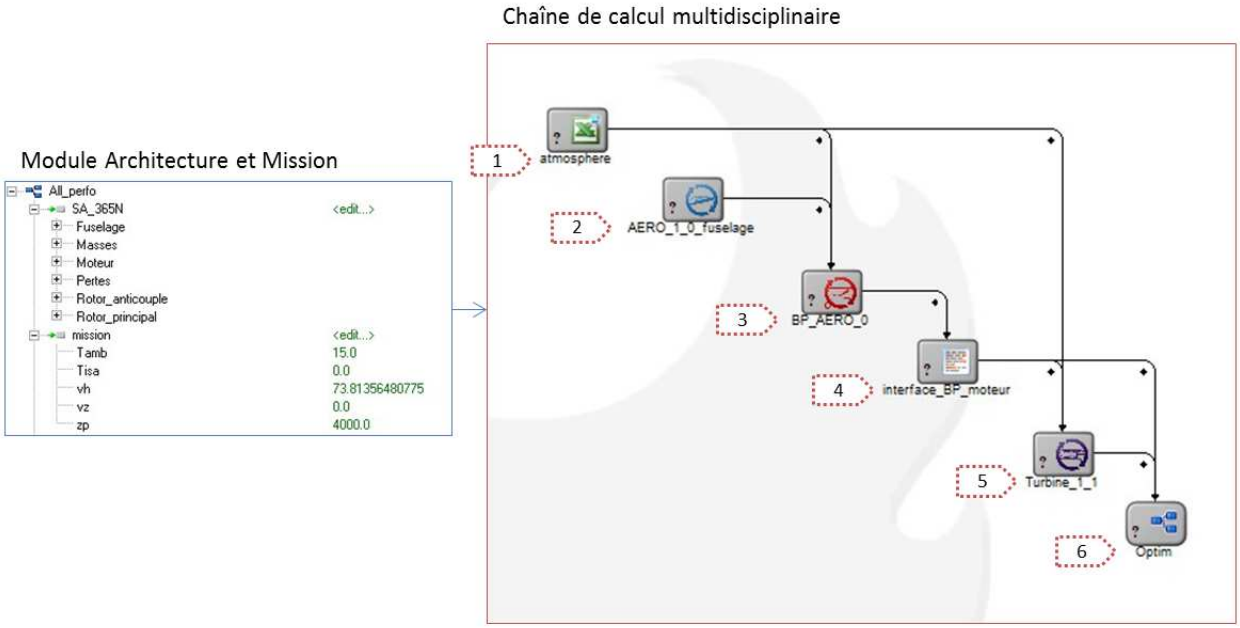


Figure 2.33: Les sorties des modules « architecture » et « missions » sont des entrées globales dans ModelCenter. Elles sont ensuite distribuées aux autres codes de calcul dans la chaîne multidisciplinaire : Atmosphère, Aérodynamique, Bilan de puissance et Turbine.

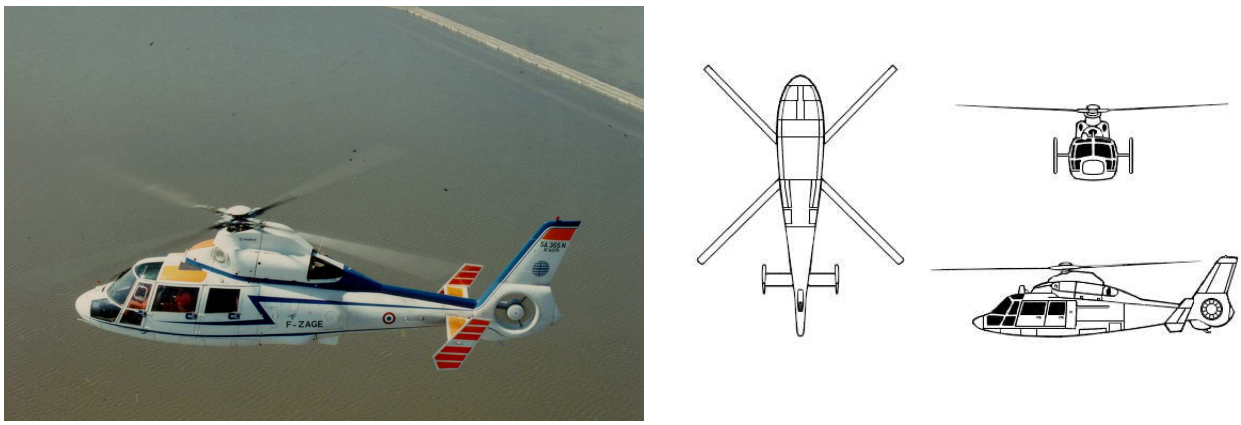


Figure 2.34: Photographie et plan trois vues du dauphin SA 365N.

un module de transmission mécanique. Les rotors interviennent dans la seconde couche. Finalement l'élément de plus bas niveau est la pale avec sa décomposition en éléments de pales.

Le code HOST utilise les équations de la mécanique du vol. Contrairement au bilan de puissance considérant l'appareil comme un point ponctuel, les éléments principaux sont considérés à leur position réelle. La description physique et mécanique est donc plus poussée. Chaque pale est décomposée en éléments sur lesquels sont calculés forces et moments. Une sommation est ensuite effectuée au foyer

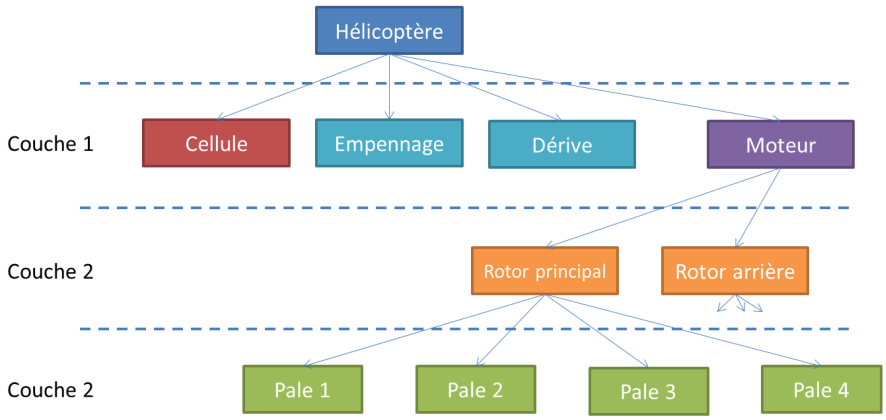


Figure 2.35: Architecture du code HOST présentant les différents éléments liés physiquement et numériquement.

du rotor. Forces et moments sont aussi calculés pour chaque élément fixe. L'ensemble des efforts est ensuite additionné au centre de gravité de l'appareil.

L'étude RESPECT [49] a fourni des données d'essais en vol effectués au centre des essais en vol d'Istres dans la seconde moitié des années 1990 sur le Dauphin SA 365N. Nous disposons de différents balayages en vitesses horizontales et verticales pour quatre ensembles de masse : 3 400 kg, 3 600 kg, 3 800 kg et 4 000 kg.

2.3.3 Comparaisons du niveau 1 par rapport aux essais en vol

Les essais en vol comportent des vols en palier et des vols en montée et descente que nous comparons aux résultats du niveau 1 de modélisation.

2.3.3.1 Vol en palier

Un vol en palier s'effectue en vol rectiligne dans un plan horizontal. L'angle d'incidence vaut alors 0. Dans le cas présent, nous comparons les performances sur ce type de vol en effectuant un balayage sur la vitesse. Ce type d'exercice permet de comparer simplement des résultats de différents niveaux de modélisations et des essais en vol. Notons que les incertitudes de mesure sur les essais en vol ne sont pas disponibles. Les calculs sont effectués dans les conditions d'atmosphère standard (ISA 0).

La figure 2.36 présente une première comparaison de la puissance totale à la sortie des moteurs entre le niveau 1 utilisant le bilan de puissance et les essais en vol (EeV) pour une masse d'appareil établie à $M/\sigma = 3\,400$ kg ([2]). Le terme σ permet de pondérer la masse en fonction des conditions atmosphériques et de l'altitude. Lors des essais en vol, la puissance était mesurée directement à la sortie des blocs moteurs. Pour pouvoir comparer le niveau 1 aux essais en vol nous avons donc tenu compte

2. $\sigma = \rho/\rho_0$ est le rapport entre la densité de l'air à l'altitude de vol $\rho(z_p, T_{air})$ et la densité de la mer en atmosphère standard

des pertes présentes entre le moteur et le rotor. Celles-ci ont été calibrées à partir des performances établies dans les données techniques et décrites dans les paragraphes suivants. Les systèmes présents entre le moteur et le rotor sont la boite de transmission principale associée au facteur k_{btp} et les différents instruments qui prélèvent de la puissance, pris en compte dans le facteur k_{plv}. Dans le cas présent k_{plv} est fixé à 25 kW et k_{btp} à 2%. Les résultats montrent une excellente correspondance entre le niveau 1 et les essais en vol avec 3% d'erreur relative moyenne. Cependant l'ajout des pertes peut masquer des écarts de modélisation. Pour s'assurer de cela, nous comparons la puissance mesurée au niveau du rotor principal. On note dans ce cas qu'aucune perte n'est à prendre en compte.

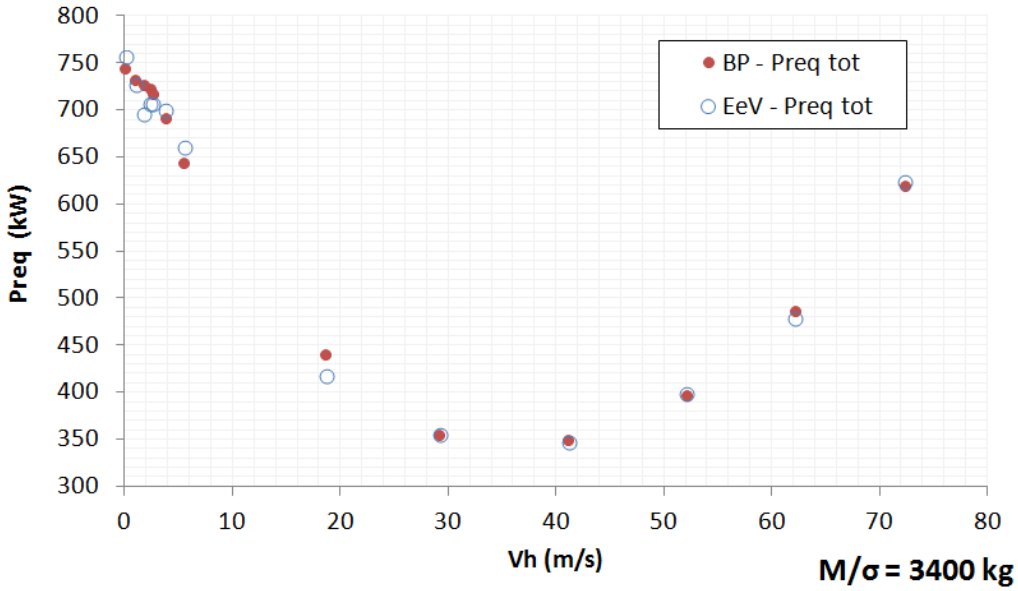


Figure 2.36: Comparaison de la puissance totale mesurée lors des essais en vol (cercles bleus) aux calculs de niveau 1 (points rouges) en fonction de la vitesse d'avancement.

La figure 2.37 présente une comparaison des puissances requises par le rotor principal entre les essais en vol et les calculs du niveau 1. Cette fois-ci, une différence entre les essais et le niveau 1 est bien visible entre 0 et 10 m/s, et tend à se réduire avec la vitesse d'avancement. Sur les dix premiers m/s l'écart est de l'ordre de 50 kW à 100 kW, la tendance est donc respectée. Le phénomène de bosse d'assiette évoqué dans la partie 1.1.3.3 explique cette différence. Celui-ci est causé par l'interaction du flux d'air éjecté par le rotor avec l'empennage horizontal. Une force de pression est exercée sur ce dernier ce qui crée un moment à cabrer. Il faut alors compenser cela par un moment à piquer et donc par une force de traction supplémentaire au rotor. L'effet de bosse d'assiette ne peut être capturé en toute rigueur par le bilan de puissance. Un modèle phénoménologique a été étudié durant cette thèse mais il est difficilement généralisable à d'autres appareils que le Dauphin. De plus il nécessite des informations sur l'ensemble arrière de l'appareil non disponibles au niveau 1 lorsqu'il s'agit d'un hélicoptère à concevoir.

Dernière composante qu'il est possible d'étudier : la puissance du rotor arrière. Au niveau 1 il s'agit d'une fonction simple de la puissance du rotor principal. La figure 2.37 montre peu de différences entre

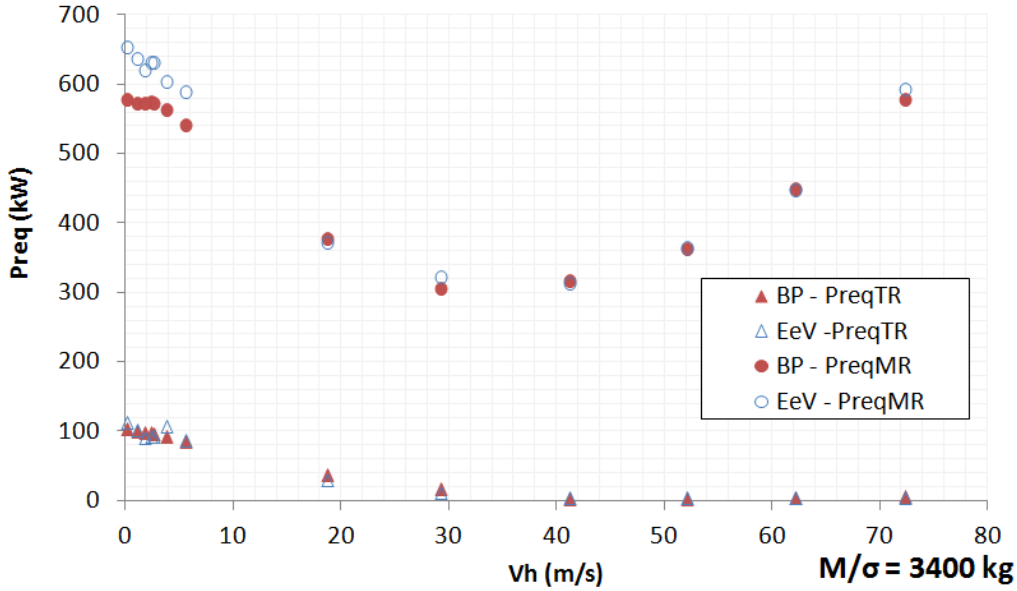


Figure 2.37: Comparaison de la puissance du rotor principal mesurée lors des essais en vol (cercles bleus) aux calculs de niveau 1 (points rouges) en fonction de la vitesse d'avancement.

le niveau 1 et les essais en vol. La raison est que le facteur de proportionnalité entre la puissance du rotor principal et la puissance du rotor secondaire a été recalé sur ces données. Le coefficient $kvtr_1$ est donc fixé à 18% de la puissance requise par le rotor principal au stationnaire.

La figure 2.38 montre ces mêmes comparaisons pour l'ensemble des masses. On observe alors un écart significatif sur les échantillons à $M/\sigma = 3\,600$ kg présentant des données sur les basses vitesses. Une explication potentielle est une nouvelle fois l'effet de bosse d'assiette. Pour les autres échantillons les tendances sont les mêmes que celles décrites à 3 400 kg, à savoir une bonne correspondance des puissances totales et puissances de rotor arrière avec quelques écarts sur la puissance de rotor principal. En moyenne on observe des écarts en valeur absolue de 7% entre les puissances totales des essais en vol et celles du niveau 1, de 11,5% pour les puissances du rotor principal et 15,5% pour les puissances du rotor arrière. Ces écarts sont satisfaisants compte tenu des hypothèses simplificatrices effectuées.

2.3.3.2 Vol en montée / descente

Les vols en montée et descente sont plus difficiles à capturer au niveau 1. Des effets physiques mis en jeu dont les circulations d'air autour du rotor sont plus complexes et nécessitent des modélisations plus précises comme cela est possible au niveau 3. Néanmoins avec les hypothèses simplificatrices faites précédemment [3] on peut effectuer des calculs de performance.

3. fluide non visqueux, sans création de tourbillons, vitesse induite répartie uniformément sur le disque rotor d'épaisseur nulle

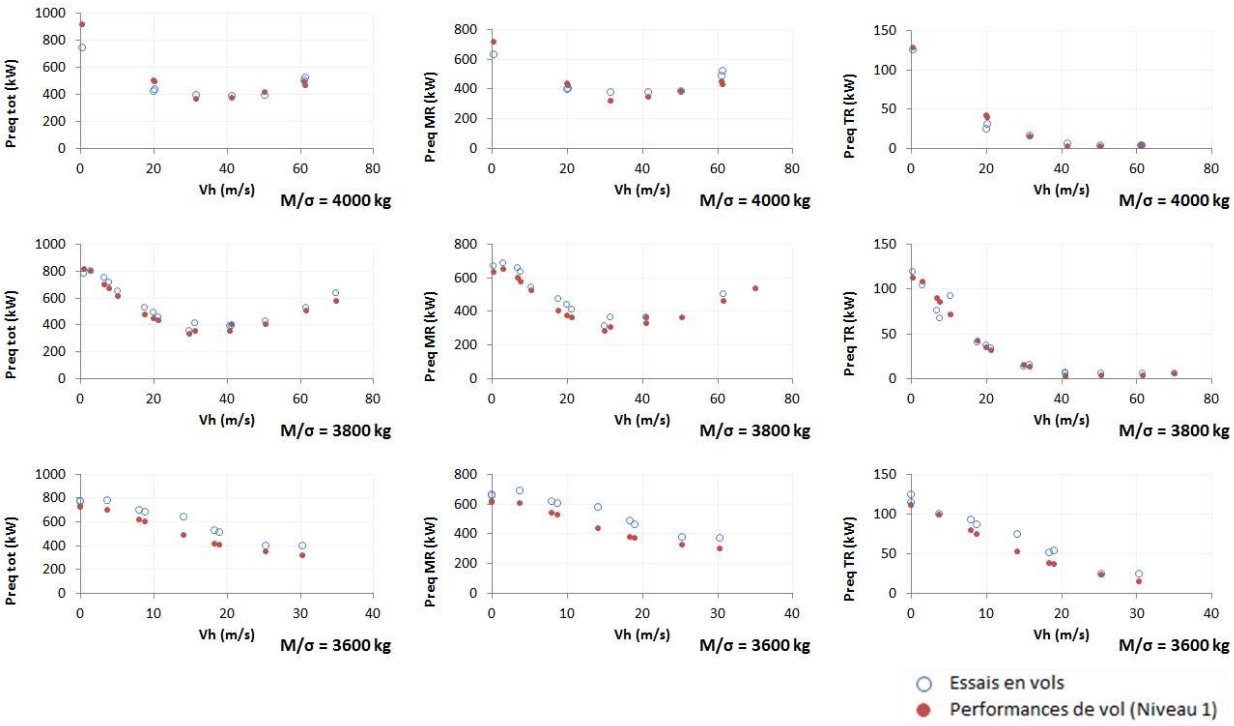


Figure 2.38: Comparaison de l'ensemble des puissances pour les autres masses.

La figure 2.39 montre les comparaisons entre les essais en vol et le niveau 1. On observe une correspondance des pentes de variation de Vz aux vitesses d'avancement modérées : $V_h = 20$ m/s et $V_h = 30$ m/s. En revanche à vitesse d'avancement plus élevée (50 m/s) et en descente la reconstruction est plus difficile. Ceci est dû à un phénomène physique non considéré. En effet, le modèle du bilan de puissance ne capte pas les recirculations possibles de l'air passant une première fois sous le rotor puis de nouveau aspirées. Dès lors la puissance requise calculée est trop faible voire même négative. Le niveau 1 à l'heure actuelle, ne permet pas de prédire correctement des vols obliques à forte pente descendante. Au contraire à forte pente montante la reconstruction est assez satisfaisante.

Globalement, les essais en vol et le bilan de puissance présentent de bons accords. Cela valide les modèles utilisés au niveau 1 en termes de mécanique du vol et d'aérodynamique. Quelques incertitudes demeurent sur les vols à forte pente descendante, mais il s'agit d'une lacune inhérente à la théorie de Froude en vol de descente. Les niveaux supérieurs apporteront donc des informations supplémentaires sur ces cas de vol particuliers.

2.3.4 Comparaisons du niveau 1 par rapport au niveau 3 pour les performances de vol

Le niveau 3 permet de comparer une plus grande richesse de variables par rapport aux essais en vol où peu de mesures sont disponibles. Le niveau 3 utilise HOST dans le cas présent mais d'autres codes peuvent être utilisés. La complexité des comparaisons effectuées ici provient de la richesse des

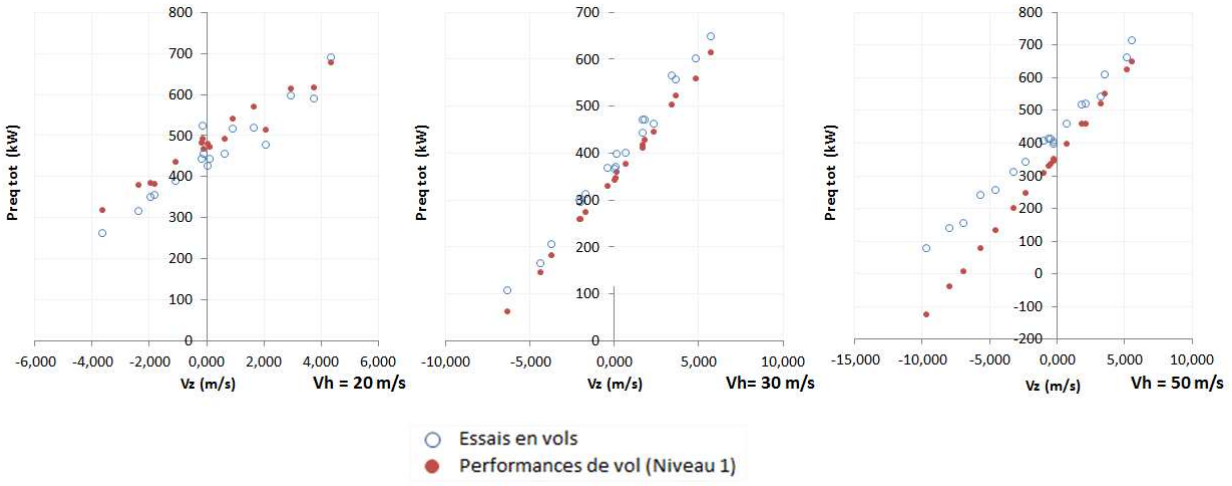


Figure 2.39: Comparaison sur des vols en montée/descente des essais en vol avec les calculs du niveau 1.

modèles de vitesse induite disponibles dans HOST. Il en existe de nombreux allant du plus basique (Coleman-Glauert, Mejer-Drees) aux plus complexes tels que FiSUW, MESIR ou METAR. Nous pouvons comparer plusieurs d'entre eux au niveau 1, bien que l'objectif dans le cas présent ne soit pas de faire un choix sur le modèle à utiliser au niveau 3. Pour ces tests des vols en palier sont considérés.

Premièrement nous comparons différents modèles de vitesse induite dans HOST et leur impact sur les puissances requises obtenues avec le niveau 1. La figure 2.40 montre les différents calculs de vitesse induite moyenne. Nous constatons qu'il y a peu de différences entre les valeurs calculées sur ces cas simples de vol en palier. En revanche la figure 2.41 montrant les puissances totales affiche des écarts. Cela sous-entend que les différences entre les modèles de niveau 1 et 3 se font principalement au niveau des interactions aérodynamiques entre le souffle du rotor et le reste de l'appareil. La figure 2.42 présente deux calculs différents utilisant le modèle FISUW pour illustrer l'implication des interactions. La courbe bleue pointillée montre la puissance requise en tenant compte des interactions entre d'une part le souffle du rotor et le fuselage et d'autre part entre le souffle du rotor et l'empennage horizontal. La courbe bleue pleine est obtenue sans interaction. Afin d'effectuer des comparaisons avec le niveau 1 nous choisissons le modèle FISUW, plus physique que Coleman-Glauert utilisé dans le bilan de puissance et moins coûteux en temps de calcul que MESIR, sans interaction rotor empennage.

Les comparaisons sont affichées sur figure 2.43. On observe les différences suivantes sur plusieurs domaines de vitesses :

- Au stationnaire, les puissances induites calculées aux niveaux 1 et 3 présentent des écarts notables entre 0 et 100 km/h. Ils sont dus aux différences entre les modèles de vitesses induites.
- A plus grande vitesse (supérieur à 300 km/h), la puissance de traînée de profil du niveau 3 augmente plus fortement que dans le cas du niveau 1. Le modèle de traînée de profil utilisé ici est en cause. Le modèle utilisé ici est une première version sous la forme d'une loi polynomiale de degré six (cf. 2.56). A fort Mach, ce modèle, le polynôme de degré 6, ne capture pas bien

les effets de compressibilité et la traînée n'augmente pas comme elle le devrait. Le modèle finalement adopté, basé sur la formulation du NDARC 2.2.2.1 est plus physique et il corrige cette sous-estimation. Pour des raisons de contraintes temporelles, il n'a pu être testé lors de ces comparaisons.

– Sur l'ensemble des vitesses, les traînées de fuselage correspondent parfaitement. Le $(C_x \cdot S)_{fus}$ du niveau 1 a été recalé sur ces calculs HOST qui utilise des polaires aérodynamiques mesurées en soufflerie. Il est donc normal d'observer une coïncidence quasi-parfaite.

Au final, les modèles de niveau 1 permettent des calculs de puissances en vols stabilisés d'une qualité prédictive très proche de celle du niveau 3 (code expert HOST), malgré une tendance à la sous-estimation aux basses vitesses qui pourrait être corrigée en améliorant le modèle de calcul du facteur d'efficacité induite.

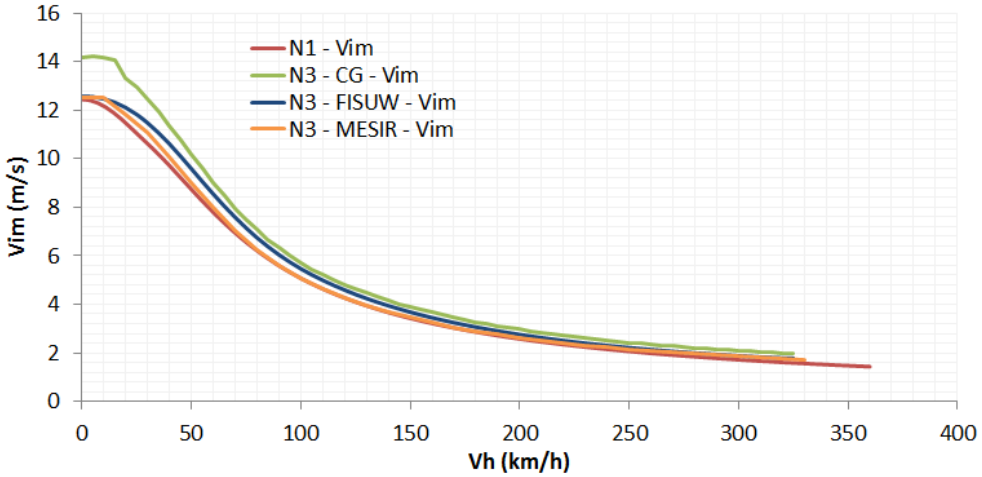


Figure 2.40: Comparaison des vitesses induites en fonction de la vitesse horizontale, V_h, pour différents modèles de niveau 3 et un modèle de niveau 1.

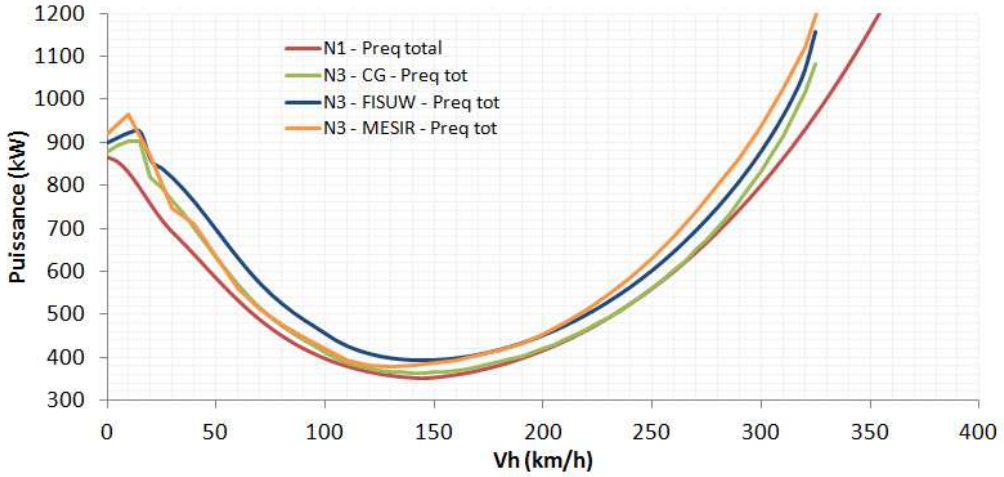


Figure 2.41: Balayages sur V_h de la puissance requise totale pour différents modèles de niveau 3 face au modèle de niveau 1.

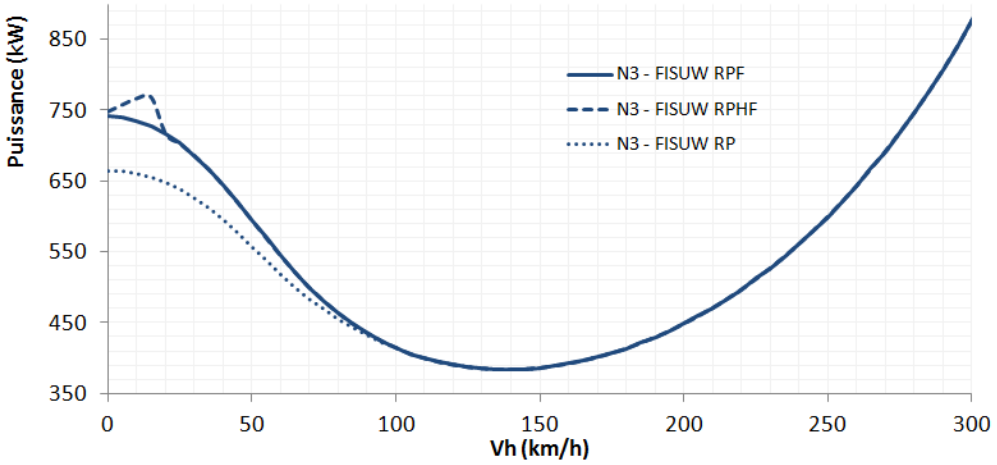


Figure 2.42: Comparaison entre deux modèles : FISUW avec et sans l'interaction sur l'empennage horizontal noté par la lettre H dans le terme RPHF.

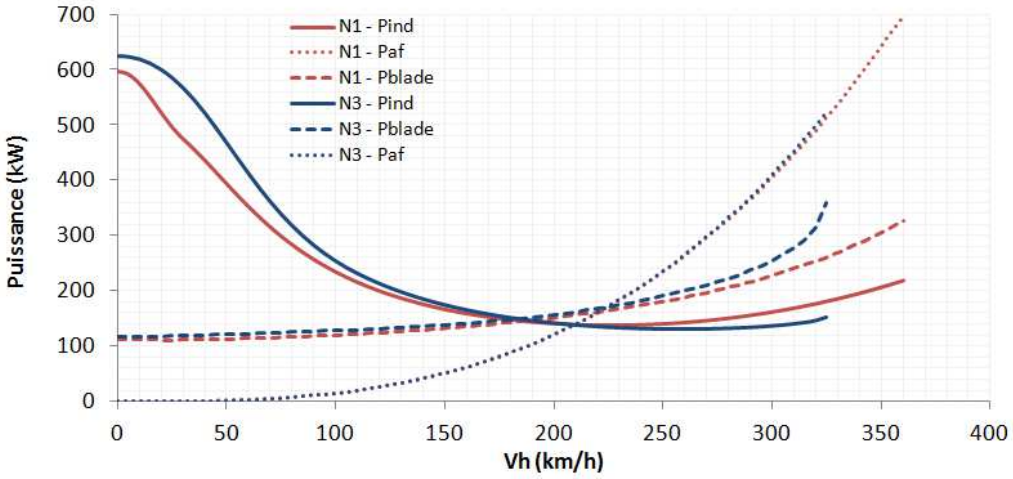


Figure 2.43: Comparaison entre les puissances élémentaires des niveau 1 et 3 (FISUW avec interaction rotor/fuselage seulement).

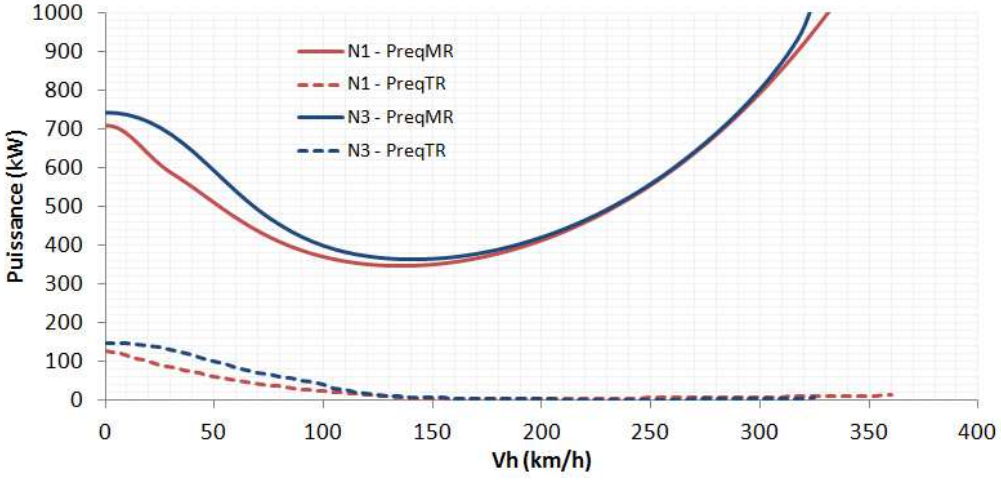


Figure 2.44: Comparaison des puissances requises totales au rotor principal et au rotor arrière pour les niveaux 1 et 3.

2.3.5 Comparaison des performances par rapport aux données techniques

Nous nous intéressons à présent à une comparaison des résultats du niveau 1 avec les performances techniques officielles du Dauphin SA365N et détaillées dans le tableau 2.10. Cette fois-ci le moteur est nécessairement associé à ce calcul des performances. Cela permet de calculer les grandeurs suivantes dans différentes conditions de vol :

- La vitesse maximale : V_{max}, obtenue pour $\min(|P_{req} - PMC|)$
- La vitesse économique de croisière : V_{eco}, pour $\min(C_h/V_h)$ où C_h est la consommation horaire de carburant.
- La vitesse de meilleure endurance : V_{be}, à $\min(P_{req})$
- Rayon d'action : $RA = V_{eco}/(C_h(V_{eco}) \cdot Nb_{mot}) \cdot W_{fuel}$ où $C_h(V_{eco})$ est la consommation horraire de carburant à la vitesse de croisière économique
- Endurance : $E_{max} = Wfuel/(C_h(V_{be}) \cdot Nb_{mot})$
- Autonomie $A_{max} = Wfuel/(C_h(0) \cdot Nb_{mot})$
- Plafond stationnaire : Zp_0 pour $\min(abs(P_{req} - TOP))$ à $V_h = 0$
- Plafond opérationnel : Zp_{max} pour $\min(abs(P_{req} - PMC))$ à $V_z = 1$ m/s
- Domaine de vol : ensemble des points qui maximise l'altitude maximale de vol à une vitesse horizontale donnée comprise entre 0 et V_{max} qui varie en fonction de l'altitude pression.

Ces performances statiques sont présentées sur la figure 2.45 sous la forme d'un diagramme radar. Elles sont calculées ici en conditions d'atmosphère standard($z_p = 0$m, température ISA = 15°) à une masse d'appareil égale à 4 000 kg. La série de données en bleu correspond aux calculs effectués au niveau 1 et sont normés à 1. Les cercles rouges correspondent aux données techniques du Dauphin. On peut observer que dans l'ensemble les performances sont bien retrouvées. L'erreur sur les vitesses est en-dessous de 10 km/h, les rayons d'action et endurances correspondent aussi à moins de 10% d'erreur. Seul le plafond en vol d'avancement semble surestimé mais il est possible que la limite affichée soit une limite de certification et non de performance. Ce type d'écart a été plusieurs fois observé (par exemple pour l'EC135 et l'EC225) du fait que les performances officielles sont basées sur des essais de certification en vol. Or ces essais ne permettent pas d'effectuer un balayage aussi fin que par le calcul, en particulier pour ce qui est du plafond en vol d'avancement à la masse maximale.

Le plafond en stationnaire hors effet de sol (HES) présenté sur la figure 2.46a est calculé pour deux températures : ISA 0 et ISA +20. Les données techniques sont représentées par des cercles et les calculs de niveau 1 par les lignes. On note qu'à ISA 0 ([4]), les plafonds de vol sont correctement retrouvés alors qu'un léger décalage se crée à ISA +20([5]).

Les performances calculées et indiquées sur la figure 2.45 correspondent dans l'ensemble correctement aux données techniques, hormis pour le plafond opérationnel très dépendant du moteur. Un effort devra être apporté pour améliorer les calculs du moteur et du module performance en fonction de l'altitude.

4. cas où les températures évoluent en fonction de l'altitude comme dans le modèle d'atmosphère standard « ISA »
5. cas avec un écart de 20°C par rapport aux conditions d'atmosphère standard

Le domaine de vol représenté sur la figure 2.46b compile plusieurs résultats obtenus précédemment, dont la vitesse maximale, le plafond en vol d'avancement aussi nommé plafond opérationnel ou en anglais « Service Ceiling » et le plafond au stationnaire. Nous ne disposons pas de données techniques suffisamment détaillées pour pouvoir le comparer.

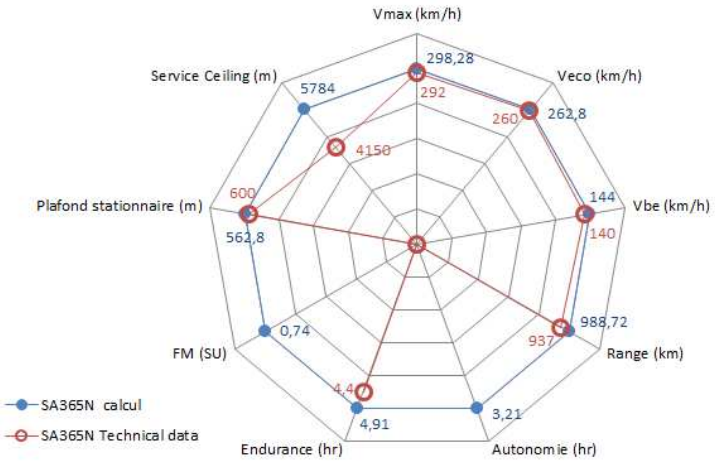
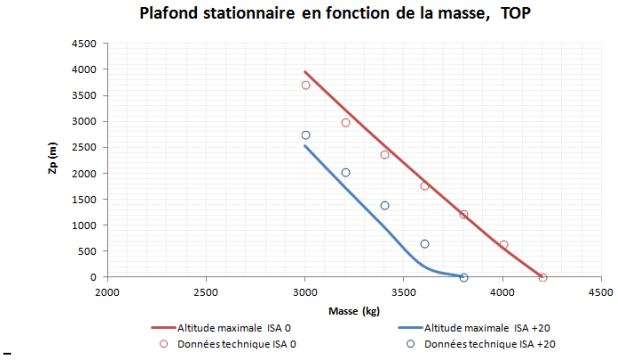
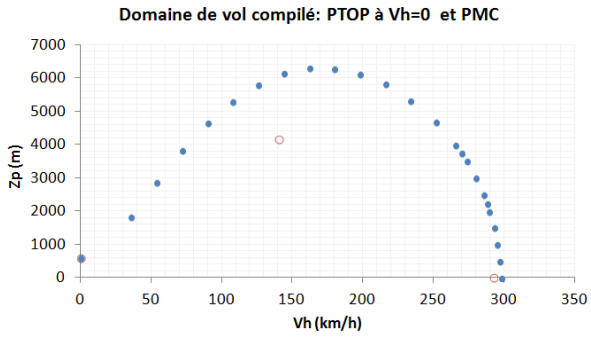


Figure 2.45: Toile de comparaison des performances du Dauphin entre les données techniques et les calculs de niveau 1.



(a) Plafond au stationnaire



(b) Domaine de vol

Figure 2.46: A droite : Plafond de vol stationnaire en fonction de la masse pour différents écarts à ISA. A gauche : Domaine de vol du Dauphin à la masse maximale de 4 000 kg et en conditions de température ISA 0. Les cercles rouges correspondent aux données techniques du Dauphin.

2.4 Application sur différents appareils

La rigueur impose de tester les modèles sur d'autres appareils que le Dauphin. Ce travail a pu être fait pour trois autres appareils pour lesquels nous disposons de suffisamment d'informations (hélicoptères Eurocopter). Premièrement l'EC 225, c'est un appareil de la gamme 10 tonnes. Des calculs de masse maximale au décollage en fonction de l'altitude et en catégorie A (procédure réglementaire

de décollage sur un seul moteur) ont été effectués. Ils sont présentés sur la figure 2.47. On observe une bonne corrélation entre le bilan de puissance du niveau 1, le niveau 3 (avec un modèle de pale souple) et les données techniques librement accessibles sur le site Eurocopter USA. Des calculs de performances stabilisées identiques à ceux effectués pour le Dauphin ont été faits pour l'EC 135 et l'EC 145 deux appareils de masse de l'ordre de 2,5 tonnes et 3,5 tonnes respectivement. Les diagrammes synoptiques de type radar sont présentées sur les figures 2.48a et 2.48b. Une nouvelle fois les performances concordent, validant ainsi les modèles utilisés et la châine de calcul pour l'évaluation des performances de vol. Dans le cas de l'EC 135, sur la figure 2.48a, on retrouve la tendance à la surestimation du « service ceiling » déjà observé pour le Dauphin 2.45. Dans le cas de l'EC 135, la documentation technique d'où sont extraites ces performances, précisent très clairement qu'il s'agit d'une limite de certification (2435 m correspond à l'altitude maximale à laquelle le plafond a été testé à la masse de 2 950 kg). Dans le cas de l'EC 145, la documentation technique indique des performances annoncées, i.e. non encore validées par des essais de certification. On constate que dans ce cas le plafond calculé coïncide bien au plafond annoncé du fait qu'il n'y a pas d'écrêtage par des limites de certification [6].

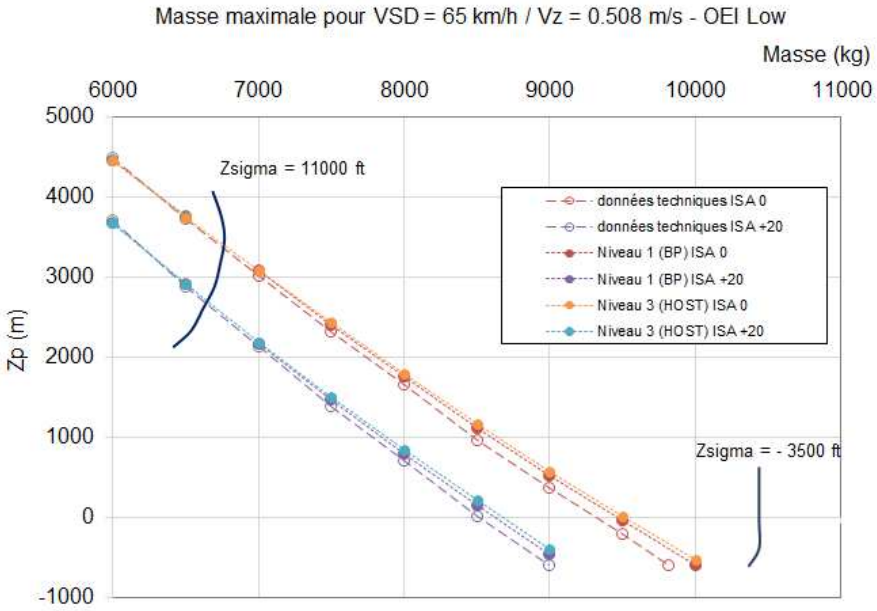
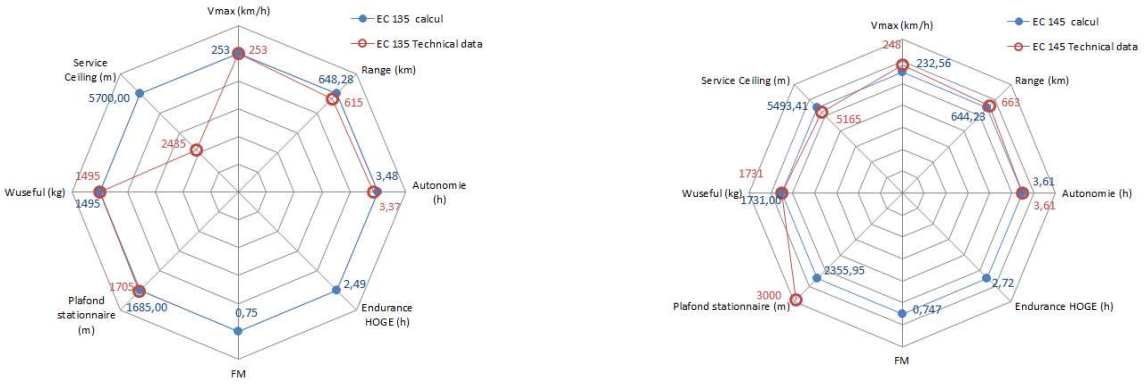


Figure 2.47: Masse maximale au décollage en fonction de l'altitude pour l'EC 225 en catégorie A.

2.5 Conclusions sur la modélisation de niveau 1

Dans cette partie dédiée à la modélisation de niveau 1, nous mettons en place des modèles capables de calculer les performances de vol et les impacts environnementaux des hélicoptères. Les performances de vol se basent sur une simplification de la mécanique du vol : le bilan de puissance. Les moments

6. Ces limites de certification sur le plafond en vol d'avancement résultent du fait que la masse maximale traitée lors des essais en vol est parfois supérieure à celle envisagée initialement. Un nombre réduit de vols est effectué pour ces masses maximales ne permettant d'explorer les limites d'un domaine de vol avec autant de détails que par les calculs.



(a) EC 135 (b) EC 145

Figure 2.48: Comparaisons des performances de vol par rapport aux données techniques pour l'EC 135 (2 950 kg) et l'EC 145 (3 650 kg) en conditions d'atmosphère standard ISA 0.

ne sont pas considérés (hormis le couple du rotor principal compensé par le rotor arrière), le poids et la traînée dans l'axe du fuselage sont les seules forces à compenser avec le couple généré par le rotor principal sur la cellule. Le bilan de puissance présente l'avantage de requérir peu d'informations sur l'appareil à évaluer tout en permettant le calcul de nombreuses performances de base telles que les vitesses caractéristiques, les plafonds ou le rayon d'action. Toutes les disciplines de la chaîne C.R.E.A.T.I.O.N. sont mises à contribution. Elles ont été décrites dans ce chapitre afin d'obtenir un aperçu du niveau de modélisation utilisé.

Les modèles de niveau 1 sont validés à partir d'essais en vol effectués avec le SA 365N Dauphin et des comparaisons avec le niveau 3. Les résultats présentent un bon accord sur l'ensemble des masses considérées et conviennent aux exigences du niveau 1. Quelques améliorations seraient nécessaires pour prendre en compte des phénomènes plus complexes tels que les vols à forte pente ou l'effet de bosse d'assiette. Il faut cependant veiller à ne pas augmenter la somme d'information exigée.

Les performances mettant en jeu le moteur sont elles aussi correctement modélisées. Une comparaison des performances de vol décrites au niveau 1 pour quatre hélicoptères est effectuée et présente globalement un bon accord avec les données techniques réelles.

2.6 Conclusions et perspectives sur la mise en place de modèles d'évaluation des performances de vol

Ce chapitre a présenté les modèles et méthodes de niveau 0 et 1. Au niveau 0, à partir d'une base de données construite durant la thèse, nous avons élaboré un ensemble de lois statistiques permettant d'enrichir le détail des données descriptives d'un appareil dont seules quelques spécifications sont connues. Les travaux effectués permettent à C.R.E.A.T.I.O.N. de se hisser au niveau des outils concurrents comme le NDARC ou RAPID/RaTE de Technion. Le niveau 0 peut encore être amélioré, il faudrait renforcer la cohérence de la base de données notamment sur la partie performances des héli-

coptères et exploiter les techniques de regroupement des données pour ajouter plus de souplesse dans la description d'appareils de masses différentes. Enfin les données représentant les autres concepts d'aéronefs à voilure tournante sont parcellaires et requièrent un travail de complétion même si ces données sont nécessairement moins nombreuses que dans le cas des hélicoptères.

Les modèles et méthodes d'évaluation au niveau 1 sont élaborés, validés et éprouvés. Ils présentent des résultats satisfaisants par rapport au niveau d'exigence requis au niveau 1. Les impacts environnementaux peuvent être calculés grâce à l'évaluation du bruit produit par les rotors et le moteur de l'hélicoptère et la quantité de carburant brûlée. Toutefois, l'évaluation des impacts environnementaux est en cours de validation notamment par les travaux dans le projet européen CleanSky [15] pour ce qui est du modèle acoustique [46] et dans le cadre de collaborations avec la NASA concernant la pollution de l'air. Les perspectives d'évolution des modèles de niveau 1 sont la création d'un niveau intermédiaire entre le niveau 1 et 2 permettant d'introduire différents éléments de l'ensemble arrière tels que la dérive et l'empennage. Des modèles pour le rotor arrière ont également été construits durant la thèse mais ne sont pas exploités car les données supplémentaires exigées n'apportent pas de précision significative sur les puissances consommées. De même la prise en compte du vol en autorotation pourrait être utile, notamment pour des études de concepts avancés utilisant les motorisations hybrides.

Les modèles de niveau 0 et 1 ont ici été utilisés dans le cas d'un appareil existant, lorsqu'il s'agit de retrouver des performances de vol annoncées. Nous pouvons désormais entrer dans le second domaine d'utilisation de la chaîne C.R.E.A.T.I.O.N. : le pré-dimensionnement et l'évaluation d'un appareil depuis une feuille blanche. Ce sera l'objet du chapitre 2 où nous chercherons à concevoir et évaluer un appareil de transport de passagers. Les modèles de niveau 0 seront donc utilisés pour dresser un premier aperçu de l'appareil à concevoir. Les résultats serviront ainsi à initialiser des calculs de niveau 1. A ce stade les modèles de niveau1 présentés dans ce chapitre seront utilisés dans un cadre d'optimisation.

Chapitre 3

Optimisation et conception préliminaire des hélicoptères

Sommaire

3.1 Un hélicoptère de transport lourd de passagers civils **126**
3.2 Prédimensionnement au niveau 0 . . . . . **132**
3.3 Prédimensionnement et optimisation au niveau 1 . . . . . **137**
3.4 Le processus de conception et son applications au HO-90 . . . . . **160**
3.5 Analyse des résultats d'optimisation **174**
3.6 Conclusions **196**

Ce chapitre propose une méthodologie de conception préliminaire basée sur les modèles de niveaux 0 et 1 développés au chapitre précédent et s'intégrant dans un processus d'optimisation multidisciplinaire. A partir d'un ensemble de spécifications de missions, nous souhaitons définir un appareil proposant des performances de vol et des impacts environnementaux optimaux. Ces travaux s'intègrent dans le second jalon du projet C.R.E.A.T.I.O.N.

Dans un premier temps nous allons utiliser les modèles de niveau 0 afin de définir un premier design d'hélicoptère à partir des spécifications de missions. Cette initialisation donnera les premières tendances de dimensionnement au niveau de modélisation supérieur. Le niveau 1 est utilisé afin d'effectuer un dimensionnement des principaux éléments de l'hélicoptère comme le rotor principal, le fuselage et le système de motorisation. Pour cela, il permet le calcul des objectifs d'optimisation définis pour établir le design optimal. Le processus d'optimisation est multicritère et multivariable. Afin de sélectionner la technique d'optimisation adéquate, nous proposons dans ce chapitre une revue bibliographique des principales techniques d'optimisation multi-objectifs. Nous justifierons alors l'emploi d'algorithmes génétiques.

L'application des méthodes et chaînes de calculs établies sera effectuée sur le cas d'un hélicoptère non existant de transport lourd de passagers : le HO-90 dont les spécifications et la mission sont établies à partir d'une étude menée par la NASA à l'aide de l'outil NDARC : le H90. Les HO-90 et H90 ont pour mission de transporter 90 passagers sur des distances supérieures à 1000 km.

3.1 Un hélicoptère de transport lourd de passagers civils

3.1.1 Missions et spécifications

L'application proposée pour illustrer la mise en place des méthodes de prédimensionnement et d'optimisation est la conception d'un hélicoptère lourd de transport civil de passagers : le HO-90 pour Hélicoptère ONERA 90 passagers. Sa mission est de transporter 90 passagers sur une distance franchissable d'au moins 1000 km à une vitesse minimale de 280 km/h. L'objectif du HO-90 est de pouvoir concurrencer les avions sur des vols de type court-courrier (environ 1 000 km). Sur ce marché les appareils à ailes fixes les plus communs proposent entre 50 et 150 places. Face à ces avions, l'hélicoptère possède un inconvénient majeur : sa vitesse. En effet celle-ci dépasse rarement les 350 km/h au maximum contre 800 km/h environ pour les avions. Un vol court-courrier en hélicoptère devrait donc être deux fois plus long. Nous ne discuterons pas ici de la faisabilité économique d'un projet comme celui-ci. Citons simplement qu'il est réaliste dans un contexte d'engorgement des aéroports. L'idée est de proposer un moyen de transport capable de réduire la densité du trafic aérien en proposant des vols régionaux à embarquement, décollage et atterrissage rapide en de multiples points d'intérêts géographiques. Le temps nécessaire lors de l'embarquement des avions doit être gagné en proposant des héliports plus proches des clients, à la périphérie des villes notamment et des temps d'attente réduits, l'hélicoptère ne nécessitant pas de piste pour les phases de décollage et atterrissage.

Il n'existe actuellement aucun hélicoptère cumulant ces capacités. Il y a bien des exemples historiques : le Fairey Rotodyne a tenté l'expérience des vols commerciaux dans les années 1950 mais son développement fût stoppé pour des raisons budgétaires. Le Mil Mi 26, encore en service à ce jour, en photographie sur la figure 3.1 est l'appareil se rapprochant le plus du HO-90. Bien qu'il soit capable de transporter plus d'une centaine de personnes dans des conditions sommaires, sa performance en distance franchissable n'est seulement que de quelques centaines de kilomètres. Les caractéristiques et performances du Mil Mi 26 sont résumées dans le tableau 3.1. Le défi posé par un concept tel que le HO-90 n'est donc pas tant le nombre de personnes ou le rayon d'action, mais la combinaison de ces deux facteurs à une vitesse de croisière de l'ordre de 300 km/h.

Les spécifications définies dans le tableau 3.2 utilisées pour le dimensionnement du HO-90 proviennent d'une étude de la NASA effectuée avec l'outil NDARC. Dans [14] Wayne Johnson et Carl Russel dimensionnent trois appareils à voilures tournantes : un convertible, un combiné (rotor principal, rotor anti-couple, hélices propulsives) et un hélicoptère ayant la capacité de transporter 90 passagers sur 1000 km. Ce dernier est nommé H90, attention à ne pas confondre avec HO-90 désignant l'appareil conçu dans C.R.E.A.T.I.O.N.. Le plan de vol d'une telle mission est affiché sur la figure 3.2. Dans le cadre d'une collaboration entre la NASA et l'ONERA, les données de design et de mission du H90 nous sont accessibles en plus de celles disponibles dans l'article [14]. L'intérêt de cet exercice pour C.R.E.A.T.I.O.N. est de pouvoir effectuer une comparaison avec les résultats produits par le NDARC afin de valider la capacité de prédimensionnement de C.R.E.A.T.I.O.N.. Pour cette thèse, le cas d'étude HO-90 / H90 est une base pour établir des méthodes de conception et d'optimisation des hélicoptères. Nous fournirons des résultats préliminaires de dimensionnement en fin de chapitre.

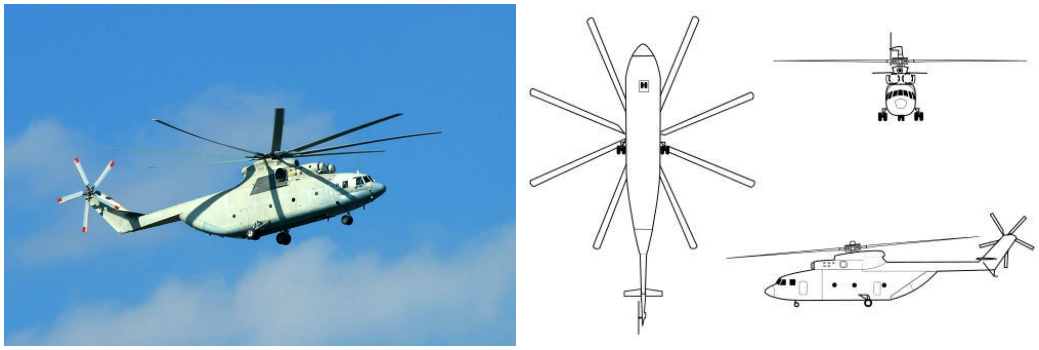


Figure 3.1: Représentation du Mil Mi 26.

Performances du Mil Mi 26	
Diamètre du rotor principal	32 m
Longueur / hauteur / largeur (m)	33.8 / 8.1 / 8.2
Performances du Mil Mi 26	
V_{max}	295 km/h
V_{eco}	255 km/h
Rayon d'action	800 km (masse max de carburant)
Plafond opérationnel	4 600 m
Plafond stationnaire HES	1 520 m
Vitesse maximale	295 km/h
Vitesse de croisière	255 km/h
Masse maximale au décollage	56 tonnes
Charge utile max	20 tonnes
Motorisation	2 × D−136 (2 × 11 400 ch)
Personnel naviguant	5−6
Nombre de passagers max	82 (civils) ou + de 100 militaires

Tableau 3.1: Performances du Mil Mi 26.

3.1.2 Le concept H90 de la NASA avec NDARC

Une illustration du H90 est montrée sur la figure 3.3. A première vue, le H90 présente un fuselage semblable à celui d'un avion avec un rotor en remplacement des ailes. Le rotor à 7 pales du H90 est une version mise à l'échelle de celui du UH-60 Black Hawk, l'hélicoptère multi-rôles de l'armée américaine.

Le dimensionnement du H90 est effectué dans un processus itératif liant à la fois l'outil NDARC et le code expert CAMRAD II [19] comme le montre la figure 3.4. Dans un premier temps, NDARC est utilisé pour effectuer des balayages sur les principales variables de design que sont le coefficient de portance moyen adimensionné par la solidité C_W/σ (équation 3.1), la charge du disque DL (« Disk

Spécifications du design H90/HO-90						
Charge utile	90 passagers, i.e 9 000 kg					
Rayon d'action min	1 000 km					
Vitesse de croisière	300 km/h à l'altitude de croisière					
Type de missions	Mission de type court courrier : décollage, croisière à 12 000 pieds					
Point de vol et profil de la mission H90/HO−90						
Point de vol	0	1	2	3	4	5
Écart à ISA	+20	+20	0	0	0	+20
Durée de l'étape	3 min	2 min	à dét.	à dét.	à dét.	1 min
V_h	0	0	V_{be}	V_{eco}	V_{eco}	0
V_z	0	0	V^*_{roc}	0	à dét.	0
Autres étapes						
Réserve (autre aéropport)	182,2 km à V_{eco} et 12 000 ft					
Réserve (urgence)	30 min à V_{eco} et 5 000 ft					
Cas de panne						
Tenir un stationnaire (hors effet de sol) avec un moteur en panne à 1500 m et ISA +20						

Tableau 3.2: Spécifications de mission pour l'appareil de transport lourd de passagers civils H90/HO-90.

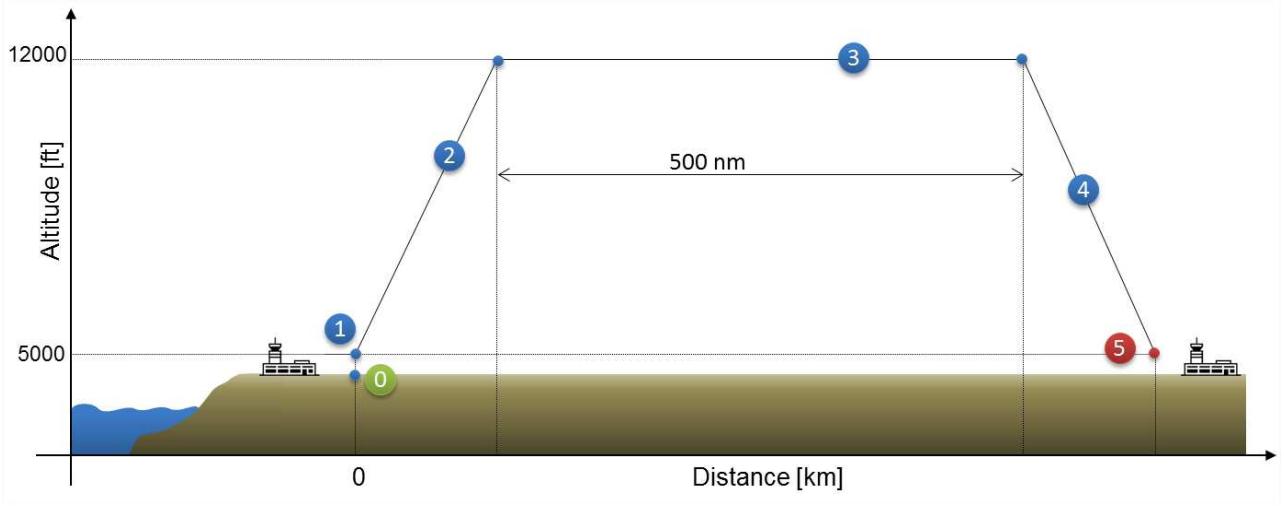


Figure 3.2: Définition du profil de vol du H90/HO-90 présentés dans le tableau 3.2. * V^*_{roc} est la vitesse de montée optimale.

Loading »)(équation 3.2) et le nombre de pales. Il en résulte une configuration de base choisie « à la main », c'est à dire sans algorithme d'optimisation, à partir de l'expertise de W. Jonhson. La seconde étape utilise CAMRAD II pour analyser différentes solutions de géométries définies par des paramètres du rotor principal plus fins tels que la loi de vrillage. Cela permet d'obtenir un lot de rotors potentiellement utilisables. Dans un troisième temps de nouveaux calculs sont effectués avec le NDARC pour déterminer le rotor optimal parmi les différents sélectionnés à l'étape 2. Ce choix est de nouveau effectué « à la main » à l'aide d'un tracé de la figure de mérite (FM) en fonction de l'efficacité

propulsive, notée L/D, définie dans le chapitre précédent. A la fin de l'étape 3, un rotor optimal est donc caractérisé. Un dernier passage dans CAMRAD II permet de créer un modèle de substitution précis des performances du rotor et utilisable dans NDARC. Ce dernier est utilisé à l'étape 1 afin de former une boucle.

Ce type de boucle itérative est un exemple de dimensionnement multi-niveaux. Toutefois elle fait intervenir de nombreuses fois l'utilisateur et nécessite le regard d'un ingénieur disposant d'un large domaine d'expertise tel que Wayne Johnson.

Une telle expertise n'est pas toujours disponible dans un processus de dimensionnement avant-projet.

$$\frac{C_W}{\sigma} = \frac{W_{mto} \cdot g}{\rho_{air} \cdot S_{rotor} \cdot U_{mr}^2 \cdot \sigma} = \frac{C_{zm}}{6} \tag{3.1}$$

$$DL = \frac{W_{mto}}{S_{rotor}} \tag{3.2}$$

Le coefficient C_W/σ est fixé avant le prédimensionnement à une valeur typique pour un hélicoptère : 0,09. Cela correspond à $C_{zm} = 0{,}54$ alors que la base de données indique une valeur moyenne de 0,464 avec un écart type de 0,068. La vitesse de rotation est déterminée pour permettre à l'appareil d'atteindre les hautes vitesses, ce qui signifie une vitesse en bout de pale inférieure à 230 m/s tout en limitant l'impact sonore du rotor. Enfin la charge au disque est choisie de manière à minimiser la masse à vide et la masse de carburant. Pour le H90, le choix se fixe à 10 lb/ft^2 soit 48,82 kg/m^2. Des considérations d'allongement des pales (R/c) entrent aussi en jeu dans le choix de la charge disque. D'après les auteurs, ce dernier doit être inférieur à 18. L'ensemble de ces paramètres permet de déterminer les dimensions du rotor dont le rayon est d'environ 15 m. Le prédimensionnement du NDARC établit une longueur de fuselage d'environ 33,2 m. Ses largeur et hauteur sont de 3 m. Cela correspond aux dimensions du Bombardier CRJ 900. La masse de mission d'un tel appareil avoisine les 35 tonnes dont 19 tonnes de masse à vide, 9 tonnes de charge utile et 5,5 tonnes de carburant pour la mission. Le reste de la masse correspond au personnel naviguant et réserves de carburant. 4 moteurs ayant une puissance proche de 4 000 ch (environ 3 000 kW) sont nécessaires pour permettre au H90 d'effectuer sa mission.

Le tableau 3.3 présente deux masses globales d'appareil : la masse maximale au décollage admissible au sens des normes de certification et la masse de mission. Dans NDARC il est postulé que la première correspond à la seconde plus 15%. La masse de mission est la simple somme de la masse à vide, de la masse de carburant et de la masse de charge utile.

D'un point de vue critique, ce principe de dimensionnement itératif et multi-niveaux est intéressant, il permet de tirer profit des codes experts plus réalistes. Toutefois la boucle mise en place ne fait pas appel à de véritables méthodes d'optimisation. De nombreux choix sont faits à la main et nécessitent donc l'expertise de W. Jonhson. Des outils tels que NDARC ou C.R.E.A.T.I.O.N. doivent incorporer l'expérience des ingénieurs dans les codes. L'objet du présent travail de recherche est de

développer des modèles et méthodes mathématiques permettant non pas de s'affranchir de ce besoin d'expertise multidisciplinaire mais de l'incorporer au sein d'un outil d'aide à la conception préliminaire.

Dans cette thèse nous allons en effet introduire des méthodes d'optimisation capables de discerner une ou plusieurs solutions en fonction des objectifs de minimisation et en tirant parti de l'expertise inclue dans les codes de calcul. L'intervention humaine n'est bien évidement pas bannie, mais elle est réduite, et surtout guidée dans les orientations, par l'accès à des résultats d'optimisation pertinents et choisis.



Figure 3.3: Vue d'artiste du H90 défini par le NDARC (NASA).

Paramètres de design du H90	
Nombre de pales	7
Rayon rotor	14,93 m
Solidité	0,137
Disk loading	48,82 kg/m^2
Cw/σ	0,09
U_{mr}	198 m/s
L × H × W	33,2 ×3 × 3 m
Masse maximale au décollage	39 300 kg
Masse de mission	33 420 kg
Masse à vide	19 000 kg
Masse de carburant	5 440 kg
Masse de charge utile	8 980 kg
Nombre de moteurs	4
Puissance maximale d'un moteur au decollage	4 020 hp

Tableau 3.3: Paramètres du H90 définis par le NDARC.

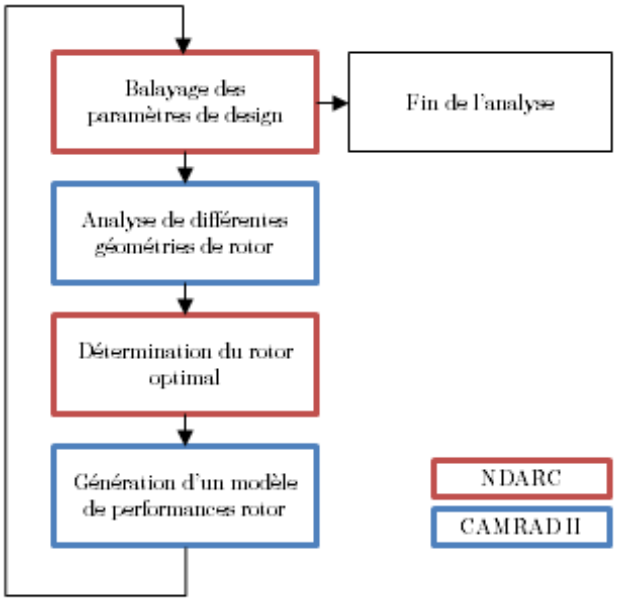


Figure 3.4: Schéma d'optimisation du rotor du H90 traduit depuis [14].

3.2 Prédimensionnement au niveau 0

Au niveau 0 l'objectif est d'obtenir un premier design de l'appareil et d'initialiser les calculs d'optimisation du niveau 1. L'ensemble des paramètres de niveau 1 doit donc être renseigné.

Dans la suite de ces études, nous allons chercher à déterminer la masse totale de l'appareil pour effectuer la mission. Cette masse de mission est différente de la masse maximale que nous avons régulièrement utilisée au cours de chapitres précédents. La masse maximale au décollage (W_{mto}) d'un hélicoptère est définie comme la masse maximale pour laquelle l'appareil est certifié capable de préserver son intégrité dans tous les cas de vols. En toute rigueur, les pales, les moteurs et le fuselage sont donc dimensionnés en accord avec cette masse maximale.

Dans l'application présente, nous allons considérer que la masse maximale au décollage est identique à la masse de mission. Cette position peut être soumise à discussion. Elle fera l'objet de révision lors de prochaines études. Néanmoins l'objectif ici est de mettre en place une méthodologie capable de donner des résultats réalistes à un niveau de modélisation requérant peu d'information. L'approximation faite est donc acceptable dans un premier temps. Enfin précisons que le NDARC fait la différence entre la masse de mission et la masse maximale au décollage en employant l'équation suivante : $W_{mto} = W_{mission} \times 1,15$.

Tout d'abord, donnons un aperçu de la base de données sur les appareils de masse importante. La figure 3.5 indique par rapport à la masse maximale au décollage et à la masse de charge utile maximale les appareils de masse supérieure à 20 tonnes. Seulement 6 individus provenant de 4 familles d'hélicoptères différents sont présents (S-64F, Mi 10 k / Mi 6, Mi 26, CH 53 K / CH 53 E). La question de la légitimité de l'utilisation de modèles statistiques se pose. Néanmoins, c'est la seule procédure de dimensionnement à faible niveau de connaissance dont nous disposons. Il faut ici considérer le niveau 0 pour les tendances qu'il donne plus que pour la précision des résultats.

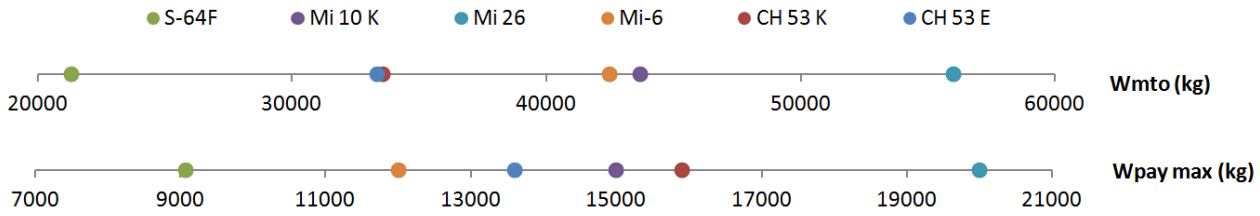


Figure 3.5: Appareils de la base de données ayant une masse supérieure à 20 tonnes. Deux axes apparaissent sur lesquels sont placés les appareils : la masse maximale au décollage (W_{mto}) et la masse de charge utile maximale ($W_{pay\,max}$).

3.2.1 Calcul de la masse maximale au décollage

La masse maximale au décollage est le paramètre le plus influant dans le design d'un appareil. Il s'agit donc de la première variable à déterminer. Dans le précédent chapitre, nous avons établi l'équation suivante pour calculer la masse maximale au décollage :

$$W_{mto} = 6,5734 \cdot W_{pay}^{0,9099} \tag{3.3}$$

Son application au HO-90 ayant une charge utile d'environ 9 000 kg donne une masse maximale au décollage de :

$$W_{mto} = 26\,278\,\text{kg} \tag{3.4}$$

Ce résultat sous estime nettement la masse envisagée par le NDARC à un niveau de modélisation plus avancé. Il suit pourtant la tendance visible sur la figure 3.6. La loi statistique utilisée tient seulement compte de la masse de charge utile. Elle ne considère pas la distance franchissable que doit atteindre l'appareil. Or la masse de carburant pour des appareils de fort tonnage est importante, c'est d'autant plus vrai pour un hélicoptère dédié au transport ayant un grand rayon d'action. La base de données ne capturant pas la liaison entre la masse de charge utile, la masse de carburant et la masse maximale au décollage, on ne peut estimer correctement la quantité recherchée W_{mto}.

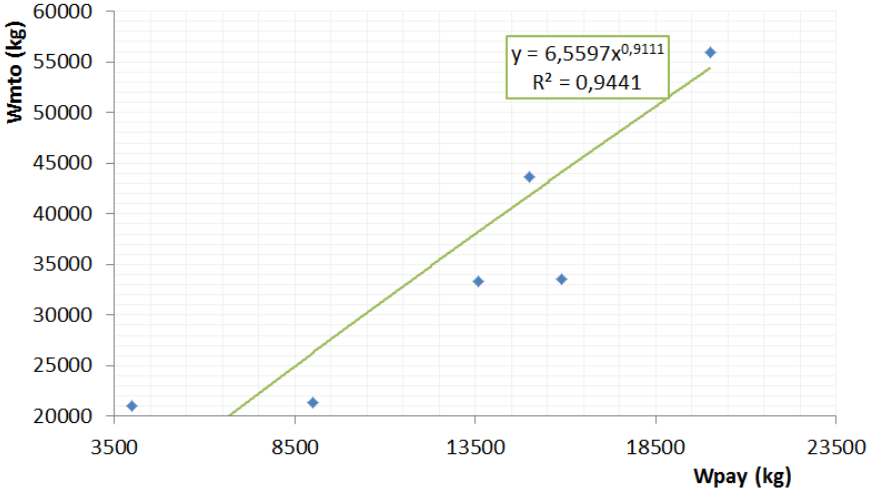


Figure 3.6: Base de données des appareils en fonction de leur masse maximale au décollage et de la masse de charge utile. La ligne verte correspond au modèle statistique utilisés par défaut au niveau 0

Une solution consiste à calculer la quantité de carburant nécessaire pour effectuer les 1000 km de manière à appliquer une loi statistique donnant la masse maximale au décollage en fonction de la masse utilisable totale définie comme la différence entre W_{mto} et la masse à vide W_{empty} :

$$\begin{aligned} W_{useful} &= W_{mto} - W_{empty} \\ W_{useful} &= W_{pay} + W_{fuel} + W_{crew} \end{aligned} \tag{3.5}$$

De cette manière, l'influence réciproque de la masse de charge utile sur la masse de carburant est masquée car englobée dans une seule et même masse W_{useful}. L'inconvénient est la nécessité de

connaître la consommation en carburant des moteurs pour le moment inconnue. De plus la base de données ne présente pas les consommations des moteurs à vitesse de croisière. Toutefois quelques chiffres sont disponibles pour le CH-53K, le prochain hélicoptère lourd de l'armée américaine. Il est capable de soulever une charge utile de l'ordre de 13 tonnes sur un rayon d'action maximal de 205 km [50]. Le rayon d'action maximum réservoirs pleins soit 4 700 kg est de 841 km à 315 km/h. Cela équivaut à une consommation horaire de 1 760 kg/h à masse maximale. Cet appareil étant l'hélicoptère lourd le plus moderne, nous choisissons de nous inspirer de ces chiffres comme hypothèse de départ pour calculer la quantité de carburant nécessaire pour effectuer les 1 325 km de la mission du HO-90 qui tiennent compte d'un éventuel déroutage vers un nouvel aéroport (185 km) et des réserves en carburant (140 km).

$$W_{fuel} \cong 8\,328\,\text{kg} \tag{3.6}$$

Ce résultat est donc à prendre avec précaution. En effet la masse de carburant que peut embarquer cet appareil n'a pu être vérifiée avec une source d'information officielle. Elle semble cependant réaliste. Il s'agit d'une première approximation réaliste de la masse de carburant à embarquer.

$$W_{useful} = 17\,328\,\text{kg} \tag{3.7}$$

La base de données fournit une loi donnant W_{mto} en fonction de W_{useful} avec un coefficient de détermination de 0,9395 :

$$W_{mto} = 2,1862 \cdot W_{useful} \tag{3.8}$$

On peut donc estimer la masse totale de l'appareil à environ :

$$W_{mto} = 37\,882\,\text{kg} \tag{3.9}$$

Ce résultat coïncide avec l'estimation du NDARC qui propose une masse de mission d'environ 33 400 kg. Ce chiffre constitue donc une base de départ réaliste. Au niveau 1, cette masse de design pour la mission considérée sera évaluée avec plus de précision en décomposant en sous-systèmes l'appareil et en calculant la quantité de carburant nécessaire pour la mission complète.

3.2.2 Calcul des dimensions du rotor

Dans la chaîne de calcul de niveau 0, l'étape succédant au calcul de la masse maximale au décollage est la caractérisation des dimensions du rotor avec les variables suivantes :

- R_{mr} : rayon du rotor principal
- c_{mr} : corde moyenne du rotor principal
- b_{mr} : nombre de pales du rotor principal

– U_{mr} et Nr_{mr} : respectivement la vitesse en bout de pale et régime de rotation du rotor principal.

Ces dimensions sont « absolues » et ne dépendent pas d'une quelconque masse de carburant ou masse de charge utile. Elles sont principalement liées à la masse maximale de l'appareil. Le rayon rotor est calculé en fonction de W_{mto} suivant la loi statistique suivante :

$$R_{mr} = 0,44 \cdot W_{mto}^{0,326} \tag{3.10}$$

Cela donne pour le HO-90, un rayon de 13,70 mètres. Concernant la corde moyenne des pales du rotor principal, la base de données indique un allongement moyen des pales de l'ordre de 17. Cela concorde avec les indications de la NASA concernant le H90. En utilisant un allongement de 17, on trouve une valeur de la corde moyenne des pales égale à 0,80 mètres.

Dans la procédure de dimensionnement de niveau 0, la vitesse en bout de pale est un paramètre dépendant des conditions de vol et notamment de la vitesse du son :

$$U_{mr} = \Omega \cdot R_{mr} = a \cdot C_{son} - V_{max} \tag{3.11}$$

L'appareil est conçu pour réaliser sa mission de prédilection à 12 000 ft (i.e environ 3 660 m). Il faut donc considérer la vitesse du son à cette altitude en condition d'atmosphère standard ou ISA0.

$$C_{son}(3\,700\,m) = 326\,\text{m/s} \tag{3.12}$$

Le coefficient a de l'équation 3.11 est valable pour la moyenne des hélicoptères de la base de données. Ce facteur indique le rapport entre la vitesse maximale en bout de pale et la vitesse du son. Plus il est élevé, plus les pales pourront s'approcher de la vitesse du son et proposer donc de meilleures performances. Nous choisissons de l'augmenter à 0,9 pour atteindre une vitesse locale de l'air en bout de pale en vol stationnaire égale à 216 m/s.

Le nombre de pales est finalement déterminé par le coefficient de portance moyen C_{zm}. Nous suivons les recommandations du NDARC en choisissant $C_{zm} = 0,55$, équivalent à $Cw/\sigma = 0,091$. Ce coefficient est utilisé dans les conditions les plus contraignantes pour l'appareil : le décollage par temps chaud : ISA +20°C à 1 525 m. On obtient dans ces conditions un nombre de pales égal à 8. Cela constitue une valeur acceptable dans le cadre de ce travail préliminaire. Ce nombre de pales n'a pas d'impact à ce stade. Au niveau 1, nous ré-optimiserons ce paramètre.

3.2.3 Calcul des dimensions du fuselage

De manière conservatrice, le design de fuselage d'un hélicoptère de transport civil lourd se rapproche du point de vue purement géométrique du fuselage d'un avion de capacité équivalente. De manière classique, les 90 passagers sont disposés sur deux rangées de deux sièges séparées par un couloir comme l'indique la figure 3.7. Les dimensions de la cabine, hors soute et poste de pilotage devraient donc être équivalentes. Néanmoins pour étendre l'exercice d'application des lois statistiques

du niveau 0, nous calculons longueur et hauteur du fuselage à partir de la base de données. Ces dernières s'expriment en fonction de la masse de l'appareil et des dimensions du rotor selon les équations suivantes :

$$L_{fus} = 1,73 + 1,23 \cdot 10^{-4} \cdot W_{mto} + 0,768 \cdot (2 \cdot R) \tag{3.13}$$

$$H_{fus} = 0,99 + 6,83 \cdot 10^{-5} \cdot W_{mto} + 0,13 \cdot (2 \cdot R) + 0,0756 \cdot L_{fus} \tag{3.14}$$

Les calculs donnent $L_{fus} = 27,40$ m et $H_{fus} = 9{,}2$ m. Notons que la base de données renseigne la hauteur totale, rotor compris. Le bombardier CRJ 900 dont est tiré la figure 3.7 mesure près de 36 mètres de long et fait 7.5 mètres de haut. Les ordres de grandeur sont donc réalistes. Les valeurs issues de la base de données sont compatibles. On note toutefois une hauteur trop élevée à ce stade du dimensionnement. Au niveau 1, le module architecture et géométrie introduit un calcul des dimensions basé sur le dimensionnement de la cabine passager et propose des résultats plus réalistes. La hauteur totale pourra être estimée en calculant depuis la base de données le diamètre du rotor arrière.

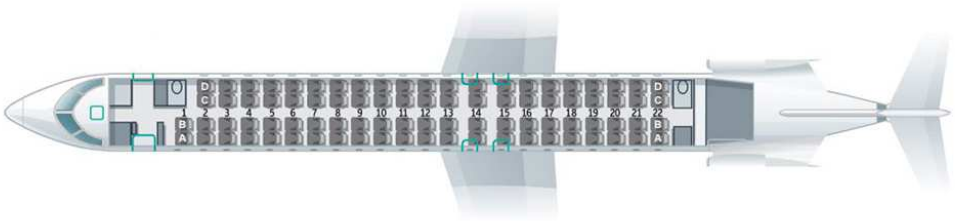


Figure 3.7: Disposition des sièges pour un avion de transport civil de 86 places.

3.2.4 Puissance requise au stationnaire

La base de données permet de calculer, en fonction de la masse totale, la puissance disponible au décollage (P_{t0}). Celle-ci correspond à la puissance des moteurs dans cette phase de vol pondérée par le nombre de moteur :

$$P_{t0} \quad (kg) = 0,282 W_{mto} \quad (kg) - 48,740 \tag{3.15}$$

Le calcul donne une puissance totale (sans prise en compte du nombre de moteurs) de 10 628 kW. Il s'agit d'une puissance élevée pour un hélicoptère mais en accord avec la taille de l'appareil.

3.2.5 Conclusions

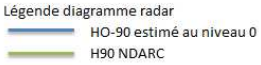
Le prédimensionnement du HO-90 au niveau 0 fait apparaître les limites de l'utilisation de la base de données. Celle-ci est composée de peu d'individus à haute masse et rend les prédictions statistiques moins légitimes. D'autre part pour les appareils lourds, la méconnaissance de la liaison existante entre masse de charge utile et masse de carburant rend la prédiction de la masse maximale au décollage hasardeuse. Cela justifie l'utilisation de l'extrapolation des données d'un appareil réel le CH-53K pour le calcul de W_{mto}.

La comparaison avec des résultats de niveau 0 et le H90 du NDARC sur la figure 3.8 montre des estimations finalement cohérentes et réalistes, et ce malgré le manque de représentativité de la base de données. Il existe tout de même des différences significatives au niveau des dimensions du fuselage avec une sous-estimation de environ 20% de la longueur et une sur-estimation de plus de 50% de la hauteur, visible sur le diagramme de la figure 3.8. Globalement le design du HO-90 au niveau 0 s'écarte de 18% du H90. La conception de niveau 0 donne un premier aperçu jugé cohérent.

CREATION HO-90

Wpay	9000 kg	cson	326,0644974	m/s
Vmax	280 km/h	alt	12000	ft
RA max	1325 km	rho	0,98	kg/m3

Paramètre	HO-90 Niveau 0	H90 NDARC
Wmto (kg)	37882	33400
R (m)	13,7	14,93
c (m)	0,80	0,92
b (SU)	8	7
U (m/s)	216	198
Nr (rpm)	151	126,7
Lfus (m)	27,40	33,2
Hfus (m)	9,2	6
Pto (kW)	10628,9	12000
Erreur absolue moyenne	18,03%	



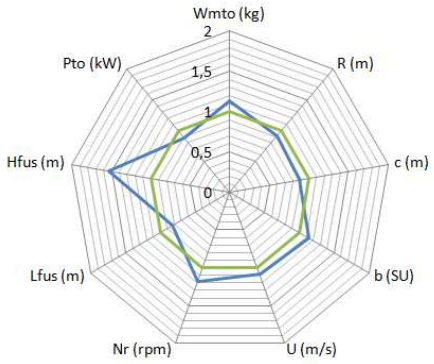


Figure 3.8: Résultats pour un appareil de transport de passagers : HO-90 obtenu avec le niveau 0 de C.R.E.A.T.I.O.N..

Les résultats produits au niveau 0 ont le rôle de donner des tendances, fournir une initialisation « à l'aveugle » sur un concept. Sans considérer la comparaison avec le NDARC, nous sommes capable de dire qu'un appareil devant transporter 90 passagers sur plus de 1000 km pèsera de 30 à 40 tonnes avec un diamètre rotor avoisinant les 30 mètres. Cela permet en outre d'initialiser les prochains calculs de niveau 1 en précisant des gammes de variation des variables d'optimisation. Ces problématiques sont abordées dans la partie suivante.

3.3 Prédimensionnement et optimisation au niveau 1

Le niveau 0 donne un aperçu global de ce que peut être un hélicoptère de transport lourd de 90 passagers. Cependant cette vision du concept reste peu précise car extrapolée à partir d'une base de données et de lois statistiques. Les résultats bien qu'en accord avec le concept de la NASA méritent

d'être évalués en utilisant des modèles plus précis tels que ceux proposés par le niveau 1. L'objectif est donc d'aller plus loin en proposant une conception préliminaire entièrement optimisée par rapport aux spécifications et à la mission de l'appareil. La démarche présentée utilise le HO-90 comme cadre d'application mais les méthodes peuvent s'appliquer à d'autres concepts d'hélicoptères.

3.3.1 Le problème d'optimisation

La mission du HO-90 définie dans le tableau 3.2 pose des spécifications en termes de charge utile, de rayon d'action, de vitesse de croisière. L'enjeu du problème d'optimisation est de définir un appareil dont les dimensions sont optimisées pour répondre au besoin sus-cité. Cela passe par la définition d'un problème comprenant des objectifs d'optimisation, des variables de design et des contraintes. Nous détaillons leur choix dans la suite.

3.3.1.1 Le choix des objectifs

Le HO-90 répond à une mission de transport. Dans ce secteur l'une des problématiques actuelles des plus brûlantes est la réduction de la consommation en carburant. Optimiser cette quantité est donc opportun lors de la conception préliminaire d'un hélicoptère. Dans le cas présent, la quantité de carburant W_{fuel} est calculée sur la phase de mission la plus longue et la plus dimensionnante : le vol de croisière qui dure 1000 km.

Le mission du HO-90 le destine à effectuer le décollage le plus proche possible des clients et donc des villes. Ces dernières sont aujourd'hui très impliquées dans la limitation des nuisances sonores. La phase d'approche, c'est-à-dire lorsque l'hélicoptère s'approche du sol est l'une des plus bruyantes lors du vol d'un appareil et donc la plus dimensionnante. Il y a donc un intérêt indéniable à limiter l'émission de bruit durant cette phase de vol en optimisant un facteur acoustique F_{acou} déterminé par le module « impact environnemental ».

Comme troisième objectif d'optimisation, nous avons choisi la masse à vide. En première approche, nous pourrions nous poser la question de la nécessité d'optimiser la masse à vide et la masse de carburant. Il parait cohérent de dire que plus l'appareil est léger moins il consommera de carburant. Cela reste vrai sur de grandes échelles de masse, ça l'est moins dans un cas comme le HO-90. En effet, comme nous le verrons plus tard, les performances de vol s'améliorent (i.e. la puissance requise diminue) lorsque le rayon du rotor augmente. En revanche la masse des pales et du mât constituant près de 10 % de la masse maximale augmente. Le design minimisant la masse à vide et la masse de carburant n'est pas nécessairement identique. il y a donc un intérêt à coupler l'optimisation de W_{fuel} et W_{empty}. Enfin citons que la masse à vide reflète l'amplitude des coûts de développement.

Des fonctions d'optimisation plus « théoriques » tels que la maximisation de la vitesse de croisière, de la figure de mérite du rotor au stationnaire ou de l'efficacité propulsive pourraient également être choisies. Nous avons préféré choisir les aspects plus pragmatiques de la mission d'un hélicoptère de transport avec les trois objectifs de minimisation suivants :

- minimiser la masse de carburant W_{fuel} nécessaire,
- minimiser la masse à vide W_{empty},

– minimiser le facteur acoustique F_{acou}.

3.3.1.2 Le choix des variables d'optimisation

Le rotor principal est le système le plus influant sur les performances d'un hélicoptère. Il détermine au moins 80 % de la puissance requise en vol stationnaire, ce chiffre se réduit à environ 50 % en vol d'avancement à vitesse élevée comme le montre la figure 2.26 du chapitre précédent. Il est donc naturel de choisir des variables d'optimisation associées à cet élément.

– le rayon du rotor : R_{mr}
– la corde moyenne des pales : c_{mr}
– le nombre de pales : b_{mr}
– le régime de rotation Nr_{mr} ou la vitesse en bout de pale U_{mr}

Le choix de ces variables pose des conditions sur le choix de la technique d'optimisation. Elle doit être capable de gérer plusieurs variables discrètes ou continues en même temps, avec des contraintes sur les espaces de variation.

Dans la base de données, b_{mr} est compris entre 2 et 8. Pour l'étude HO-90 au niveau 0, nous avons trouvé de manière statistique $b_{mr} = 8$. Le concept H90 de la NASA en comporte 7. Il est donc raisonnable de penser que le nombre de pales optimal doit être dans l'intervalle discret [6 ; 8]. Le rayon rotor déterminé au niveau 0 est de 13,1 mètres. Dans cette étude de niveau 1, nous admettons une variation autour de cette valeur, afin de laisser à l'optimiseur une grande latitude de recherche. Nous choisissons une variation de R_{mr} entre 10 et 20 mètres. La corde des pales pourrait être choisie en fonction d'un allongement fixé et d'un rayon rotor optimisé. Il est toutefois intéressant de pouvoir trouver l'allongement optimal pour ce problème. Cela implique de laisser libre la variation de la corde entre 0,5 et 1,5 mètres. Ces deux valeurs cadrent bien la valeur initiale obtenue au niveau 0. Enfin nous allons chercher la valeur optimale de la vitesse de l'air en bout de pale U_{mr} dans une gamme de variation définie entre 200 et 230 m/s.

3.3.1.3 Les contraintes

Certaines combinaisons des variables d'optimisation peuvent aller à l'encontre de contraintes structurelles ou aérodynamiques. Dans les gammes de variation des variables définies dans la partie précédente nous pouvons imaginer un rotor de 20 mètres de rayon ayant une corde de 0.5 mètres. Il en résulte un allongement des pales $R/c = 40$. Un tel rotor présenterait des caractéristiques structurelles non appropriées pour un hélicoptère. Il faut donc définir des contraintes structurelles sans quoi l'optimisation pourrait fournir un résultat mathématiquement fiable mais physiquement infaisable. Au niveau 1, la description des pales et du rotor rend impossible l'utilisation de codes expert permettant de contraindre l'allongement des pales. C'est pourquoi nous fixerons à ce niveau, des bornes provenant d'une étude de la base de données (cf. partie 2.1.3.3). Pour le dimensionnement du HO-90 nous allons prendre $10 < R/c < 20$. Le NDARC ne comporte pas de modèle de structure des pales. Par conséquent, une contrainte supérieure sur l'allongement est imposée de la même façon : $R/c \leq 18$ [14]. Dans C.R.E.A.T.I.O.N., au niveau 3 de modélisation, un prédimensionnement plus précis de la pale

sera effectué du point de vue aérodynamique : choix et répartition des profils, loi de vrillage, loi de corde... Et du point de vue dynamique des structures : masses, inerties, modes propres de la pale.

La masse maximale au décollage varie au cours de l'optimisation en fonction des dimensions du rotor, de la consommation de carburant et de la masse des moteurs. Afin de ne pas produire des appareils jugés trop lourds, nous contraignons W_{mto} à rester sous la barre des 50 tonnes.

3.3.1.4 Récapitulatif du problème d'optimisation

Le tableau 3.4 présente un récapitulatif des différentes fonctions objectifs, variables d'optimisation et contraintes utilisées pour l'optimisation. Le choix de la méthode est principalement contraint par la multiplicité des fonctions à optimiser. Dans le cas présent nous allons devoir explorer les méthodes d'optimisation multi-objectifs capables de prendre en compte des contraintes et des variables à la fois discrètes et continues.

Objectifs d'optimisation	
$\text{Min}(W_{fuel})$	Minimisation de la quantité de carburant
$\text{Min}(F_{acou})$	Minimisation de l'impact acoustique sur une phase d'approche
$\text{Min}(W_{empty})$	Minimisation de la masse à vide
Variables d'optimisation	
$R_{mr} \in [10; 20]$	Rayon du rotor principal entre 10 et 20 mètres
$c_{mr} \in [0,5; 1,5]$	Corde moyenne du rotor principal sur une phase d'approche
$b_{mr} \in [6; 8]$	Nombre de pales entre 6, 7 et 8
$U_{mr} \in [200; 230]$	Vitesse de rotation en bout de pale comprise entre 200 et 230 m/s
Contraintes	
$R/c \in [13; 20]$	Allongement entre 10 et 20
$W_{mto} \leq 50$	Masse maximale inférieur à 50 tonnes
Considérations à prendre en compte dans le choix de l'optimiseur	
Multi-objectifs	
Multi-variables	
Variables discrètes	
Prise en compte des contraintes	

Tableau 3.4: Tableau récapitulatif des paramètres d'optimisation

3.3.2 L'optimisation multi-objectifs

3.3.2.1 La notion d'optimalité au sens de Pareto

Un problème d'optimisation multi-objectifs consiste à optimiser simultanément plusieurs fonctions. Marler [51] en propose la formulation suivante :

$$\min F(x) = \Big[F_1(x), F_2(x), \cdots, F_k(x)\Big]^T \tag{3.16}$$

Avec les contraintes :

$$\begin{aligned} g_j(x) \leq 0, \quad j = 1, 2, \cdots, m \\ h_l(x) = 0, \quad l = 1, 2, \cdots, e \end{aligned} \tag{3.17}$$

Dans cette définition, k est le nombre de fonctions à optimiser, m est le nombre de contraintes d'inégalité et e le nombre de contraintes d'égalité. On peut noter $x = (x_1, ..., x_n)$ l'ensemble des variables de design où n est le nombre de variables d'optimisation indépendantes. x évolue dans l'espace de décision. $F(x)$ est un vecteur de fonctions objectifs ou fonctions de coût tel que $F_i(x) : E^n \rightarrow E^1$.

Le point x_i^* désigne une solution de la minimisation de la fonction $F_i(x)$. On appelle l'espace de faisabilité des variables, l'ensemble des points respectant les contraintes du problème, il est donné par :

$$X : x \| g_i(x) \leq 0, \quad j = 1, 2, ..., m, \quad h_l(x) = 0, \quad l = 1, 2, ..., e \tag{3.18}$$

L'espace des critères atteignables est noté :

$$Z : \{F(x) \| x \in X\} \tag{3.19}$$

On note de même $z_i^\star$ correspondant à l'image de $x_i^\star$ dans l'espace des objectifs. Certaines techniques utilisent un point utopique c'est-à-dire non atteignable par l'optimisation dans l'espace des fonctions objectifs : z_i^u. Le point utopique peut être par exemple l'association des meilleurs valeurs pour chaque objectif. Un point opposé à celui ci est le point de nadir que l'on note z_i^{nad} pour nadir cumulant les plus mauvais objectifs désirés.

Dans un problème à deux objectifs une solution A peut être l'optimum de la fonction F_1, et quelconque pour F_2 au contraire d'une solution B minimisant F_2 et laissant F_1 divers. La question de la notion d'optimalité se pose alors : Quelle est la solution optimale ? Différents points de vue peuvent s'affronter. La définition la plus couramment admise est celle proposée par Pareto en 1906 et qui définit un ensemble de solutions non dominées :

Solution non dominée ou Pareto optimale : une solution x^* domine une autre solution x si les conditions suivantes sont vérifiées : $F_i(x) \geq F_i(x^*) \forall i \in 1, ..., k$ et $\exists i \in 1, ..., k$ tel que $F_i(x) > F_i(x^*)$. Une solution x^a dominant une solution x^b se note : $x^a \prec x^b$ et l'ensemble des solutions dominantes forment le front de Pareto.

Concrètement cette définition stipule qu'il existe une variété de points pour les quels il n'est pas possible de trouver un objectif meilleur sans dégrader un autre. L'ensemble des points dominants forme une frontière nommée front de Pareto qui peut être continue ou continue par morceaux.

La figure 3.9 montre un exemple illustrant le front Pareto parmi un ensemble de solutions optimales et non optimales. Elles sont obtenues à partir d'un problème de test des algorithmes d'optimisation multi-objectifs « Schaffer N1 » [52]. Les solutions non optimales, telles que le point C, sont affichées

en bleu. Pour chacun de ces points il existe une solution ayant soit un meilleur objectif F_1, soit un meilleur objectif F_2. Les solutions optimales telles que A et B sont affichées en rouge. Elles définissent la frontière de Pareto. Sur ce front, il n'est pas possible d'améliorer un objectif sans dégrader un autre.

Les solutions dominantes sont autant de résultats valables, utilisables par l'ingénieur sans discernement. Dans la pratique il faut faire un choix, nous allons discuter de ce point dans la partie 3.3.2.3.

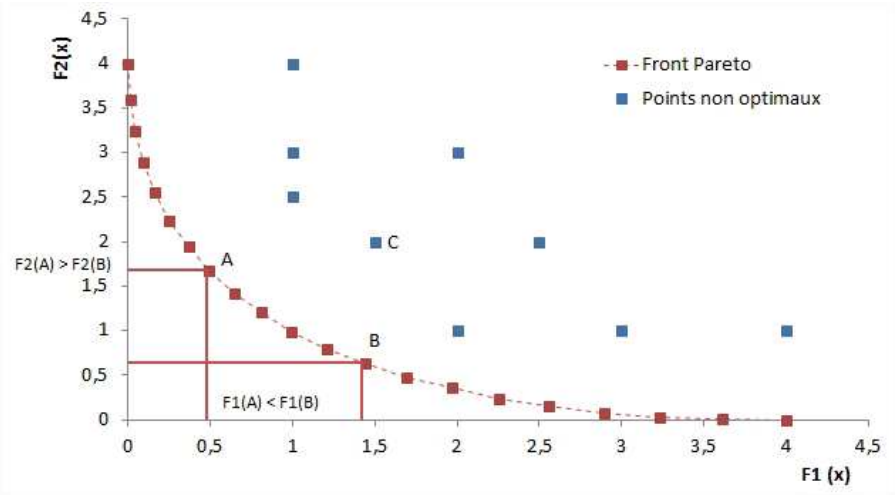


Figure 3.9: Exemple de front Pareto pour un problème test de type « Schaffer N1 ».

3.3.2.2 L'équilibre de Nash

Différentes définitions de l'optimalité pour un problème multi-objectif sont possibles. L'optimalité au sens de Pareto recherche un compromis entre les objectifs. L'équilibre de Nash introduite par l'économiste, mathématicien et prix Nobel (1994) J. F. Nash, se base sur une approche différente : l'optimisation multi-critères non coopérative. Le principe consiste à identifier des joueurs d'un jeu de table ou de cartes aux objectifs d'optimisation. Minimiser son objectif revient à tenter de gagner la partie. Les variables d'optimisation sont alors les cartes de chaque joueur. L'algorithme d'optimisation se déroule comme un jeu, en plusieurs manches à l'image d'un processus itératif. Le processus en pseudo-code décrit dans la suite donne une définition de l'équilibre de Nash.

Soit m joueurs associés chacun à l'une des fonctions objectifs $F_i(X), i = 1, ..., k$ et $X = (x_1, ...x_n)$ l'ensemble des variables à optimiser. Chacun travaille sur une partie non nulle de l'ensemble X. Les parties non utilisées par un joueur sont donc gérées par les autres. A la fin de chaque itération, les joueurs mettent à jour simultanément l'ensemble X des variables optimisées. Le processus s'arrête lorsque les vecteurs de variables de chaque joueur sont identiques. Plus concrètement, le processus suit les étapes suivantes comme décrit dans [53], présentant une application à l'optimisation de forme d'ailes d'avion.

1. Itération $i = 0$.
   Soit deux joueurs associés aux objectifs $F_1(X)$ et $F_2(X)$ utilisant les variables de l'ensemble $X = (x_1^i, x_2^i)$. La première étape consiste à initialiser X.
2. Itération i.
   Les joueurs 1 et 2 optimisent leur fonction objectif en travaillant sur leur variable associée, respectivement x_1 et x_2 :
   $$\text{Joueur 1} : min\, F_1(x_1, x_2^{i-1}) \tag{3.20}$$
   $$\text{Joueur 2} : min\, F_2(x_1^{i-1}, x_2) \tag{3.21}$$
   A la fin de cette itération, on obtient l'optimal donné par le joueur 1 : x_1^i et le x_2 optimal donné par le joueur 2 : x_2^i.
3. Le vecteur X est mis à jour : $X = (x_1^i, x_2^i)$ puis distribué aux joueurs.
4. Dans un troisième temps, la convergence est testée.
   Si les ensembles de variables fournis à la fin de l'étape i par chaque joueur sont identiques, le processus s'arrête, sinon une nouvelle itération démarre (retour à l'étape 2). Le critère de convergence peut être défini par l'équation suivante :
   $$\left(\left\|(x_1^i\,, x_2^{i-1})\right\| - \left\|(x_1^{i-1}\,, x_2^i)\right\|\right)^2 \leq \delta \tag{3.22}$$

Le processus itératif aboutit donc sur un design pleinement optimisé vis-à-vis de chaque objectif. Il est la combinaison des meilleurs résultats de chaque joueur.

La méthode a été testée en toute fin de thèse mais par manque de temps n'a pu permettre d'aboutir sur des résultats consistants. Il est noté dans les perspectives de creuser ce champ d'étude d'optimisation multi-objectifs et multidisciplinaire. Notons enfin que les travaux [54] et la thèse d'Enric Roca Leon en cours à l'ONERA, exploite le sujet. Elle étudie les équilibres de Nash pour l'optimisation aérodynamique de la forme d'une pale d'un rotor.

3.3.2.3 La classification des méthodes d'optimisation multi-objectifs

Les solutions d'un problème d'optimisation multi-objectifs sont, sauf cas spécifiques, réparties sur un front Pareto et sont toutes équivalentes. Dans la pratique, l'utilisateur ne peut pas se contenter d'établir une liste de solutions faisables et doit déterminer une solution unique et optimale de design. Comment effectuer un choix ? Cette question est au centre des préoccupations du « décideur ». Pour progresser, ce dernier peut définir des priorités parmi les fonctions qu'il souhaite optimiser. C'est une position assez naturelle dans le domaine de l'ingénierie. Par exemple, concernant l'optimisation du HO-90 on pourrait indiquer qu'il est prioritaire de minimiser la masse de carburant embarquée puis le facteur acoustique et dernièrement la masse à vide. Les méthodes associées à une priorisation des objectifs sont les méthodes d'optimisation avec préférences. Au contraire, il peut être impossible ou non désiré d'établir une hiérarchie des objectifs. On parle de méthode d'optimisation sans préférence.

Miettinen [55] propose de classer les méthodes en fonction du choix d'une préférence ou non dans les objectifs d'optimisation. Il catégorise ensuite les méthodes avec préférence selon la position du

choix en fonction de l'optimisation. En effet, la préférence peut être établie avant l'optimisation. On considère alors une méthode de décision dite *a priori*. Le décideur transforme alors le problème multicritère en un problème monocritère. La conséquence immédiate est que l'on n'obtient pas la totalité du front Pareto mais un point sur celui-ci.

A l'opposé de la position *a priori* se trouve la décision *a posteriori*. Dans ce cas, le décideur n'effectue aucun choix dans un premier temps, il laisse l'optimiseur calculer l'ensemble, ou une section du front de Pareto. C'est à l'issue de cette recherche qu'il prend une décision en appliquant des préférences. Il peut alors utiliser des méthodes similaires aux techniques utilisées dans le cadre *a priori*. En effet, l'utilisateur doit toujours faire un choix et optimiser les critères en fonction de ces préférences. La principale différence est qu'il n'agit plus dans l'espace de faisabilité, il recherche une solution directement sur le front Pareto. Certaines méthodes de décision *a priori* sont donc utilisables *a posteriori*.

Dernière possibilité, l'utilisateur fait des choix durant l'optimisation. Cela définit les méthodes de décision progressives ou interactives. Dans cette classe de méthodes, le décideur influe en « temps réel » sur la direction prise par l'optimiseur par rapport aux préférences établies sur les fonctions d'optimisation. Cela nécessite un contrôle permanent sur le processus d'optimisation donc ce dernier ne peut être long.

3.3.2.4 Le champ d'étude de cette thèse

Le but de cette partie de la thèse est d'établir une chaîne de calcul capable de prédimensionner un hélicoptère à partir d'une feuille blanche. Cela nécessite de répondre à des problématiques d'optimisation multi-objectifs. Dans le cadre de cette thèse il parait ambitieux d'explorer l'ensemble des techniques possibles. Aussi nous ne dressons pas ici un panorama exhaustif de l'ensemble des méthodes existantes. Les méthodes progressives ou interactives ne seront pas abordées. Néanmoins, un lecteur intéressé par ces dernières peut se référer à la référence [55]. De même un lecteur intéressé par une revue plus exhaustive des techniques a priori et a posteriori avec ou sans préférence pourra se référer à de Marler [51].

3.3.3 Les méthodes a priori

Les méthodes dites a priori orientent le choix d'une solution finale avant d'effectuer l'optimisation. L'utilisateur décide alors d'inclure dans son problème une préférence ou une priorité dans l'optimisation des objectifs. Ces choix interviennent couramment dans les problèmes d'ingénierie où les experts métiers sont capables de déterminer les objectifs qui prévalent. Parmi l'ensemble des méthodes possibles, on retrouve régulièrement deux formulations des problèmes multicritères :

- les méthodes de type agrégation des objectifs dans un critère unique,
- les méthodes de transformation des objectifs en contraintes.

3.3.3.1 Les méthodes agrégatives

L'approche de ces méthodes est d'établir une norme du vecteur regroupant toutes les fonctions objectifs. Cette norme prend la forme classique d'une somme exponentielle où ω_i détermine le type de

normalisation. Par exemple 2 donne la norme ou distance euclidienne. La formulation la plus simple est donnée par l'équation 3.23. C'est la méthode de la somme exponentielle pondérée.

$$CG = \sum_{i=1}^{k} \omega_i \cdot \Big(F_i(x)\Big)^p \tag{3.23}$$

Dans cette équation CG est le critère global à minimiser, F_i sont les fonctions objectifs et p est le poids associé à chaque fonction. Il est a noter que si les poids sont tous unitérés, alors aucune préférence n'est établie et nous sommes en face d'une méthode d'optimisation multi-objectifs sans préférence. Si tous les poids sont positifs alors la minimisation permet d'obtenir un point unique de l'ensemble Pareto des solutions [51]. Les poids permettent de prioriser les objectifs. L'utilisateur a toute latitude dans le choix du vecteur . Généralement la somme des composantes du vecteur de poids est égale à 1 et ces dernières sont positives. Etablir l'un des poids à 0 consiste donc à annuler l'influence de la fonction associée dans le choix de la solution optimale. Une variation de p et des ω_i permet trouver différentes solutions du front Pareto. Le choix des poids est un problème abordé par de nombreuses études. Elles sont notamment citées dans [51].

Certaines extensions de cette méthode introduisent le point utopique. Le point utopique permet de définir une direction d'optimisation. La solution optimale est celle qui minimise alors la distance entre le point utopique et la solution optimale (faisant partie du front de Pareto provenant du problème multi-objectifs de départ). Le calcul de la distance est explicité dans l'équation 3.24.

$$CG = \Big[\sum_{i=1}^{k} \omega_i^p (F_i(x) - z_i^u)^p\Big]^{\frac{1}{p}} \tag{3.24}$$

En faisant tendre p vers l'infini, on obtient la formulation de l'équation 3.25 aussi connu sous le nom de méthode min-max ou de « Tchebycheff ».

$$CG = \min\Big(\max_{i=1\cdots,k}\Big(F_i(x) - z_i^u\Big)\Big) \tag{3.25}$$

Une formulation sans préférence des équations 3.24 et 3.25 peut être obtenue en supprimant les poids ω_i.

Les méthodes à base de sommes pondérées possèdent plusieurs inconvénients. Premièrement elles forcent l'utilisateur à établir des poids pour les fonctions sans avoir la garantie d'un résultat satisfaisant. Cela pousse le décideur à relancer le processus d'optimisation plusieurs fois jusqu'à l'acquisition d'une solution satisfaisante en testant différentes configurations de poids. Un autre inconvénient est que les sommes pondérées ne donnent pas accès aux points sur un front Pareto non convexe [56] ou non continu. Cela peut arriver lorsque certaines variables d'optimisation sont discrètes. Enfin, les techniques d'agrégation possèdent un inconvénient pratique : l'inhomogénéité des dimensions des objectifs. Il parait difficile d'optimiser la somme pondérée d'une masse en kilogramme et d'un facteur

acoustique en décibel. Dès lors une normalisation est nécessaire pour adimensionner et normaliser les objectifs. Or la normalisation des objectifs peut être difficile à effectuer lorsque l'on ne connaît pas bien (a priori) l'espace de variation des solutions. On peut imaginer une normalisation entre le point utopique et le point de nadir mais eux non plus ne sont généralement pas connus à ce stade de l'optimisation.

3.3.3.2 Les méthodes de transformation des objectifs en contraintes

La précédente classe de méthodes permettait de transformer un problème multi-objectif en un problème monocritère en sommant les objectifs. La préférence étant signifiée par la présence ou non de poids. Une autre voie considère le problème multi-critères comme une succession d'un ou plusieurs problèmes monocritères. Les objectifs délaissés se comportent alors comme des contraintes d'optimisation.

Y. Collette et P. Siary [56] présentent plusieurs formulations empruntant cette voie. La méthode du compromis ou contrainte$-\varepsilon$ [55] propose de choisir un objectif prioritaire ainsi qu'un vecteur de contraintes à respecter pour les autres objectifs. Le problème d'optimisation devient mono-objectif et l'on rajoute de nouvelles contraintes. Le problème défini dans l'équation 3.16 devient :

$$\min F(x) = \min F_1(x) \tag{3.26}$$

Avec les contraintes :

$$\begin{aligned} &F_2(x) \leq \epsilon_2, \cdots, F_k(x) \leq \epsilon_k \\ &g_j(x) \leq 0, \quad j = 1, 2, \cdots, m \\ &h_l(x) = 0,\ l = 1, 2, \cdots, e \end{aligned} \tag{3.27}$$

Ces contraintes agissent sur le front Pareto comme des limites d'exclusion. La figure 3.10 montre le front Pareto du test de Schaffer N1 avec deux contraintes différentes sur F2.

Dans de nombreux problèmes d'optimisation pratique de conception préliminaire, il existe un ordre implicite ou une hiérarchie entre les objectifs. Le but des méthodes lexicographiques est d'exploiter cet ordre pour optimiser successivement les fonctions de coût. L'algorithme d'optimisation suit le processus suivant :

La composante i représente une position dans la chaîne de l'optimisation et $F_j(x_j^\star)$ est l'optimum évalué après la $j^{\text{ème}}$ optimisation. Après la première optimisation, $j = 1, i = 2$, on optimise alors la deuxième fonction dans l'ordre établi en respectant une contrainte d'inégalité sur les résultats de la première optimisation :

- Etape $i = 1$: Optimisation de $F_1(x)$
- Etape $i = 2$, $j = 1$: Optimisation de $F_2(x)$ en respectant $F_1(x) \leq F_1(x_1^\star)$
- Etape $i = k, j = k - 1$: Optimisation de $F_k(x)$ en respectant $F_1(x) \leq F_1(x_1^\star) \leq \cdots \leq F_{k-1}(x_{k-1}^\star)$

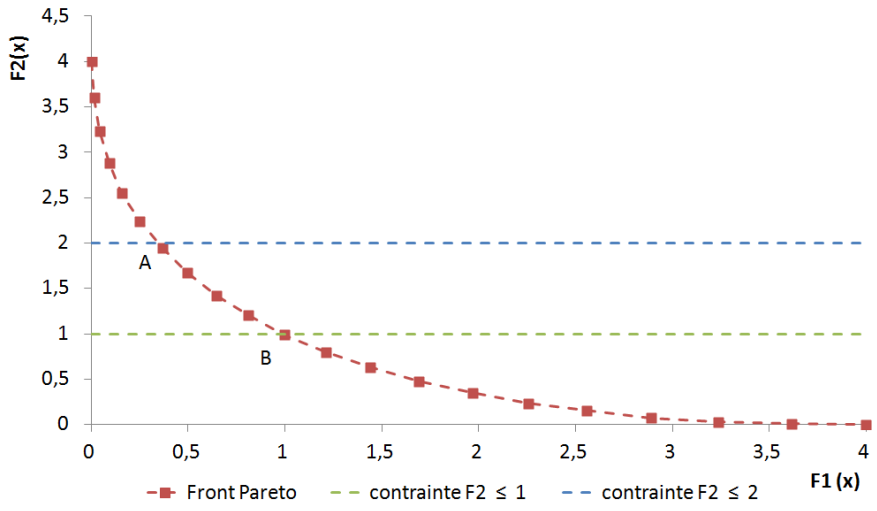


Figure 3.10: Front Pareto du problème Schaffer N1 et différentes contraintes donnant les solutions A ou B.

Miettinen [55] prouve que la solution d'une optimisation par la méthode lexicographique est Pareto optimale. Cette méthode est donc intéressante si l'on est capable d'établir un ordre dans les fonctions à optimiser. Toutefois, il est probable que les fonctions les moins importantes ne soient pas optimisées. L'algorithme peut, dès la première étape, converger vers une solution faiblement Pareto optimale, c'est-à-dire qu'il n'est pas possible de trouver un design améliorant les autres fonctions sans en dégrader au moins une, c'est-à-dire violer une contrainte. Dans ce cas, l'optimisation s'arrête et les autres objectifs n'influencent pas la solution. On obtient une solution partiellement optimisée. Pour pallier cet inconvénient, Waltz (1967) et Osyczka (1978) [57] proposent d'ajouter une relaxation sur les contraintes. C'est ce que l'on appelle une formulation d'optimisation hiérarchique relaxée. Le processus devient donc :

$$\begin{aligned} &\min_{x\in X} F_i(x) \\ \text{Avec} \quad & F_j(x) \leq F_j(x_j^\star) + \delta_j, \quad j = i-1 = 1, 2, \cdots, i-1 \quad \text{et} \quad i < 1, \quad i = 2, \cdots, k \end{aligned} \tag{3.28}$$

La relaxation symbolisée par le facteur δ_j permet d'accroître l'espace de faisabilité après chaque optimisation ainsi que pour les étapes suivantes. Le problème de convergence prématurée observé sur la méthode lexicographique classique est donc maîtrisé par le choix de δ_j.

C'est un caractère des méthodes de décision interactives : le décideur a la possibilité d'observer pour chaque fonction d'optimisation les designs optimaux et d'influer sur la recherche. Contrairement à l'optimisation lexicographique simple, il est possible de trouver des solutions non optimales au sens de Pareto à cause de la relaxation. Même si le choix de la solution est maîtrisée tout au long du problème, il peut être gênant d'aboutir sur une solution non optimale au sens de Pareto. L'optimisation

est mathématiquement peu étudiée en raison de la non-optimalité des solutions comme l'indique Marler [51].

Les méthodes avec contraintes peuvent se passer de l'introduction de poids et ne nécessitent pas de rendre sans dimension les objectifs. Elles se basent sur la transformation des objectifs en contraintes. Il s'agit d'une approche pratique dans le sens où l'on produit un résultat respectant des préférences établies de manière précise. Mais encore une fois, sans connaissance sur le problème, comment établir les contraintes ? La méthode hiérarchique répond à cette question en optimisant de manière séquentielle chaque objectif en utilisant des contraintes sur les objectifs déjà optimisés. C'est une formulation séduisante dans le sens où l'on maîtrise les solutions obtenues. En revanche cela nécessite plus d'action de la part de l'utilisateur et surtout, il n'y a pas de garantie d'obtenir un résultat optimal au sens de Pareto. Toutefois, dans le cadre d'une étude a posteriori, directement sur un front de Pareto cette technique peut se révéler utile et facile à mettre en œuvre, tout en assurant l'optimalité.

3.3.3.3 Les autres méthodes

La méthode du but à atteindre propose une formulation qui s'inspire des deux classes présentées ci-dessus. La démarche consiste à fixer un point initial dans l'espace des fonctions objectifs, fixer une direction de recherche à travers un système de poids et de minimiser la distance entre le point initial et la surface du front Pareto. Y. Collette et P. Siary [56] formulent le problème tel que défini dans l'équation 3.29. Ils indiquent de même que cette méthode est adaptée aux fronts de Pareto convexes. En revanche ils précisent que la méthode du but à atteindre est sensible aux poids et que ces derniers ne reflètent pas la préférence de l'utilisateur. De plus le point d'initialisation doit être en dehors de l'espace de faisabilité. Il faut utiliser un point utopique, lequel n'est pas toujours connu.

$$\begin{aligned} &\min \lambda \\ \text{avec} \quad & F_1(x) - \omega_1 \cdot \lambda \leq F_1^{init}, \cdots, F_k(x) - \omega_k \cdot \lambda \leq F_k^{init} \\ \text{et} \quad & g(x) \leq 0, \quad h(x) = 0 \end{aligned} \tag{3.29}$$

Citons aussi la méthode du but programmé qui utilise le même principe en transformant les contraintes d'inégalité en contraintes d'égalité à l'aide de « dérivateurs » qu'il faut minimiser. Ces dérivateurs sont des variables associées à chaque objectif et qui les majorent ou minorent. Plus d'informations sur cette méthode sont accessibles dans les références suivantes : [51, 55, 56].

3.3.3.4 Conclusions sur les méthodes a priori

Parmi les méthodes d'optimisation multicritères avec préférences, deux grandes familles apparaissent : les méthodes reposant sur une agrégation pondérée des objectifs qui permettent d'obtenir un critère unique contenant la préférence de l'utilisateur et les méthodes transformant progressivement les objectifs en contraintes.

L'inconvénient de ces techniques est qu'elles interviennent avant l'acquisition d'un front de Pareto. Si l'utilisateur est insatisfait du résultat obtenu, il est dans l'obligation de relancer les calculs. Les problèmes décrits disparaissent en considérant ces techniques après avoir obtenu un front de Pareto : il est possible de normaliser les objectifs en considérant les bornes du front de Pareto, la recherche d'une solution par optimisation hiérarchique se fait alors sur un espace optimal. Au-delà de l'optimisation, les méthodes présentées ci-dessus sont utilisées dans un cadre d'aide à la décision du choix d'un design final.

L'objectif de la partie suivante est d'obtenir ce front de Pareto sur lequel nous pourrons appliquer certaines des méthodes ci-dessus.

3.3.4 Les méthodes a posteriori et les algorithmes évolutionnaires

La section précédente présente des méthodes capables de trouver une solution unique avec ou sans préférence. Pour cela, le problème d'optimisation multi-objectifs est transformé en un ou plusieurs exercices d'optimisation monocritère. Cette situation ne laisse guère de choix au décideur qui doit se contenter de l'optimum obtenu ou bien relancer les calculs. Les méthodes de décision a posteriori proposent de fournir à l'utilisateur l'ensemble des solutions optimales possibles. Ce dernier détient alors plus d'informations pour orienter son choix. La forme globale du front de Pareto renseigne aussi sur les tendances d'évolutions des objectifs les uns en fonction des autres et permet d'effectuer plus aisément des compromis.

La recherche du front de Pareto peut être effectuée avec certaines méthodes a priori. Le principe consiste à balayer l'espace des variables d'optimisation, ou les paramètres des algorithmes de manière à obtenir plusieurs solutions optimales faisant parti du front de Pareto. Par exemple nous pouvons faire varier les poids de la somme pondérée. Cependant cette procédure possède de nombreuses limitations. La somme pondérée ne peut pas décrire les fronts de Pareto non convexes. Une distribution homogène des poids (ou des contraintes dans une méthode lexicographique), ne garantira pas l'obtention de points réguliers sur le front de Pareto[56]. D'autres méthodes à base déterministe sont spécialement conçues pour effectuer un choix de design a posteriori en ayant à disposition le front de Pareto. Citons notamment la méthode de la programmation physique [58], les méthodes NBI (Normal boundary intersection) [59] et NNC (Normalized Normal constraint) [60], IOSO (Indirect Optimization on the bases of Self-Organizing) [61].

L'approche privilégiée dans cette thèse pour obtenir le front de Pareto considère les méthodes stochastiques et plus particulièrement les algorithmes évolutionnaires tels que développés dans la suite.

3.3.4.1 Principe

Les algorithmes évolutionnaires adoptent une approche de « natural computing » : ils s'inspirent de la nature et de son comportement.

"Les espèces qui survivent ne sont pas les espèces les plus fortes, ni les plus intelligentes, mais celles qui s'adaptent le mieux aux changements."

Cette célèbre citation de Darwin illustre la théorie de l'évolution des espèces mise en place au milieu du 19ème siècle. Elle stipule que les individus d'une espèce évoluent de manière à survivre en s'adaptant au mieux à leur environnement. Une évolution se propage par sélection naturelle lorsqu'elle avantage les individus dans les phases de reproduction. Evolution, adaptation et sélection naturelle sont des thèmes que l'on peut considérer dans un cadre d'optimisation. Ainsi l'évolution d'une population correspond à un processus itératif où les individus sont en fait des vecteurs de variables de design. Entre chaque itération, la sélection naturelle permet de trier les solutions les plus performantes, autrement dit, les plus optimales. L'adaptation se traduit comme le processus temporel permettant de converger finalement vers un optimum idéal sous la forme de front de Pareto.

Les algorithmes évolutionnaires se sont déclinés en quatre catégories depuis leur développement :
- les algorithmes génétiques qui sont les plus connus et les plus utilisés.
- les stratégies d'évolution travaillant sur un espace réel.
- la programmation évolutionnaire utilisant des automates à états finis. Ils sont appliqués notamment dans des problèmes de prédiction.
- la programmation génétique.

Dans le cas présent, nous considérons les algorithmes génétiques. Ces derniers empruntent une partie du vocabulaire propre aux généticiens. Ainsi nous parlerons de croisement, de mutation. Ce sont des actions visant à modifier les individus formant une population. Les individus étant les vecteurs de variables de design que nous manipulons au cours de l'algorithme. La démarche générale d'un algorithme évolutionnaire se décompose en 5 étapes principales :

1. **L'initialisation** : le processus démarre par l'initialisation aléatoire d'une population d'individus dans l'espace des variables d'optimisation. Une population initiale est créée. Ils forment les parents de la première génération. Dans un premier temps cette population est « pré-évaluée » afin de satisfaire les premières étapes de l'algorithme qui a besoin d'informations sur la performance des individus. La performance est une mesure de la qualité des individus basée sur la valeur des objectifs d'optimisation.
2. **La sélection** : cette étape intervient pour garder les individus présentant les meilleures performances afin de les faire se reproduire. Il existe plusieurs techniques de sélection basées sur les méthodes stochastiques. Historiquement la méthode de la roulette est la première apparue. Elle considère une roue ou chaque individu possède une portion propre dont la taille est proportionnelle à la performance. La roue est lancée et s'arrête sur l'individu à sélectionner. L'autre technique est le tournoi. Des groupes d'individus sont formés aléatoirement dans la population et le meilleur d'entre eux est sélectionné. Il y a autant de tournois que d'individus à sélectionner. Les solutions les moins performantes sont donc éliminées afin de pousser l'algorithme à converger. Cette phase participe au phénomène d'exploitation, autrement dit, à la capacité de l'algorithme à chercher dans l'environ des solutions optimales.

3. **Croisement et mutation** : l'objectif de cette phase est de former une nouvelle population à partir des individus sélectionnés. Pour cela ils sont croisés. Cela s'apparente au phénomène de reproduction observé dans la nature. Les individus partagent une partie de leur génotype (représentation des variables réelles de chaque individu en base binaire généralement) en formant des enfants. La mutation a le rôle d'apporter de la diversité parmi la population générée par croisement. Le rôle de la mutation est premièrement de privilégier le phénomène d'exploration du champ des possibles et secondement d'empêcher la convergence vers un optimum local. Croisement et mutation sont soumis à des probabilités, respectivement p_c et p_m.
4. **L'évaluation** : les enfants sont ensuite évalués par un calcul des objectifs associés aux variables, de manière à déterminer leurs performances. C'est l'étape la plus coûteuse en terme de calculs car à cet instant l'ensemble des modèles est exécuté. Un classement des individus est ensuite effectué. Cette notion de classement est importante dans un contexte multi-objectifs. Elle permet de repérer les individus les plus performants qui seront sélectionnés lors de l'itération suivante. Ce point a fait l'objet de nombreuses évolutions au cours de l'histoire du développement des algorithmes évolutionnaires. Actuellement l'élitisme au sens de la dominance Pareto est privilégié selon la thèse d'Olga Roudenko [62]. Son principe sera détaillé dans la section suivante.
5. **Le remplacement** : les enfants évalués deviennent les parents d'une nouvelle génération. Généralement, la méthode du remplacement générationnel est utilisée du fait de sa simplicité. Elle consiste à remplacer chaque parent par un enfant.

3.3.4.2 Principales problématiques

L'utilisation de ces méthodes avancées soulève de nombreuses problématiques. La plus pragmatique est reliée à la qualité des solutions obtenues. En effet il est difficile de prouver la convergence d'un algorithme évolutionnaire multi-objectifs car la surface Pareto théorique est inconnue. Dès lors il faut considérer ces méthodes comme des méthodes non-complètes ou sous-optimales dans le sens ou les solutions optimales sont toujours approchées et non atteintes. Un autre aspect de la qualité des solutions est la distribution uniforme de celle-ci. Le front de Pareto théorique est une surface continue (au moins par morceau) or les solutions obtenues sont ponctuelles. Le choix de la solution finale est donc fait sur une liste de designs.

Les concepts d'exploration et d'exploitation dans les algorithmes permettent d'adresser des éléments de réponses aux problématiques exposées. L'exploitation permet de tendre vers des solutions optimales ou pseudo-optimales. Elle est mise en œuvre dans les phases de sélection et de croisement. Lors de ces étapes, on cherche à privilégier les solutions optimales. Ces dernières vont guider l'algorithme vers des points d'intérêts. Par la même occasion, elles vont tendre à homogénéiser les populations. Cela peut gêner la résolution du problème si cela mène vers un optimum local. Pour favoriser la convergence vers le front de Pareto, il faut donc privilégier l'exploitation.

L'exploration sous-entend l'étude de l'espace de variation des paramètres. Favoriser l'exploration signifie augmenter la diversité génétique lors de l'étape de la mutation. Les objectifs sont multiples : éviter la convergence vers des optima locaux, obtenir après optimisation un front de Pareto plus homo-

gène. Toutefois la diversification se fait au détriment de la rapidité de convergence. Si la diversification est trop importante, l'algorithme peut même « oublier » la présence de designs optimaux.

Si les paramètres des algorithmes évolutionnaires peuvent influencer l'exploration et l'exploitation, le choix des algorithmes influe aussi. Comme le souligne Roudenko [62], de nombreuses études établissent des comparaisons entre les algorithmes afin de guider le choix des utilisateurs. Les méthodes utilisant l'élitisme au sens de la dominance Pareto semblent proposer les meilleures performances. Parmi la liste d'algorithmes génétiques multi-objectifs disponibles « sur étagère », nous disposons de MOGA (Multi Objectives Genetics Algorithm) [63] dans le package DAKOTA [64] et de NSGA-II [65] (« Non-dominated Sorting Genetic Algorithm-II »). Ce dernier proposant une méthode d'élitisme, nous avons décidé de le considérer dans la suite de cette étude.

3.3.4.3 NSGA-II et l'élitisme

NSGA-II est un algorithme génétique établi par Deb et al. [65] en 2000. Il est le successeur d'une précédente version NSGA utilisant les notions de dominance mais pas encore de l'élitisme. NSGA-II repose donc sur la notion d'élitisme au sens de la dominance Pareto. Après l'initialisation classique d'une population initiale P_0, les phases de tournoi, de reproduction, de mutation créant la population d'enfants et avant la phase d'évaluation, un tri des populations s'intercale, utilisant le concept d'élitisme et de dominance.

Le principe de l'élitisme consiste à conserver au cours des itérations un nombre limité d'individus non dominés. Lors de chaque génération, les meilleurs éléments sont comparés à cette population au sens de la dominance Pareto et viennent le cas échéant, remplacer les solutions non dominantes. Dans NSGA-II, l'élitisme provient du regroupement de deux populations : les parents (P_t) et les enfants (Q_t), chacune comportant N individus. Ils forment une troisième population (R_t) de taille $2N$. Cette population est ensuite triée selon la définition de la dominance donnée dans la partie 3.3.2.1. Une solution x^* est non dominée s'il n'existe pas de x tel que $F(x) \leq F(x^\star)$ pour toutes les fonctions objectifs et pour au moins une fonction $F_i(x) < F_i(x^\star)$. NSGA-II trie les solutions en différents sous-ensembles E_n en appliquant le principe de dominance. Dans un premier temps, l'algorithme identifie le premier front de Pareto et forme l'ensemble E_1. Il fait de même avec la population restante afin de former ng groupes avec l'ensemble des individus. La population R_t est composée de $2N$ individus qu'il faut réduire à N pour former la population de génération $t+1$. Pour cela, la population P_{t+1} est formée à partir des sous-ensembles E_i en commençant par le premier. Si le nombre d'individus dans E_1 est inférieur à N alors on sélectionne les individus de E_2, ainsi de suite jusqu'à obtenir une population de taille N. Au sein d'un sous-ensemble, et selon la définition de Pareto, l'ensemble des solutions est équivalent. Il faut donc trouver un moyen de sélectionner exactement le nombre d'individus manquant pour obtenir N dans la population en effectuant un classement. Pour cela, NSGA calcule la « distance de surpeuplement » qui consiste à estimer la densité des solutions au voisinage d'un individu dans une zone sur l'espace des objectifs. Les individus d'un sous-ensemble sont ensuite ordonnés de manière décroissante en fonction de cette distance. Suite au remplissage de P_{t+1} on réitère jusqu'à la convergence de l'algorithme, c'est-à-dire pour NSGA-II, un nombre de générations sans amélioration.

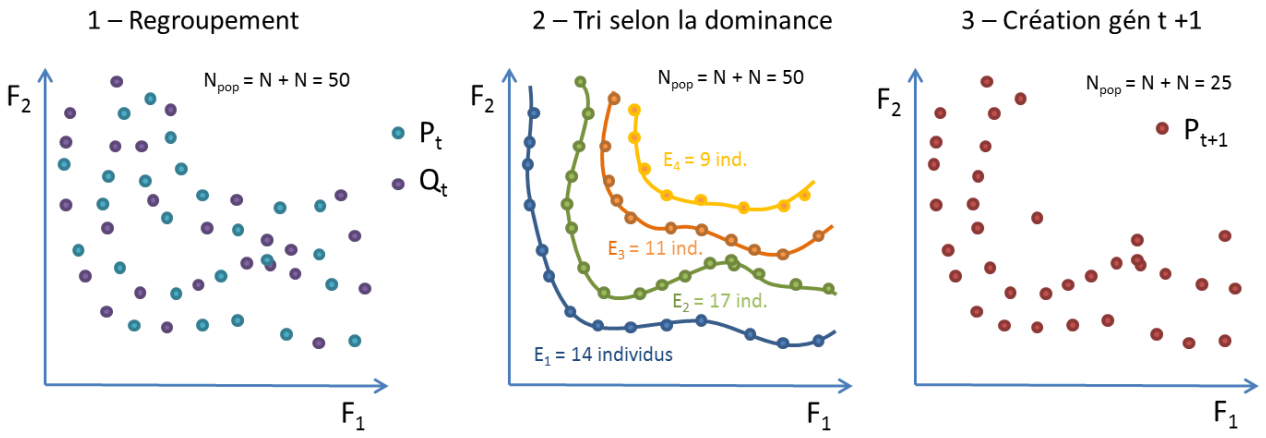


Figure 3.11: Phases de remplacement des populations dans NSGA-II.

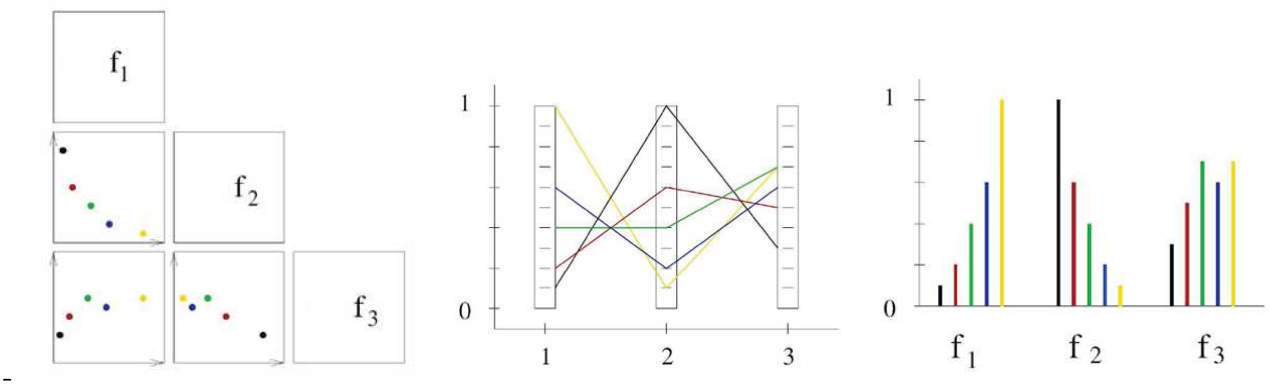
O. Roudenko [62] donne quelques avantages et inconvénients vis-à-vis de NSGA-II. Premièrement NSGA-II nécessite peu de paramètres à fixer hormis les classiques probabilités de croisement, mutation, nombre d'individus dans la population initiale. C'est un avantage par rapport à de nombreuses autres méthodes non présentées ici. L'inconvénient de NSGA-II est qu'à partir d'une certaine génération, il est possible que l'ensemble de la population soit contenue dans le premier sous-ensemble non dominé : E_1. Cela équivaut à dire que E_1 est de taille $2 \cdot N$. Dès lors le classement par la distance de surpeuplement élimine les solutions optimales présentant une trop grande densité de points dans leur voisinage. Toutefois ce phénomène n'a pas été observé lors de nos différents tests qui touchent les optimisations utilisant un grand nombre de générations.

3.3.5 La visualisation du front de Pareto

Le front de Pareto est l'ensemble des solutions optimales pour un problème multi-objectif. Il est de la dimension $d-1$ où d est le nombre d'objectifs évalués. Dans un problème à trois objectifs, le front de Pareto est donc une surface. En sortie de l'algorithme génétique, cette surface est définie par les points de calcul les plus proches possibles des optima théoriques. La visualisation d'une surface n'est pas aisée. Le problème devient d'autant plus complexe si l'on augmente le nombre d'objectifs. Il y a donc un intérêt indéniable à trouver une représentation adéquate du front afin de pouvoir observer les tendances d'évolution des objectifs les uns par rapport aux autres.

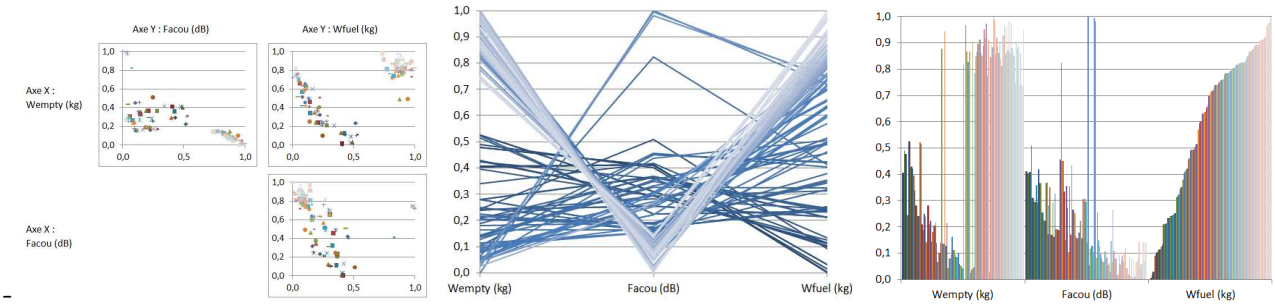
Roudenko [62] et Hamdaoui [66] présentent plusieurs solutions de visualisation. L'une des plus simples est la méthode des projections. Elle consiste à établir une matrice de graphiques de points. Chaque point est représenté par une couleur unique pour être identifié sur les différents graphiques de la matrice 3.12a. La méthode du chemin des valeurs représente un chemin dont les points principaux sont associés à l'amplitude de chaque objectif 3.12b. La visualisation en barres trace l'amplitude des objectifs en associant une barre à chaque point 3.12c. L'inconvénient de ces méthodes est que l'on perd en lisibilité lorsque le nombre de points du front de Pareto augmente. Les figures 3.13 montrent

différents résultats obtenus lors de cette thèse. Comme dans l'application traitée par Blasco et al. [67], on peut remarquer que la visualisation des points du front est inopérante.



(a) Matrice de graphiques (b) Méthode du chemin (c) Graphique de barres

Figure 3.12: Exemples de méthodes de visualisation des données du front de Pareto.



(a) Matrice de graphiques (b) Méthode du chemin (c) Graphique de barres

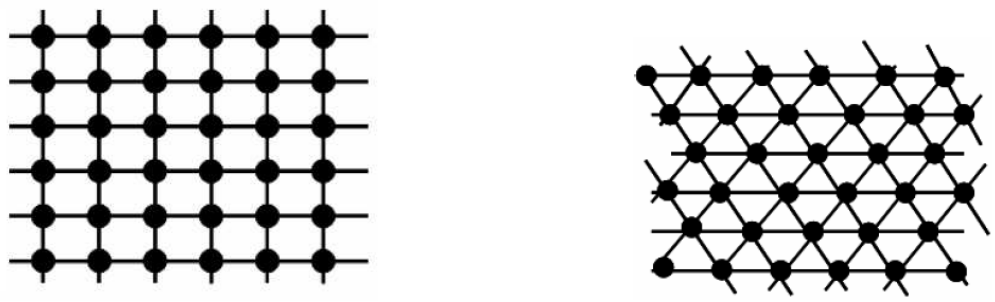
Figure 3.13: Application des différentes méthodes de visualisation à des résultats d'optimisations préliminaires du HO-90.

3.3.5.1 Les cartes auto-adaptatives

Introduites dans les années 1980 par Teuvo Kohonen [68], les cartes auto-adaptatives (SOM pour « Self Organizing Maps ») ou encore cartes de Kohonen sont des réseaux de neurones artificiels. Ils utilisent les notions d'apprentissage non supervisé permettant de regrouper les données les plus similaires de manière automatique. Les SOM sont donc capables de regrouper les informations d'un espace initial de dimension N et de les réduire dans un espace de dimension 2 tout en préservant la topologie de l'espace initial. L'espace de dimension 2 est une grille composée de neurones placés sur des nœuds et capturant l'information de l'espace initial. A chaque neurone est associé une valeur représentative d'un vecteur de l'espace initial. La préservation de la topologie signifie alors que des points voisins sur la grille de neurones correspondent à des points voisins dans l'espace initial.

La réduction des dimensions d'un espace tout en assurant la préservation de la topologie et le regroupement des valeurs similaires sont des caractéristiques intéressantes à exploiter pour la visualisation du front de Pareto.

La formation d'une SOM considère premièrement deux espaces de dimensions différentes :
- l'espace des données (front de Pareto dans notre cas)
- l'espace de représentation de dimension 2. C'est une grille de nœuds disposés de manière géométrique et accueillant les neurones. La figure 3.14 présente deux dispositions couramment utilisées.



(a) Grille rectangulaire (b) Grille hexagonale

Figure 3.14: Différentes grilles de disposition des neurones.

Dans l'espace de représentations, chaque nœud est un neurone possédant une caractéristique de poids. Ce dernier est un vecteur de même dimension que l'espace des données. L'apprentissage du réseau de neurones consiste à faire correspondre à chaque nœud un vecteur de données. Ceci en adaptant le poids de manière adéquate. L'algorithme suit le processus suivant :

1. **Initialisation de la grille** : les poids de chaque neurone sont initialisés avec une valeur aléatoire comprise entre 0 et 1. On construit alors une grille telle que présentée sur l'étape 1 de la figure 3.15. L'équation suivante défini le poids du point M_i à l'itération suivante $t+1$:

$$M_i(i = 1, \cdots, N) = [rand(0,1), \cdots, rand(0,1)] \tag{3.30}$$

2. **Recherche du BMU** : on recherche dans l'espace de représentation le nœud de la grille qui minimise la distance euclidienne avec un vecteur aléatoire de l'espace des données. C'est le BMU (Best Matching Unit). Cela correspond à l'étape 2 sur la figure 3.15.

$$BMU : M_c \text{ tel que } \|x - M_c\| = \min\Big(\|x - M_i\|\Big) \tag{3.31}$$

3. **Adaptation** : La mise à jour du poids du BMU et de ses proches voisins est effectuée à l'aide d'une fonction dite de voisinage et d'un taux d'apprentissage. Cela est schématisé par l'étape 3 sur la figure 3.15 où l'on peut voir le nœud « coller » à l'espace initial.

$$M_i(t+1) = M_i(t) + \alpha(t) \cdot h_{ci}(t) \cdot \Big(x(t) - M_i(t)\Big) \tag{3.32}$$

La fonction $h_{ci}(t)$ est la fonction de voisinage. Il en existe de différents types : créneau, gaussienne, gaussienne écrêtée. Nous avons considéré la plus commune : la gaussienne. Le poids

affecté aux voisins décroit en fonction de la distance qui les sépare du BMU. Le poids est donné par l'équation suivante :

$$h_{ci}(t) = \exp\Big(-\frac{dist(M_c, n_i)^2}{2 \cdot r(t)}\Big) \tag{3.33}$$

La fonction $r(t)$ définit pour l'itération courante le rayon maximal de l'influence. Il dépend de l'itération courante t et du nombre d'itérations total du processus $T_{\max}$:

$$r(t) = \exp\Big(-\frac{t}{T_{\max}}\Big) \tag{3.34}$$

La fonction α définit le pas d'apprentissage. Elle dépend d'un taux d'apprentissage initial (α_0) variant de manière exponentielle en fonction de l'itération courante :

$$\alpha(t) = \alpha_0 \cdot \exp\Big(-\frac{t}{T_{\max}}\Big) \tag{3.35}$$

4. Les étapes 2 et 3 sont répétées jusqu'au nombre d'itérations total $T_{\max}$ fixé.
5. Représentation de la carte

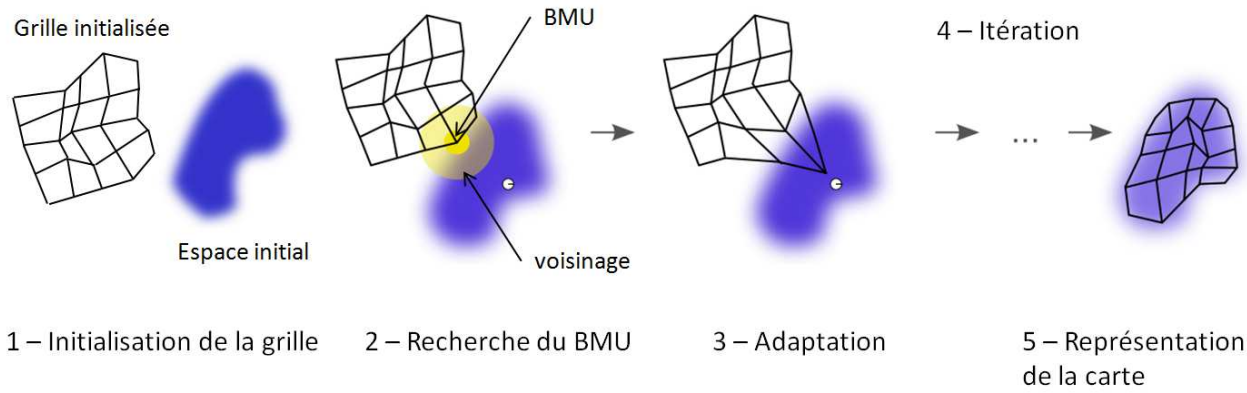


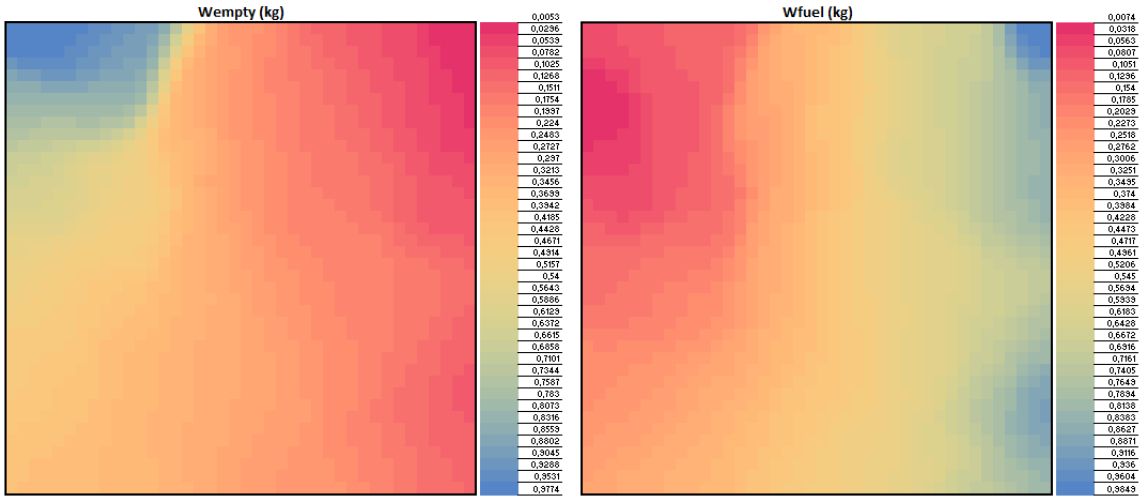
Figure 3.15: Schématisation du processus de construction d'une SOM

A la fin du processus, l'ensemble des neurones est entraîné et contient pour chaque composantes du vecteur poids une valeur proche d'un point de l'espace des données. A ce stade, il y a autant de cartes que de dimensions dans l'espace des données, donc d'objectifs. Il est possible d'obtenir une carte unique en calculant la norme du poids de chaque neurone. Les cartes représentant chaque objectif sont aussi intéressantes. Elles permettent de voir les possibles oppositions et corrélations entre les objectifs.

Cet algorithme est codé dans un classeur Excel en language Visual Basic Application. Les fichiers sources de départ proviennent de Jaan Übi [1] et ont été largement modifiées en utilisant notamment l'algorithme utilisé dans la « SOM Toolbox » de Matlab développée par le laboratoire des sciences informatiques et de l'information de Helsinki [2].

1. http ://jaanbi.blogspot.fr/2010/03/kohonens-self-organizing-maps-in.html
2. http ://www.cis.hut.fi/

Les figures 3.16 (a) et (b) montrent un exemple de SOM obtenue à partir du front de Pareto provenant de l'optimisation du HO-90. Ces figures seront reprises et analysées en détail dans la partie 3.5.2. Elles représentent les cartes auto-adaptatives associées à deux objectifs d'optimisation que nous devons minimiser : la masse à vide (a) et la masse de carburant (b). Ce sont deux grilles de neurones dont la couleur est associée à la valeur de la composante décrite (masse à vide ou masse de carburant). La couleur rouge correspond à des objectifs minimaux donc recherchés et à l'inverse le bleu symbolise des objectifs non désirés. Nous pouvons déjà observer une corrélation inverse entre les deux objectifs. Les zones en bleu sur la figure de la masse de carburant correspondent à des zones rouges sur la figure de la masse à vide.



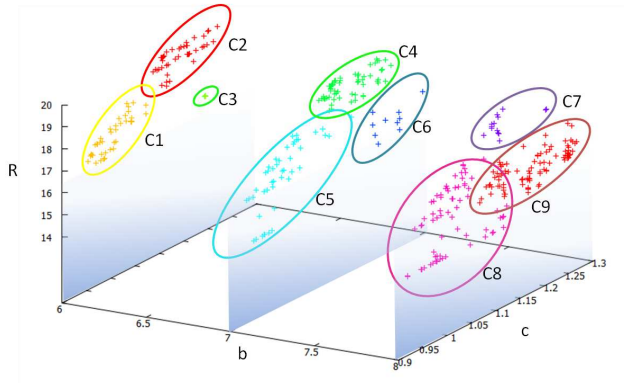
(a) SOM pour W_{empty} (b) SOM pour W_{fuel}

Figure 3.16: Exemple de cartes auto-adaptatives.

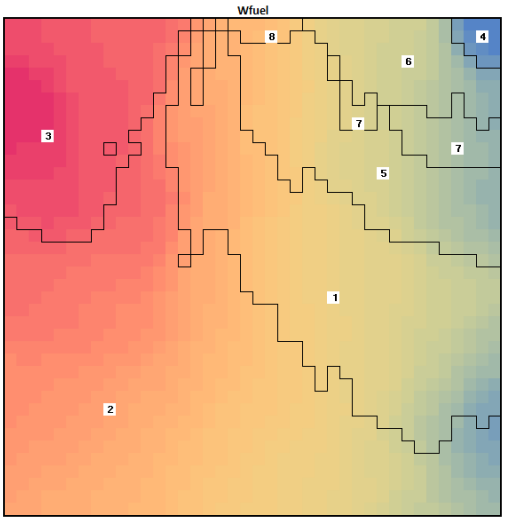
En plus de la représentation des objectifs, il est possible d'ajouter sur ces cartes une couche d'information dédiée à l'affichage des variables d'optimisation R_{mr}, c_{mr}, b_{mr} et U_{mr}. Concrètement, un calque vient afficher sur la SOM différents groupes ou classes de variables. Pour cela il faut regrouper chaque design du front de Pareto. Nous avons utilisé la méthode de regroupement hiérarchique. Cette méthode de classification est un processus itératif. Au départ, chaque point est dans une classe différente donc unique. Le but est de regrouper les classes les plus proches pour en former un nombre déterminé par l'utilisateur. Il existe différentes techniques de calcul des distances. Nous avons utilisé la distance entre les centroïdes de chaque groupe. Au final chaque point du front de Pareto se voit attribuer une valeur correspondant au numéro de la classe. La figure 3.17a montre un exemple de classification effectuée sur des résultats préliminaires de l'optimisation du HO-90. Le processus de regroupement hiérarchique des données est codé en Visual Basic Application sous Excel.

Pour établir la surcouche sur la carte de Kohonen, il suffit d'ajouter une dimension au vecteur de poids de chaque neurone. A la fin du processus de conception de la carte, une recherche est effectuée pour faire correspondre à chaque neurone un vecteur de l'espace initial, toujours en minimisant la distance. La valeur de la classe est alors récupérée par le neurone et affichée sur la carte dans la couche supplémentaire. La figure 3.17b montre un maillage en surimpression correspondant aux groupes créés

précédemment. Cela permet de faire correspondre aux objectifs, les variables de design associées sur une seule et même carte en deux dimensions. Les données utilisées ici pour tracer ces deux figures sont indépendantes. Elles sont présentées pour illustrer la méthode et non pour commenter des résultats.



(a) Différents groupes de variables formés par une classification hiérarchique.



(b) SOM pour W_{fuel} avec les classes en surimpression

Figure 3.17: Exemple de carte auto-adaptative avec une sur-couche dédiée aux regroupements de design semblables.

Grâce aux SOM, les références [69] et [70] visualisent les solutions de compromis existantes dans l'espace des objectifs. Le problème d'application est l'optimisation de la forme d'une aile. La figure 3.18 extraite de [70] représente une carte auto-adaptative. Chaque cellule est un neurone. Quelle que soit la couleur, la nuance de gris représente une valeur associée à un neurone, reliée aux objectifs d'optimisation. Par exemple, plus la cellule est foncée, meilleurs sont les objectifs. Les couleurs sont associées aux variables d'optimisation. Elles correspondent à une forme d'aile. On peut donc associer variables d'entrés et « qualité » des objectifs sur une seule et même carte. Hamdaoui [66] utilise les SOM pour analyser la structure de l'espace des variables de design, de grande dimension, au voisinage d'un point de compromis trouvé sur le front de Pareto.

3.3.5.2 Les diagrammes de niveaux

Blasco et al. (2008) [67] ont introduit une technique de visualisation basée sur le calcul de la distance par rapport au point idéal du front de Pareto. Ce dernier est un point imaginaire ou utopique dont les coordonnées dans l'espace des objectifs sont le minimum de ces mêmes objectifs :

$$F^u = \left(F_1^\star, F_2^\star, \cdots, F_n^\star\right) \tag{3.36}$$

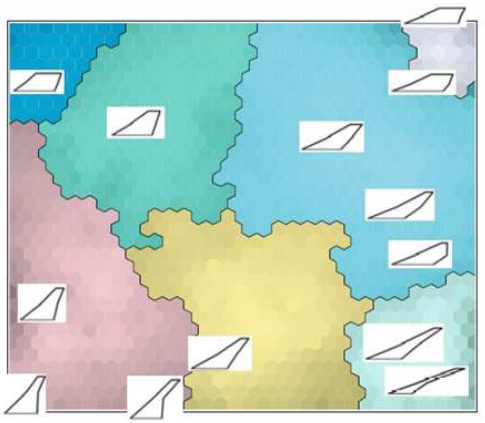


Figure 3.18: Illustration de l'utilisation des SOM dans [70].

La technique consiste premièrement à normaliser les valeurs des objectifs en fonction des minima et maxima des points du front de Pareto pour chaque objectif :

$$F_i^M = \max_{x \in X} F_i(x) \quad \text{et} \quad F_i^m = \min_{x \in X} F_i(x)$$
$$\overline{F_i}(x) = \frac{F_i(x) - F_i^m}{F_i^M - F_i^m} \tag{3.37}$$

L'ensemble des objectifs évoluent donc entre 0 et 1. Après le changement d'échelle, le vecteur nul ne correspond plus au point idéal ou utopique défini plus haut dans l'espace non normé. Nous cherchons à effectuer une minimisation donc les valeurs proches de 0 sont à atteindre. A partir des objectifs normalisés, on peut calculer différentes normes de distance :

$$\|\mathbf{F}(x)\|_p = \Big(\sum_{i=1}^{n} \overline{F_i}(x)^p \Big)^{\frac{1}{p}} \tag{3.38}$$

Pour $p = 1$ on a la distance de Manhattan, si $p = 2$ on obtient la distance euclidienne. Lorsque p tend vers l'infini, on obtient la distance de Tchebychev :

$$\|\mathbf{F}(x)\|_\infty = \max \overline{F_i}(x) \tag{3.39}$$

La norme est calculée pour chaque point du front de Pareto et affichée en fonction d'un objectif ou d'une variable dans sa dimension physique. La figure 3.19 montre un exemple de cette représention. Les auteurs de la méthode des diagrammes de niveaux indiquent que la norme euclidienne est adaptée pour évaluer la distance géométrique par rapport au point idéal. La norme de Tchebychev (ou norme infinie) est plus adaptée pour visualiser les correspondances entre les objectifs par rapport à la norme et effectuer des compromis.

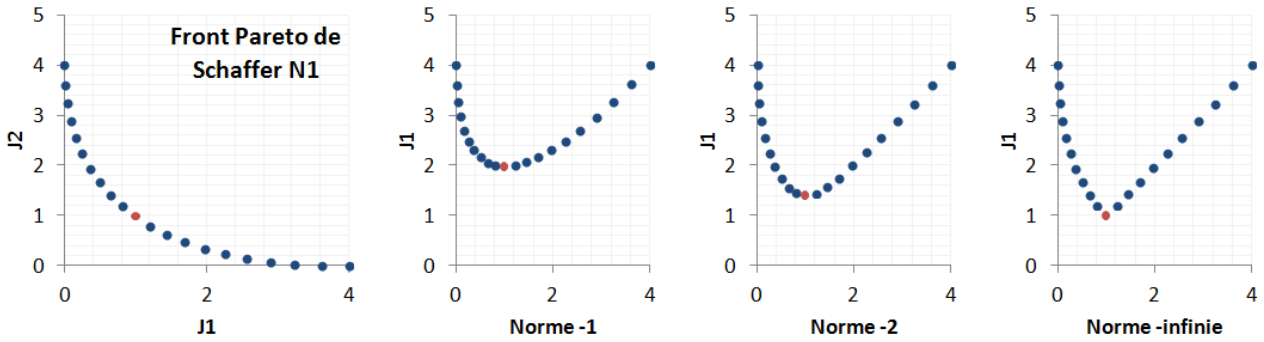


Figure 3.19: Exemple d'un tracé des diagrammes de niveau pour le front de Pareto obtenu à partir du problème de Schaffer N1.

Hamdaoui dans [66] utilise les diagrammes de niveaux pour choisir une solution de compromis parmi celles possibles sur un front de Pareto.

Au-delà de la visualisation, cette méthode permet donc de faire un choix visuel sur un front de Pareto de dimension élevée. Par exemple, le point du front de Pareto minimisant la distance avec le point idéal est un bon choix par défaut.

Cette technique possède l'avantage d'être simple à utiliser et à implémenter. Elle permet de prendre une décision rapidement et de voir les différentes dépendances des objectifs entre eux. Elle sera utilisée pour choisir une solution lors de l'application de l'optimisation au HO-90.

3.4 Le processus de conception et son applications au HO-90

Le dimensionnement du HO-90 constitue une application pour les méthodes d'optimisation et d'aide à la décision présentées ci-dessus. Nous allons optimiser trois fonctions : la masse de carburant W_{fuel}, la masse à vide W_{empty} ainsi que le facteur acoustique F_{acou} en fonction de quatre variables associées au rotor principal : le rayon du rotor, la corde des pales, le nombre de pales et le régime de rotation.

Le processus de conception est décomposé en trois blocs comme le montre la figure 3.20. Au plus haut niveau nous retrouvons l'optimisation qui englobe deux chaînes de dimensionnement et d'évaluation. C'est un processus de type MDF (Multiple Design Feasible) dans le domaine de l'optimisation multidisciplinaire ou MDO. Nous allons décrire dans un premier temps le processus de dimensionnement, dans un second temps celui dédié à l'évaluation et enfin terminer par l'optimisation. Avant de lancer directement les calculs nous verrons comment le processus de conception est intégré dans ModelCenter.

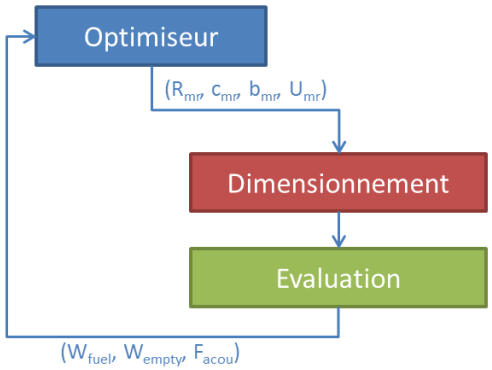


Figure 3.20: Processus de conception au niveau 1

3.4.1 Le processus de dimensionnement

Le processus de design est une chaîne des codes des différentes disciplines de C.R.E.A.T.I.O.N. A partir d'un jeu de variables R_{mr}, c_{mr}, b_{mr} et U_{mr}, son rôle est de décrire l'appareil dans son ensemble. Cela consiste à calculer les dimensions du fuselage dans le module architecture et géométrie, calculer les puissances requises aux points de vol de la mission, déterminer le moteur optimal en fonction de ces mêmes puissances requises et effectuer un bilan de masse. La figure 3.21 représente l'articulation des modèles utilisés. Elle se décompose en 8 étapes :

1. Le module « mission et spécifications » apparaît en tête du processus de dimensionnement. En réalité il n'influe pas sur les variables échangées dans la chaîne, il se contente de distribuer des informations sur les points de vol (V_h, V_z, ρ_{air}, T_{air}, z_p). Il fournit aussi la masse initiale à considérer pour les premiers calculs. Il s'agit de la masse calculée au niveau 0. Face à la mission se trouve l'optimiseur. Concrètement, il se situe au niveau supérieur par rapport à cette chaîne, comme sur la figure 3.21. Nous l'avons indiqué sur le schéma pour symboliser le fait qu'il donne un jeu de variables de design du rotor principal à l'ensemble du système.
2. L'étape 2 montre une boucle de convergence sur la masse maximale au décollage (W_{mto}). Les calculs disciplinaires affichés dans le processus sont faits avec une masse qui est mise à jour en aval de la chaîne, à l'aide du bilan de masse. En effet W_{mto} dépend de la masse de carburant et de la masse des moteurs, la motorisation dépend elle même des puissances requises qui varient en fonction de l'aérodynamisme de l'appareil, de sa masse et des spécifications en termes de condition de vol, d'où l'enchaînement de différents calculs. Une boucle de calcul sur W_{mto} doit donc homogénéiser les calculs en minimisant la différence entre la masse à l'entrée de la boucle et la masse à la sortie. La méthode utilisée est celle du point fixe, malgré sa rusticité, il s'agit de la plus rapide et la plus fiable dans ce cas simple de minimisation. Le calcul converge avec une tolérance de 1% entre deux itérations ce qui correspond à 400 kg pour un appareil de 40 tonnes.
3. L'architecture est le premier module exécuté. Il a le rôle général de fixer les dimensions du fuselage et du rotor principal. Les dimensions du fuselage sont évaluées à partir d'une méthode

établie à l'ONERA et empruntée au domaine de l'aviation. Le HO-90 étant un hélicoptère de « ligne », la disposition des passagers est réglementée fixant ainsi quelques dimensions comme la largeur du fuselage, ou la longueur de la cabine. Dans le modèle utilisé, les dimensions du fuselage dépendent uniquement du nombre de passagers de l'espacement des sièges et du nombre de couloirs. Ce module pourrait donc être placé en amont de l'optimisation. Mais dans l'hypothèse d'une évolution des modèles, il est positionné dans la boucle de dimensionnement. En effet de futurs développements des modèles pourront tenir compte du bras de levier nécessaire pour que le rotor arrière puisse contrer le couple créant ainsi un lien explicite entre la longueur du fuselage et les performances du rotor principal. Les variables associées au rotor principal sont en temps normal fixées par la discipline « architecture et géométrie ». Ici elles sont données par l'optimiseur. Ce module se contente donc de les redistribuer dans la chaîne de calcul.

4. A partir des dimensions du fuselage, le module « aérodynamique » calcule le coefficient de traînée du fuselage $(C_x \cdot S)_{fus}$ pour un vol en palier. Ce dernier est transmis au module « Performances de vol » afin de calculer la puissance de traînée de fuselage P_{fus}.
5. Les modules « aérodynamique rotor » et « performances de vol » sont exécutés en même temps, les calculs du premier étant encapsulés de manière informatique dans le second. L'objectif de cette étape est de déterminer les puissances nécessaires pour dimensionner le moteur en fonction des phases de vol dimensionnantes : un vol stationnaire au niveau de la mer (P_{dim}), un second vol stationnaire à 1 500 mètres à ISA +20 avec un moteur en panne (P_{cons}) et un vol en palier à 3 600 mètres à ISA 0 à 280 km/h (P_{opt}). Ces trois puissances sont transmises au module de génération de puissance.
6. Les puissances calculées à l'étape 5 sont utilisées pour trouver le moteur optimal. Ce dernier doit être capable de fournir la puissance demandée dans tous les cas de vol. Le module établit en interne une liste d'architectures possibles à partir de la puissance dimensionnante (P_{dim}). Cette liste est ensuite réduite pour contenir les seuls moteurs capables de fournir la puissance requise calculée dans le cas de vol avec panne (P_{cons}). Le moteur permettant la consommation la plus faible à la vitesse de croisière est ensuite sélectionné (P_{opt}). Cela détermine un moteur avec une puissance maximale nominale (PMC) utilisée dans le calcul de la masse du moteur, à l'aide d'une loi statistique (cf. partie 2.1.4), et de la masse totale de l'appareil. Plus généralement, l'ensemble des paramètres définissant son design et ses performances sont sauvegardées dans un fichier réutilisé à convenance notamment lors de l'évaluation.
7. Le calcul de la masse totale de l'appareil au décollage nécessite de connaître la masse de carburant à embarquer sur la mission. Dans une boucle décomposant la mission en 5 sous-étapes, nous simulons un vol de croisière et la consommation de carburant associée. La croisière se fait selon les spécifications de la mission à 3 658 mètres dans les conditions d'atmosphère standard à 280 km/h et sur 1 325 km (croisière, plus réserves réglementaires).
8. Le module de masse parachève cette chaîne de dimensionnement en recalculant la masse maximale au décollage. Il est important de noter une différence par rapport aux travaux du NDARC à ce moment précis. Le NDARC fait un dimensionnement pour trouver un appareil ayant une masse totale pour la mission, on parlera de « masse de mission ». Suite à ce calcul qui comprend un dimensionnement de la masse de l'ensemble des sous-systèmes à la masse mission, il considère que la masse maximale au décollage est la masse de mission fois 1,15. Ce choix ne

nous apparaît pas pertinent car le calcul de la masse des sous-systèmes n'est alors pas cohérent avec cette masse maximale au décollage. Le moteur et la structure des pales notamment sont affectés par la masse maximale autorisée. Le facteur 1,15 est justifiable vis-à-vis de normes de certification telles que CS-27, CS-29 mais difficilement transposable dans nos calculs. C'est pourquoi nous décidons que pour le cas présent, la masse de mission à laquelle nous effectuons le dimensionnement est égale à la masse maximale au décollage.

Lorsque la convergence sur la masse est achevée, l'appareil est dimensionné et l'on connaît un des objectifs d'optimisation : la masse à vide W_{empty}. Il ne reste plus qu'à évaluer l'appareil sur la mission pour déterminer la quantité de carburant nécessaire une dernière fois sur la dernière masse calculée par le bilan de masse et le niveau de bruit.

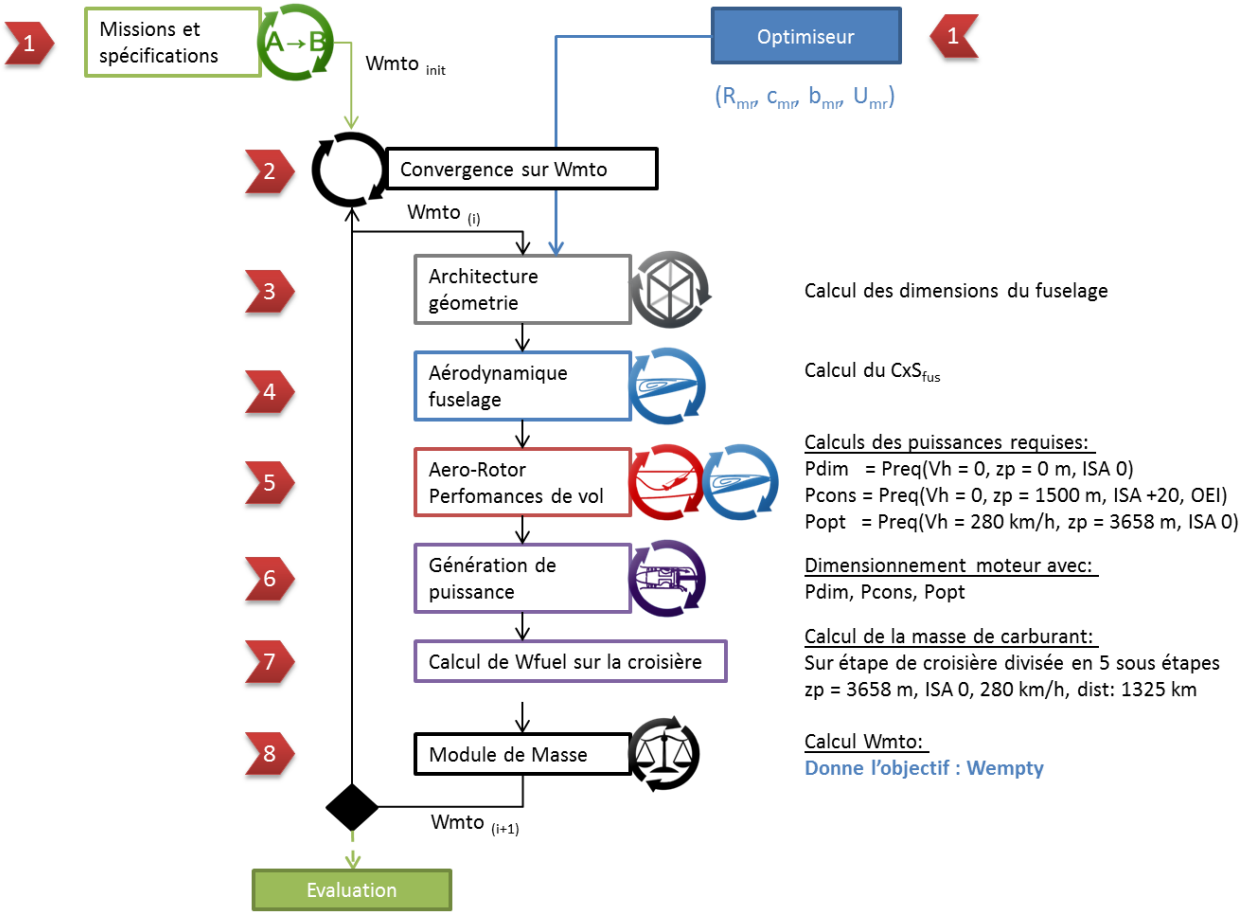


Figure 3.21: Chaîne de dimensionnement d'un appareil au niveau 1 de C.R.E.A.T.I.O.N.

3.4.2 Le processus d'évaluation

A la sortie du processus de dimensionnement, nous obtenons une configuration d'appareil décrite par les caractéristiques du rotor principal, du fuselage et sa motorisation ainsi qu'une masse totale.

Dans le processus d'évaluation, nous souhaitons calculer la masse de carburant W_{fuel} nécessaire pour effectuer le vol de croisière de 1000 km plus les différentes distances additionnelles pour tenir compte d'un déroutage vers un second aéroport et la réserve de carburant. Il convient donc de calculer la puissance requise au cours du vol et la consommation de carburant associée. Enfin l'impact acoustique F_{acou} est aussi évalué dans les conditions d'une phase d'approche de l'hélicoptère. La figure 3.22 présente la chaîne des disciplines mises en jeu :

1. Comme précédemment, le module « mission et spécifications » chapeaute le processus d'évaluation en distribuant des informations sur les points de vol.
2. L'évaluation de la masse de carburant se fait sur une boucle qui parcourt la croisière décomposée en 5 sous-étapes. Il s'agit du même calcul effectué dans la phase de dimensionnement, mais à la dernière masse mise à jour après convergence. La croisière dure 1 325 km : à la distance initiale de la mission (1 000 km) s'ajoute une distance de vol de sécurité en cas de déroutage vers un nouvel aéroport : 185 km et un vol sur la réserve de carburant à 280 km/h durant 30 minutes soit 140 km.
3. Le calcul de W_{fuel} nécessite dans un premier temps de calculer la puissance requise à une masse d'appareil donnée W_{rc}.
4. La puissance requise est transmise au moteur qui va calculer la consommation de carburant en fonction de la puissance requise.
5. A chaque portion de la croisière, la masse de carburant consommé est incrémentée. Lorsque les 1 325 km sont parcourus, on connaît le second objectif d'optimisation W_{fuel}. Les phases de décollage et d'atterrissage bien que consommatrices en carburant sont courtes. Pour simplifier les calculs, elles n'entrent pas en compte.
6. Suite au calcul de la masse de carburant, on évalue dans le module « acoustique », l'impact sonore d'un hélicoptère en vol d'approche à $V_h = 50$ m/s, $V_z = -0,1$ m/s dans les conditions d'atterrissage tel que définies dans la mission, c'est-à-dire à 1500 m et ISA +20. Ce modèle dépend de la traction délivrée par le rotor, dans le cas présent, la masse maximale au décollage multipliée par le constante gravitationnelle. IL dépend aussi des caractéristiques des rotors et du moteur.
7. A ce stade nous disposons des trois valeurs numériques des critères du problème, elles sont transmises à l'algorithme d'optimisation.

La phase d'évaluation ne comportait à l'origine que le calcul du critère acoustique. Mais elle pourrait être enrichie par l'introduction de nouveaux critères tels qu'un indice indiquant la capacité d'atterrissage d'urgence en autorotation.

Le dimensionnement, l'évaluation et le rebouclage sur la masse sont des processus coûteux en temps de calculs. Malgré la simplicité des modèles physiques certains d'entre eux sont longs à exécuter. C'est notamment le cas du module de prédimensionnement du moteur : quelques secondes, et du calcul du bruit : une dizaine de secondes. Le dimensionnement d'un appareil pour un rotor donné peut durer plusieurs minutes selon le nombre d'itérations pour converger sur la masse. Or l'utilisation de l'algorithme génétique impose d'évaluer des centaines voire des milliers de configurations différentes,

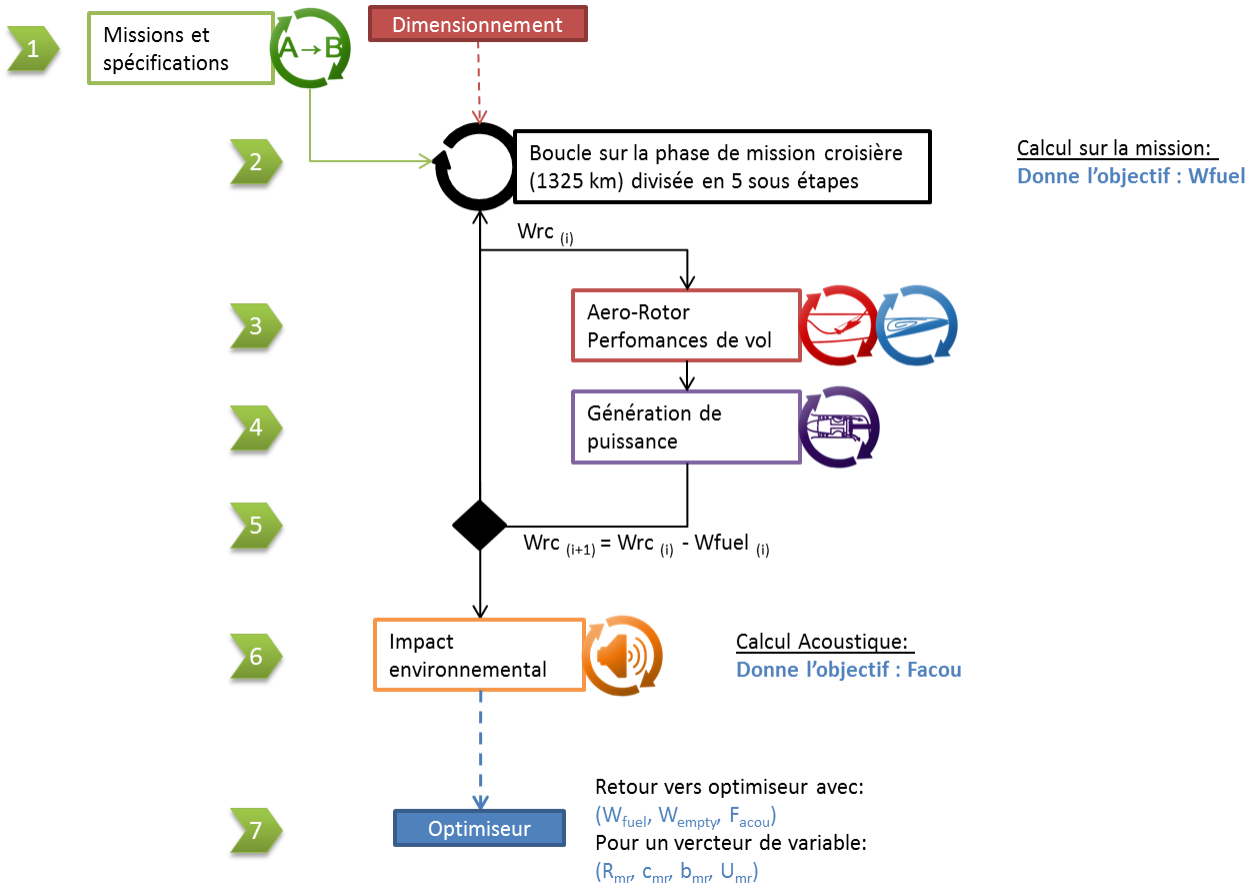


Figure 3.22: Chaîne d'évaluation d'un appareil en vue de l'optimisation.

rendant les calculs très longs et fastidieux. Il faut donc trouver soit un moyen d'accélérer les calculs soit changer de méthode d'optimisation. A défaut d'utiliser une nouvelle technique d'optimisation comme l'équilibre de Nash, nous explorons la solution des modèles de substitution décrits dans la partie 3.4.4. C'est en effet un moyen judicieux de faire intervenir des chaînes de modèles complexes tout en réduisant leur temps de calcul.

3.4.3 L'intégration sous ModelCenter

ModelCenter est un environnement d'intégration multidisciplinaire développé par Phoenix Integration. Il est décrit dans la partie 2.2.8. Il est capable de recueillir l'ensemble des codes de calculs et leur permet de communiquer entre eux à l'aide de fichiers d'entrées et de sorties. Les boucles présentées dans les parties précédentes sont intégrées dans ce logiciel.

Les figures 3.23, 3.24 et 3.25 présentent des captures d'écran de l'intégration des chaînes d'optimisation, de dimensionnement et d'évaluation présentées dans les parties ci-dessus. Les boites grises visibles sur les captures d'écran correspondent aux codes de calculs.

La figure 3.23 montre que les chaînes de codes / calculs sont imbriquées de la même manière que sur les schémas présentés précédemment. Tout à droite de la figure, nous pouvons voir l'apparition de la surface de réponse « RSMToolkit » venant remplacer les chaînes de dimensionnement et d'évaluation.

La figure 3.24 présente la chaîne de dimensionnement telle qu'intégrée sous ModelCenter. Elle a quelques différences avec le schéma de la figure 3.21. Au niveau de la chaîne de dimensionnement sur la figure 3.24, le module performances de vol est dupliqué autant de fois qu'il existe de conditions de dimensionnement : en vol stationnaire au niveau de la mer (SL sur la figure), stationnaire en condition de panne moteur (OEI) et croisière (CR). Ce sont autant de performances récupérées et utilisées pour le dimensionnement du moteur. Différents scripts d'interface permettent aussi de rassembler, traiter, aménager les informations provenant des différents codes. C'est notamment le cas entre les modules de performances de vol et le code de dimensionnement du moteur à turbine.

Le bloc « MSI » correspond au bilan de masse calculant la masse à vide et la masse maximale au décollage de l'appareil. Dans ce bilan, un modèle fondé sur la mécanique et la résistance des matériaux est dédié aux calculs de la masse des pales W_{blade} et du moyeu W_{hub}. Au moment de la rédaction de ce manuscrit, ces derniers calculs posent des problèmes de convergence erratique en fonction de la traction demandée au rotor. Les masses à vide calculées subissent ces erreurs. Le problème est en cours d'investigation par les départements d'aéroélasticité et des structures responsables de ce modèle. Toutefois pour continuer à travailler, une solution est mise en place en utilisant un modèle de substitution. Elles sont notées « RSM_pales ». Concrètement un balayage des masses de pale et de moyeu est effectué pour différentes dimensions du rotor et de la traction requise au stationnaire. Une loi polynomiale vient ensuite « lisser » les problèmes de convergence en donnant des masses W_{blade} et W_{hub} moyennes.

La figure 3.25 montre la chaîne d'évaluation sous ModelCenter, elle comprend une partie dédiée à une boucle sur la mission ainsi qu'un bloc pour l'acoustique. L'acoustique est composée de deux codes de calcul, le premier est chargé de calculer le bruit du rotor principal tandis que le second effectue un traitement spécifique en sommant toutes les contributions de bruit.

3.4.4 La construction d'un modèle de substitution

Un modèle de substitution, modèle réduit ou surface de réponse (RSM pour « Response Surface Model ») est une formulation mathématique effectuant une approximation d'un processus complexe et long à exécuter. Son objectif est d'accélérer considérablement les calculs tout en minimisant la perte d'information due à l'approximation. Dans le cas présent, nous sommes face à une chaîne de dimensionnement et d'évaluation longue dans son exécution et devant être répétée plusieurs fois pour assurer une convergence sur la masse. Le modèle réduit permet alors d'établir un lien entre les entrées globales définies : $R_{mr}, c_{mr}, b_{mr}, U_{mr}$ avec les sorties nécessaires à l'optimisation : W_{fuel}, F_{acou}. La figure 3.26 explicite cela.

L'utilité d'une RSM dans le cas présent se justifie par l'étude comparative du temps estimé pour effectuer une optimisation à partir d'un algorithme génétique présentée le tableau 3.5. Considérons le temps d'exécution d'un cycle incluant le dimensionnement et l'évaluation. Celui-ci est estimé à

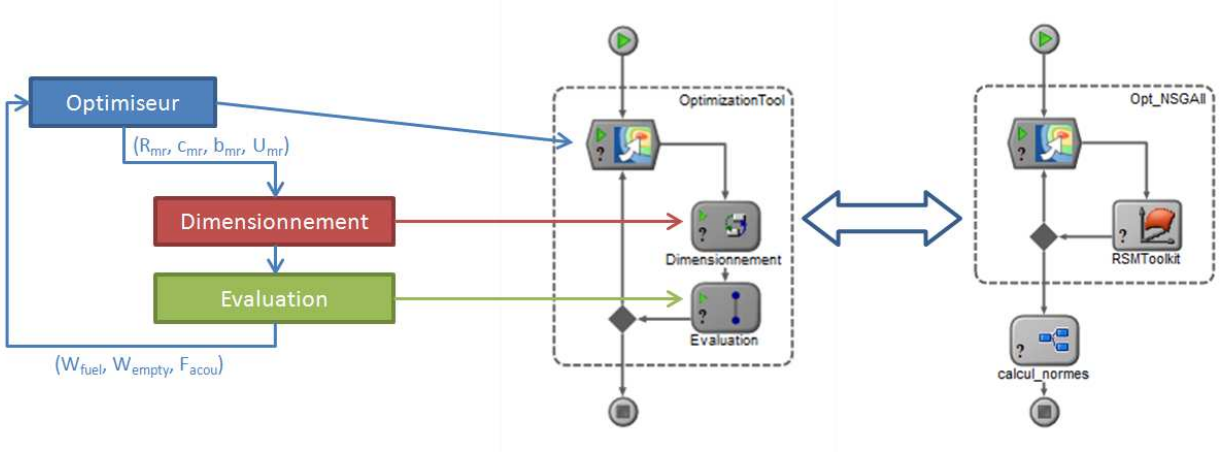


Figure 3.23: Chaîne globale présentant l'optimiseur entourant les chaînes de calculs de dimensionnement et d'évaluation. Ces deux derniers sont ensuite remplacés par une surface de réponse.

environ 30 secondes. Les codes de prédimensionnement de la turbine et d'évaluation acoustique sont les plus longs mais le processus d'écriture / lecture des fichiers d'entrée des modèles dans ModelCenter est lui aussi gourmand en temps. La convergence sur la masse est considérée accomplie au bout de 4 itérations en moyenne. L'algorithme génétique converge au minimum avec environ 3000 points de calculs. Sans la construction d'une RSM, le temps total d'exécution est de l'ordre de 500 heures de calculs. Avec une RSM, ce temps est réduit d'un facteur proche de 25. La réduction du temps de calcul est d'autant plus nécessaire que le réglage d'un algorithme génétique nécessite souvent plusieurs essais.

Constantes	
Temps d'un cycle (Dim + Eval)	18 secondes
Nombre d'itérations pour convergence masse	
Nombre d'itérations pour convergence algorithme génétique	20 000
Nombre d'itérations pour construction RSM	600
Temps d'exécution RSM	$\tilde{1}$ seconde
Sans surface de réponse	
Temps total = 1 800 000 secondes = 500 heures	
Avec surface de réponse	
Temps construction RSM = 54 000 sec (15 hr) Temps algorihme génétique = 20 000 sec (5,5) Temps total 20,5 heures (réduction d'un facteur $\tilde{25}$)	

Tableau 3.5: Temps de calcul d'une optimisation avec et sans RSM.

La construction d'une RSM s'effectue à partir d'une base de données d'entrées et de sorties associée à des résultats expérimentaux ou des simulations effectuées avec le modèle complexe. Le principe est de généraliser en tous points de l'espace une formulation liant entrées et sorties du modèle complexe. Il existe différentes familles de modèles de substitution. M. Bompard [71] indique le Krigeage, les

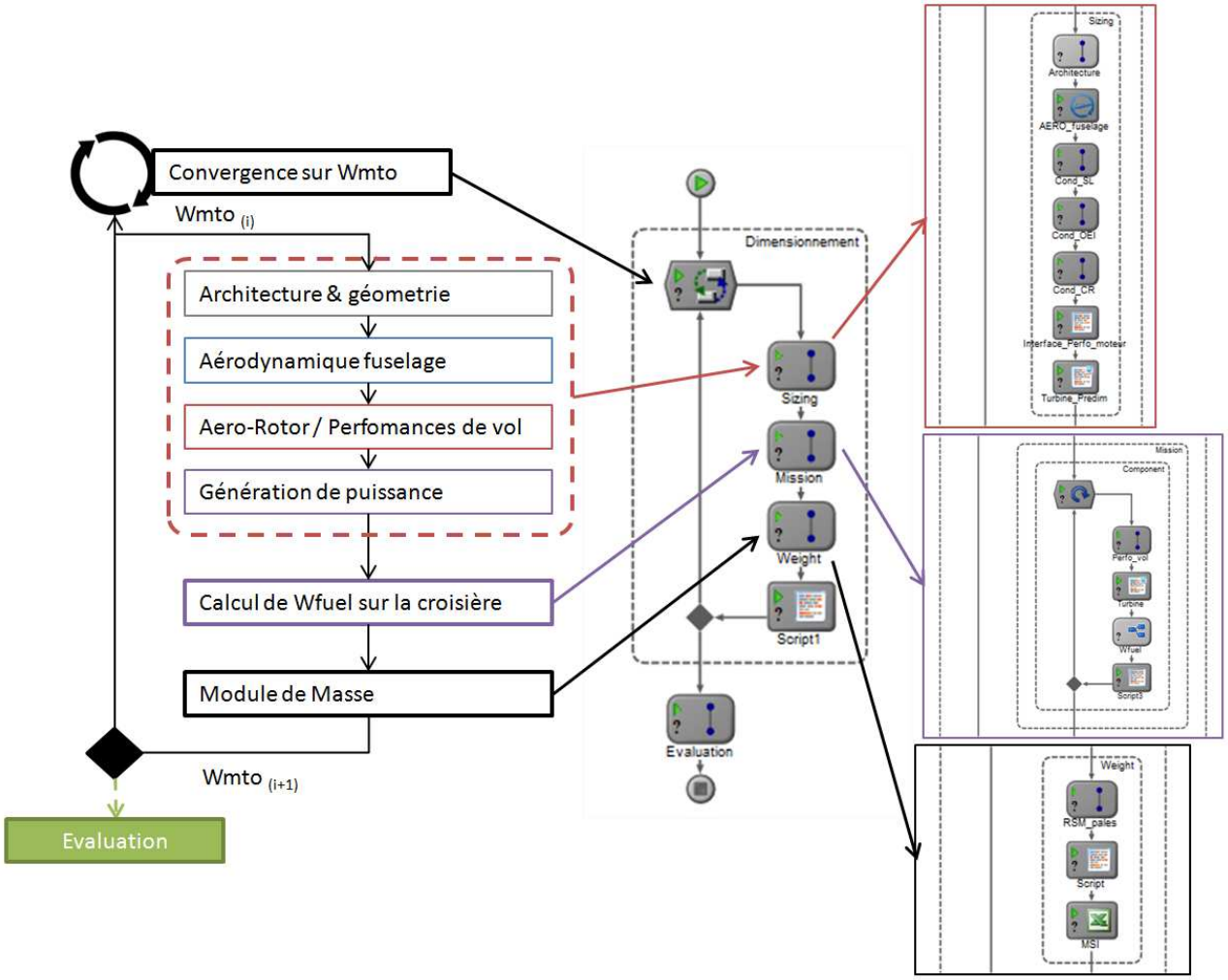


Figure 3.24: Chaîne de dimensionnement sous ModelCenter.

réseaux de fonctions à base radiale et les machines à vecteur de support. V. Baudoui [72] ajoute les réseaux de neurones, et les lois polynomiales plus simples. Dans cette thèse nous utilisons un panel de techniques disponibles « sur étagère » dans ModelCenter afin de réduire les temps de développement. Ce logiciel d'intégration propose les fonctions polynomiales et le Krigeage.

3.4.4.1 La formulation polynomiale

Les formulations polynomiales sont les modèles réduits les plus simples. Nous les avons déjà utilisés au niveau 0 à partir d'une base de données d'appareils réels. Dans le cas présent, il s'agit ici de relier R_{mr}, c_{mr}, b_{mr} et U_{mr} à chacune des sorties W_{empty}, W_{fuel} et F_{acou}. Quatre fonctions sont à déterminer. Une forme classique est par exemple la formulation quadratique :

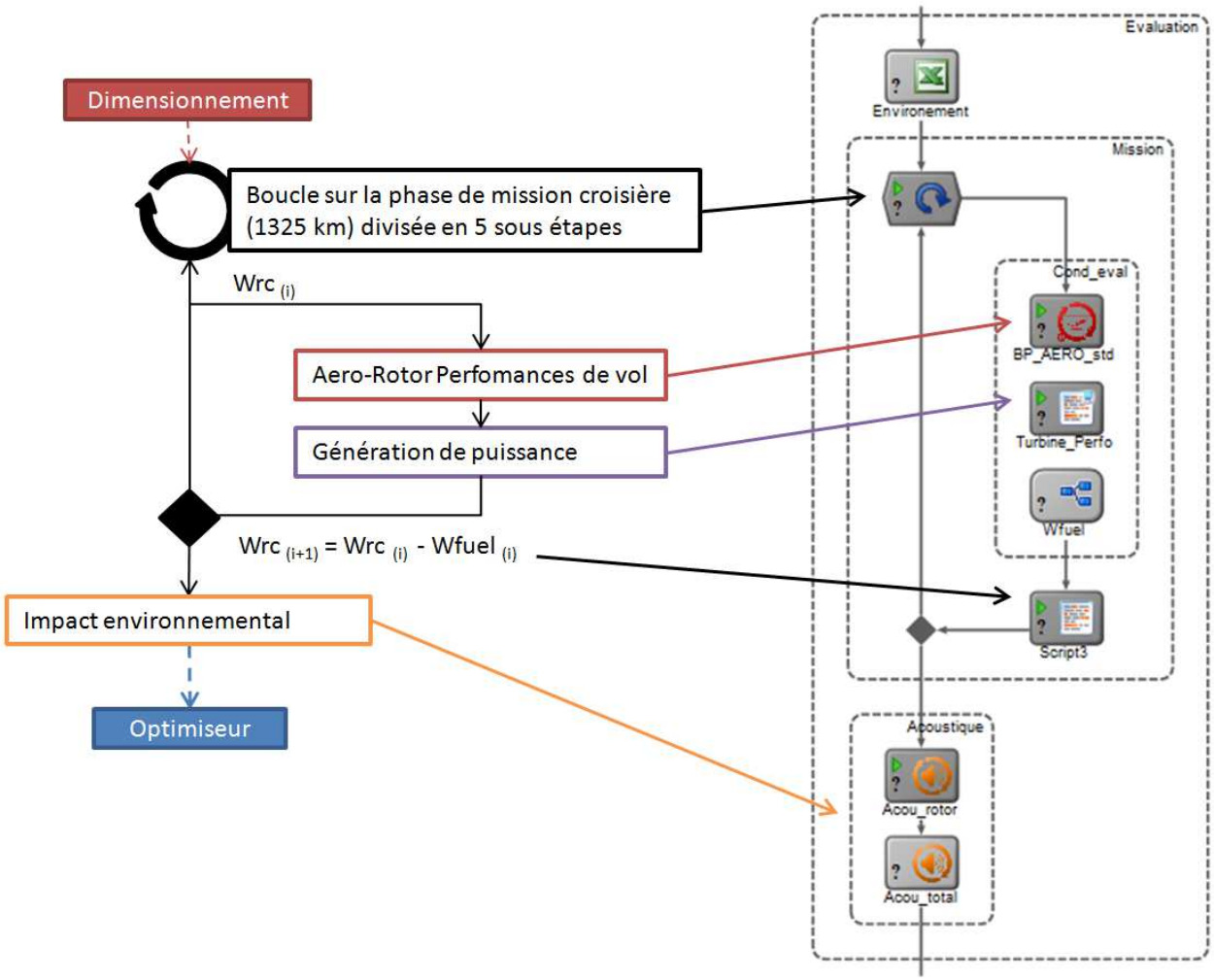


Figure 3.25: Chaîne d'évaluation sous ModelCenter.

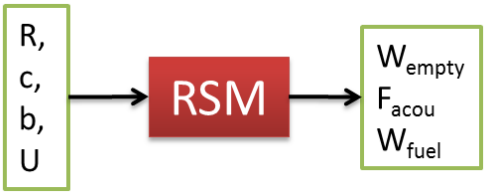


Figure 3.26: Variables d'entrée et de sortie de la surface de réponse (modèle de substitution).

$$y = a_0 + \sum_i a_i \cdot x_i + \sum_{i<j} a_{ij} \cdot x_i \cdot x_j + \sum_i a_i \cdot x_i^2 + \varepsilon \tag{3.40}$$

Dans cette équation, $x = (x_1, \cdots, x_n)$ et $a = (a_1, \cdots, a_n)$, avec n le nombre de variables et y est la fonction recherchée. Le polynôme écrit ci-dessus est quadratique, mais des formulations cubiques voire plus complexes sont possibles. Etablir un modèle réduit polynomial revient donc à rechercher les coefficients de l'équation ci-dessus en minimisant l'erreur ε par la méthode des moindres carrées.

L'avantage des formulations polynomiales réside dans la simplicité de construction et d'utilisation. Cela implique certains inconvénients rédhibitoires dans les cas de réduction de modèles non triviaux. Par exemple les polynômes de degré 2 ne sont pas capables de reproduire des fonctions ayant différents extrema. Au contraire, des polynômes de degrés trop élevés vont induire des oscillations non souhaitées. L'utilisation des modèles réduits polynomiaux est donc généralement réservée aux cas simples pour lesquels l'évolution en fonction des paramètres est bien connue.

ModelCenter calcule le coefficient de détermination associé au modèle réduit sur les données de constructions. Cela permet d'avoir un aperçu rapide sur la précision d'un modèle réduit.

3.4.4.2 Le Krigeage

Le Krigeage est une technique mathématique d'interpolation imaginée dans les années 1950 par Daniel G. Krige, un ingénieur minier sud-africain, et développée mathématiquement par Georges Matheron de l'école des Mines dans les années 1960. Elle se base sur des techniques de géostatistiques généralisées. Sacks et al. (1989) [73] apportent ces techniques dans le domaine de l'ingénierie.

L'interpolation consiste à trouver la valeur d'une fonction f en un point inconnu $x^\star$ telle que :

$$f(x^\star) = \sum_{i=1}^{n} \lambda_i(x^\star) f_i(x) \tag{3.41}$$

Les poids λ_i sont des coefficients à déterminer et les $f_i(x)$ sont les valeurs des voisins. Le krigeage consiste à calculer les poids en fonction de la corrélation qu'il existe entre les voisins et en fonction de la distance par rapport à l'inconnu. Les détails techniques du Krigeage sont notamment explicités dans la thèse de Manuel Bompard sur les modèles de substitution appliqués à l'optimisation de forme en aérodynamique [71].

De manière pragmatique ModelCenter évalue le coefficient de détermination des modèles de Krigeage et polynomiaux lors de la construction de la surface de réponse. Il indique donc un choix privilégié à faire entre ces deux techniques. A quelques exceptions près, le modèle de Krigeage donne de meilleures performances de reconstruction. De plus les modèles polynomiaux d'ordre élevé impliquent des phénomènes d'oscillation pouvant induire des erreurs importante. Nous choisissons donc d'utiliser le Krigeage.

3.4.4.3 Création du plan d'expérience

Un plan d'expérience est l'échantillonnage d'un espace formé par une ou plusieurs variables. Il constitue une liste de cas tests de calculs à effectuer pour tracer une surface de réponse. En effet un modèle de substitution est bâti en établissant une connexion entre des points expérimentaux et

les résultats des expériences associées. Pour créer un modèle de substitution efficace, il faut une bonne représentativité de toutes les combinaisons de variables possibles dans l'espace de design. L'enjeu consiste donc à trouver un bon échantillonnage. Ce choix est une problématique complexe. Un échantillonnage trop fin fait rapidement exploser le nombre de tests à effectuer et par conséquent, le temps de calculs. En revanche un échantillonnage trop imprécis provoque une mauvaise approximation de la surface de réponse. En conséquence, le modèle de substitution ne rendra pas bien compte des variations du calcul complet. La principale problématique des plans d'expérience est la minimisation du nombre de tests à effectuer tout en préservant la représentativité de l'espace discrétisé.

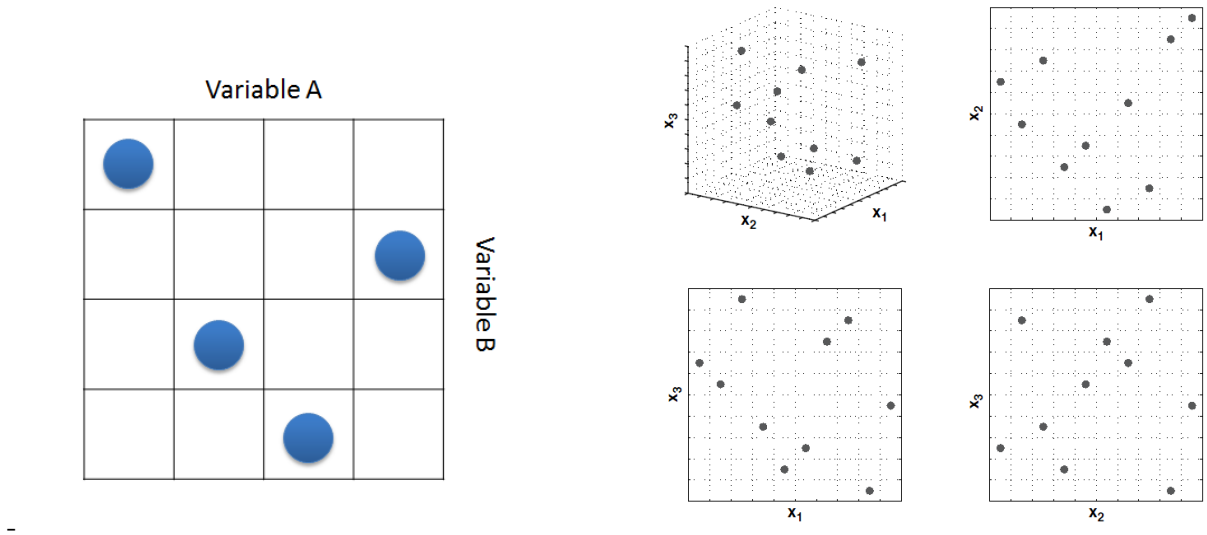
Nous souhaitons construire une surface de réponse utilisant les variables rotor R_{mr}, c_{mr}, b_{mr} et U_{mr}. Le plan d'expérience doit comprendre 4 variables différentes. Il y a en plus, une contrainte sur la combinaison des variables R_{mr} et c_{mr}. Dans la partie 3.3.1.3 nous avons expliqué que l'allongement R/c doit être compris entre 10 et 20. Afin d'éviter des points de calculs violant ces contraintes, nous éliminons sur le plan d'expérience, l'ensemble des combinaisons dépassant les bornes fixées sur R/c. La prise en compte des constraintes est importantes, les respecter évite de calculer des valeurs qui seront a posteriori exclues.

Il existe de nombreuses méthodes pour établir un plan d'expérience. De manière naïve nous pouvons découper l'espace de variation « à la main » et tester de manière exhaustive toutes les combinaisons possibles des valeurs discrètes. Plusieurs inconvénients émanent de cet échantillonnage que l'on nomme factoriel. Premièrement le nombre de tests à effectuer peut rapidement exploser. Il varie comme $Nb_{pts} = q_1 \times q_2 \times \cdots \times q_n$ où q_n est le nombre d'échantillons pour la variable n. Par exemple considérer 10 valeurs pour chacune des 4 variables R_{mr}, c_{mr}, b_{mr} et U_{mr} implique 10 000 cas à calculer. Le second inconvénient est que l'uniformité de la distribution n'est pas optimale [74]. En revanche cette méthode permet de mettre en place un plan d'expérience de manière simple et rapide. De plus on peut choisir le nombre de points pour chaque variable. Après une analyse en composantes principales par exemple, on peut échantillonner plus précisément une variable au dépens d'une autre.

Une autre méthode couramment utilisée pour générer un plan d'expérience est l'utilisation de l'hypercube latin nommé en anglais Latin Hypercube Sampling (LHS). Un carré latin est un damier dont chaque colonne et chaque ligne contient seulement un point. La figure 3.27a explicite cette construction. L'hypercube latin est la généralisation de ce placement des points dans un espace de dimension d. La figure 3.27b provenant de la référence de [74] donne un autre exemple en dimension 3. Dans ce cas la discrétisation de l'espace se fait via une découpe en cubes. Le remplissage d'un hypercube latin ne garantit pas une bonne répartition des données dans un plan d'expérience. Pour s'assurer de l'uniformité, Johnson et al. [75] introduisent la notion de métrique « Maximin ». Soit $d_i = d_1, d_2, \cdots, d_n$ une liste de distances euclidiennes entre des paires de points dans le plan à échantillonner, données dans l'ordre croissant et $J_i = J_1, J_2, \cdots, J_n$ le nombre de paires de points ayant la distance d_i. Le plan "Maximin" est celui qui maximise d_1 et minimise J_1. Moris et Mitchell [76] améliorent cette définition en recherchant le plan qui maximise d_1 mais aussi d_2 à d_n. Trouver un hypercube latin uniforme consiste donc à trouver la configuration qui respecte la définition Maximin. Le LHS permet de garantir l'uniformité contrairement aux méthodes d'échantillonnage factoriel. Ils sont donc plus appropriés à une utilisation pour former une surface de réponse.

ModelCenter propose de son côté l'utilisation de deux types de plan d'expérience en même temps : il croise un plan d'expérience orthogonal ou factoriel plus un LHS. Concrètement l'utilisateur décide du nombre de calcul maximal à effectuer et l'outil crée un plan LHS et un plan factoriel et les ajoute. Un inconvénient est qu'il n'existe pas sous ModelCenter de technique de construction de plan d'expérience acceptant les contraintes. La solution envisagée est de surestimer le nombre de points d'échantillonnage afin de supprimer dans un second temps les combinaisons ne respectant pas les contraintes. L'effet direct est la dégradation de l'uniformité sur les bords du plan concernés par ces contraintes

Pour construire le plan d'expérience, nous choisissons la proposition de ModelCenter, à savoir une solution mixte composée d'un plan factoriel plus un plan LHS. Il est construit en utilisant les variables R_{mr}, c_{mr}, U_{mr} dans un premier temps. Les points violant la contrainte R/c sont ensuite éliminés. Les listes sont copiées en trois exemplaires, une pour chaque nombre de pale (6, 7, 8) et regroupées en un seul et unique plan d'expérience. Le tableau 3.6 résume les paramètres choisis pour construire le plan d'expérience.



(a) carré latin (b) cube latin

Figure 3.27: Exemple de carré latin montrant un échantillonnage des variables A et B en (a) et exemple de cube latin montrant un échantillonnage des variable x_1, x_2 et x_3 (extrait de [74]) en (b)

3.4.5 La chaîne d'optimisation

Les différentes chaînes de calculs physiques permettant le dimensionnement et l'évaluation sont décrites et une surface de réponse les représente afin d'accélérer les calculs. Nous pouvons l'intégrer à présent dans un processus d'optimisation dont la construction est détaillée ici.

	Minimum	Maximum
Rayon rotor	10	20
Corde des pales	0.5	1.5
Régime de rotation	200	230
Nombre de points à échantillonner	300	
Nombre de points respectant les contraintes après construction du LHS	196	
Nombre total de points du LHS	592	

Tableau 3.6: Paramètres de construction du plan d'expérience composé d'un hypercube latin et d'un plan factoriel.

3.4.5.1 Construction

La chaîne d'optimisation est l'élément final du processus de prédimensionnement. Le processus se déroule en suivant trois temps :

1. L'optimiseur fournit un vecteur d'entrée R_{mr}, c_{mr}, b_{mr} et U_{mr}. La technique d'optimisation choisie est l'algorithme génétique NSGA-II. Ce choix est argumenté dans la partie 3.3.4. Les détails des réglages sont donnés ci-après.
2. La surface de réponse est interrogée. Elle renvoit les paramètres : F_{acou}, W_{empty}, W_{fuel}.
3. Lorsque le critère de convergence défini dans l'algorithme génétique est atteint, l'optimisation s'arrête. La figure 3.28 schématise cette chaîne d'optimisation.

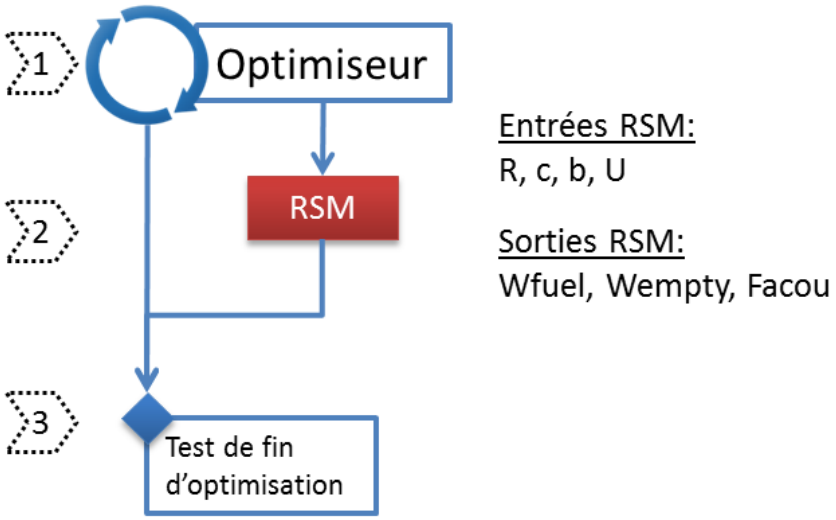


Figure 3.28: Chaîne d'optimisation d'un hélicoptère au niveau 1.

3.4.5.2 Paramétrage de l'algorithme génétique

L'algorithme génétique NSGA-II nécessite peu de paramètres. Ils sont regroupés dans le tableau 3.7. Leur choix est important. Comme cela est dit dans la partie 3.3.4.3 pour obtenir une surface Pareto satisfaisante il faut pouvoir établir un compromis entre exploitation (convergence vers la surface optimale théorique) et exploration (obtenir une bonne distribution des points). L'exploration se fait au détriment de l'exploitation dans le sens où elle freine la convergence et par conséquent, rallonge le temps d'optimisation.

Dans le cas présent nous paramétrons l'optimiseur de manière à favoriser l'exploration. Pour cela il faut agir sur les probabilités de mutation en les augmentant par rapport au niveau moyen, baisser les probabilités de croisement et puisque la convergence est plus longue, durcir le critère de convergence. Nous augmentons donc le nombre de générations sans amélioration avant l'arrêt. Enfin, pour favoriser l'exploration, il est possible, d'augmenter la taille de la population initiale, initialisée de manière aléatoire.

Paramètres généraux de NSGA-II	
Population	120
Paramètres d'optimisation pour les variables binaires (variables discrètes)	
Probabilité de croisement	0,5
Probabilité de mutation	0,7
Paramètres d'optimisation pour les variables réelles (variables continues)	
Probabilité de croisement	0,5
Probabilité de mutation	0,7
Critères d'arrêt	
Nombre de générations sans amélioration du front de Pareto avant arrêt	20
Seuil de convergence	0.001
Nombre maximal d'évaluations	10^6
Nombre maximal de génération	10^3

Tableau 3.7: Paramétrage de NSGA-II

3.5 Analyse des résultats d'optimisation

3.5.1 Premières tendances

NSGA-II est utilisé avec les paramètres décrits par le tableau 3.7 et fournit en sortie d'optimisation 1631 designs non dominés parmi les 22 446 évaluations effectuées sur 185 générations, le tout en 5 heures et 10 minutes de calculs. Les conditions de convergence sont très restrictives : 20 générations sans améliorations. En dehors du cadre de l'exercice de cette thèse, elles pourraient en pratique être assouplies à une 10ène de générations sans trop dégrader la qualité du front de Pareto nécessitant ainsi moins d'une heure de calculs pour atteindre la convergence.

Le front de Pareto en trois dimensions est difficile à visualiser sans interactivité. Il est tout de même présenté sur la figure 3.30 avec une projection « en ombre » sur chaque plan de l'espace. On peut remarquer la complexité de la forme de la surface.

Quelques tendances peuvent être observées sur la figure 3.31. Le front de Pareto est projeté sur chaque plan des objectifs, en utilisant la technique de visualisation des matrices de graphiques présentée dans la partie 3.3.5. Une palette de couleurs ajoute une information supplémentaire sur les variables d'optimisation R_{mr}, c_{mr}, U_{mr} et b_{mr}.

Le front de Pareto au regard du nombre de pales b_{mr}

La première ligne de graphiques sur la figure 3.31 apporte un éclairage par rapport au nombre de pales. Une remarque immédiate est l'absence de design à 6 pales. Cela signifie que les configurations à 7 et 8 pales sont plus performantes quel que soit l'objectif considéré. Un groupe de design à 7 pales se détache avec des valeurs de facteurs acoustiques nettement supérieurs aux autres solutions du front de Pareto. Ce petit groupe est en fait constitué d'éléments ayant une vitesse de rotation très élevée comme nous pouvons le voir sur la quatrième série de graphique sur la figure 3.31. Le nombre de pales ne semble pas avoir une influence significative sur les objectifs puisque différents nombres de pales peuvent produire des objectifs identiques.

Le front de Pareto au regard du rayon du rotor R

La seconde ligne de la figure 3.31 montre l'influence du rayon du rotor sur les différents objectifs. Nous observons que l'augmentation du rayon tend à accroître la masse à vide et tend à diminuer la consommation de carburant. La sensibilité du facteur acoustique aux variations de R_{mr} est moins constrastée.

Comme nous l'avons détaillé dans la partie 2.2.1, la puissance requise se décompose en quatre composantes : la puissance induite P_{ind}, la puissance de traînée de profil de pales P_{blade}, la puissance de traînée du fuselage P_{fus} et la puissance du rotor arrière P_{reqTR}. La figure 3.29 montre les contributions en pourcentage de chaque composantes dans la puissance requise totale pour le point de vol de croisière à 280 km/h. On peut remarquer que la puissance de traînée du fuselage a une contribution inférieure à 10%. C'est un résultat peu intuitif par rapport à ce que nous décrivions dans la partie 2.2.1.6 où pour le Dauphin, la contribution de P_{fus} à 280 km/h est environ de 50% . Cela s'explique par l'invariance du coefficient de traînée du fuselage en fonction de la masse dans nos modèles. Seules les dimensions du fuselage ont un effet et elles sont ici imposées par le nombre de passagers. Le HO-90 possède un coefficient de traînée élevé ($(C_x \cdot S)_{fus} \approx 4,0$) mais sa masse est telle que les contributions dépendantes du poids, c'est à dire la puissance induite et la puissance de traînée de pale, deviennent plus importantes. L'augmentation du rayon tend à diminuer la puissance induite et la puissance de traînée des profils de pale. Or la masse de carburant est reliée à la puissance requise totale. Par conséquent, augmenter le rayon revient à réduire la puissance requise totale et donc la quantité de carburant.

Pour un rotor donné, les composantes qui interviennent dans la masse à vide sont la masse des pales, du moyeu, de la boite de transmission principale et du moteur. L'augmentation du rayon tend

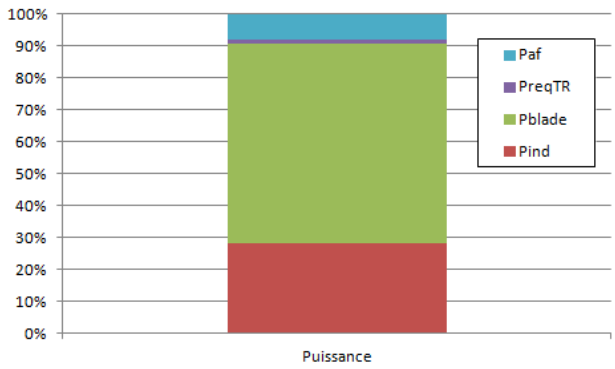


Figure 3.29: Comparaison des contributions de la puissance requise totale à 280 km/h pour un HO-90 du front de Pareto.

à diminuer la puissance requise, donc la puissance du moteur et sa masse. En revanche elle accroît la masse des pales et du moyeu.

Masse à vide et masse de carburant sont donc en « concurrence » pour définir le rayon optimal du rotor. Le facteur acoustique quant à lui ne varie pas purement en fonction du rayon. Lors de la mise en place du problème d'optimisation, nous avions défini une gamme de variation du rayon comprise entre 10 et 20 mètres. Le front de Pareto comprend des designs avec R_{mr} de 14 à 20 mètres. Les rayons inférieurs à 14 mètres ont été éliminés car ils ne présentent pas un avantage suffisant du point de vue de la masse de carburant.

Le front de Pareto au regard de la corde des pales c

La troisième ligne de la figure 3.31 met en exergue l'influence de la corde moyenne des pales sur les objectifs. La corde semble peu influente sur les objectifs : nous n'observons pas de dégradés nets en fonction des objectifs hormis peut être sur la masse de carburant qui est d'autant plus élevée que la corde est faible. Toutefois, une information importante à observer est la réduction de la gamme de variation des cordes qui passe de $[0,5; 1,5]$ comme définie initialement à $[0,7; 1,3]$ soit 40% de moins.

Le front de Pareto au regard de la vitesse de rotation en bout de pale U_{mr}

La dernière série de graphique sur la figure 3.31 met en évidence l'effet de la vitesse de rotation en bout de pale U_{mr}. On remarque clairement un effet attendu, plus la vitesse en bout de pale est importante plus l'impact sonore est élevé. C'est un résultat décrit par exemple par Prouty [13] que l'on retrouve ici. A ce titre les design ayant une vitesse en bout de pale au stationnaire supérieure à 210 m/s sont éliminés.

Le front de Pareto au regard de la masse maximale au décollage W_{mto}

La figure 3.32 montre cette fois le front de Pareto pour chaque couple d'objectifs en fonction de la masse maximale au décollage W_{mto}. Les appareils les plus légers sont ceux qui proposent une masse à

vide moyenne et une quantité de carburant faible respectivement aux alentours de 27 500 kg et 10 000 kg. Il est étonnant de voir que les appareils les plus lourds sont aussi les moins bruyants, mais cela peut se comprendre si la traction développée par le rotor (associées à la masse de l'appareil) n'est pas le plus influent dans le calcul du facteur acoustique. Un analyse de sensibilité des modèles pourrait confirmer cela.

Conclusions sur les premières tendances de l'analyse du front de Pareto

La visualisation des différents plans d'objectifs en fonction des variables de design fait apparaître les tendances les plus importantes. Elle permet aussi d'observer l'étendue des variables de design sur le front de Pareto. Ceci peut être utilisé pour relancer des optimisations plus précises. A travers les tendances nous pouvons définir quelques compromis de choix. En revanche nous ne pouvons faire un choix précis en sélectionnant un point particulier parmi ces graphiques. Pour cela nous allons utiliser la technique des diagrammes de niveaux. Avec l'augmentation du nombre d'objectifs et de variables une analyse telle que présentée ci-dessus devient plus complexe et fastidieuse. Les cartes auto-adaptatrices (SOM) procédant à un regroupement des solutions dans l'espace de design et des objectifs permettent d'observer les tendances de manière identique. Les diagrammes de niveaux et SOM sont utilisés dans la suite.

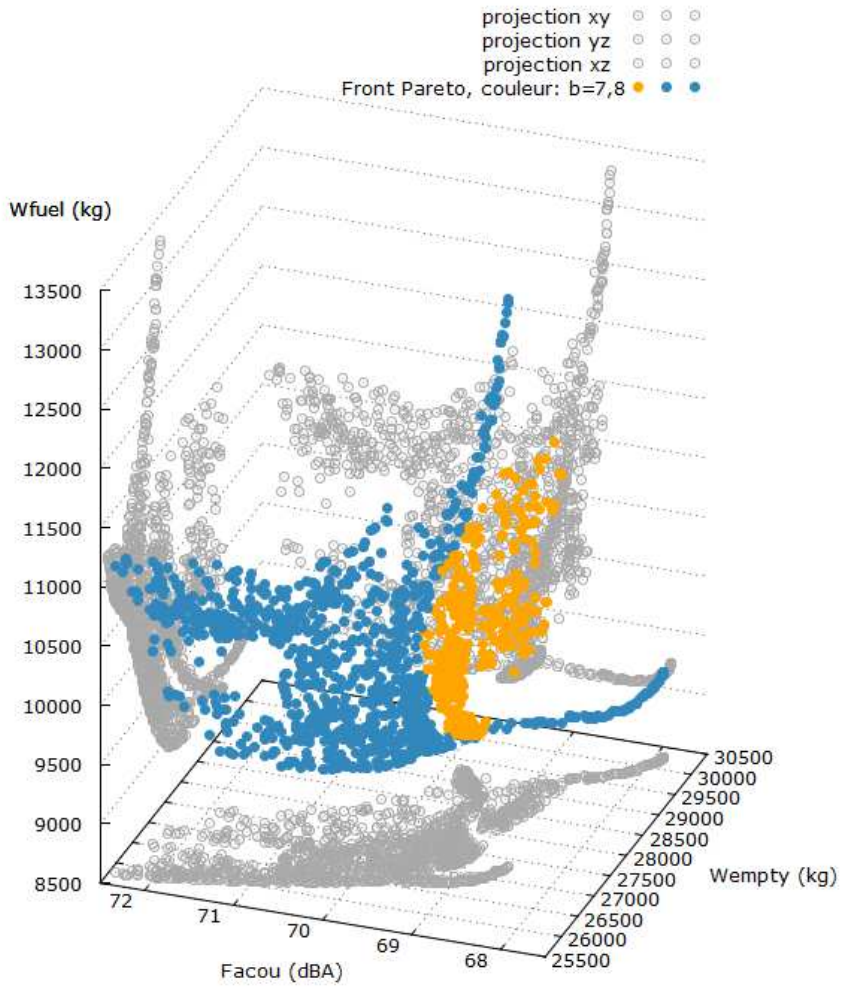


Figure 3.30: Front de Pareto représenté en 3 dimensions, obtenu après optimisation avec NSGA-II.

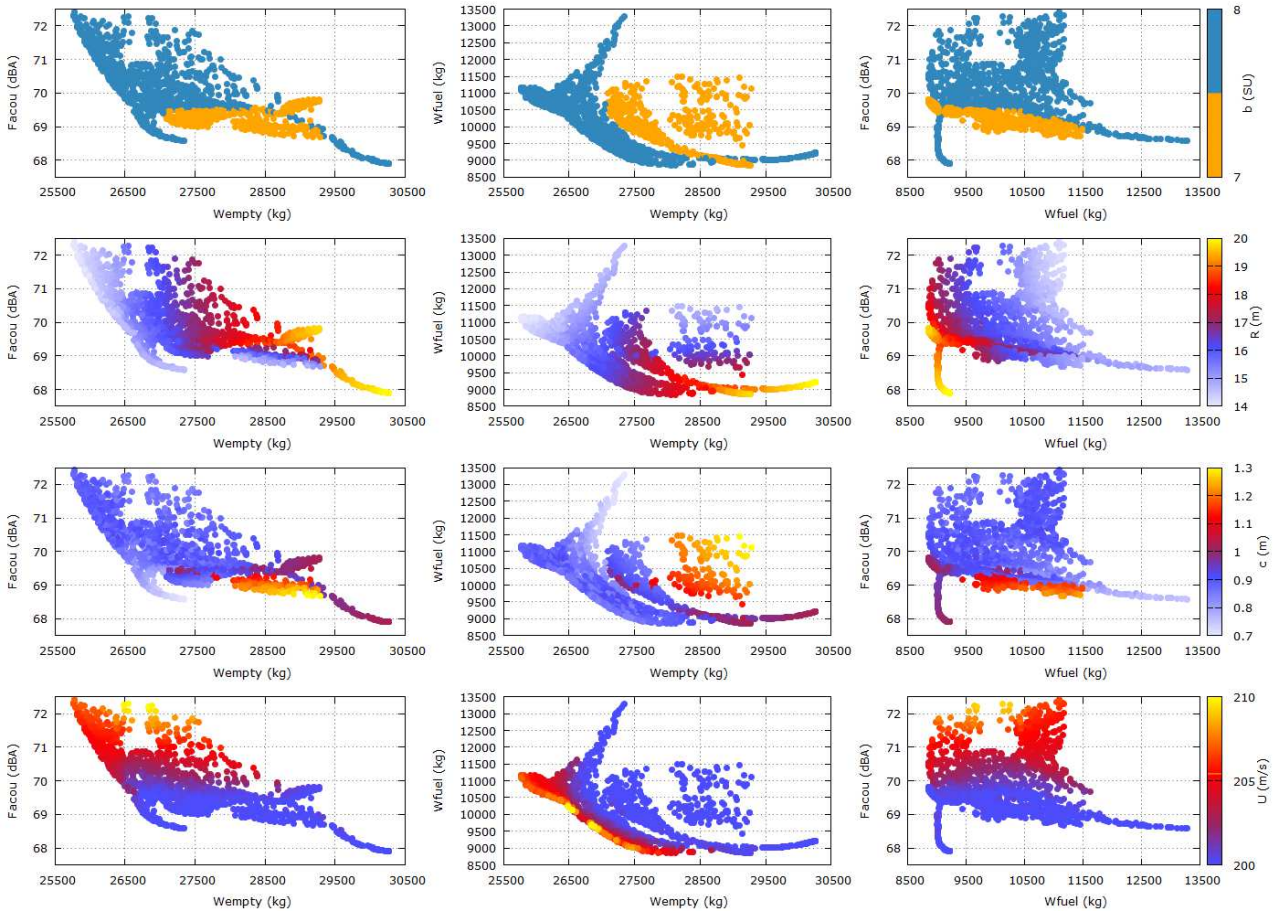


Figure 3.31: Front de Pareto projeté sur chaque objectif, la coloration des points correspond aux variables d'optimisation.

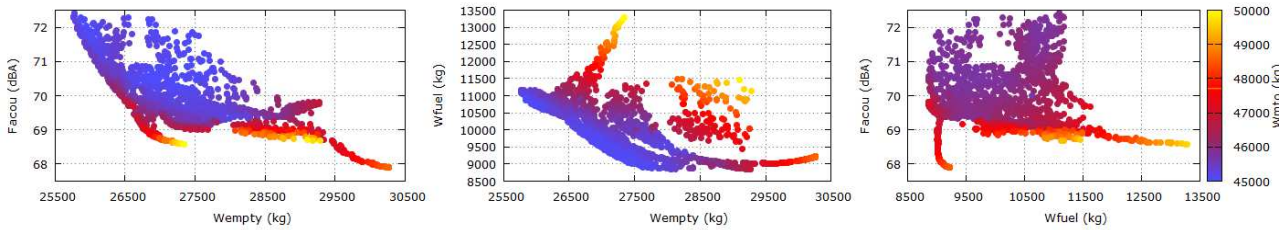


Figure 3.32: Front de Pareto et objectifs d'optimisation en fonction de la masse maximale.

3.5.2 Visualisation du front de Pareto à l'aide de cartes auto-adaptatrices

Les cartes auto-adaptatrices (SOM) décrites dans la partie 3.3.5.1 donnent une représentation en deux dimensions du front de Pareto. Elles utilisent en entrée l'ensemble des solutions du front de Pareto. Les valeurs des objectifs et des variables sont normées entre 0 et 1 suivant l'équation 3.37. C'est à dire que 0 signifie que l'on atteint le minimum d'un objectif sur le front de Pareto et 1, le maximum. L'entraînement se fait en sélectionnant aléatoirement des solutions sur le front de Pareto. Pour s'assurer que chaque point est sélectionné au moins une fois, nous choisissons d'opter pour un nombre d'itérations 100 fois supérieur au nombre de solutions soit 160 000.

Neuf groupes ou « clusters » sont créés en fonction de la valeur des variables de design en utilisant la technique du regroupement hiérarchique exposée succinctement dans la partie 3.3.5.1. Ils sont présentés sur la figure 3.35. Les cartes sont tracées en colorant une grille de cellules d'un classeur Excel. Les groupes construits en fonction des variables d'optimisation sont affichés dans différentes zones délimitées. A chaque objectif est associée une carte : W_{fuel} sur la figure 3.33a, F_{acou} sur la figure 3.33b et W_{empty} sur la figure 3.33c. Une coloration bleue est synonyme de norme élevée et donc d'un objectif « mauvais » au contraire de la coloration rouge. Pour faire ressortir des tendances, les cartes représentant les objectifs doivent être observées les unes par rapport aux autres. Les cartes auto-adaptatrices analysées deux à deux reflètent les possibles corrélations existantes entre deux objectifs.

Considérons premièrement les SOM de la quantité de carburant W_{fuel} sur la figure 3.33a et de la masse à vide W_{empty} sur la figure 3.33c. Nous visualisons clairement une opposition des colorations de ces deux cartes selon un axe de symétrie vertical. Pour la SOM W_{fuel}, les meilleurs objectifs sont situés dans le coin supérieur gauche et associés à une partie des clusters 1, 5 et 6 tandis que les plus mauvais sont placés dans le coin inférieurs droit dans le cluster n°4. Pour la SOM W_{empty}, nous observons que les appareils ayant la masse à vide la plus faible sont dans le coin supérieur droit et représentés par les solutions du cluster n°7. Il apparaît donc que les meilleurs et les pires appareils pour chaque objectif sont différents. La conséquence est que l'on ne peut pas choisir une solution qui minimise à la fois W_{fuel} et W_{empty}.

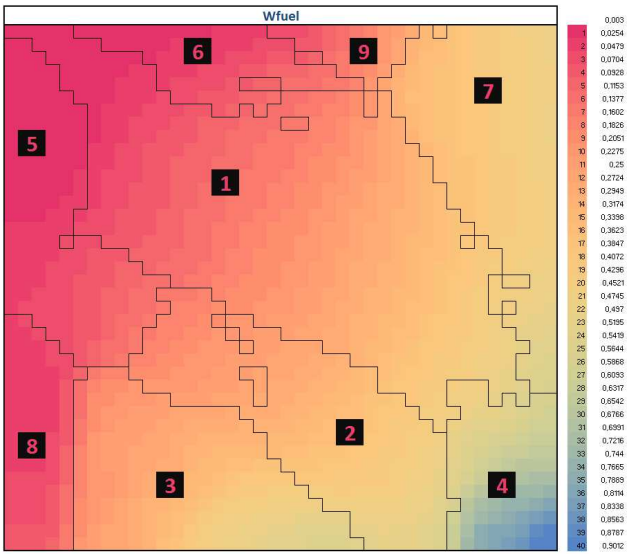
Nous regardons à présent la carte auto-adaptative du facteur acoustique sur la figure 3.33b. Nous pouvons voir une zone bleue très clairement délimitée par les clusters n°7 et 9. Cela signifie que ces groupes 7 et 9 ont bien regroupés des solutions particulières décrivant un appareil bruyant. Ces groupes correspondent à l'amas de solutions ayant une vitesse de rotation en bout de pale U_{mr} élevée et observée sur la figure 3.31. Les clusters 7 et 9 présentent une opposition de coloration entre le facteur acoustique et la masse de carburant, tout comme le groupe n°4 entre F_{acou} et W_{fuel}. Cela indique que l'optimisation du facteur acoustique tend à se faire au dépens de la masse de carburant. Cette opposition est aussi visible sur le cluster n°8 en bas à gauche sur les cartes de la masse à vide et du facteur acoustique où certains des meilleurs F_{acou} correspondent aux pires W_{empty}.

Un affichage particulièrement intéressant est la représentation de la norme des objectifs. Pour cela on calcule la norme des vecteurs d'objectifs à l'aide de leurs valeurs échelonnées entre 0 et 1 et des équations 3.38 dans la partie 3.3.5.2. Les figures 3.34a et 3.34b affichent respectivement la

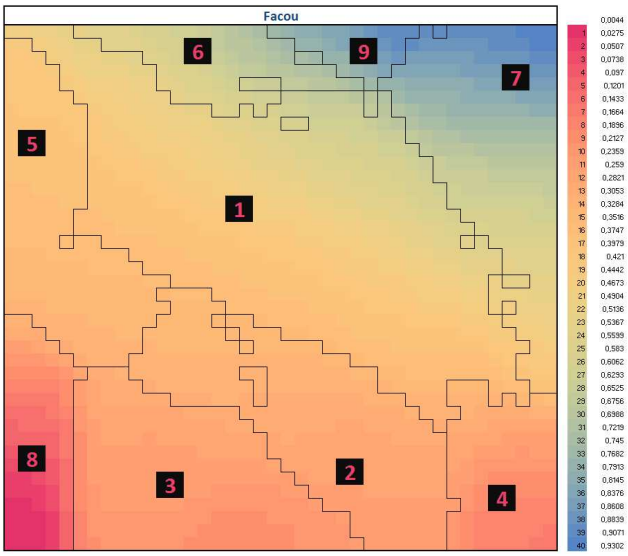
norme euclidienne et la norme infinie sur des cartes auto-adaptatrices. La norme infinie récupère pour une solution donnée, le maximum des objectifs tandis que la norme euclidienne indique la distance à un point utopique formé de chacun des meilleurs objectifs. Sur ces SOM, nous retrouvons les trois zones bleutées aux valeurs proches de 1 et correspondant au pire de chaque objectifs. Au cœur des cartes, sur une portion du groupe n° 1, on retrouve les solutions qui minimisent les normes infinies et euclidiennes. Ces points ne sont pas les meilleurs ni les pires pour chaque objectif. Ils représentent les solutions de compromis, les compromis étant définis par la norme choisie.

Les SOM donnent un aperçu des corrélations existantes entre les objectifs en observant la position des zones d'intérêt symbolisées par un niveau de couleur. L'affichage des SOM du point de vue des variables d'optimisation et des objectifs (donc le pire cas, c'est à dire le plus proche de 1) est cohérente avec ce que l'on peut observer sur les fronts Pareto en 2D présentés sur les figures 3.31. Les carte auto-adaptatives permettent donc de retrouver les tendances d'évolution des objectifs les uns par rapport aux autres ou « compilés » dans une norme. Une surcouche d'information (les clusters) permet aussi d'associer les variables de design aux objectifs.

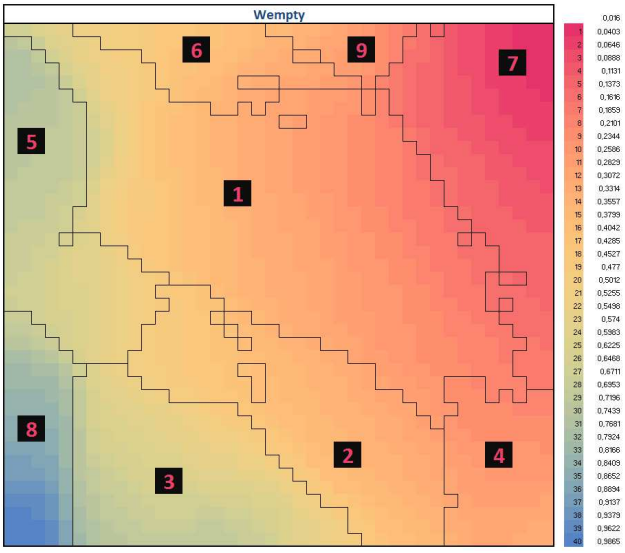
Les SOM donnent la possibilité de visualiser et d'analyser correctement un front de Pareto complexe. Toutefois leur intérêt ici est diminué par le faible nombre d'objectifs à optimiser. Les matrices de graphiques de la figure 3.31 donnent plus d'information que les SOM sur la répartition géométrique des points. Leur intérêt est moindre lorsqu'il est possible de visualiser un front de Pareto sur deux ou trois objectifs. En revanche lorsque le nombre d'objectifs augmente, les SOM sont un moyen judicieux d'analyser les tendances.



(a) SOM pour W_{fuel}

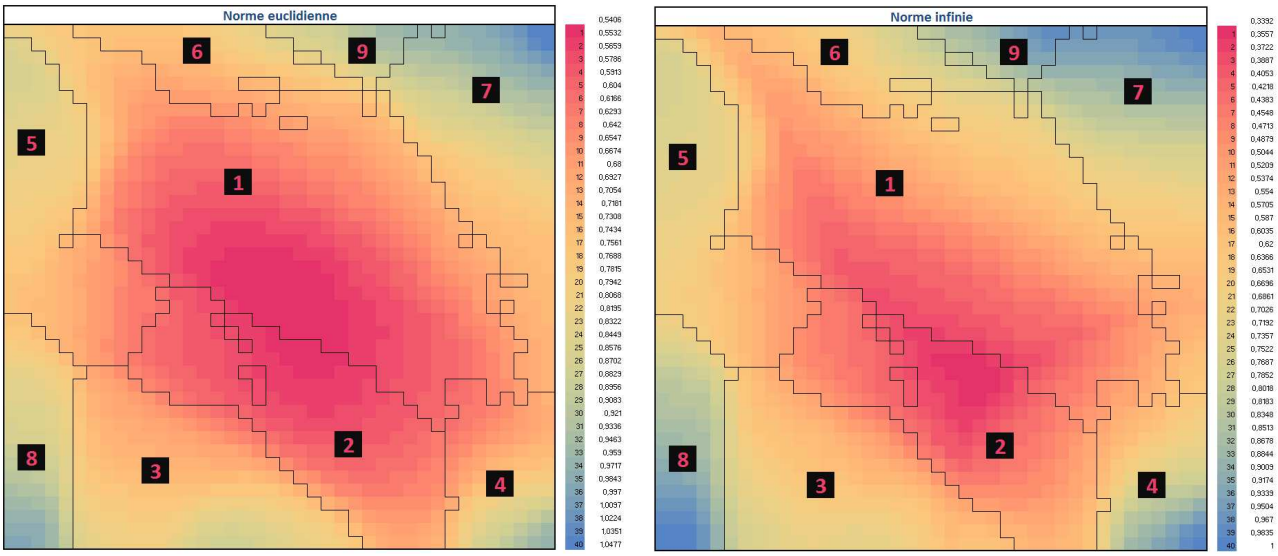


(b) SOM pour F_{acou}



(c) SOM pour W_{empty}

Figure 3.33: Représentation à l'aide de SOM de chaque objectif du front de Pareto. Une couleur bleue signifie la mauvaise qualité des objectifs au contraire de la couleur rouge. Les groupes de variables sont séparés par la bordure de chaque cellule. Une étiquette indique le groupe considéré.



(a) SOM pour la norme euclidienne

(b) SOM pour la norme infinie

Figure 3.34: Représentation à l'aide de SOM du front de Pareto. Une couleur bleue signifie la mauvaise qualité d'un objectif global reformulé en norme au contraire de la couleur rouge. Les groupes de variables sont séparés par la bordure de chaque cellule.

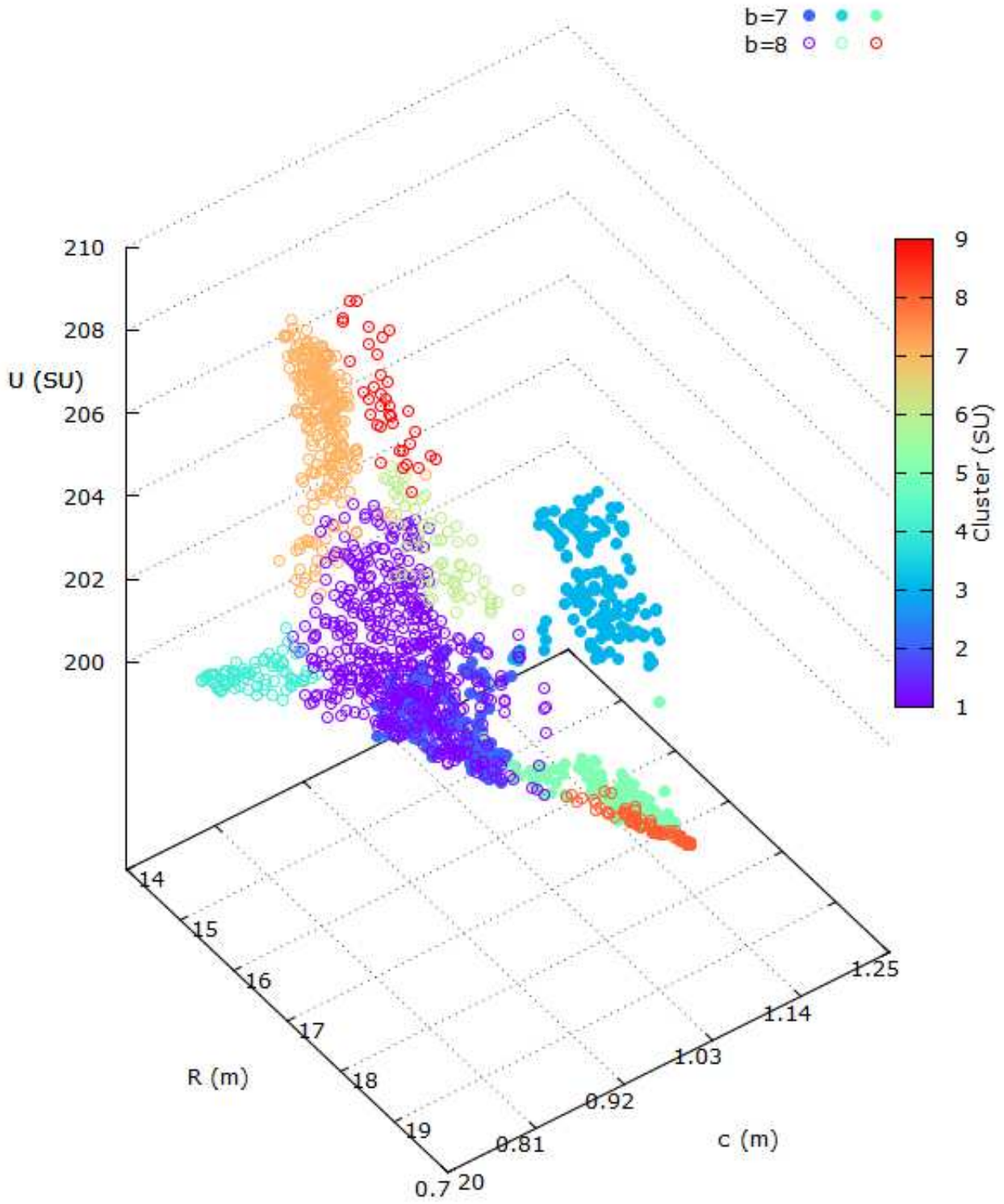


Figure 3.35: Clusters des solutions du front de Pareto en fonction des variables.

3.5.3 Choix d'une solution par la méthode des diagrammes de niveaux

Les diagrammes de niveaux introduits par Blasco et al. [67] et présentés dans cette thèse dans la partie 3.3.5.2, sont une méthode de représentation du front de Pareto en deux dimensions. Elle consiste à représenter la norme des valeurs des objectifs de chaque point du front de Pareto en fonction des critères et variables d'optimisation. Dans le cas présent les normes euclidiennes et infinies sont considérées respectivement sur la figure 3.36 et sur la figure 3.37. Les valeurs numériques des solutions sont aussi échelonnées entre la valeur minimale et maximale du front de Pareto pour chaque objectif. La norme euclidienne retranscrit la distance entre un point idéal ou utopique, cumul des meilleurs objectifs et les points du front de Pareto. Le point utopique possède les valeurs $(0, 0, 0)$ dans l'espace normalisé et ($W_{fuel}{}^{\star}$, $W_{empty}{}^{\star}$, $F_{acou}{}^{\star}$) dans l'espace des objectifs. La norme infinie renvoie le maximum des objectifs pour un point du front de Pareto : $\|J(x)\|_{\infty} = (max)\bar{J_i}(x)$. Il s'agit donc de calculer la distance d'une solution dans l'espace de chaque objectif par rapport au point utopique. Outre la visualisation, le calcul d'une norme permet de choisir une solution. Il existe notamment plusieurs points particuliers minimisant chaque norme.

Après avoir échelonné entre 0 et 1 les objectifs selon les équations 3.37, nous pouvons tracer un groupe de graphiques dédiés à la visualisation de la norme euclidienne sur la figure 3.36. Cette dernière est tracée en fonction des objectifs sur la première ligne et des variables sur la seconde ligne. Une coloration en fonction du nombre de pales augmente la quantité d'information visible. Le point le plus bas dans le diagramme est celui qui minimise la norme, il est représenté par une étoile rouge sur la figure 3.36.

Les diagrammes de niveaux adoptent une forme en V lorsque le front de Pareto est convexe. C'est le cas pour l'ensemble des objectifs sur la figure 3.36. Cela signifie que la norme euclidienne possède un seul optimum. Les solutions à 8 pales sont celles qui donnent nettement de meilleurs résultats du point de vue de la norme euclidienne. Les valeurs des variables et objectifs du point minimisant la norme euclidienne sont indiquées dans le tableau 3.8.

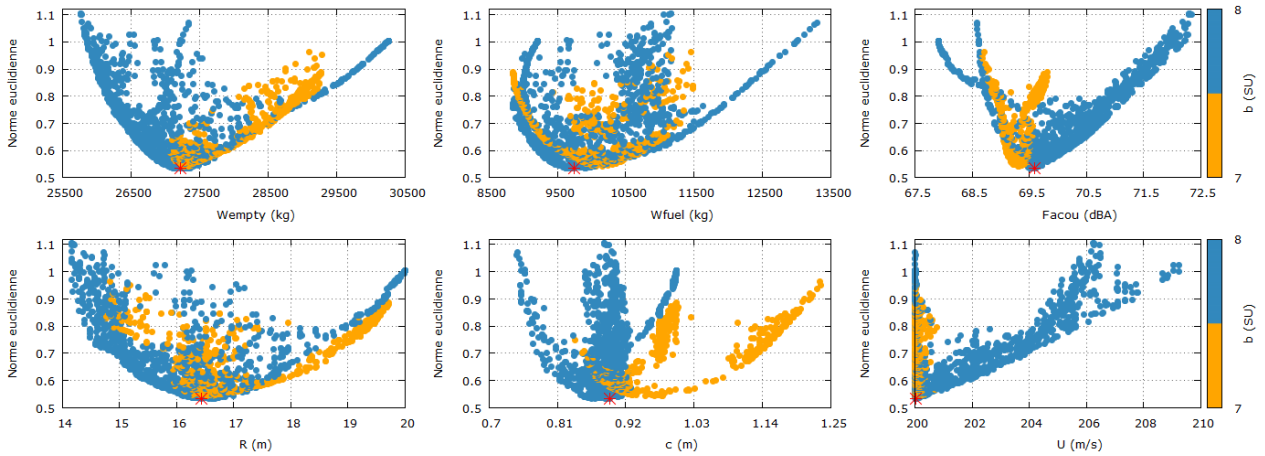


Figure 3.36: Diagrammes de niveaux en fonction des objectifs (ligne du haut) et des variables (lignes du bas). La norme euclidienne est utilisée.

Les diagrammes de la norme infinie sont présentés sur la figure 3.37. Ces schémas présentent de nouveau une forme en V. La branche de droite rassemble certains points sur une même pente, cela signifie que pour ces points, l'objectif maximal définissant la norme infinie est le critère utilisé en abscisse du diagramme de niveaux. La norme infinie est intéressante car elle considère un design choisi à partir du pire de ces objectifs en choisissant le minimum (en rouge sur la figure 3.37). Ce pire reste néanmoins le plus bas de l'ensemble des solutions du front de Pareto. C'est, encore une fois, un choix de compromis, le meilleur des pires cas optimisés.

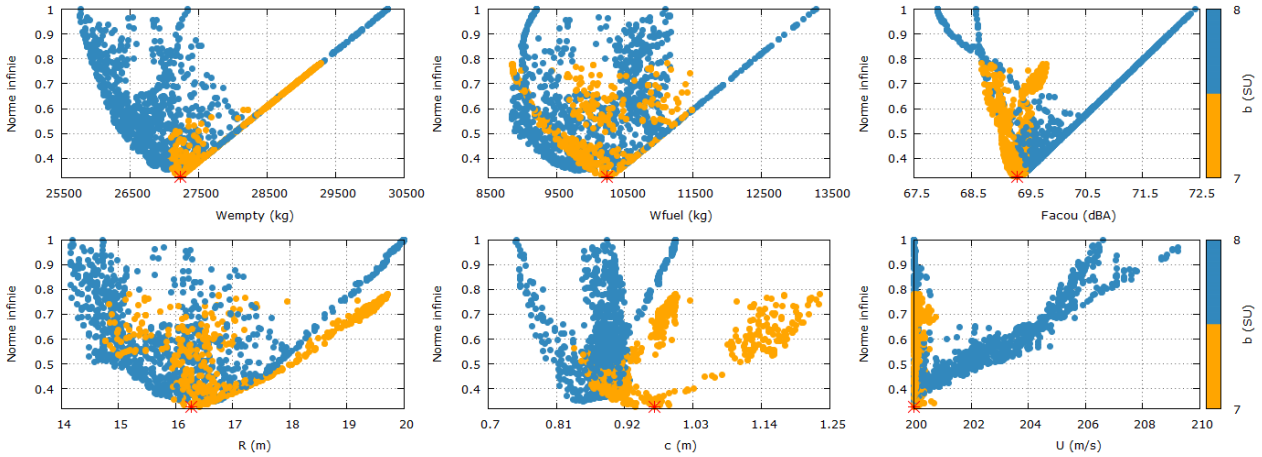


Figure 3.37: Diagrammes de niveaux en fonction des objectifs (ligne du haut) et des variables (lignes du bas). La norme infinie est utilisée.

Variables de design		Valeurs des objectifs associés	
R_{mr}	16,44 m	W_{empty}	27 223 kg
c_{mr}	0,893 m	F_{acou}	69,59 dBA
U_{mr}	200,0 m/s	W_{fuel}	9 745 kg
b_{mr}	8	W_{mto}	45 935 kg

Tableau 3.8: Objectifs et variables de design de la solution du front de Pareto minimisant la norme euclidienne.

Variables de design		Valeur des objectifs associés	
R_{mr}	16,27 m	W_{empty}	27 229 kg
c_{mr}	0,967 m	F_{acou}	69,29 dBA
U_{mr}	200,0 m/s	W_{fuel}	10 238 kg
b_{mr}	7	W_{mto}	46 136 kg

Tableau 3.9: Objectifs et variables de design de la solution du front de Pareto minimisant la norme infinie

Le choix de la solution définitive n'est pas nécessairement le point minimisant une quelconque norme, il peut aussi provenir d'une préférence de l'utilisateur. Blasco et al. [67] introduisent un

système de classification qualitatif des objectifs en fonction de leurs valeurs numériques comme le propose Messac [58]. Il est alors nécessaire de créer des gammes de variation dans lesquelles nous considérons un objectif comme « hautement désirable », « désirable », « tolérable », « indésirable », « Hautement indésirable », « inacceptable ». Cette méthode est intéressante à exploiter dans un cadre d'optimisation multidisciplinaire où chaque expert peut établir pour les objectifs qu'il maîtrise, une notation qualitative.

3.5.4 Choix d'une solution à l'aide de méthodes de décision « a priori »

Le choix d'une solution unique pour un problème d'optimisation multi-objectifs peut être fait en introduisant une préférence parmi les critères avant l'optimisation. Il s'agit des méthodes de décision « a priori » exposées dans la partie 3.3.3. Le critère global cumule les objectifs à travers une somme pondérée. Son introduction pose alors problème car il est difficile de normaliser les objectifs sans connaître les bornes de variation. L'acquisition d'un front de Pareto contenant des valeurs minimale et maximale pour chaque critère permet de contourner ce problème et d'appliquer ces méthodes de décision « a posteriori ». L'espace de recherche devient alors l'ensemble des points du front de Pareto, ou une surface de réponse le représentant.

3.5.4.1 Sélection d'une solution à l'aide du critère global par somme pondérée

La méthode du critère global par somme pondérée consiste à établir des coefficients de pondération représentatifs de la préférence imposée par le décideur, autant de coefficients qu'il y a d'objectifs. Leur somme doit égaler 1. Considérons l'ordre suivant, nous souhaitons tout d'abord minimiser la quantité de carburant nécessaire, puis la masse à vide de l'appareil et enfin réduire l'impact acoustique. Les coefficients suivant sont établis de manière arbitraire en accord avec l'ordre choisi :

$$a_{W_{fuel}} = 0,5 \qquad a_{W_{empty}} = 0,3 \qquad a_{Facou} = 0,2 \tag{3.42}$$

Le critère global par somme pondérée, noté CG, devient :

$$CG = a_{W_{fuel}} \cdot W_{fuel} + a_{W_{empty}} \cdot W_{empty} + a_{Facou} \cdot Facou \tag{3.43}$$

Le but est donc de trouver sur le front de Pareto le point qui minimise CG. La solution obtenue est indiquée dans le tableau 3.10. Si celle-ci ne correspond pas aux désirs du décideur, les poids doivent être modifiés jusqu'à satisfaction. Le critère global par somme pondérée peut tout à fait être intégré dans une analyse à l'aide de diagrammes de niveaux. En effet, la somme pondérée est simplement une nouvelle norme particulière.

Lorsque les poids sont tous égaux, aucune préférence n'est faite. Cela correspond à une simple somme des objectifs normalisés. Le design minimisant un critère global sans préférence est indiqué dans le tableau 3.11. Cela correspond à la norme d'ordre 1 ou distance de Manhattan notamment utilisée dans la méthode des diagrammes de niveaux par Blasco [67].

Variables de design		Valeurs des objectifs associés	
R_{mr}	17,39 m	W_{empty}	27 734 kg
c_{mr}	0.881 m	F_{acou}	69,98 dBA
U_{mr}	201.9 m/s	W_{fuel}	9 098,kg
b_{mr}	8	W_{mto}	45 803 kg

Tableau 3.10: Résultat de la minimisation du critère golbal (CG) par somme pondérée parmi les points du front de Pareto.

Variables de design		Valeurs des objectifs associés	
R_{mr}	16,73 m	W_{empty}	27 373 kg
c_{mr}	0,887 m	F_{acou}	69,55 dBA
U_{mr}	200,0 m/s	W_{fuel}	9 587,kg
b_{mr}	8	W_{mto}	45 901 kg

Tableau 3.11: Résultats de la minimisation du critère global (CG) par somme non pondérée parmi les points du front de Pareto.

3.5.4.2 Sélection d'une solution à l'aide de l'optimisation hiérarchique

L'optimisation hiérarchique relaxée est décrite dans la partie 3.3.3.2. Son principal défaut lorsqu'elle est utilisée a priori et que nous ne sommes pas assurés d'obtenir un design optimal, i.e. faisant parti du front de Pareto. En l'utilisant directement parmi les points du front de Pareto, on élimine ce problème. Pour rappel, le principe consiste à rechercher de manière consécutive un minimum pour chaque objectif. L'optimum trouvé devient alors une contrainte pour l'optimisation de l'objectif suivant. En gardant l'ordre établi précédemment : W_{fuel}, W_{empty}, F_{acou}. La relaxation δ_i est fixée de la manière suivante pour chaque objectif (indice i) :

$$\delta_i = 0,05 \cdot (\max J_i(x) - \min J_i(x)) \tag{3.44}$$

Les valeurs minimale et maximale sont définies sur l'ensemble du front de Pareto pour la première recherche puis sur l'ensemble des valeurs respectant les contraintes pour les suivantes. Il est à noter que le résultat dépend premièrement de l'ordre établi, mais aussi des deltas (δ_i) autorisés dans les contraintes. L'optimisation hiérarchique se déroule ainsi :

1. Recherche du W_{fuel} minimal sur le front de Pareto :

$$\begin{aligned} W^{\star}_{fuel} &= \min W_{fuel} \\ W^{\star}_{fuel} &= 8\,850\,\text{kg} \end{aligned} \tag{3.45}$$

2. Recherche du W_{empty} minimal (dans le voisinage de la solution correspondant à W_{fuel}) :

$$\begin{aligned} W^{\star}_{empty} &= \min W_{empty} \\ \text{avec :} \quad & W_{fuel} < W^{\star}_{fuel} + \delta_{W\,fuel} \\ W^{\star}_{empty} &= 27\,401\,\text{kg} \end{aligned} \tag{3.46}$$

La valeur de W_{fuel} pour cette nouvelle optimisation est $W_{fuel} = 9\,058\,\text{kg}$

3. Recherche du F_{acou} minimal

$$\begin{aligned} F^{\star}_{acou} &= \min F_{acou} \\ \text{avec} \quad & W_{fuel} < W^{\star}_{fuel} + \delta_{W\,fuel} \\ \text{et} \quad & W_{empty} < W^{\star}_{empty} + \delta_{W\,empty} \\ F^{\star}_{acou} &= 70,59\,dBA \\ W_{empty} &= 27\,512\,\text{kg} \\ W_{fuel} &= 9\,062\,\text{kg} \end{aligned} \tag{3.47}$$

Le tableau 3.12 récapitule la valeur des variables et des objectifs de ce point. Un second tableau 3.13 présente un résultat lorsque la masse à vide est optimisée avant la quantité de carburant dans l'ordre d'optimisation.

Variables de design		Valeurs des objectifs associés	
R_{mr}	17,11,m	W_{empty}	27 512 kg
c_{mr}	0,865 m	F_{acou}	70,59 dBA
U_{mr}	204.0 m/s	W_{fuel}	9 062 kg
b_{mr}	8	W_{mto}	45 704 kg

Tableau 3.12: Résultats obtenus après une optimisation hiérarchique des fonctions objectifs avec la préférence : W_{fuel}, W_{empty} puis F_{acou}

Variables de design		Valeurs des objectifs associés	
R_{mr}	14.53 m	W_{empty}	25 983 kg
c_{mr}	0,902 m	F_{acou}	71,78 dBA
U_{mr}	205,8 m/s	W_{fuel}	10 733 kg
b_{mr}	8	W_{mto}	45 719 kg

Tableau 3.13: Résultat obtenus à l'aide de l'optimisation hiérarchique des fonctions objectives avec la préférence : W_{empty}, W_{fuel} puis F_{acou}

Les méthodes de décision « a priori » peuvent donc être appliquées avec succès « a posteriori ». Les défauts principalement dus à la méconnaissance du problème qu'elles imposent avant l'optimisation sont dépassés grâce à l'acquisition préalable du front de Pareto.

3.5.5 Vers un résultat final

3.5.6 le raffinement de la solution

Les solutions proposées directement par les diagrammes de niveaux proviennent d'un compromis effectué sans préférence. Les valeurs sont généralement médianes dans la gamme de variation des objectifs optimaux. Au contraire les résultats trouvés à l'aide de l'optimisation hiérarchique ou de la somme pondérée tendent vers des valeurs élevées des objectifs du front de Pareto.

Le choix « philosophique » d'une solution avec ou sans préférence n'est pas abordé ici. Quelques arguments peuvent néanmoins être avancés. Le souhait de réduire les coûts d'exploitation ou la quantité de polluants émis peut guider vers un design minimisant la quantité de carburant. Cependant nous venons d'observer que la diminution de la masse de carburant entraîne l'augmentation de la masse à vide. Dans ce cas, il est intéressant de se diriger vers une solution de compromis qui ne rend pas extrêmes ces objectifs. De manière à poursuivre l'étude nous choisissons d'explorer ce dernier cas. Nous sélectionnons donc un design provenant de l'analyse du front de Pareto à l'aide des diagrammes de niveaux permettant de trouver une solution de compromis. Celle proposée par la norme euclidienne donne une quantité de carburant plus faible, nous décidons donc de la choisir.

De manière générale, l'algorithme génétique génère un ensemble de points au plus proche de la surface constituant le front de Pareto. Après un temps de calcul suffisamment long, l'ensemble de la surface peut être correctement défini. Cela peut être vrai à l'échelle du front de Pareto entier et faux autour d'une solution particulière. Il est donc nécessaire d'observer l'entourage de la solution choisie dans l'espace des objectifs et le cas échéant, d'affiner les résultats. L'intervalle choisi correspond à la valeur des objectifs donnés par la minimisation de la norme euclidienne $\pm 5\%$ de la distance entre les extrema des objectifs sur le front de Pareto. Cela correspond à $26\,751 \pm 207$ kg pour W_{empty}, $11\,301 \pm 111$ kg pour la quantité de carburant et 69,92 $\pm$ 0,33 dBA. La figure 3.38 dispose les points respectant ces trois conditions. Comme nous pouvons le constater, le front de Pareto n'est pas suffisamment défini. La densité des points n'est pas suffisante pour déterminer une solution au centimètre près pour le rayon rotor. Une nouvelle optimisation est nécessaire.

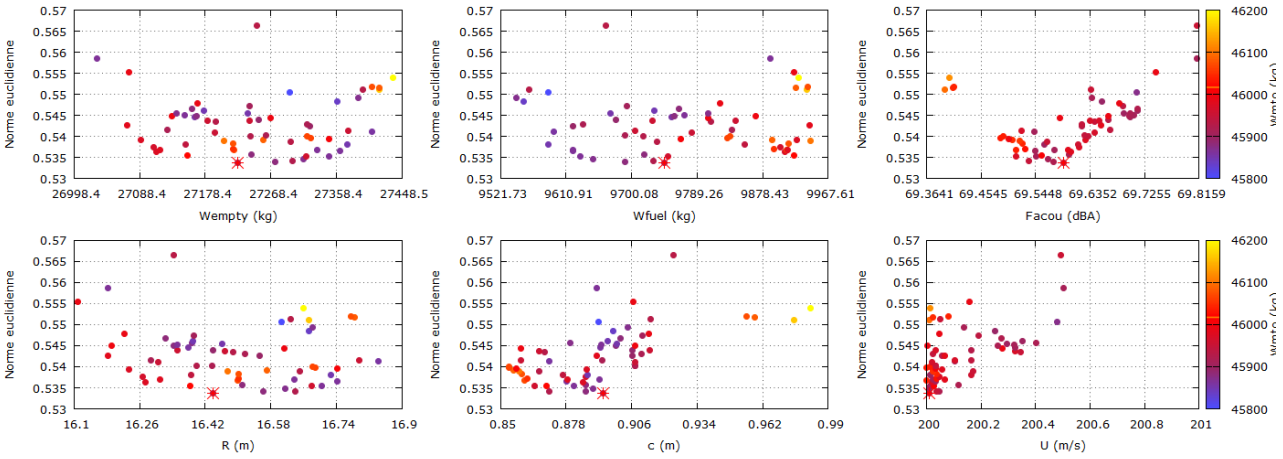


Figure 3.38: Affichage du front de Pareto à l'aide des diagrammes de niveaux autour du design sélectionné par minimisation de la norme euclidienne (point étoilé rouge).

Pour préciser la valeur de la solution nous utilisons la minimisation de la norme euclidienne établie précédemment. Nous transformons le problème d'optimisation multi-objectifs en un problème d'optimisation mono-objectif et multi-variables. L'optimisation ne nécessite plus un algorithme génétique coûteux en temps de calcul. De plus nous ne sommes pas situés près des bornes de la surface de réponse puisque nous cherchons un optimum sur le front de Pareto. Nous recherchons une solution

sur une portion localement dérivable du modèle réduit. Les méthodes à base de gradient sont donc parfaitement utilisables. Toutefois les techniques utilisant le concept de simplexe, sans gradient, tel que Nelder-Mead [77] ou encore Hooke-Jeeves [78] se montrent plus efficaces comme le souligne la figure 3.39. De plus, il est intéressant d'intégrer les méthodes sans gradient dans la chaîne de calcul C.R.E.A.T.I.O.N. En effet, dans certains cas, lorsque les domaines de définition des modules disciplinaires sont mal connus, il est judicieux de faire appel à des optimiseurs qui ne bloquent pas les calculs en cas d'erreur des codes.

Nous obtenons donc une solution précise à l'aide de la méthode de Nelder-Mead dont les valeurs des objectifs et des variables sont spécifiées dans le tableau 3.14.

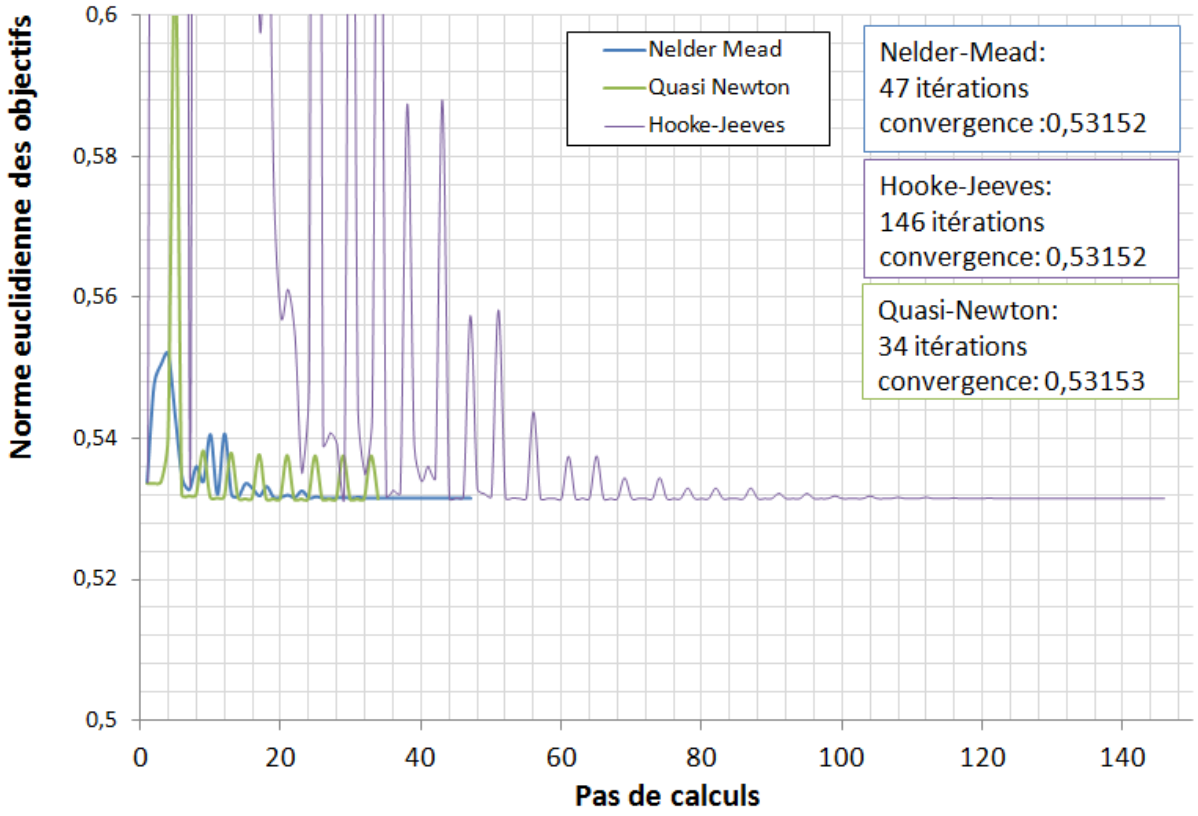


Figure 3.39: Comparaison de convergence entre différents algorithmes d'optimisation mono-objectif. L'objectif est de minimiser la norme euclidienne définie lors de la première optimisation par algorithme génétique.

3.5.7 La solution sans approximation

La solution sélectionnée (tableau 3.14) provient de l'utilisation d'une surface de réponse. Les objectifs associés aux variables sont donc approchés. Nous n'avons pas accès à l'ensemble des masses et dimensions de l'appareil. Afin de terminer la phase de conception de niveau 1, il est nécessaire de réutiliser la boucle complète de dimensionnement et d'évaluation présenté dans les parties 3.4.1

Variables de design		Valeur des objectifs associés	
R_{mr}	16,499 m	W_{empty}	27 231 kg
c_{mr}	0,880 m	Facou	69,55 dBA
U_{mr}	200,00 m/s	W_{fuel}	9 772 kg
b_{mr}	8	W_{mto}	45 946 kg

Tableau 3.14: Solution après optimisation de la norme euclidienne à l'aide de Nelder-Mead

et 3.4.2. Les dimensions et masses du HO-90 final sont présentés dans le tableau 3.15. Les écarts entre la surface de réponse et les calculs de la chaîne complète sont tous faibles : inférieur à 1%, cela indique une bonne fiabilité du modèle réduit sur le domaine des variables utilisées.

Variables de design	
R_{mr}	16,499 m
c_{mr}	0,880 m
b_{mr}	8
U_{mr}	200,00 m/s
Objectifs d'optimisation	
W_{fuel}	9 782 kg
W_{empty}	26 894 kg
W_{mto}	45 676 kg
F_{acou}	69,81 dBA
Dimensions du fuselage	
L_{fus} x H_{fus} x W_{fus}	32,9 × 3,2 × 3 (m)
Masse des sous-systèmes	
$W_{fuselage}$	13 904 kg
W_{hub}	1 537,kg
W_{blade}	3 183 kg
W_{btp}	3 253 kg
W_{empV}	505 kg
W_{eng} (1 seul moteur)	418 kg
W_{lg}	789 kg
$W_{tail\,rotor}$	2 059 kg
Puissance du moteur	
P_{eng}	4 233 kW

Tableau 3.15: Principales dimensions et masse du concept HO-90 après optimisation complète au niveau 1

Le tableau 3.16 présente les principales performances du HO-90 au niveau 1. Une première analyse montre des vitesses maximales élevées pour un hélicoptère lourd. Ce fait provient du dimensionnement du moteur dans des conditions de vol restrictives. En effet l'appareil doit pouvoir voler au stationnaire à 1 500 mètres et à ISA +20 avec un moteur en panne (il reste trois moteurs actifs) et en utilisant une puissance de secours continue : $POEI_{cont}$. C'est un état de vol exigeant qui demande énormément de

puissance : près de 4 233 kW par moteur (cf. tableau 3.15). Le système de génération de puissance doit donc être dimensionné en conséquence. Cela implique un sur-dimensionnement pour les conditions de vol standard et produit une réserve de puissance suffisamment importante pour atteindre des vitesses de l'ordre de 360 km/h et des plafonds de 7 00 mètres dans les conditions de la mission. Ces vitesses très élevées pour un hélicoptère pourraient être réduites en prenant en compte de manière plus rigoureuse du coefficient de traînée de la tête rotor qui est ici fixé, quel que soit le diamètre du rotor ou le nombre de pales, à 45% de la traînée totale de l'appareil.

Performances hors moteur	
P_{req} à $V_h = 0km/h$, 0 m, ISA0	9 681 kW
P_{req} à $V_h = 0km/h$, 1500 m, ISA+20	10 688 kW
P_{req} à $V_h = 280km/h$, 0 m, ISA0	6 039 kW
P_{req} à $V_h = 280km/h$, 3657 m, ISA0	8 094 kW
V_{be} à 3657 m, ISA0	176 km/h
V_{br} à 3657 m, ISA0	245 km/h
FM à 0 m, ISA0	0,78
Performances avec moteur	
Condition de Croisière (CR)	$V_h = 280km/h$, 3657 m, ISA0
V_{eco} à 3657 m, ISA0	278 km/h
V_{max} à 3657 m, ISA0	360 km/h
Consommation (CR)	2 299 kg/h
Rayon d'action (CR)	1 185 km
Rayon d'action (CR) (simulation de mission)	1 325 km
Endurance à V_{be}, 3657 m, ISA0	5,15 h
Autonomie à $V_h = 0km/h$, 3657 m, ISA0	3,23 h
Plafond au stationnaire à HES, ISA0, PTO	5 920 m
Plafond maximal à $V_h = 180km/h$, ISA0, PMC	7 270 m

Tableau 3.16: Principales performances du concept HO-90 après optimisation complète au niveau 1

3.5.8 Comparaison avec les résultats NDARC et du niveau 0

Le tableau 3.17 présente une comparaison des masses maximales, masse à vide et dimensions du HO-90 obtenues au niveau 1 avec les résultats de niveau 0 dans C.R.E.A.T.I.O.N. et du NDARC sur le H90.

L'écart visible sur les masses maximales au niveau 0, s'explique par le dimensionnement statistique effectué. Actuellement aucun hélicoptère ne possède la capacité de transporter 90 passagers sur plus de 1 000 km. La base de données des hélicoptères n'est donc pas représentative du design final que l'on doit obtenir notamment au niveau du calcul de la masse à vide. En effet sur les 8 tonnes d'écart entre les deux niveaux de C.R.E.A.T.I.O.N., 6 sont imputable à l'estimation de la masse à vide. Le reste provient d'une différence sur la masse de carburant d'environ 1 500 kg ce qui reste acceptable compte tenu des hypothèse de départ au niveau 0. Les dimensions du rotor au niveau 0 sont aussi plus faibles car dépendantes de la masse maximale au décollage dans les modèles statistiques. Malgré ces écarts significatifs, le niveau 0 donne une tendance correcte : en première approximation, le niveau 0 trouve

un appareil de plus de 30 tonnes, avec un rayon rotor dépassant les 10 mètres ce qui est compatible avec les résultats du niveau 1.

En ce qui concerne le NDARC, nous avons aussi une différence de masse importante : 12 tonnes sur la masse de l'appareil comparé aux résultats du niveau 1 (et 4300 kg avec le niveau 0). Les principaux écarts se font sur la masse à vide et la masse de carburant avec respectivement 7,8 tonnes (30%) et 4,3 tonnes (45%) de plus pour le HO-90. Une explication concerne la masse de carburant calculée par le NDARC. Elle est optimiste par rapport à nos estimations. Cela provient en fait d'un facteur technologique introduit dans le NDARC améliorant artificiellement les performances du moteur par rapport à l'existant. La figure 3.40 montre un courbe schématisant le rapport poids / puissance des moteurs de la base de données. Nous utilisons la régression symbolisée par une ligne rouge pour calculer la masse des moteurs à turbines du HO-90. Cette courbe de tendance (rouge) donne la limite des meilleurs moteurs actuels. Les deux triangles verts positionnent les moteurs dimensionnés par le NDARC et C.R.E.A.T.I.O.N. Nous pouvons observer que le design des moteurs du NDARC est optimiste par rapport à l'existant avec un rapport puissance / masse de 15.7 kW/kg alors que nous considérons un moteur ayant un ratio de 10.1 kW/kg. Il y a un écart de 150 kg par moteur entre les meilleurs moteurs de la base de données et la turbine du H90. Multiplié par le nombre de moteurs (4) cela explique des écarts sur la masse de la motorisation. Ce dimensionnement optimiste se répercute sur les performances du moteur. Ainsi le H90 nécessite 45% de kérosène en moins par rapport au HO-90. Le NDARC utilise donc un facteur technologique prédisant des moteurs nettement plus efficients qu'à ce jour.

Les différences sur le bilan de masse calculant la masse à vide et sur l'estimation de la consommation de carburant expliquent les écarts que nous observons entre le NDARC et C.R.E.A.T.I.O.N. De plus ces derniers ont tendance à s'accroître à cause de la convergence sur la masse maximale au décollage qui tire les masses à vide et de carburant vers des masses plus importantes.

Malgré les résultats plus pessimistes de C.R.E.A.T.I.O.N. par rapport au NDARC, le HO-90 dimensionné est plus crédible avec les technologies actuelles. Les masses maximales, à vide et de carburant sont cohérentes du seul appareil existant équivalent : le Mil Mi 26 dont les informations sont présentées dans le tableau 3.1. Il faut donc interpréter les différences observées entre les deux prédimensionnements HO-90 (C.R.E.A.T.I.O.N.) et H90 (NDARC) comme étant essentiellement dues à des différences de perspectives entre les deux concepts préliminaires : celle effectuée avec la chaîne présenté dans cette thèse correspond au meilleur hélicoptère réalisable avec les technologies actuelles alors que celle proposée par le NDARC vise un horizon plus lointain d'applicabilité (environ 30 ans). Enfin contrairement aux bilans de masse, les modèles de calcul des puissances requises pour le vol utilisés dans NDARC et dans C.R.E.A.T.I.O.N. donnent des résultats comparables pour deux appareils équivalents[3].

Cette thèse propose une démarche de conception intégrant au mieux l'optimisation, minimisant les interventions humaines et guidant le choix d'une solution avec des outils d'optimisation, d'analyse et d'utilisation des résultats. Signe de maturité des modèles, nous n'avons pas eu à renier les résultats

3. Calculs non présentés ici

des optimisations pour des raisons de représentativité physique de ces derniers. Ce processus d'optimisation des hélicoptères montre donc sa capacité à fournir un pré-dimensionnement fiable d'un appareil pourtant sans équivalent de nos jours. Il reste néanmoins à affiner les modèles et corriger quelques problèmes d'estimation des masses des pales et du moyeu rotor. Dans le cadre de C.R.E.A.T.I.O.N. des liens multi-niveaux plus étroits entre la chaîne présentée dans ce chapitre (niveau 1) et les codes experts (niveau 3) sont en cours d'étude.

Paramètres	**HO-90 (niveau 1)**	**HO-90 (niveau 0)**	**H90 (NDARC)**
W_{mto}	45 676 kg	37 882 kg	33 501 kg (Masse mission)
W_{empty}	26 894 kg	20 5554 kg	19 078 kg
W_{fuel}	9 782 kg	8 328 kg	5 443 kg
W_{pay}	9 000 kg	9 000 kg	8 980 kg
P_{eng}	4 233 kW		3 355 kW
R_{mr}	16,499 m	13,7 m	14,93 m
c_{mr}	0,880 m	0,80 m	0,917 m
b_{mr}	8	8	7
U_{mr}	200,00 m/s	216 m/s	198 m/s

Tableau 3.17: Comparaisons des prédimensionnements effectués au niveau 0 et 1 avec C.R.E.A.T.I.O.N. et avec le H90 de la NASA

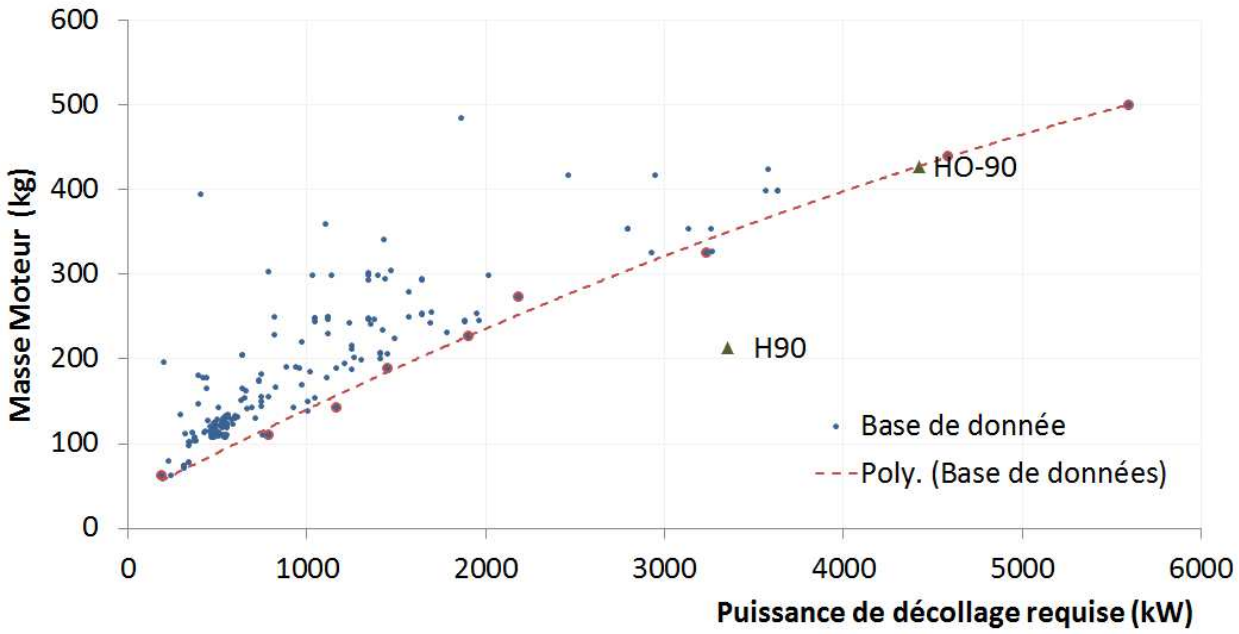


Figure 3.40: Base de données des turbines présentées en fonction de leurs masse et de leur puissance maximale au décollage. La courbe rouge est la régression utilisée pour calculer la masse des turbines dans C.R.E.A.T.I.O.N. Les points verts représentent la masse d'une turbine du H90 et du HO-90. La masse de la turbine du H90 met en évidence la prise en compte d'un facteur technologique.

3.6 Conclusions

A travers l'utilisation des modèles de niveaux 0 et 1 nous avons prédimensionné un hélicoptère de transport lourd civil ayant la mission de transporter 90 passagers sur une distance franchissable d'au moins 1 000 km à 280 km/h.

Au niveau 0 nous avons mis en évidence les limites de la base de données pour le calcul de la masse maximale au décollage. La conjugaison de la charge utile et de la distance franchissable définies dans les spécifications font du HO-90 un appareil peu représentable par la base de données au regard des masses notamment. Par identification et extrapolation avec un appareil proche nous avons calculé la masse de carburant permettant d'obtenir une première estimation de la masse maximale au décollage. Les résultats du dimensionnement au niveau 0, à défaut d'être précis, donnent néanmoins la bonne tendance à savoir un appareil d'environ 30 à 40 tonnes ayant un diamètre rotor de près de 30 mètres. Ces résultats orientent, cadrent et initialisent la recherche d'un design optimal au niveau 1.

Le niveau 1 introduit une modélisation plus précise du design de l'hélicoptère. Le processus de conception est organisé autour d'une optimisation englobant des calculs de dimensionnement et d'évaluation. Le dimensionnement permet de déterminer plus précisément le moteur optimal pour un ensemble de points de vol caractéristiques de la mission et d'effectuer un bilan de masse pour obtenir la masse à vide et la masse maximale au décollage de l'appareil. L'évaluation permet quant à elle de déterminer la masse de carburant utilisée sur la mission et le niveau de bruit émis par l'hélicoptère en phase d'approche à l'atterrissage. Cette phase d'évaluation pourrait bien sûr être complétée ultérieurement par d'autres critères.

La recherche du design optimal passe par la résolution d'un problème d'optimisation multi-critères et multi-variables avec contraintes. Après une étude bibliographique présentant un panorama de techniques envisageables, nous avons choisi d'utiliser les algorithmes génétiques, en particulier NSGA II [65]. Celui-ci permet grâce à l'élitisme d'explorer plus efficacement l'espace de design tout en garantissant une bonne convergence. L'inconvénient est que le nombre d'évaluations nécessaires pour converger est très grand. Dès lors il faut posséder une chaîne de calcul dont l'exécution est rapide. La chaîne introduite demande plusieurs minutes de calculs pour une seule évaluation. Afin d'accélérer les calculs nous avons introduit une technique de réduction de modèle appelée Krigeage. Celle-ci a permis de construire une surface de réponse de qualité et capable de fournir une évaluation complète en quelques centièmes de secondes. La comparaison des deux résultats, l'un donné avec la surface de réponse, l'autre à l'aide de la chaîne complète montre des différences inférieures à 1%.

Le processus de conception établi au niveau 1 a mené vers un hélicoptère HO-90 dont le rotor principal est optimisé par rapport à la masse à vide de l'appareil, la quantité de carburant consommée sur la mission et le niveau de bruit émis en phase d'approche à l'atterrissage. Le design final du HO-90 au niveau 1 montre un appareil lourd, environ 46 tonnes, nécessitant quasiment 11 tonnes de carburant pour effectuer les 1 325 km de sa mission. Le rotor possède un diamètre d'environ 30 mètres. En l'état actuel ce serait le second hélicoptère le plus imposant ayant jamais existé, après le Mil Mi 26.

Les travaux de ce chapitre, effectués durant cette thèse, proposent donc une méthodologie de conception préliminaire et d'optimisation éprouvée sur le cas complexe de cet hélicoptère de transport lourd. Elle est pleinement intégrée dans l'outil C.R.E.A.T.I.O.N. et permet la validation du jalon 2. De prochains travaux pourraient reproduire l'exercice sur un hélicoptère plus léger tel que le Dauphin avec des spécifications de grande vitesse ou d'endurance élevée par exemple.

Chapitre 4

Vers la généralisation des méthodes et outils aux autres aéronefs à voilure tournante

Sommaire

4.1 Introduction 199
4.2 Bilan de puissance généralisé 200
4.3 Code de génération automatique d'architecture 203

Ce chapitre présente les travaux initiés visant à généraliser C.R.E.A.T.I.O.N. à toutes les formulations d'appareils à voilure tournante. Pour cela nous devons généraliser les équations du bilan de puissances à tous les types de rotors. Nous commencerons par les rotors basculants du convertible. Dans un second temps, un appareil muni de ce système sera optimisé en utilisant les techniques développées au chapitre précédent. Enfin avant de clore ce manuscrit de thèse, nous présenterons une étude préliminaire permettant la construction automatique d'architectures de giravions.

4.1 Introduction

Précédemment dans cette thèse nous avons étudié la chaîne de calculs C.R.E.A.T.I.O.N. dédiée aux hélicoptères. Dans un premier temps, il s'agissait d'élaborer les modèles disciplinaires mis en jeu dans l'évaluation des performances d'un hélicoptère. L'étape suivante a été leur application dans un cas de conception préliminaire. Le but du troisième jalon de C.R.E.A.T.I.O.N. est de généraliser la chaîne de conception et d'évaluation à l'ensemble des aéronefs à voilure tournante. Nous avons décrit leur variété au chapitre 1 : convertibles, coaxiaux, tandems, combinés, la diversité est très importante. Cela rend la généralisation des outils de C.R.E.A.T.I.O.N. d'autant plus complexe. Il faut donc procéder par étapes. Ce chapitre présente une étude préliminaire effectuée durant cette thèse et contribuant à cette généralisation.

Dans un premier temps il est nécessaire de décrire les formulations autres que l'hélicoptère, les plus communes sont : le convertibles, les coaxiaux et le tandem. Dans cette thèse, seul le premier est abordé alors que des éléments concernant les deux autres sont en cours d'intégration au moment de la rédaction de ces lignes. Des développements ont été effectués pour les coaxiaux et les rotors carénées, mais leur validité n'a pas été suffisamment vérifiée pour être intégrée dans ce manuscrit.

Enfin une seconde partie présentera quelques travaux théoriques menant vers la génération automatique de géométries de concepts d'appareils à voilure tournante. Le but recherché est d'avoir accès à l'ensemble des configurations possibles d'appareils à voilure tournante. Il s'agit d'un pas essentiel vers la généralisation de C.R.E.A.T.I.O.N. Seul l'aspect géométrique du problème a pu être traité. Un code de calcul présente la génération automatique d'une géométrie d'appareil. La liaison avec d'autres disciplines sera effectuée dans des travaux poursuivant cette thèse dans le cadre du projet C.R.E.A.T.I.O.N.

4.2 Bilan de puissance généralisé

La généralisation du bilan de puissance doit permettre de traiter tous types de rotors ou d'hélices au sein d'un ou plusieurs codes modulaires. Quelques travaux préliminaires effectués en fin de thèse décrivent le bilan de puissance pour le convertible, les rotors coaxiaux, les rotors carénés. Afin d'illustrer ces travaux nous proposons quelques éléments concernant les appareils à rotors convertible.

4.2.1 Le convertible

4.2.1.1 Les spécificités du convertible

Les convertibles sont des appareils à voilure tournante dont les rotors peuvent basculer. Ils sont présentés dans la partie 1.1.4.5. L'angle de rotation des nacelles qui portent les rotors par rapport au fuselage est noté D_{nac}. Il peut prendre une valeur comprise en 0 et 90 degrés et même au delà. A 90 degrés l'appareil est dit en « mode hélicoptère », les rotors fournissent alors une traction opposée au poids. A 0 degré le convertible est en « mode avion » et les rotors développent une force propulsive compensant la traînée. Entre ces deux positions caractéristiques, il y a une phase de transition durant laquelle les rotors peuvent s'orienter de manière à compenser la traînée et une partie du poids, les ailes assurant une portance croissante en fonction de la vitesse. Pour le convertible tout l'enjeu consiste donc à optimiser l'attitude de l'appareil pour maximiser la portance des ailes et orienter les nacelles de manière à atteindre l'équilibre des forces et moments. La figure 4.1 illustre les deux modes décrits ci-dessus.

Au niveau 1 de la chaîne C.R.E.A.T.I.O.N. la description de l'appareil est sommaire. Nous n'avons pas d'information sur la position du centre de gravité et le placement des éléments portants. Ce sont pourtant des informations essentielles si l'on doit considérer un angle d'attitude d'appareil. A l'instar du bilan de puissance hélicoptère, seule la somme des forces de portance et de traînée est considérée. Ces hypothèses simplificatrices ne permettent pas de calculer fidèlement la puissance requise dans les phases de transition. C'est pourquoi les calculs seront seulement effectués pour les modes « hélicoptère » (en vol stationnaire) et « avion » (en vol d'avancement). Nous déterminerons



(a) V22 Osprey en mode avion

(b) V22 Osprey en mode hélicoptère

Figure 4.1: Illustrations des différents modes de basculement des rotors d'un convertible.

alors la vitesse à laquelle le basculement des nacelles est achevé. Au-delà de ces considérations de base relatives au niveau 1, de nouvelles hypothèses simplificatrices sont à prendre en compte. Les nacelles portant les rotors et moteurs sont des éléments géométriques complexes. Faute d'information fiable ou de modèle dans C.R.E.A.T.I.O.N., leur traînée n'est pas considérée. De prochains développements par l'unité de recherche de DAAP/H2T permettront cette prise en compte. La portance des ailes est uniquement décrite par un coefficient de portance maximal, sans prise en compte de l'attitude de l'appareil.

4.2.1.2 Le bilan de puissance du convertible

Le bilan de puissance est calculé dans les deux positions caractéristiques du convertible, le mode hélicoptère et le mode avion. Dans le premier cas, les équations du bilan de puissance du convertible sont identiques à celles de l'hélicoptère. La seule différence est que le souffle rotor interagit avec les ailes et non plus seulement avec le fuselage à travers un coefficient constant k_{rpa}. La puissance induite se calcule donc de la manière suivante pour un seul rotor :

$$P_{ind} \quad (\textit{hélicoptère}) \quad = \kappa \cdot T \cdot (1 + k_{rpa}) V_{i0} \tag{4.1}$$

Dans cette équation, κ est le coefficient d'efficacité induite, T est la traction délivrée par le rotor et V_{i0}, la vitesse induite à vitesse d'avancement nulle. La puissance induite totale est simplement multipliée par 2 pour prendre en compte les deux rotors. La puissance de traînée de profil pour un rotor s'écrit :

$$P_{blade} \quad (\textit{hélicoptère}) \quad = \frac{1}{8} \cdot \rho \cdot b \cdot c \cdot R \cdot Cxp_0 \tag{4.2}$$

Cxp_0 est le coefficient de traînée des pales à vitesse d'avancement nulle et s'exprime de la même manière que pour l'hélicoptère en l'état actuel des modèles.

En mode avion, il faut rechercher premièrement la vitesse minimale à laquelle les ailes assument toute la compensation du poids de l'appareil. Nous considérons alors que les ailes sont orientées de manière optimale par rapport au flux d'air. Les nacelles portant les rotors ont un angle $D_{nac} = 0°$ par rapport au fuselage. Dans cette position les rotors compensent la traînée totale de l'aéronef D et deviennent donc des hélices propulsives.

$$P_{prop}(avion) = \kappa \cdot D \cdot V_h \tag{4.3}$$

La figure 4.2 présente la puissance requise par un convertible en fonction de la vitesse d'avancement horizontale. La transition n'est pas modélisée c'est pour cela qu'une ligne en pointillés sépare les deux modes. Sur cette figure la puissance totale à 490 km/h égalise la puissance totale au stationnaire. La vitesse maximale de l'appareil modélisé dépasse donc les 490 km/h. L'équivalent hélicoptère peinerait à dépasser les 350 km/h. A environ 300 km/h l'aile est capable de générer toute la portance nécessaire pour contrer le poids. La puissance requise est donc celle nécessaire pour lutter contre la traînée de l'appareil à l'aide des rotors agissant comme des hélices propulsives.

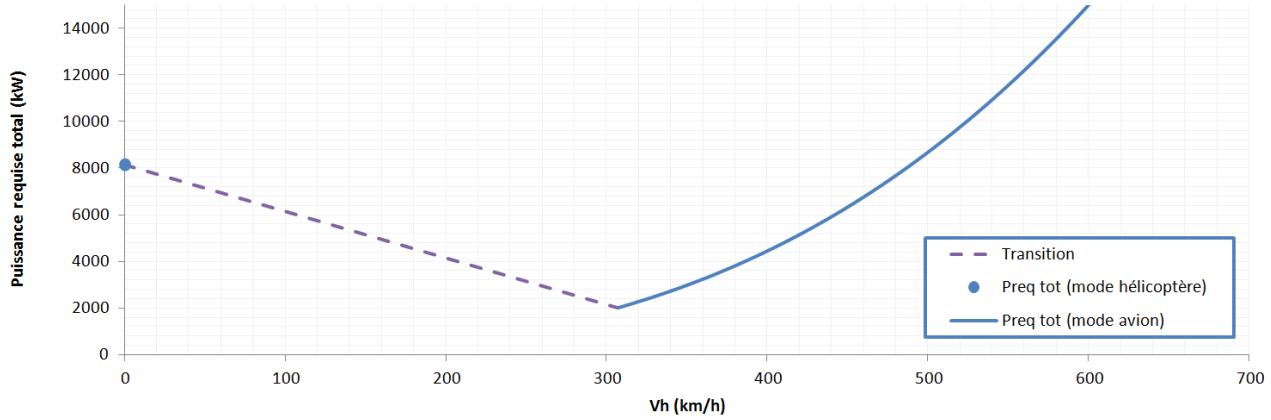


Figure 4.2: Bilan de puissance typique d'un convertible.

4.2.1.3 Les autres modèles de niveau 1 pour le convertible

Le bilan de puissance est un modèle ou agglomérant les informations des différentes disciplines. A ce titre, il attend des autres modules de C.R.E.A.T.I.O.N. des entrées essentielles telles que les polaires des pales ou des ailes. L'énumération suivante présente un état des lieux du travail qu'il reste à fournir pour compléter le niveau 1 pour un convertible.

– **Aérodynamique** : les pales du rotor d'un convertible sont particulières. Elles possèdent un vrillage plus important et l'allongement est plus faible que pour les pales d'un rotor d'hélicoptère. Il faut donc établir une polaire de pale spécifique. Outre le rotor, les ailes sont des éléments portants dont il est nécessaire d'évaluer une polaire. Les calculs donnant ces informations proviennent d'un module aérodynamique généralisé aux convertibles et sont en cours d'implémentation.

- **Bilan de masse** : le bilan de masse pour les convertibles et plus généralement pour les appareils non conventionnels est la partie la plus complexe. Le manque de données rend difficile toutes estimations statistiques. La définition peu avancée de l'appareil au niveau 1 empêche l'utilisation de processus de dimensionnement complexe. Pour un convertible quelques masses sont importantes à connaître et peuvent être accessibles au dimensionnement de niveau 1 : la masse des ailes, de l'arbre de transmission traversant et les boites de transmission.
- **Acoustique** : le module acoustique comporte à ce jour trois types de modèles : le rotor principal, le rotor arrière, le moteur. Pour le calcul de l'impact acoustique, il est possible de chaîner autant de modèles acoustiques que nécessaire. Donc pour évaluer le bruit du convertible en mode hélicoptère, on peut sommer deux sources de bruit de type rotors principaux. Une particularité est par exemple, le masquage sonore causé par la présence de l'aile qui doit être pris en compte.

4.2.1.4 Conclusions sur le convertible

Les éléments présentés ici sont une base de travail pour étudier le convertible au niveau 1. La modélisation effectuée considère le calcul de la puissance requise en mode hélicoptère et calcul de la puissance requise en mode avion. Différentes tentatives de modélisation du basculement au niveau 1 ont été effectuées, par exemple en recherchant l'angle de nacelle minimisant l'attitude requise de l'appareil, mais les résultats ne sont pas encore satisfaisants. Dans une première approximation, les modèles proposés peuvent servir pour de premières optimisations sur des performances de vol telles que la vitesse maximale ou l'efficacité sustentatrice en vol stationnaire.

4.3 Code de génération automatique d'architecture

Les formulations d'appareils à voilure tournante sont très diversifiées. Les combinés mêlent ailes, rotors, hélices ou carènes de manière à combler certaines lacunes des hélicoptères telles que la vitesse maximale ou la stabilité en vol stationnaire. L'essor des drones permet notamment de tester de nombreuses configurations en minimisant les coûts de développement. On retrouve notamment de nombreux petits appareils multi-rotors remarquables par leur dynamisme. Cela pose une question : « parmi toutes les formulations possibles, laquelle est la plus adaptée ? ». Parvenir à une réponse nécessite premièrement d'avoir accès à toutes les configurations possibles du point de vue architectural. Au niveau 1 les informations directement liées à la géométrie d'un appareil sont peu nombreuses :

- Dimensions des rotors
- Longueur / Hauteur / Largeur du fuselage
- Dimensions des ailes

De nouveaux éléments tels que les carènes pourraient nécessiter l'introduction de nouvelles grandeurs. Malgré cela, la faible précision requise des modèles de niveau 1 permet d'envisager un code de génération automatique des giravions.

Le principe général consiste à combiner aléatoirement deux types d'éléments sur un fuselage représenté par un parallélépipède. Premièrement les rotors, quel que soit leur type (coaxiaux, basculants, simples, etc.), deuxièmement les éléments fixes générant de la portance ou de la traction. Leur nombre dépend des préférences de l'utilisateur. Le placement est effectué aléatoirement mais doit toujours per-

mettre d'aboutir à une configuration stable sur les 6 degrés de liberté de l'aéronef en mouvement dans l'espace à trois dimensions (3 de translation et 3 de rotation). Cela nécessite d'imposer un processus et des règles de construction détaillées dans la suite.

4.3.1 Le processus et les règles de construction d'un giravion

La première étape consiste à définir un parallélépipède correspondant à une boite englobant le fuselage sans les éléments portants comme illustré sur la figure 4.3. Concrètement il s'agit de définir les longueur, hauteur et largeur du corps principal de l'appareil. Au niveau 1, il n'y a pas d'intérêt à détailler plus la géométrie. Cette boite est découpée en deux parties selon le plan de symétrie longitudinal de manière à obtenir deux parts symétriques. Tout le travail de modélisation est effectué sur l'une des deux parties et ensuite reproduit sur la seconde par symétrie.

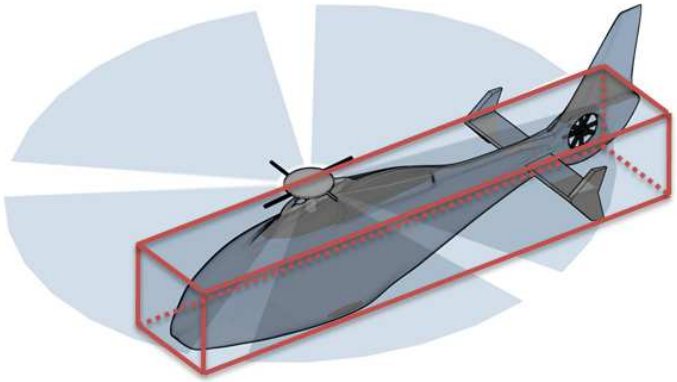


Figure 4.3: Boite initiale définie comme les dimensions principales du fuselage.

Dans un second temps, la boite ainsi créée est de nouveau divisée en sous-parties. Cela définit des faces, arêtes et points permettant de disposer les éléments portants fixes ou tournants. Les ailes verticales ou horizontales sont représentées comme des parallélépipèdes. Les rotors sont figurés par des vecteurs. La figure 4.4 montre ces différents éléments.

L'utilisateur définit un nombre N_{rot} de rotors et N_{fix} éléments fixes (ailes verticales et horizontales). La difficulté consiste à placer ces éléments de manière à ne pas induire de déséquilibres à cause de moments créés. Quelques règles de construction sont alors définies :

Lois de placement des éléments fixes :
- les ailes horizontales sont placées sur les faces latérales,
- les ailes verticales sont placées sur les faces supérieures et inférieures,
- les faces avant et arrière ne comportent pas d'élément fixe.

Les ailes sont placées en premier lieu pour qu'elles puissent accueillir des rotors. Elles sont considérées comme des plaques planes comme illustré sur la figure 4.4. Les rotors sont placés sur les arêtes

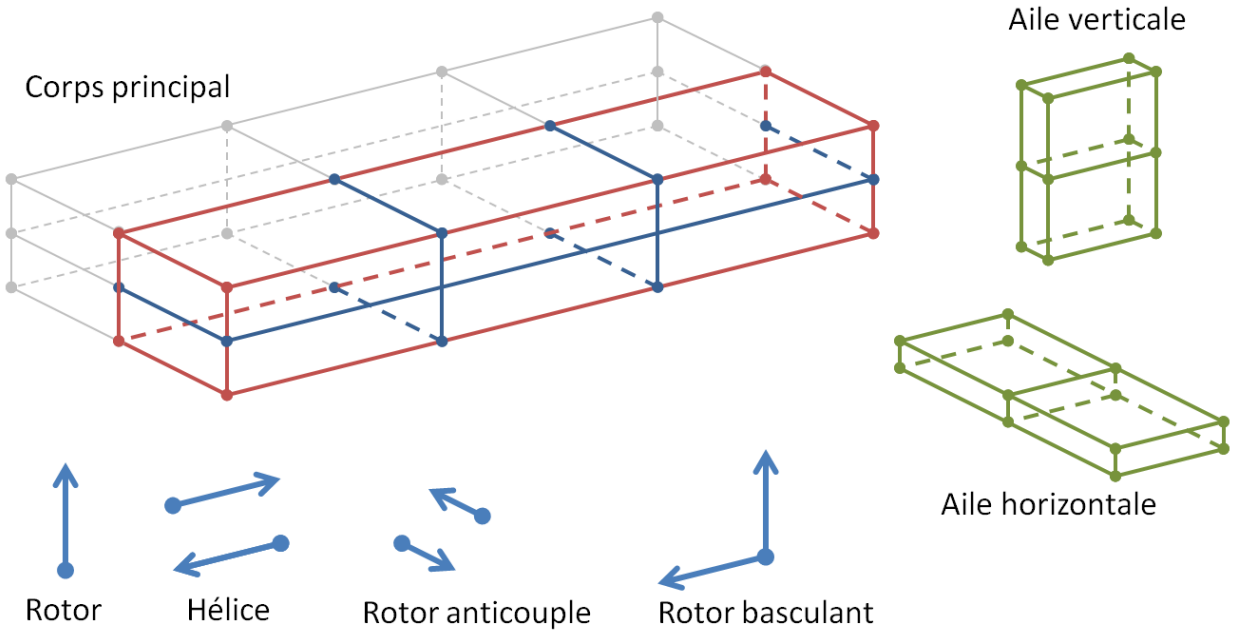


Figure 4.4: Ensemble des éléments de base nécessaires pour la génération automatique d'architectures de giravions.

selon un système de vecteur normal. Ce système de vecteurs normaux permet de placer des rotors sur des emplacements compatibles avec leur présence. Chaque arête est la jonction de deux faces. Chaque face possède une normale orthogonale à un plan. Le système établi consiste à attribuer de manière informatique à chaque arête, les vecteurs normaux des faces adjacentes. Les normales des faces sont alors des directions vers lesquelles le rotor peut exercer une traction. Les arêtes pouvant accueillir un rotor sont donc celles qui possèdent une normale dans la direction de traînée et/ou dans le sens contraire du poids. Les arêtes latérales permettent d'exercer une force latérale à même d'annuler un couple de rotation. Elles constituent un cas particulier. Le placement des rotors suit ces règles :

Liste des emplacements des rotors et hélices :

- Les arêtes ayant une seule normale dans la direction de la traînée peuvent recevoir une hélice tractrice ou propulsive.
- Les arêtes ayant une seule normale de sens opposée au poids peuvent accueillir un rotor sustentateur.
- Les arêtes ayant une normale dans la direction de la traînée et une normale de sens opposé au poids peuvent porter un rotor basculant (type convertible).
- Les arêtes ayant une normale pointant latéralement sont utilisées lorsque qu'il y a nécessité de contrer un couple de rotation.

Différents types de rotors sont définissables dans un premier temps :

- le rotor classique,
- le système de rotor coaxiaux contra-rotatifs (on considère qu'il s'agit d'un seul rotor),

– le rotor basculant,
– le rotor tipjet (entraîné en rotation par des éjections en bout de pale)

Nous pourrons définir plus tard des attributs tels que :
– avoir une carène,
– être « stoppable »,
– avoir un rayon variable,
– avoir un régime variable.

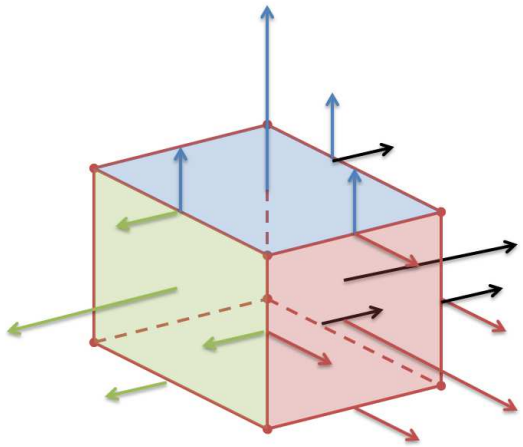
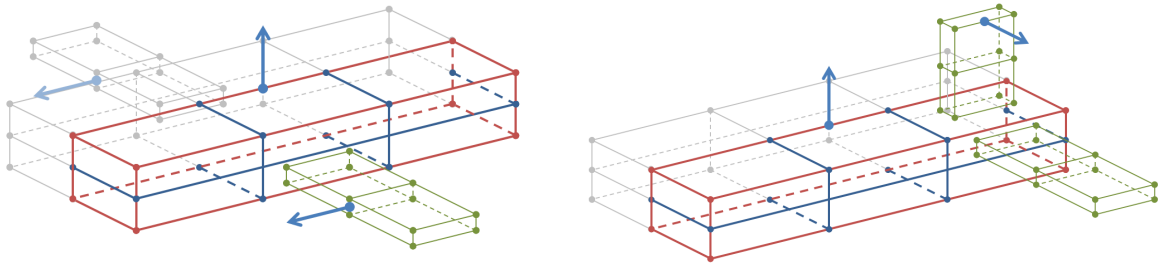


Figure 4.5: Illustration du système de normales des faces associées aux arêtes.

Toutes les formulations imaginables sont des combinaisons de ces rotors. Par exemple, la formulation tandem est la construction de deux rotors contra-rotatifs classiques distants sur l'axe longitudinal ou latéral de l'aéronef. La difficulté consiste à placer les éléments tournants de manière à ce que les couples soient compensés et les moments équilibrés. Deux variables entrent en jeu : le nombre de rotors défini par l'utilisateur et les caractéristiques de chaque type de rotor (et en particulier leur sens de rotation). Pour illustrer, un rotor tipjet ne nécessite pas de système anti-couple.

Pour chaque rotor, un type est choisi soit manuellement, soit par un optimiseur ou aléatoirement. Tous les types ne sont pas disponibles en fonction du nombre de rotors. Par exemple, si l'utilisateur définit $N_{rot} = 1$, les rotors basculants et classiques ne sont pas accessibles car ils nécessitent un second rotor pour contrer le couple. A $N_{rot} = 2$ certains placements peuvent être interdits : si un rotor est placé de manière désaxée par rapport au centre de l'appareil, le second sera diamétralement opposé sur la seconde partie symétrique. Il existe donc une liste de règles de placement en fonction du nombre et du type. La figure 4.6 présente deux constructions typiques que l'on peut obtenir à l'aide de ces quelques principes de construction. La figure 4.6a représente un combiné de type rotodyne avec un rotor sustentateur et deux hélices propulsives montées sur une paire l'ailes. La figure 4.6b montre un hélicoptère classique.

En suivant les différentes lois définies ci-dessus on parvient à créer de manière automatique une formulation stable de giravion et à même d'être ensuite évaluée au niveau 1.



-

(a) Combiné (b) Hélicoptère

Figure 4.6: Différents résultats possibles du code de génération de géométrie

Ces procédures sont intégrées dans un code en C++ dans le module « Architecture et Géométrie ». Au moment de la rédaction du manuscrit, le code de génération existe mais nécessite quelques travaux de validation.

4.3.2 Les prochaines étapes

Différentes étapes sont nécessaires pour poursuivre ce travail à la suite de cette thèse. La première d'entre elles est la liaison de la construction géométrique automatique avec les équations du bilan de puissance. Cela nécessite une modélisation pour chaque type de rotors. Nous avons décrit le bilan de puissance pour les rotors classiques dans le chapitre 2, et pour les rotors basculants et les rotors coaxiaux dans ce chapitre. La modélisation des carènes et autres rotors tipjet seront l'objet de travaux en 2014. Concernant les éléments fixes, dans une première approximation, des polaires génériques peuvent être utilisées.

Un aspect important de la modélisation d'appareils combinant rotors et ailes est la problématique des interactions aérodynamiques entre les souffles des rotors et le cas échéant, les ailes. DAAP/H2T, l'équipe chargée des études aérodynamiques à l'ONERA, développe actuellement un code de calcul d'interactions tenant compte de la position des rotors. Ce dernier doit être coordonné avec les calculs du bilan de puissance.

Enfin, puisque les appareils sont à concevoir, il faut développer un cadre d'optimisation généralisé, capable de prendre en compte les différentes formulations d'appareils possibles. Les variables restent associées aux deux briques élémentaires : les ailes et les rotors. Mais leurs nombres, types et positions peuvent varier, se combiner. Cela correspond donc à un problème d'optimisation tel que nous l'avons traité pour l'hélicoptère mais avec bien plus de variables de design.

Conclusion

La multiplicité des concepts d'aéronefs à voilure tournante fait face à un vaste champ d'applications. Plusieurs questions se posent alors : « Quel concept est le mieux adapté à un ensemble de spécifications de mission ? », « Comment concevoir un appareil pour qu'il puisse répondre au mieux aux besoins ? ». Le projet multi-départements interne à l'ONERA C.R.E.A.T.I.O.N.vise à développer une plateforme numérique pour répondre à cette problématique. Cette thèse s'inscrit dans ce cadre, elle partage donc le même but. Plus précisément ses objectifs en termes de contributions majeures clairement identifiées dès le départ étaient :

- Développer des modèles de niveau 0 à partir d'une base de données rassemblée durant cette thèse et au niveau 1, construire le module « Performances de vol » fondé sur la méthode du bilan de puissance.
- Etudier et implémenter les méthodes d'optimisation multidisciplinaire multi-objectifs.

La démarche suivie pour atteindre les objectifs de la thèse s'est déroulée en trois temps. Premièrement nous avons mis en place les modèles de niveau 0 et 1 permettant de décrire un hélicoptère avec un minimum d'informations. Au niveau 0 l'appareil à concevoir est défini seulement par quelques spécifications. Son évaluation débute alors par une première description statistique. Dans ce but nous avons créé une base de données riche d'environ 200 d'hélicoptères décrits par une cinquantaine de paramètres. A partir de cet ensemble nous avons établi des modèles statistiques permettant de calculer avec une fiabilité supérieure à 80 % les dimensions du rotor principal et du fuselage, la masse maximale au décollage et la puissance au décollage des moteurs, et ceci pour différentes gammes de masse de l'appareil. Ces développements sont une plus-value apportée à C.R.E.A.T.I.O.N. par rapport à l'existant connu dans la bibliographie (RIDE [26], NDARC [1], RAPID/RaTE [23]) grâce à la richesse de la base de données. En perspective sont proposées : une amélioration de la consistance de la base de données en particulier concernant les performances de vol afin de pouvoir prédire plus fidèlement les caractéristiques des appareils en fonction des performances souhaitées, ainsi que l'utilisation de techniques de « clustering » afin d'obtenir des lois statistiques plus ciblées en fonction des masses des hélicoptères considérés.

Le niveau 1 est plus physique, il permet de décrire un appareil en fonction des sept modules disciplinaires introduits dans C.R.E.A.T.I.O.N. : « Performances de vol », « Impacts environnementaux », « Aérodynamique », « Masse et structures », « Architecture et géométrie », « Génération de puissance », « Missions et spécifications ». Les contributions de la thèse au niveau 1 se focalisent sur trois points. Le premier est la création du module « Performances de vol ». Ce dernier utilise une représentation simplifiée de la mécanique du vol : le bilan de puissance considérant seulement le poids et la traînée

de l'appareil dans l'axe du fuselage, ainsi que le couple du rotor principal. Le rotor est alors vu comme un ensemble de pales dont on connaît seulement le rayon, la corde, le nombre de pales et la vitesse de rotation. Les équations du bilan de puissance sont introduites dans un code informatique en C++ qui tire parti du polymorphisme afin de proposer une modularité et une évolutivité primordiales dans une chaîne de calculs comme C.R.E.A.T.I.O.N.. Le second point est l'implémentation de l'ensemble des modules associés aux différentes disciplines dans une chaîne de calculs permettant l'évaluation des performances de vol et des impacts environnementaux. Enfin le troisième point concerne la validation des modèles effectuée par rapport à des données techniques et des résultats d'essais en vol d'hélicoptères réels, comme le SA 365N Dauphin. Il ressort de ces travaux, la validation de la capacité de prédiction des performances d'un hélicoptère avec un minimum d'information. Leur intégration dans C.R.E.A.T.I.O.N. s'est concrétisée par plusieurs communications [6, 7] et [8] et la réalisation d'une étude contractuelle pour la Direction Générale de l'Armement en prévision du remplacement des hélicoptères moyens-légers dans les armées françaises.

Le seconde contribution majeure de cette thèse est la recherche d'une méthodologie de conception préliminaire par l'optimisation multidisciplinaire. Le but est d'utiliser les modèles de niveau 0 et 1 pour dimensionner un hélicoptère capable de répondre au mieux à des spécifications fixées au préalable. Pour mettre en place ces méthodes, nous nous sommes placés dans un cadre applicatif concret : le prédimensionnement d'un hélicoptère de « ligne » transportant 90 passagers, le HO-90. Un tel concept est à ce jour unique et n'a jamais été réalisé. Cet exercice s'intègre dans une collaboration avec la NASA qui emploie l'outil NDARC [14]. Le niveau 0 est utilisé pour donner un premier aperçu de l'hélicoptère en fonction de ses spécifications : 90 passagers, une distance franchissable de plus de 1 000 km avec une vitesse de croisière minimale de 280 km/h. Le premier dimensionnement du HO-90 au niveau 0 fait apparaître les problèmes de représentativité de la base de données à forte masse, mais rend compte correctement des tendances : une masse totale de plus de 30 tonnes et un rayon de rotor principal de l'ordre de 16 mètres. Le HO-90 serait l'un des deux plus gros hélicoptères jamais réalisé. Ce design sert d'initialisation au prochain niveau 1 exploité dans un processus de conception préliminaire.

Le processus de conception par optimisation multidisciplinaire prend corps avec les modèles de niveau 1. Une boucle comprenant un algorithme d'optimisation et deux chaînes de dimensionnement et d'évaluation sont en charge de calculer les objectifs d'optimisation en fonction de variables de predesign. Dans le cadre applicatif du HO-90 nous avons recherché les caractéristiques optimales du rotor principal : le rayon R_{mr}, la corde moyenne des pales c_{mr}, le nombre de pales b_{mr} et la vitesse de rotation en bout de pale U_{mr} qui minimisent la masse de carburant sur la mission, la masse à vide de l'appareil et le niveau de bruit émis par le rotor lors d'un atterrissage. Cette définition du problème fait apparaître des aspects multi objectifs et multi variables dans différentes disciplines. Cela pose premièrement, des contraintes sur le choix d'une méthode d'optimisation, et deuxièmement sur le choix d'une solution de design puisque la particularité des problèmes multi objectifs est l'existence de multiples solutions optimales. Une étude bibliographique a permis de dresser un panorama des techniques existantes. Dans le but d'obtenir la totalité du front de Pareto regroupant les solutions, nous avons privilégié l'utilisation d'algorithmes génétiques et notamment de NSGA-II [65]. Ce der-

nier permet à la fois une bonne exploration de l'ensemble des solutions, mais aussi une rapidité de convergence grâce à la notion d'élitisme.

La complexité du processus de dimensionnement et d'évaluation d'un hélicoptère établi rend les calculs longs : 600 designs différents sont évalués en quinze heures. Afin de réduire ce temps de calcul nous avons utilisé des techniques de simplification de modèles telles que le Krigeage permettant la construction d'une surface de réponse. Elle réduit le temps de calcul d'un facteur 25 en produisant des résultats précis au pour-cent près. En utilisant un modèle réduit le processus d'optimisation est capable de fournir un lot de plusieurs centaines de solutions toutes optimales et constituant le front de Pareto en une à cinq heures de calcul. Les enjeux sont alors la visualisation du front et la sélection d'un design de meilleur compromis entre les fonctions objectifs (« optimum optimorum »). Deux techniques sont appliquées pour observer le front de Pareto, surface complexe dans l'espace à trois dimensions correspondant aux trois fonctions objectifs : les matrices de graphiques disposant les objectifs les uns en fonction des autres et les cartes auto-adaptatives (SOM) qui sont des réseaux de neurones à apprentissage supervisé. Ces deux techniques ont prouvé leur efficacité pour mettre en lumière les tendances des variations et des corrélations les plus importantes en fonction des objectifs et des variables. Notons toutefois que les SOM se révèlent plus intéressantes lorsque le nombre d'objectifs augmente. Les diagrammes de niveaux proposés par Blasco [67] ont ensuite été utilisés pour la sélection d'une solution à partir du calcul d'une norme sur un front de Pareto normalisé. Cette solution est finalement raffinée grâce à l'application dans son voisinage d'algorithmes de minimisation moins coûteux que le génétique et plus précis dans un espace des variables réduit, tel que Nelder Mead [77].

Le design obtenu finalement présente un hélicoptère de 46 tonnes ayant un diamètre de rotor principal d'environ 32 mètres et nécessitant plus de 11 tonnes de carburant pour effectuer sa mission. Il s'agit d'un hélicoptère plus lourd que celui proposé par l'outil NDARC à spécifications équivalentes. Néanmoins le HO-90 nous paraît plus réaliste par rapport à la proposition de la NASA car nous ne tablons pas sur un facteur technologique améliorant avec beaucoup d'ambition les performances des moteurs. Les horizons de concrétisation de ces deux predesigns sont en fait différents. Le HO-90 est prédimmensionné en considérant les meilleures technologies actuelles, alors le H90 de la NASA est conçu avec une hypothèse de progrès technologique réalisable dans 20 ou 30 ans. Par rapport aux outils tels que NDARC et RIDE, les travaux présentés dans cette thèse permettent à C.R.E.A.T.I.O.N. de proposer une méthodologie de conception préliminaire et d'optimisation multidisciplinaire éprouvée sur un cas complexe. NDARC n'utilise pas d'algorithme d'optimisation, pour l'instant il s'agit d'un outil d'analyse paramétrique : l'utilisateur doit sélectionner et choisir sur la base de ces courbes de tendances. RIDE comporte des modèles statistiques simples et des modèles experts. Le fossé entre les deux n'est comblé à l'heure actuelle que par les choix de l'utilisateur. Le niveau de maturité atteint par l'outil C.R.E.A.T.I.O.N. grâce à cette thèse permet d'obtenir des résultats qui proviennent d'un choix numérique (résolution algorithmique du problème) sans recourir nécessairement à l'orientation plus ou moins arbitraire d'un expert a posteriori. C'est un signe de la maturité des modèles et méthodes développés. Cependant les deux approches ne sont pas opposées. La méthodologie mise en place propose des outils d'optimisation, d'analyse et d'utilisation d'un ensemble de solutions optimisées permettant de fournir aux concepteurs des aides à la décision pertinentes, visant à tirer le meilleur

profit des modèles à disposition. L'outil C.R.E.A.T.I.O.N. permet aussi de réaliser une analyse de la sensibilité des performances aux variations des paramètres de design. Ce type d'analyse serait également à associer à l'estimation de l'impact des incertitudes (liées aux données d'entrée et aux modélisations) sur les résultats du processus de conception. C'est un sujet complexe et délicat qui pourrait être étudié par la suite.

Pour aller plus loin sur le thème du processus de conception, DCPS travaille dans CREATION à l'intégration de méthodes d'optimisation plus complexes telles que CO « Collaborative Optimization », de plus de nouveaux algorithmes évolutionnaires plus performants pourraient également être testés tels que ϵ-MOEA (ϵ-Multi Objectives Evolutionnary Algorithm). Il faudrait aussi tester la méthodologie sur l'optimisation d'un appareil de masse plus usuelle tel que le Dauphin ou nettement plus léger tel qu'un drone de petite taille.

Le jalon 3 de C.R.E.A.T.I.O.N. prévoit l'approfondissement et la généralisation des modèles, méthodes et outils développés lors des deux premiers jalons. Cet objectif se déroulera sur les années 2013 et 2014. Cette thèse propose donc différents éléments permettant de poursuivre les travaux effectués sur les niveaux 0 et 1. Parmi les solutions proposées, le bilan de puissance peut être enrichi de manière modulaire pour prendre en compte de nouvelles configurations d'aéronefs à voilure tournante. Ce travail a déjà été effectué pour les convertibles. Pour pousser le concept de la généralisation plus loin, nous avons proposé un algorithme de modélisation automatique d'architectures de formules de giravions. Bien que celui-ci nécessite une validation, il promet de pouvoir décrire une vaste étendue de concepts innovants. Le champ de développement des modèles et méthodes est encore vaste. Cette thèse a contribué à poser des bases solides par ses travaux relatifs aux premiers niveaux (0 et 1). Outre l'enrichissement des librairies de modèles pour traiter d'autres concepts que l'hélicoptère, il faudra encore des développements méthodologiques pour parvenir à un processus de conception préliminaire qui intègre plus complètement les modèles de plus hauts niveaux.

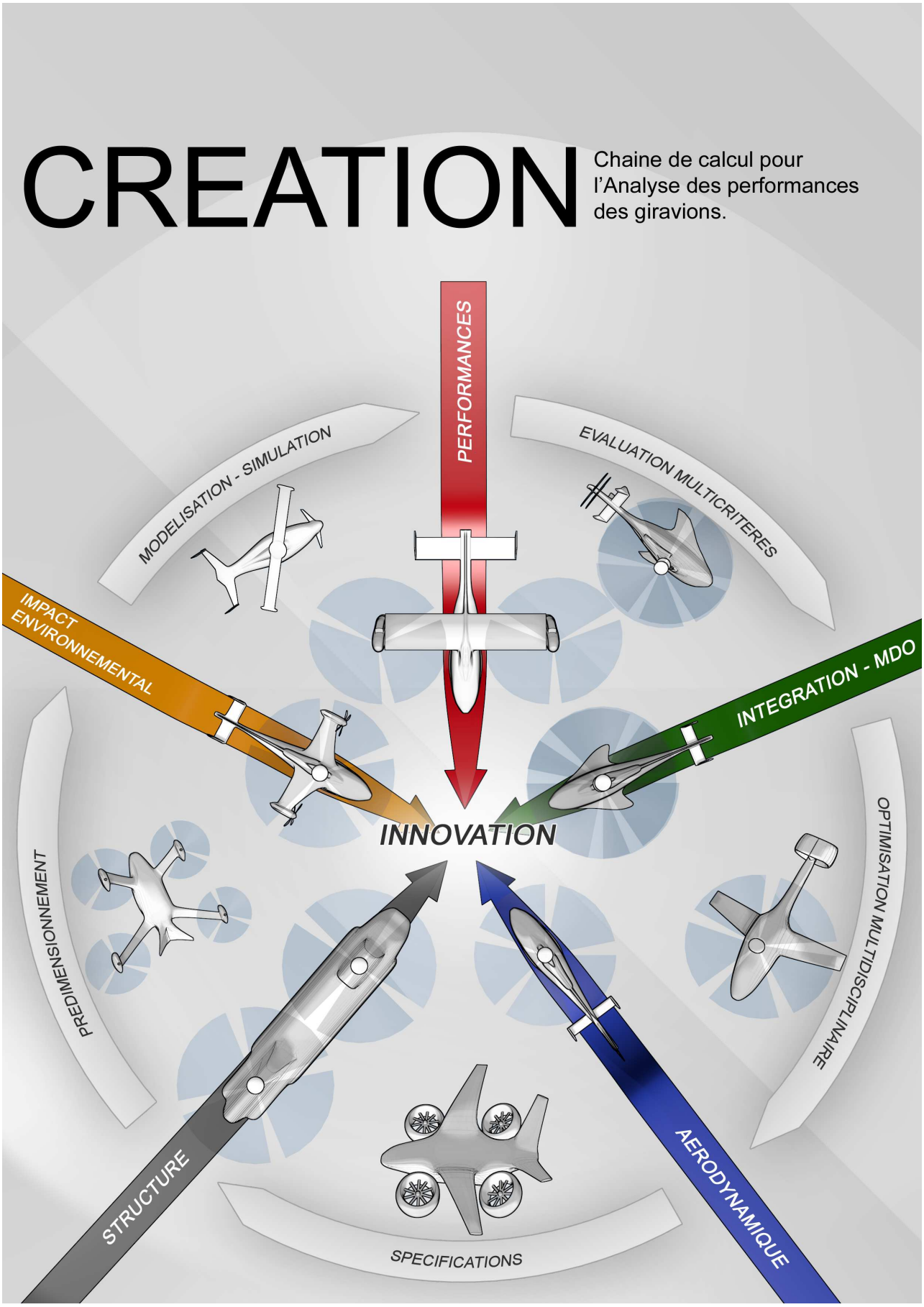


Figure 4.7: Plaquette de présentation du projet C.R.E.A.T.I.O.N.

Bibliographie

[1] W. Johnson. "NDARC, NASA Design and Analysis of Rotorcraft : Theoretical basis and architecture". In *American Helicopter Society, Aeromechanics Specialist meeting*, 20-22 Janvier 2010.

[2] A. S. Khalid. *Development and implementation of rotorcraft preliminary design methodology using multidisciplinary design optimization.* PhD thesis, Georgia Institute of Technology, 2006.

[3] J. Davis. *Design methodology for developping concept independent rotorcraft analysis and design software.* Master's thesis, Georgia Institute of Technology, 2007.

[4] Max Lier et al. "Studies on rotorcraft integrated design and evaluation at DLR -first results-". In *38th European Rotorcraft Forum*, Amsterdam, Nederlands, 4-6 Septembre 2012.

[5] B. Benoit, A.-M. Dequin, K. Kampa, W. Grunhagen, P.-M. Basset, and B. Gimonet. "HOST : A general helicopter simulation tool for germany and france". In *56th American Helicopter Society Anunal Forum*, 2-4 Mai 2000.

[6] P.-M. Basset and A. Tremolet et Al. "The C.R.E.A.T.I.O.N. project for rotorcraft concepts evaluation : The first steps". In *37th European Rotorcraft Forum*, Galarate, Italy, 13-15 Septembre 2011.

[7] P.-M. Basset and A. Tremolet et Al. "C.R.E.A.T.I.O.N. the onera multi-level rotorcraft concepts evaluation tool : the foundations". In *American Helicopter Society Future Vertical Lift Aircraft Design Conference*, San Fransisco, United States, 18-20 Janvier 2012.

[8] P.-M. Basset A. Tremolet. "Methods and tools for rotorcraft optimization". In *38th European Rotorcraft Forum*, Amsterdam, Nederlands, 4-7 Septembre 2012.

[9] H. Won M. Keennon, K. Klingebiel and A. Andriukov. "Tailless flapping wing propulsion and control development for the nano hummingbird micro air vehicle". In *American Helicopter Society Future Vertical Lift Aircraft Design Conference*, San Fransisco, United States, 18-20 Janvier 2012.

[10] Eurocopter. site internet eurocopter, octobre 2013.

[11] R. Raletz. *Théorie élémentaire de l'hélicoptère.* Collection Aviation. Editions Cépaduès, 2009.

[12] J.-J Philippe. *Cours sur les Helicoptères.* ONERA, 1996.

[13] R.W. Prouty. *Helicopter performance, stability, and control.* PWS Engineering, 1986.

[14] C. Russel and W. Johnson. "Conceptual design and performance analysis for a large civil coumpound helicopter". In *American Helicopter Society Future Vertical Lift Aircraft Design Conference*, San Fransisco, Etats-Unis, 18-20 Janvier 2012.

[15] Industriels Européens Union Européenne. Green rotorcraft program, octobre 2013.

[16] Congrès Américain. V22 osprey tilt-rotor aircraft : Background and issues for congress. In *Congressional Research Service, December*, Washington, United States, 2009.

[17] Eurocopter. "article de presse eurocopter sur le record du X^3", Juin 2013.

[18] Sikorsky. Article de presse sikorsky sur le record du X2, Septembre 2010.

[19] W. Johnson. "Technology drivers in the development of CAMRAD II". In *American Helicopter Society Aeromechanics Specialist Meeting*, Janvier 1994.

[20] G. Yamauchi W. Johnson and M. Watts. "NASA heavy lift rotorcraft systems investigation". In *2nd International Basic Research Conference on Rotorcraft Technology*, 7-9 Novembre 2005.

[21] W. Johnson. "NDARC, NASA Design and Analysis of Rotorcraft : Validation and demonstration". In *American Helicopter Society, Aeromechanics Specialist meeting*, 20-22 Janvier 2010.

[22] C. Russel and W. Johnson. "Exploration of configuration options for a large civil compound helicopter". In *American Helicopter Society Annual forum*, Phoenix, Etats-Unis, 21-23 Mai 2013.

[23] O. Rand and V. Khromov. "Helicopter sizing by statistics". In *58th American Helicopter Society Annual Forum*, 11-13 Juin 2004.

[24] O. Rand and V. Khromov. "Design trends for rotary-wing uavs". In *25th International Congress of the Aeronautical Sciences (ICAS)*, 3-8 Septembre 2006.

[25] O. Rand. site internet du logiciel rapid/rate : http ://ae-www.technion.ac.il/ rapid/, octobre 2013.

[26] M. Lier. "Statistical methods for helicopter preliminary design and sizing". In *37th European Rotorcraft Forum*, Galarate, Italy, 13-15 Septembre 2011.

[27] J.-P.Veuillot L. Cambier. "Status of the elsA CFD software for flow simulation and multidisciplinary applications". In *46th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*, 7-10 Janvier 2008.

[28] L. Binet A. Taghizad. "Assessment of vrs risk during steep approaches". In *62nd American Helicopter Society Annual Forum*, 2006.

[29] A. De La Garza and D. L. Darmofal. "An all-at-once approach for multidisciplinary design optimization". In *AIAA Applied Aerodynamics Meeting*, 1998.

[30] J. S. Agte J. Sobieszczanski-Sobieski and R. R. Sandusky Jr. "Bi-level intergrated system synthesis (BLISS)". Technical report, NASA / TM-1998-208715, 1998.

[31] G. Blondeau, G. Carrier, S. Defoort, J. Hermetz, and P. Schmollgruber. "Toward multi-level, multi-fidelity multi-disciplinary optimizationat Onera". In *RTO MP AVT 173 Workshop on Virtual Prototyping of Affordable Military Vehicles Using Advanced MDO*, 2011.

[32] Jane's all the world's aircraft : www.ihs.com, octobre 2013.

[33] K. Palt. Flugzeug info : http ://www.flugzeuginfo.net/, octobre 2013.

[34] Aviastar : www.aviastar.org, octobre 2013.

[35] Blueskyrotor : www.blueskyrotor.com, octobre 2013.

[36] Federal aviation administration : www.faa.gov, octobre 2013.

[37] European aviation safety agency : www.easa.eu.int, octobre 2013.

[38] Page wikipedia dédiée à AS 350 Écureuil d'eurocopter, octobre 2013.

[39] J. Jimenez. *Etude expérimentale et numérique du comportement d'un hélicoptère en descente à forte pente : modélisation de l'état d'anneaux tourbillonnaires.* PhD thesis, Université Aix-Marseille II, ONERA, 2003.

[40] R. Ormiston P-M. Basset. "Comparison and validation of the FRANCE/US finite state rotor dynamic inflow models". In *36th European Rotorcraft Forum*, 6-9 Septembre 2010.

[41] R. Ormiston. "A new formulation for lifting rotor performance including comparison with full-scale data". In *AHS International 64th Annual Forum and Technology Display*, 29 avril - 1er mai 2008.

[42] Boost : www.boost.org/, octobre 2013.

[43] H. Schlichting and K. Gersten. *"Boundary-Layer Theory"*. Physic and astronomy. MacGraw-Hill, 2000.

[44] S.F. Hoerner. *Fluid-dynamic Drag : Practical Information on Aerodynamic Drag and Hydrodynamic Resistance.* Hoerner Fluid Dynamics, 1992.

[45] G. Reboul. Rapport d'activité concernant le module acoustique développé par DSNA/ACOU.

[46] G. Reboul and A. Taghizad. Semi-analytical modelling of helicopter main rotor noise. In *38th European Rotorcraft Forum*, Amsterdam, Nederlands, 4-7 Septembre 2012.

[47] V.T. Nagaraj M.N. Tishchenko and I. Chopra. Preliminary design of transport helicopters. In *Journal of the American Helicopter Society, Volume 48, Number 2, 1 April 2003 , pp. 71-79(9).* AHS International, 2003.

[48] Phoenix integration. ModelCenter.

[49] C. Serr, J. Hamm, and al. "Improved methodology for take-off and landing operational procedures - the RESPECT program". In *25th European Rotorcraft Forum, Rome, italy*, 1999.

[50] Sikorsksy. Brochure du CH-53K, April 2007.

[51] R. T. Marler and J. S. Arora. Survey of multi-objective optimization methods for engineering. *Structural and Multidisciplinary Optimization*, 26 :369–395, 2004.

[52] Lothar Laumanns Marco Zitzler Eckart K. Deb, Thiele. "scalable test problems for evolutionary multiobjective optimization". In *Evolutionary Multiobjective Optimization*, pages 105–145. Springer London, 2005.

[53] Jean-Antoine Désidéri. "coopération and competition in multidisciplinary optimization : Application to the aero-structural aircraft wing shape optimization". *Computational Optimization and Applications*, 52(1) :29–68, 2012.

[54] J.-A. Désidéri D. Alfano M. Costes E. Roca León, A. Le Pape. Concurrent aerodynamic optimization of rotor blades using a nash game method. In *69th AHS Annual Forum, Phoenix, United-States*, May 2013.

[55] K. Miettinen. *Nonlinear Multiobjective Optimization*. International series in operations research & management science. Kluwer Academic Publishers, 1999.

[56] Y. Collette and P. Siarry. *Optimisation multiobjectif : Algorithmes*. Algorithmes. Eyrolles, 2011.

[57] A. Osyczak. "An approach to multicriterion optimization problems for engirneering design". *Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering*, 15 :309–333, 1978.

[58] A. Messac. "Physical programming - effective optimization for computational design". *AIAA Journal*, 34 :149–158, January 1996.

[59] I. Das and J. E. Dennis. Normal-boundary intersection : A new method for generating the pareto surface in nonlinear multicriteria optimization problems. *SIAM Journal on Optimization*, 8(3) :631–657, 1998.

[60] A. Messac, A. Ismail-Yahaya, and C. A. Mattson. "The normalized normal constraint method for generating the pareto frontier". *Structural and Multidisciplinary Optimization*, 25(2) :86–98, 2003.

[61] I.N. Egorov. "Indirect optimization method on the basis of self-organization". In *Optimization Techniques and Applications (ICOTA'98), Perth, Australi*, volume 2, pages 683–691. Curtin University of Technology, 1998.

[62] O. Roudenko. *Application des algorithmes évolutionnaires aux problèmes d'optimisation multiobjectif avec contraintes*. PhD thesis, Ecole Polytechnique X, 2004.

[63] T. Murata and H. Ishibuchi. "MOGA : multi-objective genetic algorithms". In *Evolutionary Computation, 1995., IEEE International Conference*, volume 1, pages 289–, 1995.

[64] K.R. Dalbey J.P. Eddy M.S. Eldred D.M. Gay K. Haskell P.D. Hough B.M. Adams, W.J Bohnhoff and L.P. Swiler. "DAKOTA, a multilevel parallel object-oriented framework for design optimization, parameter estimation, uncertainty quantification, and sensitivity analysis : Version 5.0 user's manual, sandia technical report sand2010-2183, updated february 2013 (version 5.3)". Technical report, Sandia National Laboratories, 2013.

[65] S. Agarwal K. Deb, A. Pratap and T. Meyarivan. "A fast elitist multi-objective genetic algorithm : NSGA-II". *IEEE Transactions on Evolutionary Computation*, 6 :182–197, 2000.

[66] M. Hamdaoui. *Optimisation multicritères de l'efficacité propulsive de mini-drones biomimétiques à ailes battantes par algorithmes évolutionnaires*. PhD thesis, Université Pierre et Marie Curie - Paris VI, 2009.

[67] J. Sanchis M. Martinez X. Blasco, J.M. Herrero. "A new graphical visualization of n-dimensionnal pareto front for decision making in multiobjective optimization". *information Science 178, Special issue on industrial application of Neural networks, 10th Engineering Application of Neural Networks*, pages 3908 – 3924, 2008.

[68] T. Kohonen. *Self Organizing Maps*. Berlin, Heidelberg, 1995.

[69] S. Obayashi S. Jeong, K. Chiba. "Data mining for aerodynamic design space". *Journal of aerospace computing, information and communication*, 2(11) :452–469, 2005.

[70] S. Obayashi. "Evolutionary multi-objective optimization and visualization". In Kozo Fujii, Kazuhiro Nakahashi, Shigeru Obayashi, and Satoko Komurasaki, editors, *New Developments in Computational Fluid Dynamics*, volume 90 of *Notes on Numerical Fluid Mechanics and Multidisciplinary Design (NNFM)*, pages 175–185. Springer Berlin Heidelberg, 2005.

[71] M. Bompard. *Modèles de substitution pour l'optimisation globale de forme en aérodynamique et méthodes locale sans paramétrisation*. PhD thesis, Université de Nice Sophia-Antipolis, 2012.

[72] V. Baudoui. *Optimisation robuste multiobjectifs par modèles de substitution*. PhD thesis, ISAE - Institut Supérieur de l'Aéronautique et de l'Espace, 2012.

[73] S. Schiller J. Sacks and W. Welch. "Design for computer expreriments, in technometrics". *Technometrics*, 31 (1) :41–47, 1989.

[74] A. Sobester A. Forrester and A. Keane. *Engineering Design Via Surrogate Modelling : A Practical Guide*. Progress in astronautics and aeronautics. Wiley, 2008.

[75] D. Ylvisaker M.E. Johnson, L.M. Moore. "Minimax and maximin distance designs". *Journal of Statistical Planning and Inference*, 1990.

[76] D. Ylvisaker M.D. Morris, T.J. Mitchell. Exploratory designs for computational experiments. *Journal of statistical planning and inference*, 43 :381–402, 1995.

[77] John A. Nelder and R. Mead. "A simplex methode for function minimization". Computer Journal 7, pp 308-313, 1965.

[78] R. Hooke and T. A. Jeeves. " "direct search" Solution of numerical and statistical problems". Journal of the ACM, Vol 8 Issue 2, pp 212-229, 1961.