

UNIVERSITÉ DE SHERBROOKE  
Faculté de génie  
Département de génie mécanique

OPTIMISATION D'UN HÉLICOPTÈRE  
TANDEM POUR LA SURVEILLANCE  
MARITIME AVEC DES ROTORS À  
VITESSE VARIABLE

Mémoire de maîtrise  
Spécialité : génie mécanique

Mathieu BOUCHARD

Sherbrooke (Québec) Canada

Mai 2021



# MEMBRES DU JURY

David RANCOURT

---

Directeur

Mathieu PICARD

---

Évaluateur

Alexis LUSSIER DESBIENS

---

Évaluateur



# RÉSUMÉ

L'utilisation d'avions non-pilotés est une solution éprouvée dans le domaine de la surveillance maritime. Toutefois, l'utilisation d'hélicoptères non-pilotés est maintenant une alternative convoitée grâce aux bénéfices du décollage et de l'atterrissage vertical. Ces bénéfices permettent d'intégrer l'opération de l'aéronef au navire lui-même, permettant ainsi un déploiement immédiat. Le critère de performance le plus critique lors d'une mission de surveillance maritime est l'endurance, c'est-à-dire le temps de vol maximal de l'aéronef. De façon intrinsèque à leur principe de fonctionnement, les hélicoptères offrent une moins grande endurance que les avions. Il y a donc un intérêt majeur à améliorer l'autonomie de vol d'un hélicoptère lors d'une opération de surveillance maritime.

Un concept prometteur pour augmenter l'endurance d'un hélicoptère est de diminuer la vitesse d'opération du rotor en plein vol. Ce mémoire présente les bénéfices potentiels de coupler le concept de rotor à vitesse variable avec un moteur à allumage commandé (gasoline) ou par compression (diesel). Jusqu'à maintenant, cette combinaison n'a pas été étudiée dans la littérature. Les études se sont plutôt limitées aux turbines à gaz, ce qui résulte en des effets conflictuels liés à la chute d'efficacité lors de la diminution de la vitesse d'opération. L'efficacité quasi-constante des moteurs à pistons permettrait donc de profiter du plein potentiel du concept de rotor à vitesse variable. Pour ce faire, un modèle de performance d'hélicoptère tandem est développé et validé expérimentalement avec le LX300 de Laflamme Aéro. Deux configurations du LX300 sont étudiées, soit l'une équipée d'un moteur à allumage par étincelle et l'autre par compression, et sont comparées.

Il est démontré que la configuration du LX300 incorporant un moteur à allumage par compression bénéficie de gains plus importants que la configuration avec moteur à allumage par étincelle. Les bénéfices sont particulièrement intéressants pour des vols à grande capacité de carburant où jusqu'à 25% et 19% d'augmentation en autonomie et en rayon d'action sont réalisables respectivement pour la configuration diesel. La configuration équipée d'un moteur gasoline quant à elle offre des gains de 15% et 6% en autonomie et rayon d'action respectivement.

La combinaison du concept de rotor à vitesse variable et d'un moteur à allumage par étincelle ou compression est donc une avenue prometteuse pour améliorer la performance d'hélicoptères non-pilotés pour accomplir des missions de surveillance maritime. Ces gains de performances se transfèrent aussi pour des missions de transport de charge lourde sur de longues distances.

**Mots-clés :** hélicoptère tandem, rotor à vitesse variable, moteur turbo-diesel, surveillance maritime, vol d'endurance, optimisation, performance



# TABLE DES MATIÈRES

<b>1</b>	<b>INTRODUCTION</b>	<b>1</b>
1.1	Mise en contexte et problématique . . . . .	1
1.2	Plan du document . . . . .	3
<b>2</b>	<b>ÉTAT DE L'ART</b>	<b>5</b>
<b>3</b>	<b>QUESTION DE RECHERCHE</b>	<b>7</b>
3.1	Objectifs du projet de recherche . . . . .	7
3.2	Contributions originales . . . . .	8
<b>4</b>	<b>MODÈLES, OPTIMISATION ET RÉSULTATS</b>	<b>9</b>
4.1	Introduction . . . . .	11
4.2	LX300 Unmanned Rotorcraft . . . . .	13
4.3	Performance Models . . . . .	14
4.3.1	Tandem Helicopter . . . . .	14
4.3.2	Spark-Ignition Engine . . . . .	16
4.4	Experimental Validation . . . . .	17
4.5	Endurance Flight Optimization . . . . .	18
4.6	Results & Discussion . . . . .	19
4.6.1	Performance gains . . . . .	20
4.6.2	Optimal endurance flight . . . . .	21
4.6.3	Tandem rotors . . . . .	24
4.6.4	Spark-ignition engine . . . . .	26
4.7	Conclusions . . . . .	28
<b>5</b>	<b>OPÉRATION EN MILIEU MARITIME</b>	<b>29</b>
5.1	Choix d'un moteur à carburant lourd . . . . .	29
5.2	Dimensionnement du LX300 Turbo-Diesel . . . . .	30
5.3	Performance nominale du LX300 Turbo-Diesel . . . . .	31
5.4	Performance optimale du LX300 Turbo-Diesel . . . . .	33
5.5	Conclusion du chapitre . . . . .	35
5.6	Bénéfices des rotors à vitesse variables . . . . .	36
<b>6</b>	<b>CONCLUSION</b>	<b>37</b>
	<b>LISTE DES RÉFÉRENCES</b>	<b>39</b>





# LISTE DES FIGURES

1.1	LX300 de Laflamme Aéro . . . . .	2
4.1	LX300-FTV (Flight Test Vehicle) . . . . .	13
4.2	Rotor sub-module. . . . .	15
4.3	Normalized specific fuel consumption . . . . .	16
4.4	Experimental fuel consumption. . . . .	17
4.5	Experimental collective differential. . . . .	18
4.6	Endurance mission optimization process. . . . .	19
4.7	Increase in flight endurance for standard and maximum fuel capacity . . . . .	20
4.8	Increase in range for standard and maximum fuel capacity . . . . .	21
4.9	Optimal engine speed for a flight at full payload capacity . . . . .	22
4.10	Optimal flight speed for a flight at full payload capacity . . . . .	23
4.11	Total fuel burn reduction . . . . .	23
4.12	Engine contribution to fuel burn reduction . . . . .	24
4.13	Rotor efficiency ( $C_l/C_d$ ) at $(r, \psi) = (R, 270^\circ)$ . . . . .	25
4.14	Maximum airfoil lift coefficient : $\max(C_l/C_{l_{max}})$ . . . . .	26
4.15	Engine SFC trends. . . . .	26
4.16	Engine Manifold Air Pressure. . . . .	27
5.1	Charge utile - Endurance nominale du LX300 Turbo-Diesel . . . . .	31
5.2	Charge utile - Portée nominale du LX300 Turbo-Diesel . . . . .	32
5.3	LX300 Turbo-Diesel . . . . .	32
5.4	Charge utile - Endurance optimale du LX300 Turbo-Diesel . . . . .	33
5.5	Charge utile - Portée optimale du LX300 Turbo-Diesel . . . . .	34
5.6	Contributions à la diminution de la consommation de carburant . . . . .	34
5.7	Gains en endurance pour moteurs à étincelle et compression . . . . .	36
5.8	Gains en portée pour moteurs à étincelle et compression . . . . .	36



# LISTE DES TABLEAUX

4.1	Laflamme LX300-FTV Rotorcraft Characteristics <sup>1</sup> . . . . .	14
5.1	Spécifications du Rotax 912iS Sport et du Continental CD-155 . . . . .	29
5.2	Spécifications des différentes configurations du LX300 . . . . .	30



# CHAPITRE 1

## INTRODUCTION

L'augmentation rapide de la puissance de calcul et de sa disponibilité a permis l'apparition d'aéronefs sans pilotes de plus en plus sophistiqués et capables d'accomplir des missions complexes. L'utilisation d'aéronefs sans pilotes apporte nombreux avantages, les deux plus importants sont sans doute l'augmentation de la charge utile et l'élimination du danger pour l'équipage. En effet, sans équipage à bord, la capacité de charge prise par celle-ci et les composantes associées (sièges, tableau de bord, etc.) est maintenant disponible pour de la charge utile ou du carburant supplémentaire. De plus, sans facteurs humains, les tâches considérées *dull, dirty and dangerous* peuvent être accomplies sans soucis pour l'opérateur.

### 1.1 Mise en contexte et problématique

Un secteur qui voit beaucoup de potentiel pour les aéronefs autonomes est celui de la surveillance maritime. Les commandants de navires ont un besoin primordial de savoir ce qui se cache au-delà de l'horizon. De tous les types d'aéronef, ce sont les avions qui répondent le mieux à ce besoin. Un avion possède des capacités d'endurance, de portée et d'altitude supérieures à tout autre aéronef. Par contre, ces grandes capacités sont contraintes par l'espace limitée des navires pour leur décollage et atterrissage. Les avions doivent donc être déployés d'une base terrestre ou être miniaturisés pour être lancés à la main. Dans les deux cas, leur portée est diminuée significativement. Un hélicoptère, malgré sa portée moindre par rapport à un avion du même poids, est capable de décoller aisément depuis un navire. Un hélicoptère autonome est donc un bon compromis entre performance et capacité de déploiement depuis un navire.

Laflamme Aéro, une PME de la région de Chaudière-Appalaches, développe présentement un drone hélicoptère et souhaite l'optimiser afin de répondre aux requis d'une mission de surveillance maritime. Le LX300 (Fig. 1.1) est un drone hélicoptère tandem équipé de deux rotors semi-rigides *teetering* et d'un moteur à combustion interne de 100 HP d'une capacité de décollage de 300 kg. Il a été initialement développé dans le cadre du projet CARIC AUT-703 faisant intervenir Laflamme Aéro, NGC Aérospatiale, RAAS, Sintors America, Polytechnique Montréal et l'École de Technologie Supérieure [1, 2]. Le projet a résulté en un véhicule instrumenté en condition de vol servant de démonstrateur technologique et de plateforme d'essais.

En mai 2019, le projet CRIAQ UAS MaSu a officiellement été lancé regroupant Laflamme Aéro, NGC Aérospatiale, l'École de Technologie Supérieure et l'Université de Sherbrooke. Ce projet vise à développer des solutions pour répondre aux besoins du domaine maritime.



Figure 1.1 LX300 de Laflamme Aéro

Le milieu maritime impose certaines contraintes telle que l'utilisation de carburant lourd et la capacité d'atterrir sur un navire en mer. Ces contraintes limites présentent la compétition dans ce secteur d'opération et Laflamme compte y faire sa place.

Afin de bien remplir les requis d'une mission de surveillance maritime, le LX300 doit pouvoir accomplir des vols de longue durée. En se basant sur les spécifications publiques de Laflamme Aéro [3], on estime qu'à premier ordre, une réduction de 10% de la consommation de carburant du véhicule résulterait en 53 minutes additionnelles de vol (éqn. 1.1). À des fins de comparaison, le CH-148 Cyclone, l'hélicoptère présentement utilisé par la Marine royale canadienne sur leurs frégates, a un requis d'endurance inférieur à trois heures [4].

Il y a donc un potentiel significatif d'améliorer l'endurance du LX300 de Laflamme Aéro en réduisant sa consommation de carburant en cours d'opération.

**Gain en endurance si la consommation est réduite de 10%<sup>a b</sup>**

$$\text{Endurance} = \frac{\text{Qté. carburant [L]}}{\text{Consommation moy. [L/h]}} = \frac{138}{17.25} = 8 \text{ [h]}$$

$$\text{Endurance}' = \frac{\text{Qté. carburant [L]}}{0.9 \cdot \text{Consommation moy. [L/h]}} = \frac{138}{0.9 \cdot 17.25} = 8.\overline{888} \text{ [h]}$$

$$\Delta \text{Endurance} = \text{Endurance}' - \text{Endurance} = \mathbf{53 \text{ [min]}} \quad (1.1)$$

*a.* Qté. de carburant maximale : 100 kg de carburant Avgas (0.721 kg/L).

*b.* Consommation moyenne : calculée depuis l'endurance maximale de 8 h.

---

## 1.2 Plan du document

Ce mémoire débute en présentant l'état de l'art sur un concept prometteur pour diminuer la consommation de carburant d'hélicoptères. Ensuite, une majeure partie du contenu est présentée sous la forme d'un article soumis au *Journal of the American Helicopter Society*. Cet article contient une brève revue de littérature, suivie d'une présentation des modèles numériques et de la stratégie d'optimisation choisie. Ensuite, les résultats sont présentés suivis d'une discussion.

L'article présente l'application du concept choisis sur le LX300 d'origine, soit celui présenté dans la mise en contexte. Toutefois, au cours du projet de recherche, le LX300 a subi un re-dimensionnement majeur, incluant l'intégration d'un moteur turbo-diesel qui était confidentiel lors de la rédaction de l'article. Ce mémoire contient donc un chapitre additionnel pour présenter les résultats de la stratégie sur la nouvelle configuration du LX300 équipée d'un moteur turbo-diesel et compare les bénéfices encourus.





# CHAPITRE 2

## ÉTAT DE L'ART

Un calcul rapide d'ordre de grandeur (éqn. 1.1) révèle qu'une réduction de 10% de la consommation moyenne du LX300 pourrait résulter en près d'une heure de vol supplémentaire. Puisque la consommation de carburant est étroitement liée à la puissance requise ( $\dot{m}_f = P \cdot SFC$ ), si l'on suppose une efficacité constante, une diminution de 10% de la consommation requiert une diminution équivalente de la puissance requise pour maintenir l'hélicoptère en vol.

Une approche auparavant étudiée est le concept du *slowed rotor* aussi nommé *variable speed rotor* (VSR), soit un rotor à vitesse variable [5]. Le concept est essentiellement le suivant : en réduisant la vitesse de rotation d'un rotor en fonction de ses conditions de vol, il peut opérer continuellement près de son point de plus haute efficacité. Il en découle ainsi une diminution de la puissance requise pour maintenir l'hélicoptère en vol.

Le concept été sujet de plusieurs études l'appliquant à des modèles numériques du UH-60A Black Hawk de Sikorsky [6, 7, 8, 9]. Ces études ont démontrées qu'une diminution de la vitesse du rotor en vol de croisière permet une réduction de la puissance requise de 17%. Il est montré que la demande en puissance due à la traînée parasite des pales est la source principale de cette économie. À basse vitesse, le concept n'est donc pas aussi efficace dû au fait que la majorité de la demande en puissance provient de la vitesse induite et celle-ci n'est pas autant sensible à la vitesse du rotor. Le principal facteur limitant la diminution en puissance est l'apparition du décrochage des pales en fonction de la vitesse, altitude et masse de l'hélicoptère. En fait, si l'objectif était plutôt d'élargir l'enveloppe de vol de l'hélicoptère, augmenter la vitesse du rotor permettrait à celui-ci d'opérer hors de la région de décrochage plus longtemps et ainsi atteindre de plus grandes vitesses.

Les études ci-haut indiquent qu'il y a bien un potentiel de gain en performance en vol stationnaire, d'endurance, de croisière (portée) ou à haute vitesse en variant la vitesse d'un rotor. Toutefois, l'endurance et la portée dépendent de l'efficacité du moteur, qui n'est pas réellement constante. Un ralentissement de la vitesse de rotation d'une turbine à gaz, tel qu'installé sur le UH-60A, résulte en une perte d'efficacité importante [10]. La diminution en puissance requise ne résulte donc pas nécessairement en une diminution équivalente de la consommation de carburant, puisque ce sont des effets conflictuels.

Garavello et Benini [11] ont publiés une étude préliminaire sur les impacts du *slowed rotor* sur un hélicoptère (UH-60A) couplé à un *turboshaft* (GE-T700). Leurs résultats ont démontrés que malgré la diminution en puissance requise, la consommation de carburant a augmentée en vol stationnaire et à haute vitesse due à la perte d'efficacité de la turbine à gaz. Toutefois une économie de carburant de 8-9% fut réalisée à des vitesses d'endurance. Misté et al. [12] ont eux aussi démontré l'importance de modéliser l'unité de puissance pour bien évaluer les gains en performance. Leur travail a démontré une économie de carburant de 7-8% pour une diminution du RPM de 15% sur le même hélicoptère et moteur que mentionné précédemment. Ils en concluent que malgré les contraintes d'opération de la turbine à gaz, le concept de *slowed rotor* est employable et que le développement d'une turbine à gaz ayant plus de latitude concernant sa vitesse d'opération permettrait d'exploiter le plein potentiel du concept.

Goulos et Bonesso [13] ont étudié l'impact du type de mission sur les gains en performance. Leur étude démontre que le type de mission est un facteur principal sur les bénéfices du rotor à vitesse variable. Les plus grands gains en performance sont associées aux missions se déroulant à des vitesses d'endurance à basse altitude et à faible poids, tel que des missions de surveillance où une diminution de la consommation de carburant de 5% a été réalisée.

Malgré les pertes d'efficacité des turbines à gaz en opération *off-design*, il est démontré qu'une diminution de la consommation de carburant est possible pour des vols d'endurance. En effet, lorsque qu'on considère la chute d'efficacité associée à la turbine et la demande en puissance variable durant une mission, les gains en performance passent de 17% de réduction de la puissance requise à 5% de réduction de la consommation. Cette diminution est équivalente à seulement 25 minutes de vol supplémentaires pour le LX300 de Laflamme, ce qui correspond à moins de la moitié de la valeur estimée initialement (éqn. 1.1).

Toutefois, le LX300 de Laflamme Aéro n'est pas équipé d'une turbine à gaz, mais plutôt d'un moteur à allumage commandé, le Rotax 912iS Sport. Ce type de moteur bénéficie d'un gain d'efficacité lorsque sa vitesse est réduite à plus bas requis de puissance [14] à l'opposé de la turbine à gaz. De plus, dans le cadre du projet MaSu, Laflamme compte intégrer un moteur turbo-diesel capable de brûler du carburant lourd, le Continental CD-155. Les moteurs à allumage par compression (diesel) ont tendance à offrir une meilleure efficacité à bas régime que les moteurs à étincelle [14]. Le ralentissement du rotor diminuerait donc non seulement la puissance requise, mais aussi la consommation spécifique du moteur, résultant en un gain en endurance plus important. Cette combinaison du concept de rotor à vitesse variable et d'un moteur à piston n'est pas adressée dans la littérature.

---

# CHAPITRE 3

## QUESTION DE RECHERCHE

La synthèse de l'état de l'art a permis d'identifier que le concept du rotor à vitesse variable a le potentiel d'améliorer la performance en vol d'endurance du LX300 sans avoir un impact négatif sur ses autres capacités. Toutefois, les études actuelles sont limitées à des hélicoptères conventionnels couplés à des turbines à gaz, qui réduisent les bénéfices de ce concept, et négligent le cas des moteurs à allumage par étincelle ou compression.

De ce constat découle la question de recherche suivante :

### Question de recherche

Quels bénéfices peut-on tirer du concept du rotor à vitesse variable pour un hélicoptère tandem couplé à un moteur à combustion interne à allumage par étincelle ou compression lorsque soumis aux contraintes d'une mission de surveillance maritime ?

### 3.1 Objectifs du projet de recherche

Afin de répondre à cette question, l'objectif principal peut être défini comme suit :

### Objectif du projet de recherche

Développer un environnement numérique de simulation d'hélicoptère tandem équipé d'un moteur à combustion interne afin d'évaluer son enveloppe de vol, l'optimiser afin d'accomplir une mission de surveillance maritime et quantifier les bénéfices engendrés.

Pour atteindre cet objectif, les sous-objectifs suivants doivent être atteints :

1. Modéliser numériquement un hélicoptère tandem avec rotors *teetering*.
2. Intégrer les cartes de performance des moteurs fournies par les manufacturiers.
  - Rotax 912 iS Sport.
  - Continental CD-155.
3. Valider les modèles à l'aide de données acquises en vol stationnaire et basse vitesse.
4. Développer un outil d'analyse de mission de vol.
5. Optimiser la performance de l'hélicoptère lors d'une mission d'endurance.

## 3.2 Contributions originales

Les résultats du projet de recherche présentés dans ce mémoire permettent d'établir le potentiel du concept de rotor à vitesse variable lorsque couplé avec un moteur à piston. Ces gains importants en autonomie et en distance franchissable pourrait permettre d'augmenter l'utilisation d'hélicoptères autonomes non seulement dans le milieu de la surveillance maritime, mais aussi dans des opérations de transport de charge sur longue distance.

---

# CHAPITRE 4

## MODÈLES, OPTIMISATION ET RÉSULTATS

### Avant-propos

**Auteurs et affiliation :**

M. Bouchard : étudiant à la maîtrise, Université de Sherbrooke, Faculté de génie, Département de génie mécanique.

D. Rancourt : professeur, Université de Sherbrooke, Faculté de génie, Département de génie mécanique.

D. Laflamme : cofondateur et vice-président ingénierie, Laflamme Aéro Inc.

E. Laflamme : cofondateur et président, Laflamme Aéro Inc.

**Date de soumission :** 12 novembre 2020

**Revue :** Journal of the American Helicopter Society

**Titre anglais :** Endurance Optimization of a Tandem Helicopter with Variable Speed Rotors and a Spark-Ignition Engine.

**Titre français :** Optimisation de l'endurance d'un hélicoptère tandem équipé de rotors à vitesse variable et d'un moteur à allumage par étincelle.

**Contribution au mémoire :**

Cet article représente la majeure partie du contenu de ce mémoire. Il présente le modèle numérique d'hélicoptère tandem, le modèle du moteur à allumage commandé (Rotax 912iS Sport) et la validation expérimentale de ceux-ci. L'approche d'optimisation y est présentée. Les résultats montrent les gains possibles en endurance en utilisant l'approche des rotors variables couplée à un moteur à allumage commandé. L'évaluation des bénéfices de l'intégration d'un moteur à allumage par compression (Continental CD-155) est présentée au chapitre suivant.

**Résumé français :**

L'utilisation d'hélicoptères non-pilotés devient une solution commune pour les activités de surveillance maritime dû aux bénéfices du décollage et atterrissage vertical. L'augmentation de la durée de vol est donc cruciale ; une approche est de réduire la vitesse des rotors en vol, ce qui améliore leur efficacité. Un modèle de performance est utilisé pour évaluer les bénéfices des rotors à vitesse variable en vol d'endurance lorsque couplé à un moteur à allumage commandé. Le modèle de performance est validé en utilisant des données expérimentales de vols stationnaires et à basse vitesse. Une approche d'optimisation par méta-modèle permet de déterminer les vitesses optimales de vol et des rotors pour minimiser la consommation de carburant au cours d'une mission nominale d'endurance. Des courbes de charge utile versus endurance et portée à différentes capacités de carburant démontrent les gains engendrés. Une augmentation de l'endurance de 25% et 15% ont été possibles pour des vols à capacité de carburant standard et maximale, respectivement. La portée n'a pas été impacté négativement, et voit plutôt une augmentation pour un vol à pleine capacité de carburant. Le moteur à allumage par étincelle joue un rôle bénéfique en étant responsable de jusqu'à 38% de la diminution de la consommation de carburant.

**Résumé anglais :**

Rotary unmanned aerial vehicles (R-UAV) are becoming commonplace as a solution for maritime surveillance activities due to their vertical take-off and landing (VTOL) capability. Extending flight duration is thus crucial ; one approach is to slow down the rotors in flight, which improves their efficiency. An in-house tandem rotorcraft performance model is used to evaluate the benefits of slowed rotors in endurance flight when used in conjunction with a spark-ignition engine. The performance model is validated using experimental data from flight tests in hover and low-speed flight. A surrogate-based optimization approach determines the flight and engine speeds required for minimal fuel consumption throughout a typical endurance mission. Payload-Endurance and Payload-Range curves for flights at various payload and fuel capacities show overall benefits. Gains up to 25% and 15% in endurance are possible for flights at standard and maximum fuel capacity. Range is not impacted negatively and sees gains at maximum fuel capacity. The spark-ignition engine plays a beneficial role as it contributes up to 38% of fuel burn reduction.

---

## 4.1 Introduction

The development and use of unmanned aerial vehicles (UAV) for maritime surveillance applications have been on-going for over two decades [15]. Their ability to extend situational awareness beyond visual line of sight without compromising the safety of helicopters and their crew is a crucial advantage. While traditional winged UAVs offer great range and endurance characteristics, take-off and landing constraints of ships limit their usage. Unmanned rotorcraft, however, offer the capability of vertical take-off and landing combined with the capacity of hovering and low-speed loitering, making it an advantageous choice. Improving the performance of these rotary UAVs in endurance flight without necessarily penalizing hover or high-speed performance is thus of key interest.

One such way to improve rotorcraft endurance flight is by slowing down its rotors in flight. The concept of the variable speed rotor (VSR) is, in principle, straightforward. By varying rotor speed in function of flight conditions, the rotor may operate as close as possible to its maximum equivalent lift-to-drag ratio, therefore reducing rotor power requirements and improving performance [5]. Studies conducted by Steiner, Mistry and Gandhi, Bowen-Davies and Chopra, as well as Han et al. [6, 7, 8, 9] using numerical models of the UH-60A Black Hawk helicopter demonstrated the effectiveness of the concept. A reduction of rotor RPM in cruise flight can lead up to a 17% decrease in power. At lower speeds, the concept is not as effective due to induced power being more important and less affected by rotor speed than profile power. The most significant limiting factor of the concept is the onset of stall, which limits the reduction of rotor RPM at high speed, altitude, and gross weight. In fact, the rotorcraft's flight envelope can be extended by increasing rotor speed, therefore allowing the rotor to operate out of the stall region.

The aforementioned articles indicate that a possible performance gain can be achieved in hover, loiter (endurance), cruise (range), and maximum speed. However, loiter and cruise performance depend entirely on the rotorcraft's fuel consumption, which was not taken into account. The vast majority of current rotorcraft are powered by turboshaft engines, which are designed to operate at near-constant RPM. Garavello and Benini [11] conducted a preliminary study on the coupling of a slowed rotor (UH-60A) with a turboshaft engine (GE-T700). Their results showed that while power demand diminished when reducing rotor RPM, fuel consumption increased due to the turbine's efficiency losses at off-design speeds, canceling out almost all benefits of a variable speed rotor. In fact, fuel burn increased in hover and high-speed flight. Nonetheless, fuel savings up to 8-9% were achieved at endurance speeds. Misté et al. [12] developed a methodology to determine the optimal speed of a rotor coupled to a turboshaft engine. Like Garavello and Benini [11], their work

---

showed that minimizing rotor power requirements is not equivalent to minimizing fuel consumption. Therefore, it is important to model the rotorcraft powerplant if endurance is to be optimized. Simulations of the same rotorcraft used in the previously mentioned studies resulted in a 7-8% reduction in fuel burn while limited to a 15% RPM decrease due to the powerplant design. They concluded that the gas turbine's limited RPM operating range, while constraining, still enables the use of a variable speed rotor, and increasing the range of allowable engine speed would allow unlocking more of the VSR's potential.

Goulos and Bonesso [13] recently assessed the potential improvements at the mission level using a comprehensive rotorcraft model, including engine performance. Their results showed that the type of mission being conducted is an essential factor in the effectiveness of the variable speed rotor. The most significant performance improvements are associated with endurance-type missions with low gross weight and density altitude, such as surveillance operations where up to a 5% decrease in fuel consumption is expected. It is important to note that while some of the studies quantified potential fuel savings, only Goulos and Bonesso took into account the decreasing weight of the helicopter as fuel is burned, thus reducing power requirements over time.

This technology has been flight-tested on Boeing's A160T Hummingbird, a turboshaft-powered unmanned rotorcraft, which demonstrated benefits in endurance, range, altitude ceiling, and payload capacity [16].

Reciprocating engines tend to benefit from quasi-constant efficiency throughout their RPM operating range [14]. The combination of a reciprocating engine with the slowed rotor concept could thus allow unlocking most of the concept's potential in reducing fuel consumption and increase flight endurance.

This paper aims to maximize the performance of an unmanned tandem helicopter in endurance flight by employing the concept of variable speed rotors combined with the advantageous efficiency of a spark-ignition engine. An in-house rotorcraft performance model was developed to predict power and trim requirements in level flight. The model was then calibrated using experimental data from flight tests of the rotorcraft. An optimization routine leveraging surrogate models and parallel processing was used to find the optimal combination of flight and rotor speeds throughout a typical endurance mission profile while taking into account weight reduction and center of mass displacement due to fuel burn.

---



## 4.2 LX300 Unmanned Rotorcraft

The Laflamme LX300™ depicted in figure 4.1 is an autonomous tandem helicopter developed to tackle various missions from maritime surveillance to payload delivery. The rotorcraft is being developed with assistance from Transport Canada for certification purposes and in cooperation with General Dynamics Mission Systems. It has a maximum take-off weight (MTOW) of 300 kg, classifying it as a NATO class II UAS (150-600 kg) [17], similarly to the UMS SKELDAR® V-200 and Schiebel CAMCOPTER® S-100.



Figure 4.1 LX300-FTV (Flight Test Vehicle)

The LX300 is powered by Rotax®'s 912iS Sport, a 100 hp fuel-injection four-stroke aviation engine. Due to the rotorcraft's low power requirements (i.e., under 200 kW), the use of an internal combustion engine grants better efficiency throughout its operating range than the equivalent gas turbine [10], making it a favorable choice for this class of UAS.

The rotorcraft is equipped with two teetering rotor assemblies designed to reduce vibrations typical of two-bladed rotors while minimizing weight and drag associated with articulated hubs and a higher number of blades. The blades have a high lift-to-drag ratio airfoil and are made out of composite materials.

Table 4.1 lists some of the rotorcraft's main characteristics.

Tableau 4.1 Laflamme LX300-FTV Rotorcraft Characteristics<sup>1</sup>

Characteristic	U.S. Customary	Metric
Engine	Rotax 912iS Sport	
Engine Power <sup>2</sup>	100 hp	73.5 kW
Max Take-Off Weight	660 lb	300 kg
Empty Weight	418 lb	190 kg
Maximum Payload Weight	198 lb	90 kg
Maximum Fuel Weight	220 lb	100 kg
Rotor Diameter	2x 9.2 ft	2x 2.8 m
Airframe Length	9.5 ft	2.9 m
Airframe Height	4.9 ft	1.5 m
Airframe Width	3.9 ft	1.2 m

<sup>1</sup>Specifications from Laflamme Aero’s website. (accessed June 2020)

<sup>2</sup>Maximum available power according to Rotax.

## 4.3 Performance Models

### 4.3.1 Tandem Helicopter

An in-house performance model was developed to predict the rotorcraft’s power and trim requirements, evaluate performance trade-offs and optimize its capabilities. The model uses a modular approach in order to facilitate an increase in fidelity when required. The model’s parametric nature allows for quick comparison and optimization of various configurations and operating conditions.

The rotorcraft is modeled as a rigid-body on which rotor loads, fuselage drag, and gravity are applied. The trim routine consists of an interior-point algorithm minimizing the sum of forces and moments at the center of mass by varying the following six inputs : collective control ( $\delta_c$ ), differential collective ( $\delta_b$ ), lateral cyclic ( $\delta_s$ ), differential lateral cyclic ( $\delta_r$ ), fuselage pitch ( $\Theta_F$ ), and fuselage roll ( $\Phi_F$ ). Longitudinal cyclic control ( $\theta_{1s}$ ) is scheduled as a function of airspeed, as used on the CH-47B [18], to level the fuselage and reduce rotor blow-back.

The rotor inflow is a first harmonic nonuniform linear model with Pitt & Peters’ coefficients [19]. To account for the interference caused by the two rotors overlapping each other, an approach similar to Boeing’s BHSimIMM is followed [18, 20]. A fraction of the front rotor’s uniform inflow component ( $\lambda_{ov}$ ) is added to the rear rotor’s own induced velocity, resulting in higher torque and collective at the rear rotor [21]. The rear-on-front rotor influence is neglected as it is considered less significant especially as forward speed increases.

For more flexibility, calibration factors are exposed to allow tuning the model with experimental data. These factors consist of multipliers on uniform ( $\lambda_0$ ), longitudinal ( $\lambda_{1c}$ ), and lateral ( $\lambda_{1s}$ ) components of the inflow distribution for both rotors, and a multiplier on the front-on-rear interference ( $\lambda_{ov}$ ).

Each rotor is modeled as two linearly twisted rigid blades of uniform mass distribution with a central flapping hinge. Only the first harmonics of flapping motion are considered. Airfoil aerodynamics are evaluated using  $C_l$  and  $C_d$  look-up tables, which contain static stall characteristics. Aerodynamic loads of the blade elements are numerically integrated from the root to the tip of each blade while also taking into account tip losses. The resulting loads are then averaged over the azimuth to obtain the steady forces. Due to the teetering design of the rotors, only the torques around the hub axes are transferred to the fuselage [22].

The evaluation of rotor inflow, flapping and aerodynamic loads is solved using a relaxed fixed-point iteration (FPI) scheme which outputs thrust (T) and torque (Q) as outlined in figure 4.2.

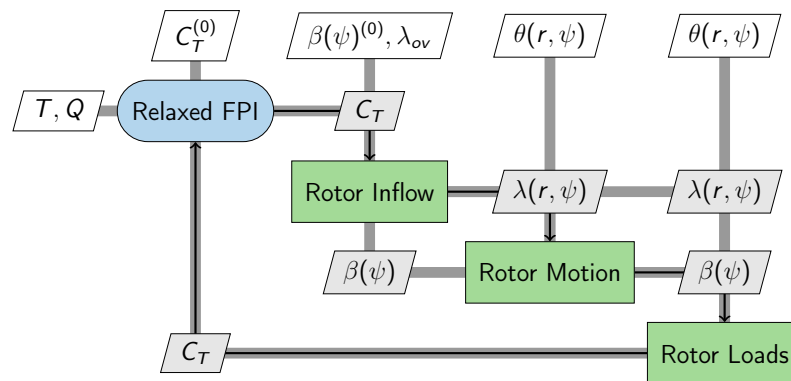


Figure 4.2 Rotor sub-module.

Fuselage aerodynamics are represented by a set of non-dimensional force and moment coefficients, which vary in function of fuselage attitude. These coefficients were evaluated by fitting results from computational fluid dynamics (CFD) simulations of the fuselage, skids, and rotor heads at various attitudes.

### 4.3.2 Spark-Ignition Engine

The rotorcraft’s powerplant is a horizontally opposed 100 hp fuel-injected four-stroke aviation engine manufactured by Rotax.

The Rotax 912iS Sport automatically switches to a rich air-fuel mixture when a particular throttle position is reached, permitting higher power delivery at the cost of higher fuel consumption. Figure 4.3 shows this behavior as well as the drop in specific fuel consumption at moderate engine speeds and power. SFC values are normalized with respect to the maximum value due to the confidential nature of the underlying data.

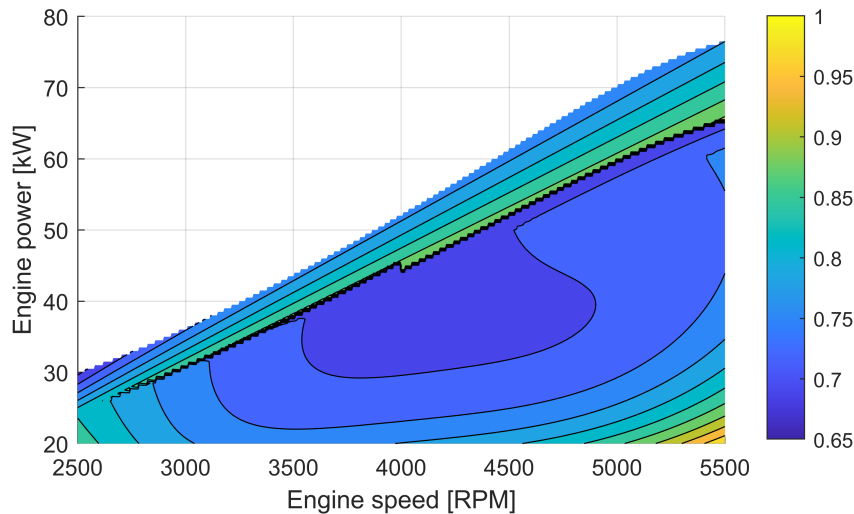


Figure 4.3 Normalized specific fuel consumption

A black box meta-model [23] is used to represent the manufacturer-provided engine deck. The meta-model is generated using the predictive modeling tool from JMP<sup>®</sup>, Version 14.2.0 by SAS Institute Inc. Quality of the model is ensured using a  $k$ -fold cross-validation approach which consists of splitting the data into  $k$  equal subsets and using the remaining  $k-1$  sets to train the model. The process is repeated  $k$  times, with a different subset each time. A separate set of data obtained from experimental tests is then used to evaluate the model’s global accuracy by comparing actual outputs with the meta-model’s predictions.

The ensuing model replicates main power and fuel trends as a function of :

- Intake manifold air pressure.
- Engine speed.
- Altitude.
- ISA temperature offset.
- Air-Fuel mixture control (PWR/ECO mode).

To find the fuel consumption associated with the rotorcraft power requirements, the squared error between required and available power is minimized using a golden-section search method with manifold air pressure as the input variable.

## 4.4 Experimental Validation

The availability of a functional flight test vehicle allowed to compensate for the lower fidelity of the numerical model by calibrating its power and trim predictions with experimental data using the correction factors mentioned previously.

Flight tests in hover and low-speed flight were carried out by a pilot controlling the aircraft remotely. The tests were conducted at fixed altitude and speed, under the best atmospheric conditions possible, to reproduce the steady-state behavior of the aircraft using the numerical model.

The on-board data acquisition system recorded rotorcraft attitude, speeds and accelerations, rotor collective and cyclic inputs, and the engine's speed, fuel consumption, and operating conditions.

Figures 4.4 and 4.5 compare the calibrated model's fuel consumption and collective differential ( $\delta_b$ ) predictions with flight test data in normalized form<sup>1</sup>.

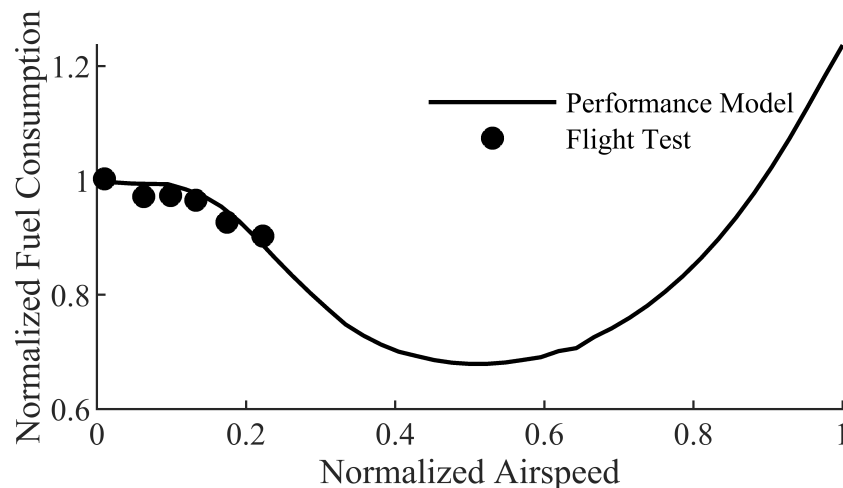


Figure 4.4 Experimental fuel consumption.

---

1. Normalized airspeed does not correspond to advance ratio.

---

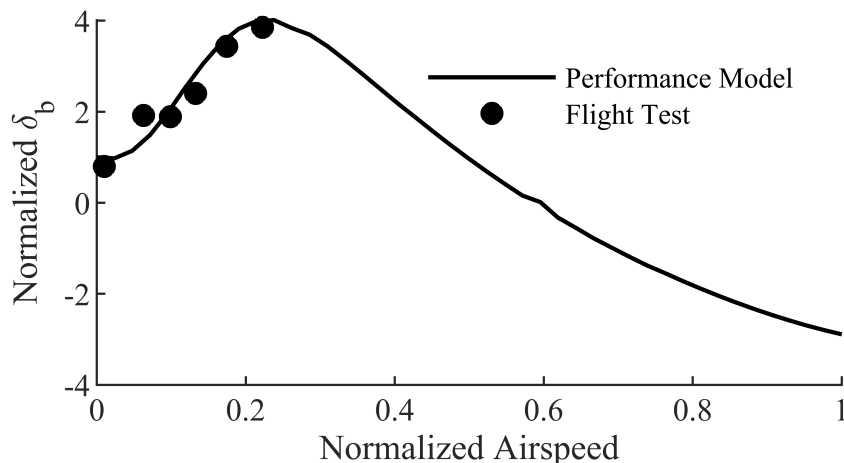


Figure 4.5 Experimental collective differential.

The model's predictions correlate well with the available flight test data. The current state of experimental validation is considered sufficient for the scope of this paper, considering it is a comparative study, and the values are all normalized. Further tests at intermediate to high speeds and various gross weights are planned to expand the validated flight envelope.

## 4.5 Endurance Flight Optimization

A typical endurance mission profile is defined as follows :

1. Warm up at max. continuous power for 5 minutes.
2. Flight at best endurance speeds.
3. Landing with 10% fuel reserve.

The fuel required during take-off, climb to altitude, and descent to landing site phases is considered small enough to be neglected for a comparative study between optimal and nominal endurance missions.

To simulate the mission, the model is called at a fixed time interval where at each new step ( $t + 1$ ), the reduction in fuel level ( $m_f$ ) and rotorcraft mass ( $m$ ), as well as center of mass displacement ( $\Delta_{CG}$ ) due to fuel burn is evaluated. A two-variable single-objective optimization problem is then solved using a surrogate-based approach [23] to find the best combination of flight and rotor speeds ( $V, \Omega$ ) to minimize fuel consumption ( $\dot{m}_f$ ). Once the optimal flight and rotor speeds are found, trim requirements ( $\delta, \Phi_F, \Theta_F$ ) are evaluated by executing the helicopter performance model with the previous timestep's ( $t$ ) trim requirements as initial values, as illustrated in fig. 4.6. This loop is evaluated until the landing condition is reached, i.e. only the 10% fuel reserve is left.

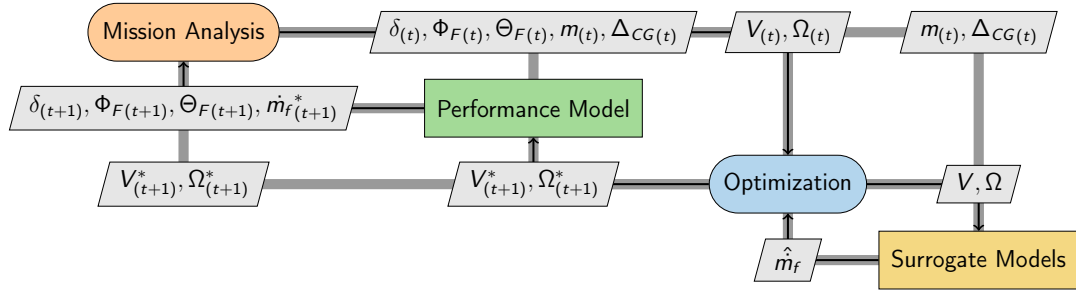


Figure 4.6 Endurance mission optimization process.

A surrogate-based approach was selected to reduce computation time during the optimization process. Two shallow artificial neural networks (ANN) were trained to approximate power requirements as well as act as a trim constraint for the optimizer. The performance model is executed at each timestep to provide access to internal rotor state variables which are used for later investigation.

The optimization problem is solved using a sequential quadratic programming method whose upper bounds are the previous timestep's optimal engine speed and airspeed. It is constrained to stay out of the rich air-fuel mixture regime of the engine, as previously discussed, since it's a high fuel consumption regime used when more power is required, which goes against the stated goal of economizing fuel.

## 4.6 Results & Discussion

Simulations were run at standard atmospheric conditions for various payload weights, at both standard and maximum fuel capacity, to assess the benefits of variable speed rotors on a tandem helicopter powered by a spark-ignition engine and the effects of a high fuel to total mass ratio. According to the specifications in table 4.1, the LX300™ rotorcraft has an empty weight of 190 kg and a maximum take-off weight of 300 kg, which corresponds to 20 kg of fuel with 90 kg of payload at standard fuel capacity, and 100 kg of fuel with 10 kg of payload at maximum fuel capacity.

The ensuing subsections discuss the performance gains obtained by executing the process illustrated in figure 4.6, the optimal speed schedule and the resulting decrease in fuel consumption, the gains in rotor efficiency and their effect on stall margin, as well as the contribution of the spark-ignition engine in reducing fuel burn.

### 4.6.1 Performance gains

To illustrate the performance gains in endurance flight, a set of payload-endurance and payload-range curves are shown in figures 4.7 and 4.8 which compare the performance of an optimal endurance flight with a nominal case at speeds for minimum fuel consumption and nominal engine speed for both standard and maximum fuel capacity. Endurance and range axes are normalized with regards to the nominal flight at standard fuel capacity with no payload.

The highest gains are realized during flights with no payload. At standard fuel capacity, a 25% increase is achieved in flight time, while a 15% increase is achieved at maximum fuel capacity. However, in actual flight time, the 15% increase corresponds to a flight three (3) times longer than the 25% increase. This difference in endurance gain is, in part, explained by the fact that there is an 80 kg difference in take-off weight between each configuration.

At full payload capacity, both missions have the same take-off weight. In that case, the respective endurance gains for standard and maximum fuel capacity are 5% and 12%, respectively. While both configurations have the same take-off weight, fuel accounts for less than 7% of the total mass at standard fuel capacity while it accounts for 33% at maximum fuel capacity.

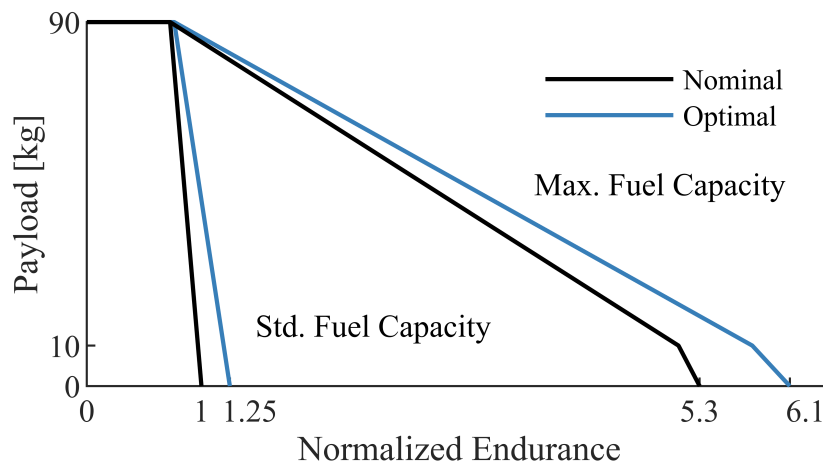


Figure 4.7 Increase in flight endurance for standard and maximum fuel capacity

In terms of range, longer flight times lead to longer distances traveled. With no payload, the corresponding gains in achievable range are 10% and 6% for standard and maximum fuel capacity, respectively. However, at its maximum take-off weight, the gains reduce to less than 1% and 5%. Although the increase in range is negligible at standard fuel capacity, endurance optimization does not negatively impact mission radius. The gains in



range being lower than the corresponding gains in endurance are partly due to the faster loss of airspeed as fuel is burned to achieve better fuel consumption.

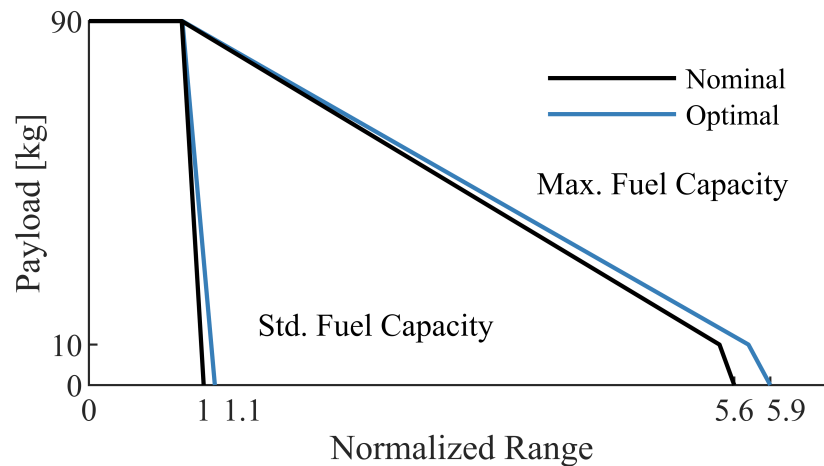


Figure 4.8 Increase in range for standard and maximum fuel capacity

The use of variable speed rotors with a spark-ignition engine has a positive outcome in terms of endurance, with up to a 25% increase at standard fuel capacity and a 15% increase at maximum fuel capacity. With regards to range, there are no adverse effects when compared to nominal operation, and in some cases, non-negligible gains are made (up to 10% and 6% for flights with no payload).

#### 4.6.2 Optimal endurance flight

To investigate further into the performance gains, two flight conditions are selected ; flights at standard and maximum fuel capacity, both at full payload capacity. Thus both flights have the same take-off weight (300 kg) and initial power requirements. Since the center of mass displacement is equivalent for both configurations, the optimal solution for standard fuel capacity corresponds to a subset of the solution at maximum fuel capacity.

To achieve the aforementioned gains, engine speed is reduced throughout the entire flight (fig. 4.9). For a flight at standard fuel capacity, the optimal RPM stays nearly constant throughout the flight, decreasing from 96% to 94% of the nominal engine speed. However, at maximum fuel capacity, optimal engine speed continues to decrease down to 80% of the nominal value.

The mechanical impact of first slowing down the rotors to  $96\%\Omega_0$  and then over time down to  $80\%\Omega_0$  is out of the scope of this paper, however crossing such a range of rotor speeds requires careful evaluation of the effects on vibrations, as well as hub and blade loads. Since part of the decrease happens slowly over the whole flight, particular attention

should be given if rotor harmonics are excited, as not to operate for a significant amount of time in those conditions.

A possible trade-off would be to slow down the rotors to a constant speed for the whole flight, thus reducing fuel consumption without facing possible issues from further speed reduction. This could work particularly well at standard fuel capacity, which only slows down another  $2\% \Omega_0$  after the initial decrease. However, the negative impact on endurance gains at maximum fuel capacity would be more significant.

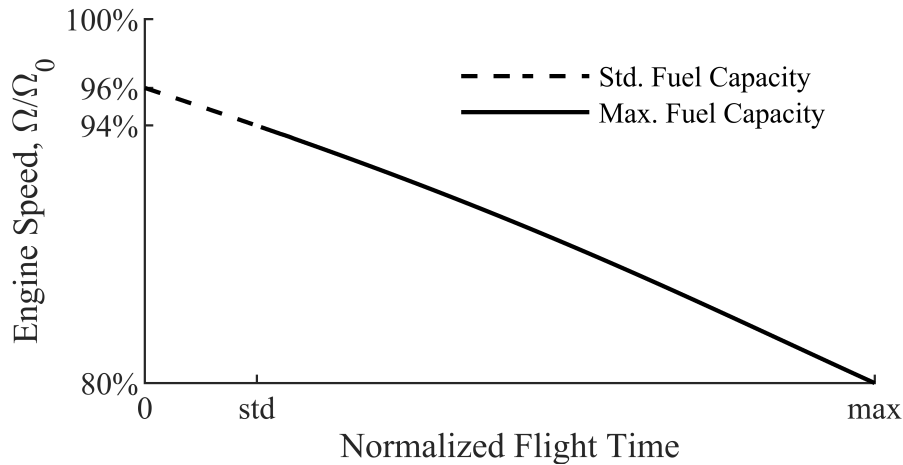


Figure 4.9 Optimal engine speed for a flight at full payload capacity

This reduction in rotor speed, and thus power requirements, results in a faster airspeed decrease for minimum fuel consumption. Figure 4.10 shows that this reduction is equal to an initial 4% reduction, followed by a further reduction over time of under 1% at standard fuel capacity and 7% at maximum fuel capacity.

While airspeed decreases at a higher rate than nominal endurance flight, it is not significant enough to affect range negatively, as seen in figure 4.8. One aspect to consider however, is that while airspeed in optimal endurance flight is at its lowest  $89\% V_0$ , nominal speed also reduces as fuel is burned. The end result is a total reduction down to  $81\%$  of the initial endurance speed at nominal operation.

Figure 4.11 illustrates the resulting decrease in fuel consumption at full payload capacity. For comparison, the nominal decrease in fuel consumption due to fuel burn is included. The decrease due to gains in rotor efficiency corresponds to the reduction in fuel consumption that stems from the diminished power requirements of the slowed rotors without considering the engine. The leftover portion is due to the gains in engine efficiency when reducing engine speed.

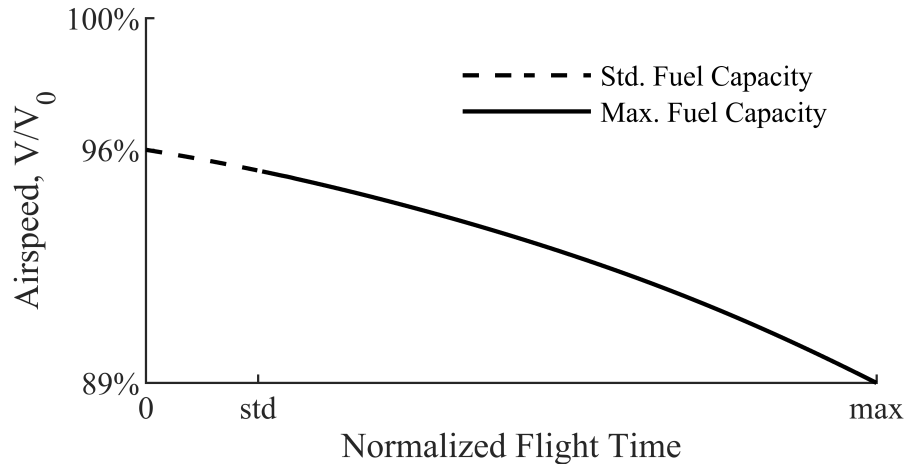


Figure 4.10 Optimal flight speed for a flight at full payload capacity

At standard fuel capacity, the total reduction in fuel consumption at the end of the flight is 12%, of which 6% comes from the loss of fuel mass, 4% is attributable to the rotors, and the leftover 2% is attributable to the engine. At maximum fuel capacity, the total reduction at end of flight is 41%, of which 28% comes from mass loss, 8% from the rotors, and 5% from the engine.

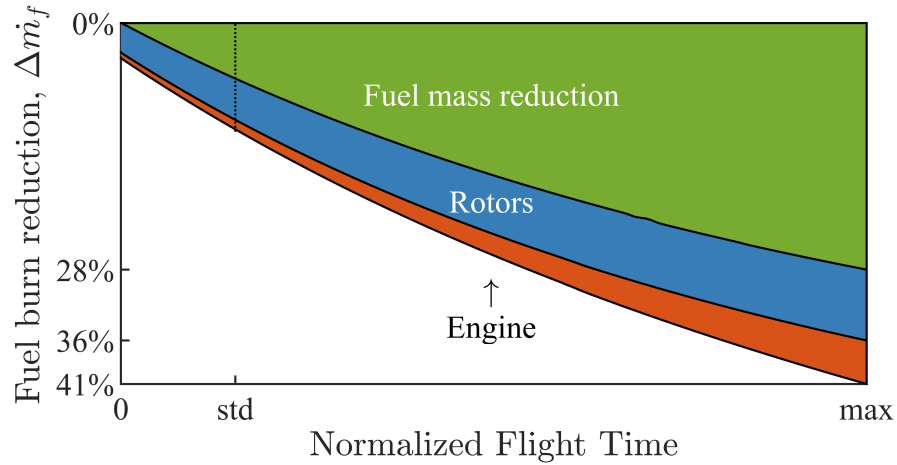


Figure 4.11 Total fuel burn reduction

Throughout the flight, the main contributor to the reduction in fuel consumption is the gain in rotor efficiency, as seen in figure 4.12 with up to 84% of the savings. However, the engine's contribution becomes more significant as time goes on, increasing from 16% to 38% of fuel burn reductions.

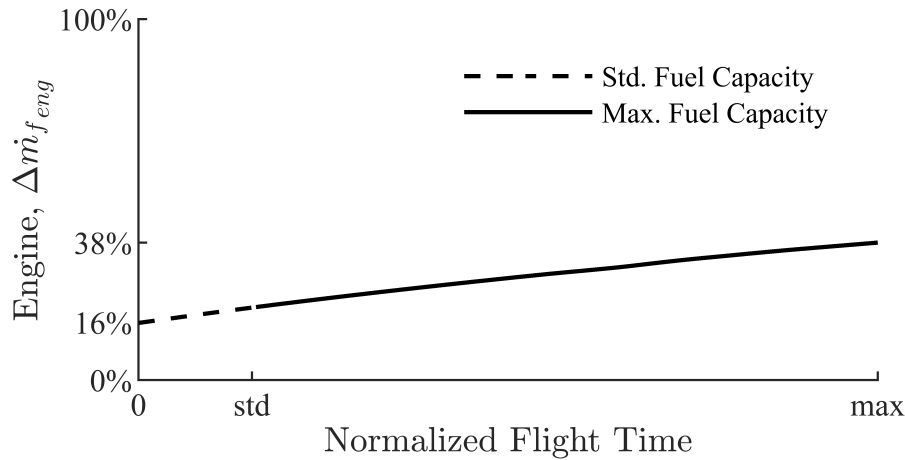


Figure 4.12 Engine contribution to fuel burn reduction

To achieve the aforementioned performance gains, a reduction in engine/rotor speed and airspeed is required. The reduction in engine/rotor speed goes from an initial  $96\%\Omega_0$  down to  $80\%\Omega_0$ , while airspeed is decreased from  $96\%V_0$  down to  $89\%V_0$ , which means a total reduction down to  $81\%$  of initial  $V_0$ . The performance gains achieved are not only due to more efficient rotor operation but also due to more efficient engine operation, which can account for more than a third (38%) of the fuel consumption reductions.

### 4.6.3 Tandem rotors

Slowing down the rotors results in a fuel consumption decrease of up to 8% throughout the flight. This reduction in rotor speed requires an increase in blade pitch to maintain the required thrust, which increases the lift-to-drag ratio of most blade elements and, in turn, decreases profile power, thus reducing fuel consumption.

Figure 4.13 shows airfoil efficiency normalized with regards to its maximum value  $(C_l/C_d)_{max}$  for both rotors at the rotor tip of the retreating side ( $\psi = 270^\circ$ ) of both rotors for both nominal and optimal flight at maximum fuel capacity. The slight difference in efficiency between both rotors is, in part, due to the rear rotor operating in the front rotor's wake leading to different control inputs ( $\delta_b$  and  $\delta_r$ ) and rotor state.

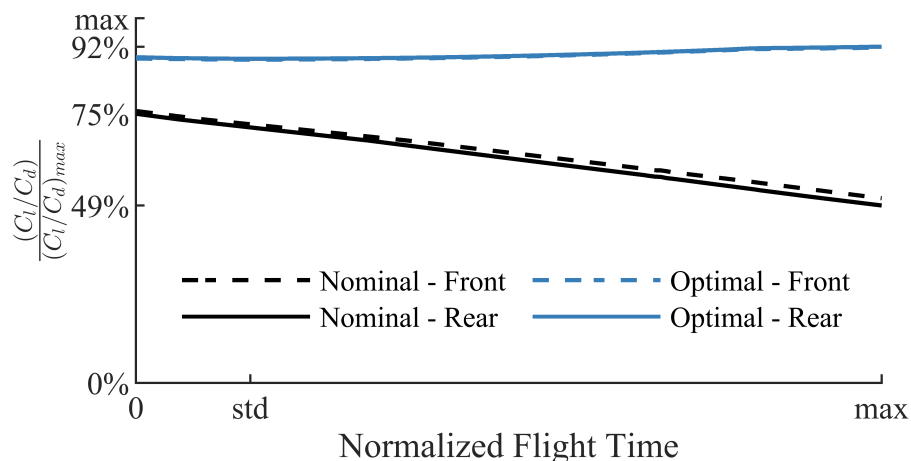


Figure 4.13 Rotor efficiency  $(C_l/C_d)$  at  $(r, \psi) = (R, 270^\circ)$

During endurance flight at nominal speeds, the rotor does not operate at its design point. Airfoil efficiency reaches a maximum value of  $75\%(C_l/C_d)_{max}$  at the beginning of the flight and lowers to  $49\%$  as fuel is burned and collective input decreases to maintain level flight.

By slowing down the rotors, blade pitch increases and so does airfoil efficiency for both rotors. Airfoil efficiency at the blade tip of the retreating side of both rotors increases from  $75\%$  to around  $92\%$  at the beginning of flight and stays nearly constant for the whole duration.

One of the negative impacts introduced by operating at rotor speeds lower than the design point is the loss of stall margin. Operating too close to the rotor's thrust boundary would leave dangerously low tolerance to wind gusts and limit maneuvering capability. Dynamic stall being out of the scope of this paper, it leaves static stall as a criterion to establish stall margin. Nonetheless, since dynamic stall is usually encountered at higher angles of attack, static stall serves as an acceptable conservative estimate.

Figure 4.14 shows the maximum value of local airfoil lift coefficient ( $C_l$ ) with regards to its maximum static lift coefficient ( $C_{l,max}$ ) for each rotor in nominal and optimal flight at maximum fuel capacity.

During nominal flight, the rotors operate at no more than  $39\%$  of their total lift capacity and see a decreasing trend down to  $26\%$  as blade loading reduces. However, during optimal flight, the rotors operate at a near constant  $56\text{-}59\%$  of their maximum static lift capacity. While stall margin is reduced, it should be more than enough for gust tolerance and maneuvering capabilities.

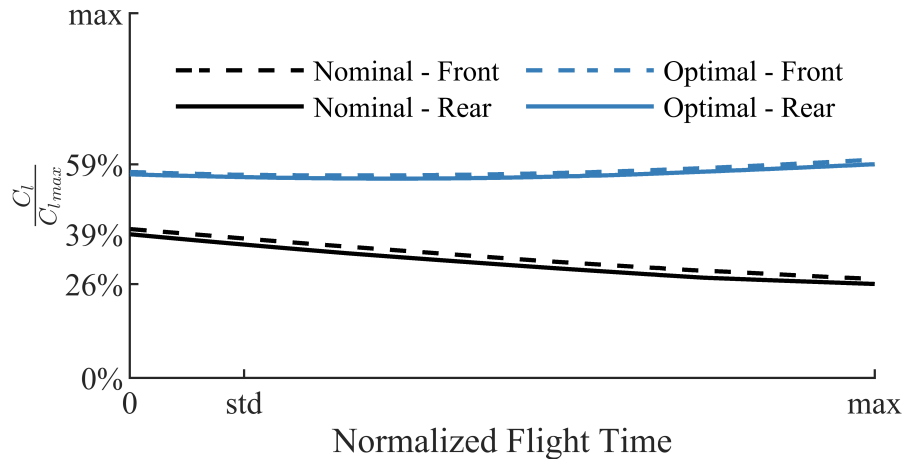


Figure 4.14 Maximum airfoil lift coefficient :  $\max(C_l / C_{l_{max}})$

#### 4.6.4 Spark-ignition engine

The use of a spark-ignition engine signifies a different behavior to off-design operation than the typical gas turbines powering rotorcraft. For spark-ignition engines, the point for minimum SFC is usually located at lower speeds than nominal operation [14]. Thus, reducing engine speed becomes a way to reduce fuel consumption independently from reducing rotor power requirements.

Figure 4.15 compares the normalized engine specific fuel consumption (SFC) of nominal and optimal flight as well as the resulting SFC of slowing down the rotors while maintaining nominal engine speed as if equipped with a 100% efficient continuously variable transmission (CVT). The lower bound of the chart represents the engine's minimum SFC point.

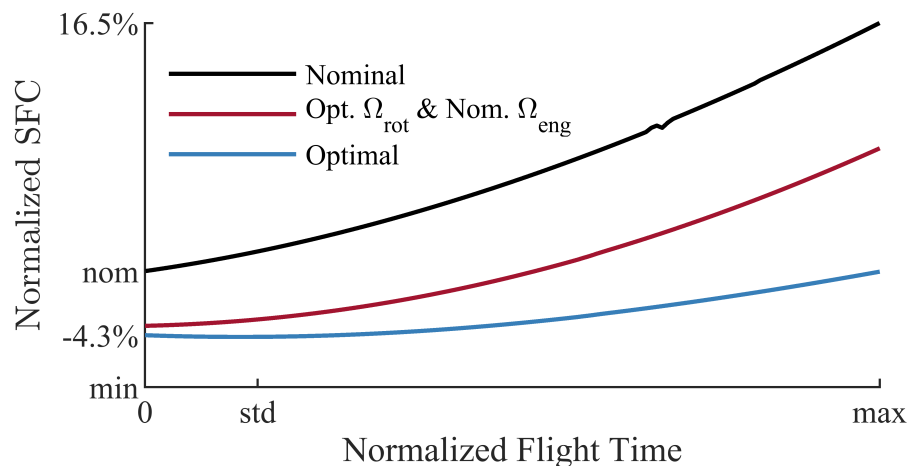


Figure 4.15 Engine SFC trends.

The nominal trend is for SFC to increase as rotorcraft mass decreases due to lower power requirements, thus operating further from the spark-ignition engine's minimum SFC point. By slowing down the rotors, a nearly constant decrease in SFC follows. Moreover, when slowing down both the rotors and the engine, SFC decreases further and increases at a slower rate than both nominal and rotor-only trends.

During nominal endurance flight, engine intake manifold air pressure (MAP) slowly decreases over time due to reduced power requirements. Figure 4.16 compares normalized optimal manifold air pressure against nominal operation. Intake MAP for slowed rotors with constant engine RPM is also shown.

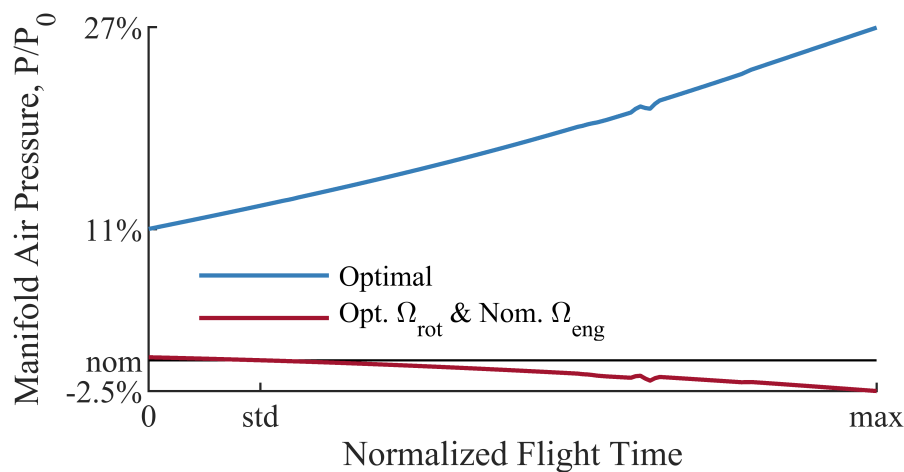


Figure 4.16 Engine Manifold Air Pressure.

If engine speed were to stay constant while rotor speed decreased, the reduction in power would translate to a 2.5% decrease in manifold air pressure at the end of flight. However, when both engine and rotor speed are decreased simultaneously, MAP increases an initial 11% and continues to increase up to 27% of nominal operation. The operation of slowed rotors with a spark-ignition engine thus requires coordinated control of airspeed, engine speed and engine throttle (manifold air pressure).

It is generally accepted that reducing the speed of a typical gas turbine results in higher specific fuel consumption. The potential gains of slowed rotors are thus partially compromised by the powerplant. However, the use of a spark-ignition engine reduces specific fuel consumption further than only slowing down the rotors, thus gaining significant benefits for surveillance missions.

To increase performance further, one avenue that should be investigated is the use of a diesel engine. Diesel engines are not only more efficient than gasoline engines, the fuel

itself has a higher volumetric energy density than gasoline. Another aspect is the ability of certain aviation diesel engines to burn jet fuel, which would allow deployment on naval ships.

## 4.7 Conclusions

This paper has evaluated the potential gains in endurance flight by varying engine/rotor speed of an autonomous tandem helicopter equipped with a spark-ignition engine. The analysis was performed using an in-house rotorcraft performance model calibrated using experimental data collected during hover and low-speed flight tests. The effects were evaluated for flights at both standard and maximum fuel capacity, as well as with maximum and no onboard payload.

The conclusions of this paper are as follows :

1. Gains in endurance up to 25% and 15% for standard and maximum fuel capacity can be achieved for flights with no payload. At full payload capacity, these gains reduce to 5% and 12%, respectively, which is still significant enough to warrant further investigation into the concept.
2. The reduction of airspeed is not significant enough to impact range negatively. In fact, range increases by up to 10% and 6% for flights with no payload at standard and maximum fuel capacity.
3. Engine/rotor speed decreases significantly for operation at maximum fuel capacity (96% to 80%). However, its impact is not as significant for operation at standard fuel capacity (96% to 94%).
4. Loiter speed is decreased throughout the flight, down to 89% of nominal speed which is equivalent to a total speed decrease of 81% of initial nominal speed.
5. The spark-ignition engine contributes from 16% to 38% of the reduction in fuel consumption throughout the mission, thus playing an important role in the use of variable speed rotors for endurance flight, especially for flight at maximum fuel capacity.

While it has been shown that there are significant benefits in implementing variable speed rotors with a spark-ignition engine on a tandem rotorcraft, the investigation was limited to the impact on performance and neglected vibrations, mechanical loads and autorotation capacity, which are significant points of concern.

---



# CHAPITRE 5

## OPÉRATION EN MILIEU MARITIME

Tel que mentionné précédemment, l'opération d'un hélicoptère depuis un navire impose certaines contraintes, dont l'utilisation de carburant lourd à base de kérosène similaire au diesel. L'une des raisons derrière cette contrainte est que les carburants lourds possèdent un point d'inflammabilité plus élevé que la gasoline, résultant en un carburant moins dangereux à transporter et entreposer. De plus, l'utilisation de carburants similaires pour l'ensemble des véhicules militaires (terre, mer ou ciel) permet de réduire les défis logistiques associés à l'entreposage de différents carburants.

### 5.1 Choix d'un moteur à carburant lourd

Pour répondre à cette contrainte, Laflamme Aéro a sélectionné le CD-155 de Continental Motors, un moteur diesel turbo-compressé et certifié pour l'aviation. Ce moteur a la capacité de consommer une variété de carburants lourds incluant le diesel automobile (EN590) et le carburant à turbine typiquement utilisé sur les navires militaires, le JP-5, aussi désigné F-44 par l'OTAN.

Tel que résumé dans le tableau 5.1, le CD-155 offre un gain en puissance maximale de 55% en plus d'une efficacité 8% plus élevée que le 912iS Sport en contrepartie à une augmentation de la masse de 77%.

Malgré la masse plus élevée du CD-155, l'addition d'un turbo-compresseur permet de garder la totalité de la puissance maximale disponible jusqu'à une altitude-densité de 8000 pieds avant de diminuer progressivement, agrandissant ainsi l'enveloppe de vol du LX300.

Tableau 5.1 Spécifications du Rotax 912iS Sport et du Continental CD-155

Moteur	Rotax 912iS Sport [24]	Continental CD-155 [25]
Puissance maximale (kW)	73.5	114
Masse avec accessoires (kg)	75.4	134
Consommation spécifique (g/kWh)	275	220
Carburant	Avgas 100LL	F-44 (JP-5)
Densité énergétique [26] (kWh/kg)	12.08	11.91
Efficacité énergétique	30%	38%

## 5.2 Dimensionnement du LX300 Turbo-Diesel

L'augmentation de la puissance disponible, de l'efficacité et de l'enveloppe de vol octroyée par l'intégration d'un moteur turbo-diesel implique des gains majeurs en performance. Toutefois, pour prendre avantage de ces gains et accommoder la motorisation plus lourde, un redimensionnement est requis. La mise à l'échelle du fuselage résulte en une plus grande trainée aérodynamique qui diminue légèrement la puissance disponible pour lever des charges utiles, tel que du carburant. De plus, l'augmentation de la puissance transmise aux rotors requiert d'adapter ceux-ci pour qu'ils puissent générer la poussée requise tout en préservant leur intégrité structurelle. Un effort majeur de conception est donc requis.

Le dimensionnement du LX300 Turbo-Diesel a été le sujet du projet UAS MaSu. Au cours de ce projet, les modèles décrits dans ce mémoire ont été développés ainsi que des outils d'analyse de la performance afin d'évaluer les divers compromis, guider la prise de décisions et optimiser l'opération de l'aéronef. Le Continental CD-155 a été modélisé à l'aide du *engine deck* fourni par le manufacturier, à l'exception du refroidissement de l'admission d'air modélisé d'après Watson et Janota [27]. Le LX300 Turbo-Diesel a été conçu dans le but d'accomplir une mission de type surveillance maritime, duquel en découle le critère de maximiser son endurance.

Afin de tirer pleins bénéfices des capacités du Continental CD-155, le LX300 a subi plusieurs modifications majeures qui sont résumées par le tableau 5.2. L'aéronef a maintenant une masse à vide plus élevée que la masse maximale permise au décollage du modèle précédent, ainsi qu'une capacité de charge utile deux fois plus élevée. Cette augmentation importante de la capacité de levage a presque doublé la capacité maximale de carburant. En contrepartie, le fuselage a subi un agrandissement pour accommoder moteur, accessoires et le volume nécessaire pour le carburant.

Tableau 5.2 Spécifications des différentes configurations du LX300

Configuration	Gasoline	Turbo-Diesel
Moteur	Rotax 912iS Sport	Continental CD-155
Puissance maximale (kW)	73.5	114
Masse maximale au décollage (kg)	300	550
Masse à vide (kg)	190	350
Charge utile maximale (kg)	90	180
Masse de carburant maximale (kg)	100	190
Diamètre des rotors (m)	2.8	4.0
Longueur de l'aéronef (m)	2.9	3.05
Hauteur de l'aéronef (m)	1.5	1.8
Largeur de l'aéronef (m)	1.2	1.2

### 5.3 Performance nominale du LX300 Turbo-Diesel

Afin d'évaluer les bénéfices des rotors à vitesse variable couplé à un engin Turbo-Diesel, la performance nominale de la nouvelle configuration de LX300 est établie et comparée aux résultats de la configuration d'origine présentés au chapitre 4.

À des fins de rappel, le profil de mission de surveillance maritime est simplifié à celui-ci :

1. Cinq minutes de réchauffement du moteur à puissance constante.
2. Vol à vitesse de meilleur endurance (consommation minimale).
3. Atterrissage avec une réserve de 10% du carburant initial.

L'intégralité de la mission est menée au niveau de la mer à des conditions atmosphériques standards (ISA) et les phases de montée et descente sont négligées.

La figure 5.1 montre la relation entre la charge utile et l'autonomie pour des vols à capacité standard et maximale de carburant. Les deux configurations, Gasoline et Turbo-Diesel, y sont affichées. Dans le cas du LX300 Gasoline, la figure 4.7 est reproduite, présentant ainsi sa performance nominale et optimale. Le tout est normalisé par rapport à l'endurance nominale à capacité de carburant standard avec aucune charge utile du LX300 Gasoline.

À capacité de carburant standard, soit 20 kg pour les deux configurations, le LX300 Turbo-Diesel possède une endurance similaire à la configuration Gasoline, toutefois avec une capacité de charge utile deux fois plus grande.

À capacité de carburant maximale, c'est-à-dire 100 kg et 190 kg pour les configurations Gasoline et Turbo-Diesel respectivement, le LX300 Turbo-Diesel offre une endurance 58% plus élevée que la configuration Gasoline en opération nominale et 37% plus élevée que son opération optimale.

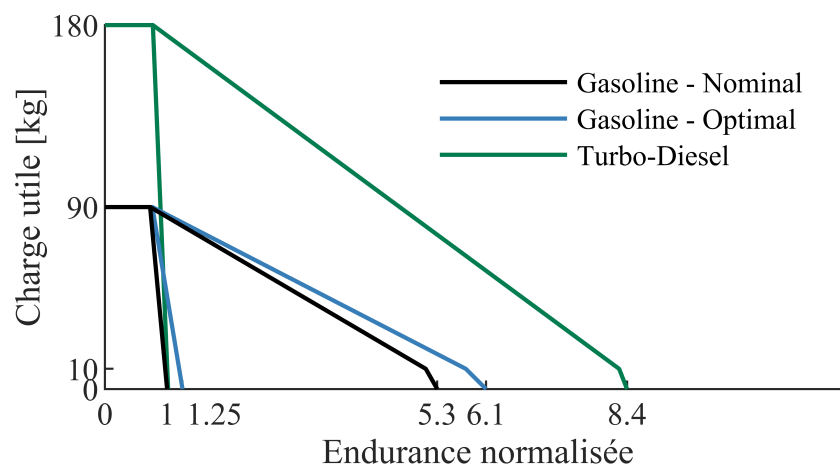


Figure 5.1 Charge utile - Endurance nominale du LX300 Turbo-Diesel

La figure 5.2 montre la relation entre la charge utile et la distance franchissable (ou rayon d'action) pour la mission d'endurance définit ci-haut. Tout comme la figure précédente, les résultats du chapitre 4 y sont inclus en reproduisant la figure 4.8.

À capacité de carburant standard, comme dans le cas de l'endurance, la configuration Turbo-Diesel possède une portée similaire à la configuration Gasoline, mais avec une capacité de charge utile de 180 kg, soit le double de la capacité initiale.

À capacité de carburant maximale, le LX300 Turbo-Diesel offre une portée 75% plus élevée que la configuration Gasoline en opération nominale et 66% plus élevée que l'opération optimale du LX300 Gasoline.

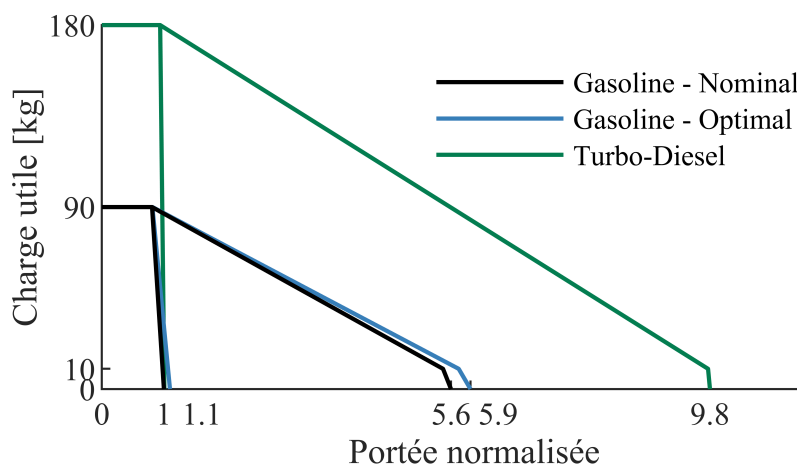


Figure 5.2 Charge utile - Portée nominale du LX300 Turbo-Diesel

Pour résumer, l'intégration du Continental CD-155 fut un choix judicieux, non seulement pour répondre aux contraintes d'opération de l'environnement maritime, mais aussi pour la performance supérieure qui en découle. Laflamme Aéro a été chercher des gains majeurs au niveau de l'autonomie, du rayon d'action et de la charge utile du LX300.



Figure 5.3 LX300 Turbo-Diesel

## 5.4 Performance optimale du LX300 Turbo-Diesel

L'installation d'un moteur turbo-diesel a permis d'augmenter significativement les capacités du LX300 par rapport à sa configuration originale. La conclusion du chapitre 4 est qu'il y a un potentiel non-négligeable à coupler des rotors à vitesse variable avec le Rotax 912iS Sport pour des vols d'endurance. Puisque le Continental CD-155 offre une efficacité plus élevée (tableau 5.1), les bénéfices pouvant découler de l'application du concept de rotor à vitesse variable au LX300 Turbo-Diesel devraient être considérables.

Afin d'évaluer ce potentiel, la stratégie décrite à la section 4.5 est appliquée au LX300 Turbo-Diesel. Le résultat de cette optimisation est comparé à la performance nominale présentée aux figures 5.1 et 5.2. Les lignes du LX300 Gasoline sont grisées afin de servir de référence visuelle. L'opération nominale du LX300 Turbo-Diesel est représentée par les lignes vertes, tandis que son opération optimale est représentée par les lignes turquoises.

La figure 5.4 montre un gain de 25% en endurance par rapport à l'opération nominale pour un vol à capacité maximale de carburant sans charge utile. Avec une charge utile de 10 kg, le gain est plutôt de 23%. À capacité standard de carburant, l'endurance subit un gain de 39% pour vol sans charge utile et de 7% avec une charge utile de 180 kg.

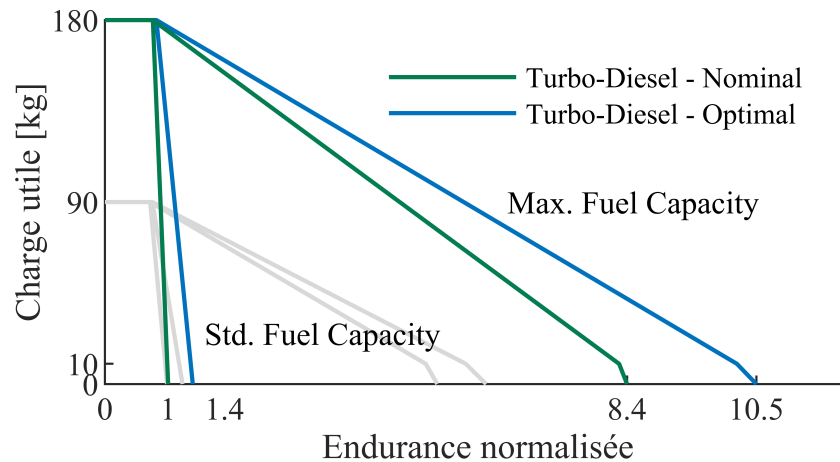


Figure 5.4 Charge utile - Endurance optimale du LX300 Turbo-Diesel

Comme pour ce qui a été présenté au chapitre 4, malgré l'objectif de maximiser le temps de vol, des gains significatifs sont aussi réalisés pour la distance franchissable. La figure 5.5 montre un gain de 19% en portée par rapport à l'opération nominale pour un vol à capacité maximale de carburant sans charge utile. Avec une charge utile de 10 kg, le gain est plutôt de 18%. À capacité standard de carburant, la portée subit un gain de 36% pour vol sans charge utile et de 3% avec une charge utile de 180 kg.

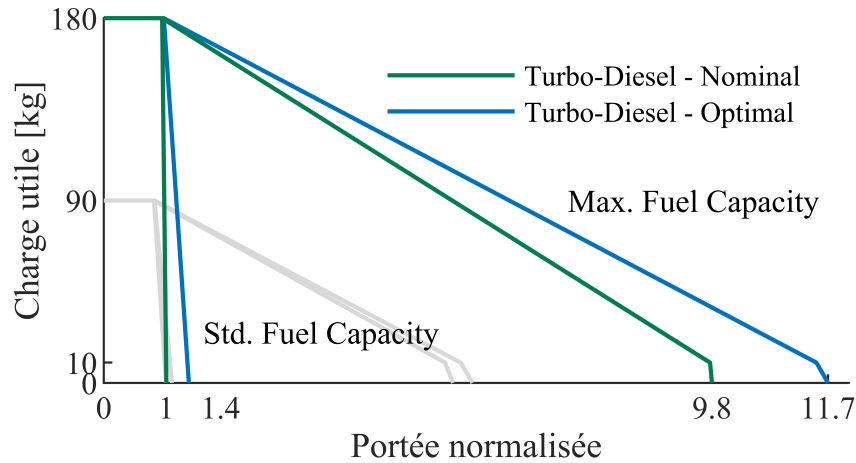


Figure 5.5 Charge utile - Portée optimale du LX300 Turbo-Diesel

Si l'intégration du CD-155 a eu un impact majeur sur la performance du LX300, le potentiel des rotors à vitesses variable en est que bonifié. En effet, si une augmentation de l'autonomie de 25% n'équivaut qu'à 15 minutes additionnelles pour un vol d'une durée nominale d'une heure, cela équivaut plutôt à deux heures additionnelles pour un vol nominal de huit heures. Le concept est donc très avantageux pour des vols à pleine capacité de carburant où l'autonomie est déjà élevée.

La figure 5.6 présente les différentes contributions à la diminution de la consommation de carburant pour un vol à capacité maximale de carburant sans charge utile additionnelle.

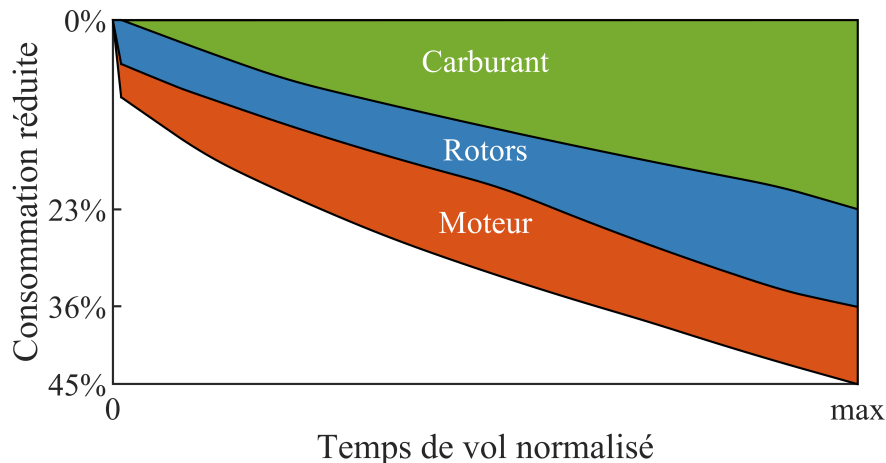


Figure 5.6 Contributions à la diminution de la consommation de carburant

À la fin du vol, la consommation de carburant est 45% plus basse qu'au départ. Contribuant à cette diminution de la consommation de carburant est la consommation de carburant

elle-même. Tout au long de la mission, l'hélicoptère perd de la masse, ce qui diminue la puissance requise pour maintenir le vol, réduisant ainsi le taux de consommation de 23%.

L'utilisation du concept de rotors à vitesse variable, sans considérer le moteur, permet d'augmenter l'efficacité aérodynamique de ceux-ci. La puissance requise pour maintenir le vol est donc réduite davantage, ce qui diminue le taux de consommation d'un 13% additionnel. La valeur de 13% est du même ordre de grandeur que ce qui est présenté dans la littérature pour des hélicoptères conventionnels, soit 17%. Cette différence de quelques points de pourcentage pourrait être due à la différente conception des rotors ou plus probablement à la configuration tandem du LX300. Puisque les deux rotors n'opèrent pas dans les mêmes conditions aérodynamiques, le rotor arrière opérant dans le sillage du rotor avant, la solution optimale est plutôt un compromis entre l'efficacité du rotor avant et celle du rotor arrière.

L'utilisation d'un moteur turbo-diesel permet de réduire la consommation de carburant d'un 9% de plus en l'opérant à plus bas régime. Ce qui n'aurait pas été le cas avec une turbine à gaz, qui aurait eu tendance à perdre de l'efficacité et ainsi annuler une portion des gains attribuables aux rotors. La contribution du moteur turbo-diesel (9%) est similaire à celle des rotors seuls (13%), le concept de rotor à vitesse variable est donc encore plus attrayant lorsque combiné avec le bon type de motorisation.

## 5.5 Conclusion du chapitre

Ce chapitre a permis d'établir les bénéfices potentiels de l'utilisation du concept de rotor à vitesse variable avec un moteur à allumage par compression lorsque soumis aux contraintes d'une mission de surveillance maritime.

Lors d'une mission d'endurance à capacité maximale de carburant, le ralentissement des rotors et du moteur turbo-diesel permet un gain de 25% en autonomie de vol et de 19% en portée maximale. Ces gains sont dus non seulement à l'augmentation de l'efficacité aérodynamique des rotors, mais aussi au gain en efficacité thermique du moteur à compression.

Il y a donc un véritable potentiel pour cette technologie dans le milieu de la surveillance maritime où l'autonomie en vol est cruciale.

---

## 5.6 Bénéfices des rotors à vitesse variables

Les sections précédentes ont établies les gains potentiels en endurance et en rayon d'action lorsque le concept de rotors à vitesse variable est couplé avec un moteur diesel turbo-compressé et le chapitre 4 avec un moteur à allumage par étincelle.

Les figures 5.7 et 5.8 résument les gains en endurance et en portée des différentes combinaisons de quantité de carburant et de charge utile pour le moteur à gasoline et le moteur turbo-diesel. On peut observer que la configuration Turbo-Diesel offre des gains en portée beaucoup plus important que la configuration Gasoline. Les gains sont typiquement 3 à 3.6 fois plus élevés pour la portée, tandis que pour l'endurance les gains sont typiquement 1.4 à 1.9 fois plus élevés. Dans tous les cas, le moteur à compression (Turbo-Diesel) offre des gains supérieurs au moteur à étincelle (Gasoline).

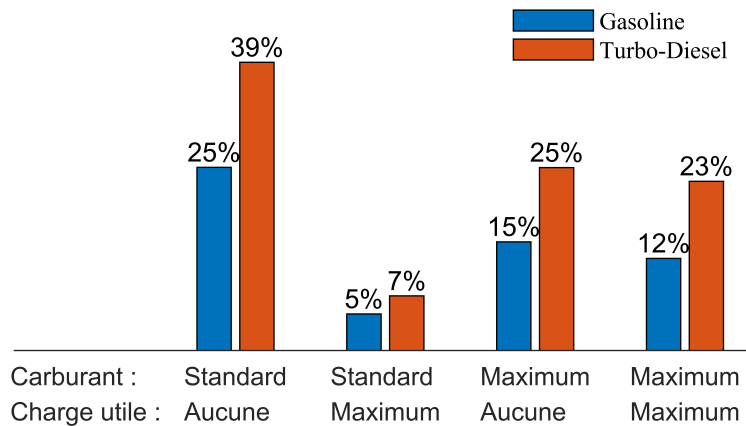


Figure 5.7 Gains en endurance pour moteurs à étincelle et compression

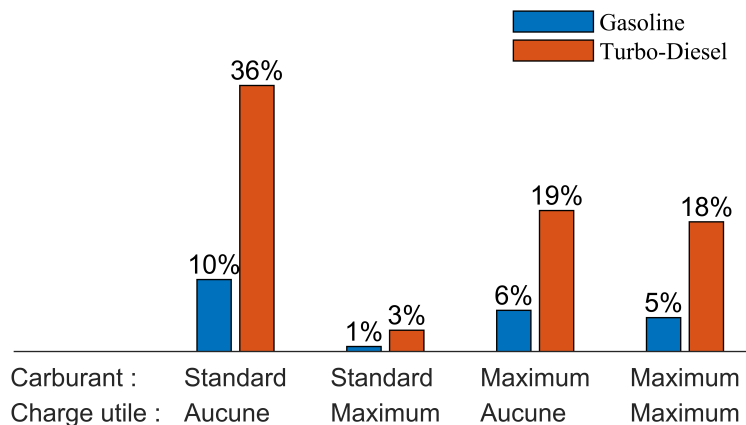


Figure 5.8 Gains en portée pour moteurs à étincelle et compression



# CHAPITRE 6

## CONCLUSION

Le concept de réduire la vitesse d'opération des rotors d'hélicoptères en plein vol n'est pas nouveau ; les premières études datent d'il y a plus de 20 ans déjà. Toutefois, les potentiels bénéfiques n'ont pas été étudiés dans le cas d'un hélicoptère équipé d'un moteur autre qu'une turbine à gaz, qui n'est pas conçue pour une opération à vitesse réduite. Ce projet de recherche a établi qu'il y a des bénéfices encore plus importants au concept de rotor à vitesse variable lorsque utilisé conjointement avec un moteur à allumage par étincelle ou par compression plutôt qu'une turbine à gaz. Des gains importants en autonomie et en distance franchissable sont réalisables, surtout pour les vols à grande capacité de carburant.

La modélisation numérique du LX300 de Laflamme Aéro, suivie de sa validation expérimentale a permis d'établir un référentiel de performance concret pour l'étude du concept. Afin d'évaluer l'impact du concept sur une mission de surveillance maritime, des outils d'analyses ont été développés tirant profit d'une stratégie d'optimisation par méta-modèles. Une première étude a démontré des gains non-négligeables pour le LX300 équipé du 912iS Sport de Rotax. Toutefois, l'opération dans un milieu maritime a imposé une contrainte majeure, soit l'utilisation de carburant lourd. Cette contrainte a résulté en l'intégration d'un moteur turbo-diesel plus puissant et plus efficace, mais plus lourd que le moteur d'origine. Le LX300 a donc été re-conçu pour l'accommoder et tirer profit de sa plus grande performance. Les outils d'analyses développés précédemment furent donc utilisés pour évaluer l'impact de l'intégration de ce nouvel engin et guider les choix de conception. Le résultat est un hélicoptère ayant une performance significativement supérieure. Néanmoins, les bénéfices de réduire la vitesse des rotors promettent des gains encore plus importants.

Maintenant qu'il est établi qu'il y a des bénéfices majeurs au concept proposé, un travail important portant sur le couplage aéro-structurel demeure. En effet, la diminution de la vitesse d'un rotor pose un risque élevé d'opérer à une fréquence de résonance du rotor et de causer des vibrations et contraintes structurelles majeures. De plus, l'évaluation des conséquences d'un changement brusque de vitesse serait aussi critique pour assurer la résilience du concept face à des excitations ponctuelles tel qu'une bourrasque de vent. Également, un autre bénéfice potentiel à explorer est la diminution de la pollution sonore. En effet, un ralentissement des rotors devrait permettre une diminution non-négligeable du bruit causé par ceux-ci. Un bénéfice intéressant pour une opération en milieu urbain.



# LISTE DES RÉFÉRENCES

- [1] Laliberté, F., *Modélisation et commande d'un drone hélicoptère tandem*, Master's thesis, École Polytechnique de Montréal, Aug. 2017.
- [2] Ratelle, C., *Développement d'un système d'instrumentation et de télémétrie à l'usage des drones hélicoptères commerciaux*, Master's thesis, École de technologie supérieure, Oct. 2018.
- [3] Laflamme Aéro Inc., « Customizable Unmanned Helicopter, » <http://www.laflamme.aero/products/lx300/>, [Online, accessed 16.02.2021].
- [4] Government of Canada, Office of the Auditor General of Canada, *2010 Fall Report of the Auditor General of Canada*, chap. 6, Oct. 2010.
- [5] Prouty, R. W., « Should we consider variable rotor speeds? » *Vertiflite*, Vol. 50, No. 4, Dec. 2004, pp. 24–27.
- [6] Steiner, J. H., *An Investigation of Performance Benefits and Trim Requirements of a Variable Speed Helicopter Rotor*, Master's thesis, The Pennsylvania State University, Aug. 2008.
- [7] Mistry, M. and Gandhi, F., « Helicopter Performance Improvement with Variable Rotor Radius and RPM, » *Journal of the American Helicopter Society*, Vol. 59, No. 4, Oct. 2014, pp. 17–35.
- [8] Bowen-Davies, G. M. and Chopra, I., « Aeromechanics of a Slowed Rotor, » *Journal of the American Helicopter Society*, Vol. 60, No. 3, July 2015, pp. 1–13.
- [9] Han, D., Pastrikakis, V., and Barakos, G. N., « Helicopter performance improvement by variable rotor speed and variable blade twist, » *Aerospace Science and Technology*, Vol. 54, July 2016, pp. 164–173.
- [10] Walsh, P. P., *Gas Turbine Performance.*, chap. 1, John Wiley & Sons, Oxford, 2008.
- [11] Garavello, A. and Benini, E., « Preliminary Study on a Wide-Speed-Range Helicopter Rotor/Turboshaft System, » *Journal of Aircraft*, Vol. 49, No. 4, July 2012, pp. 1032–1038.
- [12] Misté, G., Benini, E., Garavello, A., and Gonzalez-Alcoy, M., « A methodology for determining the optimal rotational speed of a variable RPM main rotor/turboshaft engine system, » *Journal of the American Helicopter Society*, Vol. 60, No. 3, 2015.
- [13] Goulos, I. and Bonesso, M., « Variable rotor speed and active blade twist for civil rotorcraft : Optimum scheduling, mission analysis, and environmental impact, » *Aerospace Science and Technology*, Vol. 88, May 2019, pp. 444–456.
- [14] Ferguson, C. R. and Kirkpatrick, A. T., *Internal combustion engines : applied thermosciences*, chap. 13, Wiley, Chichester, West Sussex, 3rd ed., 2015.
- [15] Department of Defense, *Unmanned Aircraft Systems (UAS) Roadmap, 2005-2030*, 2005.
- [16] DiOttavio, J. and Friedmann, D., « Operational benefits of an optimal, widely variable speed rotor, » *American Helicopter Society 66th Annual Forum*, May 2010.

- 
- [17] NATO Standardization Office, « Minimum Training Requirements for Unmanned Aircraft Systems (UAS) Operators and Pilots, » Tech. Rep. ATP-3.3.8.1 - STANAG 4670 Edition 5, 2014.
- [18] Weber, J. M., L. T. Y. and Chung, W., « A mathematical simulation model of the CH-47B helicopter, volume 1, » NASA TM 84351 VOL 1, 1984.
- [19] Chen, R. T. N., « A survey of nonuniform inflow models for rotorcraft flight dynamics and control applications, » *Vertica*, Vol. 14, No. 2, Jan. 1990, pp. 147–184.
- [20] Guner, F., Prasad, J. V. R., He, C., and Miller, D. G., « Tandem Rotor Inflow Modeling and its Effect on Vehicle Dynamics, » *American Helicopter Society 75th Annual Forum*, May 2019.
- [21] Stepniewski, W. Z., « A simplified approach to the aerodynamic rotor interference of tandem helicopters, » *West Coast American Helicopter society Meeting*, Vol. 2, 1955, pp. 71–90.
- [22] Johnson, W., *Rotorcraft Aeromechanics*, chap. 6, Cambridge University Press, April 2013.
- [23] Forrester, A. I. J., Sóbester, A., and Keane, A. J., *Engineering design via surrogate modelling : a practical guide*, chap. 2, J. Wiley, Chichester, West Sussex, England, 2008.
- [24] BRP-Rotax GmbH & Co KG, « Rotax 912 iS/iSC Sport, » <https://www.flyrotax.com/produkte/detail/rotax-912-is-isc-sport-2.html>, [Online, accessed 16.02.2021].
- [25] Continental Aerospace Technologies, « Continental CD-155 Jet-A Engine, » <http://www.continental.aero/diesel/engines/cd155.aspx>, [Online, accessed 16.02.2021].
- [26] Barnett, H. C. and Hibbard, R. R., « Properties of aircraft fuels, » NACA TN 3276, 1956.
- [27] Watson, N. and Janota, M. S., *Turbocharging the Internal Combustion Engine*, Macmillan Education UK, London, 1982.
-