

Intégration d'un modèle de propulsion hybride électrique dans un modèle d'aéronef complet, incluant aérodynamique et structure, en vue de sa conception multidisciplinaire

Didier BROUSSET-MATHEU^{1,2,3}, Xavier ROBOAM¹, Bruno SARENI¹,
Eric NGUYEN VAN^{2,3} et Sébastien DEFOORT^{2,3}

1: Laplace (UMR CNRS-Toulouse INP-UPS), Université de Toulouse, ENSEEIHT 2 Rue Camichel, 31071 Toulouse, France

2: DTIS, ONERA, Université de Toulouse, 31000, Toulouse, France

3: Fédération ENAC ISAE-SUPAERO ONERA, Université de Toulouse, 31000, Toulouse, France

RESUME – Cet article se focalise sur la conception multidisciplinaire d'un avion régional hybride série. L'étude fait suite au projet européen HASTECS coordonné par le LAPLACE, qui visait à concevoir la chaîne de propulsion hybride électrique. Le travail réalisé a été repris et enrichi dans notre étude en incluant le couplage aux caractéristiques aérodynamiques et de structure de l'avion, sur la base de modèles système avion complémentaires développés par l'ONERA. La nouvelle formulation proposée pour la conception multidisciplinaire de l'avion par optimisation conduit à une meilleure prise en compte des différents couplages et permet d'intégrer de nouveaux degrés de liberté exploitables dans une optimisation «système» multidisciplinaire dite «MDO» (forme de la mission de vol, conception de l'aile, topologie de l'avion, etc.)

Optimisation multidisciplinaire, avion hybride, propulsion électrique, conception système, aéronautique

1. CONTEXTE

En 2021, l'International Air Transport Association (IATA) a proposé un plan [2] pour atteindre le net zéro émission en 2050. Une solution envisagée est l'utilisation de nouvelles sources d'énergies faibles en émissions de CO_2 comme l'énergie électrique, mais la faible densité énergétique des batteries ne permettant pas d'obtenir des distances franchissables suffisantes pour les moyens et longs courriers [9], les recherches avec cette solution se focalisent sur l'aviation générale et le transport régional.

Entre 2018 et 2021, le projet HASTECS [8] a optimisé une chaîne de propulsion hybride électrique complète incluant des modèles de conception physiques pour les moteurs électriques, les convertisseurs d'énergie, etc. Ces modèles ont été intégrés dans un processus d'optimisation au niveau système de propulsion complet, c'est à dire de l'hélice jusqu'au pack batterie [7]. Les modèles ont permis la prise en compte de phénomènes physiques importants (électrique, mécanique, thermique) comme les décharges partielles dues à un système haute tension, le refroidissement du convertisseur et du moteur. Cependant, pour limiter la complexité de résolution de ce processus d'optimisation la partie système avion a été découplée du système de propulsion par une équation linéaire basée sur la masse et la poussée de l'ATR72 (équation 1). Cette équation témoignait de façon très simplifiée de l'effet "boule de neige", typique en système avion, induisant qu'une masse du système de propulsion plus élevée augmentait la masse de l'avion ce qui entraînait une poussée linéairement plus élevée et de ce fait une masse du système de propulsion plus élevée, etc. Cette équation a été remplacée dans la formulation du problème d'optimisation par une variable de dimensionnement supplémentaire ($RThrust$) et une contrainte

sur la masse finale de sorte que l'on a les équations 2 et 3.

$$T_{new} = T_{ref} * \frac{MTOW_{new}}{MTOW_{ref}} \quad (1)$$

$$T_{new} = T_{ref} * RThrust \quad (2)$$

$$MTOW_{new} \leq RThrust * MTOW_{ref} \quad (3)$$

avec T_i la poussée de l'avion, $MTOW_i$ la masse de l'avion au décollage et $RThrust$ la nouvelle variable de design.

Lors de l'optimisation du système de propulsion dans sa globalité, l'optimiseur a convergé vers un compromis entre l'efficacité des composants et la masse de ceux-ci, démontrant l'intérêt d'une optimisation au niveau système de propulsion plutôt qu'au niveau de chaque composant. Malheureusement, le découplage avec le système avion, via le système d'équation ??, n'a pas permis de confirmer que le compromis trouvé par l'optimiseur se retrouvait au niveau dimensionnement global d'un avion. L'ajout d'une modélisation aérodynamique ainsi que de structure de l'aéronef permettra de soulever ces incertitudes.

En termes de conception d'avion dans sa globalité, l'ONERA a présenté différents projets de conception d'avion hybride, dont le projet IMOTHEP [5], par le biais de son logiciel de dimensionnement d'avion (Overall Aircraft Design, OAD), FAST-OAD [1], mais les modèles de propulsion hybride sont de basse fidélité utilisant des hypothèses de densité de puissance et d'énergie, ce qui apporte de nombreuses incertitudes en entrée et sortie de process notamment au niveau des phénomènes liés aux tensions élevées.

Il y a donc un intérêt majeur à implanter au sein de l'environnement FAST-OAD des modèles de la chaîne de propulsion électrique issus du projet HASTECS pour aboutir à une conception multidisciplinaire capable d'intégrer les couplages électriques, aérodynamiques et structure avec une meilleure fidélité.

2. OBJECTIF

Les objectifs de cette étude sont multiples : premièrement, présenter une conception globale de l'avion en incorporant les modèles de conception physique du système de propulsion ("modèles HASTECS") et les modèles systèmes avions de FAST-OAD avec les couplages que cela implique; deuxièmement, déterminer l'impact du couplage aérodynamique-structure et système de propulsion en confrontant le nouveau process à la simplification par une équation linéaire (équation 1). Troisièmement, présenter les nouvelles possibilités d'explorations de l'espace de design introduit par la modélisation d'un

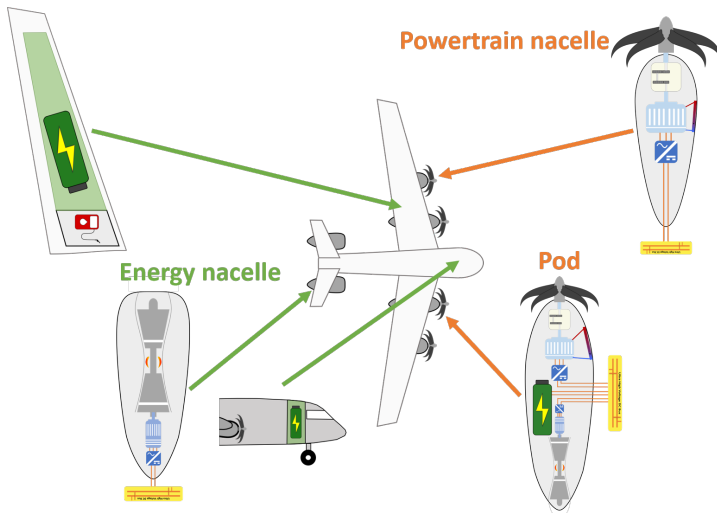


FIG. 1. Topologies possibles de l'avion

système global possédant le même niveau de fidélité au niveau système de propulsion que aérodynamique-structure. Quatrièmement, mettre en avant les nouveaux couplages forts apportés par l'utilisation d'un process de conception avion au niveau global qui ne peuvent être pris en compte lors d'une étude système de propulsion ou composants.

3. MÉTHODOLOGIE

Le passage d'une analyse orientée système de propulsion à une analyse globale de l'avion entraîne des modifications aux niveaux des hypothèses, des modèles ainsi que de l'analyse multidisciplinaire (Multidisciplinary Design Analysis : MDA) qui constitue une étape préliminaire vers la MDO (Multidisciplinary Design Optimization). Dans cette partie, on présentera les nouvelles hypothèses puis les modèles qui ont dû être changés ou ajoutés avant de présenter l'analyse globale.

3.1. Hypothèses

L'architecture est la même que celle du projet HASTECS, à savoir 4 moteurs et 2 turbogénérateurs. On complète le choix d'architecture en spécifiant que les packs batteries se trouveront distribués entre les ailes et le fuselage avec une répartition de 60% dans les ailes. Les packs batteries dans le fuselage se retrouveront entre le cockpit pilote et les passagers. Les turbogénérateurs seront situés sous les ailes avec le carburant dans les ailes. Les batteries et le carburant se partageront l'espace disponible dans les ailes comme illustré par la figure 1. La nouvelle modélisation autorise le positionnement de un ou deux turbogénérateurs à l'arrière ouvrant l'espace de design mais cette possibilité sera traitée uniquement dans le cas tests de la section 4.1.

Lors de l'évaluation de la performance, les pentes de la mission sont obtenues par une commande sur le pourcentage de poussée par rapport à la poussée maximale. La définition de la mission pour l'approche MDA a été adaptée pour correspondre au mieux avec celle du processus d'optimisation du projet HASTECS et ainsi permettre une comparaison entre les dimensionnements dans la section 3.4.

La géométrie de l'avion devenant variable, les longueurs de câbles deviennent dépendantes de la forme géométrique de l'avion. De ce fait, un avion plus long entraînera des câbles plus longs qui augmenteront les pertes dans les câbles.

La variable de design *RThrust* qui permettait, dans le projet HASTECS, de contrôler l'effet "boule de neige" de la masse de l'avion a été supprimée car la nouvelle méthode du calcul de la performance durant la mission permet d'intégrer ce phénomène en offrant la possibilité de redimensionner la propulsion si la masse de l'avion est trop élevée pour effectuer la mission.

3.2. Évolution des modèles

Le modèle d'hélice a été changé pour les deux approches par un modèle d'hélice utilisant la méthode Hamilton Standard [4] pour une hélice à pas variable. Ce modèle remplace le modèle issu d'HASTECS qui possédait une rupture de linéarité à l'altitude de croisière.

Les modèles d'aérodynamiques et de structures sont issus de la thèse de Vincenzo Palladino [6]. Ce sont des modèles de moyenne fidélité tirés des méthodes du cours de conception avion [3] adaptés dans le cas d'un ATR72. La partie structure et géométrie de l'avion est constituée de modèles semi-empiriques (modèles physiques simplifiés et calibrés par régression statistique). La partie aérodynamique détermine la polaire de l'avion en additionnant les surfaces mouillées des composants modélisés et modélise la traînée induite par la théorie de Prandtl (ou ligne portante).

3.3. Analyse globale

L'analyse multidisciplinaire, aussi appelée MDA, consiste à dimensionner chaque composant de l'avion dépendamment les uns des autres en respectant une causalité précise. La figure 2, aussi appelée XDSM pour eXtended Design Structure Matrix, permet d'illustrer la MDA avec les couplages et la causalité entre les diverses facettes du modèle de conception avion. Les rectangles verts sont les modules et les parallélogrammes gris sont les variables d'entrées et de sorties. Dans ce diagramme, les variables d'entrée d'un module sont les parallélogrammes sur la ligne verticale et les variables de sorties sur la ligne horizontale. La ligne du haut et la colonne de gauche représentent respectivement les variables d'entrées et de sortie globales de l'analyse.

La MDA commence par un module appelé *setup* qui permet de réduire le nombre de variables en entrée de l'analyse et de calculer le volume de carburant nécessaire. Le module suivant, appelé *Aircraft Sizing* consiste à dimensionner la structure et déterminer les paramètres aérodynamiques de l'avion à l'aide des exigences de haut niveau du cahier des charges, voir tableau 2. Une fois que l'avion a été dimensionné, on peut déterminer la poussée que doit fournir l'avion pour effectuer la mission en condition normale ainsi que celle nécessaire en cas de panne d'un moteur électrique. A l'aide de ces poussées à différents points de la mission, on peut dimensionner le système de propulsion dans le module *Hybrid system*. Les masses et volumes du système de propulsion étant des variables de dimensionnement de la structure de l'avion, un premier bouclage est nécessaire (lignes *bleu*). Une fois le premier bouclage effectué, l'analyse passe au module *Safety constraint* qui permet de vérifier que si une des sources d'énergie tombe en panne, l'avion possède suffisamment de puissance dans les autres sources d'énergie pour effectuer une mission de sécurité. La mission de sécurité consiste à monter à 450 m d'altitude puis à atterrir dans le même aéroport. Cette mission étant très courte, on suppose que même en cas de panne d'une source d'énergie, les autres sources posséderont suffisamment d'énergie pour réaliser cette mission. Une fois ces vérifications effectués, une mission temporelle est simulée afin de connaître la consommation de carburant et d'électricité nécessaire pour effectuer la mission de dimensionnement. Les consommations de carburant et d'électricité donnant le volume de kérosène ainsi que de batterie, qui sont des valeurs de dimensionnement pour la structure de l'avion, un second bouclage est donc nécessaire (lignes *jaunes*). Lorsque la MDA a convergé, on regarde les contraintes sur les températures des composants durant la mission et l'absence de décharges partielles dans les moteurs électriques.

3.4. Avion de référence

Afin de pouvoir comparer les deux méthodes, un avion de référence a été dimensionné suivant le Haut niveau d'exigence du Cahier des Charges (Top Level Aircraft Requirement : TLAR)

Variable	Valeur	Unité
Nombre de moteurs	4	[-]
Densité énergétique du pack batterie	300	Wh/kg
Tension du bus DC	1360	V
Vitesse maximale de rotation du moteur	18600	tr/min
Rayon d'alésage	77	mm
Ratio diamètre moteur / longueur du rotor	0.677	[-]
Ratio épaisseur de l'air "gap" / rayon d'alésage	0.07	[-]
Ratio hauteur de l'encoche / rayon d'alésage	0.436	[-]
Ratio épaisseur des aimants / rayon d'alésage	0.240	[-]
Nombre de paires de pole	7	[-]
Nombre de conducteurs par encoche	2	[-]
Nombre d'encoche par pole et par phase	1	[-]
Densité de flux dans la culasse du stator	0.78	T
Densité de flux dans les dents du stator	1.53	T
Rapport de réduction	16.87	[-]

TABLEAU 3. Variables de décision

Sortie	HASTECS 1	FACTECS 1
MTOW (kg)	28 732	28 742
Masse Système hybride (kg)	6 736	6 304
Masse propulsion (kg)	1 948	1 825
Masse batteries (kg)	2 368	2 205
Masse carburant (kg)	1 605	1 621
Poussée maximale (kN)	58.3	51.7
Poussée en croisière (kN)	19.0	18.0
Surface de l'aile (m^2)	53	69.2
Ratio portance / traînée	17.0	17.2

TABLEAU 4. Cas d'étude : taxi et descente en mode purement électrique

Dans le cadre de la première étude de cas, une masse au décollage (MTOW) quasiment identique est constaté entre l'approche « HASTECS découplée » et la « conception au niveau avion ». On remarque que le système hybride dimensionné avec la méthode HASTECS est plus lourd d'environ 400 kg. Cette augmentation est attribuable à une augmentation de la poussée maximale requise, qui s'accroît d'environ 10 %. Il ressort de cette analyse un effet de compensation entre masse du système hybride et couplage à la structure qui mène à des masses globales (MTOW) quasi identiques.

Dans le second cas test, la quantité de batteries provoque des changements significatifs au niveau du système avion, générant un écart substantiel au niveau de la MTOW (6.8% d'écart entre HASTECS 2 et FACTECS 2). Dans le cadre de cette étude, le cas test permet de mettre en évidence le phénomène physique désigné sous le nom d'« effet boule de neige ». Ce phénomène est la conséquence directe du couplage entre le système de propulsion et la structure de l'avion. Cette manifestation se traduit par des augmentations successives de la masse. Dans le cadre de cette étude, il a été observé que, dans cette configuration de test, la capacité des batteries devient le critère déterminant pour dimensionner la surface de l'aile. Cette configuration induit une transformation significative de la structure de l'aéronef.

4.2. Ouverture de l'espace de Design

La nouvelle méthode d'analyse (MDA) permet d'étudier différentes topologies d'avions équipés de turbogénérateurs. Ces derniers peuvent être unitaires ou par deux, et situés soit sous les ailes, soit à l'arrière. En complément, elle autorise la modifica-

Sortie	HASTECS 2	FACTECS 2
MTOW (kg)	36 587	39 101
Masse Système hybride (kg)	14 650	13 481
Masse propulsion (kg)	2 351	2 084
Masse batteries (kg)	9 706	9 250
Masse carburant (kg)	1 545	1 537
Poussée maximale (kN)	74.3	63.3
Poussée en croisière (kN)	24.2	22.3
Ratio portance / traînée	17.0	18.5

TABLEAU 5. Cas d'étude : taxi et descente en mode purement électrique, 20% Clim et 30% Cruise

Sortie	FACTECS 1	FACTECS 3
MTOW (kg)	28 742	31 116
Masse Système hybride (kg)	6 736	7 329
Masse propulsion (kg)	1 925	1 968
Masse batteries (kg)	2 205	2 303
Masse carburant (kg)	1 621	1 872
Poussée maximale (kN)	51.7	60.5
Surface de l'aile (m^2)	69.8	75
Ratio portance / traînée	17.2	16.1
Masse de l'empennage (kg)	442	818

TABLEAU 6. Cas d'étude : Turbogénérateur sous les ailes (FACTECS 1) et à l'arrière (FACTECS 2)

tion du nombre de systèmes de propulsion, avec une répartition le long de l'aile. Le dernier point abordé concerne l'intégration et la prise en compte du volume des batteries. Celles-ci peuvent être localisées dans trois emplacements distincts de l'avion : les ailes, le fuselage, ainsi que les nacelles situées sous les ailes. Ces nouvelles possibilités impliquent des modifications de la structure de l'avion, entraînant des variations notables en termes de centrage, masse et traînée comparé à un avion conventionnel. Ce nouvel apport permet l'exploration de concepts innovants, dépassant ainsi le cadre des simples ajustements structurels, communément appelés « rétrofits », qui ont caractérisé les développements précédents.

Dans le cas test suivant, les turbogénérateurs seront au nombre de deux et positionnés à l'arrière de l'avion, avec un taux d'hybridation égal à 100% dans les phases de taxi et de descente. Comme l'illustre la table 6, l'aéronef avec les turbogénérateurs à l'arrière présente une masse maximale au décollage (MTOW) supérieure à celle de la configuration sous les ailes. Cela entraîne une masse du système hybride plus élevée.

4.3. Intégration du couplage dimensionnement moteur, aérodynamique et performance

Le dimensionnement des composants électriques, à l'instar du moteur, influe sur plusieurs aspects des performances de l'avion. Dans le cadre de la conception globale d'un aéronef (OAD), la détermination du volume et du diamètre du moteur s'avère être un paramètre déterminant dans la configuration de la nacelle mettant en évidence un couplage fort au niveau aéronef. En effet, la variation du diamètre d'alésage du moteur :

- influe proportionnellement sur le couple que peut fournir l'actionneur et sur la masse du moteur seul.
- impacte la taille et la forme de la nacelle donc sur la traînée de frottement.
- influe sur le rendement de la chaîne de propulsion
- influe indirectement, à travers la variation de masse moteur (donc de nacelle) sur le centre de gravité de l'aéronef et ainsi la forme de la voilure et de l'empennage arrière.

Ces divers couplages induisent ainsi certains effets de compensation sur les masses, la poussée et la puissance à fournir complexes à analyser comme les résultats qui suivent vont le mon-

Valeur du diamètre d'alésage	
Référence	0.077
Valeur supérieure	0.15
Valeur inférieure	0.05

TABLEAU 7. Différentes valeurs du diamètre d'alésage

Sortie	R0.077	R0.15	R0.05
MTOW (kg)	28 742	49 154	30 558
Masse Système hybride (kg)	6 304	19 350	7 435
Masse propulsion (kg)	1 825	5 894	2 555
Masse batteries (kg)	2 205	7 776	2 353
Masse carburant (kg)	1 621	2953	1 855
Surface de l'aile (m^2)	69	118	73

TABLEAU 8. Valeurs de sorties pour différentes valeurs du diamètre d'alésage

trer. Ceci montre qu'un compromis assez subtil doit être trouvé en terme de dimensionnement, ce qui ne peut être mené qu'à travers une démarche d'optimisation globale multidisciplinaire (MDO).

Pour illustrer ces effets de sensibilité et de couplage système, 3 valeurs du diamètre d'alésage ont été sélectionné, table 7 puis simulées. La figure 3 et la table 8 illustrent ces effets complexes de compensation au niveau système. En effet, le plus petit rayon d'alésage (courbe orange) induit une poussée d'un niveau intermédiaire entre le rayon de référence (courbe grise) et le rayon maximum (courbe bleue). Ce phénomène de compensation s'observe aussi au niveau du rendement de l'hélice (figure 4) qui se dégrade légèrement avec un fort rayon d'alésage ainsi que sur la puissance à développer par le moteur (figure 5).

5. CONCLUSIONS

L'intégration du système de propulsion HASTECS et des modèles physiques de conceptions associés dans le logiciel de conception avion FAST-OAD permet de réduire les incertitudes en sortie de processus en intégrant les couplages entre propulsion, structure et aérodynamique.

Suite aux cas d'étude, si la topologie de l'avion reste proche d'un ATR72 conventionnel ou si l'étude ne doit pas modifier le système avion, ce qui revient à une vision de type retrofit, la méthode d'HASTECS offre une solution peu coûteuse en temps de calcul avec une précision acceptable. La nouvelle méthode permet donc de dépasser les limites d'HASTECS en offrant la possibilité d'ouvrir l'espace de design avec une hybridation plus forte ainsi que des libertés topologiques, de performances mission et de conception de l'aile.

Elle permet aussi la prise en compte de couplages multiphysiques forts tels que l'impact du dimensionnement moteur sur l'aérodynamique, la structure et la forme de la mission, qui sont des impacts impossibles à prendre en compte lors d'une modélisation au niveau composants ou système de propulsion. Ceci montre qu'un compromis assez subtil doit être trouvé en terme de dimensionnement, ce qui ne peut être mené qu'à travers une démarche d'optimisation globale multidisciplinaire (MDO).

Le passage à la modélisation de l'avion dans sa globalité a amené quelques inconvénients dont l'augmentation du temps de calcul ainsi que l'augmentation du nombre de variables qui sont des paramètres importants lors d'une optimisation. Plusieurs perspectives sont possibles dont la réduction du nombre de variables à l'aide d'une analyse de sensibilité et l'utilisation de méthodes d'optimisations efficaces comme les optimisations Bayésiennes.

6. REMERCIEMENTS

La collaboration ONERA / LAPLACE, est cofinancée par la région Occitanie sous le numéro 23003064

7. RÉFÉRENCES

- [1] Christophe DAVID. "From FAST to FAST-OAD : An open source framework for rapid Overall Aircraft Design". In : *IOP Conference Series : Materials Science and Engineering* 1024 (30 jan. 2021), p. 012062. ISSN : 1757-899X. (Visité le 25/08/2021).
- [2] Haldane DODD. *Waypoint 2050 an Air Transport Action Group Project*. IATA, 2021. URL : <https://atag.org/resources/waypoint-2050-2nd-edition-september-2021> (visité le 22/02/2025).
- [3] Willy-Pierre DUPONT et Christian COLONGO. *Avant Projet d'un avion de transport commercial*. Cours ISAE-SUPAERO, 2014.
- [4] HAMILTON STANDARD. *Generalized method of propeller performance estimation*. Section : 1 volume (loose-leaf) : illustrations, charts (folded); 29 cm. Windsor Locks, Conn. : Hamilton Standard, 1963.
- [5] Philippe NOVELLI. *IMOTHEP_Final-brochure*. 2024. URL : <https://www.imothep-project.eu/>.
- [6] Vincenzo PALLADINO. "Méthode de conception pluridisciplinaire appliquée à un avion régional à faibles émissions". Thèse de doct. Université de Toulouse, 2023.
- [7] Matthieu PETTES-DULER. "Conception intégrée optimale du système propulsif d'un avion régional hybride électrique". Thèse de doct. Université de Toulouse, 2021.
- [8] Xavier ROBOAM. *Hastecs : Hybrid aircraft : research on thermal and electric components and systems*. 2021. URL : <https://www.laplace.univ-tlse.fr/portfolio/hastecs/>.
- [9] Gabrielle E. WROBLEWSKI et Phillip J. ANSELL. "Hybrid-Electric Breguet Range Equation : Development & Validation Against a Hybrid-Electric Aircraft Simulation". In : *AIAA Propulsion and Energy 2020 Forum*. AIAA Propulsion and Energy 2020 Forum. VIRTUAL EVENT : American Institute of Aeronautics et Astronautics, 24 août 2020. ISBN : 978-1-62410-602-6. (Visité le 31/10/2023).

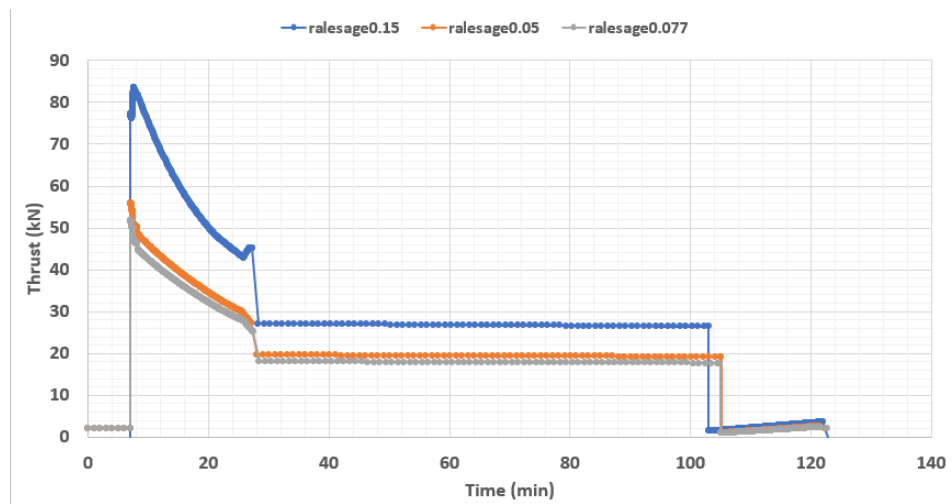


FIG. 3. Poussée en fonction du temps pour 3 diamètres d'alésages

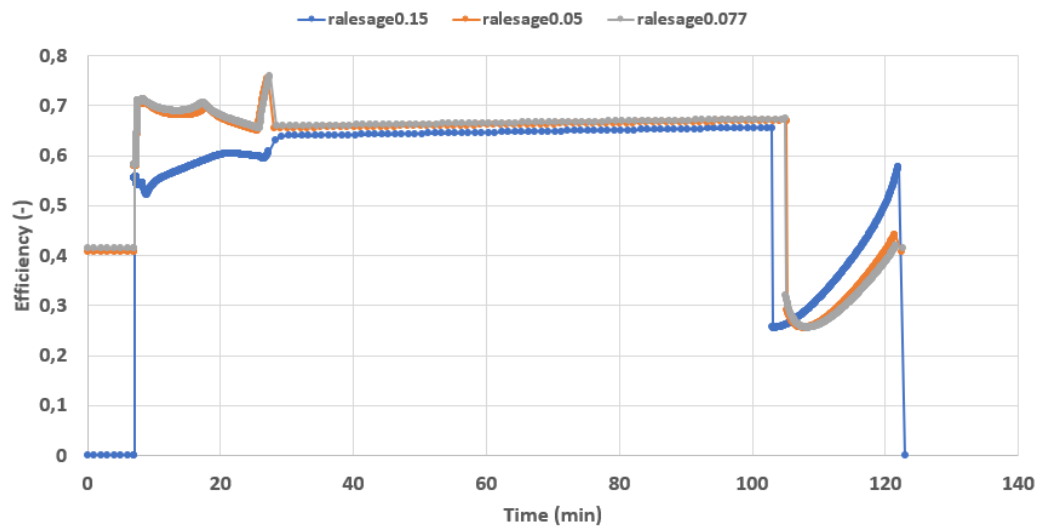


FIG. 4. Rendement de l'hélice en fonction du temps pour 3 diamètres d'alésages

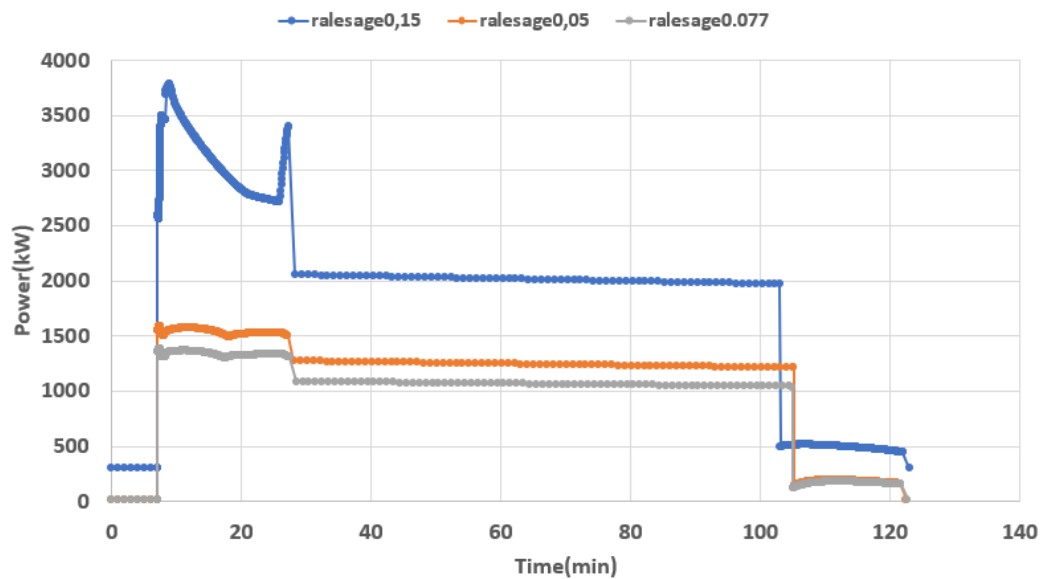


FIG. 5. Puissance moteur en fonction du temps pour 3 diamètres d'alésages