

Planification de la mission des drones basée sur le pronostic et la gestion de la santé

Résumé étendu en français

Actuellement, les véhicules aériens télépilotés (UAV) avec capacité de décollage et d'atterrissage vertical ou multirotors se sont avérés être une solution efficace et peu coûteuse dans les applications de vol civil grâce aux progrès significatifs dans le développement de méthodes plus efficaces de contrôle, planification et prise de décision. Pour de telles applications, les multirotors développent différentes tâches comme l'exploration, la photogrammétrie, le tournage, la cartographie et plus récemment toutes celles dédiées à l'agriculture de précision comme l'irrigation et le suivi des cultures.

Durant la mission de développement, le multirotor exécute une mission qui consiste à parcourir un ensemble de trajectoires reliées par n points de référence ou way-points dans une zone connue ou inconnue. Cependant, pendant l'accomplissement de la mission, différents facteurs négatifs affectent la performance du véhicule comme les conditions environnementales, l'apparition de fautes ou de pannes et les limitations énergétiques dues aux contraintes de l'alimentation en énergie. Le problème de limitation énergétique dans un multirotor est dû aux capacités de puissance que la batterie embarquée peut fournir.

Les drones multirotors sont propulsés par des batteries Lithium Polymère qui sont des batteries rechargeables de technologie Lithium-Ion. Ils possèdent un électrolyte polymère au lieu d'un électrolyte liquide et fournissent une puissance et une densité d'énergie élevées. Cependant, en fonction de l'utilisation due au nombre de cycles de charge/décharge et d'autres facteurs tels que les dommages provoqués par des décharges excessives, les performances de la batterie ont tendance à diminuer. Une telle diminution ou un tel vieillissement entraîne une réduction de l'efficacité du vol multirotor de l'UAV en diminuant le temps de mission total ou l'endurance du vol, et conduit à un problème de manoeuvrabilité, ce qui augmente le risque d'accident et de collision.

Habituellement, une mission pour tout drone multirotor alimenté par une batterie Li-Po consiste à décoller, en volant à travers un ensemble de chemins reliés par des points de cheminement n à l'intérieur d'un espace de travail sous contrainte qui peut aussi être complètement connu ou inconnu et finalement atterrir. Au début de la mission, la batterie de bord est considérée comme complètement chargée et, au fur et à mesure que le temps de vol s'écoule, la batterie est déchargée jusqu'à atteindre la tension minimale ou Fin de Décharge (EoD). Avant l'atteinte de l'EoD, la mission devrait être terminée et le multirotor a atterri. Le temps qui s'écoule entre le début de la mission et le début de la manifestation d'intérêt est habituellement appelé l'endurance en vol (EF). La Figure 1 présente un exemple de l'élaboration et de la réalisation attendues d'une mission, où E_0 représente

l'énergie totale au début de la mission, E_c est la consommation d'énergie mesurée pendant l'élaboration et E_f représente le reste à la fin.

En outre, au cours du développement de la mission, différents facteurs négatifs affectant les performances de vol sont rencontrés, tels que les conditions environnementales, l'apparition de pannes ou de défaillances dans les composants du véhicule et les limitations énergétiques dues aux capacités de la source d'énergie, comme le montre la Figure 2. Problèmes liés à l'atténuation des effets des défaillances et des défaillances des composants du véhicule tels que les actionneurs et les capteurs, ainsi que des perturbations dues aux conditions environnementales, les rafales de vent étant traitées au moyen de contrôleurs de position et d'orientation robustes. Cependant, ces problèmes liés à la consommation d'énergie et à la maximisation du temps de vol sont devenus plus populaires en raison de l'intérêt d'augmenter l'endurance de vol (FE) du véhicule afin d'effectuer des missions de longue durée.

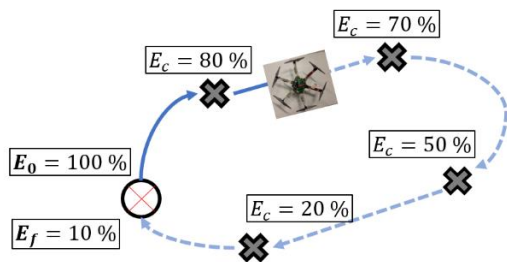


Figure 1. Perspectives d'achèvement d'une mission.

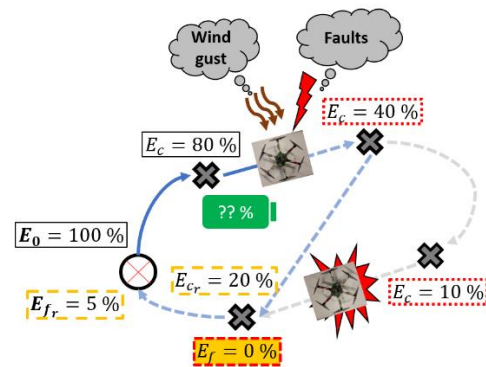


Figure 2. Facteurs négatifs ayant une incidence sur les performances du vol pendant la mission.

Les batteries Li-Po utilisées pour fournir l'énergie nécessaire à l'alimentation du système de propulsion du multiroteur (l'ensemble hélice - moteurs brushless DC (BLDCM) - Electronic Control Speed ou ESC) ainsi que d'autres éléments (tels que contrôleur de vol et différents capteurs comme GPS, gyroscope, accéléromètres et RF & Wireless Communication system) est composé pour plusieurs cellules à haute capacité en ampères-heures (Ah) en connexion série. Ils possèdent généralement une plage de tension opérationnelle de 2,5 V (V_{min}) à 4,2 V (V_{max}) et une tension nominale de 3,7 V. En général, le BLDCM et l'ESC nécessitent une tension de service comprise entre 10 V et 17 V. En ce sens, il est possible de trouver des batteries avec trois, quatre ou même six cellules en série pour générer des tensions nominales entre 11,1 V et 22,2 V. Afin de générer une force de poussée suffisante pour le décollage du véhicule et de maintenir le véhicule en position stationnaire, les BLDCMs produisent une quantité significative de courant dont l'amplitude augmente le taux de décharge des batteries. Dans la Figure 3, le courant (ligne bleue) généré par quatre BLDCM d'un quadrotor et la réponse en tension de la batterie (ligne rouge) sont indiqués. Pendant le décollage (entre 0-25 sec), l'augmentation du courant pour atteindre une valeur de 14 A et l'augmentation du taux de

décharge de la batterie provoquent une chute de tension de 11,6 V à 11,2 V. Deux changements d'altitude font passer le courant de 14 A à 18 entre 25 - 50 sec et 75 - 100 sec et leurs effets provoquent une chute instantanée de la tension batterie suivie d'une récupération. Enfin, lorsque le quadrotor atterrit, le courant chute à zéro et la tension est rétablie à un niveau proche de la tension initiale.

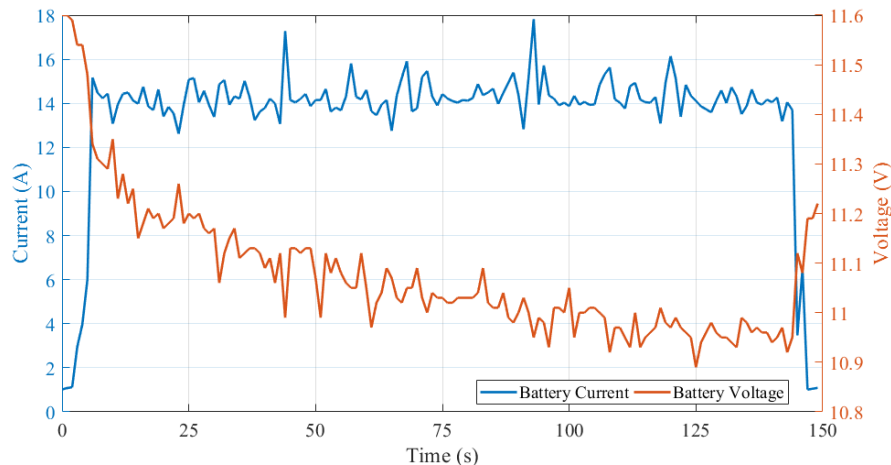


Figure 3. Exemple de décharge de batterie d'un quadrotor en position de vol stationnaire.

La batterie utilisée dans la Figure 4 a une capacité maximale de 2,2 Ah, ce qui signifie que si la batterie est complètement chargée et qu'un courant de 2,2 A est appliqué pendant une heure, elle se décharge complètement. Si le courant est doublé ou triplé, le temps de décharge diminue. Cet effet est représenté par le taux de décharge de la batterie et il est appelé C-rate [\cite{nazri2008lithium}](#). Habituellement, il est possible de calculer l'EF et l'énergie maximales en fonction du courant demandé en évaluant la relation entre le débit C et le temps de décharge comme on peut le voir dans la Figure Figure1.33. Cependant, une telle relation n'est valable qu'au début de la vie de la batterie (BoL), et selon le vieillissement de la batterie, la capacité maximale diminue. De plus, le vieillissement de la batterie est évalué en calculant l'état de santé (SoH) et en fonction des niveaux de SoH, il est possible de déterminer la dégradation réelle de la batterie. L'utilisation continue de la batterie (interprétée comme des cycles de charge/décharge) et des conditions de fonctionnement extrêmes comme un taux de C et une température de décharge élevés, et des décharges profondes, un dommage est provoqué dans la batterie provoquant une dégradation accélérée en réduisant la capacité à stocker l'énergie et à fournir une puissance requise. Une telle dégradation tend également à diminuer la durée de vie utile de la batterie et rend impossible la détermination de l'endurance de vol ou même si une mission peut être lancée et accomplie. De même, une batterie dégradée entraîne des problèmes de manœuvrabilité et un risque élevé d'accident et de collision pendant la mission de développement. L'augmentation des performances de la batterie signifie l'augmentation des capacités de vol multirotor. Dans ce sens, il est nécessaire de prendre en compte les différents aspects négatifs affectant le SoH de la batterie et de l'intégrer dans un cadre de planification de mission.

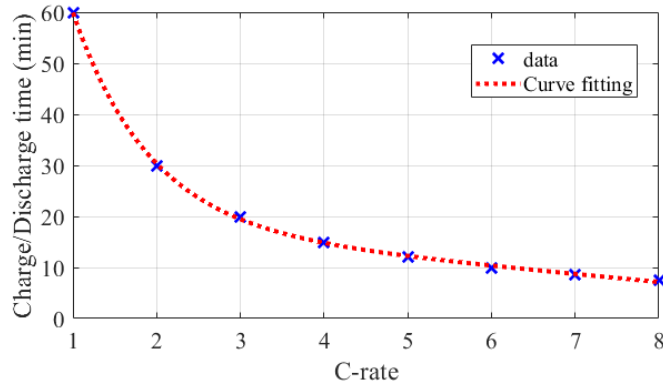


Figure 4. Relation entre le C-rate et le temps de chargement/déchargement.

Ce thème de thèse aborde les questions concernant les performances des batteries et leur influence sur les tâches de planification de la mission et de la trajectoire. En considérant les techniques de pronostic basées sur des modèles et les méthodes de planification de trajectoire, une stratégie de planification de mission hiérarchique basée sur la consommation d'énergie est proposée et validée au niveau de la simulation en considérant différentes situations de vol. Les performances du drone, ainsi que sa capacité à effectuer et à remplir une mission, sont pondérées en déterminant l'état de santé de la batterie (SoH) qui est un indice permettant de mesurer le niveau de dégradation de la batterie. Le SoH aide à estimer la durée de vie utile restante de la batterie (RUL) et établit la limitation d'énergie par le calcul de l'endurance maximale de vol (MFE). De telles informations sont nécessaires à la génération de la planification des trajectoires qui ne prennent pas seulement en compte les contraintes liées à l'utilisation du mais aussi la portée et les limites de la mission à exécuter.

Le document de thèse est organisé comme suit :

Chapitre 1: Ce chapitre présente le contexte général de la thèse en établissant les principaux problèmes des drones multiroteurs, notamment ceux liés à la consommation d'énergie lors du développement de la mission. De plus, les objectifs atteints ainsi que les contributions (conférences et articles de journaux) de cette recherche ont été sollicités.

Chapitre 2: Ce chapitre présente l'état actuel d'Arte autour de la planification de la mission et de la planification du cheminement basée sur la consommation d'énergie, la méthodologie PHM en particulier le modèle basé sur le pronostic.

Chapitre 3: Ce chapitre présente le modèle mathématique du drone multiroteur et présente également le modèle mathématique du système de propulsion : batterie et moteurs. Une boucle de régulation en cascade est conçue pour contrôler la position et l'orientation du véhicule en tenant compte de la relation entre la vitesse angulaire du moteur et le taux de décharge de la batterie.

Chapitre 4: Ce chapitre présente l'élaboration du module Pronostic et gestion de la santé pour estimer le SoC et le SoH et déterminer l'EF pour les objectifs de planification de mission.

Chapitre 5: Ce chapitre présente la planification de la mission proposée et décrit tous les éléments qui l'ont intégrée. De plus, la génération de trajets d'énergie minimum est établie en tenant compte de l'état de santé de la batterie et de ses limites. Enfin, ce chapitre se termine par les résultats de la simulation dans différentes conditions de vol.

Chapitre 6: Ce chapitre présente les perspectives et les travaux futurs de la thèse et met en lumière les contributions.

UAV mission planning based on Prognosis & Health Management

Abstract in English

Nowadays, Unmanned Aerial Vehicles (UAV) with take-off and vertical landing capabilities or multirotors have proved to be an efficient and low-cost solution in civil flight applications due to significant advances in the development of more effective control, planning and make decision methodologies. For such applications, multirotors develop different task as exploration, photogrammetry, filming, mapping and more recently all those dedicated to precision agriculture such as irrigation and crop monitoring.

During the development task, the multirotor executes a mission which consists to fly through a set of paths connected by n reference points or way-points inside a known or unknown area. However, during the mission fulfillment, different negative factors affect the vehicle performance as environmental conditions, occurrence of faults or failures and energetic limitations due to the power source constraints. The energetic limitation problem in a multirotor are due to power capabilities that on-board battery can supply.

The UAV multirotors are powered by Lithium Polymer batteries which are rechargeable batteries of Lithium-Ion technology. They possess a polymer electrolyte instead of a liquid electrolyte and provide high power and energy densities. However, according to the use due to the number of charge/discharge cycles and other factors like damage provoked by over-discharges, the battery performances tend to decrease. Such decrease or aging causes a reduction in the efficiency of the UAV multirotor flight by decrease the total mission time or flight endurance, and leads to maneuverability problem, which increases the risk of crash and collision.

This thesis topic addresses the issues concerning to battery performances and its influence into the mission and path planning tasks. By considering model-based prognosis techniques and path planning methods, a hierarchy mission planning strategy based on energy consumption is proposed and validated at simulation level considering different flight situations. The UAV performances, as well as its capability to carry out and fulfill a mission, is weighted by determine the battery State of Health (SoH) which is an index to measure the degradation level of the battery. The SoH helps to estimate the battery Remaining Useful Life (RUL) and establishes the energy limitation by the computation of the Maximum Flight Endurance (MFE). Such information is necessary to path planning generation which not only consider the constraints related to the power source but also the scopes and limitations of the mission to be executed.

Usually, a mission for any multirotor UAV powered by a Li-Po battery consists of take-off, flying through a set of paths connected by n way-points inside a constraint workspace which can be also completely known or unknown and finally landing. At the beginning of

the mission the on-board battery is considered fully charged and as the flight time elapses the battery is discharged until reach the minimum voltage or End of Discharge (EoD). Before the EoD is reached, the mission is expected to be completed and the multirotor has landed. The time between the beginning of mission and the EoD is usually referred as Flight Endurance (FE). An example of the expected development and fulfillment of a mission can be seen in Figure 5. E_0 represents the total energy at the beginning of the mission, E_c is the energy consumption measured during the mission development and E_f represents the remainder energy at the end of the mission.

In addition, during the mission development different negative factors affecting the flight performances are encountered as environmental conditions, the occurrence of faults or failures in vehicle components and energetic limitations due to the power source capabilities as it is shown in Figure 6.

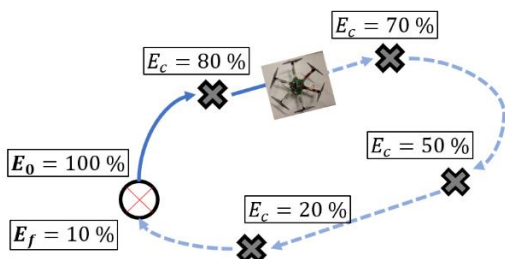


Figure 5. Expectation of the fulfillment of a mission.

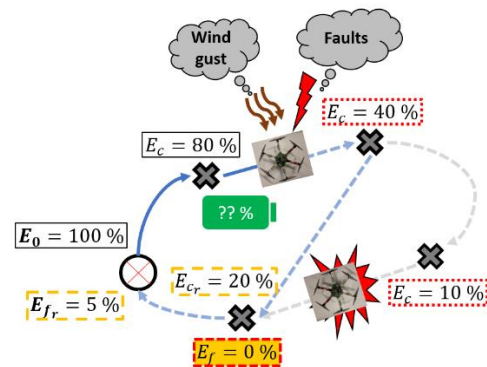


Figure 6. negative factors affecting the flight performance during mission.

The Li-Po batteries used to supply the energy to powered the propulsion system of multirotor (the ensemble propeller - BrushLess DC motors (BLDCM) - Electronic Control Speed or ESC) as well as other elements (such as flight controller and different sensors like GPS, gyroscope, accelerometers and RF & Wireless Communication system) is composed for several cells with high capacity in Amperes-hours (Ah) in series connection. Usually they possess a voltage operational range of 2.5 V (V_{min}) to 4.2 V (V_{max}) and a nominal voltage of 3.7 V. Generally, the BLDCM and ESC require an operating voltage level between 10 V and 17 V. In that sense it is possible to find batteries with three, four or even six cells in series connection to generate nominal voltages levels between 11.1 V to 22.2 V. In order to generate sufficient thrust force for the vehicle take-off and to keep the vehicle in hover position, the BLDCMs generates a significant amount of current whose magnitude increase the battery discharge rate. In Figure 7 the current (blue line) generated by four BLDCM of a quadrotor and battery voltage response (red line) are shown. During the take-off (between 0-25 sec) the current increase to reach a value of 14 A and the battery discharge rate increase causing a voltage drop from initial voltage 11.6 V to 11.2 V. Two altitude changes increase the current from 14 A to 18 between 25 - 50 sec and 75 - 100 sec and their effects cause an instant drop in the battery voltage

followed by a recovery effect. Finally, when the quadrotor lands, the current drops to zero and the voltage is recovered close to initial voltage.

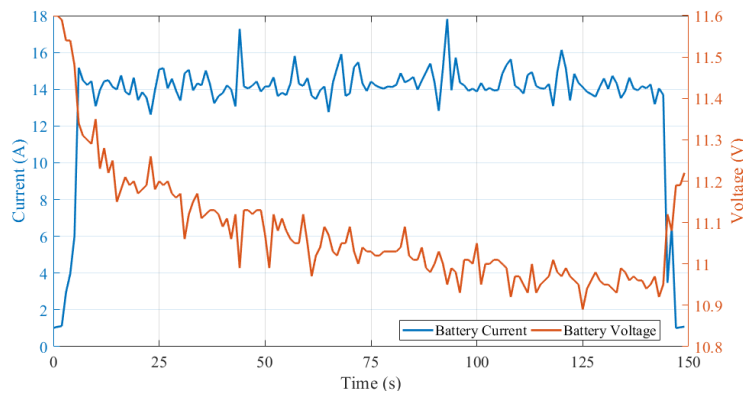


Figure 7. Example of battery discharge of a quadrotor in hover position.

The battery used in Figure 8 has a maximum capacity of 2.2 Ah which means that if the battery is fully charged and a current of 2.2 A is applied during one hour the battery will be completely discharged. If the current is increased to double or triple, the discharge time decreases. Such effect is represented by battery discharge rate and it is called as C-rate \cite{nazri2008lithium}. Usually, it is possible to compute the maximum FE and energy according to demanded current by evaluate the relationship between the C-rate and discharge time as it can be seen in Figure 8 However, such relationship is just valid at the battery Begin of Life (BoL), and according to battery aging the maximum capacity decreases. In addition, the battery aging is evaluated by computing the State of Health (SoH) and according to SoH levels, it is possible to determines the actual battery degradation. The ongoing use of the battery (interpreted as charge/discharge cycles) and extreme operating conditions like high discharge C-rate and temperature, and deep discharges, a damage is provoked in the battery causing an accelerated degradation by reducing the ability to store energy and supply a required power. A such degradation also tends to decrease the battery useful life and make it impossible to determinate the flight endurance or even if a mission can be launched and fulfilled. Likewise, a degraded battery leads to generation of maneuverability problems and a high risk of crash and collision during the development mission. The increase of battery performance means the increase of multirotor flight capabilities. In that sense it is necessary to take into account the different negative aspects affecting the battery SoH and integrate it in a mission planning framework.

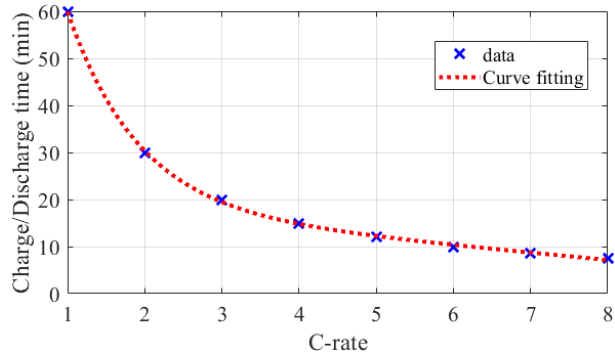


Figure 8. Relationship of C-rate and charge/discharge time.

The thesis document is organized as follows:

Chapter 1: This chapter presents the general context of the thesis by establishing the main problems of multi-rotor UAVs, especially those related to energy consumption during mission development. In addition, the objectives achieved as well as the contributions (conferences and journal articles) of this research have been solicited.

Chapter 2: This chapter presents the actual State of Art around the mission planning and path planning based on energy consumption, PHM methodology particularly model based Prognosis.

Chapter 3: This chapter presents the mathematical model of multirotor UAV and also introduce the mathematical model of propulsion system: battery and motors. A cascade control loop is designed to control the vehicle position and orientation taking into account the relationship between the angular speed of motor and the battery discharge rate.

Chapter 4: This chapter introduces the development of Prognosis and Health Management module to estimate the SoC and SoH and determines the FE for mission planning objectives.

Chapter 5: This chapter describes the proposed mission planning and describes all elements integrated it. In addition, the generation of minimum energy paths is established considering the battery health and its limitations considering also the effect of fault in actuators and the introduction of an ideal FTC strategy based on control allocation method. Finally, this chapters concludes with the simulation results at different flight conditions.

Chapter 6: This chapter enlists the perspectives and future works of topic thesis and highlighting the contributions.

Mots-clés		Keywords	
Ah	Ampère-heure	Ah	Ampere-hour
MBI'E	Maintenance Basée sur l'Etat	CBM	Condition Based Maintenance
BCC	Boucle de Contrôle en Cascade	CCL	Cascade Control Loop
MC	Maintenance Corrective	CM	Corrective Maintenance
MCCB	Moteur à Courant Continu sans Balais	BLDCM	BrushLess DC Motor
MCE	Modèle de Circuit Équivalent	ECM	Equivalent Circuit Model
FKE	Filtre de Kalman Étendu	EKF	Extended Kalman Filter
CEV	Contrôle Électronique de la Vitesse	ESC	Electronic Speed Control
FD	Fin de la décharge	EoD	End of Discharge
EV	Endurance en Vol	FE	Flight Endurance
Li-Po	Lithium Polymère	Li-Po	Lithium Polymer
CCV	Coût du Cycle de Vie	LCC	Life Cycle Cost
EMV	Endurance Maximale en Vol	MFE	Maximum Flight Endurance
PGS	Pronostic et Gestion de la Santé	PHM	Prognosis and Health Management
PID	Proportionnelle-Intégrale-Dérivée	PID	Proportional – Integral – Derivative
MP	Maintenance Préventive	PM	Preventive Maintenance
MLd'I	Modulation de la Largeur d'Impulsion	PWM	Pulse – Width Modulation
TMR	Temps de Mission Restant	RMT	Remaining Mission Time
LVUR	La Vie Utile Restante	RUL	Remaining Useful Life
MVP	Machine à Vecteurs de Pertinence	RVM	Relevant Vector Machine
EA	État d'Accusation	SoC	State of Charge
ES	État de Santé	SoH	State of Health
MVS	Machine à Vecteurs de Soutien	SVM	Support Vector Machine
STS	Seuil de Tension de Sécurité	SVT	Safety Voltage Threshold
VASP	Véhicule Aérien Sans Pilote	UAV	Unmanned Aerial Vehicle