

# Optimisation des transitions de phases de vol pour un drone capable de vol stationnaire et de vol en translation rapide

Damien POINSOT<sup>1,2</sup>, Alain PIQUEREAU<sup>2</sup>, Caroline BÉRARD<sup>1,2</sup>

<sup>1</sup>SUPAERO, <sup>2</sup>ONERA-DCSD

École Nationale Supérieure d'Aéronautique et de l'Espace, 10 avenue Edouard Belin, BP 54032, 31055 Toulouse, France

Office Nationale d'Etude et de Recherche en Aérospatiale - DCSD -, 2, avenue Edouard Belin, BP 4025, 31055 Toulouse, France

Damien.Poinsot@onera.fr, Alain.Piquereau@onera.fr, Caroline.Berard@supaero.fr  
<http://www.cert.fr/dcsd/>

*Résumé*— Les travaux présentés dans ce papier reprennent l'ensemble des aspects abordés lors de l'automatisation d'un système qui se veut être autonome : la modélisation, la linéarisation, la synthèse de loi de commande, la simulation, le pilotage, le guidage et l'optimisation. Le support expérimental est un micro-drone dont le domaine de vol est élargi (de la capacité de vol stationnaire "comme un hélicoptère" au vol d'avancement rapide "comme un avion"). Les points abordés ici sont plus particulièrement, la modélisation, la linéarisation, le pilote pour le vol stationnaire et le pilote longitudinal pour les transitions de phases de vol autonomes effectuées par séquençement de gains. Nous indiquerons également la structure du simulateur complet non linéaire qui permet de tester les lois réalisées avant de les embarquer. A la fin de l'article, les perspectives et la suite des travaux seront présentés.

*Mots-clés*— Drones, Dynamique du vol, automatique, optimisation

## I. INTRODUCTION

Ces travaux sont réalisés avec une volonté principale, celle de faire voler de manière autonome un micro-drone avec des objectifs de transitions de phase de vol non encore réalisés pour un engin de cette taille. L'intérêt principal d'une telle configuration est de cumuler les avantages de vol stationnaire ( pour l'observation, les prises d'images, ...) et les avantages de vol en translation avec voilure fixe permettant des déplacements rapides avec une relativement faible consommation d'énergie ( pour le ralliement sur une zone d'observation distante par exemple). Pour satisfaire cela il faut disposer d'un engin capable d'effectuer ces transitions ; ceci est l'objet de la première partie. Il convient ensuite de connaître son comportement dans l'ensemble du domaine de vol ; ceci est l'objet de la seconde partie. Enfin, il faut synthétiser un pilote capable d'effectuer ces transitions et qui soit suffisant simple pour être implementable au sein d'un système embarqué ; ceci est l'objet de la troisième partie. La quatrième partie présentera un bilan des premiers travaux et la suite envisagés.

## II. LES DRONES

L'étude bibliographique a permis de cerner 2 grandes familles de cellules capable de faire du vol stationnaire et du vol d'avancement : Les cellules à voilure tournante (voir [1] et la figure 1) et les cellules hybrides (fig 2).



Fig. 1. Cellules à voilures tournantes

En quelques mots cette classification tient au fait qu'un micro drone doit pour faire du stationnaire, à un moment ou à un autre, posséder une voilure tournante pour se sustenter à vitesse d'avancement nulle. En plus de cela les cellules hybrides (fig. 2) possèdent également une voilure fixe qui lorsque l'engin est en phase d'avancement participe à la sustentation.



Fig. 2. Cellules hybrides

Les travaux présentés ici ont été réalisés autour du micro-

drone "drenalyn"<sup>1</sup> (fig 3), qui a permis de mettre en oeuvre les premières techniques de commandes développées dans le cadre de cette étude.



Fig. 3. la drenalyn

Le principe de la transition de phase de vol de cet engin consiste à basculer entièrement sur son axe de tangage (voir fig. 4) afin d'orienter le vecteur propulsion et de le rendre sustentatoire.

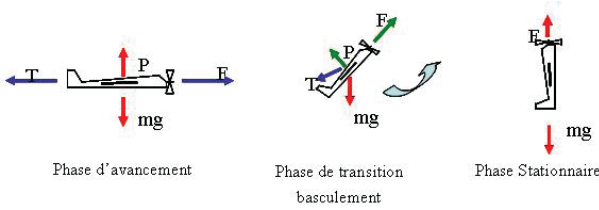


Fig. 4. Transition de phase de vol - principe

Le comportement d'un engin à voilure fixe en vol d'avancement rapide étant bien connu, il reste à modéliser et à comprendre le comportement en force et en moment du drone pendant la transition. Sa dynamique change t'elle rapidement ? Risque t'elle d'engender des instabilités ? Et en vol stationnaire : (On utilise pour cela le principe de soufflage des gouvernes par le flux d'hélice) quelle modélisation choisir pour le flux d'hélice ? Le dimensionnement des gouvernes est elle suffisante pour conserver un contrôle lors de cette phase de vol ? C'est à certaines de ces questions que nous allons tenter de répondre dans la partie III.

### III. MODÉLISATION

#### A. Equations générales

Nous retrouvons les détails et la nomenclature précise des éléments de modélisation dans [2]. La figure suivante (fig. 5) place le problème et les différentes variables et repères utilisés dans le plan longitudinale. Les notations générales sont rappelées dans la partie VI.

<sup>1</sup>On classe la drenalyn dans les cellules hybrides, en effet durant les phases stationnaires l'engin est bien porté par son hélice, qui devient donc une voilure tournante

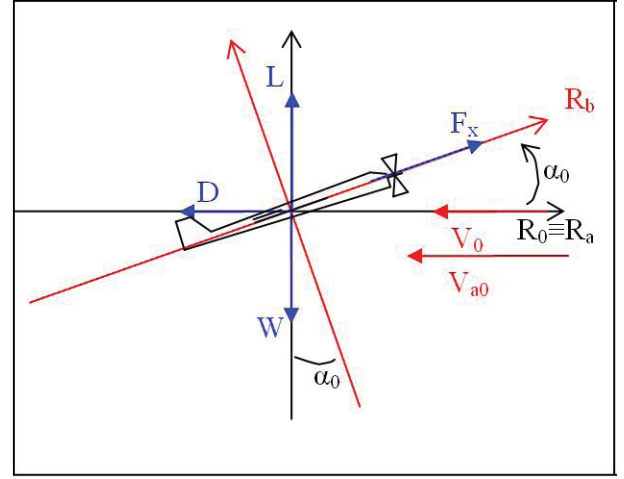


Fig. 5. Repères

Nous rappelons ici les équations générales du mouvement appliquée à l'avion à l'aide de la 2<sup>de</sup> loi de Newton :

$$[m \vec{g} + \vec{F}_{aero}] = m \dot{\vec{V}}_b + \vec{w}_b \wedge m \vec{V}_b \quad (1)$$

L'équation (1) exprime l'évolution d'un corps dans le référentiel non-inertiel ( $R_b$ ), en rotation de vitesse  $w$  par rapport au repère inertiel.

Après développement sur les trois axes, l'équation (1) devient l'ensemble d'équations de vitesses suivantes écrites dans le repère avion ( $R_b$ ) :

$$\frac{du}{dt} = \frac{1}{2m} \rho (-S V_a^2 C_A) + \frac{F_x}{m} - qw + vr + 2g(q_1 q_3 - q_0 q_2) \quad (2)$$

$$\frac{dv}{dt} = \frac{1}{2m} \rho (S V_a^2 C_Y) + \frac{F_y}{m} - ru + pw + 2g(q_2 q_3 - q_0 q_1) \quad (3)$$

$$\frac{dw}{dt} = \frac{1}{2m} \rho (-S V_a^2 C_N) + \frac{F_z}{m} - pv + qu + g(2q_0^2 + 2q_3^2 - 1) \quad (4)$$

La 2<sup>de</sup> loi de Newton s'applique également pour définir les équations de moments, écrits dans le repère avion après développement (voir [2]) :

$$(AC - E^2) \frac{dp}{dt} = \frac{1}{2} \rho S V_a^2 (C C_l + E C_n) + C C_{p_l e} + p q E (C - B + A) + q r (C B - C^2 - E^2) \quad (5)$$

$$B \frac{dq}{dt} = \frac{1}{2} \rho S V_a^2 C_m + E (r^2 + p^2) + p C (C - A) \quad (6)$$

$$(AC - E^2) \frac{dr}{dt} = \frac{1}{2} \rho S V_a^2 (A C_n + E C_l) + E C_{p_l e} + q r E (B - A - C) + p q (A^2 + E^2 - AB) \quad (7)$$

#### B. Effort propulsif

Il est indispensable de caractériser au mieux le comportement propulsif de la Drenalyn (fig. 3) en terme de force et de flux d'hélice. La base du modèle présenté ici va être la théorie de froude définie schématiquement sur la figure 6.

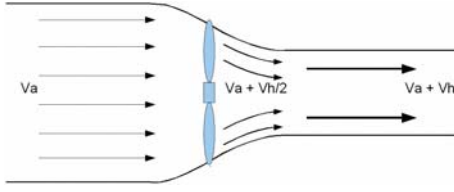


Fig. 6. Définition des vitesses

L'équation régissant la conservation de la quantité de mouvement [Bernouilli] permet d'établir l'équation suivante :

$$V_H = -V_\infty + \sqrt{V_\infty^2 + \frac{2F}{\rho S}} \quad (8)$$

avec  $V_\infty$  la vitesse infinie amont et  $V_H$  la composante de la vitesse hélice à l'infinie aval.  $F$  étant la force de propulsion. La vitesse calculée par le modèle de froude étant idéale et sous des hypothèses trop simplistes non choisissons de pondérer son effet par l'adjonction d'une fonction visant à rendre négligeable le souffle d'hélice à vitesse d'avancement élevée (supérieure à 10 m/s) ; a contrario cette composante devient très importante à basse vitesse. Nous avons donc créé un coefficient  $K_H$  qui diminue exponentiellement avec l'augmentation de vitesse d'avancement<sup>2</sup>, soit :

$$K_H = 0.6 \exp\left(\frac{-V_\infty}{2.5}\right) \quad (9)$$

L'introduction du calcul du flux d'hélice permet alors de vérifier la capacité du drone à établir sa transition en vérifiant que la deflection de flux sur les gouvernes restent suffisante. C'est l'objet de la partie suivante.

### C. Équilibre longitudinal

Pour des raisons simplificatrices nous considérons l'équilibre longitudinal à pente nulle, autrement dit le repère aérodynamique sera confondu avec le repère inertiel. Nous considérons également les perturbations extérieures nulles.

La prise en compte du flux d'hélice nécessite une adaptation dans le calcul du point d'équilibre longitudinal.

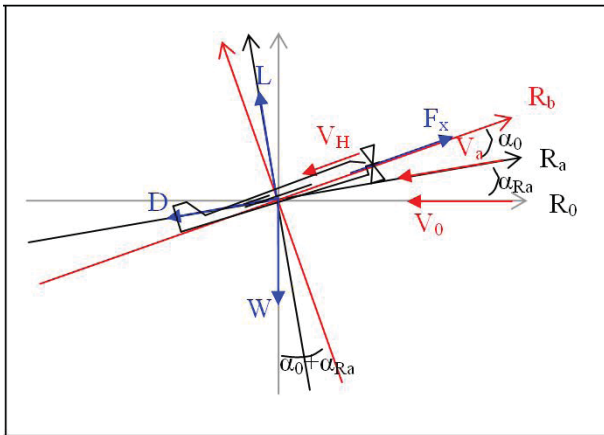


Fig. 7. Repères avec prise en compte de  $V_H$

Comme nous pouvons l'observer sur la figure 7 nous faisons apparaître une vitesse aérodynamique  $V_a$  qui dépend de l'avancement de l'engin dans l'air et du souffle de l'hélice selon l'équation 10 suivante.

$$V_a = V_0 \cos(\alpha_{Ra}) + V_H \cos(\alpha_0) \quad (10)$$

avec  $\alpha_{Ra}$  déterminé à l'aide de la formule suivante :

$$\alpha_{Ra} = \arctan \frac{V_H \sin(\alpha_0 + \alpha_{Ra})}{V_0 + V_H \cos(\alpha_0 + \alpha_{Ra})} \quad (11)$$

dans ses conditions l'expression de  $V_H$  devient :

$$V_H = 0.6 \exp\left(-\frac{V_0 \cos(\alpha_0 + \alpha_{Ra})}{2.5}\right) * \left[-V_0 \cos(\alpha_0 + \alpha_{Ra}) + \sqrt{[V_0 \cos(\alpha_0 + \alpha_{Ra})]^2 + \frac{F_x}{\frac{1}{2}\rho S H}}\right]$$

La prise en compte du flux d'hélice vient donc modifier l'assiette d'équilibre de l'engin car l'incidence (voir fig.8) réelle "vue" par la voilure et les gouvernes est modifiée par ce flux<sup>3</sup>. Pour trouver l'équilibre on vient donc résoudre un système de 7 équations à 7 inconnues dont les détails sont disponibles dans [2]. Ce calcul nous retourne les conditions d'équilibres sur les états pour une vitesse d'avancement donnée. Ces valeurs nous servent alors à calculer les modèles linéaires pour la synthèse de lois de commande.

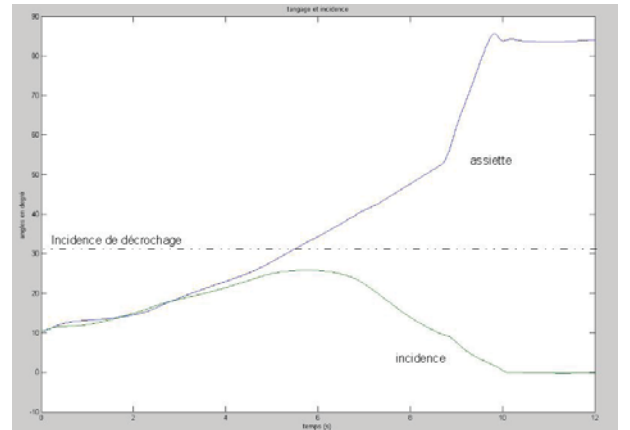


Fig. 8. Assiette et Incidence réelle [abs : secondes ; ord : degrés]

Des résultats de simulations représentés sur la figure 8 montrent bien que la modélisation permet de penser que l'avion reste commandable dans tout le domaine de vol (l'incidence réelle diminuée par le souffle de l'hélice parallèle à la voilure permettrait de rester en permanence sous le trait pointillé modélisant le décrochage).

## IV. LOIS DE COMMANDES

Nous présentons ici la loi de commande permettant le contrôle du drone pendant la transition de phase de vol

<sup>3</sup>Remarquons qu'une simplification très réductrice implicitement présente dans la formule vient établir que si la direction du vecteur vitesse infini amont  $V_a$  n'est pas perpendiculaire au plan d'hélice alors on utilise sa composante perpendiculaire, ce qui est évidemment assez simpliste mais moins réducteur que de ne pas prendre en compte le flux d'hélice du tout

<sup>2</sup>Notons que ces valeurs sont expérimentales

dans le plan longitudinale. Le lecteur intéressé pourra se reporter à [3] pour voir comment est opéré le contrôle en stationnaire.

### A. Principe

Le contrôle longitudinal est assez classique. Considérant que le problème de l'estimation est résolu, les états du système sont :  $[u \ w \ \theta \ q \ h]$ .

Sur la base du modèle défini précédemment, une linéarisation permet d'obtenir un modèle d'état sous la forme :

$$\begin{aligned} \dot{x} &= Ax + Bu \\ y &= Cx + Du \end{aligned}$$

La structure de la loi de commande retenue est une structure classique de retour d'état  $u = Kx$ . Les gains du retour ont été synthétisés en utilisant deux approches : une approche modale et une approche optimale. La synthèse modale qui place la structure propre du système permet de satisfaire un cahier des charges en termes de performances classiques (temps de réponse, amortissement), s'interprétant en termes valeurs propres et en terme de performances liées à la nature multivariable du système (découplage, non-interactivité, insensibilité) qui s'interprètent en terme de vecteurs propres. La synthèse LQ (Linéaire Quadratique) consiste à minimiser un critère quadratique de la forme :

$$J = \int_0^{\infty} (x^T(t)Qx(t) + u^T(t)Ru(t))dt,$$

Avec  $Q$  et  $R$  deux matrices de coût, donnant les degrés de liberté nécessaires à la réalisation des objectifs de synthèse.

La synthèse du feedback a été réalisé pour un ensemble de linéarisé correspondant à divers point du domaine de vol (entre 0 m/s et 12 m/s). Les gains de pilotage sont ensuite interpolés de façon tout à fait classique. A ce stade là du projet, l'étude de la robustesse et en particulier de la garantie de stabilité liée à cette interpolation n'a pas été étudiée.

### B. Structure

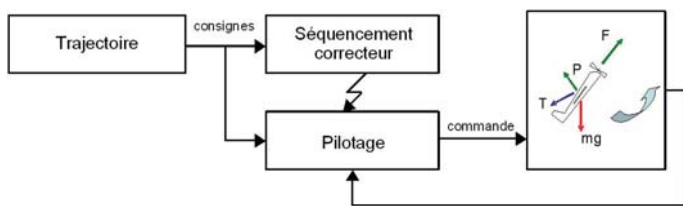


Fig. 9. Principe de fonctionnement

Sur le schéma 9 on présente le principe du fonctionnement du système composés de 4 blocs principaux : La trajectoire, le séquençage, le pilotage et le système. Le bloc **trajectoire** définit la consigne à suivre en ce qui concerne la vitesse  $u_{cons}$  et l'altitude  $h = -z$ . Ce bloc fonctionne en boucle ouverte et permet aujourd'hui à l'aide d'une consigne en rampe sur la vitesse d'effectuer la transition en simulation. Le bloc **pilotage** assure la stabilisation de l'engin. Le bloc **séquencement** permet de sélectionner les

gains de commandes qui seront actifs dans la boucle de pilotage via une interpolation linéaire des matrices de gains en fonction de la consigne appliquée. Ces matrices sont calculées hors ligne pour l'ensemble du domaine de vol. Il permet également de générer par interpolation linéaire le point de fonctionnement nécessaire à l'application des commandes en propulsion et en gouverne de tangage; enfin, les équilibres pour  $w$ ,  $\theta$  et  $q$  en fonction des valeurs de consignes sont également fournis par ce bloc. Tout ceci est schématisé sur la figure 10.

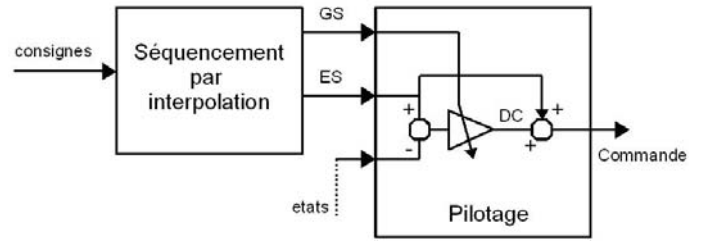


Fig. 10. Séquençement

Le signal GS correspond aux Gains Séquencés, le signal ES représente les Équilibres Séquencés et le signal DC représente les  $\delta$ Commandes. Ceci signifie que pour chaque point d'équilibre à atteindre nous avons un séquençement du correcteur par interpolation des gains pré-calculés hors ligne qui fournit les gains séquencés et les équilibres séquencés. Le pilote automatique fonctionne ainsi autour de l'équilibre calculé. Le  $\delta$ commande correspond aux variations de commandes effectuées par la boucle de pilotage, auquel il convient d'ajouter l'équilibre interpolé.

### C. Simulateur

Le simulateur "DRENALYN" développé dans le cadre de cette étude est présenté sur la figure 11. Il comporte 3 éléments principaux : le "modèle avion" où est traduit sous forme de schéma simulink les équations de la dynamique du vol; le "pilote automatique" qui génère l'asservissement et le guidage et enfin le bloc "capteurs" qui modélise le comportement de la centrale inertielle, du GPS et retraduit l'état estimé.

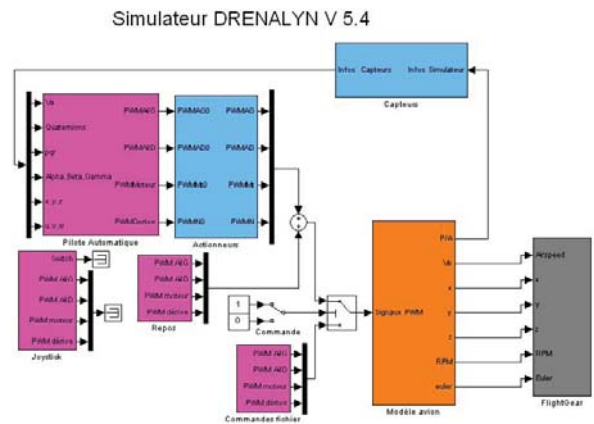


Fig. 11. Simulateur

#### D. résultats de simulation

Nous présentons ici quelques résultats de simulation effectués à l'aide du simulateur "DRENALYN" (fig 11). Le déroulement du scénario est le suivant :

- à [T=0] Le modèle est initialisé pour une vitesse d'avancement de 10 m/s. Un équilibre est calculé pour l'ensemble des états.
- à [T=0] La trajectoire en vitesse est activée. C'est en fait une rampe avec une pente de 1m/s/s.
- L'asservissement en altitude conditionne l'engin à rester à 10 m.
- La simulation se termine lorsque l'engin est stabilisé à 0 m/s ( en stationnaire).

Sur la courbe 12 on observe le suivi de la consigne en vitesse. On peut voir que la consigne de trajectoire en boucle ouverte est respectée, et que le comportement est satisfaisant.

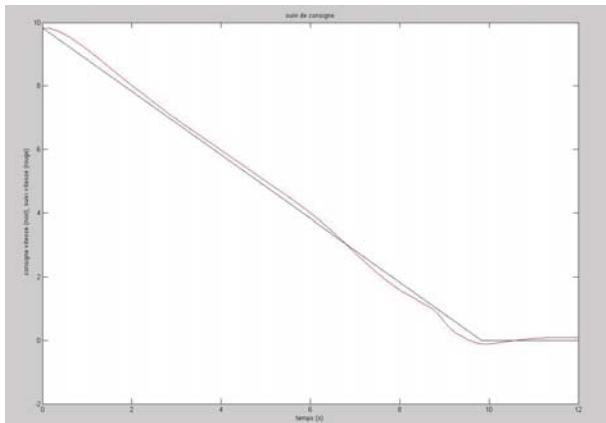


Fig. 12. Suivi de trajectoire en vitesse [abs : secondes ; ord : m/s]

Sur la courbe 13 on observe le suivi en attitude. En abscisse nous avons le déroulement du temps, en ordonnée l'assiette en radian. Deux couples de courbes apparaissent :  $\theta$  et  $\tilde{\theta}$ .  $\theta$  correspond à l'angle de tangage où le zéro est situé à l'horizon.  $\tilde{\theta}$  correspond à l'angle de tangage où le zéro est situé à la verticale. En effet le formalisme des angles d'euler possède des singularités dans l'évolution des angles dans l'espace, et  $\theta = \frac{\pi}{2}$  en est une. Nous devons donc faire apparaître une autre variable ( $\tilde{\theta}$ ) qui prendra le relais sur ( $\theta$ ) à un moment précis de la transition (pour  $\theta = \frac{\pi}{4}$ ) ce qui va permettre d'éviter le passage sur cette singularité. L'angle que l'on appelle ici  $\xi$  est le seul vu par le correcteur et régi par l'équation suivante :

$$\xi = \begin{cases} \theta & \text{si } [0 < \theta < \frac{\pi}{4}], \\ \tilde{\theta} & \text{si } [\frac{\pi}{4} < \theta < \pi]. \end{cases} \quad (12)$$

On observe que ce changement de variable ne fait apparaître aucun saut dans l'asservissement. On voit l'intérêt du changement de variable lorsque l'on regarde l'allure de la réponse à la fin de la transition sur la courbe de  $\theta$  passé  $\frac{\pi}{2}$  la réponse ne suit plus.

Le dernier élément à noter sur cette courbe est la variation brutale de comportement aux alentours de 9 seconde. Cela peut s'expliquer par le changement de nature de la

sustentation de l'engin, en effet jusqu'à  $\theta = 0.8$ , la transition est très souple, ensuite cela évolue très vite. C'est à ce moment précis que la composante de propulsion de l'hélice devient plus importante que la composante de sustentation de l'aile. On peut dire qu'avant cette cassure l'engin était à voilure fixe, après cette cassure il devient à voilure tournante. Son hélice est devenu "rotor". La transition de phase de vol est alors maîtrisée !

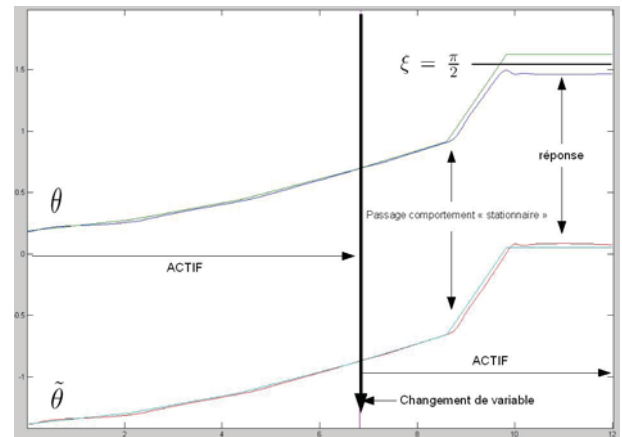


Fig. 13. Suivi de trajectoire en attitude [abs : secondes ; ord : rad]

## V. POURSUITE DE L'ÉTUDE

La suite des travaux se répartie sur deux aspects, les aspects théoriques et les aspects expérimentaux.

### A. Théorie

#### A.1 Optimisation des transitions

Pour parvenir à une démonstration en vol avec suivi de trajectoire, il faut bien sûr définir cette trajectoire optimale permettant de réaliser l'objectif de la transition sous des contraintes particulières et des objectifs fixés. La recherche se tourne vers l'utilisation d'algorithmes tel que la programmation dynamique, ou le principe du maximum pour le résoudre. La dimension du problème étant relativement grande l'utilisation d'algorithmes sous-optimaux tels que des algorithmes génétiques, tabous est également envisagée.

#### A.2 Analyses de robustesse

Un point qui sera abordé dans les mois à venir est celui de la mise en oeuvre de techniques robustes en vue de compléter et d'enrichir la synthèse des lois de commandes. On s'intéressera en particulier à la mise sous forme LFT du système pour étudier à terme le champ de validité des correcteurs calculés pour le séquençage de gains afin de pouvoir caractériser la performance et la stabilité tout au long de la trajectoire. On s'appliquera donc dans un premier temps à définir et à formaliser les incertitudes liées au modèle existant pour obtenir une forme LFT qui soit la plus réaliste possible. Cette forme LFT permettra alors de faire l'analyse de la robustesse de nos lois. Il est également envisagé de générer des LFTs "de synthèse" qui pourraient permettre de synthétiser directement des gains sous forme LFT.

## B. Expérimentations

Les premiers essais effectués ont portés sur le vecteur "DRENALYN" (fig. 3). Il s'est avéré que des problèmes structurels inhérents à la réalisation du vecteur laisse peu d'espoir quand à la capacité de cet engin à réaliser du vol stationnaire et donc à fortiori des transitions de phases de vol autonomes.

Un autre support est donc à l'étude.



Fig. 14. le tail-sitter VERTIGO

Il s'agit du VERTIGO (fig. 14). C'est un tail-sitter, à hélices contra-rotatives avec une structure à voilure fixe en croix et ailerons défecteurs de flux. Les objectifs visés pour ce nouveau vecteur sont à court terme (premier trimestre 2007) de réaliser un asservissement d'attitude et d'altitude à l'aide d'une centrale inertielle pour l'attitude et d'un capteur de pression statique pour l'altitude relative. A moyen terme de participer aux journées mondiales micro-drones 2007 (septembre 2007) avec comme objectif de réaliser des vols autonomes avec la couche GPS. A plus long terme, à l'échéance de deux ans l'objectif final à atteindre est toujours celui de réaliser des transitions de phases de vol autonomes.

## VI. NOTATIONS

Nous rappelons ici les principales notations utilisées dans cet article.

---

$R_0$	Repère terrestre inertiel
$R_a$	Repère aérodynamique
$R_b$	Repère avion
$V_H$	Vitesse du flux d'hélice
$V_a$	Vitesse aérodynamique
$F_x$	Poussée du moteur dans l'axe x avion
$\alpha_0$	Incidence à l'équilibre
$\alpha_{Ra}$	Incidence due à $V_H$
$u$	Vitesse dans l'axe $X_b$
$v$	Vitesse dans l'axe $Y_b$
$w$	Vitesse dans l'axe $Z_b$
$\phi$	Angle de roulis
$\theta$	Angle de tangage
$\psi$	Angle de lacet
$p$	Vitesse de roulis
$q$	Vitesse de tangage
$r$	Vitesse de lacet
$x$	Position sur $X_0$
$y$	Position sur $Y_0$
$z$	Position sur $Z_0$

---

## RÉFÉRENCES

- [1] F. Marchand, C. Melet, *Analyse du comportement dynamique de drones miniatures à voilure tournante*. Rapport technique-ONERA : RT 1/10352 DPRS, 2005.
- [2] T. Castro, D. Poinso, *Contribution au développement du pilote automatique de la Drenalyn*. Projet de fin d'étude SUPAERO, 2006.
- [3] D. Poinso, A. Piquereau and C. Bérard *Fixed wings MAV controlled by deflection of airflow in a hover flight phase*. European Micro Air Vehicles Conference, 2006.