



HAL
open science

Effet de l'anisotropie des composites sur le comportement aéroélastique des drones HALE

Bertrand Kirsch, Olivier Montagnier, Emmanuel Bénard, Thierry Faure

► **To cite this version:**

Bertrand Kirsch, Olivier Montagnier, Emmanuel Bénard, Thierry Faure. Effet de l'anisotropie des composites sur le comportement aéroélastique des drones HALE. Journées Nationales sur les Composites 2017, École des Ponts ParisTech (ENPC), Jun 2017, 77455 Champs-sur-Marne, France. hal-01621586

HAL Id: hal-01621586

<https://hal.science/hal-01621586>

Submitted on 23 Oct 2017

HAL is a multi-disciplinary open access archive for the deposit and dissemination of scientific research documents, whether they are published or not. The documents may come from teaching and research institutions in France or abroad, or from public or private research centers.

L'archive ouverte pluridisciplinaire **HAL**, est destinée au dépôt et à la diffusion de documents scientifiques de niveau recherche, publiés ou non, émanant des établissements d'enseignement et de recherche français ou étrangers, des laboratoires publics ou privés.

Apport de l'anisotropie des composites aux performances aéroélastiques des drones HALE

Contribution of composite anisotropy in HALE drones aeroelastic performances

**Bertrand Kirsch¹, Olivier Montagnier^{1,3}, Emmanuel Bénard²,
Thierry M. Faure¹**

1 : Centre de Recherche de l'Armée de l'air (CReA)
École de l'air, BA 701, F-13361 Salon air, France
e-mail : bertrand.kirsch@defense.gouv.fr ; olivier.montagnier@defense.gouv.fr ; thierry.faure@defense.gouv.fr

2 : Département Conception et conduite des véhicules Aéronautiques et Spatiaux (DCAS)
Institut Supérieur de l'Aéronautique et de l'Espace - Supaéro
10 avenue Édouard-Belin, BP 54032 - 31055 Toulouse CEDEX 4

3 : Aix Marseille Univ, CNRS, Centrale Marseille, LMA, Marseille, France

Résumé

La faible puissance embarquée des drones solaires exige de très hautes performances aérodynamiques et structurales qui aboutissent à la conception de cellules composites très légères avec des ailes à grand allongement. Ces aéronefs sont par conséquent très souples et donc sensibles aux interactions fluide/structure comme la divergence statique ou le flottement qui amènent le plus souvent à la destruction de l'appareil. L'approche classique pour repousser les vitesses critiques de ces phénomènes consiste à rigidifier la structure et donc à l'alourdir, ce que l'on cherche justement à éviter dans notre cas. Le but de ces travaux est de trouver une solution alternative qui s'appuie sur l'anisotropie des matériaux composites stratifiés pour repousser ces vitesses critiques en utilisant des couplages de type flexion/torsion (tissage aéroélastique). Cette étude présente un outil de simulation de voilure composite anisotrope à grand allongement basé sur un modèle d'ordre réduit couplant une formulation poutre anisotrope en grand déplacement et grande rotation à un modèle aérodynamique 2D par tranche. À l'aide de l'outil ainsi développé des essais sont menés pour mettre en évidence l'influence de l'anisotropie sur les vitesses critiques aéroélastiques.

Abstract

Solar powered HALE drones pose further challenges in terms of aerodynamic and structural design. This results in highly flexible high aspect ratio composite wing particularly vulnerable to fluid/structure interaction such as torsionnal divergence or flutter. These phenomena are sudden and often end with the destruction of the aircraft. To avoid that, the classical solution is to make the airframe stiffer at the expense of weight performance. The aims of this study is to enhance aeroelastic performance using the anisotropy of laminated composites, in particular bending/twisting coupling with a method called aeroelastic tailoring. This publication presents a simulation toolbox designed for high aspect ratio composite wing based on a reduced order model. It combines a non linear anisotropic beam model with an aerodynamic strip theory. After showing some test cases, the influence of laminate ply orientation on aeroelastic performance is exposed on simple composites specimens.

Mots Clés : Aéroélasticité, drone HALE, matériaux composites, tissage aéroélastique

Keywords : Aeroelasticity, HALE UAV, composite materials, aeroelastic tailoring

1 Introduction

Depuis les débuts de l'aéronautique, les avions rencontrent des phénomènes d'interaction fluide/structure dits aéroélastiques qui peuvent être catastrophiques (divergence statique, flottement, buffeting, cycles limites,...) [1]. Ces phénomènes, particulièrement présents sur les cellules peu rigides du début du XX^{ème} siècle, sont à nouveau au cœur des enjeux de conception aéronautique avec l'émergence de nouveau type d'avions comme les drones Haute Altitude Longue Endurance (HALE) à énergie solaire [2]. Pour ces derniers, la faible puissance disponible à bord exige de très hautes performances aérodynamiques et structurales se traduisant par une finesse maximisée et une charge alaire minimisée. Cet optimum est atteint pour des avions disposant de voilures en matériaux composites à grand allongement (grande finesse) très souples (faible charge alaire).

Ce type de structure subit en vol des déplacements et des rotations importants qui impliquent un couplage entre fluide, structure mais aussi mécanique du vol et qui ne permettent pas un traitement linéaire des phénomènes aéroélastiques associés. Un exemple qui illustre ce type de couplage complexe est l'accident du drone Helios de la NASA survenu le 26 juin 2003 (figure 1) causé par une déformation importante de la voilure à l'origine d'un mode d'oscillation d'incidence instable [3]. La réponse usuelle pour repousser les vitesses critiques associées à ces phénomènes aéroélastiques consiste à rigidifier la structure, or c'est précisément ce que l'on cherche à éviter pour maintenir une charge alaire compatible avec le mode de propulsion. C'est dans ce contexte que l'on s'intéresse à une solution alternative inspirée des travaux réalisés sur l'avion expérimental à flèche inverse X29 de la NASA consistant à utiliser les propriétés d'anisotropie des matériaux composites stratifiés afin d'exercer un contrôle passif sur ces interactions (tissage aéroélastique) [4].

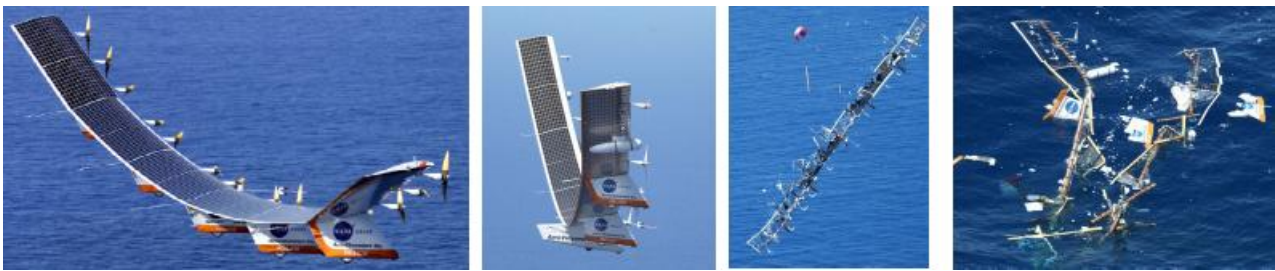


Fig. 1 – Accident du drone solaire Helios le 26 juin 2003 [3].

Le défi posé par ces nouveaux concepts de drone HALE au regard de la maîtrise des phénomènes aéroélastiques est donc double, à savoir être capable de modéliser correctement les interactions complexes rencontrées en vol, tout en exploitant des méthodes alternatives permettant de repousser les vitesses critiques aéroélastiques sans alourdir la structure. Ce sont ces deux objectifs qui sont poursuivis par ces travaux à travers la mise au point d'un outil de simulation open source capable de modéliser à la fois les aspects non linéaires des interactions rencontrées et l'effet de l'anisotropie des matériaux composites constituant la voilure. Dans la deuxième partie, après avoir dressé un bref aperçu des modèles aéroélastiques non linéaires existants, nous détaillerons la modélisation d'une poutre anisotrope non linéaire choisie, ainsi que l'étape d'homogénéisation associée avant d'évoquer le modèle aérodynamique 2D par tranche retenu. La partie trois est consacrée aux éléments de validation du code de calcul proposé dans notre étude avant de terminer par des premiers résultats montrant l'influence du tissage aéroélastique sur le comportement d'une voilure flexible.

2 Modèle aéroélastique d'ordre réduit

La fréquence réduite f_r est un paramètre fondamental pour caractériser le degré de couplage fluide/structure d'un système. Ce paramètre sans dimension est défini par $f_r = T_f/T_s$ avec T_f la période caractéristique de l'écoulement et T_s la période caractéristique de la structure [5]. Dans le cadre de l'étude des drones HALE solaires, du fait des envergures importantes et des faibles vitesses de vol (par exemple 75m d'envergure et

35 km/h pour le drone Helios) ce paramètre est de l'ordre de 1, ce qui signifie que l'écoulement « voit » les déplacements de la structure et réciproquement la structure « voit » les variations de l'écoulement.

Une modélisation haute fidélité de ces interactions fluide/structure par un couplage de méthodes volumes finis/éléments finis représente encore à l'heure actuelle un coût de calcul rédhibitoire. En effet, en raison de la gamme de fréquence réduite étudiée, un tel couplage implique une résolution instationnaire du problème avec la transmission entre fluide et solide des informations de position mais également de vitesse. La définition d'un modèle d'ordre réduit établissant un compromis entre fidélité de représentation des phénomènes physiques et temps de calcul est donc toujours incontournable dans le domaine de notre étude.

Plusieurs modèles d'aéroélasticité non linéaire des structures souples ont été développés. Pour des voilures à allongement modéré, une solution efficace retenue dans le code de calcul NANSI [6] consiste à coupler une modélisation de surface portante comme l'UVLM (Unsteady Vortex Lattice Method) avec un modèle de poutre non linéaire. Plus adapté au grand allongement, le logiciel ASWING de Drela propose un outil de conception d'aéronef flexible couplant un modèle de poutre isotrope non linéaire à une théorie de ligne portante instationnaire. Plus récemment, Shearer et Cesnik ont développé une boîte à outils Matlab, UM/NAST (University of Michigan/ Non linear Aeroelastic Simulation Toolbox) [7] basée sur une formulation de poutre isotrope non linéaire en déformation couplée au modèle d'écoulement potentiel instationnaire en deux dimensions par tranche de Peters [8]. Une modélisation analogue se retrouve dans l'approche développée par Ribeiro à travers la toolbox Matlab Aeroflex [9].

Parmi les différents modèles existants, la plupart adopte une approche isotrope ne permettant pas de quantifier les effets du tissage aéroélastique, contrairement aux travaux menés par Patil et Hodges à travers le programme Matlab NATASHA (Nonlinear Aeroelastic Trim and Stability of HALE Aircraft) [10]. Il couple une théorie des poutres anisotropes au modèle aérodynamique de Peters [8].

Ce bref aperçu des modèles existants, mis en regard des spécificités de notre étude, fait apparaître un besoin pour un code de calcul open source efficace (utilisation possible dans un processus d'optimisation) adapté aux structures élancées anisotropes soumises à des efforts aérodynamiques instationnaires.

2.1 Théorie des poutres anisotropes

Le concept de tissage aéroélastique que l'on cherche à exploiter ici s'appuie sur l'anisotropie des matériaux composites stratifiés. Pour la plupart des applications, le drapage d'un stratifié présente une symétrie miroir par rapport à son plan moyen. Par exemple dans le cas d'une plaque constituée d'un empilement de plis unidirectionnels (UD), le drapage $[-45^\circ, 0^\circ, 45^\circ, 90^\circ, 90^\circ, 45^\circ, 0^\circ, -45^\circ]$ avec les valeurs angulaires représentant chacune un pli UD avec son orientation, présente une symétrie miroir. Cette dernière est utilisée pour découpler le comportement membrane (des efforts dans le plan moyen impliquent des déformations dans le plan moyen et réciproquement), du comportement en flexion. Cette précaution permet notamment d'éviter, pour les stratifiés polymérisés à chaud, que la plaque ne se gauchisse lors de son refroidissement. On cherche également à équilibrer les orientations positives et négatives, c'est-à-dire à mettre par exemple autant de plis à -45° que de plis à 45° , cette fois-ci pour éviter les couplages des différents comportements en flexion.

Le tissage aéroélastique consiste justement à ne pas respecter ces règles et ainsi à faire apparaître des couplages entre les différentes sollicitations. On cherche en particulier à coupler la flexion de la plaque avec son gauchissement. En effet, du point de vue aérodynamique, l'effort de portance qui s'exerce sur la voilure induit une flexion de cette dernière. En présence de couplage, cette flexion induit de la torsion qui modifie localement l'incidence de la voilure. Celle-ci modifie à son tour localement l'effort de portance ce qui constitue une boucle de rétroaction comme indiqué sur la figure 2.

Afin de capturer les non linéarités géométriques et les effets de l'anisotropie, le choix du modèle structural s'est porté sur l'outil GEBT (Geometrically Exact Beam Theory) développé par Yu et Blair [11]. Ce dernier s'appuie sur une formulation variationnelle mixte des équations intrinsèques du mouvement géométriquement exactes développées par Hodges [12]. L'idée de ce type de méthode et de s'affranchir de la dépendance vis-à-vis du choix d'un système de coordonnées (caractère intrinsèque) pour les déplacements et rotations de la fibre neutre et de la non-commutativité des rotations qui en découlent en grand déplacement. Ce code de calcul permet de réaliser des simulations statiques, quasi-statiques, dynamiques temporelles et fréquentielles.

La formulation variationnelle utilisée est développée asymptotiquement suivant la direction de la fibre neutre :

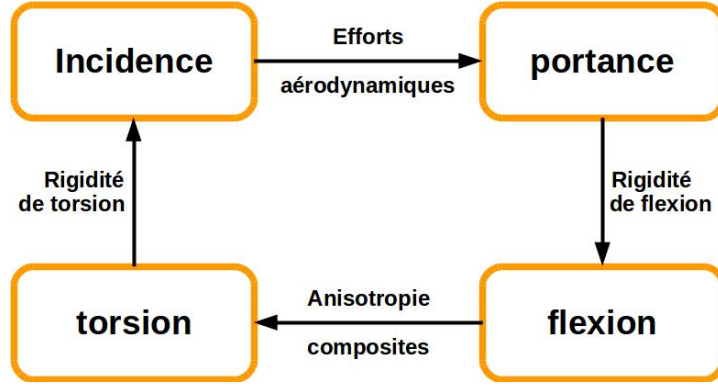


Fig. 2 – Boucle de rétroaction générée par le tissage aéroélastique.

$$\int_{t_1}^{t_2} [\delta(K - U) + \delta\bar{W}] dt = \bar{\delta A} \quad (1)$$

$$\Rightarrow \int_{t_1}^{t_2} \int_0^L [\delta(K - U) + \delta\bar{W}] dx_1 dt = \bar{\delta A} \quad (2)$$

avec K et U les énergies cinétique et de déformation, $\delta\bar{W}$ le travail virtuel des efforts appliqués entre l'instant t_1 et t_2 et $\bar{\delta A}$ le travail virtuel des quantités d'accélération sur le même intervalle de temps.

Dans cet outil, la section droite est modélisée par une matrice de souplesse symétrique reliant le torseur des déformations infinitésimales au torseur des actions mécaniques extérieures :

$$\begin{Bmatrix} \gamma_{11} \\ 2\gamma_{12} \\ 2\gamma_{13} \\ \kappa_1 \\ \kappa_2 \\ \kappa_3 \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} S_{11} & S_{12} & S_{13} & S_{14} & S_{15} & S_{16} \\ S_{12} & S_{22} & S_{23} & S_{24} & S_{25} & S_{26} \\ S_{13} & S_{23} & S_{33} & S_{34} & S_{35} & S_{36} \\ S_{14} & S_{24} & S_{34} & S_{44} & S_{45} & S_{46} \\ S_{15} & S_{25} & S_{35} & S_{45} & S_{55} & S_{56} \\ S_{16} & S_{26} & S_{36} & S_{46} & S_{56} & S_{66} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} F_1 \\ F_2 \\ F_3 \\ M_1 \\ M_2 \\ M_3 \end{Bmatrix} \quad (3)$$

avec γ_{11} la déformation longitudinale, $2\gamma_{12}$ et $2\gamma_{13}$ les glissements transverses, κ_1 la torsion et κ_2, κ_3 les courbures de la fibre neutre. Pour les simulations dynamiques et fréquentielles, on ajoute une matrice de masse elle aussi symétrique :

$$\begin{bmatrix} \mu & 0 & 0 & 0 & \mu x_{m3} & \mu x_{m2} \\ 0 & \mu & 0 & -\mu x_{m3} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & \mu & \mu x_{m2} & 0 & 0 \\ 0 & -\mu x_{m3} & \mu x_{m2} & i_{22} + i_{33} & 0 & 0 \\ \mu x_{m3} & 0 & 0 & 0 & i_{22} & -i_{23} \\ -\mu x_{m2} & 0 & 0 & 0 & -i_{23} & i_{33} \end{bmatrix} \quad (4)$$

avec μ la masse linéique de la poutre, (x_{m2}, x_{m3}) les coordonnées dans la section droite du centre de masse, i_{22} le moment d'inertie par rapport à l'axe 2, i_{33} le moment d'inertie par rapport à l'axe 3 et i_{23} le produit d'inertie associé. Cette formulation fait apparaître les éventuels couplages d'une poutre anisotrope à travers les coefficients hors diagonale de la matrice de souplesse. Par exemple le couplage flexion/torsion évoqué sur la figure 2 se traduira par un ou des coefficients non nuls parmi S_{45} et S_{46} . Pour un matériau isotrope, la matrice de souplesse est diagonale et présente la forme suivante :

$$\begin{bmatrix} \frac{1}{ES} & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & \frac{1}{GK_2} & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & \frac{1}{GK_3} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \frac{1}{GJ} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & \frac{1}{EI_2} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & \frac{1}{EI_3} \end{bmatrix} \quad (5)$$

avec E le module d'Young du matériau, G son module de Coulomb, S l'aire de la section droite, I_2 et I_3 les moments quadratiques de flexion et K_2, K_3 les coefficients de cisaillement dans la direction 2 et 3.

2.2 Homogénéisation par calcul éléments finis volumiques

Si, dans le cas isotrope, les caractéristiques du matériaux et la géométrie globale de la poutre permettent de définir la matrice de souplesse à l'aide de (5), le cas anisotrope est plus complexe à traiter. Des approches analytiques basées sur la théorie classique des stratifiés existent, certaines sont formalisées à travers un programme comme PreComp [13] du National Renewable Energy Laboratory utilisé dans le cadre de la conception d'éolienne. Ces approches sont très peu exigeantes en coût de calcul mais plus spécifiques et moins précises que d'autres méthodes plus complexes comme celle développée dans le logiciel VABS (Variational Asymptotic Beam Sectional Analysis) [14]. En revanche ces dernières ne sont pas accessibles librement et ne permettent pas une intégration au sein d'un outil open source.

Une alternative plus simple à mettre en œuvre consiste à réaliser des calculs éléments finis volumiques et d'en déduire les caractéristiques de la section droite. C'est cette dernière méthode qui a été retenue pour notre étude et plus précisément le code de calcul open source Calculix [15]. Ce logiciel est particulièrement bien adapté à cette fonction d'homogénéisation dans la mesure où il traite les problèmes de poutres par un développement en éléments volumiques quadratiques hexaédriques à intégration réduite (C3D20R). Ces éléments sont dotés de fonctions de formes suffisamment riches pour reproduire le comportement d'une poutre anisotrope avec peu d'éléments. L'objet d'étude étant les voilures à grand allongement, on se place dans l'hypothèse d'Euler/Bernoulli ce qui nous permet de négliger la souplesse liée aux colonnes (lignes) 2 et 3 de la matrice de souplesse de la section droite. La méthode retenue pour identifier les 16 coefficients restants est la suivante :

- à partir d'un tronçon de poutre ayant la section de droite étudiée et une longueur L égale à 10 fois la plus grande des deux autres dimensions (atténuation des effets de bords), on encastre une extrémité et on rigidifie l'autre extrémité (carte « RIGID BODY »). Un nœud de référence est défini sur cette face permettant l'application de force et de moment de type poutre et la lecture des translations et rotations associées.
- On effectue 4 calculs statiques linéaires en imposant successivement sur le nœud de référence un effort de traction et un moment de flexion suivant chacun des 3 axes. L'intensité est fixée à $1/L$ pour simplifier l'étape d'identification.
- On mesure les déplacements générés par ces 4 chargements. L'hypothèse des petites perturbations faite pour le calcul linéaire nous permet d'identifier les déplacements et rotations subies aux coefficients de la matrice de souplesse. Par exemple pour le chargement de traction l'équation (3) donne :

$$\begin{pmatrix} \gamma_{11} \\ 2\gamma_{12} \\ 2\gamma_{13} \\ \kappa_1 \\ \kappa_2 \\ \kappa_3 \end{pmatrix} = \begin{bmatrix} S_{11} & S_{12} & S_{13} & S_{14} & S_{15} & S_{16} \\ S_{12} & S_{22} & S_{23} & S_{24} & S_{25} & S_{26} \\ S_{13} & S_{23} & S_{33} & S_{34} & S_{35} & S_{36} \\ S_{14} & S_{24} & S_{34} & S_{44} & S_{45} & S_{46} \\ S_{15} & S_{25} & S_{35} & S_{45} & S_{55} & S_{56} \\ S_{16} & S_{26} & S_{36} & S_{46} & S_{56} & S_{66} \end{bmatrix} \begin{pmatrix} \frac{1}{L} \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \end{pmatrix} \Rightarrow \begin{cases} L\gamma_{11} = S_{11} \\ L\kappa_1 = S_{14} \\ L\kappa_2 = S_{15} \\ L\kappa_3 = S_{16} \end{cases}$$

avec $L\gamma_{11} = u_1$ le déplacement suivant l'axe 1 et $L\kappa_i = w_i$ la rotation autour de l'axe i , $i = 1, 2, 3$. Grâce à la symétrie de la matrice de souplesse, cette méthode nous permet de déterminer les 16 coefficients inconnus.

2.3 Implémentation des efforts aérodynamiques 2D par tranche

L'hypothèse de grand allongement formulée dans notre étude nous amène à négliger les effets aérodynamiques tridimensionnels et à définir un modèle bidimensionnel par tranche qui présente l'avantage de se coupler de manière naturelle à la formulation poutre retenue côté structure. Deux approches sont envisageables pour le couplage fluide/structure :

- Le couplage faible qui consiste à définir le chargement aérodynamique à appliquer à la poutre en fonction des paramètres de position et de vitesse issus du dernier calcul structural. Cette solution est rapide à mettre en œuvre et s'adapte bien aux architectures modulaires comme par exemple dans le code de

calcul FAST [16]. Elle présente en revanche plusieurs inconvénients comme notamment l'impossibilité d'effectuer une simulation fréquentielle et des difficultés de convergence d'algorithme non-linéaire de type Newton-Raphson pour lesquels la matrice jacobienne ne prend pas en compte les efforts aérodynamiques.

- Le couplage fort qui consiste à intégrer le chargement aérodynamique dans la formulation variationnelle du modèle structural. Cette approche est plus complexe à mettre en œuvre et se prête moins à la modularisation mais elle permet de s'affranchir des limitations du couplage faible. Elle permet notamment de définir, pour une vitesse d'écoulement donnée, les modes aéroélastiques de la voilure avec les fréquences, déformées modales et amortissements associés. La valeur de l'amortissement permet ainsi d'identifier directement la présence ou non d'un phénomène aéroélastique instable comme le flottement.

C'est donc le couplage fort qui a été retenu dans notre outil de simulation. Plusieurs formulations des efforts aérodynamiques sont implémentées. Un modèle quasi statique [17] :

$$L = 2\pi\rho bU \left[\dot{h} + b \left(\frac{1}{2} - a \right) \dot{\alpha} + U\alpha \right] \quad (6)$$

$$M = b \left(\frac{1}{2} + a \right) L - \frac{\pi\rho Ub^3}{2} \dot{\alpha} \quad (7)$$

avec L la portance linéique, M le moment linéique autour d'un point de référence F , ρ la masse volumique de l'air et U la vitesse de l'écoulement. La demi-corde b , la hauteur h , l'angle d'incidence α et le paramètre a sont explicités sur la figure 3. Le point de référence correspond au nœud de référence de l'étape d'homogénéisation.

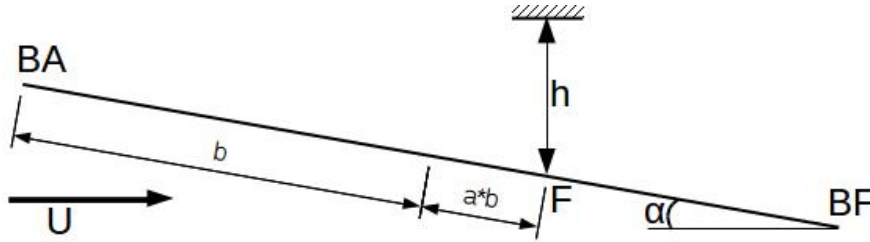


Fig. 3 – Paramétrisation de la section aérodynamique

Ce modèle est déjà implémenté dans l'outil de simulation et sera à terme complété par la formulation de Peters [8] :

$$L = \pi\rho b^2 (\ddot{h} + U\dot{\alpha} - ba\ddot{\alpha}) + 2\pi\rho Ub \left[\dot{h} + U\alpha + b \left(\frac{1}{2} - a \right) \dot{\alpha} - \lambda_0 \right] \quad (8)$$

$$M = -\pi\rho b^3 \left[\frac{1}{2}\ddot{h} + u\dot{\alpha} + b \left(\frac{1}{8} - \frac{a}{2} \right) \ddot{\alpha} \right] \quad (9)$$

avec λ_0 un paramètre lié à la vitesse de l'écoulement induit dont le calcul est détaillé dans [8]. Le cas $\lambda_0 = 0$ correspond à un cas particulier de la formulation de Theodorsen [18] avec le coefficient $C(k)$ fixé égal à 1.

3 Validation du modèle

Afin de valider le code de calcul, deux cas tests sont détaillés, l'un traitant de la méthode d'homogénéisation et l'autre de la détermination d'une vitesse critique de flottement.

3.1 Homogénéisation de plaques composites stratifiées monoplis

Le premier cas test se décompose en deux volets. Le premier est une étude de convergence en maillage portant sur l'identification de la matrice de souplesse d'une poutre droite à section constante (largeur 1 m ;

épaisseur 5 mm) constitué d'un matériaux isotrope ($E = 72$ GPa, $\nu = 0.3$) Les valeurs obtenues sont comparées aux résultats analytiques de (5). Les calculs éléments finis sont réalisés avec les éléments C3D20R et sont comparés avec les éléments volumiques quadratiques standards C3D20. Les résultats sont présentés dans le tableau 1.

$L \times l \times e$	$10 \times 2 \times 2$		$10 \times 4 \times 4$		$50 \times 5 \times 5$		$50 \times 16 \times 6$	
Coefficient	C3D20	C3D20R	C3D20	C3D20R	C3D20	C3D20R	C3D20	C3D20R
$\frac{1}{ES}$	-0.53%	-0.03%	-0.52%	-0.01%	-0.07%	0.00%	-0.06%	0.01%
$\frac{1}{GJ}$	-6.50%	-3.79%	-5.73%	-1.98%	-2.99%	-1.59%	-1.81%	-1.49%
$\frac{1}{EI_{G2}}$	-1.95%	-1.03%	-1.70%	-0.85%	-0.81%	-0.69%	-0.79%	-0.69%
$\frac{1}{EI_{G3}}$	-0.80%	-0.28%	-0.74%	-0.18%	-0.22%	-0.15%	-0.21%	-0.14%

Tab. 1 – Convergence en maillage du processus d'identification

La convergence est rapide avec des résultats satisfaisants dès 160 éléments ($10 \times 4 \times 4$). La convergence vers $\frac{1}{GJ}$ est plus lente que les autres coefficients mais la référence analytique est calculée dans le cadre des hypothèses simplificatrices des sections à paroi mince ouverte ($J = (1/3)e^3l$) si bien que l'écart de convergence n'est pas forcément imputable à la simulation numérique.

Le deuxième volet de ce cas test consiste à comparer sur une éprouvette de même dimensions ($10 \times 1 \times 0.005$ m) et composée d'un pli unique d'UD, les résultats d'un calcul réalisé avec le modèle de poutre anisotrope combiné à l'identification présentée précédemment, à ceux obtenus par un calcul intégralement réalisé en éléments volumiques sous Calculix sur le même maillage ($10 \times 4 \times 4$). Le pli UD est un carbone/époxy T300/914 dont les caractéristiques matériau sont : $E_l = 134$ GPa, $E_t = 10$ GPa, $\nu_{lt} = 0.25$, $\nu_{tl} = 0.0187$ et $G_{lt} = 4.2$ GPa. Pour tester les capacités non linéaires avec des déplacements de l'ordre de grandeur des dimensions, on réalise successivement sur le point central de l'extrémité libre de la plaque les chargements suivant : essai de traction $F_3 = 1$ kN, essai de torsion $M_1 = 5$ kN.m et essai de flexion $M_2 = 10$ kN.m. On mesure au même point le déplacement vertical u_3 , la rotation suivant l'axe de la poutre w_1 , et la rotation dans le plan vertical w_2 . Le calcul GEBT est réalisé sur 10 éléments de poutre (autant que le nombre d'éléments volumiques dans la longueur du calcul 3D). Les résultats sont représentés sur la figure 4.

Cet série d'essais est globalement très concluante. Seuls l'essai de torsion à 0° et l'essai de flexion à 90° présentent un léger écart qui peut s'expliquer par le caractère sévère du cas de calcul éléments finis volumiques.

3.2 Vitesse de flottement quasi-statique d'une voilure isotrope

Le deuxième cas test concerne l'intégration de la partie aérodynamique dans le code de calcul et plus précisément la détermination de la vitesse de flottement. La valeur de référence est extraite de la toolbox Aeroflex [9]. Pour autoriser la comparaison, la voilure étudiée est isotrope. Il s'agit d'une version simplifiée de l'aile à grand allongement de l'avion à propulsion humaine Deadalus proposée par Patil [19]. Les caractéristiques de celle-ci sont présentées dans le tableau 2.

Demi-envergure	16 m
Corde	1 m
Masse par unité de longueur	0.75 kg/m
Position du centre élastique	50 % corde
Position du centre de gravité	40 % corde / 45 % corde
Rigidité de flexion EI_{G2} (sens envergure)	2.10^4 N.m ²
Rigidité de flexion EI_{G3} (sens corde)	4.10^6 N.m ²
Rigidité de torsion GJ	1.10^4 N.m ²
Inertie de rotation par unité de longueur	0.10 kg.m

Tab. 2 – Caractéristiques de la voilure simplifiée du Deadalus.

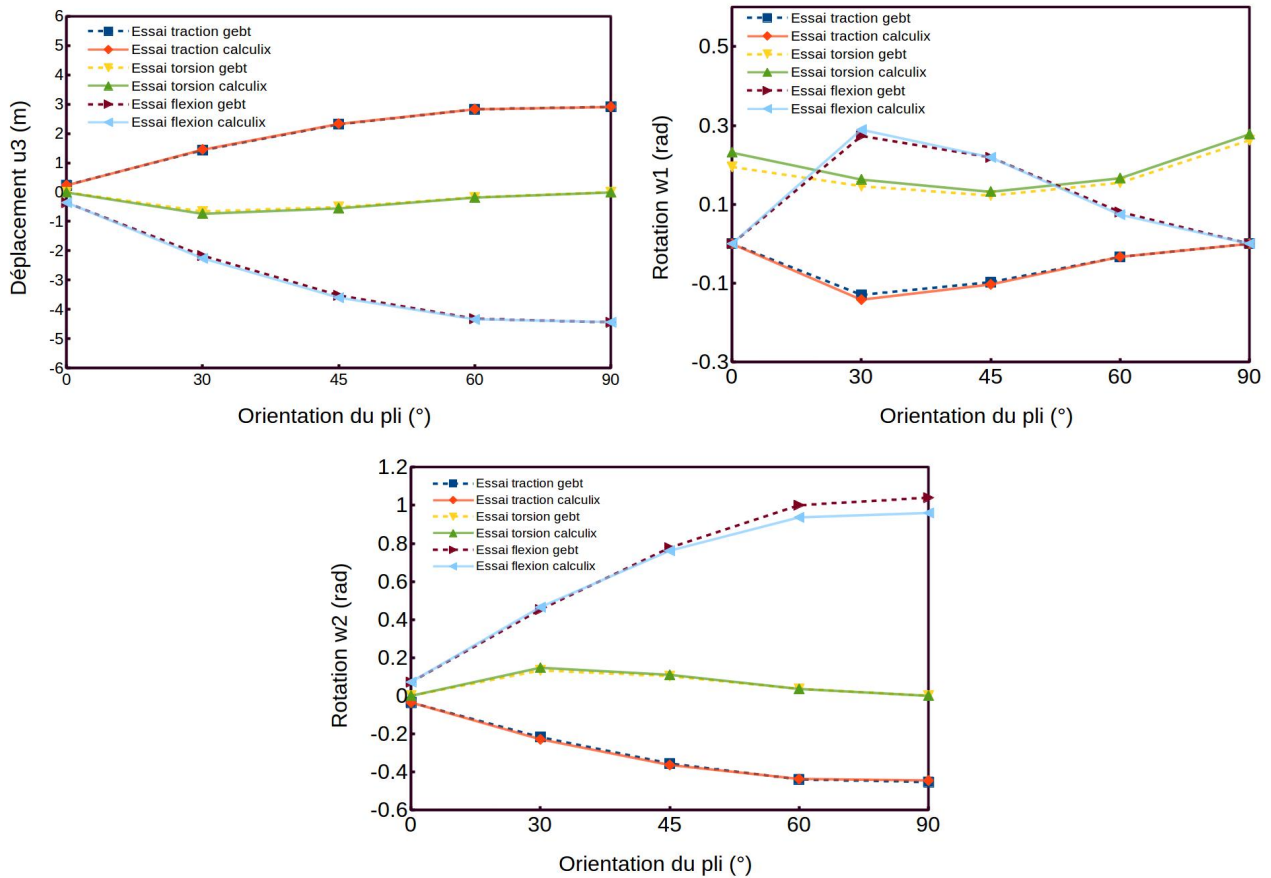


Fig. 4 – Comparaison des résultats issus du code de calcul GEBT avec une simulation éléments finis volumiques Calculix

Un moyen simple de faire varier la vitesse de flottement consiste à déplacer la position du centre de gravité à iso-élasticité et iso-inertie de rotation. La simulation est réalisée pour les deux programmes (GEBT+aéro et Aeroflex) avec le modèle aérodynamique quasi-statique des équations (6) et (7) et une discrétisation sur 20 éléments. La méthode de détermination de la vitesse de flottement est la même pour les deux programmes à savoir la recherche de la vitesse minimale pour laquelle un mode aéroélastique présente un amortissement négatif. Les résultats sont synthétisés dans le tableau 3.

Position du Centre de gravité (% corde depuis BA)	Vitesse critique de flottement (m/s)		
	Aeroflex	gebt+aero	écart relatif
40 %	14.8553	14.8556	-0.002 %
45 %	6.2312	6.2294	0.03 %

Tab. 3 – Comparaison de la vitesse de flottement quasi-statique avec Aeroflex

Les résultats coïncident parfaitement alors que la formulation éléments finis n'est pas la même d'un programme à l'autre. Néanmoins la simulation est réalisée sur une voilure non déformée correspondant à l'hypothèse des petites perturbations pour laquelle les différentes approches sont équivalentes.

4 Influence du couplage flexion/torsion sur la réponse aéroélastique

Ces deux cas tests étant probants, on cherche désormais à mettre en évidence l'effet de l'anisotropie des composites sur la vitesse de flottement d'une voilure. Pour cela, dans l'optique d'une campagne de validation en

soufflerie, on détermine à l'aide du code de calcul les vitesses de divergence statique et de flottement d'éprouvettes en composites. La veine d'essai est carré de 45 cm de côté, on va donc se limiter à une longueur de 30 cm. Pour avoir un allongement suffisant (30) on impose une corde de 2 cm. On utilise le carbone époxy décrit au paragraphe 2.2. On réalise un drapage constitué de 3 plis de 0.25 mm d'épaisseur chacun. On fixe l'orientation des deux premiers plis à 45° et 0° et on fait varier le pli supérieur par pas de 15°. Étant donné que l'orientation des plis impacte également la rigidité de l'éprouvette, on trace parallèlement la valeur des coefficients S_{44} et S_{55} qui représentent respectivement la souplesse en torsion et en flexion (matrice (3)). Les résultats sont présentes sur la figure 5.

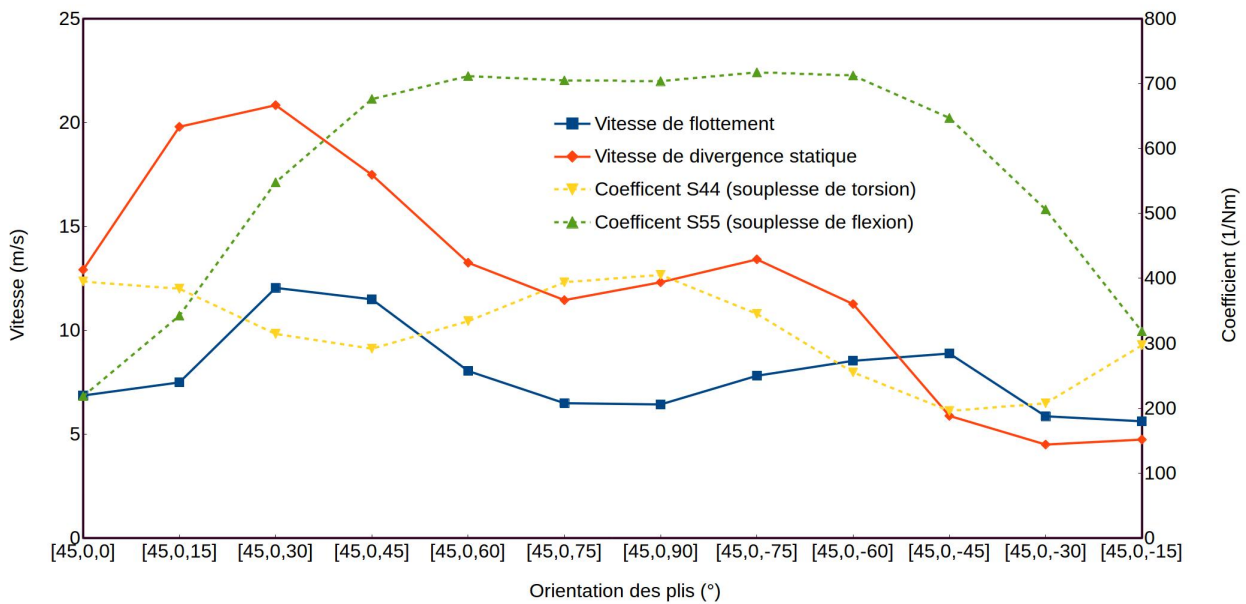


Fig. 5 – Influence de l'orientation d'un pli UD sur les vitesses critiques aéroélastiques

On constate que la variation de l'orientation d'un seul des 3 plis de l'éprouvette impacte considérablement les vitesses critiques de flottement et de divergence statique. On constate également que les meilleurs résultats ne sont pas obtenus pour les drapages les plus rigides puisque l'optimum aéroélastique se situe autour de [45°, 0°, 30°] (qui n'est ni équilibré, ni à symétrie miroir) tandis que les éprouvettes les plus rigides se situent entre les drapages [45°, 0°, -45°] et [45°, 0°, 0°].

5 Conclusion

Les concepts novateurs de drones HALE solaires imposent une étude rigoureuse des phénomènes aéroélastiques auxquels ils sont particulièrement exposés. Cette étude nécessite l'emploi d'outils non linéaires du fait des grands déplacements et grandes rotations subies par la voilure en vol et doivent également prendre en compte le caractère anisotrope des matériaux composites qui entrent pour une large part dans leur composition. Cette anisotropie est d'ailleurs un moyen de repousser les vitesses critiques de flottement et de divergence statique sans alourdir la cellule en faisant varier l'orientation des plis UD de la structure (tissage aéroélastique). L'objet de cette étude est de construire un outil numérique capable de simuler le comportement aéroélastique de ce type d'aéronef à l'aide d'un modèle d'ordre réduit permettant des temps de calculs acceptables. Ce dernier se compose d'un modèle de poutre anisotrope non linéaire (GEBT) associé à une théorie aérodynamique bidimensionnelle par tranche. Après avoir présenté des cas tests de validation, une première série de simulation sur des éprouvettes composites destinées à des essais en soufflerie montre l'influence importante de l'orientation des plis sur le comportement aéroélastique. Malgré la simplicité des éprouvettes testées (section constante à 3 plis), la prédiction de l'optimum aéroélastique apparaît complexe et semble nécessiter l'emploi d'outils d'optimisation.

Références

- [1] Earl H. Dowell, editor. *A Modern Course in Aeroelasticity*, volume 116 of *Solid Mechanics and Its Applications*. Kluwer Academic Publishers, Dordrecht, 2005.
- [2] Olivier Montagnier and Laurent Bovet. Optimisation of a solar-powered high altitude long endurance uav with composite wings. In *Proceedings of the 3rd European Conference for AeroSpace Sciences*, 2009.
- [3] Thomas E. Noll, John M. Brown, Marla E. Perez-Davis, Stephen D. Ishmael, Geary C. Tiffany, and Matthew Gaier. Investigation of the Helios prototype aircraft mishap. 9, 2004.
- [4] Mayuresh J. Patil. Aeroelastic tailoring of composite box beams. In *Proceedings of the 35th Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*, pages 97–0015, 1997.
- [5] Pascal Hemon. *Vibrations des structures couplées avec le vent*. Editions Ecole Polytechnique, 2006.
- [6] Zhicun Wang, P. C. Chen, D. D. Liu, and D. T. Mook. Nonlinear-aerodynamics/nonlinear-structure interaction methodology for a high-altitude long-endurance wing. *Journal of Aircraft*, 47(2) :556–566, 2010.
- [7] Christopher M. Shearer and Carlos ES Cesnik. Nonlinear flight dynamics of very flexible aircraft. *Journal of Aircraft*, 44(5) :1528–1545, 2007.
- [8] David A. Peters, Swaminathan Karunamoorthy, and Wen-Ming Cao. Finite state induced flow models. I-Two-dimensional thin airfoil. *Journal of Aircraft*, 32(2) :313–322, 1995.
- [9] Flavio Luiz Cardoso Ribeiro, Pedro Paglione, Roberto Gil Annes da Silva, and Marcelo Santiago de Sousa. Aeroflex : a toolbox for studying the flight dynamics of highly flexible airplanes. 2012.
- [10] C.-S. Chang, Dewey H. Hodges, and Mayuresh J. Patil. Flight dynamics of highly flexible aircraft. *Journal of Aircraft*, 45(2) :538–545, 2008.
- [11] Wenbin Yu and Maxwell Blair. GEBT : A general-purpose nonlinear analysis tool for composite beams. *Composite Structures*, 94 :2677–2689, September 2012.
- [12] Dewey H. Hodges. A mixed variational formulation based on exact intrinsic equations for dynamics of moving beams. *International journal of solids and structures*, 26(11) :1253–1273, 1990.
- [13] Gunjit S. Bir. *User's guide to PreComp (pre-processor for computing composite blade properties)*. National Renewable Energy Laboratory, 2006.
- [14] Carlos ES Cesnik and Dewey H. Hodges. VABS : a new concept for composite rotor blade cross-sectional modeling. *Journal of the American Helicopter Society*, 42(1) :27–38, 1997.
- [15] G. Dhondt and K. Wittig. Calculix : a free software three-dimensional structural finite Element Program. *MTU Aero Engines GmbH, Munich, Germany*, 1998.
- [16] Jason M. Jonkman and M. L. Buhl Jr. FAST User s Guide, National Renewable Energy Laboratory. *No. NREL/EL-500-38230, Golden, CO*, 2005.
- [17] H. Haddadpour and R. D. Firouz-Abadi. Evaluation of quasi-steady aerodynamic modeling for flutter prediction of aircraft wings in incompressible flow. *Thin-walled structures*, 44(9) :931–936, 2006.
- [18] Theodore Theodorsen. General theory of aerodynamic instability and the mechanism of flutter. 1935.
- [19] Mayuresh J. Patil. *Nonlinear aeroelastic analysis, flight dynamics, and control of a complete aircraft*. PhD thesis, Citeseer, 1999.