

# Modélisation Eléments Finis d'une voile rigide pour un maxi trimaran

H. Devaux<sup>1</sup>, R. Balze<sup>2</sup>, S. Robert<sup>3</sup>,

<sup>1</sup> HDS, Docteur Ingénieur, Brest, France, hdy@hds-design.com

<sup>2</sup> HDS, Brest – Ecole Centrale, Lyon, Ingénieur Doctorant, remy@hds-design.com

<sup>3</sup> HDS, Ingénieur, Brest, France, steven@hds-design.com

---

**Résumé** — Nous proposons ici de présenter notre démarche dans la conception et la modélisation éléments finis de l'aile rigide du trimaran vainqueur de la 33<sup>ème</sup> Coupe de l'America. Depuis le choix de concevoir l'aile jusqu'au montage sur le maxi trimaran, nous présenterons les différentes étapes de calcul/conception et détaillerons quelques-uns des problèmes numériques auxquels nous avons été confrontés.

**Mots clefs** — HDS, aile rigide, voilier, trimaran.

---

## 1 Introduction

La 33<sup>ème</sup> Coupe de l'America a débuté par une bataille juridique à la Cour de Justice de New-York à l'été 2007. L'issue de ces débats d'avocats a donné naissance à deux multicoques géants optimisés pour la régate. Dans cette course au design, les deux protagonistes Suisse Alinghi et Américain BMWOracle ont rivalisé d'ingéniosité et de gigantisme : plateformes larges et puissantes, gréements aux proportions démesurées. L'aile rigide conçue et construite par BMWOracle représente le pinacle de ce développement.

Dès les premières esquisses, HDS a pris part à la conception du trimaran américain. Après quelques pré-études de faisabilité performance / masse, auxquelles HDS est intimement associé, la décision finale de construction est prise le 1<sup>er</sup> Avril 2009. La régate doit se tenir en début février 2010, l'aile doit naviguer en novembre 2009, six mois d'intenses calculs / conceptions s'ouvrent alors, en parallèle avec la construction !

Dans un premier temps, nous présentons ici les méthodes de calcul de structures qui ont été mises en œuvre pour aboutir à une définition pragmatique et performante de l'aile. Dans un second temps, nous précisons les écueils numériques auxquels nous nous sommes confrontés au cours de ce projet, mais également dans le passé.

## 2 Synergie Aérodynamique – Structure

Un ensemble « mât+voiles » pour un gréement classique ou une « aile » est le moteur du bateau. C'est cet élément qui doit produire la poussée vélique qui fera avancer le bateau. Les aérodynamiciens cherchent à obtenir la meilleure efficacité de leur plan de voilure en terme de portance et de finesse, les ingénieurs en structures cherchent à avoir un ensemble fiable et léger. La coordination des deux entités était donc indispensable.

### 2.1 Principes aérodynamique

Pour mieux comprendre le choix d'une aile, comparons les deux possibilités de « système de propulsion ». L'ensemble mât / voiles a un coefficient de portance d'environ 1.2 pour une surface de 1100 m<sup>2</sup>. L'objectif de l'aile rigide est de travailler avec des coefficients de portance plus élevés, de l'ordre de 2.5, la surface de l'aile est ainsi réduite à 650 m<sup>2</sup> pour une envergure de 67.5 m.

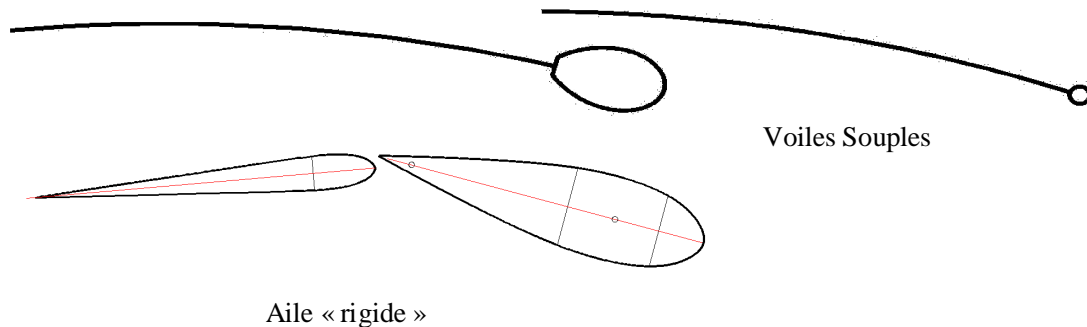


FIG. 1 – Comparaison aile / voile

Les caractéristiques avantageuses de l'aile en termes de performance se payent naturellement par des désavantages. Parmi ceux-ci, on peut citer le fait de ne pas pouvoir réduire sa surface, une masse de structure qui est à évaluer, et une logistique de maintenance qu'il faut inventer.

## 2.2 Cahier des charges

L'aile, ou le mât gréement doit transmettre l'effort vélique à la plateforme pour la faire avancer. La force vélique est produite par le vent, et l'on souhaite naviguer pour des forces de vent de 5 Nœuds à 20 Nœuds. Cela implique de pouvoir réduire la puissance générée par le plan de voilure.

Sur une aile rigide, cela se traduit par modifier le profil aérodynamique. Constitué d'un élément principal fixe et de 9 volets orientables, l'aile rigide est réglée par son incidence, sa cambrure, et son vrillage. Le cahier des charges imposé à la structure est ainsi de pouvoir vriller le profil, donc imposer des angles différents aux volets, mais également d'avoir une continuité dans ce vrillage, d'où un « twist » des volets eux-mêmes.

## 2.3 Conception Structurale

Dans la conception initiale de l'aile, nous disposons d'une forme et d'objectifs de vrillage à obtenir. Notre première analyse a consisté à définir la structure primaire en fonction des chemins d'efforts.

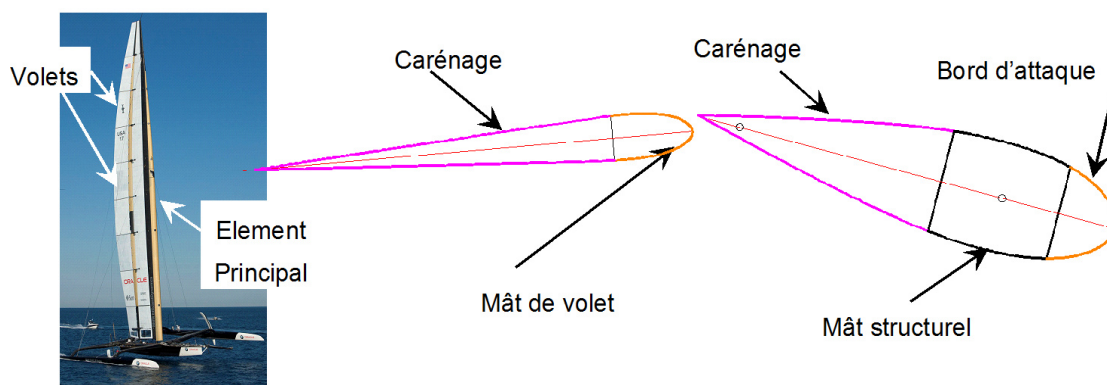


Fig. 2 – CONCEPTION STRUCTURELLE

Dans le plan, l'aile se sépare en deux éléments : l'élément principal et les 9 volets en arrière, répartis sur toute la hauteur. L'élément principal est lié à la plate-forme et lui retransmet tous les efforts. Logiquement, il est constitué d'un « mât structurel » et d'éléments de carénage : carénage arrière et bord d'attaque. Ce mât structurel a pour fonction de reprendre les efforts de flexion, compression et torsion de l'aile. Ses dimensions sont guidées par l'efficacité maximum du positionnement des fibres. Les volets ont pour but de transmettre les efforts aérodynamiques à l'élément principal, leur caractéristique principale est de ne pas trop fléchir sous ces efforts, mais d'être suffisamment souples en torsion pour assurer une continuité du vrillage du profil.

Sous cette enveloppe, la partie réellement structurale est faible. Ainsi, le reste est un carénage qui doit assurer la conservation de la forme aérodynamique.

### 3 Des outils adaptés à chaque problématique

Lors de la phase de conception structurale, de nombreuses méthodes de calcul ont été mises en œuvre. Nous présentons ici quelques-uns des outils métier utilisés.

#### 3.1 Modélisation Globale : AutoSpar

Autospar est un logiciel développé depuis plus de 20 ans par HDS pour le dimensionnement des ensembles mâts gréement en déformée – flambement – contraintes. Cet outil permet au concepteur d'étudier rapidement de nombreuses configurations et d'élaborer des études de sensibilité et d'optimisation.

Dans le cadre du projet Aile Rigide, HDS a développé des modules complémentaires qui permettent de tenir compte des particularités des chargements et du comportement d'une aile.

Ce logiciel Eléments Finis poutre caisson composite a permis l'optimisation des distributions de rigidité du « mât structural » de l'élément principal. D'autre part, les diverses configurations de voilure – au près, au portant, sous aile seule, avec une voile d'avant – et de vrillage de l'aile ont été investigués afin d'en ressortir les efforts de dimensionnement et le fonctionnement véritable de l'aile.

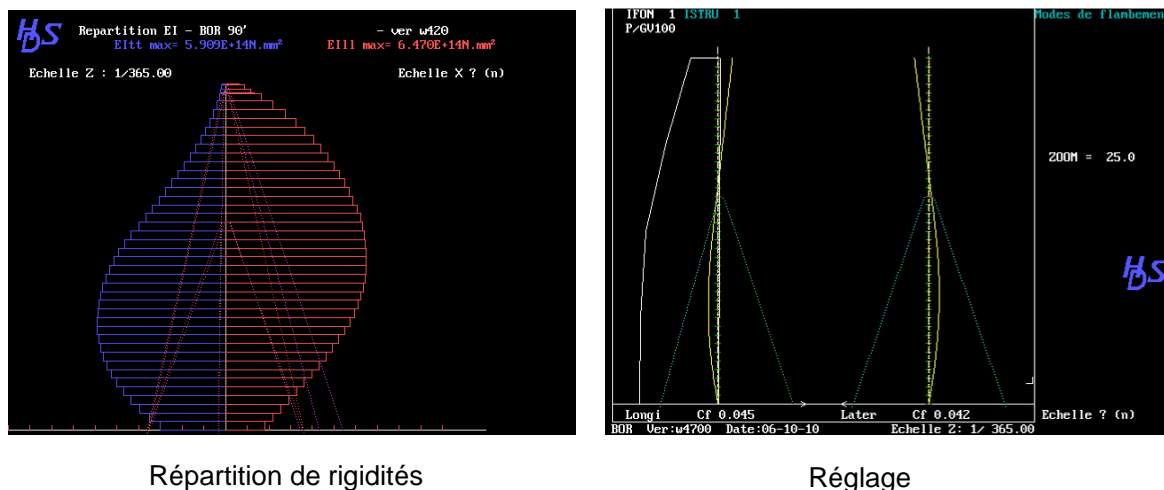


FIG. 3 – Logiciel AutoSpar

Le « mât structural » de l'élément principal a ainsi été correctement dimensionné, tant en forme qu'en échantillonnage grâce à cette phase de pré-étude, et d'étude de faisabilité. L'ensemble rigidité / masse étant intimement lié à la géométrie de ce mât structural, la forme de celui-ci a été l'objet de nombreuses itérations avec les aérodynamiciens afin d'aboutir au profil final.

#### 3.2 Modélisation détaillée

Les méthodes analytiques et des logiciels poutre-composite développés en interne sont utilisés par HDS dans la phase initiale de conception, afin d'appréhender le comportement global de chaque structure. Un fois le concept global défini, les structures sont modélisées par des logiciels Eléments Finis Coque Composite, en l'occurrence NX NASTRAN.

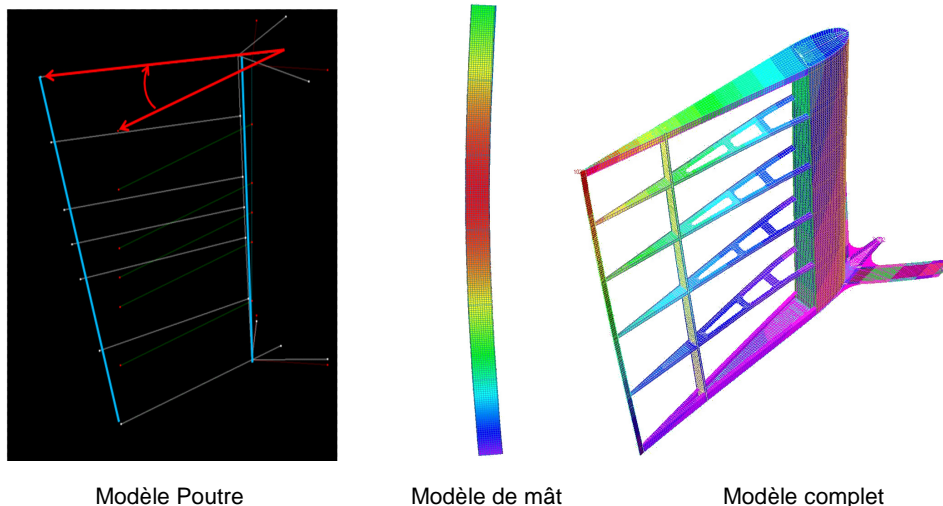


FIG. 4 – Etapes de conception d'un voilet

La conception des volets illustre bien l'utilisation des divers outils. Les critères du cahier des charges sont :

- une flexion du « mât de voilet » modérée sous les chargements aérodynamiques
- une torsion modérée sous les chargements aérodynamiques
- une « souplesse » relative en torsion autorisant une commande d'angle différente entre le haut et le bas du voilet.

Grâce aux modèles poutre, la taille du mât structurel a été définie. Puis les modélisations détaillées Coque Composite ont permis d'une part de confirmer les premiers calculs, mais également d'observer les phénomènes de flambement global et local. Les considérations de déformation et de flambement local ont permis de définir l'épaisseur du sandwich du mât structurel.

Enfin, la sensibilité à la torsion a pu être étudiée de façon exhaustive, diverses orientations de fibres, natures de matériaux ont pu être testées, en gardant toujours à l'esprit l'objectif de masse minimum.

### 3.3 Vérification globale

Une fois la construction bien avancée, nous avons construit un modèle coque composite complet de l'élément principal. En effet, un enjeu important de la conception a été la capacité du bateau à la manœuvre. Ces manœuvres nécessitaient des configurations de gréement différentes des conditions de navigation établies.

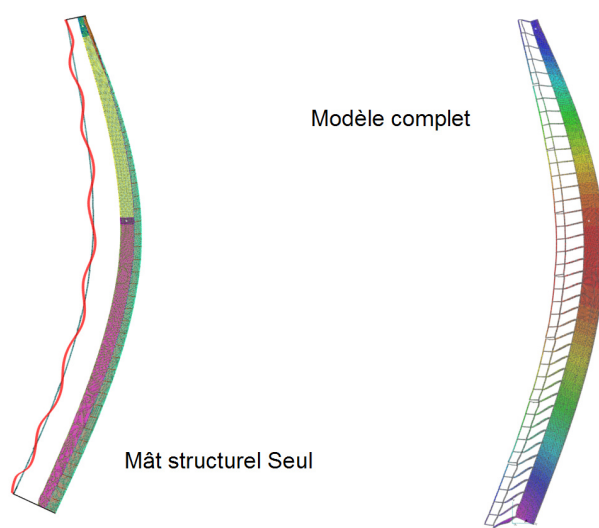


FIG. 5 – Déformation de l'élément principal en flexion

La raideur de l'élément principal provient du mât structurel. Or pour soutenir créer la forme aérodynamique du profil de l'aile, un carénage est nécessaire. Celui-ci est également une structure de carbone en arrière du « mât structurel ». L'enjeu a été de distinguer les raideurs des divers éléments afin d'éviter le flambement du bord de fuite de l'aile.

L'ensemble de la structure supportant le carénage arrière a été simulé, et des solutions mécaniques ont été déterminées pour s'affranchir de ce problème de flambement local.

## 4 Optimisation de masse

Le calcul de la structure globale de l'aile s'est distingué en deux phases. La première a consisté à définir une colonne vertébrale principale qui puisse supporter les efforts aérodynamiques et retransmettre ces efforts à la plateforme. La seconde phase a consisté à développer les supports de l'enveloppe extérieure de l'aile. Une optimisation de cet ensemble s'est avérée cruciale compte tenu de l'enjeu de surface développée, donc de masse.

### 4.1 L'enveloppe extérieure

L'enveloppe extérieure doit permettre à l'aile de conserver sa forme aérodynamique, en effet la sollicitation de ces films est la pression et la dépression respectivement sur l'intrados et l'extrados du profil. La voie choisie a été celle d'une membrane thermo-rétractable.

Sous l'effet de la chaleur, celle-ci se rétracte et se tend ainsi comme une peau de tambour. Plus la pré-tension est importante, plus sont faibles les déformations subies par sollicitation d'un champ de pression. Revers de la médaille, plus le film est pré-tendu, plus les efforts induits sur la structure interne sont importants.

De nombreux tests de films, avec des traitements thermiques différents ont été conduits afin de déterminer le meilleur compromis film / structure interne.

### 4.2 Structure interne

La structure interne est similaire sur l'élément principal et les volets. Il s'agit de retransmettre les efforts aérodynamiques d'une part, et les efforts de pré-tension d'autre part. Ce squelette est ainsi parcouru par un système de nervures constituées de semelles en carbone et de voiles en sandwich.

Ces voiles en sandwich, à l'instar des systèmes de poutres « IPN » sont principalement sollicitées en cisaillement. Dans une optique de gain de masse, l'équipe de conception a bénéficié de l'apport d'ingénieurs BMW pour un calcul d'optimisation topologique de forme.

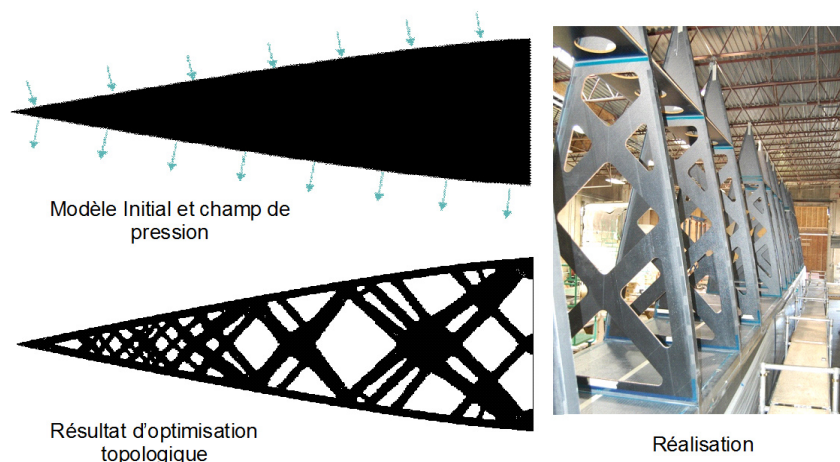


FIG. 6 – Optimisation topologique des nervures

L'utilisation de ces diverses techniques au service de l'optimisation de masse a permis d'aboutir à un aile rigide dont la masse était proche de l'ensemble Mât / Bôme / Grand'Voile qu'elle a remplacé.

## 5 Problématiques de flambement composite

Dans cette partie, nous souhaitons présenter deux cas de flambement composite auxquels nous avons également été confrontés dans le développement de l'aile et pour lesquels le calcul numérique donne des résultats qui ne reflètent pas la réalité :

- Le flambement local de paroi mince composite monolithique
- Le flambement de sandwich composite

### 5.1 Calcul de flambement local sur un tube profilé monolithique

Un des critères de dimensionnement d'un tube monolithique est le flambement local. Le calcul en flambement local consiste à déterminer la contrainte critique de flambement pour un tronçon de mât mis en compression. On utilise pour la modélisation numérique le logiciel NX NASTRAN.

Nous présentons ici les résultats pour le tube profilé de barre de flèche du système de commande de la voile rigide présenté en figure 7.

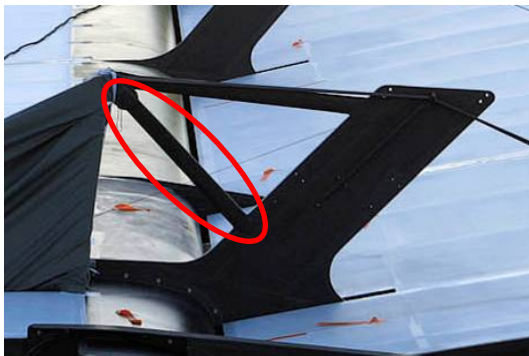


FIG. 7 – Le Tube modélisé

L'échantillonnage de ce tube est constant sur toute la section, l'empilement utilisé étant fortement anisotrope du type  $[\backslash / |||| \backslash /]$ , avec :

- $[\backslash /]$  : pli d'orientation  $\pm 45^\circ$
- $[\parallel]$  : unidirectionnel orienté suivant la direction principale, c'est à dire suivant l'axe du tube

On modélise un tronçon de tube suffisamment grand pour s'affranchir des effets de bords. Les conditions aux limites sont de types bi-appuyé et le tronçon de tube est mis en compression.

Le calcul est un calcul de flambement linéaire, recherche de valeurs propre. Nous recherchons le premier mode propre de flambement local.

#### 5.1.1 Modèle numérique NX NASTRAN « Laminate »

Le modèle NX NASTRAN « Laminate » est un modèle d'empilement composite qui utilise implicitement les modules équivalents de membrane.

Le calcul donne  $\sigma_{cr_{UD}} = -250MPa$  et la forme propre présentée sur la figure 8.

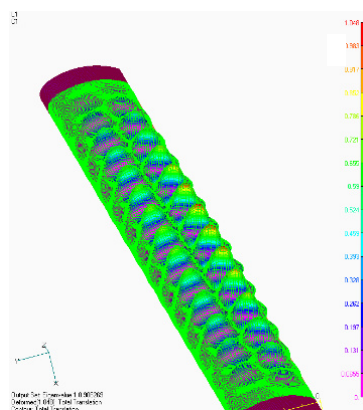


FIG. 8 – Première forme propre de flambement local



Suite à ce résultat, nous pouvons faire deux remarques :

- Le résultat est inférieur aux mesures expérimentales.
- Les formes propres de flambement présentent des ondes de flexion et non de membrane.

### 5.1.2 Modèle numérique « orthotrope »

En accord avec la forme propre, nous rentrons ici les modules équivalents de flexion du matériau, issus de la matrice [D].

Le calcul donne :  $\sigma_{cr_{vd}} = -457 MPa$ , soit un facteur 1.8 par rapport au résultat « laminate ».

Ce résultat est plus réaliste comparé à quelques résultats expérimentaux.

### 5.1.3 Interprétation

Il faut ici rentrer les modules équivalents de flexion ou de membrane en fonction de la forme propre de flambement local, forme qu'on ne peut pas prévoir a priori. C'est le métier de l'ingénieur qui doit « choisir » ses modules. C'est un problème qui reste a priori ouvert.

## 5.2 Calcul de flambement de sandwich composite

Nous présentons ici des résultats comparatifs de flambement d'un panneau sandwich composite. Ce panneau est significatif d'un flanc du mât principal de l'aile. Les résultats sont issus de trois logiciels différents (NX NASTRAN, ABAQUS et NISA 7) et d'une expérimentation.

### 5.2.1 Modélisation et Expérimentation

On s'intéresse à un panneau sandwich dont l'âme est un nid d'abeille Nomex 48kg/m<sup>3</sup>. L'empilement nominal du panneau est  $[\backslash / \text{||||} \backslash / \# \backslash / \text{||||} \backslash /]$ , avec :

- $[\backslash /]$  : pli d'orientation +/-45°
- $[|]$  : unidirectionnel orienté suivant la direction principale
- $[\#]$  : âme Nomex 48kg/m<sup>3</sup> d'épaisseur 8mm.

Le panneau est renforcé au centre par 15  $[|]$  dans chaque peau. Le panneau est mis en compression jusqu'à sa ruine.

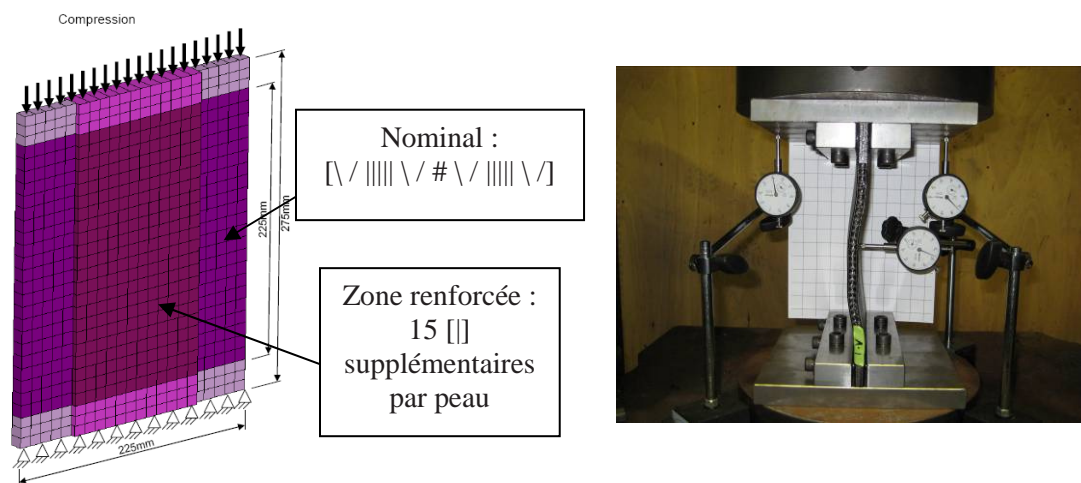


FIG. 9 – Panneau sandwich composite : modélisation et expérimentation.

Le calcul est un calcul de flambement linéaire, recherche de valeurs propre, effectué avec trois logiciels différents : NISA 7, NX NASTRAN, ABAQUS.

### 5.2.2 Résultats et constatations

Les résultats relatifs au premier mode propre de flambement sont présentés sur la figure 10. La figure de gauche est représentative des résultats des modèles numériques NX NASTRAN et ABAQUS ; celle de droite est représentative des résultats expérimentaux et du modèle numérique NISA 7.

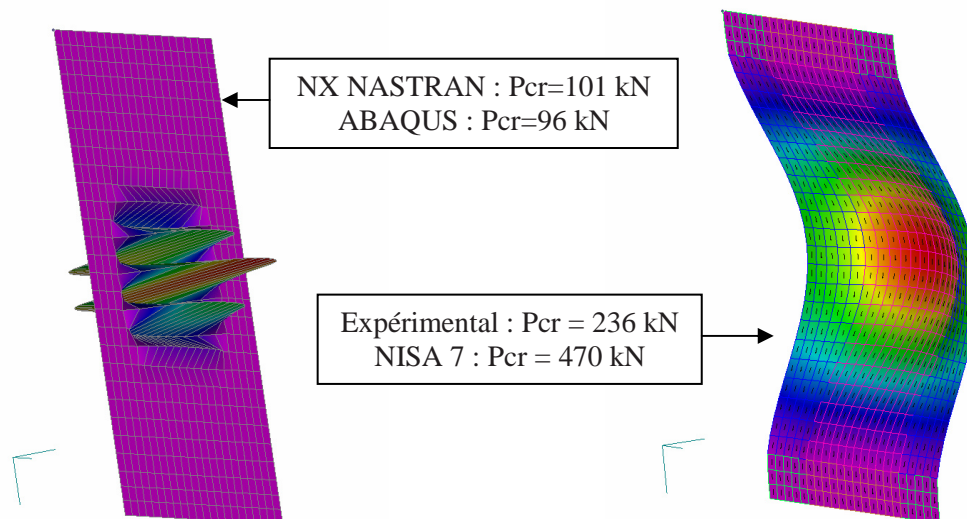


FIG. 10 – Charges critiques Pcr et formes propres associées.

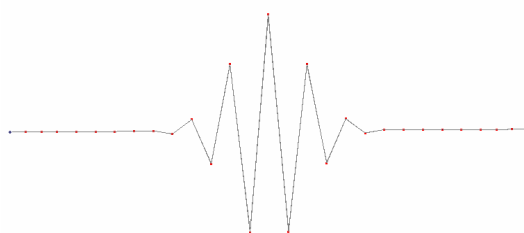


FIG. 11 – Coupe du type des formes propres obtenues par NX NASTRAN et ABAQUS : les points rouges représentent des nœuds consécutifs de la structure

On voit bien sur la figure 11 que les formes propres obtenues par NX NASTRAN et ABAQUS sont difficilement interprétables physiquement. Les formes propres obtenues par NISA 7 et par l'expérimentation sont plus réalistes et équivalentes mais la charge critique expérimentale est 2 fois plus faible que la charge critique calculée numériquement. L'interprétation de ces résultats de calcul de flambement de sandwich composite reste ainsi une question ouverte.

## 6 Conclusions

Nous avons présenté ici notre démarche dans la réalisation du projet de voile rigide du maxi trimaran BMWOracle. Ce projet a été un projet « rapide » - les phases de conception, modélisation et construction étant à réaliser en 6 mois - pour lequel nous avons utilisé des outils classiques de façon pragmatique.

Cette étude a fait ressurgir quelques problèmes de calcul de flambement en matériau composite monolithique et sandwich pour lesquels nous n'avons pas aujourd'hui de solution théorique. Pour ces cas de flambement, nous continuons d'appliquer des méthodes empiriques.