

Rapport soutenance intermédiaire

Configuration aéronautique du Bee-Plane

Client : Xavier Dutertre

Responsable pédagogique : Renaud Mercier

Adrien Agnel

Guillaume Chossière

Florent Lacombe

Yassine Meziani

Steven Rendo-Restrepo

Bee-Plane 

Sommaire

1. Visées du projet

2. État d'avancement et résultats partiels

3. Rappel des objectifs initiaux

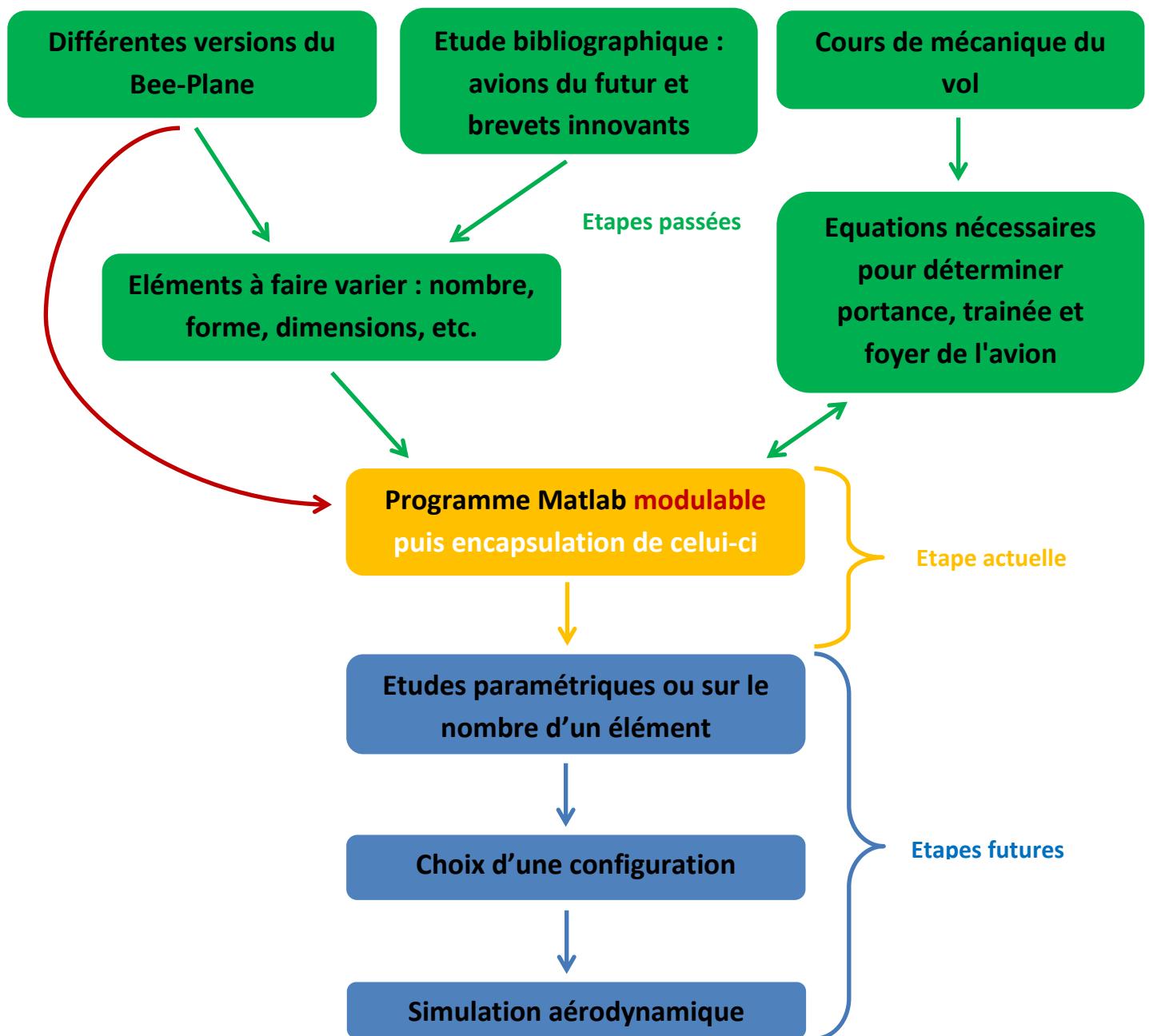
4. Adéquation des résultats présents aux objectifs initiaux

Annexe

Sources

1. Visées du projet

Notre projet consiste en l'étude de la configuration aéronautique du Bee-Plane qui est un avion moyen-courrier à fuselage détachable. Ainsi notre objectif principal est la simulation aérodynamique d'une configuration qui nous aura été donnée ou que nous aurons choisie. Afin de choisir cette configuration, il est nécessaire d'en tester plusieurs qui différeront soit par le nombre d'entités d'un certain élément (le nombre de moteurs ou d'ailes par exemple), soit par le dimensionnement d'un ou plusieurs éléments (empennages, ailes, etc.). Ce dernier point nécessite une étude paramétrique que nous réaliserons grâce à un outil de dimensionnement qui sera constitué de notre programme Matlab encapsulé au sein d'un code informatique (faisant varier les paramètres désirés, le programme Matlab se contentant de donner des résultats de portance, de trainée, de position du foyer, etc.). Il faut également définir les éléments que nous pourrons faire varier (pour cela, nous nous sommes inspirés des nombreuses versions du Bee-Plane et de notre étude bibliographique sur les avions du futur et les brevets innovants).



2. État d'avancement et résultats partiels

Après avoir écrit la première version de notre programme, nous avons commencé par améliorer celui-ci, notamment dans la présentation des résultats. Nous affichons ainsi maintenant la contribution de chaque élément, en terme de portance ou de trainée par exemple, sous forme de diagramme circulaire. Ceci permet de visualiser plus rapidement les éléments fournissant le plus de portance ou responsables de la trainée.

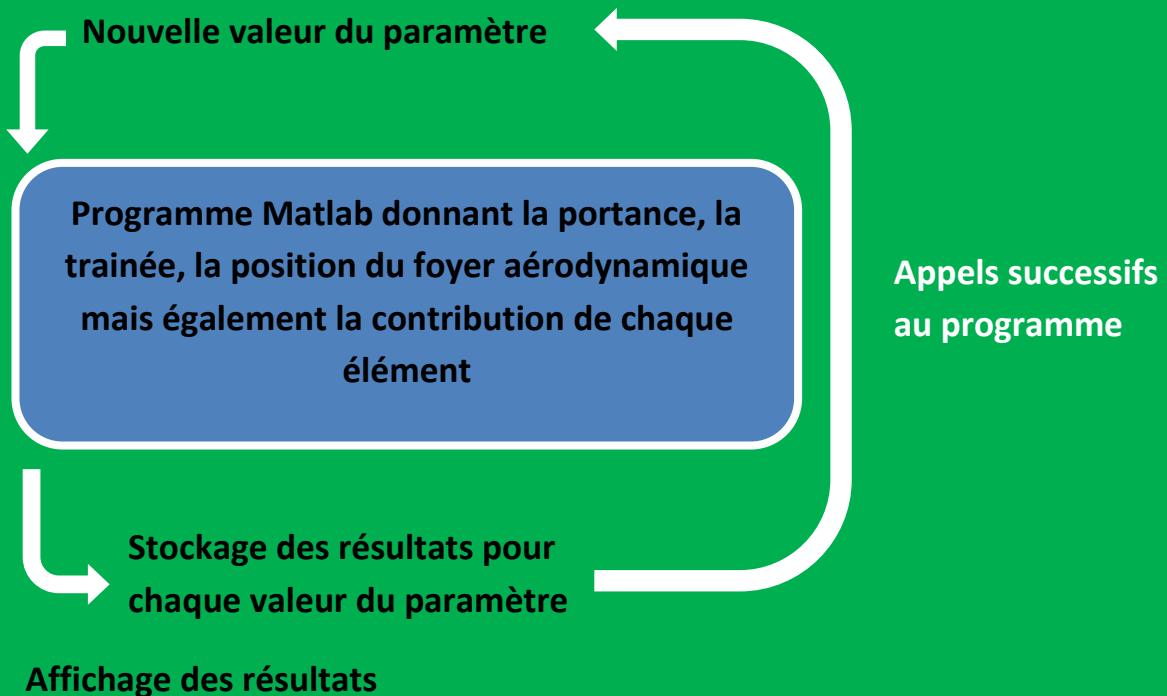
À l'heure actuelle, nous effectuons le passage entre deux étapes de notre projet, nous venons effectivement de terminer deux points importants. D'une part nous avons corrigé le programme Matlab. En effet, après avoir effectué quelques cas tests, nous nous sommes rendu compte de l'incohérence de certains résultats. Par exemple, en augmentant la surface alaire de l'empennage, le foyer aérodynamique global de l'avion s'avancait de l'appareil alors qu'il aurait dû au contraire reculer. Après vérification de nos formules, il s'est avéré que celle qui nous servait à déterminer le foyer global n'était pas correcte. Nous avons donc cherché une formule exacte mais il existe peu de données sur ce point particulier. Après un rendez-vous avec Mr Mercier, notre responsable pédagogique, nous avons pu trouver une solution et le problème est maintenant réglé.

D'autre part et pour ne pas rester bloqués sur le point précédent, nous avons codé l'encapsulation de notre programme Matlab. En effet, ce dernier ne peut en lui-même que déterminer des résultats à partir d'une configuration donnée. Or nous voulons par exemple voir l'évolution de ces résultats en fonction de la corde des ailes, de la longueur du fuselage, etc. C'est cette étape qui constitue l'analyse paramétrique. Nous avons donc intégré notre programme Matlab au sein d'un code (c'est ce que nous nommons l'encapsulation). Au début de ce code, nous définissons quel paramètre va varier et les valeurs qu'il va prendre. Le code se charge ensuite de lancer le programme pour chaque valeur du paramètre et d'afficher la variation des résultats en fonction de la variation du paramètre.

Code d'encapsulation :

À fournir :

- Paramètres à faire varier
- Valeurs prises



Un point important à préciser est le fait que notre programme Matlab n'est pas écrit dans le code d'encapsulation, mais plutôt que ce dernier fait des appels au programme. Ce point nous a semblé nécessaire dans la mesure où nous serons peut-être amenés à écrire de nouveaux codes d'encapsulation (pour faire varier plusieurs paramètres en même temps par exemple) et si l'on s'aperçoit alors d'une erreur dans les résultats fournis ou que nous voulons améliorer notre précision, il n'y aura qu'un seul programme à modifier (et non tous les codes d'encapsulation).

a) Présentation de l'Analyse Paramétrique

L'objectif de cette partie est d'étudier la réponse du comportement de l'avion à la modification de quelques paramètres afin de trouver une configuration structurelle optimale.

Les éléments que nous ferons varier sont :

- La position en abscisse des ailes sur le fuselage
- La position en abscisse du Turbofan
- L'incidence des ailes
- L'angle à la base des ailes

Les moyens d'évaluation, qui nous permettront d'apprécier si une configuration est préférable à une autre sont :

- La marge de stabilité de l'avion : distance entre le foyer aérodynamique et le barycentre divisée par la corde de l'aile principale
- La puissance à fournir pour propulser l'avion par rapport à la puissance disponible
- La finesse de l'avion : rapport des forces de portance et de trainée
- La capacité de la structure à porter plus qu'elle ne pèse

b) Structure de base retenue pour l'étude

En tout, 13 éléments : une paire d'ailes, le basket, le fuselage de la Bee, un double empennage complet (détaillé en 6 éléments) et trois moteurs.

La composition détaillée de la structure est présentée en annexe.

Les dimensions et dispositions retenues pour chaque élément ont été prises sur les documentations disponibles dans la base de données du Wiki.

c) Analyse aérodynamique de la structure par défaut

Les résultats présentés par le programme après son exécution figurent en annexe. Ils montrent la répartition des masses dans l'avion entre les différents éléments, la contribution de chaque élément aux forces aérodynamiques et l'importance relative des éléments dans la formule barycentrique permettant de déterminer le foyer global de l'appareil.

La finesse de l'avion est de 13, les moteurs fournissent suffisamment d'énergie pour propulser l'engin. Cependant, l'avion pèse 30 tonnes de trop et il est instable : l'écart entre le barycentre et le foyer est de -1.14m. De telles valeurs ne sont pas acceptables car elles traduisent l'impossibilité pour l'avion de voler.

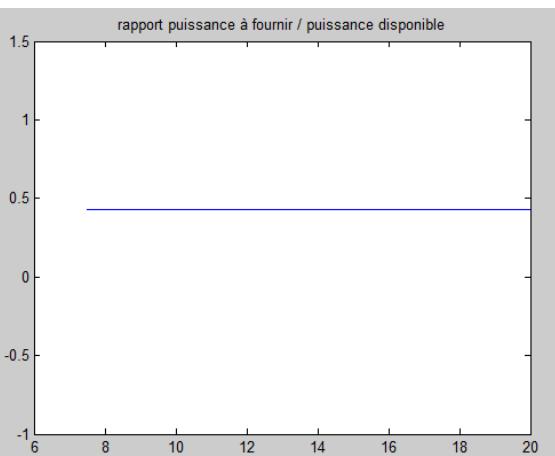
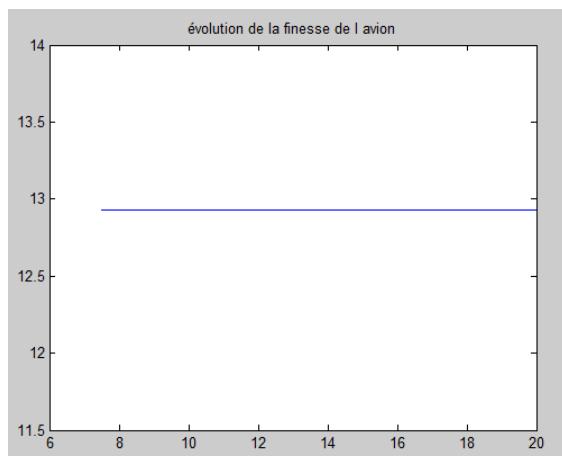
L'analyse paramétrique qui suit doit nous permettre d'apporter des solutions à ces problèmes.

d) Étude de la position des ailes sur le fuselage

Objectif : Déterminer la position des ailes sur le fuselage qui correspond à une marge statique de l'ordre de 20%, ce qui correspond à la marge statique d'un avion de ligne. Par exemple la marge de stabilité du Boeing 747 et de 27%.

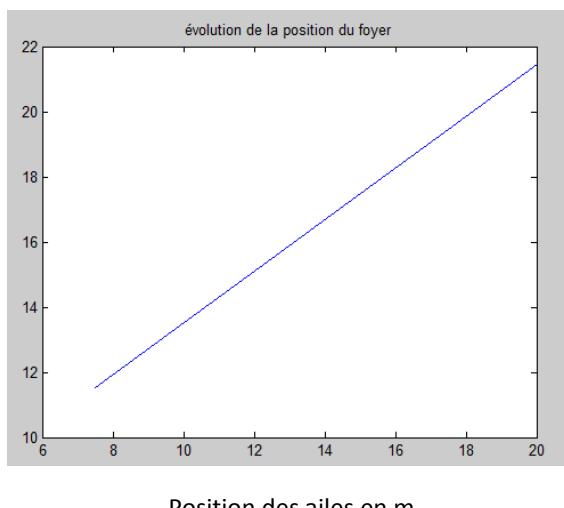
Protocole : On fait varier la position de l'aile le long du fuselage par pas de 2.5m de 7.5 à 20m. On modifie également la position des moteurs en conséquence.

Résultats : Sans surprise, la valeur des forces aérodynamiques n'est pas modifiée. La position du foyer et la marge statique sont bien modifiés.

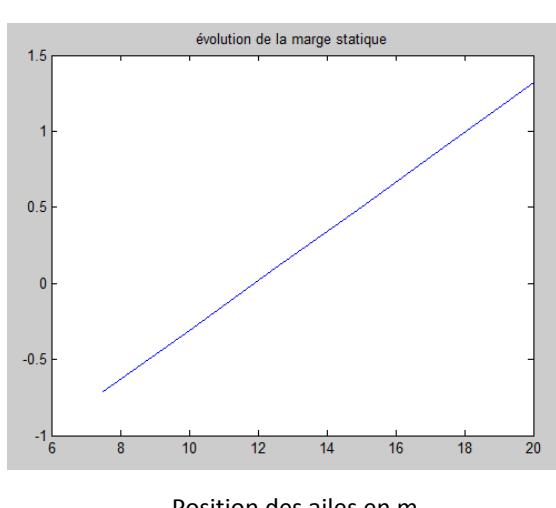


Position des ailes en m

Position des ailes en m



Position des ailes en m

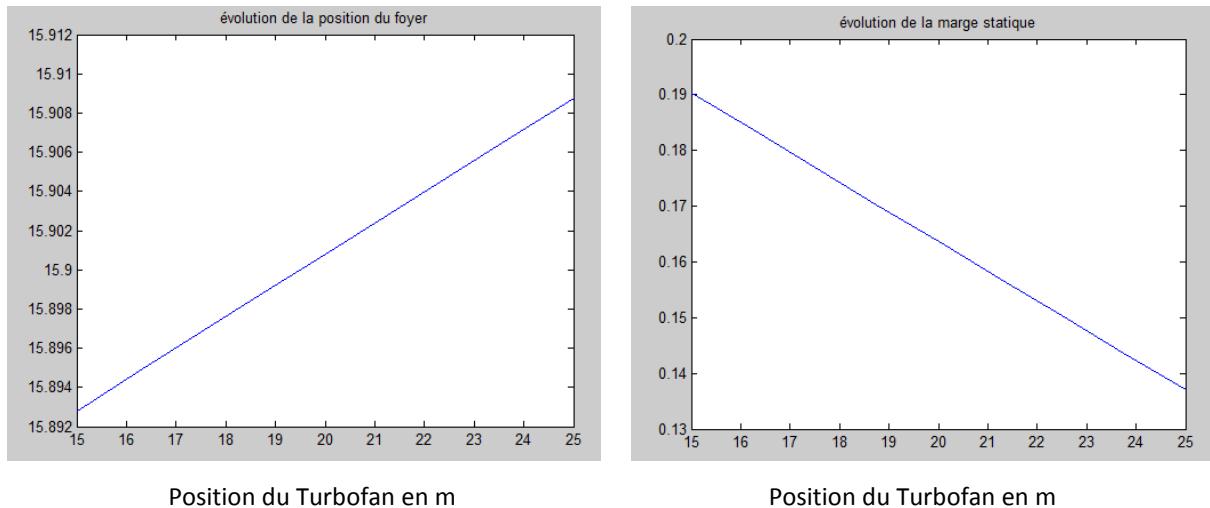


Position des ailes en m

Une position acceptable des ailes est donc aux environs de 13m, la valeur de la marge statique est alors de 18%. Elle est de 27% pour 13.5m, la marge de stabilité est donc fortement affectée par la position des ailes sur le fuselage : elle varie de 10% pour un décalage des ailes de 50cm. Nous retiendrons la valeur de 13m dans la suite de l'étude comme position des ailes sur le fuselage.

e) Influence de la position du Turbofan

Par défaut le Turbofan est placé à 17m du nez de l'avion. Afin d'apprécier la manière dont il intervient dans l'équilibre de l'avion, on fait varier sa position de 15 à 25m par pas de 1.25m.

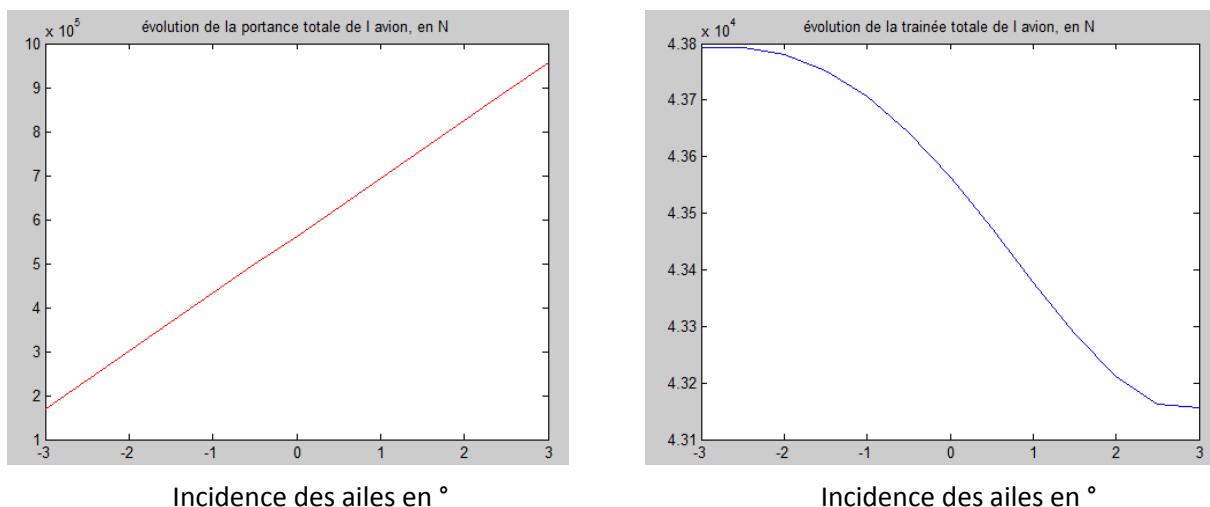


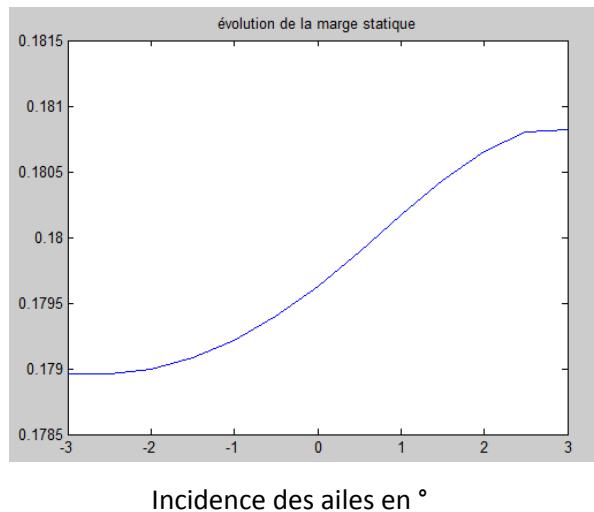
Il est intéressant de remarquer que la position du Turbofan fait relativement peu varier la position du foyer. Cependant, la marge de stabilité varie beaucoup, et diminue. Cela est lié au fait que reculer la Turbofan, qui pèse 1 890 kg, déplace le barycentre global de l'avion vers l'arrière et donc le rapproche du foyer. La position du Turbofan n'est pas non plus critique pour la stabilité de l'avion: même en mettant le Turbofan au niveau de la queue, l'avion resterait stable et il suffirait de jouer légèrement sur la position des ailes pour augmenter la marge de stabilité.

f) Étude de l'incidence des ailes.

D'après le programme, la structure de référence présente un surpoids par rapport à la portance développée par les éléments. En modifiant l'incidence des ailes, on espère pouvoir résoudre ce problème.

On fait varier l'incidence des ailes principales de -3° à 3° par pas de $\frac{1}{2}^\circ$.



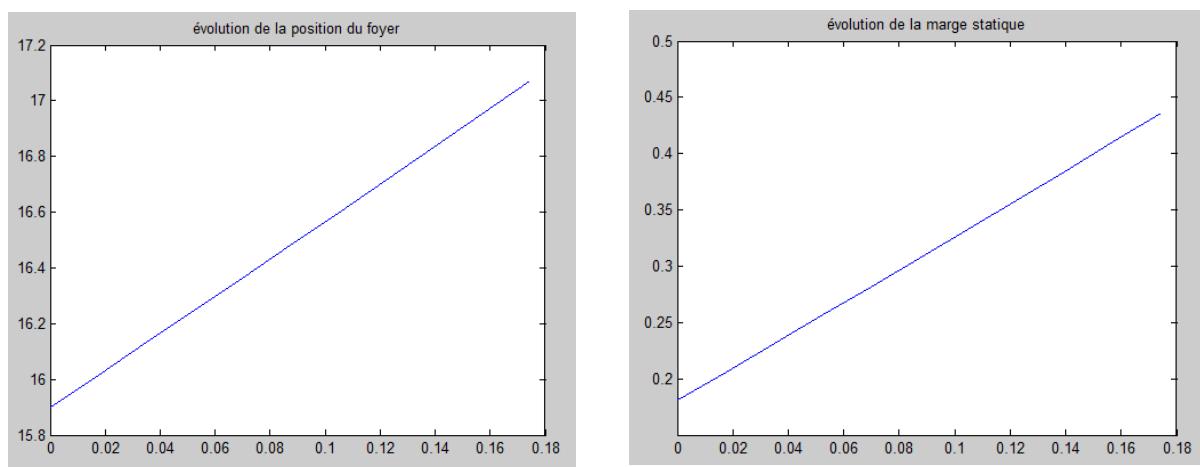


Augmenter l'incidence des ailes permet donc bien d'augmenter la portance et même de réduire la trainée. Cependant, on ne peut pas trop augmenter l'incidence, au risque que l'avion décroche pendant les phases de décollages...

Pour une incidence des ailes de 3° , la capacité de charge du Bee-Plane est alors de 10 tonnes. On retient cette valeur dans la suite de l'étude.

g) Influence de l'angle à la base des ailes

On fait varier cet angle de 0 à 10° par pas de 1° . Il s'agit de l'angle à la base des ailes, pour une valeur de 0° les ailes sont orthogonales à la structure, sinon elles sont effilées vers l'arrière.



Orienter les ailes vers l'arrière revient à déplacer leur foyer et leur centre de masse vers l'arrière. L'évolution de la marge statique est assez importante et mettre un peu d'angle à la base de l'aile semble donc être une bonne solution pour affiner la stabilité de l'avion.

h) Conclusion de l'analyse paramétrique

Cette première analyse paramétrique sert essentiellement à apprécier l'influence de plusieurs paramètres sur le comportement en vol de l'avion. Elle nous a permis d'apporter des modifications à la structure du Bee-Plane servant de références afin d'assurer la stabilité de l'avion, de vérifier qu'il n'est pas trop lourd et de vérifier que les moteurs sont suffisamment puissants.

On peut apprécier l'influence des différents paramètres.

- Le positionnement des ailes le long du fuselage modifie de manière importante la stabilité de l'avion, il s'agit donc d'un paramètre critique. La valeur avec laquelle nous travaillerons suite à cette étude est de 13m.
- L'angle à la base des ailes permet également de contrôler la stabilité de l'appareil, mais de manière plus fine que la position des ailes sur le fuselage. Ce paramètre nous servira donc à ajuster la stabilité après avoir fixé la position des ailes.
- Le positionnement du Turbofan n'est pas critique pour la stabilité de l'avion, un changement de sa position peut être facilement compensé en jouant sur l'angle des ailes par exemple.
- L'incidence des ailes principales permet de contrôler la portance de l'appareil quand il est en vol stationnaire à incidence nulle par rapport à l'air. Il a été nécessaire de modifier cette incidence pour assurer que l'avion puisse voler. L'incidence retenue pour les ailes est d'environ 3°.

Des paramètres supplémentaires pourront être étudiés, comme par exemple le nombre des moteurs et la forme des ailes, avant de proposer une configuration précise à notre client.

3. Rappel des objectifs initiaux

Notre projet s'est inscrit dès son commencement dans une phase amont du développement de l'idée de Xavier Dutertre d'avion à fuselage détachable. Il a par la suite beaucoup fait évoluer cette idée de départ, en partie grâce à des idées issues de discussions avec les différents groupes d'ingénieurs impliqués dans la réalisation du projet (INSA Rouen, ESTACA, IPSA, Centrale), et au fur et à mesure des versions qu'il envisageait, de nouveaux enjeux techniques émergeaient.

Dans ce cadre, nous avons rapidement défini un certain nombre d'objectifs, avec l'aide de notre responsable pédagogique, Renaud Mercier. Nous avons en effet décidé d'élaborer un code de simulation structurelle pour les versions envisagées du Bee-Plane qui permettraient d'écartier les configurations que l'aérodynamique condamne. Il paraissait ensuite naturel d'utiliser cet outil afin d'isoler des configurations de l'avion optimales au regard de la mécanique du vol, ou tout du moins remplissant des critères de stabilité dans les différentes phases de vol que nous pouvions fixer arbitrairement. L'étape suivante dans la liste initiale de nos objectifs consiste à soumettre la configuration ainsi trouvée à notre client puis, dans le meilleur des cas, à conduire une simulation de l'écoulement autour de la structure ou des ailes (dont les caractéristiques seraient également déterminées par l'étude précédente) en phase de vol. L'objectif affiché de notre client de mener une simulation complète de l'appareil avait déjà été revu à la baisse vu la complexité et l'immensité de la tâche.

On peut donc résumer nos objectifs initiaux dans le tableau suivant :

<p>Élaborer un outil décisionnel simple et rapide (objectif à court terme)</p>	<p>Déterminer une configuration optimale à soumettre au client (objectif à moyen terme)</p>
<p>Conduire une simulation du fonctionnement d'une partie de l'appareil (objectif final)</p>	

4. Adéquation des résultats présents aux objectifs initiaux

Le développement du programme Matlab que nous avons eu l'occasion de vous présenter plus tôt dans l'année répond aux critères de simplicité d'utilisation et de rapidité de mise en œuvre évoqués plus haut pour déterminer si un avion dont on fixe les caractéristiques arbitrairement est stable ou non dans les différentes phases de vol. L'utilisateur renseigne en effet les caractéristiques techniques de l'appareil qu'il souhaite soumettre à notre code et le programme rend une réponse et des graphiques de répartition des masses et des efforts en quelques secondes. La validation de ce programme fait l'objet d'un document à part entière; elle est fondée sur l'étude d'un certain nombre de situations aisément concevables (traitement de deux ailes côté à côté par exemple) ainsi que sur des cas tests effectués sur des appareils pour lesquels les données expérimentales étaient disponibles. On renvoie à cette annexe pour plus de précisions, mais cette étape est terminée et l'objectif rempli.

Afin de formuler notre propre proposition de configuration viable pour le Bee-Plane et optimale au regard de nos calculs d'aérodynamique, nous avons à l'heure actuelle encapsulé le code dans un script plus général permettant de faire varier un ou plusieurs paramètres d'intérêt. On renseigne ainsi les paramètres muets (ceux que l'on ne souhaite pas faire varier) ainsi que les paramètres d'intérêt et leur plage de variation (on essaie par exemple le cas d'un avion à une, deux, trois paires d'ailes), et pour chacune des valeurs de la plage de variation correspondante, le programme recalcule les données de stabilité correspondantes et stocke les résultats obtenus, que l'on représente sous forme de diagrammes à l'issue de la procédure. Cette phase est en fin de développement, cependant des difficultés liées à des erreurs dans certains calculs d'aéronautique nous ont conduit à prendre du retard dans l'identification des paramètres dont il était important de voir l'influence lorsqu'ils varient (nombre de moteurs, par exemple). L'ensemble de l'étude paramétrique n'est donc pas terminé, ce qui constitue un manque par rapport à nos objectifs prévisionnels. Nous estimons toutefois que cet objectif n'est pas caduc et on se réfèrera au calendrier figurant dans le présent document pour avoir une estimation du temps restant avant la présentation au client de notre version du Bee-Plane, ou du moins des améliorations structurelles que nous suggérons d'y apporter.

Quant à la simulation aérodynamique d'une aile (la simulation complète nous semble très optimiste à ce stade), nous pensons qu'elle est réalisable et maintenons cet objectif qui constituera, nous l'espérons, une partie de notre livrable final.

En conclusion, nous joignons une version complète de notre planning :

Février

01
Soutenance

22
Rdv RP : cahier des charges pour l'encapsulation

01
Amélioration du programme (ailes trapézoïdales, prise en compte aérodynamique des moteurs, nouvelle formule pour le foyer)

16 23
Amélioration de la présentation des résultats (diagrammes, etc.)

23
Réalisation du code d'encapsulation

01
Réalisations de cas tests pour valider notre programme

Cas test Orion

Cas test plaques

Autres cas tests

Mars

13
Rdv RP : solution pour la formule fausse du programme

13 17
Correction du programme

20 31
Comparaison de configurations

31

Avril

Mai

15

Proposition d'une configuration, redéfinition du cahier des charges

01 15
Détermination des
configurations intéressantes qui
intéressantes serviront de support
qui au reste de l'étude

15

Etude des outils nécessaires à la simulation

30

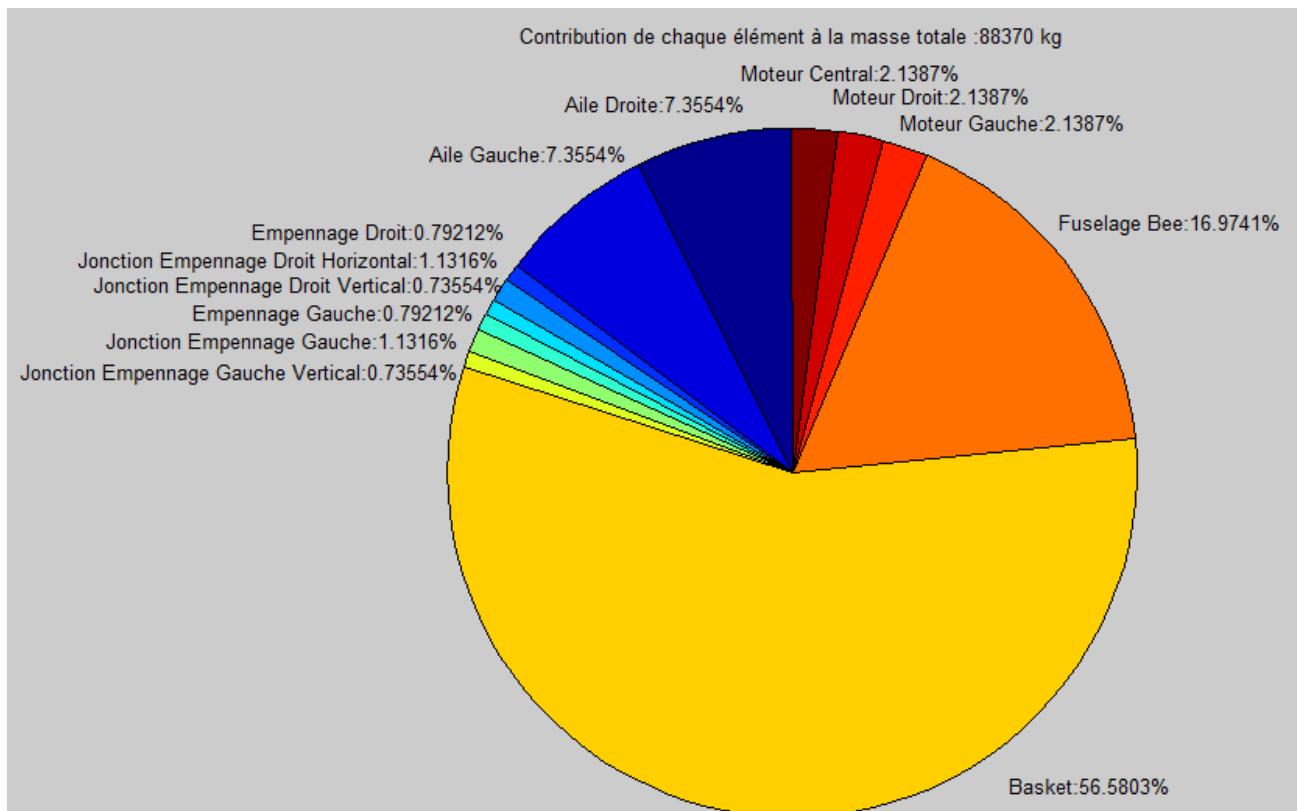
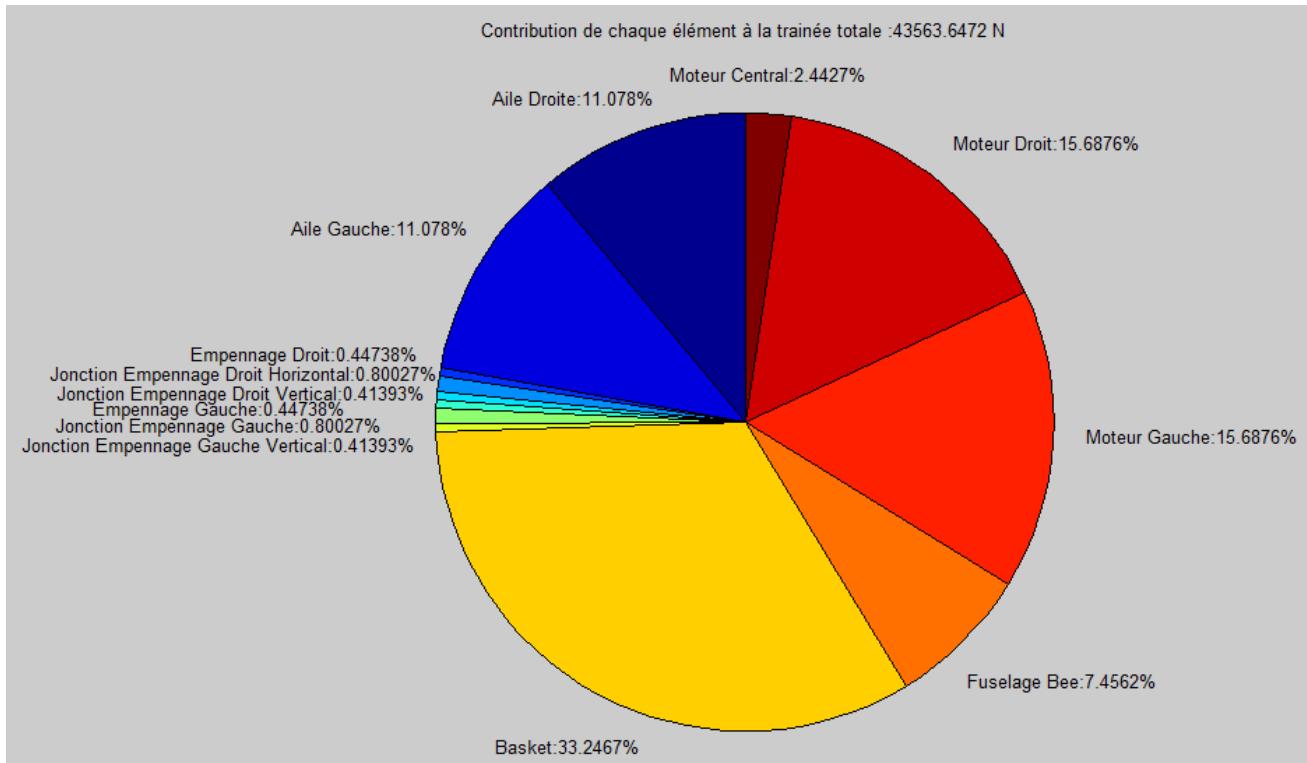
20 10
Début de la modélisation de notre configuration

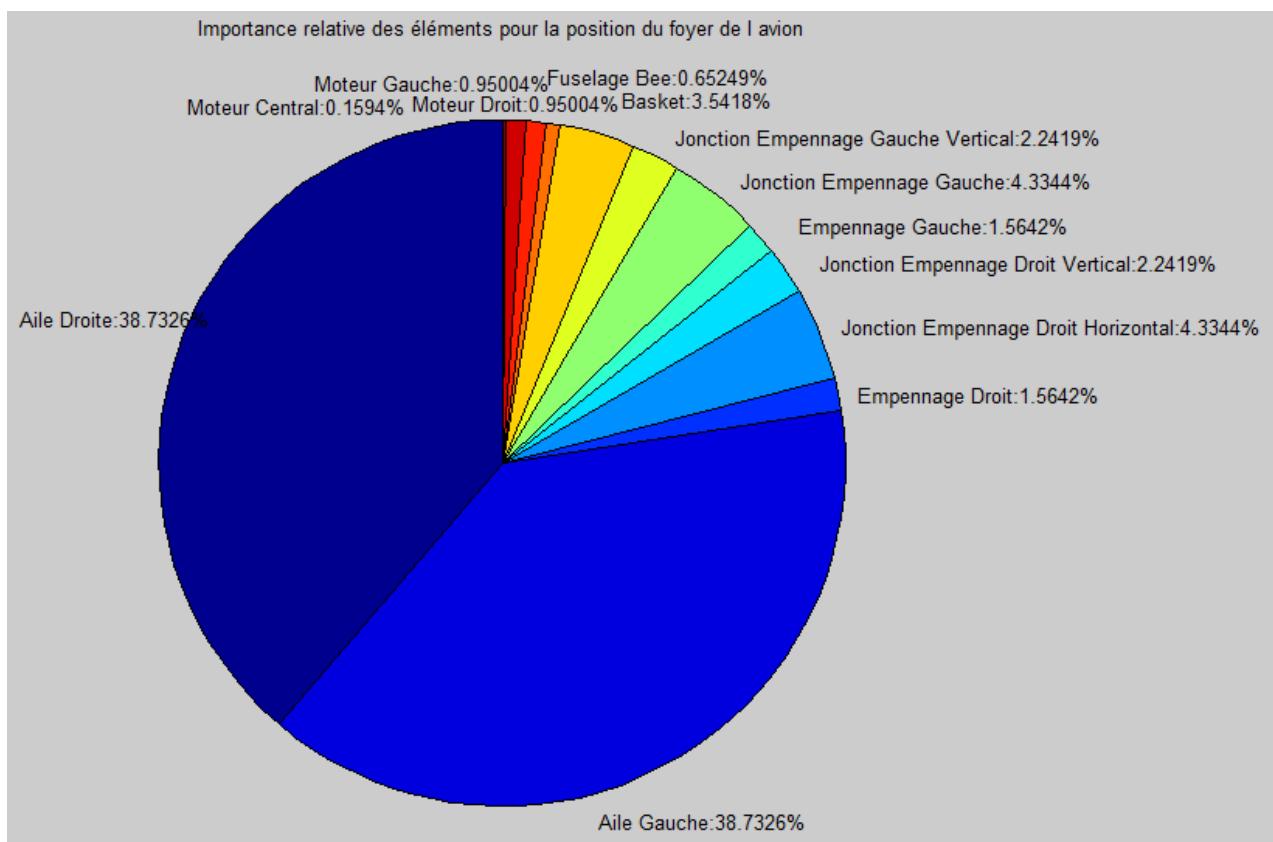
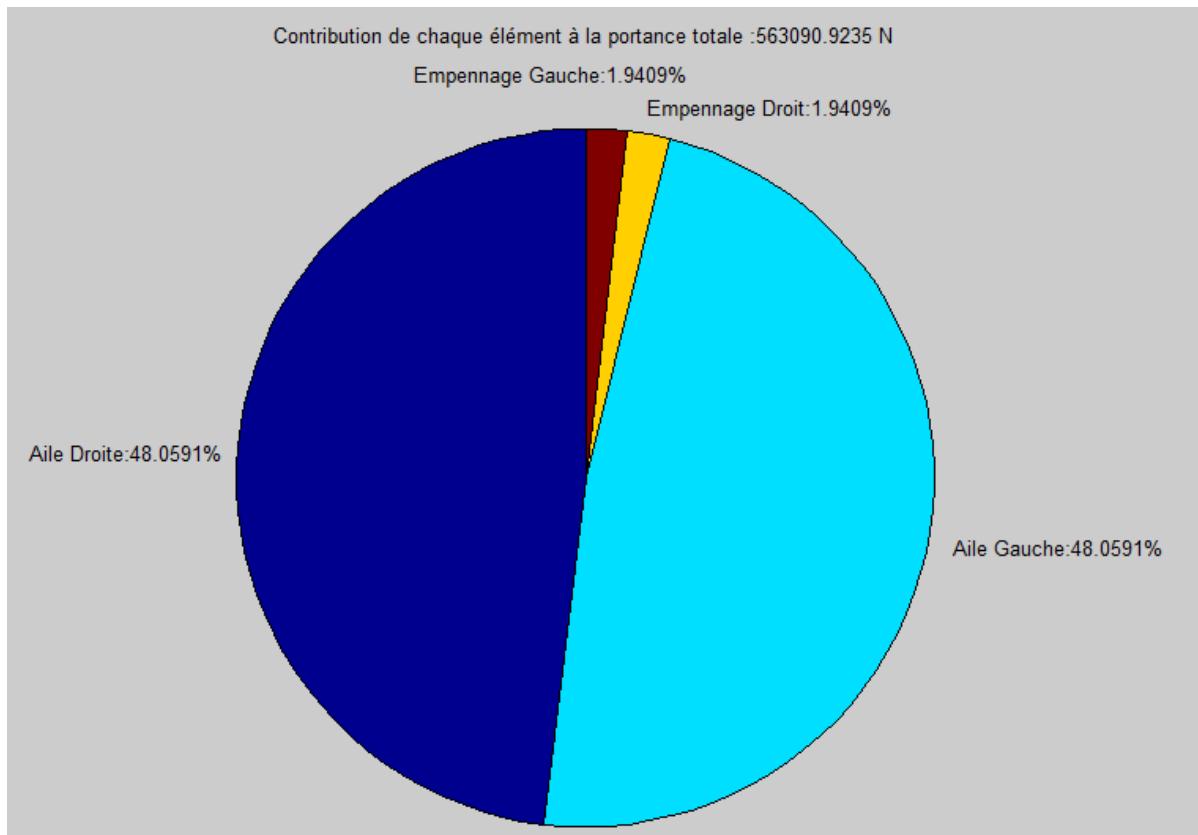
10
Simulation aérodynamique
détailée d'une configuration

Annexe

Analyse aérodynamique de la structure par défaut

L'essentiel des résultats importants est retourné sous forme de graphes :





```
Masse totale de l'avion : 88370 kg

Centrage Avant, Stabilité, marge statique : 0.6672 m
Différence de hauteur entre les deux : 0.0028846 m

Portance totale de l'avion : 563090.9235 N
Trainée totale de l'avion : 563090.9235 N
Composante verticale des forces aérodynamiques (vers le haut) : 563090.9235 N
Poids de l'avion : 866909.7 N
Différence : -303818.7765 N
Capacité de charge : -30970.3136 kg

Poussée nécessaire : 43563.6472 N
Puissance tangentielle : 10368148.0411 W
Puissance fournie par les moteurs : 24000000 W
```

Cas tests utilisés pour la validation du code employé dans l'analyse paramétrique

Cas test pour le foyer aérodynamique Naca : 4415

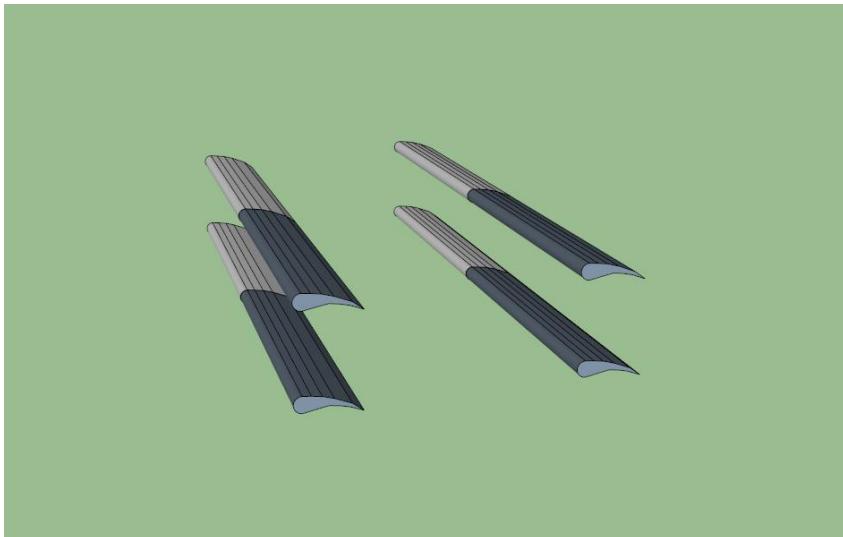
Pour pouvoir valider notre code, nous avons réalisé des cas tests simples. En effet pour des géométries simples et symétriques, il est facile de prévoir la position du foyer aérodynamique. Cette démarche est intéressante car elle nous permet de savoir immédiatement si notre code est erroné et si l'on obtient des résultats aberrants.

Dans tous les cas tests on se place à incidence nulle.

Cas test 1 : 4 ailes dans le même plan



Cas test 2 : 8 ailes formant un cube



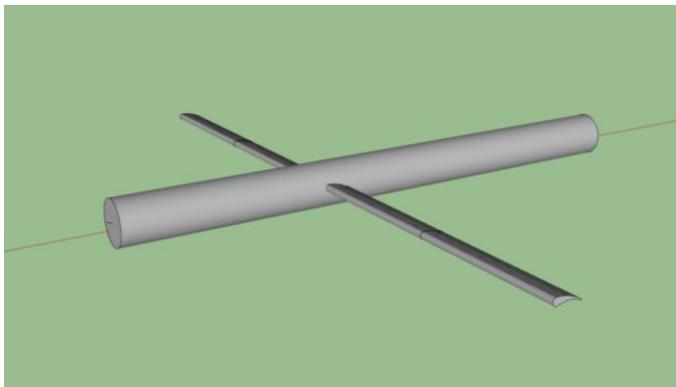
Résultats :

	Cas test 1	Cas test 2
Barycentre (m)	[1.56, 0.11, 0]	[1.56, 0.11, 0]
Position du foyer (m)	[0.92;-1.06e-17; 0]	[0.92; 2.25e-16; 0]
Traînée (N)	9.65e+03	1.93e+04
Portance (N)	5.41e+05	1.08e+06

Comme attendu le barycentre et le foyer se situent à proximité de l'origine du repère. En effet, du fait de la non-symétrie du profil Naca, le barycentre et le foyer ne se situent pas à l'origine. De même, ces cas tests ont été effectués pour une incidence nulle, mais comme le profil Naca n'est pas symétrique, nous avons une portance non nulle. On remarque également que la portance et la traînée augmentent avec le nombre d'ailes, ce qui est cohérent.

Cas test 3 : Un fuselage et deux ailes. Les ailes sont positionnées au milieu du fuselage.

Fuselage de 25m de long.



Résultats :

Comparaison cas test 1 et cas test 3

	Cas test 1	Cas test 3
Barycentre (m)	[1.56, 0.11, 0]	[12.82, 0.023, 0]
Position du foyer (m)	[0.92;-1.06e-17; 0]	[10.48;-5.84; 0]
Traînée (N)	9.65e+03	2.41e+04
Portance (N)	5.41e+05	5.41e+05

On remarque encore que l'on a un bon centrage au niveau du foyer et du barycentre, mais également que le fuselage a une grande influence au niveau de la traînée, ce qui est cohérent. De plus étant à incidence nulle, on sait qu'un cylindre ne porte pas, ce qui s'exprime par le fait que dans les cas tests 1 et 3 nous avons la même portance comme on le voit dans le tableau.

Bilan

Ces essais sont très simples, néanmoins très utiles car ils nous permettent de valider notre code temporairement. En effet ils nous ont permis d'éliminer des erreurs aberrantes. Cependant pour le valider entièrement, nous avons fait un cas test plus complet sur l'Orion.

Structure de référence du Bee-Plane

En tout, 13 éléments : une paire d'ailes, le basket, le fuselage de la Bee, un double empennage complet (détailé en 6 éléments) et trois moteurs.

```

Structure.Element(1).Nom='Aile
Droite'
Structure.Element(1).Type='Aile'
Structure.Element(1).Masse=6500
Structure.Element(1).Incidence=0
%en degrés
Structure.Element(1).Longueur=20
Structure.Element(1).Naca='4415'
Structure.Element(1).GouD='D'
Structure.Element(1).Raccord_Avion
=[10,1.5,0] % en général : la côte
est positive pour une aile gauche,
négative pour une aile droite
Structure.Element(1).Raccord_Eleme
nt=[0,0,0]
Structure.Element(1).Rotation=[0,0
,0];%en radians : [azimut,
assiette, gite]
Structure.Element(1).C_Root=5 ;
Structure.Element(1).Rapport_Bases
=2/5;
Structure.Element(1).Lambda_0=0;
%en radians

Structure.Element(2).Nom='Aile
Gauche';
Structure.Element(2).Type='Aile';
Structure.Element(2).Masse=6500;
Structure.Element(2).Incidence=0;
%en degrés
Structure.Element(2).Longueur=20;
Structure.Element(2).Naca='4415';
Structure.Element(2).GouD='G';
Structure.Element(2).Raccord_Avion
=[10,1.5,0];% en général : la côte
est positive pour une aile gauche,
négative pour une aile droite
Structure.Element(2).Raccord_Eleme
nt=[0,0,0];
Structure.Element(2).Rotation=[0,0
,0];%en radians : [azimut,
assiette, gite]
Structure.Element(2).C_Root=5;
Structure.Element(2).Rapport_Bases
=2/5;
Structure.Element(2).Lambda_0=0;%e
n radians

Structure.Element(3).Nom='Empennag
e Droit';
Structure.Element(3).Type='Aile';
Structure.Element(3).Masse=700;
Structure.Element(3).Incidence=0;
%en degrés
Structure.Element(3).Longueur=3;
Structure.Element(3).Naca='4415';
Structure.Element(3).GouD='D';
Structure.Element(3).Raccord_Avion
=[25,6,-2.6];% en général : la
côte est positive pour une aile
gauche, négative pour une aile
droite
Structure.Element(3).Raccord_Eleme
nt=[0,0,0];
Structure.Element(3).Rotation=[0,0
,0];%en radians : [azimut,
assiette, gite]
Structure.Element(3).C_Root=1 ;
Structure.Element(3).Rapport_Bases
=1;
Structure.Element(3).Lambda_0=0;%e
n radians

Structure.Element(4).Nom='Jonction
Empennage Droit Horizontal';
Structure.Element(4).Type='Aile';
Structure.Element(4).Masse=1000;
Structure.Element(4).Incidence=0;
%en degrés
Structure.Element(4).Longueur=5.8;
Structure.Element(4).Naca='0006';
Structure.Element(4).GouD='D';
Structure.Element(4).Raccord_Avion
=[25,3,0];% en général : la côte
est positive pour une aile gauche,
négative pour une aile droite
Structure.Element(4).Raccord_Eleme
nt=[0,0,0];
Structure.Element(4).Rotation=[0,0
,0];%en radians : [azimut,
assiette, gite]
Structure.Element(4).C_Root=1.5 ;
Structure.Element(4).Rapport_Bases
=1;
Structure.Element(4).Lambda_0=pi/4
;%en radians

Structure.Element(5).Nom='Jonction
Empennage Droit Vertical';
Structure.Element(5).Type='Aile';
Structure.Element(5).Masse=650;
Structure.Element(5).Incidence=0;
%en degrés
Structure.Element(5).Longueur=3;
Structure.Element(5).Naca='0006';
Structure.Element(5).GouD='D';
Structure.Element(5).Raccord_Avion
=[29.1,3,-4.1];% en général : la
côte est positive pour une aile
gauche, négative pour une aile
droite
Structure.Element(5).Raccord_Eleme
nt=[0,0,0];
Structure.Element(5).Rotation=[0,0
,pi/2];%en radians : [azimut,
assiette, gite]
Structure.Element(5).C_Root=1.5 ;
Structure.Element(5).Rapport_Bases
=1;
Structure.Element(5).Lambda_0=0;%e
n radians

```

```

Structure.Element(6).Nom='Empennage Gauche';
Structure.Element(6).Type='Aile';
Structure.Element(6).Masse=700;
Structure.Element(6).Incidence=0;
%en degrés
Structure.Element(6).Longueur=3;
Structure.Element(6).Naca='4415';
Structure.Element(6).GouD='G';
Structure.Element(6).Raccord_Avion =[29.1,6,2.6];% en général : la côte est positive pour une aile gauche, négative pour une aile droite
Structure.Element(6).Raccord_Element=[0,0,0];
Structure.Element(6).Rotation=[0,0,0];%en radians : [azimut, assiette, gite]
Structure.Element(6).C_Root=1 ;
Structure.Element(6).Rapport_Bases =1;
Structure.Element(6).Lambda_0=0;%en radians

Structure.Element(7).Nom='Jonction Empennage Gauche';
Structure.Element(7).Type='Aile';
Structure.Element(7).Masse=1000;
Structure.Element(7).Incidence=0;
%en degrés
Structure.Element(7).Longueur=5.8;
Structure.Element(7).Naca='0006';
Structure.Element(7).GouD='G';
Structure.Element(7).Raccord_Avion =[25,3,0];% en général : la côte est positive pour une aile gauche, négative pour une aile droite
Structure.Element(7).Raccord_Element=[0,0,0];
Structure.Element(7).Rotation=[0,0,0];%en radians : [azimut, assiette, gite]
Structure.Element(7).C_Root=1.5 ;
Structure.Element(7).Rapport_Bases =1;
Structure.Element(7).Lambda_0=pi/4;%en radians

Structure.Element(8).Nom='Jonction Empennage Gauche Vertical';
Structure.Element(8).Type='Aile';
Structure.Element(8).Masse=650;
Structure.Element(8).Incidence=0;
%en degrés
Structure.Element(8).Longueur=3;
Structure.Element(8).Naca='0006';
Structure.Element(8).GouD='G';
Structure.Element(8).Raccord_Avion =[29.1,3,4.1];% en général : la côte est positive pour une aile gauche, négative pour une aile droite
Structure.Element(8).Raccord_Element=[0,0,0];
Structure.Element(8).Rotation=[0,0,pi/2];%en radians : [azimut, assiette, gite]
Structure.Element(8).C_Root=1.5 ;
Structure.Element(8).Rapport_Bases =1;
Structure.Element(8).Lambda_0=0;%en radians

Structure.Element(9).Nom='Basket';
Structure.Element(9).Type='Fuselage';
Structure.Element(9).Masse=50000;
Structure.Element(9).Raccord_Avion =[0,0,0];
Structure.Element(9).Raccord_Element=[0,0,0];
Structure.Element(9).Rotation=[0,0,0];
Structure.Element(9).Barycentre=[12.5,0,0];
Structure.Element(9).Hauteur_Cylindre_Principal=25;
Structure.Element(9).Forme_Base_Cylindre='Elliptique';
Structure.Element(9).Longueur_Caracteristique_Base_1=3.5;
Structure.Element(9).Longueur_Caracteristique_Base_2=1.5;

Structure.Element(10).Nom='Fuselage Bee';
Structure.Element(10).Type='Fuselage';
Structure.Element(10).Masse=15000;
Structure.Element(10).Raccord_Avion =[5,3.7,0];
Structure.Element(10).Raccord_Element=[0,0,0];
Structure.Element(10).Rotation=[0,0,0];
Structure.Element(10).Barycentre=[15.5,3.75,0];
Structure.Element(10).Hauteur_Cylindre_Principal=21;
Structure.Element(10).Forme_Base_Cylindre='Elliptique';
Structure.Element(10).Longueur_Caracteristique_Base_1=1;
Structure.Element(10).Longueur_Caracteristique_Base_2=.7;

Structure.Element(11).Nom='Moteur Gauche';
Structure.Element(11).Type='Moteur';

```

```

Structure.Element(11).Masse=1890;
Structure.Element(11).Raccord_Avio
n=[10,1.5,-7.5];
Structure.Element(11).Raccord_Elem
ent=[0,0.9,0];
Structure.Element(11).Rotation=[0,
0,0];
Structure.Element(11).Hauteur=3.5;
Structure.Element(11).Rayon=0.9;
Structure.Element(11).Barycentre=[1.5,0,0];

Structure.Element(12).Nom='Moteur
Droit';
Structure.Element(12).Type='Moteur
';
Structure.Element(12).Masse=1890;
Structure.Element(12).Raccord_Avio
n=[10,1.5,7.5];
Structure.Element(12).Raccord_Elem
ent=[0,0.9,0];
Structure.Element(12).Rotation=[0,
0,0];
Structure.Element(12).Hauteur=3.5;
Structure.Element(12).Rayon=0.9;
Structure.Element(12).Barycentre=[1.5,0,0];

Structure.Element(13).Nom='Moteur
Central';
Structure.Element(13).Type='Moteur
';
Structure.Element(13).Masse=1890;
Structure.Element(13).Raccord_Avio
n=[17,3,0];
Structure.Element(13).Raccord_Elem
ent=[0,0.9,0];
Structure.Element(13).Rotation=[0,
0,0];
Structure.Element(13).Hauteur=3;
Structure.Element(13).Rayon=0.5;
Structure.Element(13).Barycentre=[1.5,0,0];

% Moteurs
Moteurs.Element(1).nom='Moteur
Droit';
Moteurs.Element(1).Type='TP400';
Moteurs.Element(1).Puissance=8*10.
^6% en W

Moteurs.Element(2).nom='Moteur
Gauche';
Moteurs.Element(2).Type='TP400';
Moteurs.Element(2).Puissance=8*10.
^6% en W

Moteurs.Element(3).nom='Moteur
Central';
Moteurs.Element(3).Type='TP400'
Moteurs.Element(3).Puissance=8*10.
^6% en W

% Point de vol (Mach, altitude,
incidence)
Atmosphere.Altitude=12000;
Atmosphere.Vitesse=238;
Atmosphere.Incidence=0;
Atmosphere.Angle_d_Attaque=0;

```

Sources

INTRODUCTION TO AERONAUTICS : A DESIGN PERSPECTIVE, Chapter 6 : Stability And Control,
BRANDT S.

Wiki du projet Bee-Plane : http://copyright-x.hd.free.fr/MediaWiki/index.php/Bee-Plane_TRL_1_Year_2012