

AER1110 – PROJET INITIAL EN GÉNIE AÉROSPATIAL

SOUFFLERIE POUR ÉTUDIANTS

DE SECONDAIRE 4 et 5

Rapport technique 3 sur la fabrication de la configuration
retenue pour mesurer la portance et le choix de profil

Présenté à

Jean-Paul Lemarquis, ing.

Patrice Rémy, ing.

Par

L'équipe 1

Antoine Bérard, 1693822

Maxim Derasp, 1587958

Christian Kouatchou-Tchome, 1684337

Jacob Mahfoud, 1617568

Olivier Nadeau, 1684888

Vincent Proulx-Cabana, 1688411

Nicholas Toupin, 1690468

ÉCOLE POLYTECHNIQUE DE MONTRÉAL

Le 8 avril 2014

Troisième étude de cas

La troisième étude cas, étape finale du projet, est celle où nous concrétisons nos études et nos recherches pour obtenir une soufflerie fonctionnelle qu'on pourrait vendre au client. Avant cette étape, les besoins du client, les caractéristiques d'ingénieries, les fonctions et les solutions ont été déterminés et regroupés dans deux maisons de la qualité. Le mandat de notre équipe pour cette dernière étape est de concrétiser la configuration à laquelle nous avons abouti. Ce rapport montre les études se tenant derrière la conception de notre système de mesure et profil d'aile.

LA CONCEPTION

Les besoins du client et autres données essentielles ont été recherchés et analysés. Suite à deux maisons de qualité, et la détermination de la configuration finale, nous devons, dans cette étape, concrétiser notre configuration finale. Nous avons procédé à l'étude des forces subies par le système pour déterminer les appuis et les composantes nécessaires pour rendre notre mesure adéquate. Ensuite, nous avons procédé au choix des matériaux les plus légers, mais qui peuvent résister aux forces subies. Enfin, nous avons fait la construction, selon des plans et des méthodes prédéterminées.

LA COMPÉTITION ET LE TRAVAIL EN COMPAGNIE

Néanmoins, faisant partie d'une compétition où il faut obtenir la meilleure portance, notre but est de réaliser les recherches, études et calculs nécessaires afin de concevoir et construire un système de mesure de portance adéquat ainsi qu'un profil d'aile qui puisse générer un maximum de portance.

Durant cette étape, notre équipe se trouve combinée avec d'autres équipes travaillant chacune sur la structure et la génération du flux d'air. La performance de notre système de mesure est ainsi contrainte par le travail des autres équipes, étant donné que la portance dépend de plusieurs caractéristiques reliées au flux d'air et à la structure.

CONCLUSION

À la fin du travail, nous avons remarqué que la communication à l'intérieur et entre les équipes est une nécessité à la réussite du travail. Nous avons de même pu évaluer l'influence que chaque équipe a eue sur l'autre en termes d'avancement des recherches et des prises de décisions. Les interactions intracompagnie sont des interactions normales et essentielles à l'avancement du travail.

MOTS-CLÉS : Soufflerie ; Système de mesure ; Profil d'aile ; Configuration finale ; Étude des forces ; Matériaux ; Construction ; Compétition ; Compagnie ; Communication

Third case study

Our project consists of building a wind tunnel for late secondary students to help them understand basic physics laws and simple principles applied on flying vehicles. In this paper, we will explain the details of the third case study, final stage of our work.

DESIGN

Before arriving to this third case study, we trespassed two first major checkpoints that helped us prepare for our last stage and understand our targets and goals. In these two first steps, we studied the client's needs and the engineering characteristics assigned to each need, placing the information in the house of quality 1. The second house of quality contained functions that we analysed and attributed to each characteristic. Then, we deduced solutions that we combined to form configurations. At the end of the second stage, we've determined our final configuration, mapping the concept that we built during this final stage.

TEAM WORK AND THE COMPETITION

In this step, our team joined two different teams that worked on other aspects of a wind tunnel, such as the wind flow and the tunnel structure. Communication between the teams was essential to the advancement of the work and the accomplishment of our tasks. Our work was necessarily influenced by other teams, since we compromised some of the aspects of our product to be in harmony with the entire body of the wind tunnel.

Technically, on one hand, we have conceived adequate equipment that measures the lift generated by our airfoil, by evaluating the internal and external efforts that our system would undergo when the wind tunnel is functional. On the other hand, and since we are part of a competition, we conceived an airfoil that would provide us with the highest lift possible.

CONCLUSION

To put it in a nutshell, we faced a variety of challenges during our work in this final stage. These challenges concerned the technical and scientific level where we would have had to design the best product to win the competition. On another level, we faced challenges with the communication with other teams, while doing a certain number of mutual compromises in order to make a functional wind tunnel and accomplish our assigned tasks. This project brought us a broad and basic perspective of the engineering work in professional domains and environments, initiating us to the labor market.

Table des matières

1. RÉALISATION - SYSTÈME DE MESURE ET COMPOSANTS.....	2
1.1 Sommaire des requis conceptuels et techniques associé au système de mesure.....	2
1.2 Système de changement d'angle	4
1.3 Matériaux utilisés pour le système de mesure de portance.....	5
2. RÉALISATION-SOUS-SYSTÈME ET COMPOSANTS	9
2.1 Sommaire des requis conceptuels et techniques associés au sous-système	9
2.2 Supposition, hypothèses de départ et interprétation	17
2.3 Calculs, choix et justifications	17
3. FABRICATION ET ESSAIS.....	23
3.1 Sous-ensemble artisanal réalisé et système de mesure de portance	23
3.2 Interfaçage avec les autres sous-systèmes	27
3.3 Sensibilité du système de mesure réalisé.....	28
4. COMPLÉMENT DU RAPPORT FINAL DE LA TROISIÈME ÉTUDE DE CAS.....	30
FACTURE	48

INTRODUCTION

La soufflerie, notre produit concret final, est un outil essentiel pour les élèves de fin de secondaire pour visualiser le flux d'air passant par un profil d'aile, permettant ainsi d'observer l'interaction de ce dernier avec son environnement. Le mandat de notre compagnie pour cette dernière étape est de produire une soufflerie qui puisse satisfaire le plus possible aux besoins du client, tout en se basant sur nos études sur les caractéristiques, fonctions et solutions obtenues auparavant.

Étant donné que nous sommes responsables de la mesure de la portance, notre défi est de concevoir un système de mesure efficace et adéquat, tout en construisant un profil d'aile qui puisse subir un maximum de portance. Cependant, de nombreuses contraintes limitent notre travail : nous devons construire un système à partir d'éléments simples (plaque de bois, plexiglas, balances de cuisine) ainsi qu'à partir de matériaux communs (bois, métal, plastique, styromousse). De même, il faut adapter notre système au modèle de la compagnie. Il faut donc mener une étude concise sur les forces internes et externes subies par notre système, collaborer continuellement avec les autres équipes et faire de nombreux compromis.

L'approche à cette problématique s'est basée essentiellement sur la réalisation de plusieurs DCL de notre système de mesure, afin de visualiser les forces appliquées et les efforts. L'approche inclut, de même, une recherche sur les différents profils d'ailes et l'effet de la variation de leurs paramètres afin d'optimiser la portance subie.

Enfin dans ce rapport nous allons faire le sommaire des requis conceptuels et techniques dans un premier temps, avant de montrer les analyses des efforts internes et externes dans un deuxième temps. Dans un troisième temps, nous allons nous pencher vers la réalisation du système (profil et mesure) pour expliciter, dans un quatrième temps, les étapes de fabrication et d'essais.

1. RÉALISATION - SYSTÈME DE MESURE ET COMPOSANTS

1.1 Sommaire des requis conceptuels et techniques associé au système de mesure

Le système de mesure de la portance peut être séparé en trois parties démontables soit :

- Les balances
- La structure de soutien
- Le profil d'aile

Premièrement, au sein du système de mesure de portance, un seul type d'instrument est utilisé, soit la balance numérique de cuisine. (Voir Fig.1) Cet appareil est fort simple d'utilisation et affiche en temps réel les données requises. Dans le but de mesurer la portance d'un profil d'aile, deux balances de cuisine sont intégrées au montage.

Les particularités de ce type de balances sont :

- Son faible coût, moins de 30.00\$
- Sa disponibilité dans plusieurs magasins comme Canadian Tire ou tout autre magasin spécialisé dans la vente d'instrument de cuisine
- L'affichage de mesure autant dans le positif que le négatif, un élément essentiel pour notre système.



Fig.1 - Balance de cuisine

Le modèle de balance choisi est la Starfrit numérique de 5kg. Cette balance possède un plateau surélevé qui permet de fixer plus simplement un objet, comme une patte dans notre cas, en utilisant des pinces ou un fil d'acier, car le dessous du plateau est accessible.

Le choix d'opter pour deux balances vient du fait que la portance n'est pas la seule force qui agit sur le profil d'aile et par le fait même, sur les balances. La trainée vient elle aussi créer une force sur le profil ce qui provoque un moment à la base où se situent les instruments de mesure.

Par contre, si les deux balances sont placées côte à côte sous la veine d'essai, de façon à ce que la direction du flux d'air soit perpendiculaire à la position des écrans d'affichage, le moment

engendré par la trainée peut être éliminé par calcul. On obtient alors la mesure de la portance à l'aide des résultats des deux balances, soit l'objectif premier de notre système.

Par contre, une répercussion d'utiliser ce type de balance est dû au fait qu'une valeur limite ne peut pas être dépassée sans quoi un message d'erreur est affiché. Il a donc fallu s'assurer que les forces mesurées sur les balances, provoquées par la portance et la trainée du profil d'aile, n'excèdent pas la limite des balances. Il faut aussi prendre en considération le poids des composantes du système de mesure de portance, car la somme des forces mesurées et du poids des pièces doivent être inférieurs à 5kg. Ainsi, la légèreté des composants n'est pas à négliger lors de la conception et la fabrication de cette soufflerie.

Mais encore, si d'un côté le poids des composantes est à réduire afin de respecter les mesures permises avec les balances, l'ensemble du montage doit, lorsque de la portance générée par le profil, rester en place sans se déplacer ou se soulever. Il est essentiel que le montage reste fixé aux balances sinon aucune mesure de la portance n'est faite. Deux options nous sont parvenues :

- Mettre un poids sur la base du système pour l'empêcher de se soulever
- Fixer les pattes du système sur le plateau des balances

La structure de soutien fait référence aux composantes qui relient les balances au profil d'aile (voir le dessin 4 à 11, Annexe I). Cet ensemble est divisé en plusieurs pièces décrites dans le tableau suivant :

Tableau 1 : Éléments de la structure du système de mesure

Pièces	Fonctions
Les pattes	Appliquer les forces au centre des deux balances.
La plaque de soutien	Permet de relier les deux pattes sur les deux balances et d'y fixer les blocs soutien en T
Les blocs de soutien en T	Permet aux plaques latérales d'être fixées perpendiculairement à la plaque de soutien
Les plaques latérales	Relier le profil d'aile situé dans la zone d'essai aux balances sous la soufflerie
Les tubes mâles et femelles	Permettre le changement de l'angle et le maintien du profil d'aile. Les tubes sont filetés et permettent d'être vissés de chaque côté des plaques latérales

Les goupilles	Bloquer la rotation du profil d'aile à un angle choisit
Les supports du profil d'aile	Relier le profil à la structure du système. Ils sont faits d'un goujon et d'une plaque mince qui viennent s'insérer dans le profil d'aile.
Les boulons de serrage	Fixer les blocs en «T» à la plaque de soutien et aux plaques latérales

Toutes ces pièces sont assemblées en trois morceaux, soit les pattes, la plaque de soutien et les blocs de soutien en T qui forment la base, les plaques latérales et les tubes qui forment le soutien du profil et pour finir les supports du profil d'aile et les goupilles qui forment la liaison entre le profil et la structure.

Le fait que la structure ne soit pas qu'un bloc indémontable permet, une fois la soufflerie installée, de venir facilement changer le profil d'aile ou retirer une composante si elle est abimée. Aussi, au moment du transport, le système est moins volumineux, car le tout est démontable les pièces peuvent venir se serrer les unes sur les autres.

1.2 Système de changement d'angle

Une particularité du système est qu'il permet de positionner le profil d'aile à plusieurs angles différents. Ce principe est primordial, car un aspect très important lors de l'utilisation de la soufflerie est la fonction permettant de venir changer l'angle du profil d'aile afin de constater l'importance de l'angle d'attaque d'une aile d'avion. Afin de permettre cette versatilité des expériences produites, un système fort simple est utilisé. Ce système est composé de trois pièces essentielles, soit un tube, un goujon ainsi qu'une goupille (voir Fig.2 et Fig.3).



Fig.2- Tube et goupille



Fig. 2 – Goujon et plaque de soutien de profil

Le principe est le suivant : le tube de plastique mâle est inséré dans un trou du support latéral et le tube femelle vient se visser à l'autre extrémité pour fixer les tubes en place. Le trou où sont enfilés les tubes est fait afin que son axe soit à la hauteur du profil d'aile. Le tube mâle est percé perpendiculairement à son axe de part et d'autre de son diamètre. Les trous sont percés sur le contour à des angles précis. Ces angles sont donc ceux définis par les angles d'utilisation et permettent d'offrir une portance maximale au profil d'aile choisi.

Un goujon de bois et une plaque mince (voir fig.3) formant le support du profil d'aile sont fixés dans l'aile, grâce à une poche épousant la forme de cette pièce, à une de ces extrémités. L'autre bout du support du profil d'aile, lui aussi percé à travers tout son diamètre, vient s'insérer à l'intérieur du tube de plastique.

Lorsque l'axe d'un des trous du tube et l'axe du trou du goujon sont alignés, une goupille vient alors empêcher la rotation du goujon dans le tube en traversant les deux pièces simultanément (voir Fig.4). Comme la rotation du goujon dans le tube n'est plus possible, le profil ne peut plus bouger, car le même goujon est encastré dans le corps du profil.

Ainsi, le changement de l'angle d'attaque de l'aile se fait en retirant la goupille, basculant le profil à un angle disponible sur le tube puis en venant remettre la goupille à sa position initiale.



Fig.4 – Emboîtement du tube et de la goupille

1.3 Matériaux utilisés pour le système de mesure de portance

Les principaux matériaux utilisés sont de matériaux facilement accessible et relativement peu dispendieux, des critères importants, car c'est l'une des exigences de nos clients. Alors, pour le système de mesure de portance, le bois et le plexiglas (voir Fig.5 et Fig.6) sont privilégiés et pour l'aile, le styromousse (voir Fig.7).



Fig.5 – Base faite à partir de bois



Fig.6 – Support de plexiglas durant l'étape de perçage

Le bois est un matériau simple du point de vue de la construction. Aucun outil spécifique ne doit être utilisé si l'on veut couper, percer ou sabler du bois, soit les principales étapes qui seront employées pour la construction de nos pièces. Aussi, pour l'utilisation faite, soit le maintien structural du mécanisme de mesure de portance, le bois est amplement résistant pour les forces en jeu. De plus, le prix de ce matériau est raisonnable et du bois recyclé peut même être utilisé pour la confection de nos pièces.

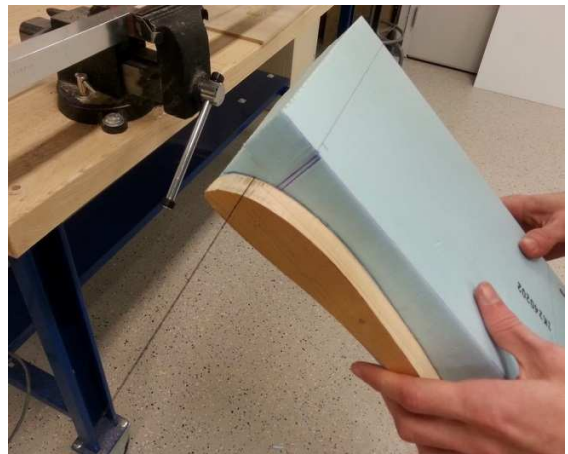


Fig.7 – Bloc de styromousse avec guide du profil choisi

Le plexiglas est surtout utilisé dans notre concept afin de permettre une meilleure visualisation des phénomènes qui se produisent à l'intérieur des murs de la soufflerie. Cette matière se travaille aussi mieux que le verre et est moins fragile, point importante, car le cadre de l'utilisation de la soufflerie est en milieu scolaire, donc la sécurité est privilégiée. La flexion du plexiglas est aussi largement supérieure à celle du verre ce qu'il ne faut pas négliger, car dû au flux d'air, le plexiglas pourrait avoir tendance à fléchir ou vibrer.

Le profil d'aile est fabriqué en styromousse de 1.5 pouce d'épaisseur. Ce matériau est facilement disponible dans les centres de rénovations et est peu dispendieux. Aussi, dans le but de réduire le poids au maximum, ce type de matériau est excellent, car il possède une faible masse comparativement à du bois par exemple. Mais encore, le styromousse se découpe très facilement à l'aide d'un fil chauffant ce qui permet de faire plusieurs pièces rapidement. Le

tableau 2 est un récapitulatif des éléments utilisés lors de l'élaboration du support et du profil d'aile :

Tableau 2 : Composantes du système*

# des pièces	Nom des pièces	nombre	matériau	Dimensions (cm)	Poids (g)	Coût (\$) unitaire
1	Balance	2		10.0x20.0x3.0	523	28.73
2	Pattes arrêt	1	Métal		5	
3	Patte	2	Bois	15.0x1.9x1.0	14	
4	Plaque soutien	1	Bois	30.0x1.9x25.0	717	
5	Bloc soutien en T	2	Bois	14.0x10.5x4.0	165	
6	Plaque latérale	2	Plexiglas	10.0x30.0x0.5	198	
7	Tube mâle	2	PVC blanc	$\varnothing_{int}=1.9 \times 5.0$	Inclus dans pièce 6	2.40
8	Tube femelle	2	PVC blanc	$\varnothing_{int}=2.4 \times 1.0$	Inclus dans pièce 6	0.78
9	Goupille	2	Métal	5.0	1	
10	Support profil d'aile	2	Bois	$\varnothing=1.9 \times 7.0$ 3.0 x 5.5	14	
11	Aile	1	Styromousse	Voir dessin 12, Annexe I	Corde de 25cm=27g Corde de 30cm=36g	
12	Boulon de serrage de la	4	Métal	6.4 x $\varnothing 0.8$		0.32

	plaque de soutien					
13	Boulon de serrage (plaque latérale)	4	Métal	5.1 x Ø0.8		0.32

*Tolérancement

Pour certaines pièces, le tolérancement est négligeable, étant des pièces achetées en magasin, telles que les pièces en PVC et la largeur des plaques en plexiglas. Par contre, dès qu'il y a des manipulations sur une pièce, nous avons dû prévoir des tolérancements. Or, celui en lien avec le perçage a été fixé à $\pm 1,5$ mm, puisque nous ne sommes pas habitués à manipuler les machines avec précision. Du côté de la coupe, nous avons prévu un jeu de ± 1 mm, en raison de certaines incertitudes provenant de la scie, de la manipulation et du sablage. Enfin, l'incertitude en lien avec le positionnement des trous a été établie à ± 1 mm, principalement lié avec l'incertitude de la règle.

2. RÉALISATION-SOUS-SYSTÈME ET COMPOSANTS

2.1 Sommaire des requis conceptuels et techniques associés au sous-système

Un profil d'aile est la forme qu'une aile d'avion prend, si on la coupe transversalement. Le profil d'aile joue un rôle crucial dans la détermination de la performance de l'avion durant le vol. En effet, les forces appliquées à l'avion durant le vol (telles que la portance, la traînée, etc.) sont, entre autres, considérablement influencées par le profil d'aile. Ainsi, à travers les avancées scientifiques et technologiques dans le domaine de l'aérospatial, les types de profils d'ailes se sont multipliés et classifiés dans différentes catégories pour une variété d'applications.

Un profil d'aile est conçu de sorte qu'il reçoit un flux d'air, et « divise » ce flux en deux parties : la partie faisant un parcours au-dessus du profil et celle qui parcourt le dessous du profil. Étant donné que l'air ne parcourt pas les deux surfaces à la même vitesse, sa pression varie entre la surface supérieure et inférieure (la pression à la surface inférieure étant la plus importante).

Par conséquent, cette pression elle applique une force verticale sur la surface de l'aile :

L (lift, portance) = S (surface de l'aile) x P (pression)

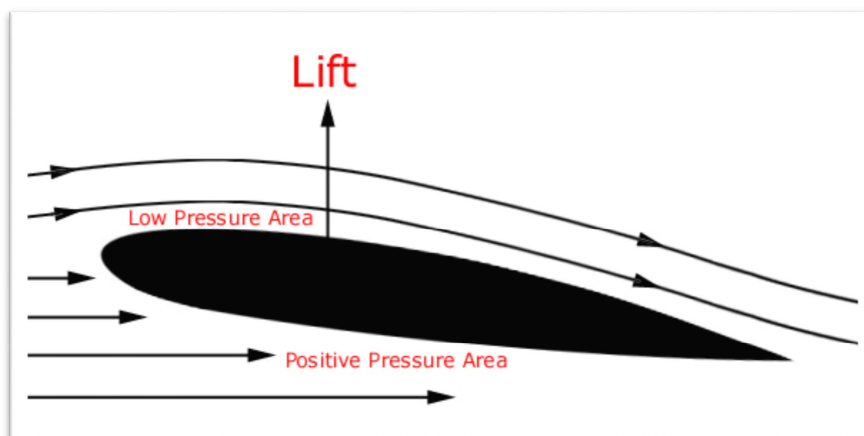


Fig. 8 : La création de portance (aviation-history.com, 2009)

C'est ainsi que la portance est créée sur une aile.

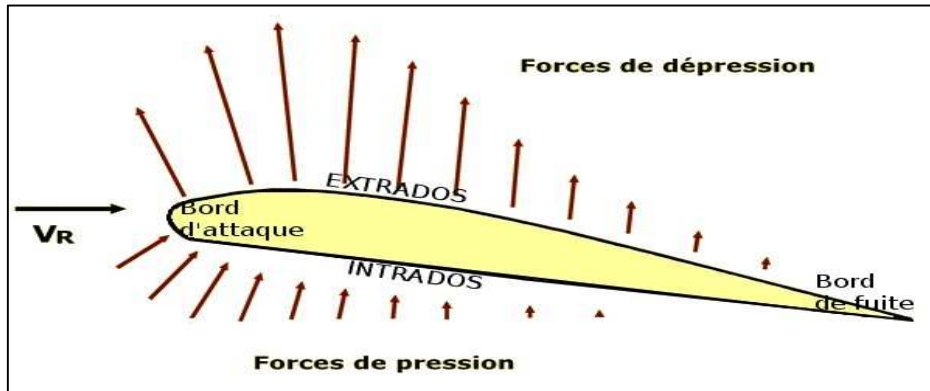


Fig. 9 : répartition des forces sur un profil d'aile (fr.wikipedia.com)

(Notes : la ligne supérieure d'un profil est nommée l'extrados, l'inférieure est nommée l'intrados)

Dans le cadre du choix d'un profil d'aile idéal, avec lequel on pourrait maximiser la portance, nous devons évaluer les conditions que nous avons à l'intérieur de la veine d'essai de notre soufflerie et adapter notre profil à ces conditions. Les données que nous avons concernent la vitesse, l'aire du flux. La vitesse v , selon l'équipe de génération du flux d'air, varie entre 10 m.s^{-1} et 14 m.s^{-1} . L'aire du flux est de 900 cm^2 . Nous prenons comme hypothèse que la densité de l'air ρ est fixée au niveau 0 m et à une température 25° C (caractéristiques de l'air standard), obtenant ainsi $\rho = 1,20 \text{ kg/m}^3$.

En somme, nous avons besoin d'un profil d'aile qui génère une portance importante à une vitesse relativement basse et sous les conditions d'air standard (étant donné que la soufflerie va être utilisée au sein des établissements scolaires des secondaires), par conséquent, un profil d'aile qui se caractérise par une cambrure importante.

Parmi les profils d'ailes les plus utilisés pour la construction d'avions à échelle réduite (avions RC) et les avions à vols lents, figure le profil d'aile creux. Les deux surfaces (supérieure et inférieure) de ce profil se caractérisent par des courbures presque identiques, avec un extrados plus long que l'intrados. Il génère, sous les conditions d'un vol lent, beaucoup de portance et de stabilité (2bfly.com, 2014). Ce type de profil d'aile possède généralement une forte cambrure (amenant ainsi à un coefficient de portance élevé). De plus, sa cambrure élève la valeur de son angle d'attaque critique avant décrochage.

Cependant, ce type de profil génère parallèlement à sa portance importante, une force de trainée remarquable aussi, et cela à cause de cambrure. (tpeaerodynamisme.free.fr)

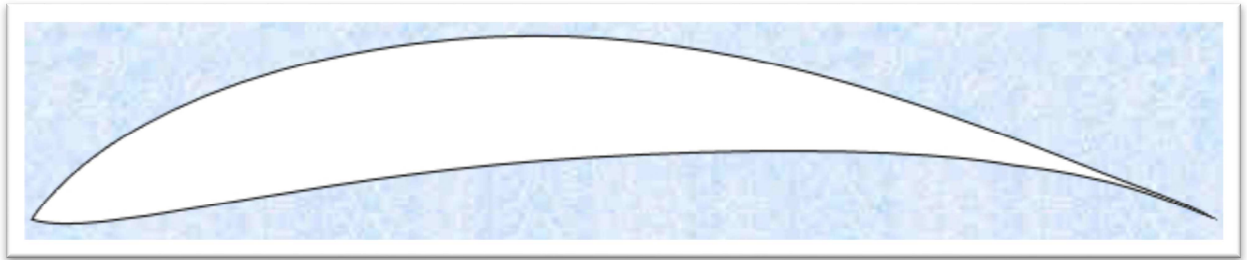


Fig. 10 : Profil d'aile de type creux (tpeaerodynamisme.free.fr)

Ci-après, nous évaluerons qualitativement ou quantitativement les effets de chaque paramètre d'un profil (cambrure, épaisseur, corde, etc.)

Effet de la cambrure

Durant le 19^e siècle, un pionnier allemand de l'aviation, M. Otto Lilienthal, a découvert que plus la cambrure d'une aile est élevée, plus la portance subie par cette aile est importante. En effet, la cambrure d'une aile cause une augmentation de la vitesse de parcours de l'air au-dessus de la surface supérieure du profil par rapport à la vitesse de l'air en dessous du profil. Ceci va donc causer l'augmentation de la différence de pression entre les deux faces (supérieure et inférieure) de l'aile, créant ainsi une portance plus élevée (virtualskies.arc.nasa.gov). Ainsi, pour une épaisseur constante, l'augmentation de la cambrure entraîne l'augmentation du coefficient de portance absolu.

Effet de l'épaisseur

L'épaisseur d'un profil a , de même, une influence importante sur les forces qu'il subit. Ainsi, l'ajustement de l'épaisseur dépend de la phase du vol à optimiser. En effet, l'augmentation de l'épaisseur au bord d'attaque permet l'élévation de l'angle critique, mais pourrait causer un phénomène de décrochage plus brusque (M.Rad-F.J.Kazemi, 2001).

Effet de la corde

On tient pour acquis que notre aile est une aile carrée parfaite (la corde ne varie pas sur l'axe de l'envergure), ainsi que les équations suivantes :

$$= \frac{\text{---}}{\text{---}} \quad \text{et} \quad = \frac{\text{---}}{\text{---}}$$

Où :

C_L : Coefficient de portance

L : La portance

ρ : La densité du fluide (l'air) ($\rho = 1,20 \text{ kg/m}^3$)

V : la vitesse du fluide ($v = 14 \text{ m.s}^{-1}$)

λ : le « aspect-ratio » = $\frac{b^2}{S}$ (où b est l'envergure = $20 \text{ cm} = 20 \times 10^{-2} \text{ m}$)

S : la surface de l'aile = $c \times b$ (où c est la corde et b l'envergure du profil)

On obtient donc

$$\frac{L}{\frac{1}{2} \times \rho \times V^2 \times S} = \frac{2\pi}{1 + \frac{2}{\lambda}}$$

$$\rightarrow L = \frac{2\pi}{1 + \frac{2}{\frac{b^2}{S}}} \times \frac{1}{2} \times \rho \times V^2 \times S$$

$$\rightarrow L = \frac{2\pi}{1 + \frac{2 \times c}{b}} \times \frac{1}{2} \times \rho \times V^2 \times b \times c$$

$$\rightarrow L = \frac{2\pi}{1 + \frac{2 \times c}{0,20}} \times \frac{1}{2} \times 1,20 \times 14^2 \times 0,20 \times c$$

On modélise alors une fonction $L = f(c)$ pour visualiser l'évolution de la portance en fonction de la corde. On trouve :

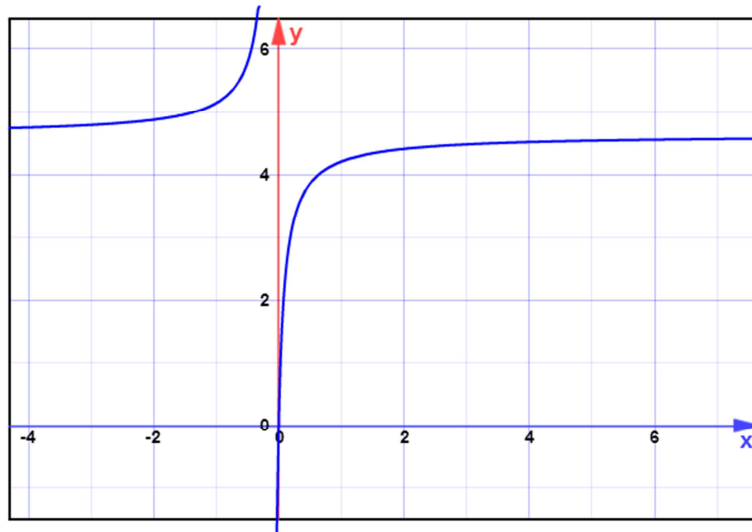


Fig. 11 : Graphique de la fonction $L = f(c)$ (mathisfun.com)

On remarque que la portance monte très vite pour une corde allant de 0 à 2 m, pour se stabiliser à une valeur donnée. Puisqu'on ne pourra pas concrètement atteindre une corde 2 m, nous pouvons conclure que plus la corde est grande, plus la portance est élevée. D'où la corde n'est pas un paramètre qu'on pourra fixer au début pour déduire les autres paramètres, mais sera plutôt une variable qui dépendra d'autres paramètres réglés pour optimiser la portance subie par l'aile.

Effet de sol

Durant notre phase de recherche, nous avons constaté que l'environnement dans lequel se trouvait le profil d'aile (les murs, le sol) pouvait jouer un gros rôle sur celui-ci. Ce phénomène se décrit sous le terme effet de sol.

C'est un phénomène aérodynamique qui concerne la portance et la traînée d'une surface en mouvement à proximité du sol. En effet, lorsqu'un avion ou un profil se trouve à proximité du sol, il comprime de l'air sous lui (sous son aile). Cette compression de l'air augmente la portance du profil. Cela est maximal lorsque le profil se situe à une altitude égale à la moitié de la corde du profil. Sur les deux images, on visualise l'importance d'un tel phénomène. En comparant les deux images, on voit bien que voler près du sol demande beaucoup moins de portance, car la surpression créée sous le profil se comporte comme le coussin d'air d'un aéroglisseur et augmente donc la portance du profil. La Fig.12 illustre cet impact où la zone de surpression

exerce une poussée supplémentaire sous l'intrados du profilé et la Fig.13 le comportement de l'écoulement éloigné du sol.

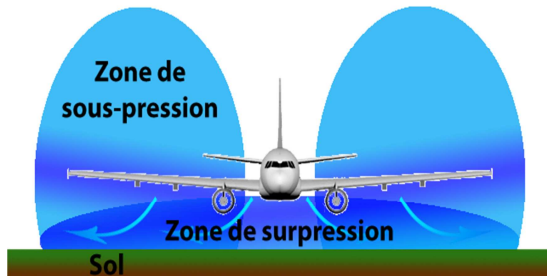


Fig.12 – Comportement de l'écoulement d'air à proximité du sol (sonicboom.aero, 2008)

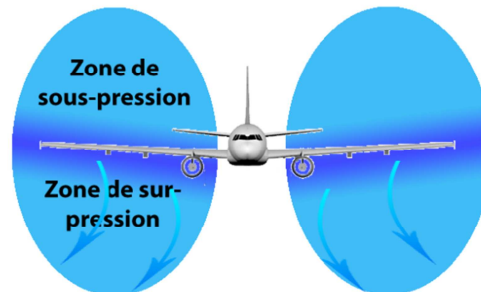


Fig.13 – Comportement de l'écoulement d'air éloigné du sol (sonicboom.aero, 2008)

Pratiquement, pour avoir le maximum de l'effet de sol, il faut travailler dans une soufflerie avec sol mouvant (comme un tapis roulant par exemple). Nos moyens ne nous permettent pas un tel luxe. Le plancher de la soufflerie étant fixe, l'air en mouvement crée des tourbillons proches du sol qui vont certainement perturber l'effet de sol et donc la validité de la portance mesurée.

Angle d'attaque

L'angle d'attaque est l'angle formé par la corde de référence du profil d'une surface et le vecteur de vitesse du vent relatif. Sur la figure suivante, on a un profilé (en vert) et les traits noirs représentent l'écoulement. L'angle alpha représente l'angle d'attaque par rapport à l'orientation de l'écoulement et la ligne de corde du profil.

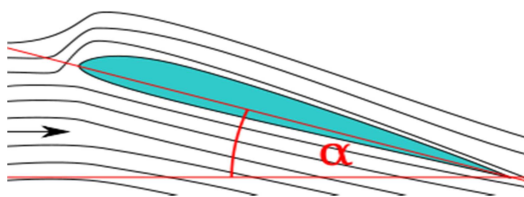


Fig.14 – Angle d'attaque du profil entre la direction

de l'écoulement d'air et la ligne de corde (fr.wikipedia.org/wiki/Incidence, 2014)

Dans notre projet, nous sommes contraints de faire les tests à au moins deux angles d'attaque différents. Le choix des angles a utilisé est loin d'être anodin. En effet, étant donné que la compagnie sera évaluée sur la grandeur maximum de portance qu'on pourra mesurer. Il est important d'utiliser l'angle d'incidence qui produit ce maximum de portance. Cet angle dépend

grandement du type de profil d'aile choisie. Les angles d'incidence dépendent également du nombre de Reynolds. Nous avons choisi le profil S1223. Ayant déterminé que le nombre de Reynolds environne les 277 943, nous avons approximer à 200000 Re (explications détaillées plus loin) et comme les deux figurent le montre, grâce à la base de données airfoil (Xfoil) on a pu déterminer que la portance est maximale autour de 13°

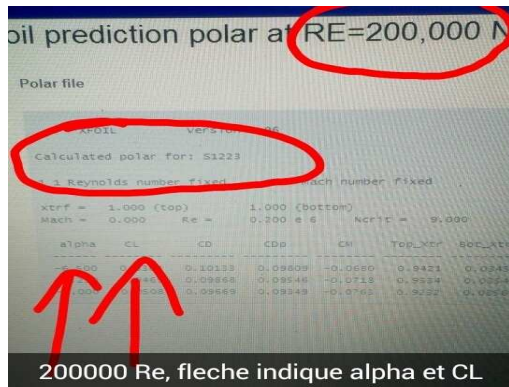


Fig.15 – Prédiction Xfoil pour 200 000 Reynolds (airfoiltools.com, 2014)

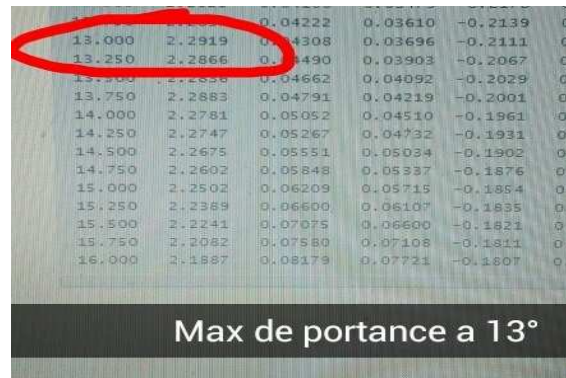


Figure 16 – C_L max déterminé par Xfoil avec angle d'attaque correspondant (airfoiltools.com, 2014)

Faisons un bref récapitulatif de ce qu'il a été dit et apportons quelques éléments supplémentaires :

Dans le choix du profil d'aile, nous avons considéré les éléments suivants :

- ✓ L'optimisation de la portance
- ✓ La minimisation du parcours de l'air sous l'intrados et la maximisation du parcours au-dessus de l'extrados pour générer un différentiel de pression (portance) le plus grand possible
- ✓ La cambrure la plus importante
- ✓ L'épaisseur élevée au bord d'attaque comparativement au bord de fuite du profil d'aile
- ✓ La ligne de corde optimale (l)
- ✓ L'optimisation de l'envergure (b)
- ✓ La vitesse (V) du flux d'air (14 m/s)

- ✓ La viscosité cinématique (ν) de l'air à température donnée (À 20° C, $\nu = 1,5111E-5 \text{ m}^2/\text{s}$) [11]
- ✓ Le nombre de Reynolds
- ✓ Le N_{crit} une échelle indiquant la turbulence de l'air [12]
- ✓ Le coefficient de portance maximal ($C_{L_{max}}$) réalisé à angle critique
- ✓ L'angle de décrochage du profil
- ✓ L'usage ou le non-usage de volets hypersustentateurs
- ✓ La distribution elliptique en envergure du profil pour réduire la traînée de forme [2]
- ✓ La surface lisse du profil pour réduire la traînée de frottement et maximiser la portance en réduisant le décollement de la couche limite [2]
- ✓ L'intégrité (matériau) du profil et son impact sur le moment piqueur et sur le poids total de la soufflerie

En termes de restrictions, nous avons considéré ces différents points :

- ✓ L'envergure maximale permise par le support à profil (20 cm)
- ✓ La limitation de l'effet de sol avec les parois de la soufflerie pour refléter la validité de la prise de mesure (conséquence sur l'épaisseur du profil)
- ✓ Les contraintes physiques de la veine d'essai dans le dimensionnement du profilé (60x30x30 cm)
- ✓ La minimisation du poids de l'aile en corrélation avec la diminution du poids de la soufflerie

2.2 Supposition, hypothèses de départ et interprétation

Dans l'élaboration du profil d'aile, nous avons supposé que :

- ✓ Étant dans un régime subsonique à basse vitesse, le moment piqueur généré par le profil d'aile a un impact négligeable sur le tangage du profilé et donc sur l'angle d'attaque et sur la perturbation du flux d'air.
- ✓ Dans ce sens, le poids a été minimisé sans prendre compte du moment piqueur
- ✓ L'épaisseur maximale du profil de la soufflerie doit se situer aux environs de 1/10 (30 mm) de la hauteur totale de la soufflerie (300 mm) pour minimiser l'effet de sol (cette donnée n'a pas été documentée, mais elle représente une marge de sécurité dans la réalisation de cet objectif)
- ✓ Le profil obtenu durant la phase de réalisation est, malgré ses imperfections, similaire à celui en littérature en terme de données (angle d'attaque, C_L , C_D et C_M)
- ✓ L'intégration du goujon dans le profil a un effet négligeable sur la distribution de portance, sur sa forme et sur le déplacement du centre de masse et du centre de gravité
- ✓ Dans la maximisation de la portance, nous ne considérons pas la finesse et la traînée (même si nous prenons en compte son calcul)
- ✓ Le N_{crit} se situe autour de 9 qui représente un écoulement d'air non filtré dans une soufflerie
- ✓ La portance est évaluée à Température et pression normale (25 °C et 1 atm.)

2.3 Calculs, choix et justifications

Pour choisir le profil d'aile, nous avons pris en considération la cambrure et l'épaisseur du profil. Il semblerait qu'une épaisseur maximale entre 9 % et 12 % (% de la corde) à une cambrure donnée maximise le coefficient de portance pour une aile autostable et que l'Impact positif que la cambrure a sur la génération de portance diminue si l'épaisseur relative dépasse cette plage critique [17]. Après vérification en littérature, en régime subsonique à basse vitesse (sous 500 000 Reynolds) le profil d'aile S1223 (voir fig.17) est le modèle le plus considéré pour la génération de [13], [14].

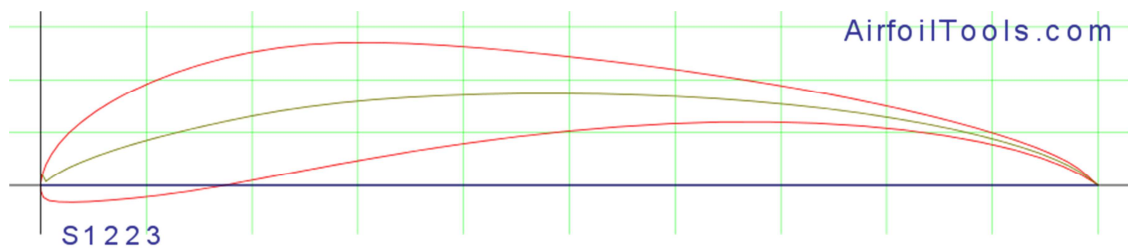


Fig.17 : profil d'aile S1223 (airfoiltools.com, 2014)

Tout d'abord, nous avons déterminé les valeurs de dimensionnement caractérisant le profilé, les valeurs suivantes ont été recueillies dans la base de données Xfoil de airfoiltools, mis à part la position du foyer et du centre de gravité qui ont été déterminés par d'autres sources (voir tableau 3) :

Tableau 3 : Dimensionnement calculé par rapport à la corde

Paramètres	% par rapport à la corde	Valeurs pour 300 mm de corde
Épaisseur maximale	12,1 %	36 ± 1
Position de l'épaisseur maximale par rapport au bord d'attaque	19,8 %	59 ± 1
Cambrure maximale	8,1 %	24 ± 1
Position de la cambrure maximale par rapport au bord d'attaque	49,0 %	147 ± 1
Position du foyer par rapport au bord d'attaque	25,0 %	75 ± 1
Position du centre de gravité selon x	34,6 %	104 ± 1

Pour expliquer davantage, la valeur de la corde a été déterminée à partir de l'épaisseur maximale que nous nous étions fixé (30 mm) qui donnait une corde de 248 mm, nous avons donc dépassé cette valeur limite pour générer une corde de 300 mm et obtenir une épaisseur maximale de 36 mm.

Pour faciliter les calculs de la portance et de la traînée, nous cherchions un point spécifique sur la corde où le moment de tangage est constant, peu importe l'angle d'attaque α du profil, ce point se nomme le foyer aérodynamique et se situe à 25 % de la corde [15]. C'est à ce point que nous avons fait coïncider l'aile et le support pour aligner le moment piqueur avec le centre de la structure fixant le profil.

Connaissant la valeur de la corde, il ne restait plus qu'à déterminer l'envergure de l'aile limitée par l'écart entre les 2 plaques du support (200 mm).

Nous avons rejeté la distribution elliptique en envergure du profil, car nous ne recherchions pas à diminuer la traînée de forme et à maximiser la finesse. Nous sommes arrivées au même consensus concernant les volets hypersustentateurs, qui, malgré leur contribution importante dans le prolongement de la cambrure, du délai de l'angle de décrochage et de l'augmentation de la portance, semblait trop compliqué à intégrer dans le profil et complexifiait l'ensemble des calculs, notamment celui de la position du foyer aérodynamique qui devient fonction de l'angle des volets.

Nous avons ensuite considéré, la diminution de la rugosité de la surface par sablage pour retarder le décollement de la couche limite en bord de fuite pour maximiser la portance.

Finalement, nous avons opté pour de la styromousse comme matériau composant le profilé qui a pour avantage de minimiser le poids de la structure, mais comme delta de diminuer très peu le moment piqueur.

Ensuite, nous avons trouvé le nombre de Reynolds suivant cette équation :

$$Re = \frac{Vl}{\nu}$$

Où

Re Représente le nombre de Reynolds

V La vitesse du flux d'air (m/s)

l La ligne de corde (m)

ν La viscosité cinématique du fluide (m²/s)

$$Re = \frac{(14)(0,3)}{1,5111E - 5} = 277\ 943$$

Considérant que le nombre de mach est de 0 et que le Ncrit se situe autour de 9 pour les raisons citées précédemment, nous avons utilisé les tables générées par Xfoil (voir Annexe VIII) pour des valeurs situées à 200 000 Reynolds (nous avons négligé l'interpolation des variables entre 200 000 et 500 000 Reynolds due à la faible variation des valeurs). Ainsi à partir de cette

prédiction numérique, nous avons déduit que le C_L le plus élevé est de 2,2919, que le C_D est de 0,04308 et que le C_M est de -0,2111 pour un angle α de 13°

Dans cette continuité, nous avons déterminé la position du centre de pression aérodynamique à l'aide de la formule suivante pour un profilé autostable :

$$\frac{d}{l} = -\frac{C_M}{C_L}$$

Nous recherchons, d soit la distance du centre de pression par rapport au bord d'attaque suivant la ligne de corde :

$$d = -\left(\frac{C_M}{C_L}\right) \times l = -\left(\frac{-0,2111}{2,2919}\right) \times 300 = 28 \pm 1 \text{ mm}$$

Nous pouvons conclure que la position du centre de pression aérodynamique est fonction de l'angle d'attaque α du profil. Ainsi, connaissant la position du centre de gravité et la position du centre de pression aérodynamique, nous pouvons déduire le moment piqueur en n'importe quels points du profil. Cependant, dans le cas qui nous intéresse, le moment sera calculé au foyer pour la constance et l'indépendance de cette valeur par rapport l'angle d'attaque α .

Dans l'avancement du projet, nous devons considérer la position du bord d'attaque et du bord de fuite pour vérifier s'ils rentrent en contact avec les limites physiques de la soufflerie. Le schéma «Y» illustre la problématique soulevée :

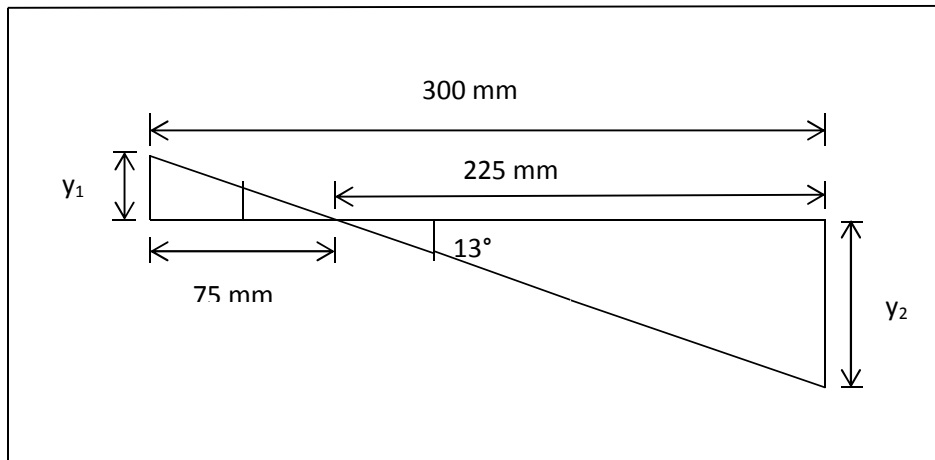


Fig.18 : Hauteur y_1 et y_2 pour l'angle d'attaque α de 13°

Voici les résultats obtenus après l'exécution de relation trigonométrique simple :

$$y_1 = 17 \pm 1 \text{ mm}$$

$$y_2 = 52 \pm 1 \text{ mm}$$

Le foyer aérodynamique du profil est fixé au centre de la soufflerie suivant l'axe des x et des y soit à 15 mm au-dessus du plancher de la soufflerie et à 30 mm de l'entrée d'air. Il faut considérer que l'épaisseur de l'aile n'a pas été prise en compte, car elle reste vraiment minime dans le calcul du positionnement comparativement à la hauteur parcourue par la projection de la corde au bord d'attaque et au bord de fuite. Donc en soustrayant y_1 et y_2 en haut et en bas de la soufflerie, soit 150 – 18 (en prenant la valeur max) et 150 -53 (en prenant la valeur max) nous obtenons un jeu de 132 mm au-dessus de l'extrados au bord d'attaque et 97 mm en dessous de l'intrados au bord de fuite , il n'y a donc pas de contact et nous pouvons supposé que l'effet de sol subit une modification négligeable lors de la rotation du profil autour du point d'attache.

Une fois l'ensemble de ces paramètres en place, il ne restait plus qu'à évaluer la portance maximale et la traînée correspondante :

$$C_{L_{max}} = \frac{L_{max}}{\frac{\rho V^2 b l}{2}}$$

et

$$L_{max} = \frac{C_{L_{max}} \rho V^2 b l}{2}$$

Où

$C_{L_{max}}$ est de 2,2919

ρ de 1,20 kg/m³

V de 14 m/s²

b l'envergure de 0,2 m

l la corde de 0,3 m

$$L_{max} = \frac{2,2919 \times 1,20 \times 14^2 \times 0,2 \times 0,3}{2} = 16,2 \text{ N}$$

$$C_{D_{max}} = \frac{D_{max}}{\frac{\rho V^2 b l}{2}}$$

et

$$D_{max} = \frac{C_{D_{max}} \rho V^2 b l}{2}$$

Où

$C_{D_{max}}$ est de 0,04308

ρ de 1,20 kg/m³

V de 14 m/s²

b l'envergure de 0,2 m

l la corde de 0,3 m

$$D_{max} = \frac{0,04308 \times 1,20 \times 14^2 \times 0,2 \times 0,3}{2} = 0,3 \text{ N}$$

3. FABRICATION ET ESSAIS

3.1 Sous-ensemble artisanal réalisé et système de mesure de portance

Lors de la séance 11, le projet a pris une tournure différente : nous avons réellement fabriqué le système de mesure de la portance ! Les images suivantes servent de support visuel pour les détails et les explications subséquents.

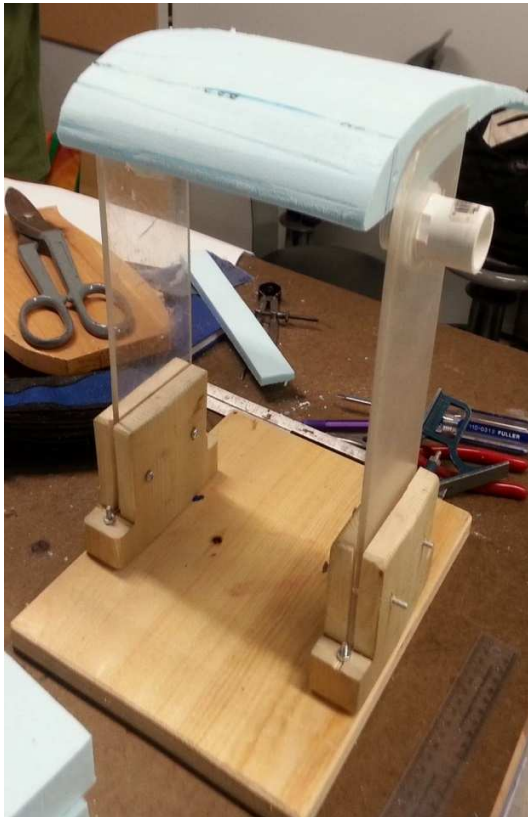


Fig.19 : Vue partielle du montage

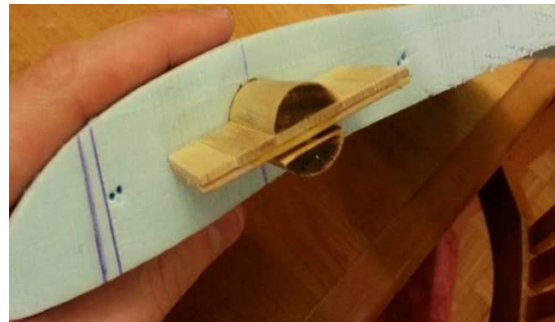


Fig.20 : support du profil dans le profil

Sur la figure 19, l'explication de tout ce qui est à gauche de l'image vaut également pour ce qui est à droite. Cette image est importante, car elle permet de voir toutes les parties, tous les trous et les vis. La figure 20 permet de voir mieux l'utilité du goujon, son assemblage et complète la figure 19.

Pour mieux comprendre la fabrication de notre système, nous allons détailler les étapes à suivre pour le construire. Une sorte de guide de fabrication détaillé !

Tableau 4 : Ensemble d'opérations à effectuer dans l'atelier avant l'assemblage

Manipulation	S'applique sur	Résultats escomptés et dimensions
Couper et sabler	<i>Une grande planche (Fig.21)</i>	Plaque de soutien (350 x 250 x 19 (mm))
	<i>Un goujon de bois</i>	Couper le goujon de bois en son milieu. L'épaisseur de coupe est le double de celui d'un bâton de popsicle.
	<i>une autre planche de bois</i>	Deux pattes (20x10x19 (mm))
	<i>De l'acrylique transparent (Fig.22)</i>	Deux plaques verticales (300mm)
	<i>Des blocs de bois (Fig.23)</i>	Deux supports pour les plaques verticales (140x105x40(mm)) avec un creux centré de 8 mm qui fait toute la longueur et 75 mm de hauteur
	<i>Deux planches</i>	Deux modèles de bois pour les profils (les dimensions et les formes sont précédemment imprimées sur une grande feuille de papier et retranscrites sur le bois pour le découpage)
Découper particulier (fil chaud et tournevis chaud)	<i>Les modèles de profil de bois fixés sur du styromousse(Fig.24)</i>	Découper plusieurs profils en styromousse avec du fil chaud
	<i>La forme du support du profil d'aile (fig.25 et 26)</i>	Découper les profils en styromousse à l'aide d'un tournevis bien chauffé
Percer	<i>Deux trous dans chaque plaque verticale ainsi que dans chaque support de ces plaques</i>	Trou de même diamètre (2,5mm) que les vis utilisées pour maintenir les plaques verticales aux supports
	<i>Quatre trous sous la plaque de soutien (deux sous chaque support de plaque verticale)</i>	Les trous ont le même diamètre que les boulons de serrages utilisés pour maintenir les supports de plaques verticales à la plaque de soutien
	<i>Un grand trou dans chaque plaque verticale</i>	Les dimensions du diamètre (29 mm) sont celles du tube mâle qui passe dans ce trou
Coller puis couper	<i>Des bâtons de popsicle</i>	Rassembler et coller six bâtons de popsicle ensemble en longueur. Coller également des bâtons pour doubler l'épaisseur de l'ensemble. Finalement, couper le tout pour avoir la même hauteur que le goujon de bois

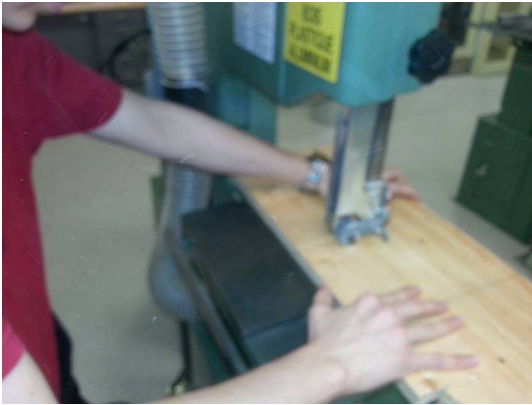


Fig.21 – Construction de la planche reliant les balances

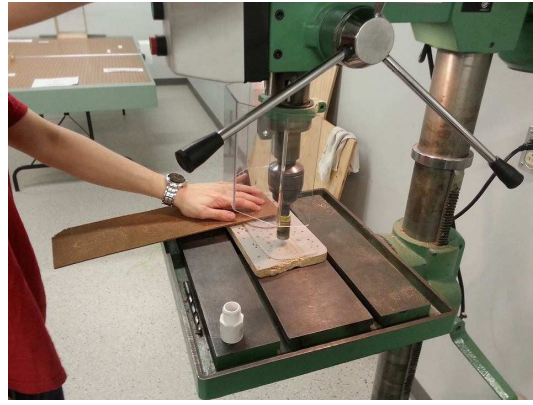


Fig. 22 - Perçage d'un des supports en polystyrène



Fig.23 - Support de bois en T



Fig.24 – Profil d'aile durant le découpage par fil chaud

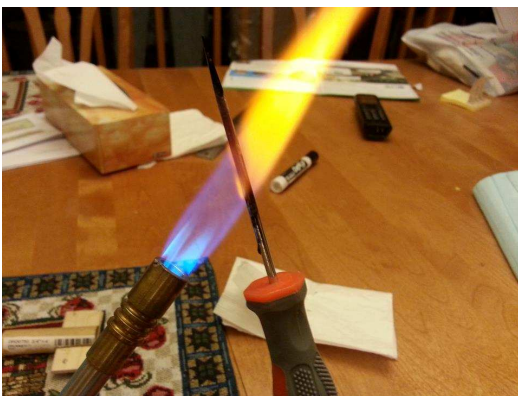


Fig.25- Chauffage du tournevis

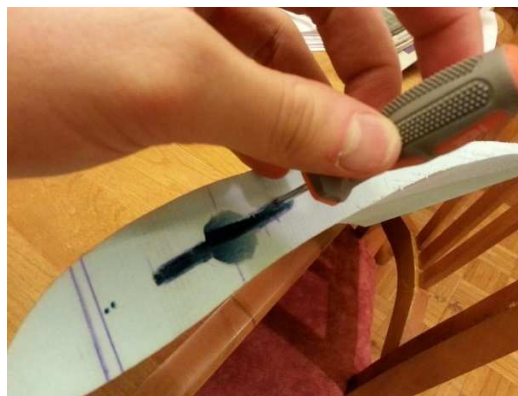


Fig.26 – Découpage pour l'entrée du support

Il est à noter que l'ordre de construction d'une pièce ou d'une autre dans le tableau précédent n'a pas d'importance. Par contre, une fois toutes ses pièces réalisées, on peut procéder comme suit pour finaliser la fabrication du système de mesure de portance. Du bas vers le haut :

- ✓ Installer un fil de métal qui va empêcher la force en X de pousser le système hors de la balance,
- ✓ laisser un espace conséquent entre les deux pattes pour que chacune d'elle soit sur une balance
- ✓ Visser les pattes à la plaque de soutien
- ✓ Placer les deux supports des plaques verticales aux extrémités de la face supérieure de la plaque de soutien (voir Fig.27 et Fig.28)
- ✓ S'assurer que l'espace centre à centre des deux supports des plaques verticales est de 200 mm puis grâce aux boulons de serrages, les maintenir sur la plaque de soutien
- ✓ Insérer chaque plaque verticale dans son support
- ✓ Visser chaque plaque verticale à son support
- ✓ Insérer le tube mâle dans le trou qui lui est réservé
- ✓ Insérer une partie du support du profil d'aile dans le profil d'aile (voir Fig.29)
- ✓ L'autre partie du support du profil d'aile doit être insérée dans le tube femelle et bloquer à un certain angle l'aide d'une goupille.

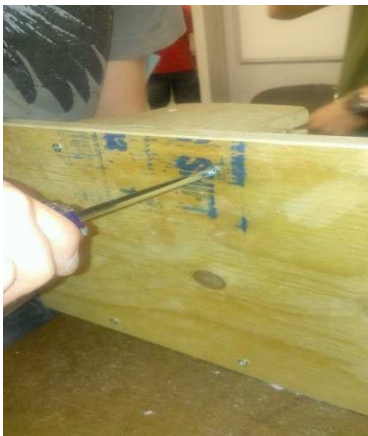


Fig. 27- Vissage des supports à la planche



Fig. 28 – Bloc de support



Fig. 29

Suite à la description du sous-assemblage réalisé, il apparaît important de parler du système de mesure de portance. En effet, le système de mesure de la portance principalement composé de trois parties démontables : les balances, la structure de soutien et le profil d'aile. En ce qui concerne les balances, il y'en a deux d'installer (valeur max par balance : 5 kg). Le profil d'aile est fait de styromousse, supporter par des bâtonnets insérés dans un goujon de bois. Le tout est fixé dans une plaque verticale à l'aide de tubes mâles, femelles et d'une goupille. Ces plaques verticales sont à leur tour fixées dans des supports construits sur mesures. Ces supports sont fixés sur une plaque horizontale de soutien. La plaque de soutien est posée sur deux balances. Ainsi est constituée la structure de soutien.

3.2 Interfaçage avec les autres sous-systèmes

Étant donné notre système de mesure de portance, le seul autre sous-système avec lequel il entre en interférence est celui de la structure. Il n'y a pas de discussion qui est tenue avec l'équipe six (6) au niveau du sous-système de génération de flux d'air.

En vue de cette analyse d'interfaçage de ces deux sous-systèmes (mesure de portance et structure), notre équipe (1) et l'équipe neuf (9) ont planifié une première rencontre dans le but d'en discuter. Nous avons donc délégué deux personnes ayant une bonne connaissance du fonctionnement de notre système pour assister à cette rencontre et l'équipe no 9 a fait de même. Aux termes de cette discussion, nous avons convenu que le plancher de la veine d'essai allait être surélevé. Puisque notre système de mesure comporte deux plaques latérales assez longues, ce choix permet donc de passer ces montants dans le plancher à l'aide de fente dans celui-ci. De cette façon, il y a la moitié de notre système à l'intérieur de la veine d'essais, où le profil d'aile est soutenu, et l'autre moitié en dessous de la veine, où les mesures sont captées.

Par la suite, lors d'une séance de cours, nous nous sommes réunis à plusieurs membres des deux équipes pour discuter du dimensionnement et des autres contraintes subséquentes découlant des premières décisions.

En premier lieu, sous la veine, il ne faut pas que les composantes ne touchent pas aux pattes supportant la veine. Nous avons alors placé les fentes dans le plancher de façon à éloigner notre système des pattes aux quatre coins, ce qui positionne les fentes près du centre du plancher, suivant la direction de la longueur de la veine.

En second lieu, nous avons fixé une hauteur minimale du plancher d'environ 180 à 200 mm pour laisser assez d'espace pour tout notre système de mesure excluant les plaques latérales.

En troisième lieu, nous avons fixé la largeur minimale des fentes à environ 20 mm, pour éviter tout contact potentiel entre nos plaques latérales de 5 mm de large, sans quoi nos mesures captées pourraient être altérées.

En dernier lieu, nous avons déterminé les dimensions maximales de la largeur entre les plaques latérales. À savoir que cette largeur dicte la largeur entre les deux fentes du plancher et que cela influençait aussi l'envergure du profil d'aile. Nous cherchons aussi à maximiser cette envergure afin de maximiser la portance générée. Nous avons donc convenu qu'une largeur de 200 mm centre à centre est optimale. De plus, avec cette largeur, il est facile de venir installer les plaques latérales lors de la mise en place du système complète.

Ceci complète donc l'interfaçage entre le sous-système de mesure de portance de notre équipe un (1) et le sous-système de structure de l'équipe neuf (9).

3.3 Sensibilité du système de mesure réalisé

Concernant la sensibilité du système de mesure, les résultats pouvant être affichés par la balance sont entre -5kg à 5kg le tout $\pm 1g$. Par contre, si la balance est tarée au moment où elle affiche -5kg, en tirant sur le plateau, le nouveau maximum se situe à 10kg. Le procédé inverse peut être réalisé afin d'afficher une mesure de -10kg. On suppose que la précision de $\pm 1g$ satisfaisant pour les mesures estimées, car selon nos calculs, la portance maximale du profil d'aile est environ 1,65 kg, soit largement supérieure à 1g. Ainsi, la précision de 1g n'a pas d'incidences majeures concernant qui viendrait fausser nos prises de mesures.

CONCLUSION

La troisième étude de cas a représenté un grand défi. C'est à cette étape du processus de conception où il a fallu construire la soufflerie. Afin de parvenir à relever le défi dans les échéances prévues, notre équipe a été jumelée à deux autres pour former une compagnie. Notre équipe se chargeait de construire le sous-système de mesure de portance, tandis que les deux autres se chargeaient de construire la structure et le sous-système de génération de flux d'air.

En premier lieu, nous avons dû nous assurer que notre concept que nous avons proposé à la compagnie était final et remplissait bien les requis. Les deux autres équipes ont fait de même et puis nous avons finalement eu toutes les parties de la soufflerie bien complètes et bien définies.

Le défi était maintenant l'interfaçage des composantes. Nous avons dû faire des compromis au niveau de la construction de même que les deux autres équipes. Nous avons fait en sorte que toutes les composantes s'assemblent de façon efficace et sans venir interférer dans les autres.

Une fois, l'interfaçage bien prévu, notre équipe avait pour but de maximiser la portance générée par le profil d'aile. Pour ce faire, nous avons fait des recherches et rencontré des experts en aérodynamique. Nous avons ainsi déterminé le profil d'aile générant le plus de portance et c'est celui-ci qui nous est installé dans le système. De plus, nous avons tous optimisé les paramètres du profil tout en respectant les contraintes établies par le client principal. Alors, avec ce système de mesure de portance et ce profil d'aile, nous soutirons un maximum de portance.

Lors de la prochaine étape, nous testerons la soufflerie. Nous devons alors comparer les valeurs de portance mesurées et les valeurs de portance calculées théoriquement. S'il y a différence, nous devons interpréter et expliquer les écarts, puis les justifier.

Finalement, lors des tests de portances, nous pourrons comparer nos résultats avec ceux des autres compagnies. Cette comparaison nous guidera à savoir si notre concept satisfait à la moyenne et s'il serait possible d'entrer en concurrence. De plus, le client principal pourra affirmer si le concept de soufflerie qu'on lui propose lui convient ou non. Nous pourrons aussi aller vérifier cette information auprès des autres clients potentiels. S'il n'est pas satisfaisant, nous pourrons tirer des conclusions, et voir quelles améliorations nous pourrions faire au niveau du processus complet du développement du concept.

4. COMPLÉMENT DU RAPPORT FINAL DE LA TROISIÈME ÉTUDE DE CAS

Suite à la réalisation des tests de la soufflerie, nous pouvons tirer certaines conclusions quant à l'intégration des parties, la conception et réalisation, l'écart des résultats anticipés et obtenus. Nous pouvons aussi tirer certaines leçons quant au travail intra équipe et inter équipe.

Intégration avec d'autres partenaires

Dans cette étape finale, nous nous sommes associés à d'autres équipes travaillant sur différents aspects de la soufflerie, tels que la génération de flux d'air (équipe 6) et la structure de la soufflerie (équipe 9). Mis au défi d'avoir le flux d'air le plus rapide, la portance la plus élevée, avec un poids de la structure le plus optimisé, tous les membres de la compagnie se sont retrouvés à travailler en coopération pour accomplir leurs tâches et terminer leur réalisation.

Les défis et les problèmes ont par conséquent émergé sur plusieurs niveaux, incluant la communication inter équipe et intra équipe.

Tout d'abord, à l'intérieur de notre équipe, nous avons distribué les différentes parties de notre système de mesure sur plusieurs membres d'équipe. Certains ont travaillé sur le système de mesure, d'autres ont travaillé sur le profil d'aile, et d'autres ont travaillé sur les efforts internes et externes et les croquis. Ainsi, les membres étaient de prime abord « isolés » selon leurs tâches. De plus, lorsque l'un des membres de l'équipe discutait avec des membres d'autres équipes, l'information qu'il recevait ou les contrats qu'il accordait n'étaient pas en tout temps bien partagés avec le reste de l'équipe, ce qui causait quelques fois des tensions et malentendus à l'intérieur de l'équipe.

Ensuite, le travail de chaque équipe influençait et limitait directement l'avancement du travail des autres au sein de la compagnie. Par exemple, notre équipe devait avoir les données de la performance du moteur (vitesse du flux, intensité du débit, etc.) et l'équipe de structure devait avoir les dimensions de notre système de mesure pour équiper l'intérieur de la veine d'essai adéquatement. Ainsi, les délais et les retards provenant de chaque équipe causaient des tensions et de la pression à l'intérieur de la compagnie. En outre, dans beaucoup de situations, certains membres n'étaient pas d'accord avec les décisions prises par d'autres équipes concernant le travail de ces derniers. Des débats et des discussions s'établissaient de temps à autre, mais le

manque de communication régulière a abouti à des malentendus majeurs, même s'il était trop tard pour changer le système.

En somme, les leçons apprises à travers l'intégration des équipes dans des compagnies se sont axées sur le travail d'équipe, la communication et le partage efficace d'informations. Nous avons déduit qu'une communication régulière et globale était indispensable à un travail d'équipe efficace et à l'évitement de conflits éventuels. Une autre capacité importante acquise serait, de même, celle à faire des compromis dans notre tâche spécifique vis-à-vis des tâches des autres membres (ou équipes). Il faut cependant savoir réguler ces compromis afin de se rendre à la meilleure situation possible pour toute la compagnie.

Conception et réalisation :

Du côté de la conception et de la réalisation de notre soufflerie, quelques pièces ou systèmes ont été adaptés pour faciliter la construction.

Le système d'attache entre les balances et la plaque de base devait être un fil de fer qui liait les pattes du montage au plateau des balances. Par contre, un jeu était possible, car le fil de fer ne permettait pas de fixer assez solidement le montage. Alors, pour permettre une meilleure fixation, du ruban électrique a finalement été utilisé, car un serrage plus efficace est possible.

Dans le système de changement d'angle, encore du fil de fer devait être utilisé pour bloquer la rotation, mais le trou percé dans les tubes était de diamètre légèrement supérieur au diamètre du fil. Ainsi, l'angle du profil d'aile pouvait bouger facilement à cause du jeu des diamètres. Pour corriger ce facteur, des clous de finition, dont le diamètre concordait parfaitement dans les trous, ont été ajoutés. Afin d'empêcher les clous de se décrocher lors de l'usage de la soufflerie, une bande de ruban élastique a été installée sur la tête de ces derniers.

Analyse des performances

La première interrogation que nous nous sommes posée en tant qu'équipe en regardant notre résultat final a évidemment été au sujet des résultats anticipés en comparaison avec les résultats obtenus. Il est à noter que dans notre rapport de la troisième étude de cas, notre équipe avait anticipé une portance maximale d'environ 15.11N ou 1.54kg. Au terme de l'expérimentation

finale, nous nous sommes retrouvés avec un résultat maximal décevant de 0.130kg. Différents facteurs sont probablement en cause afin d'expliquer cet écart.

Avant de faire l'énumération des causes possibles, il semble important de préciser que notre équipe avait réalisé, suite à des essais préliminaires, que notre système ne générait pas la portance prédite dans le rapport, ce qui justifie que les chiffres de la présentation avaient été revus à la baisse afin d'assurer un résultat plus précis en fonction de la réalité.

Voici les différents points que notre équipe a relevés qui pourraient avoir une influence sur la performance finale :

- L'écoulement d'air : L'équipe responsable de la génération du flux d'air nous promettait un flux d'air de 14 m/s à l'intérieur de la veine d'essai. Il ont en effet obtenu une vitesse à la sortie de la tuyère d'environ 14 m/s, mais la vitesse réelle à laquelle notre profil d'aile était soumis n'était pas de 14 m/s, mais bien de 10,8 m/s. Quoique la différence ne soit pas catastrophique, elle influe à deux niveaux importants : au niveau du choix du nombre de Reynolds et au niveau du calcul de portance lui-même. Ces deux effets combinés changent considérablement la mesure finale.
- Turbulence de l'écoulement : Une de nos hypothèses était de considérer l'écoulement comme parfaitement laminaire. Étant donné les différentes imperfections au niveau de la soufflerie et du profil d'aile lui-même et considérant que non, rien dans ce monde n'est absolument parfait, il est fortement possible que certains tourbillons se soient formés et qu'ils aient ainsi influencé la prise de mesure.
- Imprécision de fabrication : Une incertitude réside au niveau de la fabrication de notre prototype simplement à cause des procédés utilisés. Les angles qui ont été percés dans les tuyaux supportant notre aile présentaient une grande incertitude. L'angle utilisé dans les calculs étant à exactement 13° était probablement différent de plusieurs minutes dans la réalité. De plus, chaque pièce présentait sa propre incertitude. En additionnant toutes ces incertitudes, il est possible de constater que toutes les valeurs utilisées dans les calculs ne sont pas tout à fait exactes.
- Formules utilisées : Les formules utilisées pour le calcul de la portance considèrent les paramètres exactement constants dans le temps. Dans le cas de notre soufflerie, il est possible de constater que la constance n'était pas tout à fait au rendez-vous. Un exemple de cela est la difficulté avec laquelle les équipes composaient afin de fournir une valeur de portance. La raison de ce phénomène est que les valeurs changeaient dans le temps de

façon imprédictible. Ceci confirme l'hypothèse d'une inconstance des paramètres de l'écoulement.

- Hypothèses : Afin d'arriver à notre produit final, l'équipe a décidé de négliger certains phénomènes afin de faciliter ses calculs. Entre autres, certains phénomènes physiques ont complètement été négligés, puisque nous ne disposions pas des connaissances pour réaliser les calculs représentant toute la réalité. Par exemple, au niveau des calculs, toute flexion dans le profil d'aile a été négligée, ainsi que le poids de toutes les pièces. De plus, plusieurs autres hypothèses sont venues parsemer nos prédictions d'incertitudes. S'il fallait trouver exactement la source d'erreur de nos hypothèses, il faudrait trouver un moyen de toutes les réviser dans un environnement permettant de les isoler de toutes les autres variables possibles afin d'en constater leur impact réel.

En bref, en comparant ce qui avait été prédit théoriquement et le résultat final, il y a un très grand écart. Toutefois, la différence entre ce qui avait été prédit expérimentalement et ce qui a réellement relevé est beaucoup plus raisonnable. En d'autres termes, la soufflerie que nous avons construite permet de reproduire de façon précise une même expérience. Ainsi, notre produit correspond à une qualité extrêmement importante dans le monde de l'ingénierie : la constance. À défaut d'avoir les performances incroyables anticipées, nous pouvons au moins nous rassurer à l'idée que notre soufflerie reste toujours fidèle aux mêmes résultats.

Leçons retenues dans la réalisation du projet

La réalisation du projet est une suite de péripétie qui a le mérite de nous apprendre beaucoup sur le travail d'ingénieur. On a vécu une multitude de situations et les leçons que nous en avons tirées sont :

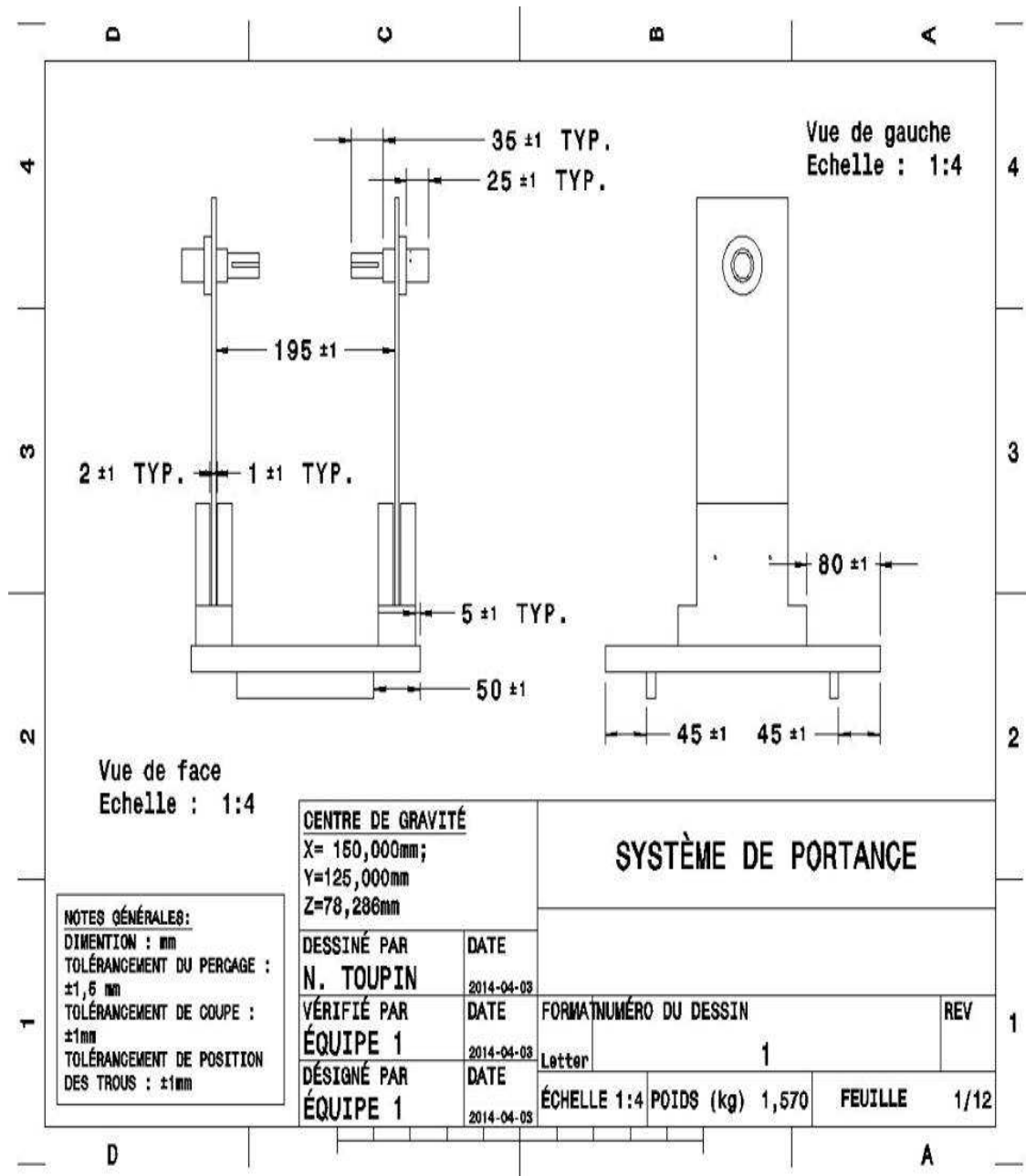
- Savoir prendre de l'avance dans les tâches (même si elles ne font pas partie des tâches de la semaine) pour éviter de se retrouver extrêmement stresser en fin de projet;
- Il faut savoir faire confiance aux autres, mais se méfier tout de même, car comme on dit la confiance n'exclut pas la méfiance;
- Ne pas toujours prendre pour acquis ce que disent les autres équipes de la compagnie où même les autres coéquipiers. Au contraire, si on a un doute sur la fiabilité des informations reçues, toujours vérifiez auprès d'un expert sur la question;

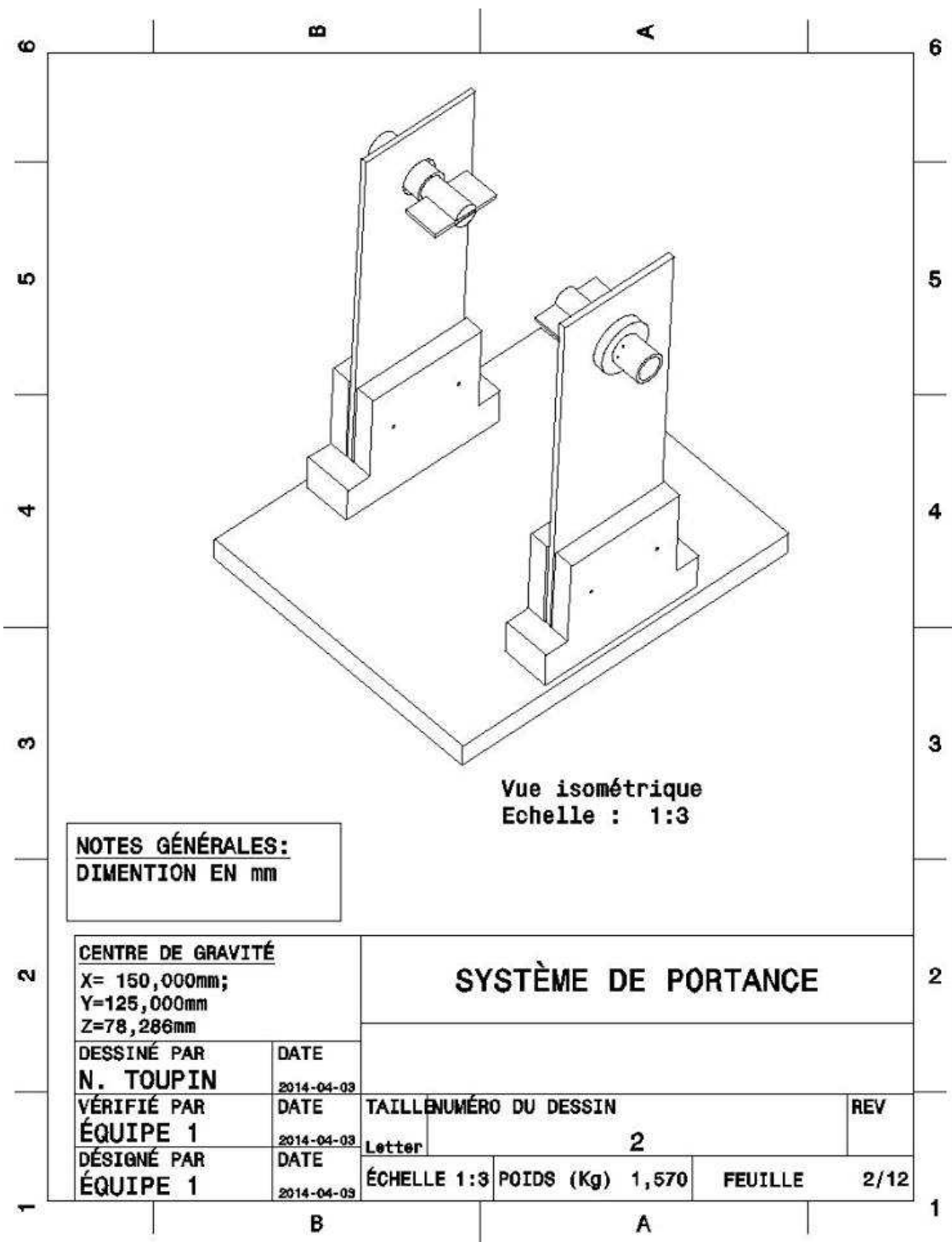
- Les règles d'équipe qu'on se fixe lors de la première séance doivent être revues tout au long de la session;
- On ne peut pas toujours avoir ce qu'on souhaite. En effet, nous avons également appris à faire des compromis entre membre d'une même équipe, mais, également avec les équipes de la compagnie.

En conclusion, la conception de la soufflerie ainsi que la réalisation de celle-ci nous a permis de faire un rapprochement important entre le modèle prévu et la réalité. La conception ne se limite pas au design de la soufflerie et aux calculs : il faut tenir compte de la communication entre les membres d'une équipe et entre les équipes. La réalisation d'échéancier est, de plus, très convenable à l'efficacité du processus de conception. Bref, ce projet est d'une grande valeur et elle s'ajoute favorablement à notre expérience en ingénierie.

ANNEXE I

DESSINS, DIMENSIONS NOMINALES ET TOLÉRANCES

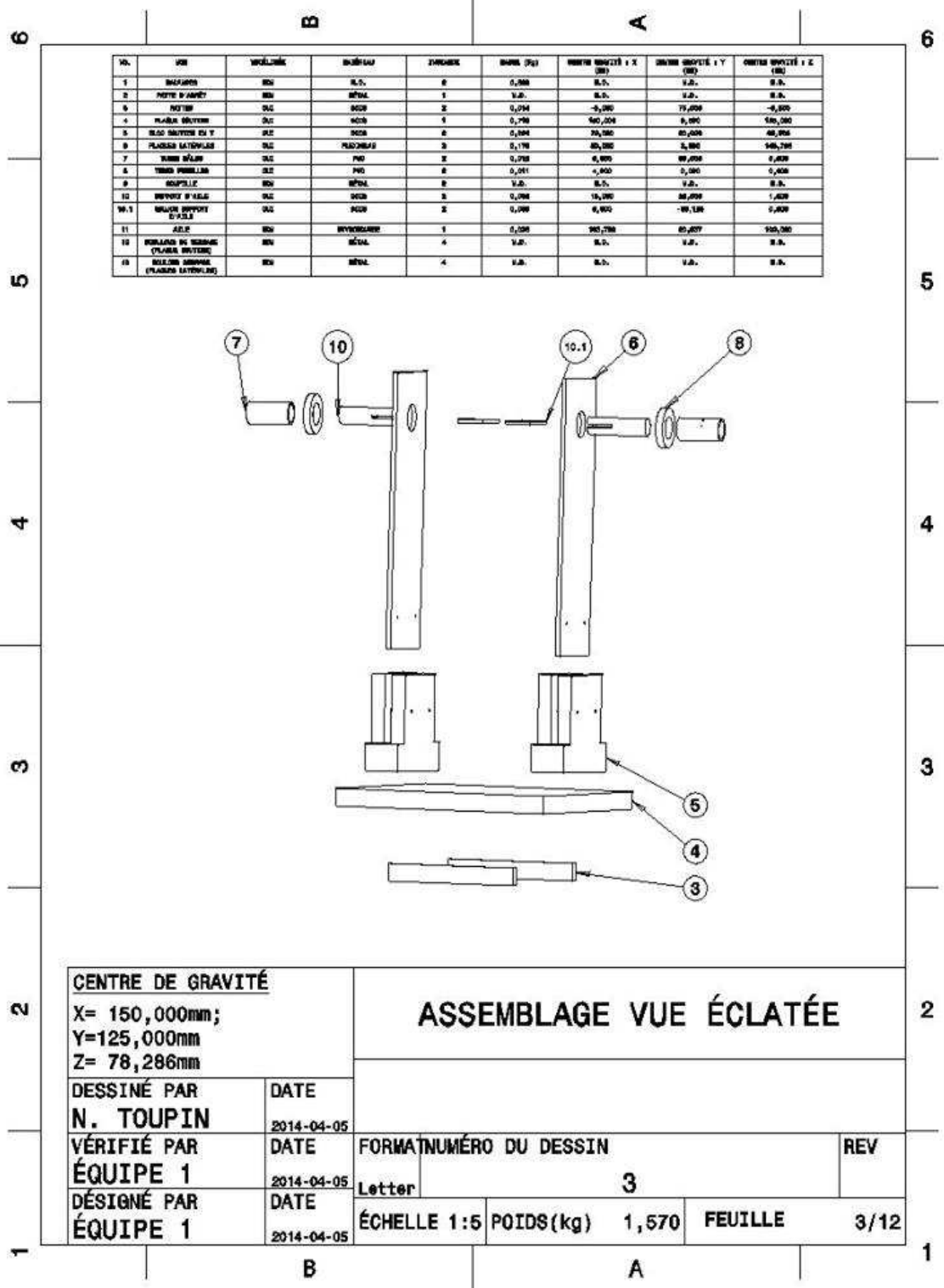




Vue isométrique
Echelle : 1:3

NOTES GÉNÉRALES:
DIMENSION EN mm

CENTRE DE GRAVITÉ X= 150,000mm; Y=125,000mm Z=78,286mm		SYSTÈME DE PORTANCE		
DESSINÉ PAR N. TOUPIN	DATE 2014-04-03			
VÉRIFIÉ PAR ÉQUIPE 1	DATE 2014-04-03	TAILLE Letter	NUMÉRO DU DESSIN 2	REV
DÉSIGNÉ PAR ÉQUIPE 1	DATE 2014-04-03	ÉCHELLE 1:3	POIDS (Kg) 1,570	FEUILLE 2/12



NO.	DESIGNATION	QUANTITE	UNITE	PESO (Kg)	MASSE BRUTE X	MASSE BRUTE Y	MASSE BRUTE Z
1	BOULON	8	PCS	0,200	1,600	0,000	0,000
2	ROUE D'AXE	1	PCS	1,000	1,000	0,000	0,000
3	ROUE	2	PCS	0,254	-0,254	75,000	-0,254
4	PLAQUE BRASSAGE	1	PCS	0,700	140,000	0,000	140,000
5	BOLO BRASSAGE EN T	2	PCS	0,044	88,000	0,000	88,000
6	PLAQUE LATONNAGE	2	PCS	0,170	34,000	0,000	34,000
7	ROUE BRASSAGE	2	PCS	0,270	54,000	0,000	54,000
8	ROUE BRASSAGE	2	PCS	0,270	54,000	0,000	54,000
9	BOULON	8	PCS	0,200	1,600	0,000	0,000
10	BOULON D'AXE	2	PCS	0,200	40,000	0,000	40,000
10.1	BOULON D'AXE	2	PCS	0,200	40,000	-80,000	0,000
11	BOLO	1	PCS	0,200	20,000	0,000	20,000
12	BOULON DE BRASSAGE (PLAQUE BRASSAGE)	4	PCS	0,200	80,000	0,000	0,000
13	BOULON BRASSAGE (PLAQUE BRASSAGE)	4	PCS	0,200	80,000	0,000	0,000

CENTRE DE GRAVITE
 X= 150,000mm;
 Y=125,000mm
 Z= 78,286mm

DESSINE PAR
N. TOUPIN

VERIFIE PAR
EQUIPE 1

DESIGNE PAR
EQUIPE 1

ASSEMBLAGE VUE ECLATÉE

DATE
 2014-04-05

DATE
 2014-04-05

DATE
 2014-04-05

FORMAT
 Letter

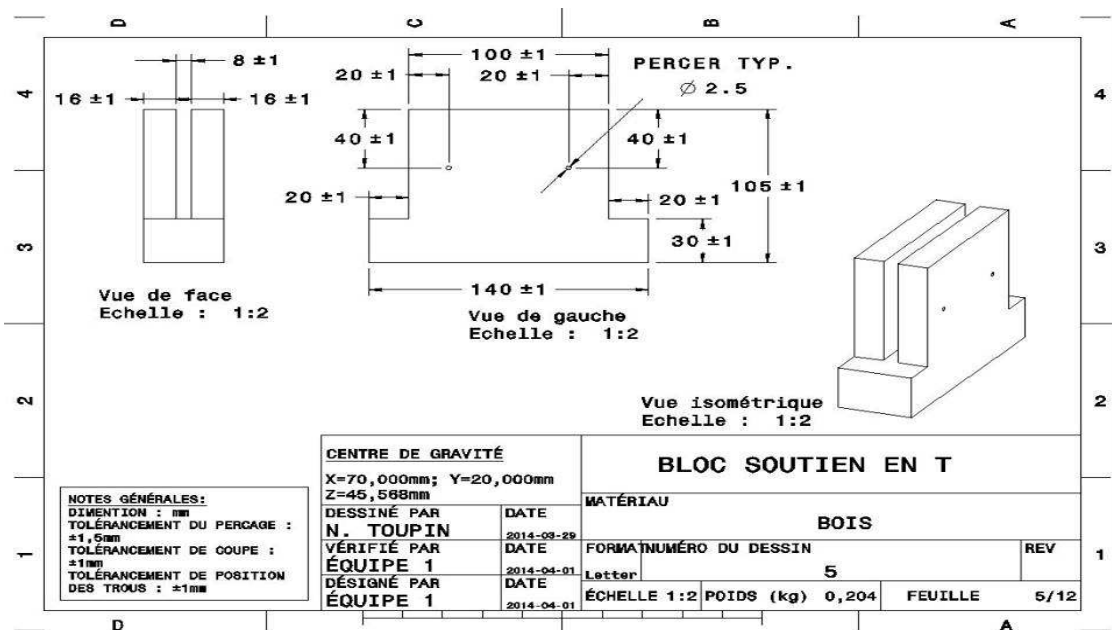
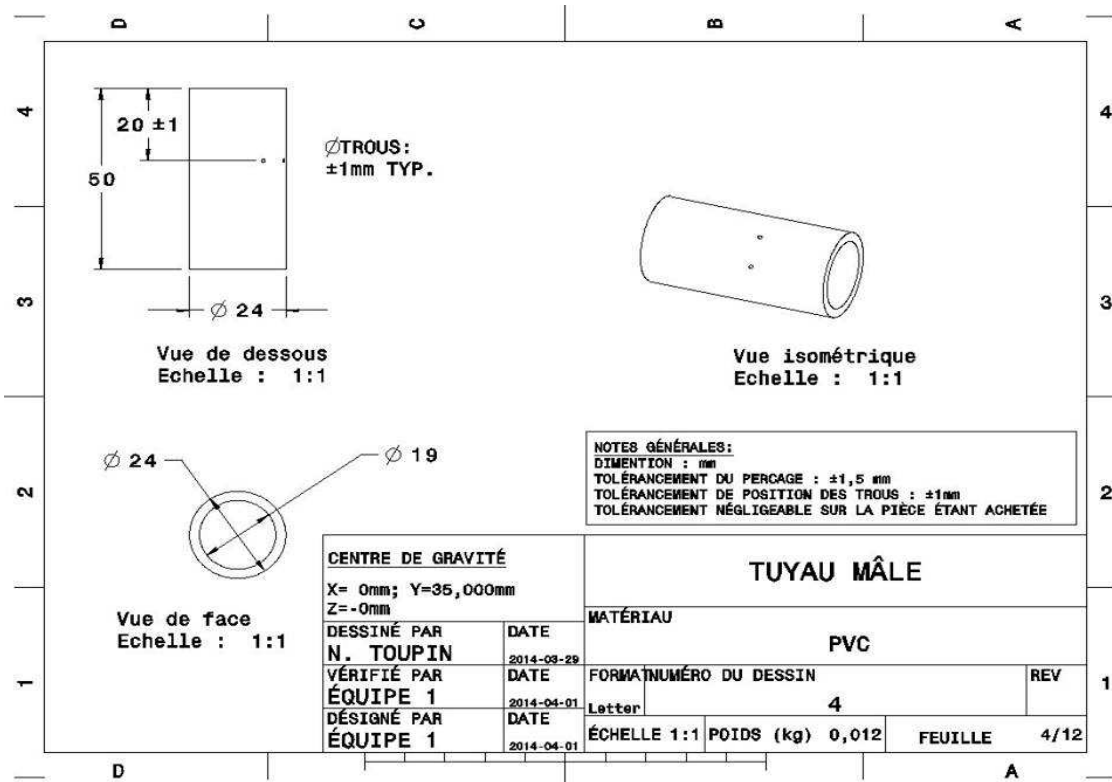
NUMERO DU DESSIN
 3

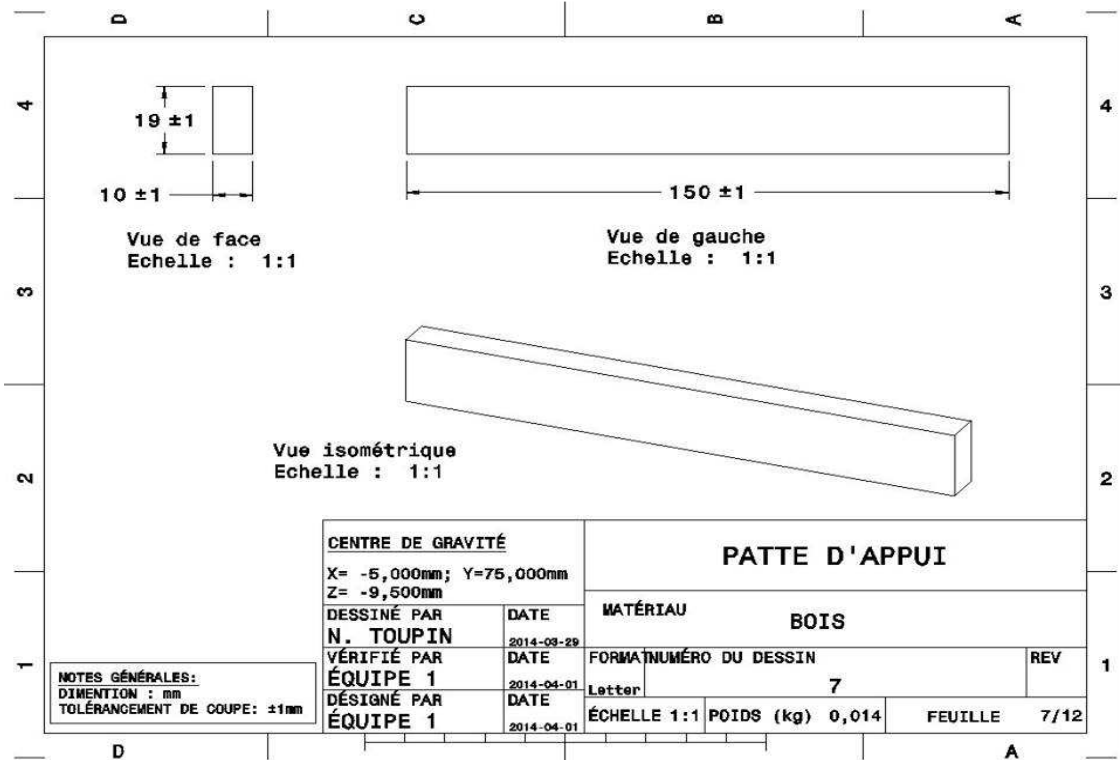
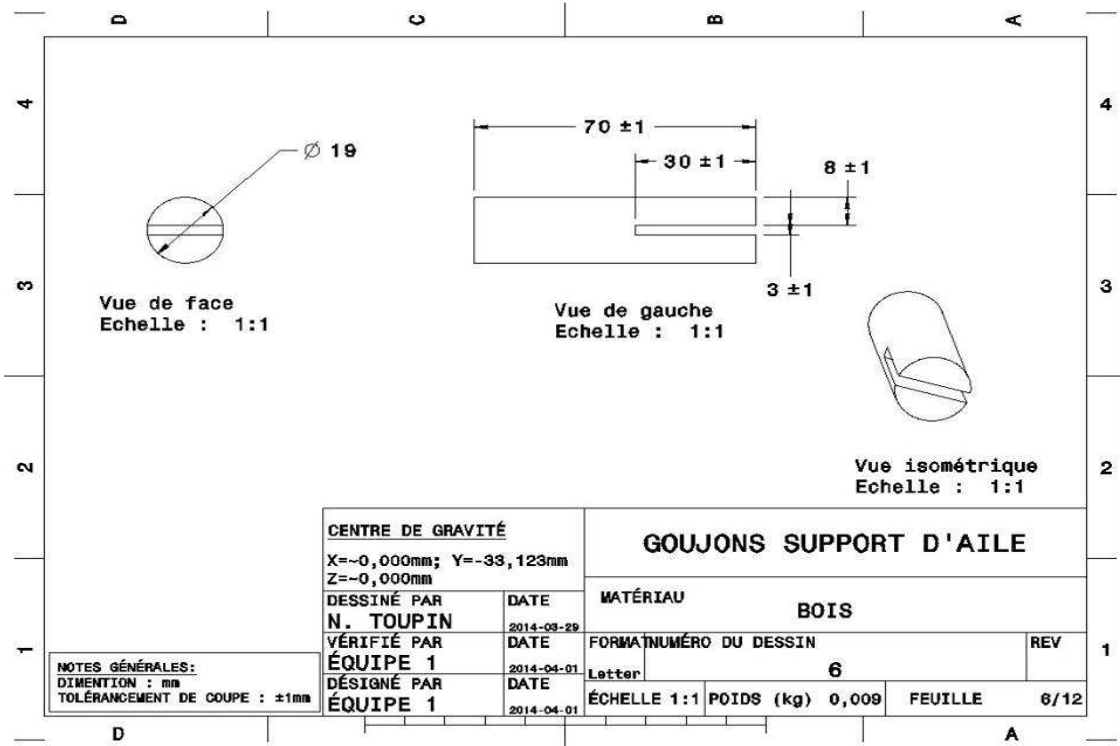
REV

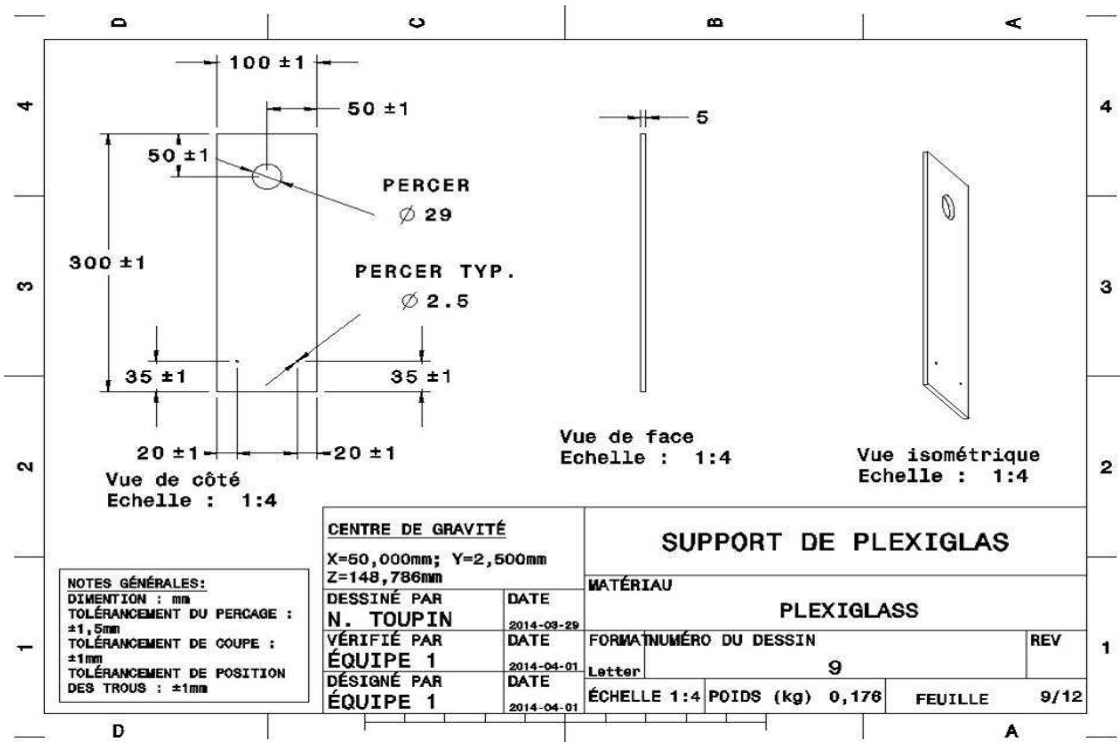
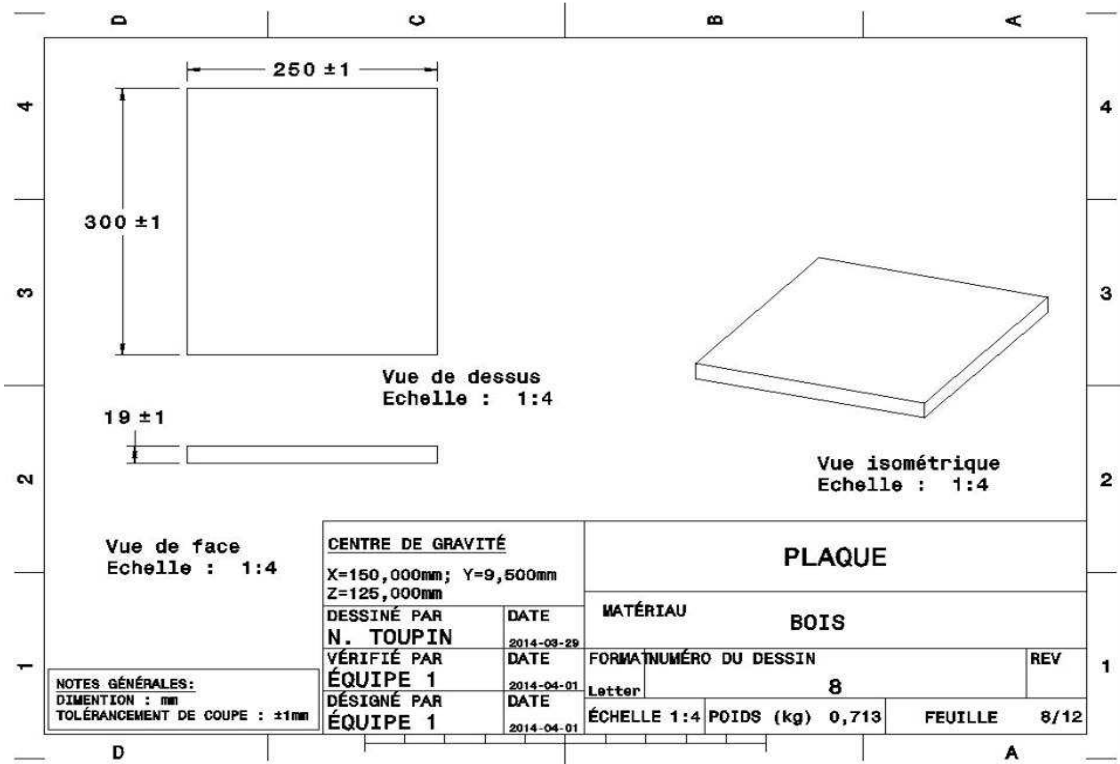
ÉCHELLE 1:5

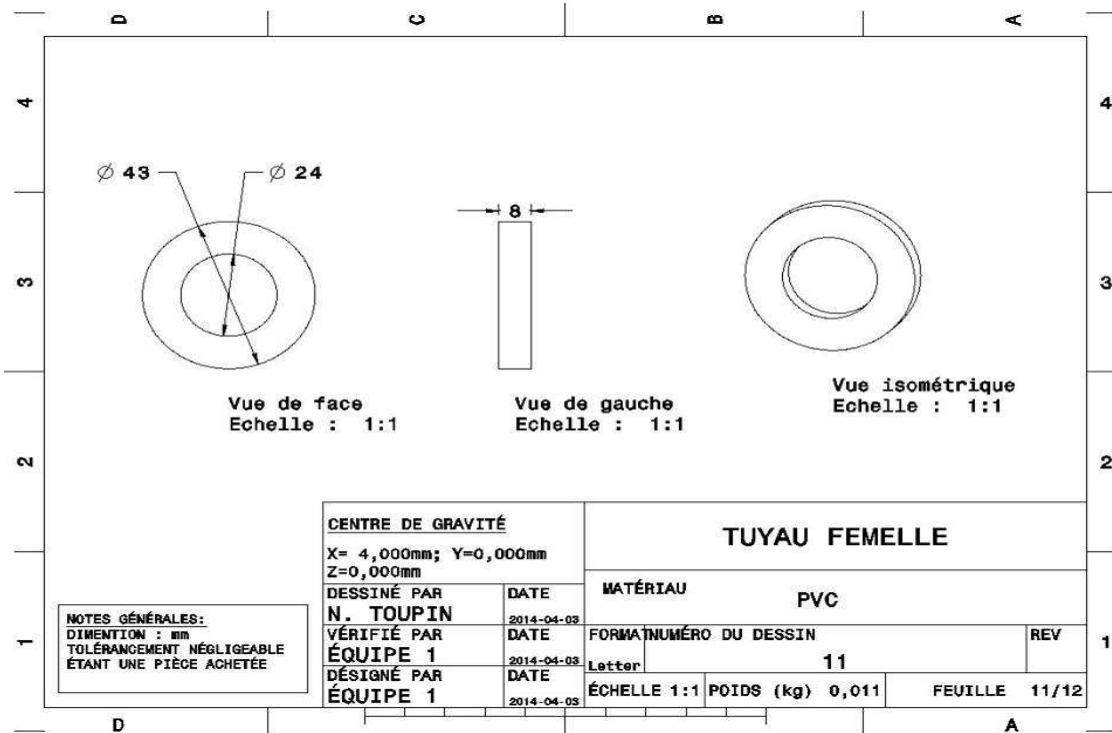
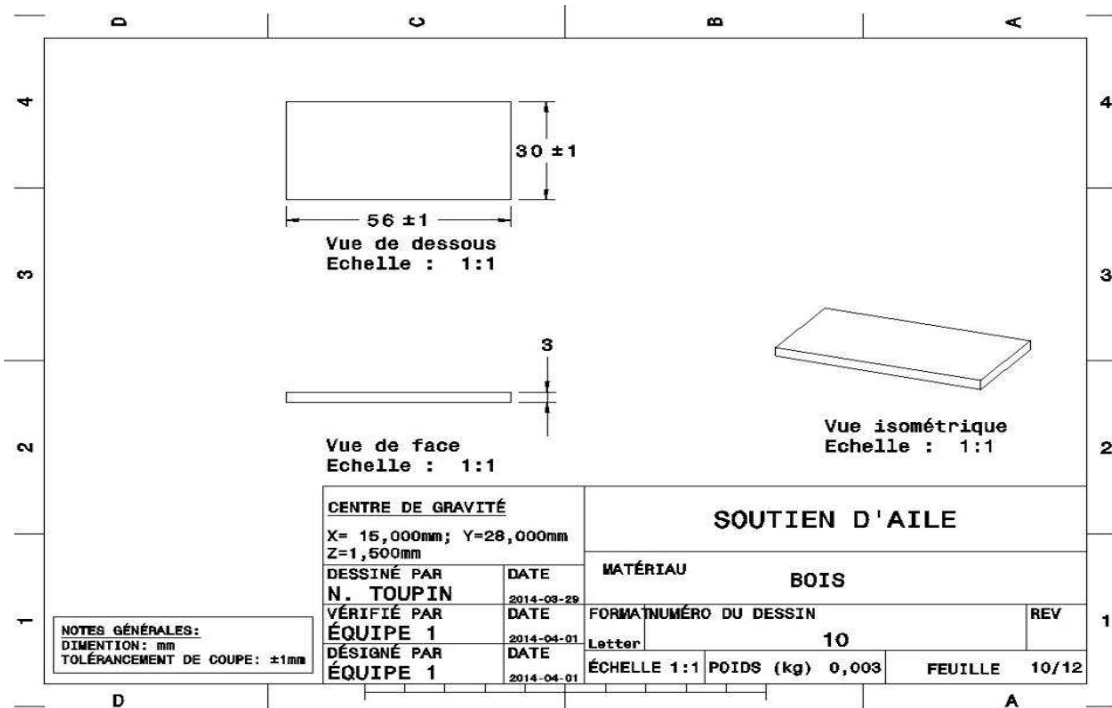
POIDS(kg) 1,570

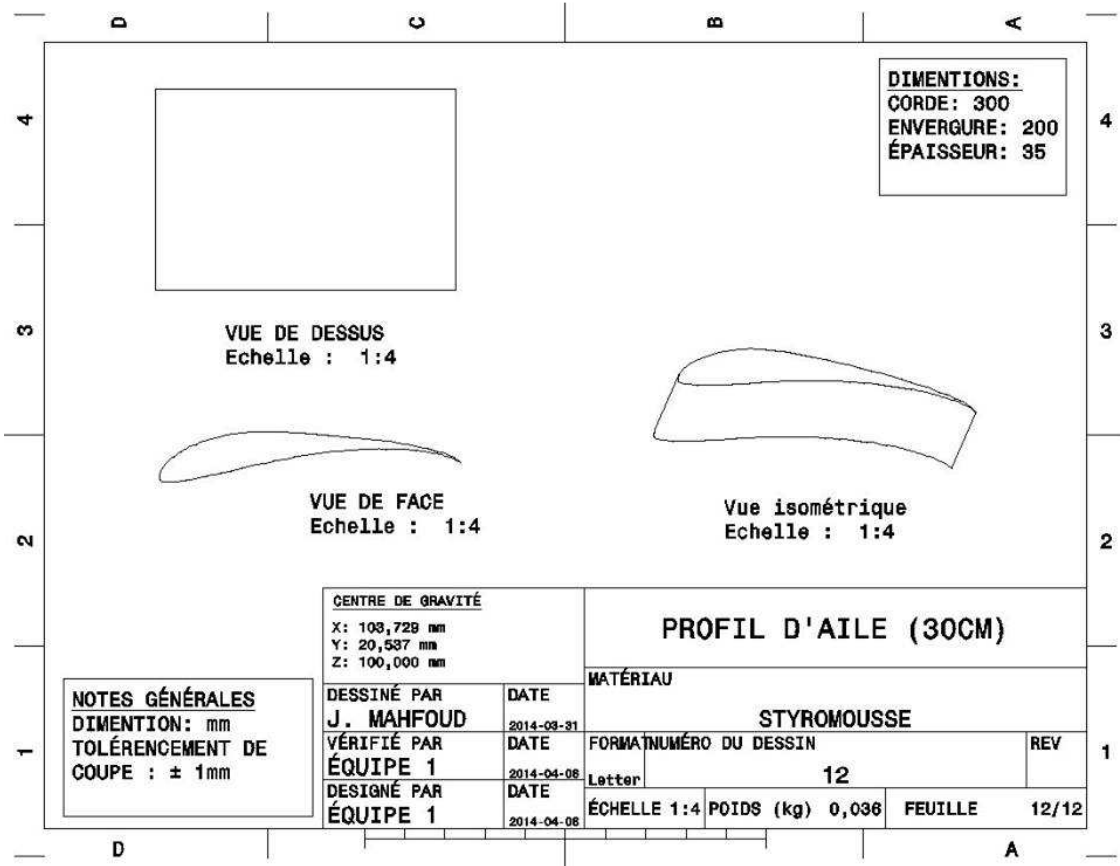
FEUILLE 3/12









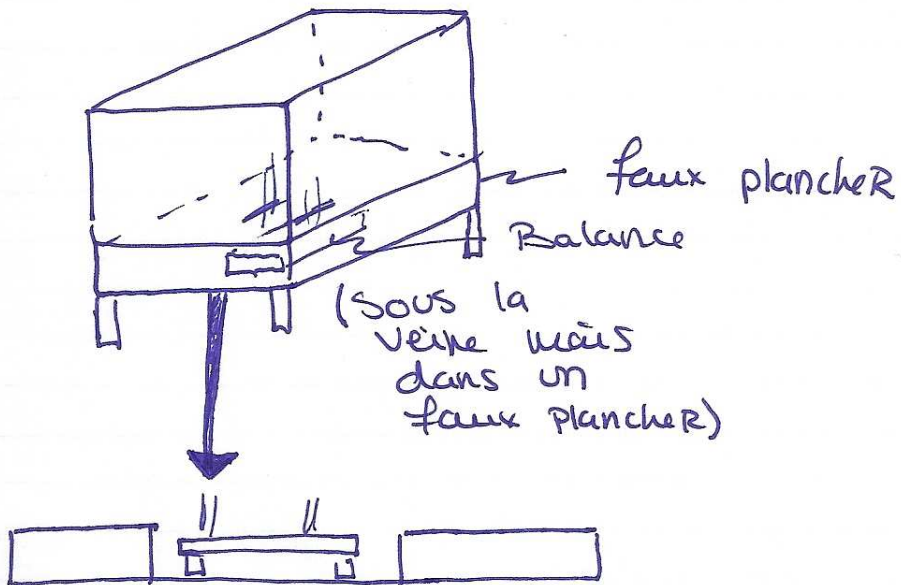
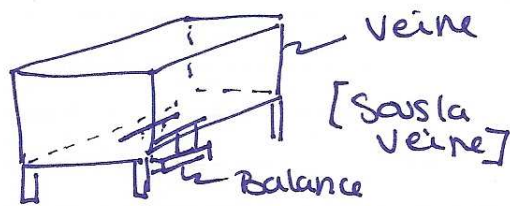


ANNEXE II

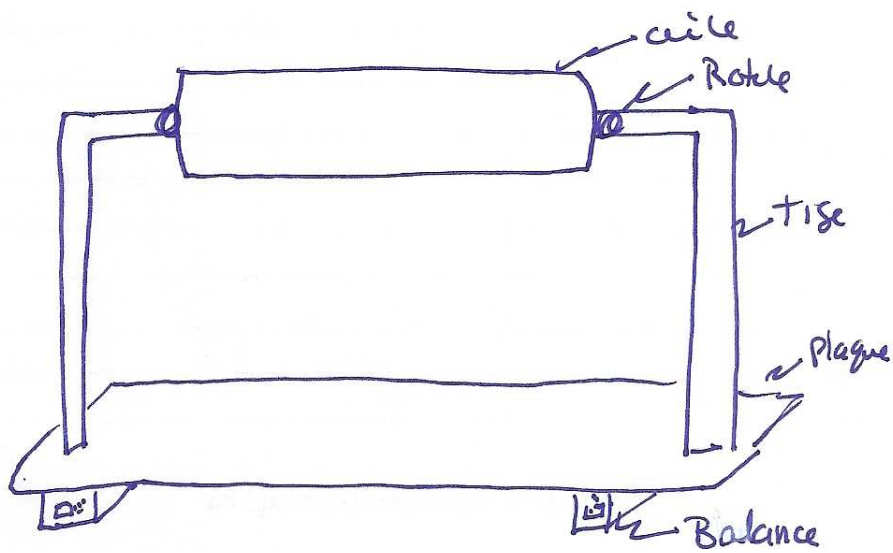
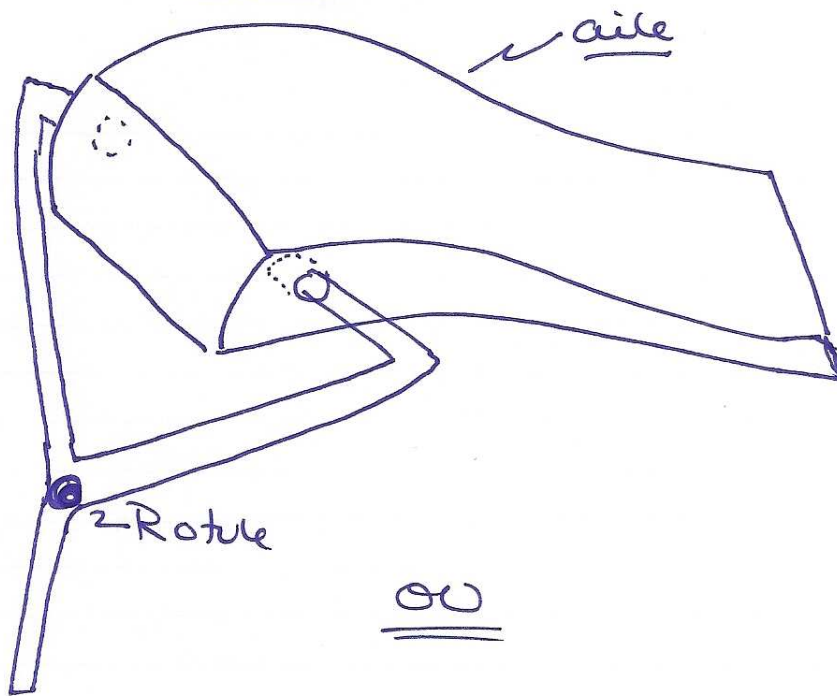
CROQUIS POUR L'ENSEMBLE DE L'ÉTUDE DE CAS 3

(18 meurs)

Emplacement des balances



(18maus)
Support d'aile



3^E ÉTUDE DE CAS : Échéancier

- **INFOS:**

- Profils
- Instruments de mesure
- Normes souffleries
- Ventilateurs
- Types de matériaux
- Propriétés des matériaux
- Profilés choisis
- Matériaux pour la fenêtre d'observation
- Ancrage
- Attaches

- **Graphique**

- Effort sur le profil
- Types de chargement
- Efforts sur les composantes
- Plans de coupes critiques, où les efforts internes doivent être analysés
- Effort dans les pièces selon l'angle
- Organe de liaison
- Procédure de mesure de poids

- **Dessins de fabrication**

- Cotes nominales pertinentes de chaque pièce
- Tolérancement
- Données pour le calcul de masse
- Position du CG

- **Calculs estimation**

- ~~○ Flux d'air~~
- Efforts internes//externes
- Masse des pièces et CG
- Coût de production (matériaux, temps)
- Temps d'assemblage d'essai et pour libérer le site

- **Justification**

- Dimensions profil
- ~~○ Dimension section essai de la soufflerie~~
- Charge max sur le profil
- Angle critique
- Facteur de sécurité (AVANT ET APRÈS la sélection du profilé)
- Dimension globale
- Cotes nominales de chaque pièce

- **Schémas et dessins**

Profil, ventilateur

- Montrer la forme
- Présenter les variables
- Présenter toutes les données
- Présenter les DCLs

Soufflerie et structure

- ~~○ Montrer la forme~~
- ~~○ Présenter les variables et DCLs~~
- ~~○ Expliquer les plans de coupes et configurations angulaires critiques~~
- ~~○ Présenter les spécifications ou la fiche technique~~
- Montrer l'assemblage (catia)

✓ **RAPPORT ÉDC3**

- Résumé et intro

- Cahier de données conceptuelles et techniques
- Efforts internes/externes
- Dimensions des pièces; profil et ventilateur
- Tableau synthèse
- Fiche technique du produit
- Analyse des résultats d'essais et de masse
- Conclusion
- Annexes

SEMAINE DU 17 MARS

SEMAINE DU 24 MARS

SEMAINE DU 31 MARS → TESTS PRÉVUS LE 8 AVRIL

DESCRIPTION (RÉPARTITION DE L'ARGENT)	HEURES	TAUX HORAIRE	MONTANT
Bérard Antoine	32.66	100.00	3 266.00 \$
Derasp Maxim	32.00	100.00	3 600.00 \$
T. Kouatchov Christian	22.50	100.00	2 250.00 \$
Mahfoud Jacob	41.56	100.00	4 156.00 \$
Proulx-Cabana Vincent	25.00	100.00	2 500.00 \$
Nadeau Olivier	29.50	100.00	2 950.00 \$
Toupin Nicholas	29.20	100.00	2 920.00 \$
<u>Travail administratif</u>			
Bérard Antoine	1.16	50.00	58.00 \$
Toupin Nicholas	6.70	50.00	335.00 \$
		TOTAL	22 035.00 \$

NOUS VOUS REMERCIONS DE VOTRE CONFIANCE.

ANNEXE V

DÉTAILS DES CALCULS POUR LES EFFORTS INTERNES

1. Profil d'aile

7-30-934

Calculs profil d'aile

30cm

3 gms

VOE

Vue face

$L_{max} C_L = L_{max}$
 $\frac{1}{2} D V^2 S = 0,3 \cdot 0,183$
 $\frac{1225}{m} \cdot 1102$
 $\Rightarrow L_{max} = 15,11 N$
 $15,11 N$

Finesse: $C_L = 2,2919 \approx 53,20$
 $C_D = 0,04308$

Finesse = $\frac{L_{max}}{D_{max}} \Rightarrow D_{max} = \frac{L_{max}}{Finesse} = \frac{15,11}{53,20} = 0,284 N = D_{max}$

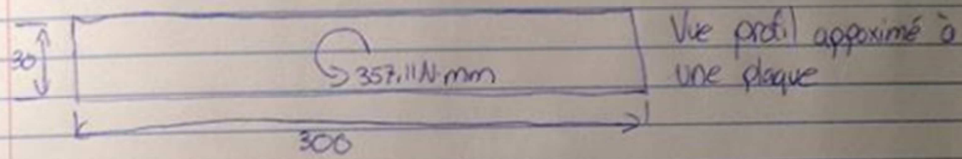
DCL plus gros:

Équilibre: $2F_y = 0 \Rightarrow 15,11 N = 2F_{iy}$
 $F_{iy} = 7,56 N$
 $2F_z = 0 \Rightarrow 2F_{iz} = 0,284$
 $F_{iz} = 0,142 N$
 $\Sigma M_A = 0 \Rightarrow 2M_{A0} = 15,11 (75 - 27,6) - 0,284 \cdot 7$
 $M_{A0} = 357,11 N \cdot mm$

Hypothèse: étant donné que la forme du profil est trop complexe pour nos connaissances en résistance matériaux, le profil sera remplacé par une plaque avec épaisseur moyenne.

42

Torsion (analysé entre les deux supports)

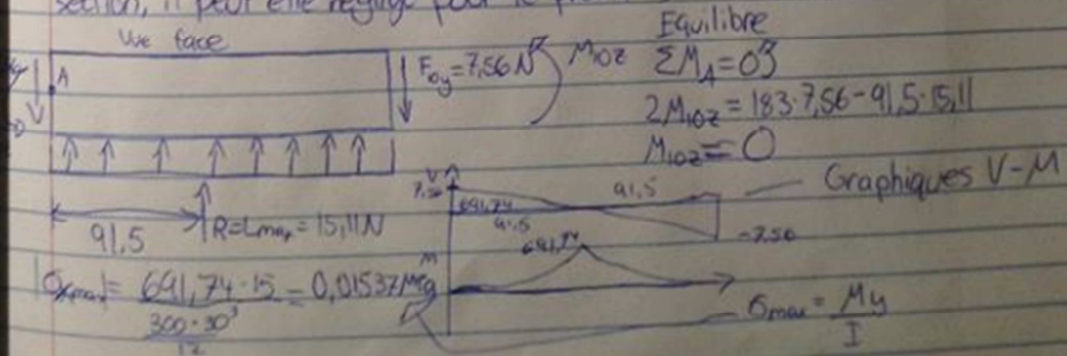


$$J = \frac{1}{3} b t^3 = \frac{300 \cdot 30^3}{3} = 2,7 \times 10^6 \text{ mm}^4$$

$$\sigma_{\max} = \frac{T r}{J} = \frac{357,11 \text{ N} \cdot \text{mm} \cdot 30 \text{ mm}}{2,7 \times 10^6 \text{ mm}^4} = 0,00396 \text{ MPa} = \sigma_{\max} \text{ en torsion}$$

(Où, ici, il pourrait être intéressant de calculer l'épaisseur minimale dans nos conditions pour du stirophane si tu peux trouver un σ_{\max})

Flexion: Hypothèse: Comme Drag \ll Lift et qu'il agit sur une plus grosse section, il peut être négligé pour le profil



$$\sigma_{\max} = \frac{691,74 \cdot 15}{\frac{300 \cdot 30^3}{12}} = 0,01537 \text{ MPa}$$

$$\sigma_{\max} = \frac{7,56 \cdot (15 \cdot 300) \cdot 15/2}{\frac{300 \cdot 30^3}{12} \cdot 300} = 0,00252 \text{ MPa} \quad \sigma_{\max} = \frac{VQ}{Ib}$$

2. Support du profil d'aile

$M_{\max} = 357.11 \text{ Nmm}$
 $F_y = 7.56 \text{ N}$
 $F_z = 0.142 \text{ N}$

Torsion:
 Partie cylindrique: $J = \frac{\pi}{2} (r^4) = \frac{\pi}{2} \cdot \left(\frac{19}{2}\right)^4 = 12794 \text{ mm}^4$
 $\tau_{\max} = \frac{T_{\max}}{J} = \frac{357.11 \cdot \left(\frac{19}{2}\right)}{12794} = 0.265 \text{ MPa}$

Plaque: $J = \frac{bt^3}{3} = \frac{56 \cdot 3^3}{3} = 504 \text{ mm}^4$
 $\tau_{\max} = \frac{Tt}{J} = \frac{357.11 \cdot 3}{504} = 2.13 \text{ MPa}$

Flexion: Trainée encore une fois négligée
 Partie cylindrique: $I = \frac{\pi r^4}{4} = \frac{\pi \cdot \left(\frac{19}{2}\right)^4}{4} = 6397 \text{ mm}^4$, $Q = \frac{4r}{3\pi} \cdot \frac{\pi r^2}{2} = \frac{4}{3} \cdot \left(\frac{19}{2}\right)^2 = 5758 \text{ mm}^3$
 $\sigma_{x,\max} = \frac{M_y}{I} = \frac{357.11 \cdot \left(\frac{19}{2}\right)}{6397} = 0.53 \text{ MPa}$ ← $\sigma_x = -\frac{M_y}{I}$

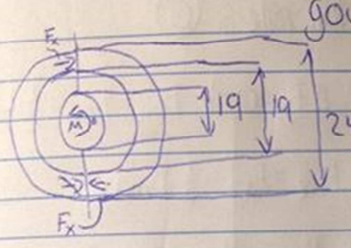
$\tau_{xy,\max} = \frac{VQ}{Ib} = \frac{7.56 \cdot \frac{5758}{3}}{6397 \cdot \left(\frac{19}{2}\right)} = 1.76 \cdot 10^{-2} \text{ MPa} = 7.11 \cdot 10^{-2} \text{ MPa}$

Plaque: $I = \frac{bh^3}{12} = \frac{56 \cdot 3^3}{12} = 126 \text{ mm}^4$, $Q = \left(56 \cdot \frac{3}{2}\right) \cdot \frac{3}{4} = 63 \text{ mm}^3$
 $\sigma_{x,\max} = \frac{M_y}{I} = \frac{357.11 \cdot 1.5}{126} = 4.25 \text{ MPa}$

$\tau_{xy,\max} = \frac{VQ}{Ib} = \frac{7.56 \cdot 63}{126 \cdot 56} = 0.09 \text{ MPa}$
 $\tau_{xy,\max} = \frac{7.56 \cdot 63}{126 \cdot 56} = 6.75 \cdot 10^{-2} \text{ MPa}$

3. Goupille

goupille DCL + Équilibre



$\sum M_{\text{centre}} = 0$

$$M_x = 2 \cdot \left(F_x \cdot \frac{24+19}{2} \right)$$

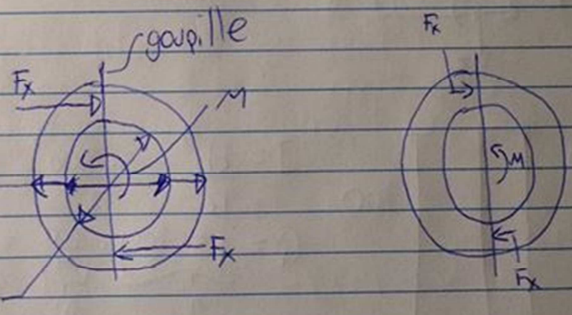
$$M_x = 43 F_x$$

$$\frac{357,11}{43} = F_x$$

$$8,30 = F_x$$

$$\sigma_{\text{max}} = \frac{F}{A} = \frac{8,30}{\pi \cdot \left(\frac{19}{2}\right)^2} = 10,57 \text{ MPa}$$

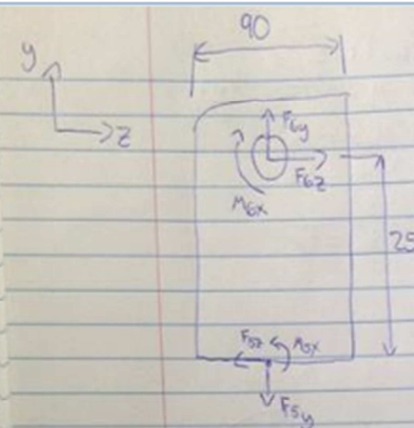
DCL plus clair:
(soutien d'aile dans la partie mâle)



goupille

4. Plaques latérales

Plaques latérales (6)



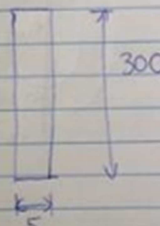
Équilibre : $\sum F_y = 0 \Rightarrow F_{y1} = F_{y2} = \frac{1}{2} L_{max}$

$\sum F_z = 0 \Rightarrow F_{z1} = F_{z2} = \frac{1}{2} D_{max}$

$\sum M_x = 0 \Rightarrow M_{sx} = M_{gx} + 250 \cdot F_{oz}$

$M_{sx} = 357,11 + 0,142 \cdot 250 = 392,61 \text{ Nmm}$

Section



$I = \frac{bh^3}{12} = \frac{5 \cdot 300^3}{12} = 11,25 \times 10^6 \text{ mm}^4$

$Q = \left(\frac{5 \cdot 300}{2} \right) \cdot \frac{300}{4} = 56250 \text{ mm}^3$

Flexion:

$\sigma_{x,max} = \frac{M_{max} \cdot y_{max}}{I} = \frac{392,61 \cdot 150}{11,25 \times 10^6} = 5,23 \times 10^{-3} \text{ MPa}$

$|\tau_{xy,max}| = \frac{V \cdot Q}{I \cdot b} = \frac{0,142 \cdot 56250}{11,25 \times 10^6 \cdot 5} = 1,42 \times 10^{-4} \text{ MPa}$

Chargement uniaxial

$\sigma_y = \frac{F_y}{A} = \frac{7,56}{90 \cdot 5} = 1,68 \times 10^{-2} \text{ MPa}$

Hypothèse générale: À l'exception du profil d'aile qui de la portance, les forces sont représentées par des forces concentrées en un seul point afin de faciliter les calculs et la compréhension.

5. Support en «T»

Support en T (5)

La partie supérieure ne reprend pas vraiment d'efforts et si jamais elle le faisait, elle les transmettrait à la partie inférieure, donc le support peut être considéré de la sorte :

Équilibre: $\sum F_y = 0 \Rightarrow F_{5y} = F_{4y} = 7,56 \text{ N}$
 $F_{5z} = F_{4z} = 0,142 \text{ N} \leftarrow \sum F_x = 0$

$\sum M_y = 0 \Rightarrow M_{4x} = M_{5x} + 30 \cdot F_{5z}$
 $M_{4x} = 392,61 + 30 \cdot 0,142 = 396,87$

Section:

$I = bh^3 = 36 \cdot 30^3 = 81000 \text{ mm}^4$
 $Q = \underbrace{\left(36 \cdot \frac{30}{2}\right)}_{A'} \cdot \underbrace{\left(\frac{30}{4}\right)}_{y'} = 4050 \text{ mm}^3$

Flexion: $|\sigma_{z, \max}| = \frac{M_{\max} y_{\max}}{I} = \frac{396,87 \cdot \left(\frac{30}{2}\right)}{81000} = 7,35 \cdot 10^{-2} \text{ MPa}$

$|\tau_{zy, \max}| = \frac{VQ}{Ib} = \frac{0,142 \cdot 4050}{81000 \cdot 36} = 1,97 \cdot 10^{-4} \text{ MPa}$

Chargement uniaxial: $\sigma_y = \frac{F_y}{A} = \frac{7,56}{135 \cdot 36} = 1,56 \cdot 10^{-3} \text{ MPa}$

6. Plaque de soutien

Plaque de soutien (4)

$2F_{xy} = 15,11 \text{ N}$
 $2F_{yz} = 0,284 \text{ N}$
 $2M_{ux} = 793,74 \text{ Nmm}$

Sys hyperstatique : 3 équations pour 6 inconnus
 Or, F_{3zA} et F_{3zB} sont très petits et peuvent être négligés
 Les points d'appui A et B sont minces, donc le moment généré est très petit. On le suppose = à 0.
 Donc :

$$\sum F_y = 0 \Rightarrow F_{3yA} + F_{3yB} = 15,11$$

$$\sum M_A = 0 \Rightarrow -793,74 + \frac{150}{2} \cdot 15,11 - 19 \cdot 0,284 = 180 F_{3yB}$$

$F_{3yB} = 3,12 \text{ N}$
 $F_{3yA} = 11,99 \text{ N}$

↳ Surtout car $\sum M_A$ ne fais pas intervenir F_{3zA} et F_{3zB}

Section:

Flexion

$$I = \frac{bh^3}{12} = \frac{247 \cdot 19^3}{12} = 141181 \text{ mm}^4, \quad Q = \frac{(247 \cdot \frac{19}{2}) \cdot \frac{19}{4}}{3} = 11146 \text{ mm}^3$$

$$\sigma_{z,max} = \frac{M_{max} y_{max}}{I} = \frac{793,74 \cdot \frac{19}{2}}{141181} = 0,677 \text{ MPa}$$

$$\tau_{zy} = \frac{V_{max} Q_{max}}{I b} = \frac{0,284 \cdot 11146}{141181 \cdot 247} = 9,08 \cdot 10^{-5} \text{ MPa}$$

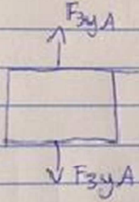
Chargement uniaxial:

$$\sigma_y = \frac{F}{A} = \frac{15,11}{247 \cdot 19} = 2,04 \cdot 10^{-4} \text{ MPa}$$

7. Pattes

Pattes ③

Comme les pattes sont identiques, il n'est vraiment pas utile d'aller regarder les efforts dans la patte arrière (moins sollicitée)



Chargement uniaxial: $\sigma_y = \frac{F}{A} = \frac{11,99}{150,10} = 7,99 \times 10^{-3} \text{ MPa}$

ANNEXE VI

DÉTAILS DES CALCULS POUR LES EFFORTS EXTERNES

1. Calculs sur l'ensemble du système

$h = 300 + (-7) + 250 + 30 + 19 + 19 = 311 \text{ mm}$
 (différence entre^a
 centre poussée
 aérodynamique
 et point attache aile)

$d_1 + d_2 = 180$
 $d_1 = \frac{180}{2} - (75 - 27,6) = 42,6 \text{ mm}$
 $d_2 = 180 - 42,6 = 137,4 \text{ mm}$

Équilibre: $\sum F_y = 0 \Rightarrow p = R_1 + R_2$ (1) $R_2 = p - R_1$
 $\sum M_0 = 0 \Rightarrow$
 $p \cdot d_1 - D \cdot h - (d_1 + d_2) R_2 = 0$ (3)

$15,11 \cdot 42,6 - 0,284 \cdot 311 = 180 R_2$
 $R_2 = 3,09 \text{ N}$ (2)

(2) \rightarrow (1): $R_1 = 15,11 - 3,09 = 12,02 \text{ N}$

Ces calculs valident les calculs des efforts internes,
 puisque les réactions aux pattes sont très semblables.
 En effet, 3,09 N au lieu de 3,12 représente moins de
 1% d'écart (0,97%)

ANNEXE VII

DÉTAILS DES CALCULS POUR L'EXIGENCE 6 (GLOBAL 5000)

1. Calcul dans les conditions extrêmes d'un Global 5000 :

$5 \text{ kg} = ? \text{ N} : 5 \text{ kg} \cdot 9,8 \frac{\text{N}}{\text{kg}} = 49 \text{ N}$. Il s'agit de R_1 , car $R_1 > R_2$
 en remplaçant (1) dans (3)

$P \cdot d_1 - D \cdot h - (d_1 + d_2) R_2 (P - R_1) = 0$

$42,6 \cdot P - 311 \cdot D - 180 \cdot P + 180 \cdot 49 = 0$
 $-137P - 311 \cdot D = 8820 \text{ (4)}$

En estimant la finesse constante: 53,20

$D_{\text{max}} = \frac{L_{\text{max}}}{\text{Finesse}} = \frac{P}{53,20} \text{ (5)}$

(5) → (4): $-137P - 311 \cdot \frac{P}{53,20} = -8820$
 $142,85P = 8820$
 $P = 61,74 \text{ N}$

La portance maximale que nos balance peut calculer est donc 61,74 N
 $51000 \rho_i = 15.545 \text{ m}$

$C_L = \frac{L_{\text{max}}}{\frac{1}{2} \rho V^2 S}$ $C_L = 2,2919$
 $\rho_{15.545 \text{ m}} = 1,93674 \times 10^{-1} \text{ kg/m}^3$ $0,18006 \text{ kg/m}^3$
 $V = 0,89 \cdot a_{15.545} = 0,89 \cdot 295,069 = 262,61 \text{ m/s}$
 $S = 0,3 \cdot b$ * Référence via facebook

$b = \frac{L_{\text{max}}}{\frac{1}{2} \cdot \rho V^2 \cdot 0,3} = \frac{61,74}{\frac{1}{2} \cdot 0,18006 \cdot (262,61)^2 \cdot 0,3} = 0,03314 \frac{\text{m}}{\text{mm}}$
 $33,14 \text{ mm}$

ANNEXE VIII

PRÉDICTION NUMÉRIQUE DE XFOIL

Tableau 5 : Prédiction numérique de Xfoil pour le S1223 à Mach 0, 200 000 Reynolds et Ncrit 9 (airfoilstools.com, 2014)

```

XFOIL          Version 6.96

Calculated polar for: s1223

1 1 Reynolds number fixed          Mach number fixed
xtrf = 1.000 (top)          1.000 (bottom)
Mach = 0.000      Re = 0.200 e 6      Ncrit = 9.000

  alpha    CL      CD      CDp      CM      Top_Xtr  Bot_Xtr
-----
-6.500    0.0364   0.10133  0.09809  -0.0680  0.9421  0.0345
-6.250    0.0469   0.09868  0.09546  -0.0718  0.9334  0.0354
-6.000    0.0508   0.09669  0.09349  -0.0763  0.9232  0.0356
-5.750    0.0806   0.09179  0.08861  -0.0765  0.9190  0.0363
-5.500    0.1067   0.08822  0.08503  -0.0800  0.9150  0.0373
-5.250    0.1164   0.08572  0.08257  -0.0804  0.9030  0.0382
-5.000    0.1245   0.08324  0.08011  -0.0809  0.8906  0.0394
-4.750    0.1269   0.08100  0.07789  -0.0827  0.8762  0.0407
-4.500    0.1391   0.07730  0.07421  -0.0888  0.8604  0.0412
-4.250    0.1638   0.07385  0.07075  -0.0875  0.8526  0.0420
-4.000    0.1856   0.07076  0.06763  -0.0892  0.8355  0.0435
-3.750    0.2183   0.06637  0.06318  -0.0983  0.8131  0.0468
-3.500    0.2671   0.06098  0.05766  -0.1085  0.7882  0.0484
-3.250    0.3591   0.05325  0.04961  -0.1352  0.7497  0.0549

```

-3.000	0.4521	0.04675	0.04260	-0.1598	0.6965	0.0630
-2.750	0.4529	0.04601	0.04165	-0.1524	0.6584	0.0639
-2.500	0.5218	0.04093	0.03616	-0.1705	0.6254	0.0733
-2.250	0.5219	0.04093	0.03605	-0.1634	0.6040	0.0747
-2.000	0.7757	0.02427	0.01766	-0.2308	0.5711	0.0721
-1.750	0.9027	0.01890	0.01064	-0.2530	0.5513	0.0481
-1.500	0.9431	0.01846	0.01006	-0.2557	0.5387	0.0518
-1.000	1.0263	0.01778	0.00904	-0.2611	0.5177	0.0572
-0.750	1.0687	0.01778	0.00887	-0.2641	0.5086	0.0644
-0.500	1.1086	0.01768	0.00875	-0.2666	0.5000	0.0749
-0.250	1.1554	0.01758	0.00895	-0.2707	0.4921	0.2576
0.000	1.1864	0.01804	0.00925	-0.2712	0.4860	0.2928
0.250	1.2135	0.01838	0.00963	-0.2708	0.4801	0.3263
0.500	1.2420	0.01874	0.00993	-0.2708	0.4745	0.3552
0.750	1.2746	0.01909	0.01014	-0.2717	0.4694	0.3719
1.000	1.3047	0.01928	0.01035	-0.2720	0.4644	0.3835
1.250	1.3344	0.01947	0.01053	-0.2723	0.4595	0.3972
1.500	1.3650	0.01971	0.01072	-0.2728	0.4552	0.4129
1.750	1.3971	0.02001	0.01095	-0.2736	0.4513	0.4310
2.000	1.4305	0.02039	0.01132	-0.2747	0.4474	0.4534
2.250	1.4588	0.02059	0.01164	-0.2747	0.4435	0.4800
2.500	1.4884	0.02083	0.01197	-0.2750	0.4395	0.5136
2.750	1.5190	0.02110	0.01232	-0.2755	0.4359	0.5572
3.000	1.5503	0.02140	0.01269	-0.2761	0.4327	0.6156
3.250	1.5826	0.02183	0.01318	-0.2769	0.4296	0.6987

3.500	1.6008	0.02189	0.01352	-0.2746	0.4270	0.8271
3.750	1.6172	0.02196	0.01369	-0.2721	0.4240	1.0000
4.000	1.6448	0.02235	0.01404	-0.2720	0.4206	1.0000
4.250	1.6730	0.02276	0.01440	-0.2721	0.4175	1.0000
4.500	1.7018	0.02319	0.01477	-0.2723	0.4148	1.0000
4.750	1.7319	0.02371	0.01522	-0.2728	0.4121	1.0000
5.000	1.7614	0.02435	0.01581	-0.2732	0.4093	1.0000
5.250	1.7847	0.02474	0.01630	-0.2723	0.4064	1.0000
5.500	1.8093	0.02518	0.01680	-0.2716	0.4033	1.0000
5.750	1.8348	0.02563	0.01730	-0.2712	0.4004	1.0000
6.000	1.8609	0.02606	0.01772	-0.2708	0.3974	1.0000
6.250	1.8886	0.02652	0.01812	-0.2708	0.3945	1.0000
6.500	1.9197	0.02729	0.01880	-0.2717	0.3915	1.0000
6.750	1.9392	0.02771	0.01940	-0.2700	0.3886	1.0000
7.000	1.9602	0.02819	0.02000	-0.2687	0.3853	1.0000
7.250	1.9826	0.02863	0.02052	-0.2676	0.3819	1.0000
7.500	2.0067	0.02903	0.02093	-0.2669	0.3785	1.0000
7.750	2.0339	0.02946	0.02130	-0.2669	0.3753	1.0000
8.000	2.0592	0.03015	0.02202	-0.2666	0.3720	1.0000
8.250	2.0753	0.03067	0.02275	-0.2643	0.3686	1.0000
8.500	2.0938	0.03118	0.02338	-0.2626	0.3649	1.0000
8.750	2.1151	0.03159	0.02385	-0.2614	0.3614	1.0000
9.000	2.1400	0.03193	0.02415	-0.2609	0.3580	1.0000
9.250	2.1647	0.03255	0.02477	-0.2605	0.3542	1.0000
9.500	2.1738	0.03312	0.02558	-0.2569	0.3501	1.0000

9.750	2.1881	0.03358	0.02617	-0.2543	0.3458	1.0000
10.000	2.2074	0.03388	0.02649	-0.2527	0.3419	1.0000
10.250	2.2356	0.03427	0.02675	-0.2530	0.3375	1.0000
10.500	2.2334	0.03499	0.02779	-0.2473	0.3333	1.0000
10.750	2.2372	0.03556	0.02851	-0.2428	0.3287	1.0000
11.000	2.2491	0.03592	0.02890	-0.2399	0.3244	1.0000
11.250	2.2719	0.03633	0.02923	-0.2392	0.3200	1.0000
11.500	2.2654	0.03739	0.03060	-0.2331	0.3160	1.0000
11.750	2.2678	0.03827	0.03165	-0.2287	0.3114	1.0000
12.000	2.2764	0.03890	0.03234	-0.2256	0.3070	1.0000
12.250	2.2901	0.03956	0.03299	-0.2234	0.3026	1.0000
12.500	2.2823	0.04106	0.03479	-0.2178	0.2977	1.0000
12.750	2.2837	0.04222	0.03610	-0.2139	0.2928	1.0000
13.000	2.2919	0.04308	0.03696	-0.2111	0.2881	1.0000
13.250	2.2866	0.04490	0.03903	-0.2067	0.2828	1.0000
13.500	2.2836	0.04662	0.04092	-0.2029	0.2770	1.0000
13.750	2.2883	0.04791	0.04219	-0.2001	0.2718	1.0000
14.000	2.2781	0.05052	0.04510	-0.1961	0.2651	1.0000
14.250	2.2747	0.05267	0.04732	-0.1931	0.2586	1.0000
14.500	2.2675	0.05551	0.05034	-0.1902	0.2514	1.0000
14.750	2.2602	0.05848	0.05337	-0.1876	0.2440	1.0000
15.000	2.2502	0.06209	0.05715	-0.1854	0.2361	1.0000
15.250	2.2389	0.06600	0.06107	-0.1835	0.2284	1.0000
15.500	2.2241	0.07075	0.06600	-0.1821	0.2198	1.0000
15.750	2.2082	0.07580	0.07108	-0.1811	0.2121	1.0000

16.000	2.1887	0.08179	0.07721	-0.1807	0.2035	1.0000
16.250	2.1686	0.08806	0.08356	-0.1809	0.1957	1.0000
16.500	2.1474	0.09474	0.09029	-0.1815	0.1879	1.0000

ANNEXE IX

RÉFÉRENCES

- [1] Huet, G. Cloutier, G. (2010) *Cahier de projet pour l'étudiant en génie*. (version révisée). Montréal
- [2] J-F Viau, note de cours de caractéristique des aéronefs (Aer1200) *Aérodynamique*, P.6-42
- [3] Polytechnique Montréal. Bibliothèque (août 2013). *Guide de présentation des citations et des références bibliographiques*. Montréal : La Bibliothèque. Tiré de <http://www.polymtl.ca/biblio/utiliser/citations-guide.pdf>
- [4] *La tête dans les nuages : effet de sol*, 2014 [En ligne]. Disponible : <http://sonicboom.aero/2008/10/13/tpe-effet-de-sol-avion-aeronautique-lyce/> [Consulté le 8 avril 2014].
- [5] *L'aérodynamisme : la soufflerie*, 2014 [En ligne]. Disponible : <http://www.laberezina.com/technique/aerodynamique-3.htm> [Consulté le 8 avril 2014].
- [6] *base de données airfoil*, 2014 [En ligne]. Disponible : <http://airfoiltools.com/polar/details?polar=xf-s1223-il-200000> [Consulté le 8 avril 2014].
- [7] *Aérodynamisme et mécanique du vol*, 2014 [En ligne]. Disponible : http://www.aerobigorre.org/bia/download/tome_2_aerodynamique_mecanique_du_vol.pdf [Consulté le 8 avril 2014].
- [8] NASA, Virtual Skies, *Aeronautics*, The work of Wings (2010) <http://virtualskies.arc.nasa.gov/aeronautics/3.html>
- [9] 2bfly, Newsstand, *Airfoils*, Under-cambered (2014) <http://2bfly.com/knowledgebase/airplanes/airfoils/>
- [10] M.Rad-F.J.Kazemi, International Journal of Engineering, Vol.14, No. 3, *EFFECT OF CAMBER AND THICKNESS ON THE AERODYNAMIC PROPERTIES OF AN AIRFOIL IN GROUND PROXIMITY*, Department of Mechanical, Sharif Engineering

University

(2001)

http://www.sid.ir/en/VEWSSID/J_pdf/85620010311.pdf

- [11] Reynolds Number Calculator, 2014, [En ligne]. Disponible :
<http://airfoiltools.com/calculator/reynoldsnumber?MReNumForm%5Bvel%5D=14&MReNumForm%5Bchord%5D=0.3&MReNumForm%5Bkvisc%5D=1.5111E-5&yt0=Calculate> [Consulté le 8 avril 2014].
- [12] S1223 (s1223-il), S1223 - Selig S1223 high lift low Reynolds number airfoil, 2014, [En ligne]. Disponible :
<http://airfoiltools.com/airfoil/details?airfoil=s1223-il> [Consulté le 8 avril 2014].
- [13] Michael S. Selig , Emerging UAV Technology, *LOW REYNOLDS NUMBER AIRFOILS DESIGN LECTURE NOTES*, Department of aerospace engineering, University of Illinois, 24-28 November 2003, [En ligne]. Disponible :
<http://aerospace.illinois.edu/m-selig/pubs/Selig-2003-VKI-LRN-Airfoil-Design-Lecture-Series.pdf> [Consulté le 8 avril 2014].
- [14] Michael S. Selig, James J., Journal of Aircraft, Vol.34, No.1, HIGH-LIFT LOW REYNOLDS NUMBER AIRFOIL DESIGN, Department of aerospace engineering, University of Illinois, January-February 1997 , [En ligne]. Disponible :
<ftp://labattmot.ele.ita.br/ele/jacques/LowSpeedAirfoilData/GuglielmoSelig-1997-JofAC-S1223.pdf> [Consulté le 8 avril 2014].
- [15] Le centrage,2014, , [En ligne]. Disponible : <http://aerodynamique.chez.com/centrage.html> [Consulté le 8 avril 2014].
- [16] Xfoil - Utilisation adaptée à la conception de voiles, 2014, [En ligne]. Disponible : <http://foilivier.free.fr/fr/xfoil.htm> [Consulté le 8 avril 2014].
- [17] Discussion, 2014, [En ligne]. Disponible :
<http://www.aeronautics.nasa.gov/docs/rpt460/discuss.htm>
[Consulté le 8 avril 2014].