



# AIRSHIPS

## Introduction Technique Aux Dirigeables

**Author:** Paul PARRINGTON, FLYING WHALES

**Date:** September 2021

*Inventer un avion n'est rien. Le construire est un début. Voler c'est tout.*

OTTO LILIENTHAL

# Chapter 1 Introduction

Ce document donne des éléments de compréhension de la dynamique propre du dirigeable et se veut vulgarisateur. Des concepts sont exposés sans grande rigueur afin d'être accessibles. Pour plus de détails, une bibliographie complète aiguillera les curieux. Le vocabulaire utilisé dans ces chapitres correspond à celui utilisé dans le développement et l'opération des dirigeables. A l'issue d'une lecture attentive, le lecteur devrait avoir une vision assez claire des principaux efforts entrant en jeu dans le vol d'un dirigeable.

Historiquement, deux grands types de concept structurels de dirigeable sont apparus. Les dirigeables non-rigides, aussi appelé *blimps*, et les dirigeables rigides. Un troisième concept intermédiaire est apparu plus tard nommé *semi-rigide*.

## 1.1 Blimps

Les blimps sont des enveloppes gonflées avec un gaz porteur. La pression du gaz va donner sa forme au dirigeable. Afin de garder une pression constante malgré le déplacement vertical de l'engin et donc la différence de pression extérieure, des *ballonets* d'air sont placés dans l'enveloppe. Ces ballonets sont maintenus à la pression désirée grâce à des pompes faisant varier leur volume propre et ainsi le volume de gaz porteur.

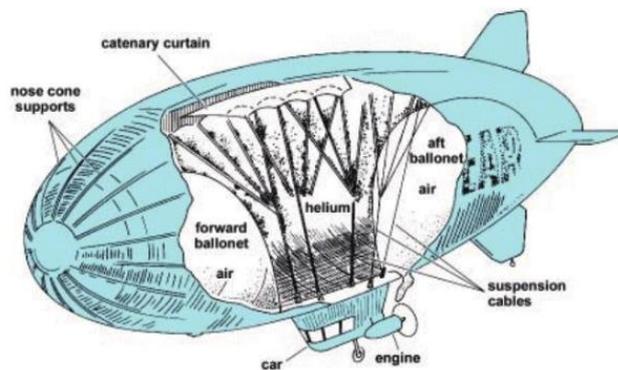


Figure 1.1: Vue détaillée d'un Blimp

## 1.2 Dirigeable Rigide

Les dirigeables rigides sont composés d'une structure recouverte d'une enveloppe donnant la forme extérieure. À l'intérieur de cette structure creuse, des cellules remplies de gaz porteur y sont placées afin de chasser l'air. La portance aérostatique est assurée par ces cellules. Les cellules sont à même pression que l'air extérieur et vont voir leur volume changer à mesure que la pression varie.

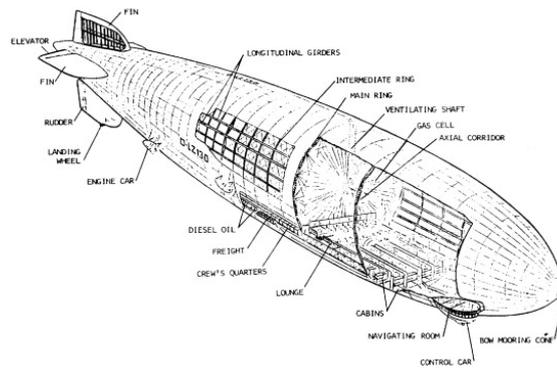


Figure 1.2: Vue détaillée d'un dirigeable rigide

### 1.3 Dirigeable Semi-rigide

Les dirigeables semi-rigides sont une combinaison des deux premiers types de dirigeable. Une structure assez simpliste donne de la rigidité à l'enveloppe, mais la forme du dirigeable est donnée par la pression interne du gaz porteur. Des ballonets sont aussi présent pour gérer les fluctuations de pression.

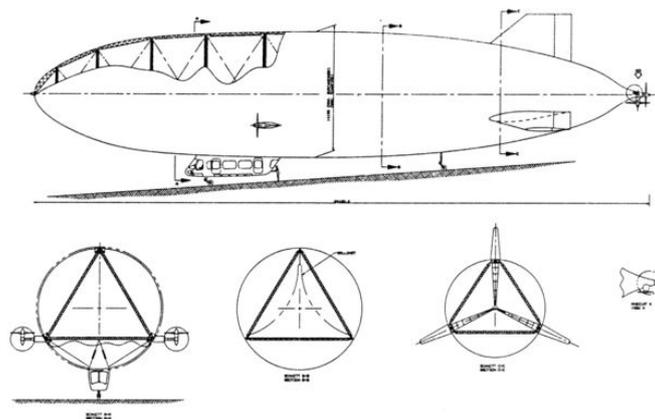


Figure 1.3: Vue détaillée d'un dirigeable semi-rigide

### 1.4 Dirigeable Hybrides

Les dirigeables hybrides utilisent une combinaison de portances aérostatique et aérodynamique pour voler. L'enveloppe contenant le gaz porteur est de forme aplatie (forme d'aile) pour créer la portance aérodynamique en prenant de la vitesse air. La portance aérostatique représente généralement entre 60% et 80% du poids total de l'engin. Il décolle plus rapidement qu'un aérodyne classique, mais reste plus lourd que l'air.



**Figure 1.4:** Vue d'un dirigeable hybride

## Chapter 2 Aérostatique

### 2.1 Equilibrage

L'aérostatique met en interaction deux forces. Le **poinds**  $\vec{P}$  s'exerçant au centre de gravité, et la **poussée d'archimède**  $\vec{F}_a$  s'exerçant au centre de volume. Leur expression est:

$$\vec{P} = m \cdot \vec{g} \quad (2.1)$$

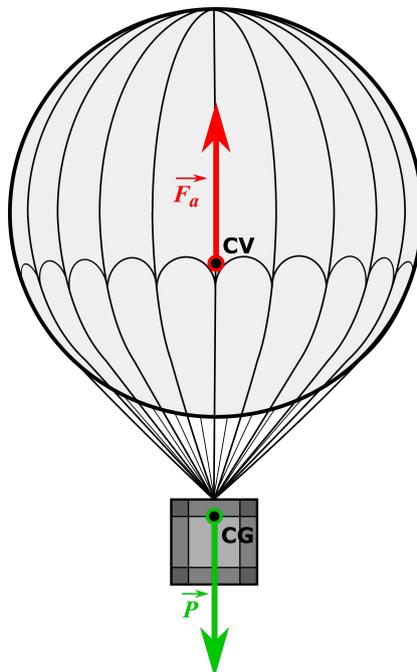
$m$  est la masse totale (en  $kg$ ),

$\vec{g}$  est l'accélération de la pesanteur (en  $m/s^2$ ).

$$\vec{F}_a = -\rho \cdot V \cdot \vec{g} \quad (2.2)$$

$\rho$  est la densité du fluide environnant (en  $kg/m^3$ ),

$V$  est le volume de l'objet considéré (en  $m^3$ ).



**Figure 2.1:** Schéma de l'équilibre aérostatique.

A l'équilibre aérostatique, les deux forces se compensent donnant:

$$m = V \cdot \rho \quad (2.3)$$

La masse totale du dirigeable doit être égale à la masse du volume de fluide déplacé. En partant d'une enveloppe ayant un volume fini, il est simple de calculer la charge utile maximale que le ballon peut emporter.

La masse  $m$  prend en compte la charge utile, l'enveloppe, mais aussi la masse du gaz porteur. On écrit ainsi :

$$\rho \cdot V = m = V_{gp} \cdot \rho_{gp} + m_{utile} + m_{enveloppe} \quad (2.4)$$

La masse utile est déduite de cette équation. Cette masse utile est fonction de la densité du gaz porteur. Cette densité dépend de la température et de la pression de l'air. On modélise aisément cette dépendance en utilisant la loi des gaz parfaits :

$$\rho = \frac{P \cdot M}{R \cdot T} \quad (2.5)$$

avec  $P$  la pression (en  $Pa$ ),  $M$  la masse molaire (en  $kg/mol$ ),  $R$  la constante des gaz parfaits (en  $J/mol/K$ ) et  $T$  la température (en  $K$ ).

Attention, la densité d'hélium et d'air que l'on trouve est généralement donnée dans des conditions particulières de température et de pression. Il est recommandé de prendre des marges sur la température et la pression des gaz et de calculer la masse utile dans des conditions différentes des conditions standards. Il peut être aussi intéressant de prendre une marge supplémentaire en prenant le volume de gaz porteur (qui est généralement rempli à 100% de gaz porteur) rempli avec 98% de gaz porteur et 2% d'air. Ces marges donnent accès à une masse morte minimale permettant d'équilibrer le dirigeable dans toute les conditions.

## 2.2 Static Heaviness / Lightness

Il est très facile de perdre l'équilibre aérostatique dans un environnement changeant. Des dizaines de paramètres physique impactent le poids et la poussée d'archimède d'un ballon. Les effets thermiques, la pression atmosphérique, l'humidité, une fuite de gaz, une pureté de gaz qui évolue, sont des exemples de ces paramètres.

Dans le vocabulaire du dirigeable, le défaut d'équilibre statique s'appelle la **static heaviness** ou **static lightness** suivant si le système flottant est lourd ou léger respectivement. Ce paramètre se calcule en faisant la différence entre la masse totale du système et le volume du système multiplié par la densité du fluide environnant:

$$SH = m - V \cdot \rho \quad (2.6)$$

Une  $SH$  positive sera appelée static heaviness tandis qu'une  $SH$  négative sera appelée static lightness. De manière générale, et dans le langage courant, on appelle ce paramètre global la static heaviness.

## 2.3 Attitude et angles d'Euler

Pour repérer le comportement d'un aéronef, on définit trois angles en partant du repère terrestre. Ces trois angles correspondent à l'**attitude** de l'engin (on utilise aussi ces angles dans le naval). Avant de définir les angles, les axes du repère propre à l'aéronef doivent être définis. Le repère de propre à l'engin est défini ainsi (pour la dynamique de vol) :

L'axe  $\vec{X}$  longitudinal et positif vers l'avant.

L'axe  $\vec{Y}$  transversal et positif vers tribord.

L'axe  $\vec{Z}$  vertical et positif vers le sol.

L'origine est généralement fixé au nez du dirigeable.

Les angles sont définis comme une rotation autour des axes définis ci-dessus. Les angles d'Euler sont les suivants :

L'angle de **roulis**  $\phi$  correspondant à une rotation autour de l'axe  $\vec{X}$  (on nomme parfois cet angle le gite),

L'angle de **tangage**  $\theta$  correspondant à une rotation autour de l'axe  $\vec{Y}$  (on nomme cet angle l'assiette),

L'angle de **lacet**  $\psi$  correspondant à une rotation autour de l'axe  $\vec{Z}$  (on nomme cet angle le cap).

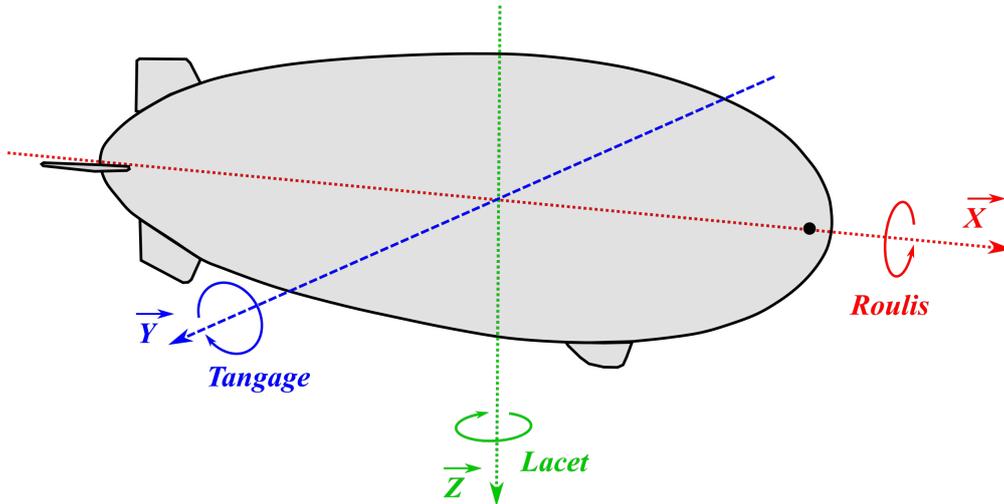


Figure 2.2: Schéma des Angles d'Euler.

## 2.4 Centre de gravité et centre de volume

Le **centre de gravité** ou centre de masse d'un système est le point d'application de la résultante des forces de pesanteur. Il correspond au point d'application du poids. Il s'agit d'une simplification qui consiste à considérer le poids comme une force s'appliquant en un point unique, plutôt que de considérer une force volumique s'appliquant en chaque point de l'objet.

$$\int G\vec{M} \times \vec{\pi} dV = \vec{0} \quad (2.7)$$

avec  $\vec{\pi} = \rho\vec{g}$  le vecteur poids volumique. Pour un système composé de  $n$  éléments, le centre de gravité global s'écrit:

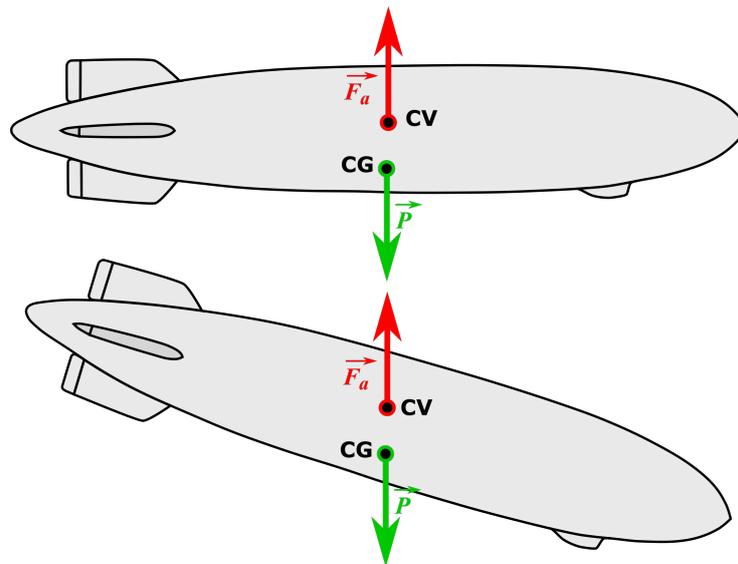
$$\vec{OG} = \frac{1}{m} \sum_1^n m_i \vec{OG}_i \quad (2.8)$$

Pour une masse volumique constante, un champ de gravité constant et sur un axe de symétrie, l'équation devient:

$$\vec{l}_G = \frac{\int l dV}{\int dV} \quad (2.9)$$

Cette définition correspond au **centre de volume**, là où la poussée d'Archimède va s'exercer. En aérostatique, l'alignement entre le centre de gravité et le centre de volume sur l'axe vertical est un résultat non discutable. Ainsi pour que le dirigeable soit parallèle au sol et reste dans cette position, il faut que le dirigeable soit centré. Le **centrage** du dirigeable consiste à faire en sorte d'avoir un centre de gravité positionné à la

verticale du centre de volume dans l'attitude désirée.



**Figure 2.3:** Schéma du centrage. Le dirigeable du dessus est bien centré, tandis que le dirigeable du dessous est centré trop avant (centre de gravité trop à l'avant du dirigeable)

Ce centrage (CG et CV alignés verticalement) est optimal pour la phase stationnaire. Mais lorsque le dirigeable se met en mouvement, ce centrage devient une contrainte car d'autres forces et points d'application entrent en jeu.

## Chapter 3 Aerodynamique

### 3.1 Masse ajoutée

Parmi les efforts aérodynamiques, il y a un effet qui est loin d'être négligeable, c'est ce que l'on appelle la **masse ajoutée**. Cet effort bien connu des sous-marinières et des ingénieurs navals, l'est beaucoup moins pour les aviateurs. Pour comprendre la masse ajoutée, il faut se placer dans la peau du dirigeable qui possède une masse équivalente au volume d'air qu'il déplace (équilibre statique). Lors ce que le dirigeable subit une accélération, la masse d'air environnante est fortement impactée par cette accélération. La dynamique du fluide environnant a un impact sur le dirigeable que l'on modélise par une masse ajoutée à la masse propre de l'engin. Le principe fondamental de la dynamique appliquée au dirigeable s'écrit alors :

$$\sum \vec{F} = (m + m_a) \cdot \vec{\gamma} \quad (3.1)$$

Une situation pouvant aider à la compréhension est la natation. Le principe de la nage est de pousser sur l'eau, on entraîne aussi de l'eau derrière nous. Pour s'arrêter il faut aussi arrêter la colonne d'eau que l'on a entraîné derrière nous. Notre densité propre étant similaire à la densité de l'eau. Et dans la pratique, on sait tous que notre inertie propre est supérieure dans l'eau que dans l'air. Il faut donc s'attendre à observer une inertie importante dans les déplacements du dirigeable.

### 3.2 Forces aérodynamiques

Les efforts (ou forces) aérodynamiques correspondent aux effets de l'air sur un système lorsqu'il y a une vitesse relative entre les deux. Cette vitesse relative est appelée **vitesse air**  $V_{air}$ .

Les efforts aérodynamiques sont exprimés ainsi :

$$\begin{aligned} F_i &= C_i \frac{1}{2} \rho V_{air}^2 S_{ref} \\ M_i &= C_i \frac{1}{2} \rho V_{air}^2 S_{ref} L_{ref} \end{aligned} \quad (3.2)$$

Avec  $F_i$  les forces aérodynamiques dans les 3 directions (x,y,z) et  $M_i$  les moments aérodynamiques dans les 3 directions. Les  $C_i$  correspondent aux coefficients aérodynamiques statiques. Plus ils sont grands, plus l'effort est important.

L'effort aérodynamique qui va principalement nous intéresser est la traînée. En effet, cet effort va nous permettre de choisir nos moteurs en fonction de la vitesse de croisière que l'on veut atteindre.

La traînée aérodynamique  $\vec{D}$  (Drag) est calculée ainsi:

$$\vec{D} = C_x \frac{1}{2} \rho V_{air}^2 S_{ref} \vec{e}_x \quad (3.3)$$

Les deux paramètres inconnus sont le coefficient de traînée  $C_x$  et la surface de référence  $S_{ref}$ . La surface de référence est définie comme étant le volume total du dirigeable à la puissance deux tiers ( $S_{ref} = Vol^{2/3}$ ). Cette définition vaut exclusivement pour les dirigeables. Le coefficient de traînée est quant à lui plus complexe à trouver. Il va dépendre de la forme du dirigeable et des éléments qui sont présent à sa surface. Il y a plusieurs manières de déterminer ce coefficient, mais il fait appel à beaucoup de ressources. On peut faire de la CFD

et déterminer le  $C_x$  numériquement, ou bien faire des essais en soufflerie sur une maquette instrumentée et post-traiter les données pour avoir le  $C_x$ . Pour un dirigeable classique, le coefficient de traînée varie entre 0,03 et 0,05 dépendant de ce que l'on accroche à la surface.

Forme		Coefficient de traînée
Sphère		0.47
Demi-sphère		0.42
Cube		1.05
Corps profilé		0.04
Semi-corps profilé		0.09

Figure 3.1: Quelques coefficients de traînée (Source : Wikipedia)

### 3.3 Angles aérodynamiques

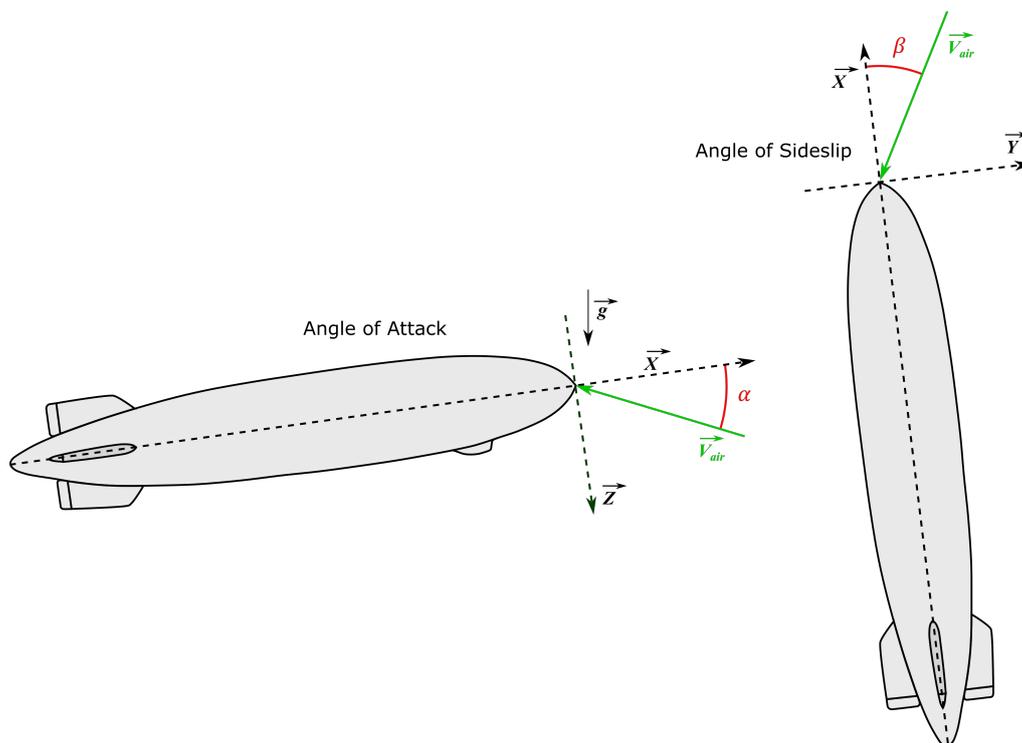
Les angles aérodynamiques permettent de représenter un engin volant dans un flux d'air. On discerne l'**angle d'attaque**  $\alpha$  (souvent noté "AoA" pour angle of attack) et l'**angle de dérapage**  $\beta$  (souvent noté AoS pour angle of sideslip). Ces angles aérodynamiques ont un impact fort sur les efforts aérodynamiques et sur la stabilité du dirigeable en croisière. Le dirigeable est naturellement instable sur l'axe transversal. Ceci signifie que pour effectuer une ligne droite il faut sans cesse compenser l'angle de dérapage qui augmente spontanément ce qui va avoir tendance à donner une trajectoire sinueuse lors de phase de croisière. Sur l'axe vertical, l'angle d'attaque va se stabiliser en fonction de la propulsion.

Le calcul des angles aérodynamique se fait en exprimant la vitesse air  $V_{air}$  dans le repère propre au dirigeable. On note donc

$$\vec{V}_{air} = (u, v, w) \quad (3.4)$$

Les angles aérodynamiques sont définis :

$$\begin{aligned} \alpha &= \tan^{-1}\left(\frac{w}{u}\right) \\ \beta &= \tan^{-1}\left(\frac{v}{u}\right) \end{aligned} \quad (3.5)$$



**Figure 3.2:** Schémas des angles aérodynamiques

# Chapter 4 Propulsion

## 4.1 Dimensionnement d'un système de propulsion

Le principe d'un système de propulsion est de générer de la **poussée** (en newton) en accélérant un fluide. La quantité de mouvement transmise au fluide est aussi transmise au système de propulsion. Ce principe simple est appelé la "théorie de Froude" et permet de comprendre simplement le fonctionnement d'une hélice sans aller en profondeur dans la mécanique des fluides avancée.

Le dimensionnement d'un système de propulsion est important pour atteindre les performances désirée lors de la rédaction du cahier des charges de l'engin. En effet, si la volonté est d'atteindre 5 m/s en vitesse air, il va falloir prendre en compte cette vitesse désirée dans le dimensionnement. Si le but est de compenser une static heaviness de 2 kg, il faut aussi le prendre en compte dans le dimensionnement.

### 4.1.1 Poussée longitudinale

La poussée longitudinale permet d'atteindre une vitesse air  $V_{air}$  désirée. Le dimensionnement se fait en partant de la vitesse désirée et en calculant la résistance de l'air sur le dirigeable à cette vitesse. En croisière, l'équilibre entre la poussée propulsive et la traînée aérodynamique s'établi.

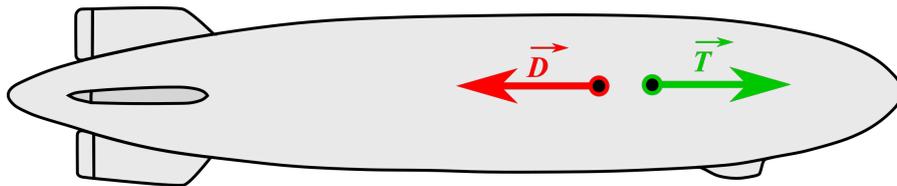


Figure 4.1: Equilibre poussée/traînée

Ainsi la force propulsive des moteurs doit être égale en norme à la force de traînée aérodynamique calculée à la vitesse de croisière choisie. La poussée générée par les hélices n'est pas souvent donnée par les fabricants. Elle dépend des caractéristiques de l'hélice (longueur de pale, pas, nombre de pales, ...) et de la vitesse de rotation. Des formules empiriques existent comme la formule d'Abbott :

$$|\vec{T}| = 28,35 \cdot Pas \cdot Diametre^3 \cdot (tr/min)^2 \cdot 10^{-10} \quad (4.1)$$

En première approche c'est suffisant, mais ces formules ont une précision approximative par rapport aux calculs par éléments de pale ou à la théorie de Froude. Une fois l'hélice et le moteur choisis, il peut être intéressant d'effectuer des mesures de poussée en fabricant un banc d'essais avec une balance.

### 4.1.2 Poussée verticale

La poussée verticale va permettre de compenser une static heaviness (déséquilibre de balance aérostatique). Elle va essentiellement fonctionner pendant la phase de transfert de charge, mais peut aussi fonctionner pendant la phase de croisière si le dirigeable ne possède pas de gouvernes pour gérer son attitude. Ici la poussée recherchée correspond directement à la static heaviness maximale. Si le défaut d'équilibre aérostatique à compenser est de 500 grammes, il faut donc que l'ensemble des hélices orientées verticalement poussent 500 grammes (la conversion des kilogrammes aux newtons est un facteur  $g = 9.81$ ).

### 4.1.3 Poussée différentielle et inversée

La poussée différentielle correspond au fait de pousser différemment de part et d'autre de l'axe principal de poussée. Le but de la poussée différentielle est d'induire un moment dans la dynamique du dirigeable. Par exemple, la poussée différentielle longitudinale correspond à une poussée différente à babord et à tribord. Cette manoeuvre va faire tourner le dirigeable du côté du moteur ayant la plus faible poussée.

La poussée inverse est tout simplement le fait de pousser à l'opposé de l'axe principal de poussée. Pour freiner une croisière et passer en phase stationnaire, il faut compenser la quantité de mouvement du dirigeable (ainsi que celui de l'air environnant voir 3.1) en poussant vers l'arrière du dirigeable. Plus le changement d'axe de poussée sera rapide, plus le dirigeable sera maniable et réactif. Le dispositif étant le plus compatible avec la poussée inverse est l'hélice à pas variable. Le moteur tourne toujours à une vitesse quasi-statique, et c'est le pas de l'hélice qui va gérer la norme et le sens du vecteur poussée  $\vec{T}$ .

## Bibliography

- [1] Gabriel Alexander Khoury. *AIRSHIP TECHNOLOGY - second edition*. Cambridge university press, 2012.
- [2] Grant E. Carichner Leland M. Nicolai. *Fundamentals of Aircraft and Airship Design: Volume 2 - Airship Design and Case Studies*. AIAA, 2013.
- [3] C. Woolsey. "Vehicle Dynamics In Currents". In: (2012).