L'impact du réchauffement climatique sur le décollage d'un avion - Stage 2020

Bleuenn Roiron,
S. Ricci (CERFACS),
V. Gallardo-Fernandez (CERFACS),
E. Sanchez (CERFACS),
N. Gourdain (ISAE)

16 février 2021

Table des matières

1 Introduction **1**
- 1.1 Nomenclature . . . 1
- 1.2 Contexte . . . 2
- 1.3 Objectifs généraux du stage . . . 2

2 Présentation du modèle **3**
- 2.1 Modèle de Magic Line . . . 3
- 2.2 Mise en place du modèle . . . 4
  - 2.2.1 Masse volumique de l'air . . . 4
  - 2.2.2 Distance de décollage . . . 5
  - 2.2.3 Coefficient maximal de portance . . . 5
  - 2.2.4 Poussée moteur . . . 5
  - 2.2.5 Surface des ailes . . . 6

3 Mise en place d'un modèle théorique de la poussée **7**
- 3.1 Prise en compte de la température . . . 7
  - 3.1.1 Premiers modèles . . . 7
  - 3.1.2 Construction du modèle théorique . . . 8
  - 3.1.3 Remise en cause du modèle . . . 9
- 3.2 Prise en compte de l'humidité . . . 11

4 Etude du climat **12**
- 4.1 Objectifs . . . 12
- 4.2 Présentation du modèle CNRM-CM6 . . . 12
- 4.3 Observations et Évaluations . . . 13
  - 4.3.1 Observations . . . 13
  - 4.3.2 Évaluations . . . 14
- 4.4 Projections . . . 15

5 Présentation des résultats sur le *MTOW* **17**
- 5.1 Tracé des fonctions de densité du *MTOW* . . . 17
- 5.2 Étude des restrictions de poids . . . 19

6 Conclusion **21**
- 6.1 Résultats observés . . . 21
- 6.2 Pistes d'améliorations . . . 21

Chapitre 1

Introduction

1.1 Nomenclature

CERFACS Centre Européen de Recherche et de Formation Avancée en Calcul Scientifique

ISAE Institut Supérieur de l'Aéronautique et de l'Espace

ICCA Influence of climate change on aviation

MTOW Maximum Take Off Weight

MTOL Maximum Take Off Length

ISA Atmosphère type internationale

1.2 Contexte

Le réchauffement climatique est aujourd'hui au coeur des questions car ses conséquences sont encore en grande partie inconnues. En particulier dans le cas de l'aviation, si de nombreuses études s'intéressent à l'impact du trafic aérien sur le réchauffement climatique, les conséquences de celui-ci sur les technologies aujourd'hui utilisées dans le cadre du vol d'un avion sont encore assez incertaines. C'est l'objectif fixé par le programme ICCA qui étudie l'impact du réchauffement climatique sur l'aviation. L'idée est donc de définir les futures contraintes applicables à un avion en décollage à différents horizons de temps selon les scénarios climatiques obtenus.

1.3 Objectifs généraux du stage

Dans le cadre de ce projet, un premier stage effectué par Luisa Prado [8] en 2020 a eu lieu, majoritairement axé sur l'étude d'incertitudes liées à l'impact du réchauffement climatique sur le décollage des avions. Ce stage s'inscrit dans la continuité de celui de L.Prado. L'idée est donc de reprendre et d'améliorer ce premier modèle. A cet effet, une étude du climat grâce à l'analyse de données des projections climatiques est effectuée, pour se baser sur des valeurs réalisables et obtenir des résultats réalistes et pouvant être au mieux interprétés. Par ailleurs, l'idée est aussi de travailler sur le modèle de poussée, initialement basé sur une loi empirique durant le travail de L.Prado. Il serait donc intéressant de développer un modèle théorique, représentatif de la réalité et justifiable pour obtenir des données fiables. De plus, la température n'est pas le seul paramètre influent sur la poussée qui va subir des changements liés au réchauffement climatique. Pour obtenir des résultats plus réalistes, il serait donc intéressant de s'intéresser à d'autres variables. Ajouter à ce modèle une prise en compte de l'humidité serait donc intéressant. Pour cela, il sera nécessaire dans un premier temps de s'intéresser à la bibliographie autour de cette problématique de façon à voir comment l'intégrer au mieux à notre modèle. Finalement, pour définir au mieux l'impact de ces variables sur le poids maximal de l'avion, il sera intéressant de mener une étude de sensibilité sur ces variables grâce aux codes mis en place par L.Prado. Au cours de ce stage, tous les calculs sont effectués en considérant un avion A320 équipé d'un moteur CFM56-5B4, décollant depuis l'aéroport de Madrid au cours de l'été (Juin, Juillet, Aout).

Chapitre 2

Présentation du modèle

Au cours de cette étude, on s'intéresse principalement à l'étape du décollage de l'avion. En effet, le décollage et l'atterrissage de l'avion sont des étapes critiques pour les vols des avions [**?**]. Dans l'étude précédente, effectuée par L.Prado [8], on s'intéressait à la distance de décollage (TOW), en considérant un poids de l'avion constant. Cependant, cette distance de décollage est en pratique physiquement limitée dans de nombreux aéroports en raison de la longueur des pistes. Nous avons donc décidé de réorienter cette question en s'interrogeant sur le poids maximum pouvant être embarqué à bord de l'avion à distance de décollage constante.

2.1 Modèle de Magic Line

Concernant le modèle général de calcul du MTOW, on reprend donc le travail effectué par L.Prado au cours de son stage et c'est donc le modèle de "Magic Line" qui est utilisé ici, en inversant la formule pour avoir accès au MTOW et non à la distance de décollage. Ce modèle, proposé par le professeur T.Druot de l'ENAC se présente sous la forme :

$L = 15.5MG+100$ où : $MG = \dfrac{TOW^2}{CZmaxFnS\rho}$ avec :

$$\begin{cases} L : \text{Take off distance} \\ TOW : \text{Take off weight} \\ CZmax : \text{Coefficient max de portance} \\ Fn : \text{Poussée moteur} \\ S : \text{Surface des ailes} \\ \rho : \text{Masse volumique de l'air} \end{cases}$$

Ce qui donne donc dans le cas du calcul du $MTOW$, avec les mêmes variables :

$$MTOW = \sqrt{\frac{CZmaxFnS\rho(L-100)}{15.5}}$$

2.2 Mise en place du modèle

Cette section vise à définir les grandeurs évoquées ici et expliciter leur mode de calcul le cas échéant.

2.2.1 Masse volumique de l'air

La masse volumique de l'air est obtenue à partir d'un modèle d'atmosphère proposé par T.Druot, qui prend en compte l'altitude et la température pour obtenir la pression, et applique ensuite la loi des gaz parfaits pour obtenir la masse volumique.
Au cours de ce stage, nous avons travaillé sur la prise en compte de l'humidité [2] [3] [5]. Pour ce faire, on se base toujours sur la loi des gazs parfaits, en l'appliquant aussi à la pression partielle de vapeur d'eau [4]. En effet, en considérant l'air comme un mélange d'air sec et d'eau sous forme gazeuse. Pour un mélange de deux gaz, la constante spécifique du mélange s'écrit sous la forme :

$$\frac{1}{R} = \frac{mT}{pV} = \frac{1}{p}(\frac{meT}{V} + \frac{maT}{V}) = \frac{1}{p}(\frac{pe}{Re} + \frac{pa}{Ra}) = \frac{1}{Ra}(1 - \frac{pe}{patm}(1 - \frac{Ra}{Re})$$

avec :
$$\begin{cases} R : \text{constante spécifique du mélange} \\ Ra : \text{constante spécifique de l'air sec} \\ Re : \text{constante spécifique de la vapeur d'eau} \\ patm : \text{pression atmosphérique} \\ pe : \text{pression partielle de vapeur d'eau} \\ pa : \text{pression partielle de l'air sec} \end{cases}$$

Avec $Re = 461.7 J.kg^{-1}.K^{-1}$ et $Ra = 287.1 J.kg^{-1}.K^{-1}$, on obtient alors $1 - \frac{Re}{Ra} = 0.378$.

Et, d'après la loi des gaz parfaits on a :

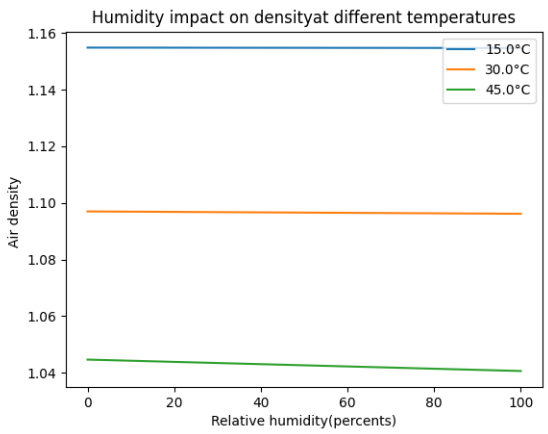
$$\rho = \frac{1}{R}\frac{p}{T},$$

$$\text{d'où ici : } \rho = \frac{p - 0.378pe}{RaT}$$

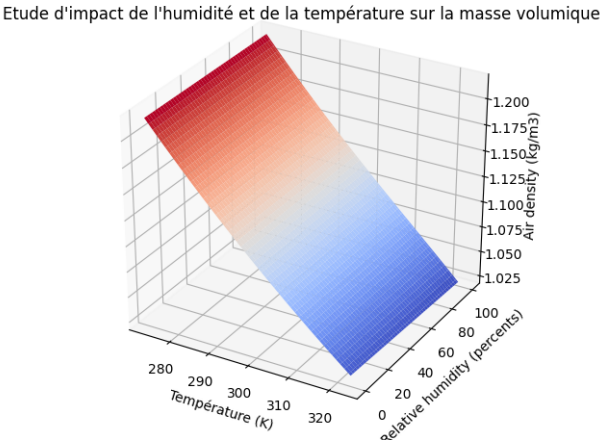
avec : $pe = ew * u$ où
$$\begin{cases} ew : \text{la pression de vapeur saturante de l'eau à la température T} \\ u : \text{l'humidité relative} \end{cases}$$

Dans le modèle, l'humidité est uniquement prise en compte de cette façon, à travers la masse volumique. Cependant la masse volumique est aussi prise en compte dans le calcul de la poussée, comme explicité au chapitre 3.

Les graphiques suivant représentent l'évolution de la masse volumique de l'air à en fonction de la température et de l'humidité.



((a)) Impact de l'humidité à différentes températures



((b)) Impact de l'humidité et de la température

FIGURE 2.1 – Evolution de la masse volumique en fonction de la température et de l'humidité

On constate ainsi que c'est l'effet de la température qui prédomine et que l'humidité ne semble impacter que très peu. Cependant, ces graphiques sont à comparer à la figure 3.4 du chapitre 3 consacré à la poussée, où l'effet de l'humidité semble être décuplé.

2.2.2 Distance de décollage

L'idée est donc ici d'étudier l'évolution du *MTOW* avec une distance de décollage constante. Cette distance de décollage a été choisie comme la valeur obtenue avec le modèle final de calcul du *MTOW* et comme celle permettant d'obtenir le *MTOW* de référence (73500 kg pour l'avion considéré) dans les conditions *ISA* (altitude nulle et atmosphère normalisée) et le modèle final. La *TOL*, take off length, est donc fixée à 1478m ce qui rentre dans les ordres de grandeurs des distances de décollage actuelles.

2.2.3 Coefficient maximal de portance

Le coefficient maximal de portance est un paramètre déterminé grâce à la bibliographie. En argument du code sont rentrées des valeurs qui permettent de déterminer la polaire de la portance et nous permettent d'obtenir le *CZmax*. C'est un paramètre qui dépend essentiellement des caractéristiques avion et auquel on s'est peu intéressés au cours de cette étude.

2.2.4 Poussée moteur

Le calcul de la poussée est explicité au chapitre 3 qui lui est consacré.

2.2.5 Surface des ailes

La surface des ailes est une valeur de référence pour l'avion considéré, ici un A320. Cette valeur est fixée à 140 m^2.

Chapitre 3

Mise en place d'un modèle théorique de la poussée

Pour avoir accès au calcul de la du poids maximum MTWO(Maximum Take Off Weight) , et comme expliqué au chapitre 2, on passe par la formule de la Magic Line. Cette formule nécessite de déterminer la poussée moteur de l'avion **Fn**.
Or,cette poussée moteur varie en fonction de l'évolution des conditions climatiques. Ici, l'impact de la température et de l'humidité seront étudiés [10] [5].

3.1 Prise en compte de la température

3.1.1 Premiers modèles

Dans les premières versions du modèle de calcul du *MTOW*, la poussée évoluait déjà en fonction de la température. Cependant, le premier modèle ne prenait en compte la variation de température qu'à travers la variation de la masse volumique, or celle-ci influe aussi sur les températures internes au moteur et donc les vitesses d'éjection en sortie de moteur.
Dans un second temps, un modèle empirique constitué à partir de données observées a été construit. Cependant, outre le fait qu'il était difficilement justifiable, il était difficile d'y ajouter l'impact d'autres paramètres tels que l'humidité sur la poussée.

3.1.2 Construction du modèle théorique

On se place dans le cas d'un avion A320 équipé d'un moteur CFM56-5B4 [7]. Il s'agit d'un moteur turbo-réacteur double flux que l'on peut modéliser comme ci-dessous.

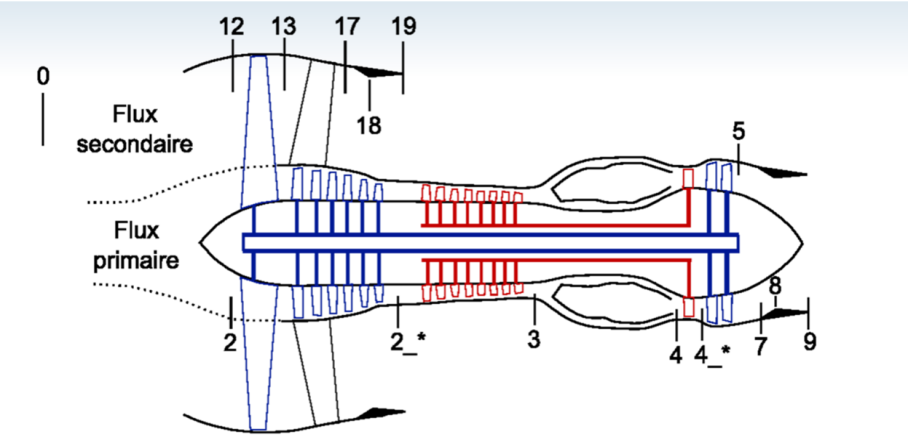


FIGURE 3.1 – Représentation du modèle de turbo-réacteur double flux

Les étapes importantes du passage du gaz dans ce turbo réacteur sont détaillées ci-après :
Étape 0 : Extérieur du moteur, air dans les conditions atmosphériques
Étape 17 : Sortie du fan
Étape 19 : Sortie de la tuyère du flux secondaire
Étape 3 : Sortie du compresseur
Étape 4 : Sortie de la chambre après injection du carburant
Étape 5 : Sortie de la turbine
Étape 9 : Sortie de la tuyère du flux secondaire

La température intervient à deux endroits dans ce calcul : dans le calcul du débit massique à travers la variation de la masse volumique et à travers la vitesse d'éjection des gaz, qui dépend des températures en sortie des turbines, calculées à partir de la température extérieure.

Calcul du débit massique

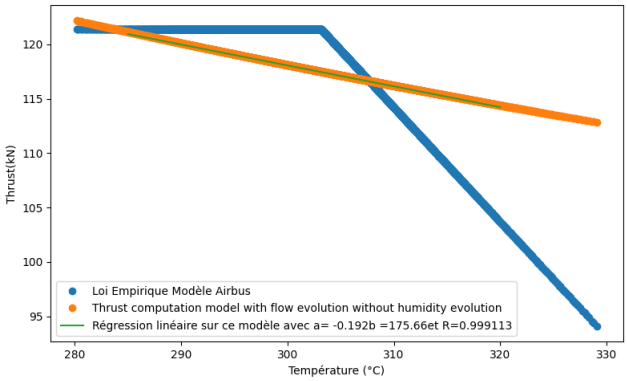
On considère que la vitesse des gazs en entrée du turbo-réacteur est une constante propre au moteur. Pour la fixer, on se place dans les conditions *ISA* en y supposant que le débit d'entrée y vaut $Dref = 350kg/s$ et en considérant une section circulaire de diamètre $d = 1.80m$ pour le moteur.
On a alors $D = \rho vgazS$ d'où $vgaz = 110m/s$.
A partir de là, on calcule le débit massique en amont du moteur en fonction des conditions atmosphériques. En négligeant l'augmentation de débit due à l'apport de carburant dans la chambre et grâce au taux de dilution, on obtient les débits en sortie de tuyère $\frac{dm9}{dt}$ et $\frac{dm19}{dt}$.

Calcul des vitesses d'éjection

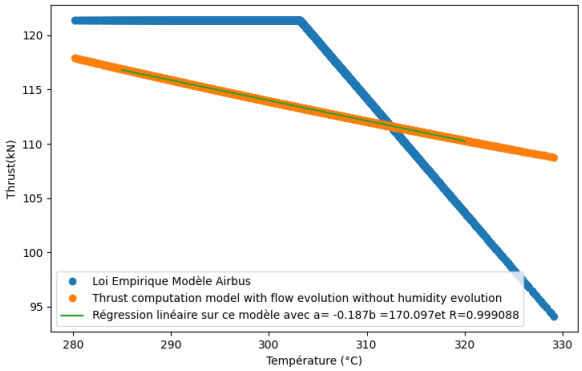
Les vitesses d'éjection des gaz en sortie de tuyère $v9$ et $v19$, sont calculées à partir de la température et de la pression des gaz en sortie de tuyère, calculées à partir des conditions atmosphériques en entrée du moteur et des grandeurs caractéristiques de celui-ci.
Dans ce calcul, une modification est à effectuer, en effet après avoir calculé la constante R du gaz humide dans le calcul de l'atmosphère, il serait judicieux d'utiliser cette constante dans le calcul de ces vitesses d'éjection et non la constante de l'air sec.

Calcul de la poussée

A partir de ces grandeurs, on obtient la poussée totale $Fn = F9 + F19$. Cependant, pour que ces valeurs soient les plus fidèles possibles à la réalité, le modèle a été recalé.
Pour recaler la poussée, nous avons assumé que la poussée maximale moteur [12] devait correspondre aux conditions *ISA* à altitude nulle. Cela nous a permis par ailleurs de fixer le débit de carburant dans le moteur, fixé à 6 tonnes/h.
Ci dessous, voici les résultats obtenus, en comparaison au modèle empirique utilisé dans un premier temps.



((a)) Au niveau de la mer



((b)) Au niveau de l'aéroport de Madrid - 612m

FIGURE 3.2 – Représentation théorique de la poussée en fonction de la température

3.1.3 Remise en cause du modèle

Le modèle étant simplifié, de nombreuses hypothèses sont faites pour nous permettre d'appliquer les lois de la thermodynamique le plus simplement possible. De ce fait, certains effets de la température ont pu être négligés mais cette loi nous donne le comportement global de la poussée en fonction de la température.
Cependant, on obtient ici un modèle linéaire de poussée en fonction de la température, ce qui ne semble pas concorder avec les observation d'Airbus. Notre recalage étant effectué dans les conditions *ISA*, cela induit une diminution de poussée et donc des restrictions de poids dès que ces conditions ne sont pas respectées, ce qui ne semble pas être le cas dans la réalité.
Par ailleurs, des différences de comportement dans l'évolution de la courbe sont attendues du fait que l'on ne s'intéresse pas à l'évolution des rendements des différents composants

du moteur avec l'augmentation de la température. En effet, il est envisageable que des variations de rendement au niveau de la chambre de combustion ou du fan soient observées en raison d'une variation de la température, pourtant, ces rendements sont fixés dans cette étude à des valeurs de référence pour ce type d'avion. Or, la figure précédente montre bien qu'une variation du rendement dans le fan moteur aurait un impact sur la poussée.

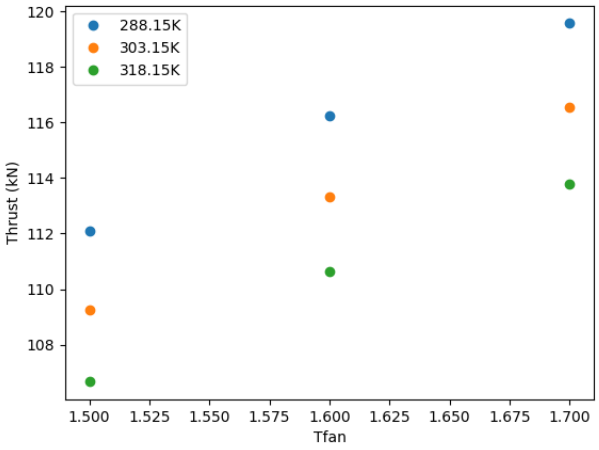


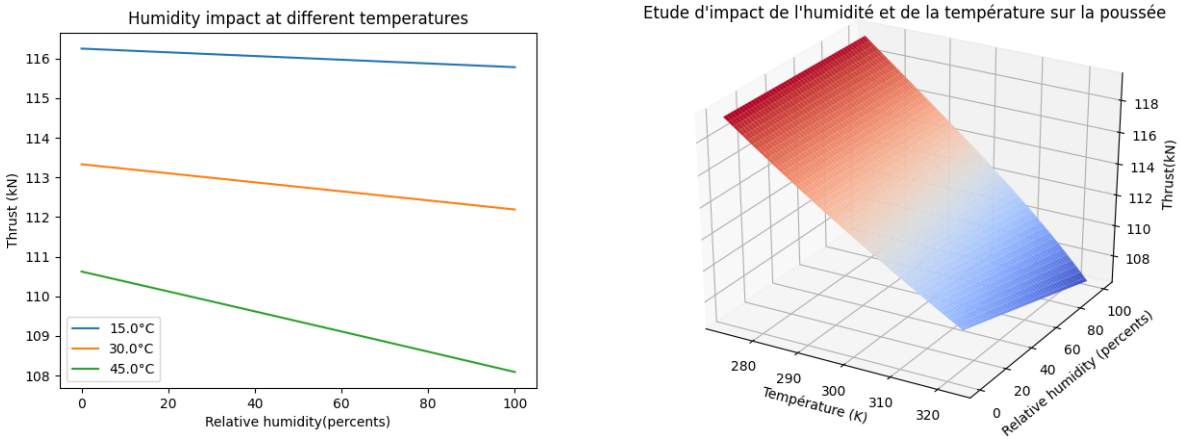
FIGURE 3.3 – Impact de la variation du Tfan à différentes températures

La valeur de référence actuellement utilisée pour ce type d'avion n'est donc pas une variable connue et doit être considérée comme incertaine. C'est donc une variable pouvant être intéressante pour l'étude de sensibilité.

3.2 Prise en compte de l'humidité

Grâce à la littérature [5], on sait que l'humidité a un effet notable sur la poussée. Il semble en effet que la poussée diminue proportionnellement au taux d'humidité présent dans l'air.

Comme expliqué dans la section précédente, la masse volumique influe sur le débit massique de l'air dans la turbine et donc sur la poussée moteur. Or, par ailleurs, nous avons modifié le modèle de calcul des données atmosphériques pour que l'humidité soit prise en compte dans le calcul de la masse volumique. Ce nouveau modèle est expliqué dans la section 2.2.1.
Après avoir étudié l'impact de l'humidité et de la température sur la masse volumique au chapitre 2 avec la figure 2.1, on a étudié cette fois l'effet de la température et de l'humidité directement sur la poussée.



((a)) Impact de l'humidité à différentes températures ((b)) Impact de l'humidité et de la température

FIGURE 3.4 – Evolution de la poussée en fonction de la température et de l'humidité

Il semble donc que le calcul de poussée décuple l'impact de l'humidité, et que celui-ci est plus important lorsque les températures considérées sont plus élevées.
Toutefois, de même que dans la section précédente concernant l'impact de la température, il est à noter que d'autres effets que l'humidité pourrait avoir ne sont pas pris en compte, notamment un effet potentiel sur les différents rendements des pièces du turboréacteur. En effet, l'humidité n'est prise en compte ici qu'à travers son impact sur la masse volumique.

Chapitre 4

Etude du climat

4.1 Objectifs

A nouveau dans une volonté d'améliorer le modèle, nous avons décidé d'y intégrer l'utilisation des scénarios de prévisions climatiques. Cela nous permettra donc d'établir des conclusions précises et réalistes sur l'évolution du *TOW* dans le futur. Par ailleurs, l'étude de ces scénarios climatiques nous servira de base pour l'étude de sensibilité menée sur l'évolution du *TOW*, aux différents horizons temporels choisis.

4.2 Présentation du modèle CNRM-CM6

Le modèle CNRM-CM6 est un modèle climatique développé par le CMIP6 [1], via le CNRM et le CERFACS. Il s'agit d'un modèle couplé océan-atmosphère. L'atmosphère est modélisée grâce au modèle de climat ARPEGE et ainsi couplé en continu au modèle océan NEMO grâce au coupleur OASIS. Il s'agit d'un modèle basse résolution d'une taille critique de 140 km. Ainsi sa précision n'est pas optimale pour l'étude d'un aéroport mais cela apporte un gain statistique. En effet, cette taille critique élevée facilite le calcul et offre 30 membres de simulation de façon à évaluer l'incertitude du modèle.

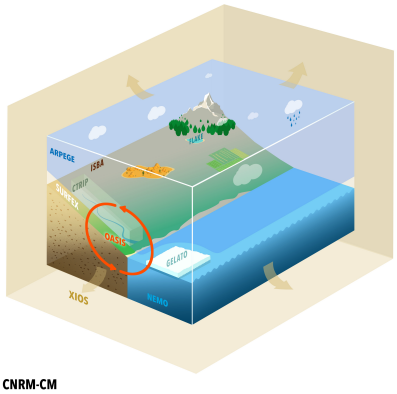


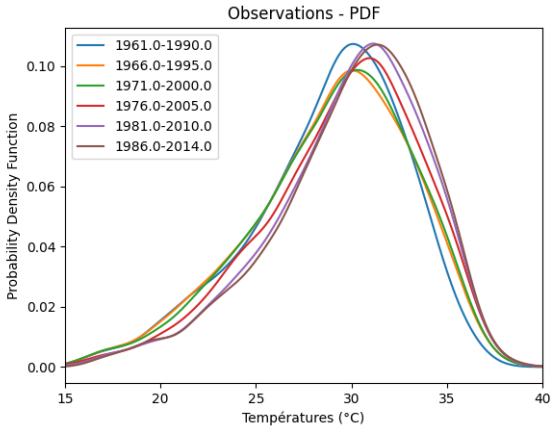
FIGURE 4.1 – Représentation du modèle de climat du CNRM-CM6

4.3 Observations et Évaluations

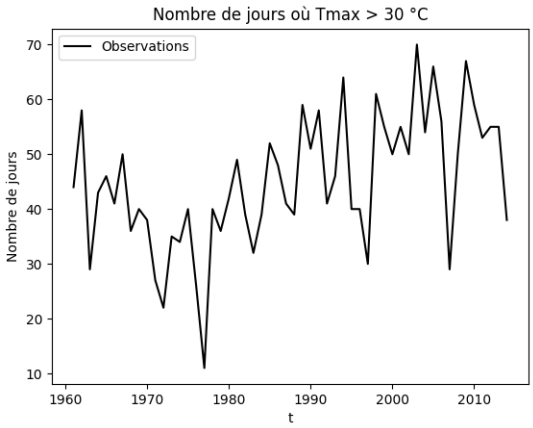
Dans un premier temps, de façon à valider le modèle et pouvoir interpréter ses résultats par la suite, il convient de comparer les observations passées aux évaluations fournies par ce modèle.

4.3.1 Observations

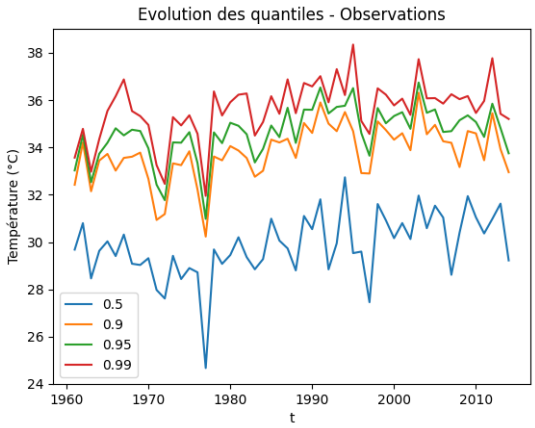
Les figures suivantes rassemblent les observations sur les températures maximales observées par jour à Madrid durant l'été de la période 1961-2014.



((a)) Évolution de la PDF de température sur 30 ans entre 1961 et 2014



((b)) Évolution du nombre de jours où la température maximale dépasse 30°C par an

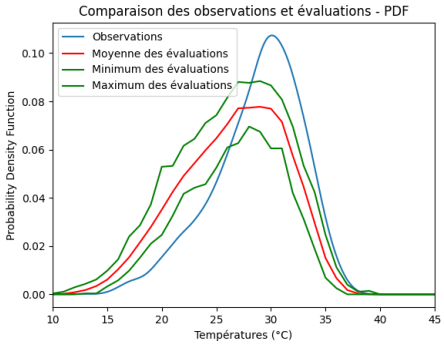


((c)) Évolution des différents quantiles au cours du temps par année

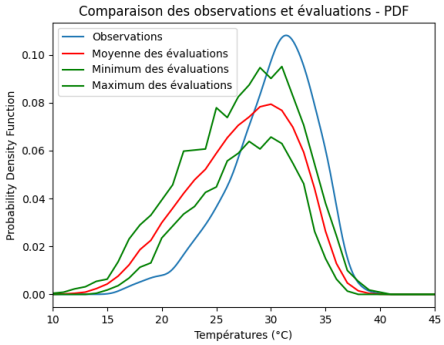
FIGURE 4.2 – Observations à Madrid sur les étés de 1961 à 2014

4.3.2 Évaluations

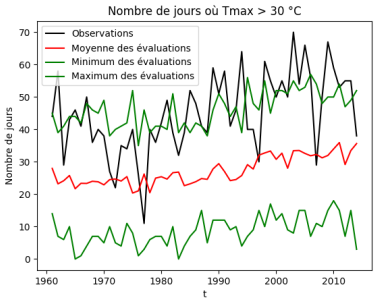
Sur cette période passée, le modèle CNRM-CM6 contient 30 membres d'évaluations. Dans un souci de clarté, nous ne présenterons ici les 30 membres mais une enveloppe des évaluations qui y correspondent ainsi que la moyenne.



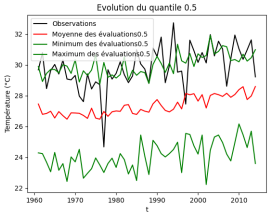
((a)) Évolution de la PDF sur 30 ans entre 1961 et 1990



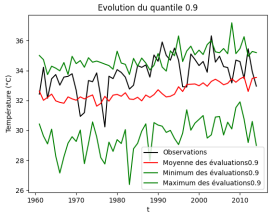
((b)) Évolution de la PDF sur 30 ans entre 1991 et 2014



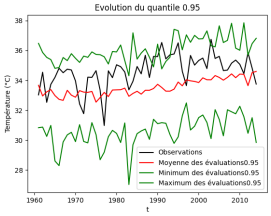
((c)) Évolution du nombre de jours où la température maximale dépasse 30°C par an



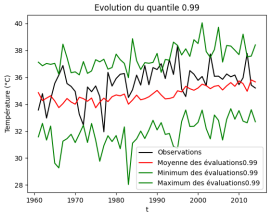
((d)) Quantile 0.5



((e)) Quantile 0.9



((f)) Quantile 0.95



((g)) Quantile 0.99

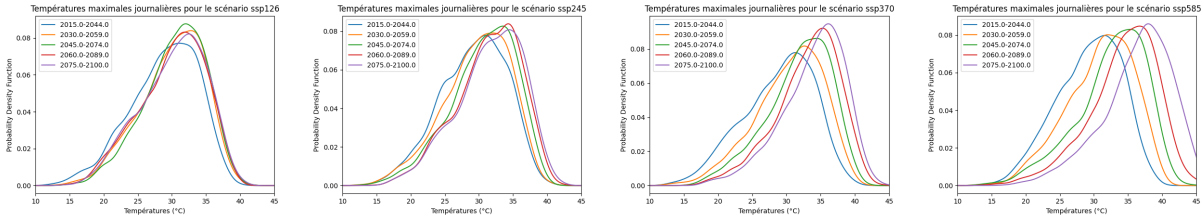
FIGURE 4.3 – Comparaison des résultats obtenus grâce aux évaluations du modèle CNRM-CM6 et aux observations sur la période 1961-2014

On constate que le modèle sous-évalue les températures sur cette période mais que les observations restent malgré tout dans l'enveloppe du modèle dans l'étude des quantiles hauts, qui va principalement nous intéresser ici. Ce modèle est donc largement acceptables pour les simulations que nous allons effectuer ici sur le TOW. Ceci peut en partie s'expliquer par la grande taille critique du modèle (140km) mais il est aussi connu qu'il

s'agit d'un modèle froid, sous évaluant l'évolution des températures, en particulier dans la zone Europe. On peut en effet noter que lorsqu'on regarde les plus grands quantiles le modèle semble être plus proche des résultats observés.

4.4 Projections

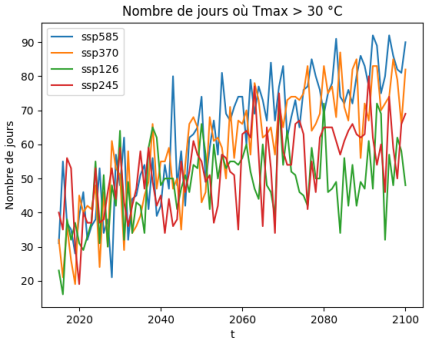
Pour la suite, on étudie 4 scénarios climatiques fournis par le modèle CNRM-CM6. Chaque scénario contient un seul membre, étant donné que dans le futur, l'augmentation de l'effet des gaz à effet de serre induit la prédominance du forçage radiatif sur le comportement du climat et la variabilité interne diminue.



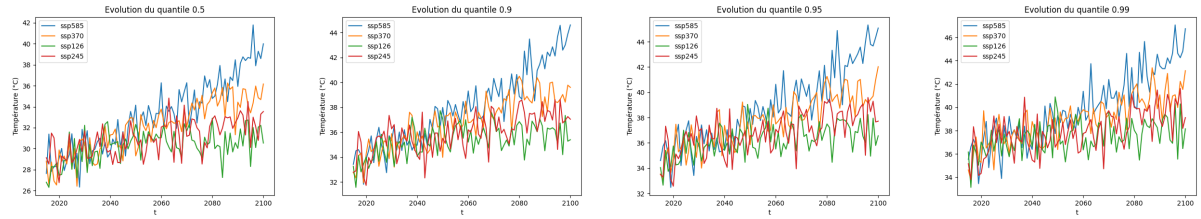
((a)) Scénario ssp126 ((b)) Scénario ssp245 ((c)) Scénario ssp370 ((d)) Scénario ssp585

FIGURE 4.4 – Représentation de l'évolution de chaque scénario climatique de 2015 à 2100 sur des périodes de 30 ans

Représentation de l'évolution des quatre scénarios sur quatre périodes



((a)) Évolution du nombre de jours où la température maximale dépasse 30°C



((b)) Quantile 0.5 ((c)) Quantile 0.9 ((d)) Quantile 0.95 ((e)) Quantile 0.99

FIGURE 4.5 – Etude des projections au cours du temps

Grâce à ces différentes études, on constate que la variabilité interne du climat prédomine jusqu'en 2050, les scénarios ne se différencient que très peu. C'est après 2060 que les scénarios se distinguent vraiment dans l'évolution des températures. Ainsi, pour la suite de l'étude sur le TOW, il est important de différencier les différentes projections selon le scénario surtout à partir de 2050.

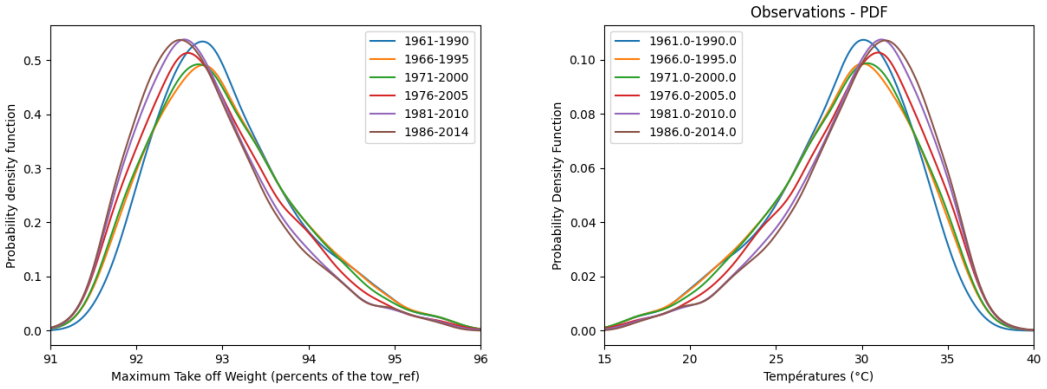
Chapitre 5

Présentation des résultats sur le *MTOW*

Comme expliqué au chapitre 2, on s'intéresse ici à l'évolution du *MTOW*, le poids maximum de l'avion pour un décollage à distance de décollage constante.
La méthode de Magic Line, et en particulier le modèle de poussée proposé, présentent des imprécisions et des simplifications. Ainsi, ce modèle ne fournit pas des valeurs numériques à interpréter en tant que telles mais à comparer entre elles. En effet, c'est l'évolution temporelle des *MTOW* obtenus qui est intéressante à observer.
Dans l'analyse des données climatiques, on s'est surtout intéressé à la température. C'est donc l'impact de la température qui sera surtout étudié ici. Après une analyse en terme de données climatiques de l'évolution de l'humidité dans le temps, il sera intéressant d'étudier l'impact du couple (température, humidité) au cours du temps sur le *MTOW* [11][10][9].

5.1 Tracé des fonctions de densité du *MTOW*

A l'image du travail effectué sur les données climat, il est intéressant de tracer l'évolution des fonctions densité de probabilité du *MTOW* en comparaison à celles des températures.

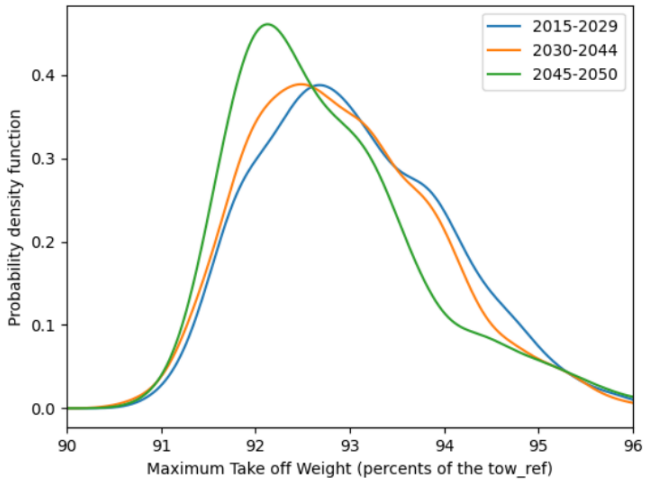


((a)) PDF du *MTOW*

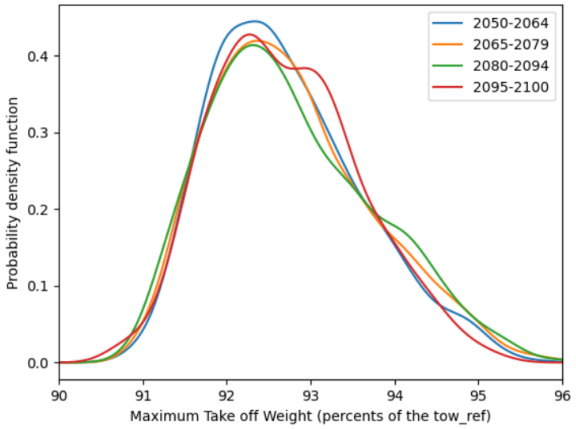
((b)) PDF de la température

FIGURE 5.1 – Etude de la période passée

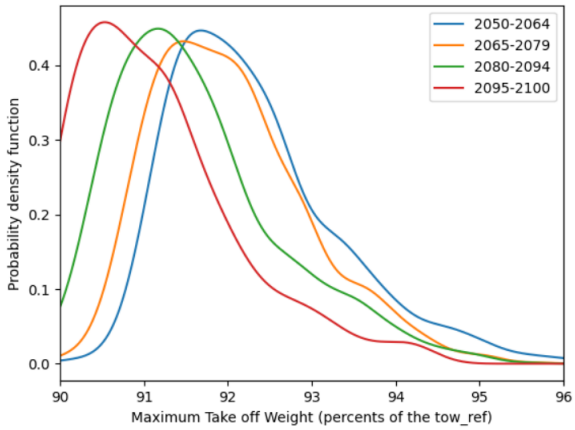
Sur la figure de représentation du *MTOW*, le résultat est exprimé en pourcentages du *MTOWref* égal à 73500kg, valeur de référence pour ce type d'avion. Etant donné le modèle linéaire de poussée obtenu et la longueur de décollage choisie, ce *MTOWref* n'est obtenue que dans les conditions *ISA*.



((a)) PDF du *MTOW* entre 2015 et 2050 selon le scénario ssp245



((b)) PDF du *MTOW* entre 2050 et 2100 selon le scénario ssp126-Scénario le plus favorable



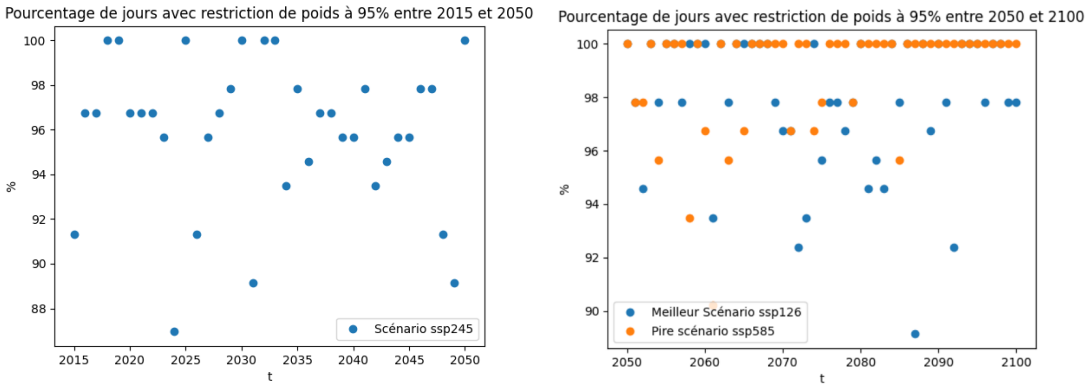
((c)) PDF du *MTOW* entre 2050 et 2100 selon le scénario ssp585-Scénario le moins favorable

FIGURE 5.2 – Etude de la période future

On constate sur ces graphiques une variation de l'ordre quelques pourcents de la médiane du *MTOW*, correspondant pour 2 pourcents à une variation de l'ordre de 1500kg par exemple, impliquant ainsi par exemple des restrictions sur le nombre de passagers.

5.2 Étude des restrictions de poids

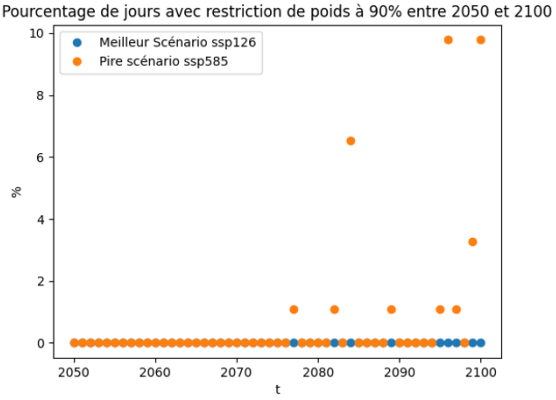
Les épisodes de fortes chaleur existant déjà, des restrictions de poids sont déjà appliquées à l'avion lors des journées concernées. Cependant, il est intéressant de savoir dans quelle mesure ce phénomène va s'étendre.
Les figures suivantes représentent le nombre de jours d'été en pourcentage, par an, où une restriction de 5 pour cents du poids de l'avion va s'appliquer.
Comme évoqué au chapitre 4, les scénarios climatiques ne se différencient qu'à partir de 2050. Ainsi, pour un souci de clarté, avant 2050, on ne représente les résultats que pour un seul scénario, considéré comme représentatif. Ensuite, c'est les deux scénarios extrêmes qui sont représentés.



((a)) Restriction du poids à 95 pourcents de 2015 à 2050

((b)) Restriction du poids à 95 pourcents de 2050 à 2100

FIGURE 5.3 – Etude du nombre de jours avec restriction de poids de 5 pour cents



((a)) Restriction du poids à 90 pourcents de 2050 à 2100

FIGURE 5.4 – Etude du nombre de jours avec restriction de poids de 5 pour cents

On constate qu'aucune tendance d'augmentation n'est vraiment discernable sur la période 205-2050. Cependant, on observe cette tendance d'augmentation avec le temps sur la

période 2050-2100, exacerbée quand on s'intéresse au pire scénario.
On constate toutefois que même sur la période 2050-2100, il n'existe que peu, voire pas, de jours avec une restriction de poids de plus de 10 pourcents.

Chapitre 6

Conclusion

6.1 Résultats observés

Grâce à la mise de place de ce modèle théorique, on peut observer des tendances sur les futures restrictions applicables aux avions. On constate tout d'abord une augmentation assez faible de la restriction de poids, de l'ordre de quelques pourcents, qui correspond à une restriction de poids de quelques milliers de kilogrammes. C'est aussi la fréquence du nombre de jours auxquels ces restrictions de poids vont devoir être appliquées qui augmente et c'est cette augmentation qui risque d'impliquer un risque économique.
Il est aussi important de noter que ce modèle s'appuie sur un modèle climatique froid et que notre poussée suit une loi de décroissance en fonction de la température moins rapide que dans les observations. Notre modèle semble donc sous évaluer l'impact du réchauffement climatique sur les restrictions applicables à l'avion.

6.2 Pistes d'améliorations

Dans un premier temps, nous n'avons pu obtenir des résultats que sur la température car nous n'avons étudié les scénarios climatiques que par rapport à la température. Il serait intéressant de mener une étude similaire sur l'humidité de façon à obtenir des données de $MTOW$ pour un couple humidité-température au cours du temps.
Toutefois, ce modèle nécessite encore d'être amélioré pour obtenir des résultats fiables et représentatifs d'une réalité future.
Pour tout modèle, il est important de d'étudier les sources d'incertitudes et de les identifier.En particulier, l'analyse de sensibilité permet de connaître l'impact de chaque variable et la variabilité croisée de ces variables sur le résultat final. Il serait donc intéressant de mener une analyse de sensibilité sur ce modèle avec comme variables la température et l'humidité.
Par ailleurs, dans le calcul de la poussée, le coefficient du gaz humide R serait à prendre en compte grâce au calcul des données atmosphériques à la place du coefficient correspondant à l'air sec actuellement utilisé.
Le recalage de la poussée ne permettant pas de faire correspondre la réalité aux resultats obtenus, il peut et doit être remise en cause. Après avoir mesuré par une étude de sensibilité l'impact de l'humidité et de la température, il peut être intéressant de jouer sur

d'autres paramètres tels que les rendements moteurs.

Bibliographie

[1] Overview of the cmip6. <https://view.es-doc.org/?renderMethod=id&project=cmip6&id=946932cc-6e96-4a9d-8c31-c5b09aa988c5&version=1&client=esdoc-search>.

[2] Glowack et all Balicki. *Effect of the atmosphere on the performance of aviation turbine engines*. 2014.

[3] R.Fu J.F.Bornman W.Guo S. Yang L.M.Leslie D.Ren, R.E. Deickinson. *Impacts of climate warming on maximum aviation payloads*. 2018.

[4] Marcel Dézèle. *Masse volumique de l'air, température virtuelle et humidité spécifique, en fonction de la pression, la température et l'humidité*.

[5] D.B.Brooks E.A. Garlock. *The effect of humidity on engine power at altitude*. 1932.

[6] Ren Leslie. *Impacts of climate warming on aviation fuel consumption*. 2019.

[7] Y.Bousquet N.Binder, G.Dufour. *Propulsion aéronautique*. 2020.

[8] Luisa Prado. *Influence of climate change on commercial aviation : Sensitivity analysis study on takeoff distance calculation*. 2020.

[9] E.Coffel R.Horton. *Climate Change and the Impact of Extreme Temperatures on Aviation*. 2014.

[10] E.Coffel R.Horton. *Climate Change and the Impact of Extreme Temperatures on Aviation*. 2015.

[11] E.Coffel T.Thomson R.Horton. *The impact of rising temperatures on aircraf takeoff performance*. 2017.

[12] Safran. Fiche technique du moteur cfm56-5b4. <https://www.safran-aircraft-engines.com/fr/moteurs-civils/avions-court-et-moyen-courriers/cfm56/cfm56-5b>.

[13] Y.Zhou. *Decreased takeoff performance of aircraft due to climate change*. 2018.