

Rapport de :
Conception d'avion
HEI 4

Modèle de l'avion :
A220 – 300

Groupe :
Alexandre CORRE



AIRBUS A220

I. Sommaire

| | | |
|-------|--|----|
| I. | Sommaire | 2 |
| II. | Introduction..... | 3 |
| III. | Polar, propulsion et performance of climb..... | 3 |
| | Partie motrice : | 4 |
| | Performance of climb : | 4 |
| IV. | Aircraft first weight estimate | 5 |
| | Estimation du poids..... | 5 |
| V. | Configuration sizing | 7 |
| | Configuration | 7 |
| | Agencement du Fuselage : | 9 |
| | Anatomie de l'aile : | 10 |
| | Ailes de la queue de l'avion : | 12 |
| | Disposition des ailes : | 14 |
| VI. | Mass breakdown and aircraft performance loop | 15 |
| | Répartition de la masse : | 15 |
| | Mass performance loop : | 15 |
| VII. | Performance study | 16 |
| VIII. | Payload Range and cost..... | 18 |
| IX. | Conception 3D | 19 |
| | Partie simulation : | 21 |
| X. | Conclusion et Remarques..... | 22 |
| XI. | Table des illustrations | 23 |



II. Introduction

L'objectif de ce projet est de modéliser de manière réaliste un avion en utilisant le logiciel SolidWorks. Pour ce faire, je suivrai une série d'étapes méthodiques, débutant par une estimation initiale du poids de l'avion. Ensuite, j'aborderai la configuration dimensionnelle de l'appareil, incluant le travail sur le fuselage et les hypothèses concernant les ailes et la queue.

La répartition des masses et la boucle de performance de l'avion seront ensuite analysées, permettant de présenter un modèle final incluant ses dimensions et masses. Par la suite, une étude de performance sera réalisée, comprenant des tableaux et graphiques pour différentes altitudes, ainsi que des courbes de poussée, de puissance, de portée... Enfin, j'aborderai de manière optionnelle la relation charge utile-portée et les coûts associés, avant de conclure avec des remarques finales sur le projet.

Les différentes étapes de ce projet sont essentielles pour garantir une modélisation précise et réaliste de l'avion, en prenant en compte les exigences de haut niveau (TLAR) et en intégrant les multiples aspects de la conception aéronautique.

Pour information, l'avion choisi est le suivant : **A220-300**.

III. Polar, propulsion et performance of climb

Dans cette partie, je vais examiner l'ensemble des caractéristiques et des calculs qui montrent comment un avion peut voler.

Pour ce faire, dans un premier temps, je peux tracer le graphique de la « polaire technique », représentant le coefficient de portance (C_L) en fonction du coefficient de traînée (C_D) pour un profil d'aile donné.

Voici le graphique obtenu :

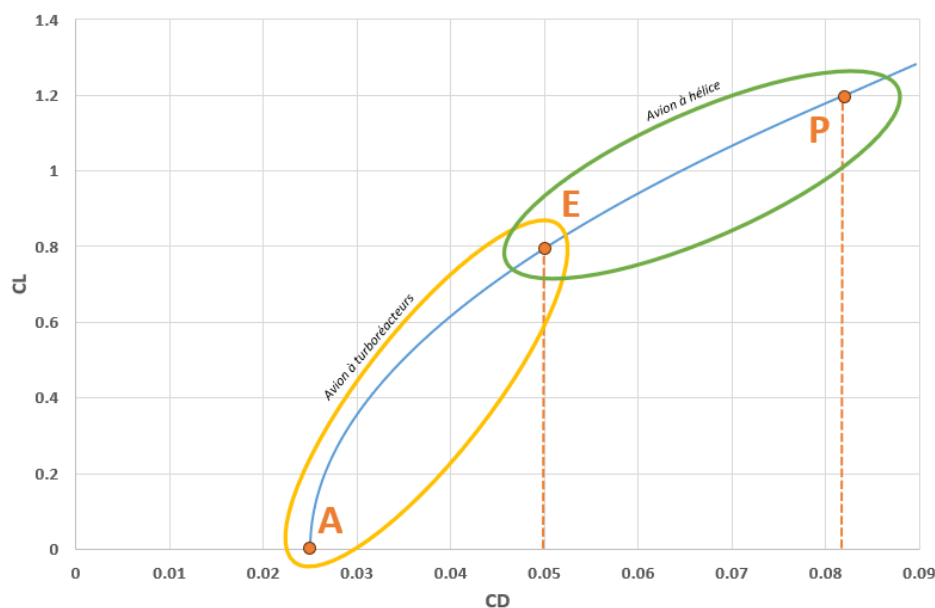


Figure 1-Technical polar.

Le point E correspond à la poussée minimale nécessaire pour permettre à l'avion de décoller et le point P correspond quant à lui à la puissance minimale nécessaire.

À la suite de cela, j'aborderai la partie moteur/propulsion.

Partie motrice :

La formule donnée dans le cours est la suivante :

$$\eta_j = \frac{2}{1 + \frac{V_j}{V_0}}$$

V_j : Vitesse de l'air en entrée de moteur.

V_0 : Vitesse de l'air en sortie de moteur.

Application Numérique : ($V_j = 570 \text{ m/s}$; $V_0 = 230 \text{ m/s}$ (données Wikipédia et forum))

$$\eta_j = \frac{2}{1 + \frac{570}{230}} = \frac{2}{3.478} = 0.575$$

Performance of climb :

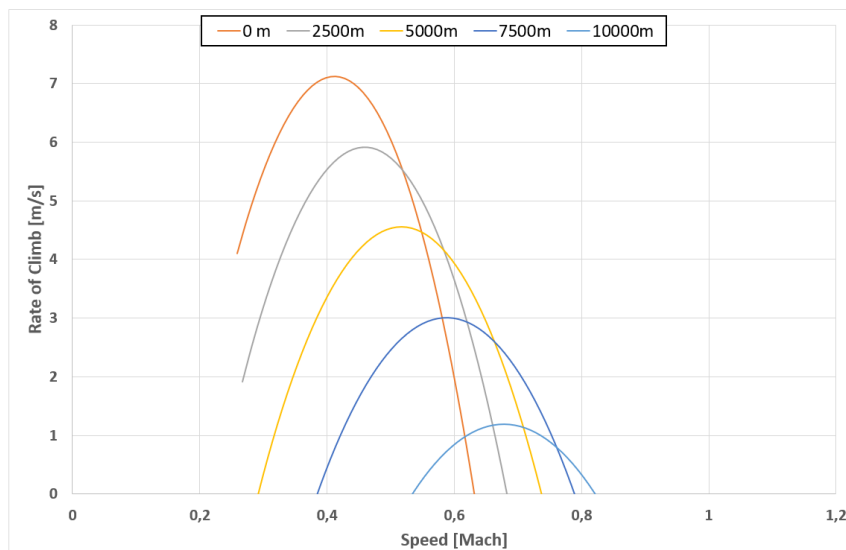


Figure 2-Performance of climb.

Comme on peut le voir dans le graphique ci-dessus, nos courbes sont de plus en plus petites. Plus l'altitude est élevée, plus la vitesse (en Mach) sera élevée, et le taux de montée, quant à lui, sera de plus en plus petit.

J'obtiens le graphique suivant dans lequel j'ai les courbes de la poussée nécessaire et de la poussée disponible sur l'avion.

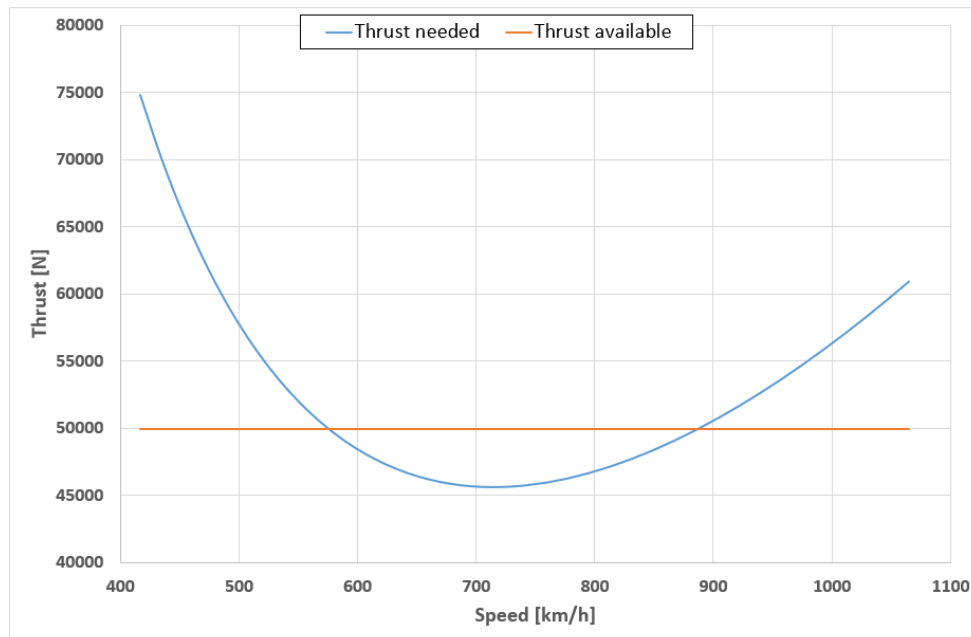


Figure 3-Graphique des poussées (nécessaire et disponible).

Dans le graphique précédent, je constate qu'avec mes deux moteurs, il est possible de voler à des vitesses comprises entre 570 et presque 900 km/h, ce qui est cohérent avec les données de l'A220-300.

IV. Aircraft first weight estimate

ESTIMATION DU POIDS

MTOW (Maximum Takeoff Weight) = 70 900 kg

OWE (Operating Weight Empty) = 37 800 kg

MF (Mission Fuel) = 10 000 kg (défini par moi-même car cela dépend de la mission)

RF (Reserve Fuel) = 2 000 kg

MZFW (Maximum Zero Fuel Weight) = 58 967 kg

Détermination de **PL (Payload)** avec la formule suivante :

$$\text{MZFW} = \text{OWE} + \text{PL}$$

Donc : $\text{PL} = \text{MZFW} - \text{OWE} = 58\,967 - 37\,800 = \mathbf{21\,167\,kg}$

Vérification de MTOW avec la formule suivante :

$$\text{MTOW} = \text{MZFW} + \text{MF} + \text{RF}$$

$$MTOW = 58\,967 + 10\,000 + 2\,000$$

$$MTOW = \mathbf{70\,967\,kg}$$

Le MTOW réel trouvé sur Wikipédia est le suivant : MTOW = 70 900 kg

Par conséquent, je peux calculer l'erreur du calcul précédent de la manière suivante :

$$\text{Erreur} = \frac{(Va - Vd)}{Vd} \times 100 = \frac{(70\,967 - 70\,900)}{70\,900} \times 100 = 0.094 \text{ soit presque } 1\%.$$

Donc le résultat obtenu est très proche du résultat réel avec une erreur de 1% donc une très petite erreur.

Formule du cours :

Je sais que la réserve de fuel est prise comme 6% du MZFW donc $RF = 0.06 * MZFW$

Par conséquent :

$$RF = 0.06 * 58\,967 = \mathbf{3\,538.02\,kg}$$

$$\text{Erreur} = \frac{(Va - Vd)}{Vd} \times 100 = \frac{(3\,538 - 2\,000)}{2\,000} \times 100 = 76.9\%$$

J'ai donc une erreur de 76.9%, soit un résultat assez éloigné de la réalité. Le résultat est assez loin de la réalité, cela peut être dû à plusieurs critères. Il faut savoir que la règle des 6% du MZFW ne s'applique pas à tous les avions (dans ce cas, je pense que ce n'est pas le problème). Donc, je suppose que le RF est plus faible que nécessaire, car l'A220-300 est réputé pour être un avion économique. Ainsi, le poids du RF peut sans doute être plus faible que nécessaire.

A partir de l'OWE et du MTOW, il est possible de définir la tendance de l'avion. En faisant OWE/MTOW, j'obtiens un ratio :

$$OWE/MTOW = 37\,800/70\,967 = \mathbf{0.53}$$

Ensuite, je peux définir la tendance de l'avion en fonction de « la tendance historique pour OWE/MTOW » :

- General aviation: 0.48 – 0.54
- Lighter / sport aircraft: 0.56 – 0.62
- Turboprop: 0.44 – 0.5
- Jet aircraft: 0.35 – 0.42 (modern); 0.46 – 0.54 (old)

Figure 4-Tendance historique pour OWE/MTOW.

Dans ce cas, le ratio est de 0.53, donc l'avion serait classé dans la tendance « General aviation ». Il peut aussi être classé dans la tendance « Jet aircraft (old) » cependant, cela ne correspond pas à l'avion car l'A220-300 est un avion moderne et très économique comme dit précédemment.

V. Configuration sizing

CONFIGURATION

Dans cette partie, j'ai effectué la partie configuration et mise en place/positionnement de l'avion. Pour ce faire, voici les données utiles retrouvées sur internet :

Dimensions liées aux sièges :

| Nom | Dimensions en cm |
|------------------------|------------------|
| Longueur du siège | 47 |
| Inclinaison du siège | 76 |
| Espace pour les jambes | 76 |
| Hauteur du dossier | 81 |
| Largeur de l'allée | 51 |

Tableau 1-Dimensions liées aux sièges de l'A220-300.

Ces dimensions sont faites à partir des résultats moyens obtenus, car elles dépendent de la compagnie aérienne.

Voici la disposition des sièges au sein de l'A220-300 :

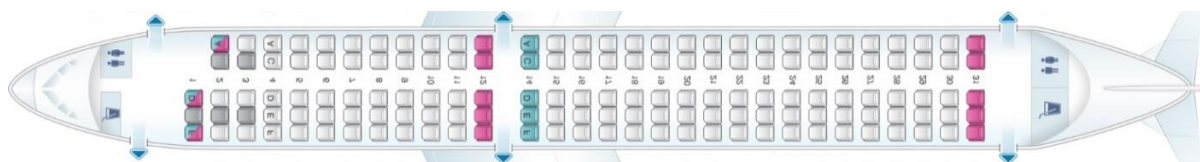


Tableau 2-Disposition des sièges au sein de l'A220-300.

Données liées aux dimensions générales de l'avion (source Wikipédia) :

| Données de l'avion | |
|--|-----------------------------|
| Nom | Dimensions en m |
| Diamètre du fuselage | 3.7 |
| Epaisseur du fuselage (<i>approximation</i>) | 0.1 - 0.4 |
| Longueur du fuselage de l'avion | 38.71 |
| Envergure | 35.1 |
| Hauteur | 11.5 |
| Autres Données liées à l'avion | |
| Nom | Dimensions |
| Surface alaire | 112.3 m ² |
| Masse maximale au décollage | 67 585 kg |
| Masse maximale à l'atterrissage | 58 740 kg |
| Nombre de passagers maximum | 160 |
| Données sur les moteurs | |
| Moteurs | 2 × Pratt & Whitney PW1500G |
| Poussée par moteur | 103.6 kN |

Tableau 3-Données liées aux dimensions générales de l'A220-300.

Le **LOPA** (**L**ayout **O**f **P**assenger **A**rrangement) est le suivant :

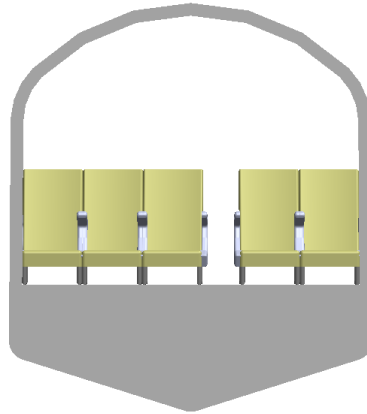


Figure 5-LOPA réaliste de l'A220-300 sous SolidWorks.

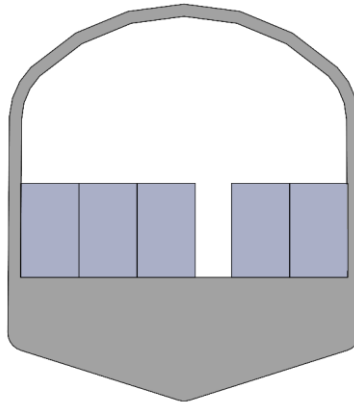


Figure 6-LOPA simplifiée de l'A220-300 sous SolidWorks.

Dans ce cas, j'ai sur la figure (1), la vue précise avec les sièges modélisés et sur la figure (2) la vue en prenant en compte la surface totale du siège. Les cotations sont renseignées sur le plan situé ci-dessous.

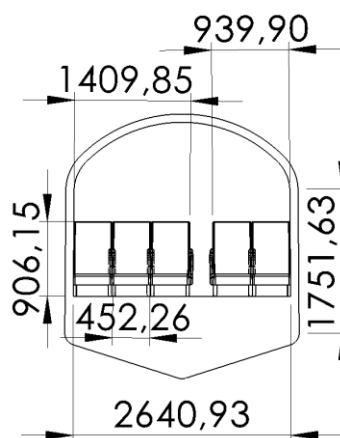


Figure 7-LOPA avec les cotations (en mm).

Agencement du Fuselage :

Je peux approximativement donner les dimensions des différentes parties de l'avion de la manière suivante :

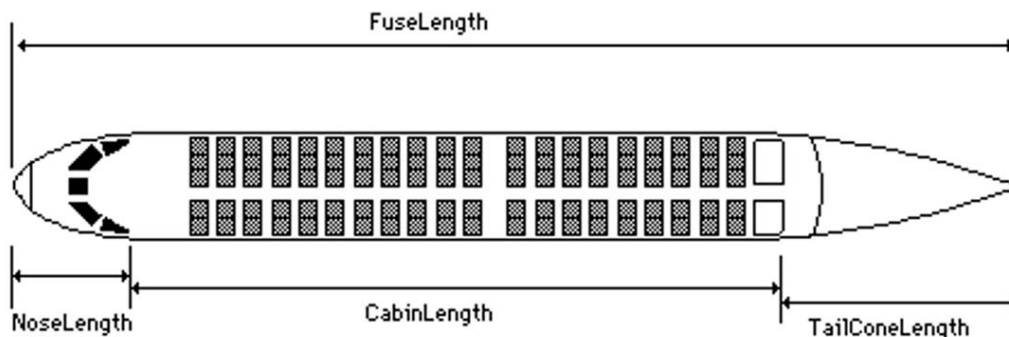


Figure 8-Agencement du Fuselage (Approximation cf cours).

| Résultats obtenus | |
|-------------------|-------------|
| Nom | Valeur en m |
| FuseLength | 38.71 m |
| NoseLength | 5.9 m |
| TailLength | 8.5 m |
| CabinLength | 24.31 m |

Tableau 4-Résultats de l'agencement du Fuselage.

Détails des résultats obtenus dans le tableau précédent :

NoseLength = $1.1 - 2 * \varnothing$ du Fuselage = $1.1 - 2 * 3.5 = 5.9$ m

TailLength = $2 - 3 * \varnothing$ du Fuselage = $2 - 3 * 3.5 = 8.5$ m

CabinLength = FuseLength – (NoseLength + TailLength) = $38.71 - (5.9 + 8.5) = 24.31$ m

Pour résumer cette partie, voici le schéma énoncé en début de partie complété :

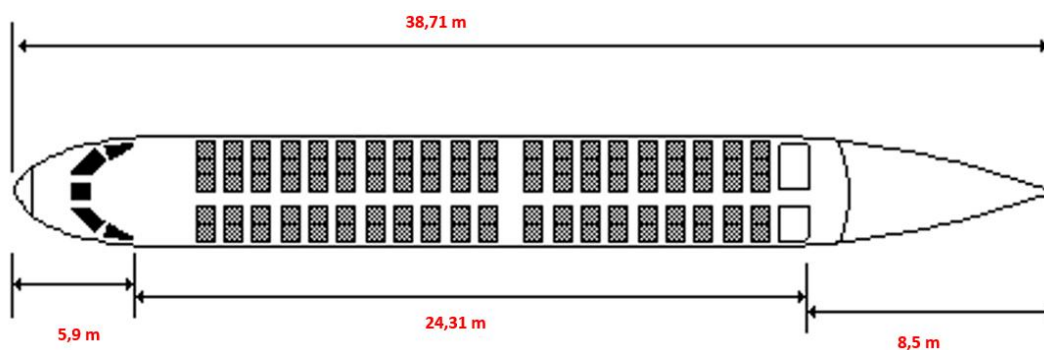


Figure 9-Agencement du fuselage (avec nos résultats).

Anatomie de l'aile :

Dans cette partie, je vais dimensionner les ailes utiles, pour ce faire, j'ai suivi le schéma suivant, donné dans le cours :

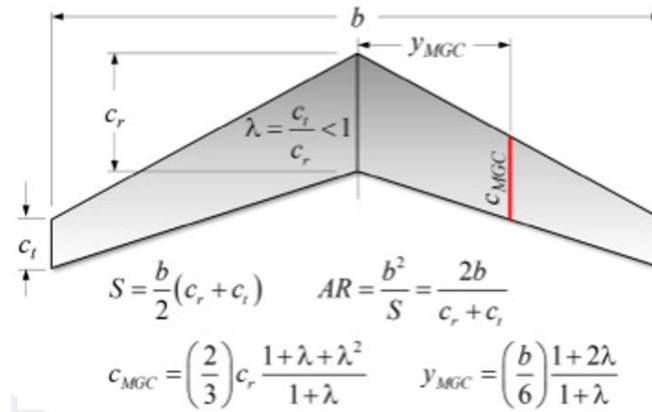


Figure 10-Dimensionnement des ailes (cours).

Les données connues :

| Nom | Donnée |
|--------------------------------|----------------------|
| b (envergure) | 35.1 m |
| S (Surface alaire) | 112.3 m ² |
| Rapport de corde (λ) | 0.275 |

Tableau 5-Données nécessaires pour le dimensionnement des ailes.

Par conséquent :

Formule du cours :

$$S = \left(\frac{b}{2}\right) \times (c_{root} + c_{tip})$$

$$S = \left(\frac{b}{2}\right) \times (c_{root} + \lambda \times c_{root})$$

$$S = \left(\frac{b}{2}\right) \times c_{root} \times (1 + \lambda)$$

$$c_{root} = \frac{2 \times S}{(b \times (1 + \lambda))}$$

Application Numérique :

$$c_{root} = \frac{2 \times 112.3}{(35.1 \times (1 + 0.275))}$$

$$c_{root} = \frac{224.6}{(35.1 \times (1.275))}$$

$$c_{root} = \frac{224.6}{44.75}$$

$$c_{root} = \mathbf{5.01 \text{ m}}$$

Calcul de Tip :

$$c_{tip} = \lambda \times c_{root}$$

$$c_{tip} = 0.275 \times 5.01$$

$$c_{tip} = 1.377 \text{ m}$$

Vérification de la surface de l'aile :

Formule du cours :

$$S = \frac{b}{2} \times (c_{root} + c_{tip})$$

$$S = \left(\frac{35.1}{2}\right) \times (5.01 + 1.377)$$

$$S = 17.55 \times 6.387$$

$$S = \mathbf{112.09 \text{ m}^2}$$

*La surface réelle trouvée sur Wikipédia est la suivante : **112.3 m²***

Donc : Erreur = $\frac{(Va - Vd)}{Vd} \times 100 = \frac{112.3 - 112.09}{112.09} \times 100 = 0.18$ soit 1.8%

J'ai donc une erreur de 1.8% entre le résultat réel et le calcul. Par conséquent, le résultat est proche de la réalité.

Rapport d'aspect : AR :

Formules du cours :

$$AR = \frac{b^2}{S} = \frac{2 \times b}{c_{root} + c_{tip}}$$

$$AR = \frac{35.1^2}{112.09} = \frac{1\,232.01}{112.09} = \mathbf{10.991} \quad \text{Formule 1}$$

$$AR = \frac{2 \times 35.1}{5.01 + 1.377} = \frac{70.2}{6.387} = \mathbf{10.991} \quad \text{Formule 2}$$

$$c_{MGC} = \left(\frac{2}{3}\right) \times c_{root} \times \frac{1 + \lambda + \lambda^2}{1 + \lambda} = \left(\frac{2}{3}\right) \times 5.01 \times \frac{1 + 0.275 + 0.275^2}{1 + 0.275} = \mathbf{3.538 \text{ m}}$$

$$y_{MGC} = \left(\frac{b}{6}\right) \times \frac{1 + 2\lambda}{1 + \lambda} = \left(\frac{35.71}{6}\right) \times \frac{1 + 2 \times 0.275}{1 + 0.275} = \mathbf{1.215 \text{ m}}$$

Pour résumer cette partie, voici le schéma énoncé en début de partie et complété :

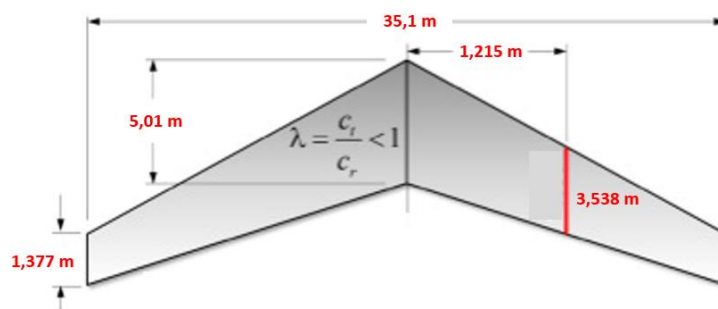


Figure 11-Dimensions de nos ailes.

Ailes de la queue de l'avion :

Dans ce cas, la queue de l'A220-300 est de la configuration « CONVENTIONNEL » à savoir la suivante :



Figure 12-Configuration de la queue de l'A220-300.

Dans cette partie, je vais utiliser les formules suivantes :

Horizontal tail

$$C_H = \frac{S_H \cdot l_H}{S_W \cdot c_{MAC}}$$

Vertical tail

$$C_V = \frac{S_V \cdot l_V}{S_W \cdot b}$$

Figure 13-Formules de l'empennage Horizontal et Vertical (cours).

Empennage horizontal :

S_H = Surface de l'empennage horizontal projetée.

l_H = Bras de levier horizontal.

S_W = Surface de l'aile principale.

c_{MAC} = Chord MAC (Mean Aerodynamic Chord) de l'aile principale.

Sur internet, j'ai trouvé les valeurs suivantes :

Surface de l'aile principale : 85 m²

c_{MAC} : 12 m (hypothèse car pas de valeur précise)

Surface de l'empennage horizontal projetée : 29 m²

l_H : 15 m

Donc le C_H serait :

$$C_H = \frac{29 \times 15}{85 \times 12} = \mathbf{0.426}$$

Par conséquent, pour l'ensemble de notre empennage vertical, j'obtiens **0.852** (car 0.426x2).

Empennage vertical :

S_V = Surface de l'empennage vertical.

l_V = Bras de levier vertical.

S_W = Surface de l'aile principale.

b = Envergure de l'aile principale.

Sur internet, j'ai trouvé les valeurs suivantes :

S_V : 19 m² (hypothèse car pas de valeur précise sur internet)

l_V : 11 m

Donc le C_V serait :

$$C_V = \frac{19 \times 11}{85 \times 35.1} = \mathbf{0.07}$$

Les valeurs obtenues pour l'empennage vertical et horizontal me paraissent cohérentes, car d'après les données du cours, pour un avion normal avec 2 moteurs, je dois avoir les valeurs suivantes :

| | Typical values | |
|--------------------------------|---------------------|-------------------|
| | Horizontal c_{HT} | Vertical c_{VT} |
| Sailplane | 0.50 | 0.02 |
| Homebuilt | 0.50 | 0.04 |
| General aviation—single engine | 0.70 | 0.04 |
| General aviation—twin engine | 0.80 | 0.07 |
| Agricultural | 0.50 | 0.04 |
| Twin turboprop | 0.90 | 0.08 |
| Flying boat | 0.70 | 0.06 |
| Jet trainer | 0.70 | 0.06 |
| Jet fighter | 0.40 | 0.07 |
| Military cargo/bomber | 1.00 | 0.08 |
| Jet transport | 1.00 | 0.09 |

Figure 14-Données du cours pour l'empennage V et H.

Disposition des ailes :

D'après le cours, je peux émettre une approximation quant à la disposition des ailes, ces approximations sont les suivantes :

Wing position: 45 - 50% of the fuselage length

Horizontal tail: 91% of the fuselage length in conventional configuration, otherwise to be seen case per case

Vertical tail: 93% of the fuselage length

Figure 15-Approximation(s) de la disposition des ailes de l'avion.

Pour rappel, la longueur du fuselage totale de l'avion est la suivante : **38.71 m**

Par conséquent :

Position de l'aile principale : $38.71 \times 0.47 = \mathbf{18.19 \text{ m}}$

Position de l'aile horizontale de la queue : $38.71 \times 0.91 = \mathbf{35.22 \text{ m}}$

Position de l'aile verticale de la queue : $38.71 \times 0.93 = \mathbf{36 \text{ m}}$

Donc, si j'arrondis les valeurs précédentes, j'obtiens la disposition suivante :

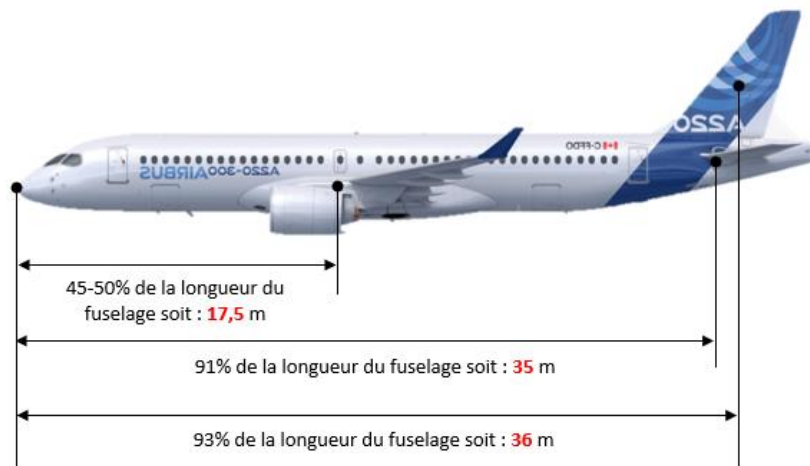


Figure 16-Disposition des ailes par rapport à la longueur du fuselage.

VI. Mass breakdown and aircraft performance loop

Répartition de la masse :

Dans cette partie, j'ai utilisé les hypothèses que j'ai trouvé sur internet. Il est très difficile de trouver les données précises du poids répartis, cependant, je peux trouver des approximations. Celles-ci sont de la forme suivante :

| | | |
|--------------------------------|--|---------------------------------|
| MTOW de l'avion : | 70967 | kg |
| Composant | Pourcentage approximatif de la MTOW | Masse approximative (kg) |
| Structure de l'avion | | |
| Fuselage | 18% | 12 774 |
| Ailes | 12% | 8 516 |
| Empennages | 3% | 2 129 |
| Train d'atterrissage | 4% | 2 839 |
| Systèmes | | |
| Propulsion (moteurs) | 12% | 8 516 |
| Systèmes de carburant | 1,50% | 1 065 |
| Systèmes avioniques | 2% | 1 419 |
| Systèmes de contrôle | 1,50% | 1 065 |
| Systèmes électriques | 1,50% | 1 065 |
| Intérieurs | | |
| Cabine passagers | 7% | 4 968 |
| Cockpit | 1,50% | 1 065 |
| Cargo/bagages | 2% | 1 419 |
| Charges opérationnelles | | |
| Carburant | 25% | 17 742 |
| Passagers et équipage | 20% | 14 193 |
| Bagages | 10% | 7 097 |

A lire de la manière suivante :

Exemple avec le fuselage : Sa masse représente 18% de la MTOW de l'A220-300.

Figure 17-Hypothèses et résultats de la mass breakdown.

Mass performance loop :

Après avoir entré les données nécessaires dans l'Excel, effectué le calcul du OWE avec l'équation de Breguet et avec le calcul de la mass breakdown, j'obtiens le graphique suivant :

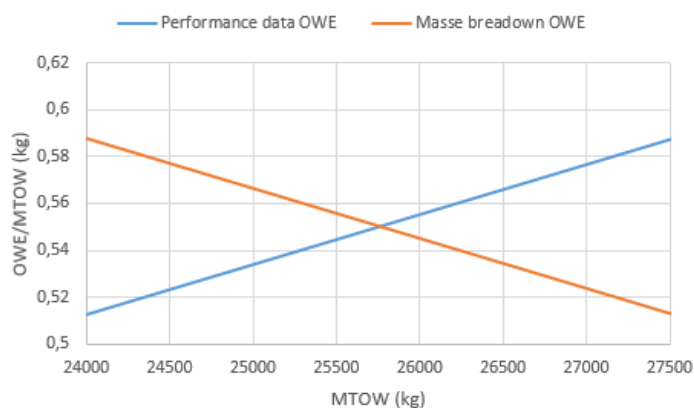


Figure 18-Mass performance loop plot.

VII. Performance study

Dans cette partie, je vais tracer le diagramme Payload-Range. Pour ce faire, j'ai besoin de l'équation de Breguet et des données suivantes :

| | Point B | Point C | Point D |
|--------------------|------------------|----------------------|---------------------|
| Initial mass (TOW) | MTOW | MTOW | TOW = OWE + MF |
| Payload (PL) | Paylod max | PL = MTOW - MF - OWE | 0 |
| Fuel mass (MF) | MF = MTOW-PL-OWE | MF = MF max in wing | MF = MF max in wing |

Avec nos résultats :

| | Point B | Point C | Point D |
|--------------------|---------|---------|---------|
| Initial mass (TOW) | 70967 | 70967 | 47800 |
| Payload (PL) | 21167 | 17444 | 0 |
| Fuel mass (MF) | 12000 | 12000 | 12000 |

Figure 19-Données pour tracer le diagramme Payload-Range.

Equation de Breguet :

Formule du cours :

$$R = \frac{V}{SFC} \times \frac{L}{D} \times \ln \left(\frac{W_i}{W_f} \right)$$

Avec :

V : la vitesse de croisière (830 m/s).

SFC : La consommation spécifique de carburant (0.5 kg/Nh).

L/D : le rapport portance/trainée (15).

W_i : Le poids initial (MTOW : 70697 kg).

W_f : OWE + Payload

Donc nos W_f sont les suivants :

| | B | C | D |
|------------------|-------------|-------------|---------|
| Formule | 37800+21167 | 37800+17444 | 37800+0 |
| Résultats(en kg) | 58967 | 55244 | 37800 |

Figure 20- W_f pour le point B, C et D.

A partir de ces résultats, j'applique l'équation de Breguet :

Exemple détaillé pour le point B :

$$R = \frac{230}{0.5} \times 15 \times \ln \left(\frac{70967}{58967} \right)$$

R = **1278.13** km.

Après avoir effectué les calculs pour l'ensemble des points j'obtiens ceci :

| | B | C | D |
|------------------|--------------------|--------------------|--------------------|
| R (en km) | 1278,135403 | 1728,141177 | 4346,350556 |

Figure 21-Range (R) pour le point B, C et D.

Ensuite, je peux tracer le diagramme Payload-Range en plaçant le Range sur l'axe des abscisses (X) et le Payload obtenu dans les calculs précédents sur l'axe des ordonnées (Y) pour chaque point.

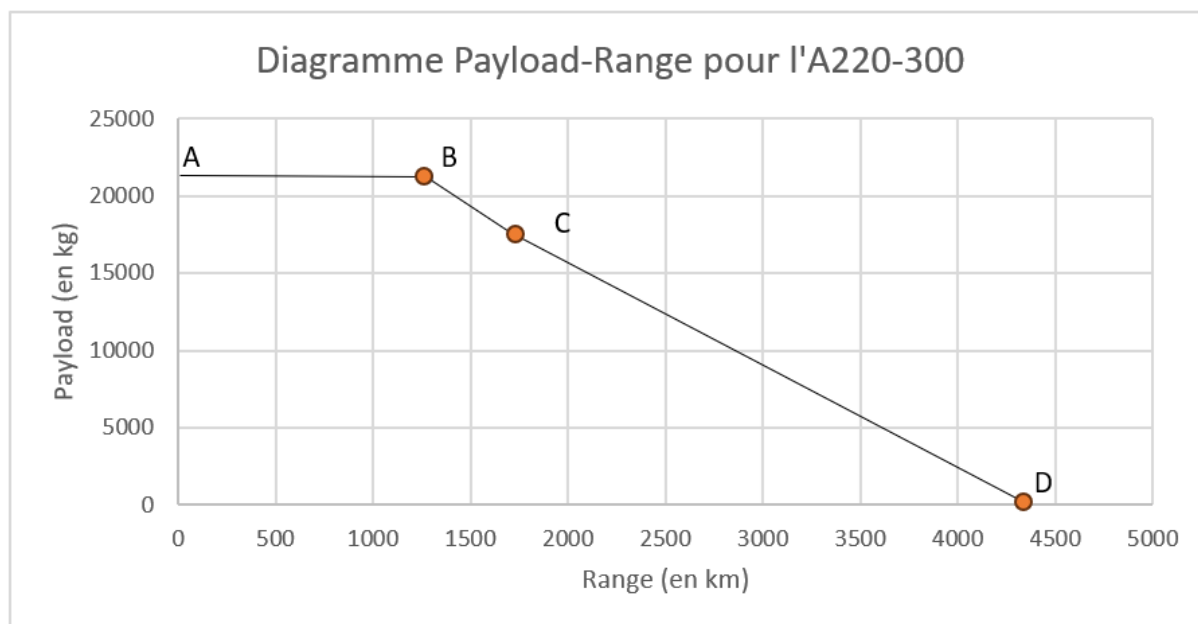


Figure 22-Diagramme Payload-Range pour l'A220-300.

Après estimation du volume en utilisant la formule suivante :

$$Volume = 0.5 * \left(\frac{t}{c}\right) * MAC^2 * Span$$

Figure 23-Formule du Volume (cours).

J'obtiens un volume V de **52.5 m³**.

Donc, la Fuel Mass dans l'aile est : $52.5 \times 904 = 47\,460$ kg. (avec la densité du carburant : **904 kg/m³**)

Cette donnée me paraît incorrecte, car cela signifierait que cette masse représente plus de 50% de la masse totale de l'avion. Mais dans l'ensemble des calculs effectués précédemment, je ne retrouvais en aucun cas ce type de valeur.

VIII. Payload Range and cost

Dans cette section, je vais estimer le prix d'un billet d'avion pour couvrir les dépenses si je suppose les données suivantes :

| | | |
|-------------------------------------|----------|-----|
| Consommation de Fuel pour 2500 km : | 7520 | L |
| Nombre de vol par jour : | 5 | |
| Quantité de Fuel/Jour : | 37600 | L |
| Prix du fuel en 2022 : | 0.9 | €/L |
| Prix du fuel /jour : | 33840 | € |
| Prix par an : | 12351600 | € |

Soit 12,35 M€

Figure 24-Données pour l'étude de coût du prix d'un billet d'avion.

Dans l'A220-300, il y a **160** places maximum. Par conséquent :

Nombre de passagers par an : $160 \times 5 \times 365 = \mathbf{292\ 000}$

Prix minimum d'un billet d'avion pour compenser le prix du fuel : $12.35\ \text{M€} / 292\ 000 = \mathbf{42\ \text{€}}$

Pour conclure, le prix du billet d'avion me paraît rentable et cela me permettra de compenser les dépenses en lien avec le carburant. Cependant, il sera plus élevé car il y a d'autres charges à prendre en compte (le salaire des employés, les maintenances, l'ensemble des équipes derrière le bon fonctionnement de l'avion...).

IX. Conception 3D

Dans cette partie, je vais revenir sur la modélisation 3D de l'avion. Pour ce faire, dès lors que j'ai terminé la partie calcul des dimensions de l'avion, j'ai effectué le dimensionnement de celui-ci. Cette conception 3D a été réalisée avec le logiciel SolidWorks. Elle a été faite de manière simplifiée, me permettant d'avoir la possibilité par la suite d'effectuer une simulation dynamique du système.

Voici des images de la conception 3D :

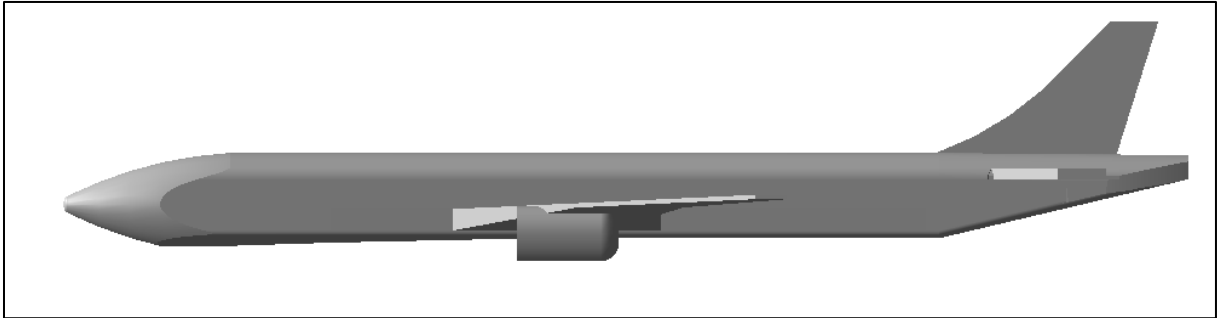


Figure 25-Vue de profil de l'avion.

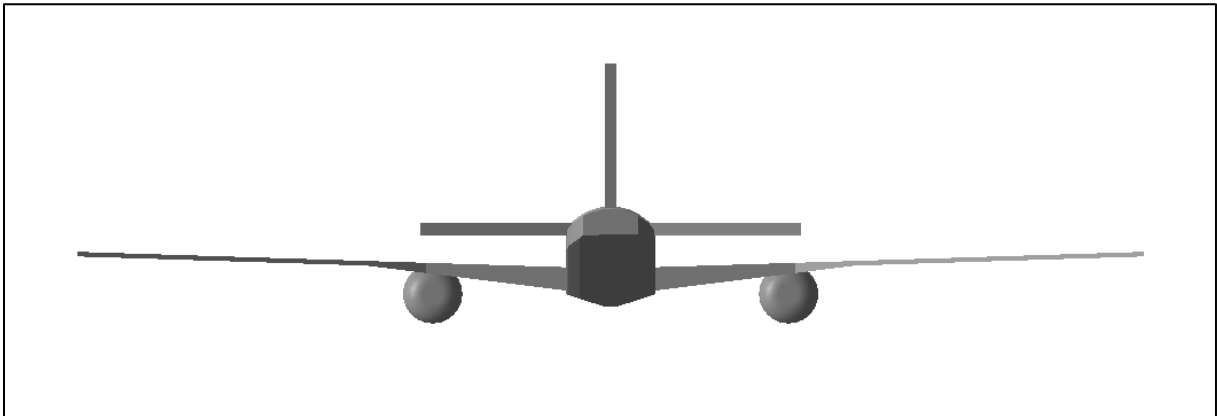


Figure 26-Vue arrière de l'avion.

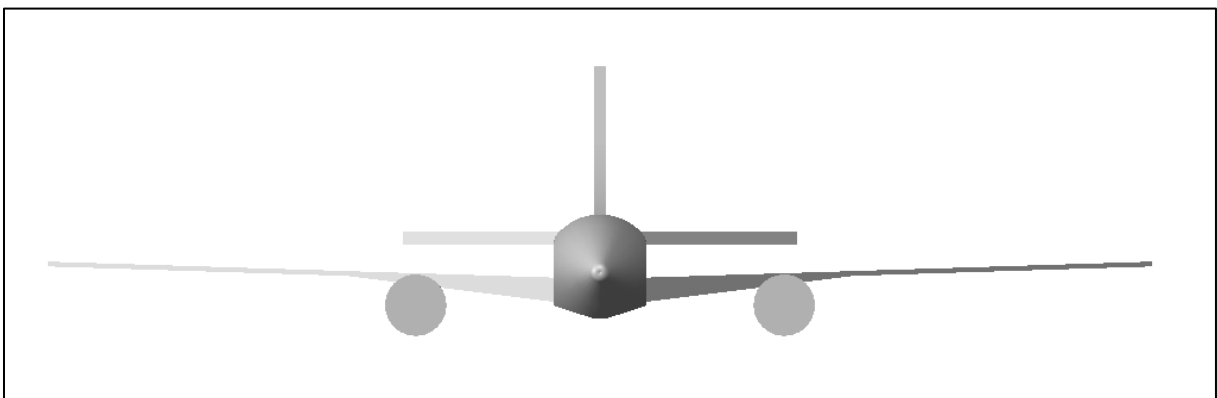


Figure 27-Vue de face de l'avion.

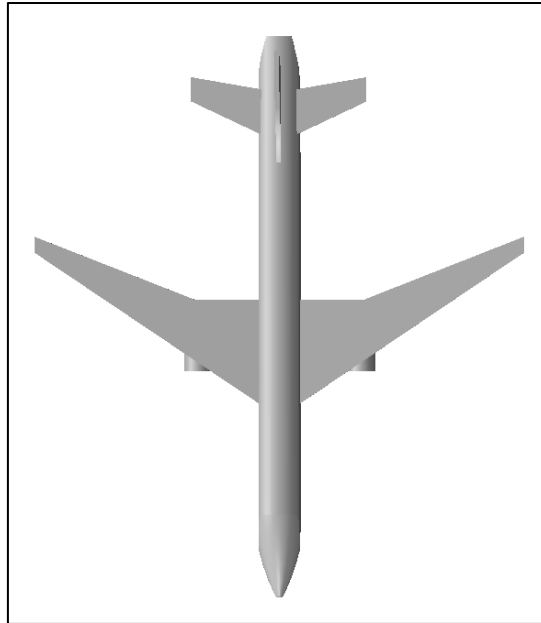


Figure 28-Vue du dessus de l'avion.

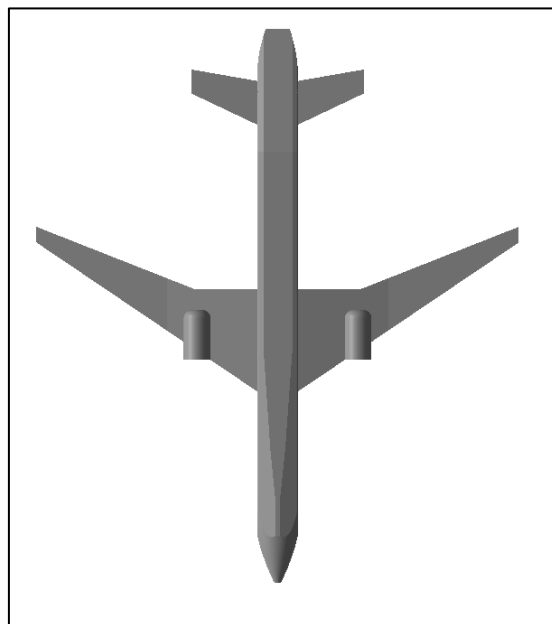


Figure 29-Vue du dessous de l'avion.

Partie simulation :

Les simulations ont été réalisées avec la version gratuite de Simutech (variable d'Ansys Simulation). Dans un premier temps, j'ai cherché à effectuer la simulation dynamique via le logiciel SolidWorks. Cependant, je ne disposais pas de la fonctionnalité de Simulation Dynamique Flow.

Je me suis donc tourné vers un logiciel gratuit (une démo). Il m'a suffi d'importer notre conception 3D à l'intérieur du logiciel, puis de sélectionner les parties sur lesquelles je souhaitais effectuer ma simulation (plus il y a de parties sélectionnées, plus la simulation est longue).

De plus, j'ai indiqué la vitesse de croisière (830 m/s) ainsi que les différences forces auxquelles l'avion est soumis (gravité, poids MTOW...).

Voici le résultat de mes simulations dynamiques :

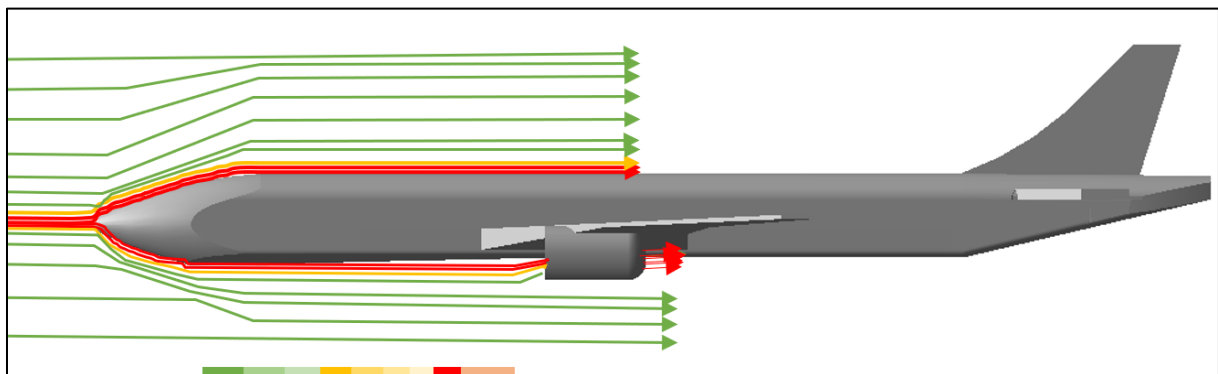


Figure 30-Simulation dynamique de profil (avec la démo du logiciel Simutech).

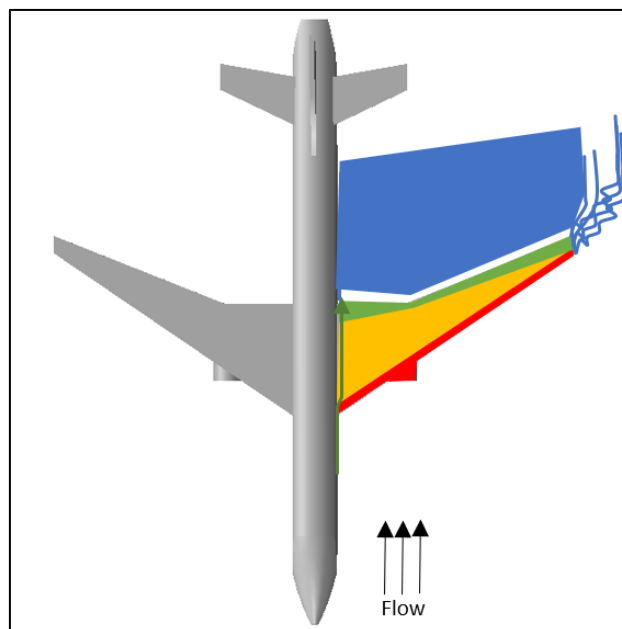


Figure 31-Simulation dynamique de dessus (avec la démo du logiciel Simutech).

D'après mes deux simulations, l'avion que j'ai dimensionné me paraît correct, bien qu'il puisse encore être amélioré. La partie de couleur orange indique un fort ralentissement du fluide, ce qui veut dire que notre avion va fortement consommer du carburant. Cependant, les résultats de mes simulations ne sont pas catastrophiques et me paraissent convenables.

X. Conclusion et Remarques

Ce projet fut très intéressant et m'a permis de travailler en équipe sur le dimensionnement d'un avion, tout en ayant pour base un avion choisi (dans notre cas, l'A220-300). Le choix de cet avion m'a permis d'avancer et de prendre davantage d'informations sur une problématique que j'ai choisi pour l'étape finale de l'Usaire Student Award 2024.

Pour revenir sur la méthode de travail, j'ai d'abord effectué l'ensemble des calculs (assez compliqués pour certaines parties), puis j'ai réalisé la partie conception 3D dès lors que l'ensemble des calculs avaient été effectués.

Concernant les remarques, j'ai trouvé assez difficile de comprendre la finalité et l'utilité de certains calculs (comprendre l'objectif). Sinon, d'autre part, mes résultats me paraissent cohérents, mais certains sont très loin de la réalité. De nombreuses caractéristiques ont été effectuées via des hypothèses que j'ai émises, mais cela est dû au manque d'informations sur l'avion.

Toutefois, ce projet fut un beau mélange de calcul, conception et simulation. Il a été très intéressant, tant dans l'approche de travail que dans la critique, l'interprétation des résultats obtenus.

J'espère avoir été assez précis et clairs dans l'ensemble de mes calculs et de mon rapport de manière générale. L'ensemble des documents et fichiers fournis durant mes cours m'ont été d'une grande aide et, par la même occasion, d'un grand gain de temps et de compréhension.

XI. Table des illustrations

| | |
|--|-------|
| Figure 1-Technical polar. | 3 |
| Figure 2-Performance of climb. | 4 |
| Figure 3-Graphique des poussées (nécessaire et disponible). | 5 |
| Figure 4-Tendance historique pour OWE/MTOW. | 6 |
| Figure 5-LOPA réaliste de l'A220-300 sous SolidWorks. | 8 |
| Figure 6-LOPA simplifiée de l'A220-300 sous SolidWorks. | 8 |
| Figure 7-LOPA avec les cotations (en mm). | 8 |
| Figure 8-Agencement du Fuselage (Approximation cf cours). | 9 |
| Figure 9-Agencement du fuselage (avec nos résultats). | 9 |
| Figure 10-Dimensionnement des ailes (cours). | 10 |
| Figure 11-Dimensions de nos ailes. | 11 |
| Figure 12-Configuration de la queue de l'A220-300. | 12 |
| Figure 13-Formules de l'empennage Horizontal et Vertical (cours). | 12 |
| Figure 14-Données du cours pour l'empennage V et H. | 13 |
| Figure 15-Approximation(s) de la disposition des ailes de l'avion. | 14 |
| Figure 16-Disposition des ailes par rapport à la longueur du fuselage. | 14 |
| Figure 17-Hypothèses et résultats de la mass breakdown. | 15 |
| Figure 18-Mass performance loop plot. | 15 |
| Figure 19-Données pour tracer le diagramme Payload-Range. | 16 |
| Figure 20-Wf pour le point B, C et D. | 16 |
| Figure 21-Range (R) pour le point B, C et D. | 17 |
| Figure 22-Diagramme Payload-Range pour l'A220-300. | 17 |
| Figure 23-Formule du Volume (cours). | 17 |
| Figure 24-Données pour l'étude de coût du prix d'un billet d'avion. | 18 |
| Figure 25-Vue de profil de l'avion. | 19 |
| Figure 26-Vue arrière de l'avion. | 19 |
| Figure 27-Vue de face de l'avion. | 19 |
| Figure 28-Vue du dessus de l'avion. | 20 |
| Figure 29-Vue du dessous de l'avion. | 20 |
| Figure 30-Simulation dynamique de profil (avec la démo du logiciel Simutech). | 21 |
| Figure 31-Simulation dynamique de dessus (avec la démo du logiciel Simutech). | 21 |
| Tableau 1-Dimensions liées aux sièges de l'A220-300. | 7 |
| Tableau 2-Disposition des sièges au sein de l'A220-300. | 7 |
| Tableau 3-Données liées aux dimensions générales de l'A220-300. | 7 |
| Tableau 4-Résultats de l'agencement du Fuselage. | 9 |
| Tableau 5-Données nécessaires pour le dimensionnement des ailes. | 10 |