

Rapport de laboratoire

GPA 745 - Introduction à l'avionique

Laboratoire #2 : ADC (Air Data Computer)

Auteurs : RAFIK CHENNOUF – CLEMENT BLANQUET

Montréal, le 29 SEPTEMBRE 2017

École de technologie supérieure

**Introduction**

Le but de ce deuxième laboratoire est d’étudier le fonctionnement de l’ordinateur des données de l’air qui renvoie les caractéristiques de l’air à une hauteur donnée, c’est-à-dire la température, la vitesse du son, la pression et la densité. Le logiciel de calcul numérique Matlab et son outil Simulink seront utilisés tout au long du laboratoire.

Tout d’abord, nous commencerons par calculer et représenter graphiquement sur Matlab les paramètres de l’atmosphère standard en utilisant les données de l’air correspondant au **groupe 2 et 9** puis nous ferons une simulation de l’ordinateur des données de l’air via Simulink.

Table des matières

[Table des figures 3](#_Toc494926342)

[Questions 4](#_Toc494926343)

[Question 1 4](#_Toc494926344)

[Question 2 6](#_Toc494926345)

[Conclusion 10](#_Toc494926346)

[ANNEXE – Code Matlab 11](#_Toc494926347)

# Table des figures

[Figure 1 : Caractéristiques de l'atmosphère standard 5](#_Toc494925654)

[Figure 2 : Courbe du nombre de Mach en fonction du rapport Pt/Ps 7](#_Toc494925655)

[Figure 3 : Courbe de la vitesse Vc en fonction de Pt-Ps 8](#_Toc494925656)

[Figure 4 : Courbe de la pression P en fonction de l’altitude H 9](#_Toc494925657)

# Questions

## Question 1

Nous avons généré un graphique pour chaque donnée de l’atmosphère, c’est-à-dire la température, la vitesse du son, la pression et la densité de l’air, le tout en fonction de l’altitude, pour des altitudes de 0 à 20 km. Pour cela, deux méthodes ont été utilisées.

Dans un premier temps, nous avons utilisé la fonction Matlab atmosisa qui nous renvoie directement les quatre caractéristiques de l’atmosphère standard en prenant en paramètre la plage de hauteur voulue.

Dans un second temps, nous avons calculé ces caractéristiques via les formules proposées dans l’énoncé du laboratoire en faisant attention à modifier nos formules lorsque l’on passe de la troposphère à la stratosphère.

Les graphiques obtenus sont visibles à la page suivante. Nous avons ainsi pu comparer les résultats donnés par ces deux approches pour vérifier qu’ils étaient parfaitement identiques.



Figure 1 : Caractéristiques de l'atmosphère standard

## Question 2

Dans cette partie, on cherche à calculer, de la même façon que l’ADC, les valeurs d’altitude H, vitesse Vc et nombre de Mach M en ayant comme information (**groupe 2 et 9)** un vecteur de pressions totales (PTmes) et de pressions statiques (PSmes). Pour cela, nous avons eu recours à trois interpolations.

La première méthode consiste à tracer la courbe de M sur le rapport Pt/Ps puis d’interpoler les valeurs de PTmes/PSmes sur la courbe.

De la même manière, on calcule la vitesse calibrée en traçant la courbe de Vc en fonction de Pt – Ps.  
Enfin, on déduit l’altitude H en traçant la courbe de pression P en fonction de l’altitude H.

L’interpolation a été réalisée via la fonction interp1 de Matlab. Le principe de la méthode consiste simplement à comparer les valeurs mesurées par les capteurs aux valeurs calculées théoriquement afin d’en déduire les données recherchées. Pour exemple, la **Figure 2** à la page suivante nous donne les différentes valeurs de Mach en fonction des valeurs de pressions totales et de pressions statiques mesurées. Pour un rapport PTmes/PSmes égale à 2.7671, on obtient un Mach de 1.3121 .



Figure 2 : Courbe du nombre de Mach en fonction du rapport Pt/Ps



Figure 3 : Courbe de la vitesse Vc en fonction de Pt-Ps



Figure 4 : Courbe de la pression P en fonction de l’altitude H

# Conclusion

Un premier laboratoire intéressant qui nous a permis de reprendre en main le logiciel de calcul numérique Matlab tout en approfondissant nos connaissances sur l’aérodynamique et la mécanique de vol d’un avion. L’étude de différents profils d’aile et l’analyse qui a suivi nous a introduit la méthodologie à adopter lorsque l’on cherche à concevoir un avion. Les caractéristiques aérodynamiques d’une aile peuvent correspondre à des types d’avions très différents comme un avion de chasse léger ou un avion de transport de grosses charges. Une analyse pointue de ces caractéristiques est nécessaire afin de choisir l’aile qui donnera les meilleures performances aérodynamiques en fonction de l’objectif recherché.

**A REMPLIR**

# ANNEXE – Code Matlab

|  |
| --- |
| %% Labo2  %  clear all  close all  clc    %% Question 1  % Avec la fonction atmosia  H = [0:1000:20000];  [T, a, P, rho] = atmosisa(H);    figure(1);    subplot(2,2,1);  plot(H,T);  title('Temperature en fonction de l''altitude');  xlabel('Altitude (m)');  ylabel('Temperature (K)');    subplot(2,2,2);  plot(H,a);  title('Vitesse du son en fonction de l''altitude');  xlabel('Altitude (m)');  ylabel('Vitesse du son (m/s2)');    subplot(2,2,3);  plot(H,P);  title('Pression en fonction de l''altitude');  xlabel('Altitude (m)');  ylabel('Pression (pascal)');    subplot(2,2,4);  plot(H,rho);  title('Densite de l''air en fonction de l''altitude');  xlabel('Altitude (m)');  ylabel('Densite de l''air (kg/m3)');      %En utilisant les equations  R=287;  L=6.5\*10^-3;  g0 = 9.80665;    H = [0:1000:11000];  [T, a, P, rho] = atmosisa(H);    T\_equa1 = T(1)\*(1-((L)\*H)/T(1));  a\_equa1 = a(1)\*sqrt(1-((L)\*H)/T(1));  P\_equa1 = P(1)\*(1-((L)\*H)/T(1)).^((g0)/(L\*R));  rho\_equa1 = rho(1)\*(1-((L)\*H)/T(1)).^(((g0)/(L\*R))-1);    H = [12000:1000:20000];  [T, a, P, rho] = atmosisa(H);    T\_equa2 = T;  a\_equa2 = a;  P\_equa2 = P(1)\*exp((-g0./(R\*T)).\*(H-H(1)));  rho\_equa2 = rho(1)\*exp((-g0./(R\*T)).\*(H-H(1)));    H = [0:1000:20000];    figure();  subplot(2,2,1);  plot(H,[T\_equa1 T\_equa2]);  title('Temperature en fonction de l''altitude');  xlabel('Altitude (m)');  ylabel('Temperature (K)');    subplot(2,2,2);  plot(H,[a\_equa1 a\_equa2]);  title('Vitesse du son en fonction de l''altitude');  xlabel('Altitude (m)');  ylabel('Vitesse du son (m/s2)');    subplot(2,2,3);  plot(H,[P\_equa1 P\_equa2]);  title('Pression en fonction de l''altitude');  xlabel('Altitude (m)');  ylabel('Pression (pascal)');    subplot(2,2,4);  plot(H,[rho\_equa1 rho\_equa2]);  title('Densite de l''air en fonction de l''altitude');  xlabel('Altitude (m)');  ylabel('Densite de l''air (kg/m3)');        %% Question 2  %    % Groupes 2 et 9  Psmes = [10789 20145 28996 41358 50658 59789 70138 79864 90124 92654 93945 100123 100954 101325];  Ptmes = [29854 37416 45879 52678 64598 76458 86223 92600 97420 98500 99956 101000 101800 101325];  [T0, a0, P0, rho0] = atmosisa(0);    %Calcul de M  PtPsMes = Ptmes./Psmes;    M1 = [0:0.2:1];  M2 = [1.2:0.2:2];  M = [0:0.2:2];    PtPsM1 = (1 + 0.2.\*M1.^2).^(3.5)  PtPsM2 = (166.92.\*M2.^7)./((7.\*M2.^2 - 1).^(2.5))  PtPsM = cat(2, PtPsM1, PtPsM2)    xq = PtPsMes;  vq1 = interp1(PtPsM,M,xq);  figure();  plot(PtPsM,M,'-',xq,vq1,'o');  title('Courbe du nombre de Mach en fonction du rapport Pt/Ps');  xlabel('Pt/Ps');  ylabel('M');  legend('Formule', 'Interpolation'); grid on ; box on;      %Calcul de Vc  Vc = [0:10:600];  Qc = zeros(1,size(Vc,2));  for i=1:length(Vc)  if (Vc(i)/a0)<1  Qc(i) = P0\*(((1+0.2\*(Vc(i)/a0)^2)^3.5)-1);  else  Qc(i) = P0\*(((166.92\*(Vc(i)/a0)^7)/(((7\*(Vc(i)/a0)^2)-1)^2.5))-1);  end  end    figure();  xq = Ptmes-Psmes;  vq1 = interp1(Qc,Vc,xq);  plot(Qc(1:31),Vc(1:31),'-',xq,vq1,'o');  title('Courbe de Vc en fonction de Pt-Ps');  xlabel('Pt-Ps');  ylabel('Vc');  legend('Formule', 'Interpolation'); grid on ; box on;      %Calcul de H en fct de Psmes  H = [0:1000:20000];  [T, a, P, rho] = atmosisa(H);    xq = Psmes;  vq1 = interp1(P,H,xq);  figure();  plot(H,P,'-',vq1,xq,'o');  title('Courbe de pression en fonction de l''altitude');  xlabel('H (m)');  ylabel('P (Pa)');  legend('Atm. standard', 'Interpolation'); grid on ; box on;    [Psort,index]=sort(P);  k=1.4; |