KOYTCHA ALIBAY Mustapha

DM – Performance d'un avion à réaction

Cessna Citation Mustang

A3PF2 Professeurs : M. YAZIGI / Mme. KOSSMANN Novembre 2022

Table des matières

INTRODUCTION

Le Citation Mustang a transformé l'aviation d'affaires à lui seul. Arrivé en 2007 cet appareil est le premier « jet très léger » certifié pour voler en conditions givrantes connues, jusqu'ici privilège des appareils de plus grande taille. Pionnier sur ce segment, il est aujourd'hui en concurrence directe avec l'Embraer Phenom 100 et le HondaJet. Sa petite taille lui permet de consommer moins de carburant que des jets plus lourds le rendant à la fois plus accessible et moins polluant.

Les performances du Citation Mustang le placent définitivement au-dessus de tous les avions d'affaires à hélice (à l'exception peut-être des TBM) avec une vitesse de croisière de 630 km/h et une portée de 2100 km. Il s'agit de l'appareil le plus loué pour les déplacements professionnels car son coût de location est loin d'être prohibitif en comparaison aux temps gagnés !

Avantages du Cessna Citation Mustang

- Un jet d'affaires et la vitesse qui l'accompagne
- Un niveau sonore très maitrisé qui n'a rien à envier au Beechcraft C9
- Prix le plus accessible de sa catégorie (à partir de 1500€/heure hors pilote(s) sur openfly.fr)
- Flexibilité relative d'atterrissage sur pistes courtes
- Une portée maximale de 2160 km, l'équivalent d'un Paris – Saint Petersbourg (avec 1 pax)
- Peut être piloté par un seul pilote, libérant un siège passager (en privé)

Intérieur du Cessna Citation Mustang

Malgré la taille de l'avion, le vol se révèle très confortable. Les quatre sièges en cuir sont disposés en carré, et deux tablettes sortent d'entre les sièges ce qui permet d'utiliser 2 ordinateurs portables.

L'environnement sonore de l'avion est suffisamment bas pour discuter, tenir une réunion ou se reposer le temps du trajet.

L'espace pour les bagages ne permet pas d'emmener de grands volumes si l'on voyage à quatre.

Publié le 19/03/2022 par Vincent Kermarec sur https://www.openfly.fr/blog/jets-et-avions-prives-references/cessna-citation-mustang.html

Nous poursuivons et approfondissons l'étude du Cessna Citation Mustang vu en TDs. Les données ci-dessous seront utilisées pour analyser les propriétés de vol de l'avion et de déterminer ses performances :

- Masse maximale de l'avion avec les réservoirs pleins : $\boldsymbol{m = 3920\ kg}$

- Surface alaire : $\boldsymbol{S = 19.5\ m^2}$

- Polaire de l'avion donnée par : $\boldsymbol{C_x = 0.025 + 0.05\ C_z^2}$

- Coefficient de portance en fonction de l'incidence donnée par : $\boldsymbol{C_z = 0.02 + 0.075 * \alpha}$; où l'angle d'incidence α est en degrés

- Coefficient de portance maximale est $\boldsymbol{C_{zmax} = 1,52}$ pour $\boldsymbol{\alpha = 20°}$ en configuration lisse

- Coefficient de portance maximale est $\mathbf{1,93}$ en configuration T/O et $\mathbf{2,2}$ en configuration LAND

- Coefficient de moment de tangage en fonction de α et du braquage de la gouverne de profondeur :
$\boldsymbol{CM = 0,24 - 0,18\,\alpha + 0,28\,\delta_e}$; où les angles sont en degrés

- L'avion est propulsé par deux turboréacteurs. Chacun d'eux peut fournir une poussée maximale de $\boldsymbol{6,49\ kN}$ au niveau de la mer.

- La poussée obtenue varie en fonction de l'altitude et de la position des manettes selon
$\boldsymbol{F = \delta_t * \left(\frac{\rho}{1.225}\right)^{0.6} * 12980}$; où δ_t est la position des manettes de gaz et ρ la masse volumique de l'air en kg/m^3 à l'altitude donnée

- La capacité en carburant destiné au vol en croisière est $\boldsymbol{1110\ kg}$ et la consommation spécifique est $\boldsymbol{0,024\ kg/(N.h)}$ au niveau de la mer

1. DECOLLAGE

Le Mustang décolle à masse maximale d'Innsbruck en Autriche situé à $\mathbf{1900}\ \boldsymbol{ft}$. La piste est contaminée par de la neige et le coefficient de frottements est de $\boldsymbol{r} = \mathbf{0,1}$. La vitesse d'envol est de $\boldsymbol{V_{lof}} = \mathbf{90}\ \boldsymbol{kts} = \mathbf{46}\ \boldsymbol{m/s}$.

1. *Calculer la distance de décollage*

L'aéroport se situe à $1900\ ft = 579.12\ m$ d'altitude, il convient donc de prendre la densité de l'air à cette altitude soit : $\boldsymbol{\rho} = \mathbf{1.1588\ kg/m^3}$.

D'après $F_u = \delta_t * \left(\frac{\rho}{1.225}\right)^{0.6} * 12980 = 1 * \left(\frac{1.1588}{1.225}\right)^{0.6} * 12980 = 12554.46\ N$, c'est la poussée disponible pour le décollage. On a donc :

$$L_{Roulage} = \frac{V_{lof}^2}{g * (\frac{F_u}{mg} - r)} = \frac{46^2}{9.81 * (\frac{12554.46}{9.81 * 3920} - 0.1)} = 952\ m$$

Il faut maintenant calculer :

$$L_{Envol} = \frac{10.5 + \frac{V_2^2 - V_{lof}^2}{2g}}{\frac{F_u}{mg} - \frac{1}{f}}$$

- Calcul de V_2 :

Configuration	C_{zmax}
Lisse	1,52
T/O	1,93
LAND	2,2

On sait que $V_s = \sqrt{\frac{2*m*g}{\rho*S*C_{zmax}}}$. Lors de la phase de décollage, on prend $C_{zmax} = 1{,}93$ d'où :

$$V_{sT/O} = \sqrt{\frac{2 * 3920 * 9.81}{1.1588 * 19.5 * 1.93}} = 41.99\ m/s$$

Alors :

$$V_2 = 1.2 * V_{sT/O} = 1.2 * 41.99 = 50.39\ m/s$$

- Calcul de f :

$$C_{zV_2} = \frac{2mg}{\rho * S * V_2^2} = \frac{2 * 3920 * 9.81}{1.1588 * 19.5 * 50.39^2} = 1.34$$

D'après la polaire de l'avion :

$$C_{xV_2} = 0.025 + 0.05\ C_{zV_2}^2 = 0.025 + 0.05 * 1.34^2 = 0.1148$$

D'où :

$$f = \frac{C_{zV_2}}{C_{xV_2}} = \frac{1.34}{0.1148} = 11.7$$

Finalement :

$$L_{Envol} = \frac{10.5 + \frac{V_2^2 - V_{lof}^2}{2g}}{\frac{F_u}{mg} - \frac{1}{f}} = \frac{10.5 + \frac{50.38^2 - 46^2}{2 * 9.81}}{\frac{12558.36}{3920 * 9.81} - \frac{1}{11.7}} = 133m$$

$$D_{Décollage} = L_{Roulage} + L_{Envol} = 952 + 133 = 1085\ m$$

```
def distance_decollage(r, ro, Czmax):
    Fm = poussée_max(delta_m=1, ro=ro)
    Lroulage = Vlof**2 / (Fm/m - r*g)
    Vs_T0 = V_decrochage(ro, Czmax=Czmax)
    V2 = 1.2 * Vs_T0
    f = Cz_Cx_f(ro, V2)[2]
    Lenvol = (10.5 + (V2**2 - Vlof**2) / (2 * g)) / (Fm / (m*g) - 1 / f)
    return Lroulage + Lenvol

>>> Distance de décollage : 1085m
```

2. MONTEE

On suppose que l'avion monte jusqu'au niveau de vol FL350 avec une vitesse de $\boldsymbol{V = 170\ kts = 88\ m/s}$ et un vario de $\boldsymbol{3000\ ft/min}$.

1. *Calculer la poussée requise*

$35000ft = 10667\ m$

Après un bilan des forces sur l'avion en montée nous avons :

$$\begin{cases} F_u = \frac{1}{2}\rho S V^2 C_x + mg \sin\gamma \\ F_u = \frac{1}{2}\rho S V^2 C_x + mg\frac{V_z}{V} \end{cases} ;avec\ \gamma\ la\ pente\ et\ \boldsymbol{V_z = 3000ft/min = 15.24m/s}$$

$$\rho_{moyen} = \frac{\rho_{1900} + \rho_{35000}}{2} = \frac{1.1588 + 0.3828}{2} = 0.7708\ kg/m^3$$

$$\begin{cases} C_z = \frac{2mg}{\rho_{moyen} S V^2} \\ C_x = 0.025 + 0.05\ C_z^2 \end{cases} \Rightarrow \begin{cases} C_z = 0.66 \\ C_x = 0.047 \end{cases}$$

Alors :

$$F_n = \frac{1}{2}\rho_{moyen} S V^2 C_x + mg\frac{V_z}{V}$$

$$= \frac{1}{2} * 0.7708 * 19.5 * 88^2 * 0.047 + 3920 * 9.81 * \frac{15.24}{88}$$

$$= 9385\ N$$

```
def poussée_requise(ro, V, Vz):
    Cx = Cz_Cx_f(ro=0.7712, V=V)[1]
    Fn = 0.5 * ro * S * V**2 * Cx + m * g * Vz/V
    return Fn

>>> Poussée requise en montée FL350 : 9383 N
```

La différence de valeur peut s'expliquer sur les arrondis qui ont été faite entre les deux méthodes de calcul.

On suppose à présent que l'avion monte jusqu'au niveau de vol FL350 avec la poussée maximale et en maintenant la vitesse de $\boldsymbol{V = 170\, kts = 88\, m/s}$.

2. *Calculer la poussée max*

$$F_{max} = 1 * \left(\frac{\rho_{moyen}}{1.225}\right)^{0.6} * 12980 = 1 * \left(\frac{0.7712}{1.225}\right)^{0.6} * 12980 = 9833\, N$$

```
def poussée_max(delta_m, ro):
    return delta_m * (ro/1.225)**0.6 * 12980

>>> Poussée max en montée FL350 : 9830 N
```

3. *Calculer la pente et le taux de montée ainsi obtenus puis exprimer le taux de montée en ft/min*

$$F_{max} = \frac{1}{2}\rho S V^2 C_x + mg\sin\gamma$$

$$\Leftrightarrow \gamma = \arcsin\left(\frac{F_{max} - \frac{1}{2}\rho S V^2 C_x}{mg}\right) = 10.6°$$

De plus, $V_z = \sin\gamma * V = 16.3m/s = 3208.66ft/min$

```
def pentewVz(ro, V, delta_m):
    Cx = Cz_Cx_f(ro=ro, V=V)[1]
    pente = asin((poussée_max(delta_m=delta_m, ro=ro) - 0.5 * ro * S * V**2 * Cx) / (m
* g))
    Vz = sin(pente) * V
    return pente * (180/pi), Vz

>>> Pente & vitesse de montée : 10.646649198535522°, 16.25813885773284 m/s
```

Enfin, et malheureusement, l'avion a une panne moteur à $3000\, ft$. Il maintient donc $V_{enr} = 118\, kts = 65\, m/s$. En supposant la poussée maximale maintenue sur le moteur vif, calculer la poussée nécessaire et la pente de montée.

$$\rho_{moyen} = \frac{\rho_{3000} + \rho_{35000}}{2} = \frac{1.1217 + 0.3828}{2} = 0.7523\, kg/m^3$$

$$F_n = \frac{1}{2}\rho S V^2 C_x = 3161N$$

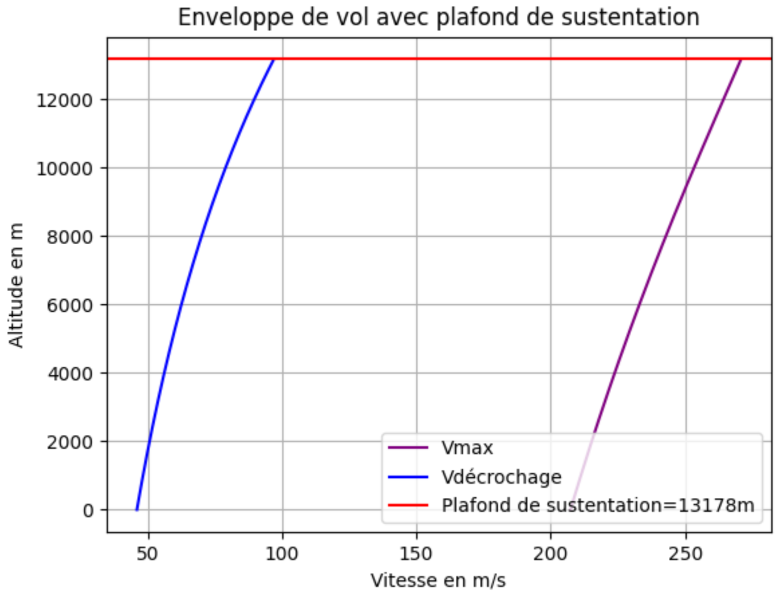
Pour le calcul de la pente et de la vitesse de montée, il est nécessaire de diviser la **poussée maximale par 2** et on obtient les résultats suivants en appliquant la même procédure que la question précédente :

$$\gamma = 2.5°$$
$$V_z = 2.9m/s = 570.9\, ft/min$$

```
>>>Poussée necessaire avec une panne moteur : 3160 N
>>>Pente & vitesse de montée avec une panne moteur 2.508730339978588°
2.8451549756709023 m/s
```

3. VOL STABILISE EN CROISIERE

1. L'enveloppe de vol avec le plafond de sustentation



Pour tracer ce graphique nous avons besoins de calculer les vitesses de décrochage et les vitesses maximales pour chaque altitude puis les plafonds de sustentation. Pour cela, on utilise les formules suivantes où ρ varie selon l'altitude :

$$V_{Décrochage} = \sqrt{\frac{2mg}{\rho S C_{zmax}}}$$

$$V_{max} = \sqrt{\frac{2mg}{\rho S C_{zV_{max}}}} \text{ où } C_{zV_{max}} = \frac{1}{2k} * \frac{F_{max}}{mg} - \sqrt{\left(\frac{F_{max}}{mg}\right)^2 - 4k * C_{x0}} \text{ avec } k = 0.05 \text{ et } C_{x0} = 0.025$$

$$Plafond_{sustentation} = \frac{2mg}{\gamma * S * M^2 * C_{zmax\_lisse}} \text{ où } \gamma = 1.4\ S.I \text{ et } M = 0.34$$

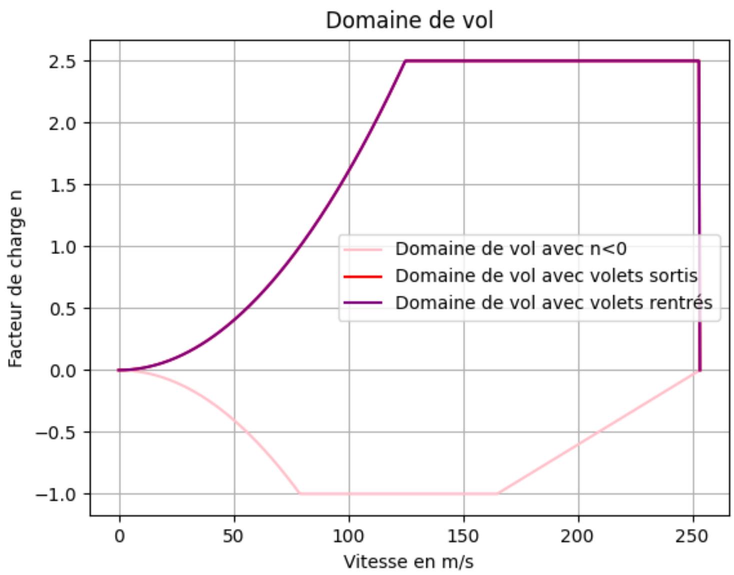
Pour trouver l'altitude du plafond de sustentation il suffit d'isoler l'altitude dans la formule de la pression.

La **zone de vol** se situe entre $V_{Décrochage}$et V_{max} tout en restant en dessous du $Plafond_{sustentation}$.

```
def V_decrochage(ro, Czmax=Czmax_lisse):
    return sqrt(2 * m * g / (ro * S * Czmax))


def Vmax(ro):
    Fmax = poussée_max(1, ro)
    CzVmax = 1/(2 * k) * (Fmax / (m * g) - sqrt((Fmax / (m * g))**2 - 4 * k * Cx0))
    return V_decrochage(ro, Czmax=CzVmax)


def alt_plafond_sustentation():
    pf = 2 * m * g / (1.4 * S * 0.34**2 * Czmax_lisse)
    return -((pf/101325)**(1/5.226) - 1) / (22.557 * 10**-6)
```

```python
def enveloppe_vol():
    x = []
    Vm = []
    Vd = []
    for i in range(0, int(alt_plafond_sustentation())):
        x.append(i)
        Vm.append(Vmax(ro=rho(i)))
        Vd.append(V_decrochage(ro=rho(i)))
    plt.plot(Vm, x, label="Vmax", color='purple')
    plt.plot(Vd, x, label="Vdécrochage", color='blue')
    plt.axhline(y=alt_plafond_sustentation(), label="Plafond de
sustentation="+str(int(alt_plafond_sustentation()))+"m"
                , color='red')
    plt.title("Enveloppe de vol avec plafond de sustentation")
    plt.xlabel("Vitesse en m/s")
    plt.ylabel("Altitude en m")
    plt.legend(loc='lower right')
    plt.grid()
    plt.show()
```

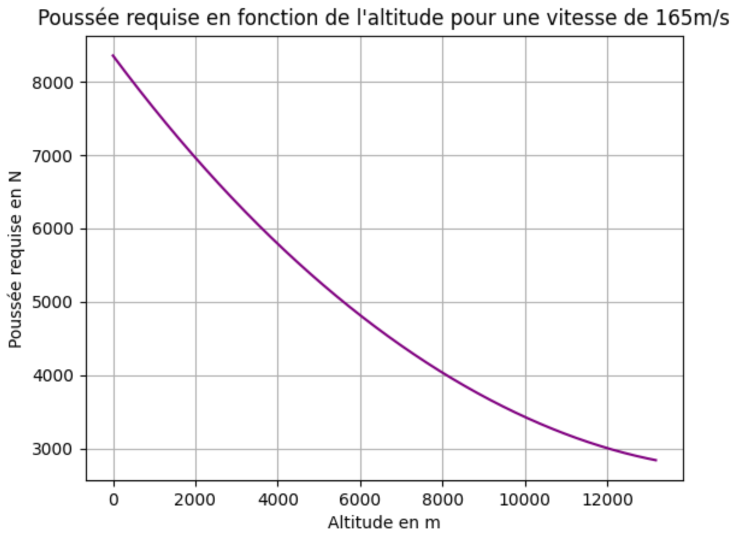
2. *Le domaine de vol*




```python
def domainedevol():
    r = rho(10000)
    Vslisse = V_decrochage(ro=r, Czmax=Czmax_lisse)
    VsTO = V_decrochage(ro=r, Czmax=Czmax_TO)
    nmax, nmin = 2.5, -1
    V, Vm, Vs = 165, Vmax(ro=r), Vslisse
    Vitesse = np.linspace(0, Vm, 550)
    n_pos, n_neg, n_volets = [], [], []

    for i in Vitesse:
        m1 = i**2 / Vs**2
        m2 = -i**2 / Vs**2
        m3 = 0.5 * r * S * i**2 * Czmax_lisse / (m * g)

        if m1 < nmax:
            n_pos.append(i**2 / Vs**2)
        else:
            n_pos.append(nmax)
        if m2 > nmin:
            n_neg.append(-i**2 / Vs ** 2)
        elif i >= V:
```

```
            n_neg.append((-(Vm - i) / (Vm - V)))
        else:
            n_neg.append(nmin)
        if m3 < nmax:
            n_volets.append(0.5 * r * S * i**2 * Czmax_lisse / (m * g))
        else:
            if i < 112:
                n_volets.append(2)
            else:
                if m1 < nmax:
                    n_volets.append(i**2 / Vs**2)
                else:
                    n_volets.append(nmax)
    n_pos[-1], n_volets[-1] = 0, 0

    plt.plot(Vitesse, n_neg, color="pink", label="Domaine de vol avec n<0")
    plt.plot(Vitesse, n_volets, color="red", label="Domaine de vol avec volets sortis")
    plt.plot(Vitesse, n_pos, color="purple", label="Domaine de vol avec volets
rentrés")
    plt.xlabel("Vitesse en m/s")
    plt.ylabel("Facteur de charge n")
    plt.title("Domaine de vol")
    plt.grid()
    plt.legend()
    plt.show()
```

3. *La poussée requise en fonction de l'altitude pour conserver une vitesse de $165\ m/s$*



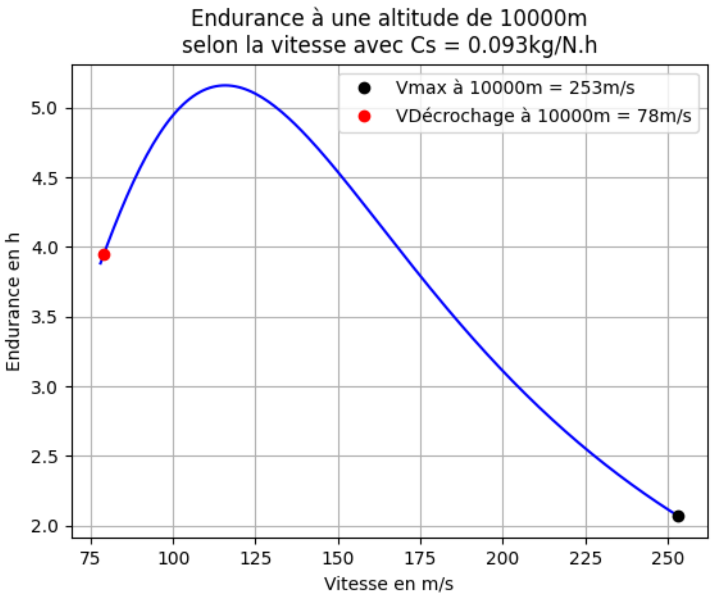
Pour tracer ce graphique, on prend la poussée nécessaire et on la fait varier selon ρ qui dépend de l'altitude :

$$F_n = \frac{1}{2}\rho S V^2 C_x$$

```
def poussée_nécessaire(ro, V):
    Cx = Cz_Cx_f(ro=ro, V=V)[1]
    return 0.5 * ro * S * V**2 * Cx


def pousséereq_altitude(V=165):
    h = []
    Tu = []
    for i in range(0, int(alt_plafond_sustentation()) + 1):
        h.append(i)
        Tu.append(poussée_nécessaire(ro=rho(i), V=V))
```

```
    plt.plot(Tu, h, color='purple')
    plt.title("Poussée requise en fonction de l'altitude pour une vitesse de 165m/s")
    plt.xlabel("Altitude en m")
    plt.ylabel("Poussée requise en N")
    plt.grid()
    plt.show()
```

4. *L'endurance en fonction de la vitesse à $10000m$ et avec la consommation spécifique $Cs = 0{,}093\ kg/N.h$*



Pour tracer ce graphique, on a choisi de limiter la zone des vitesses entre la vitesse de décrochage et la vitesse maximale pour des raisons de pertinence, en appliquant la formule de l'endurance et en faisant varier la vitesse on obtient l'endurance en fonction de la vitesse.

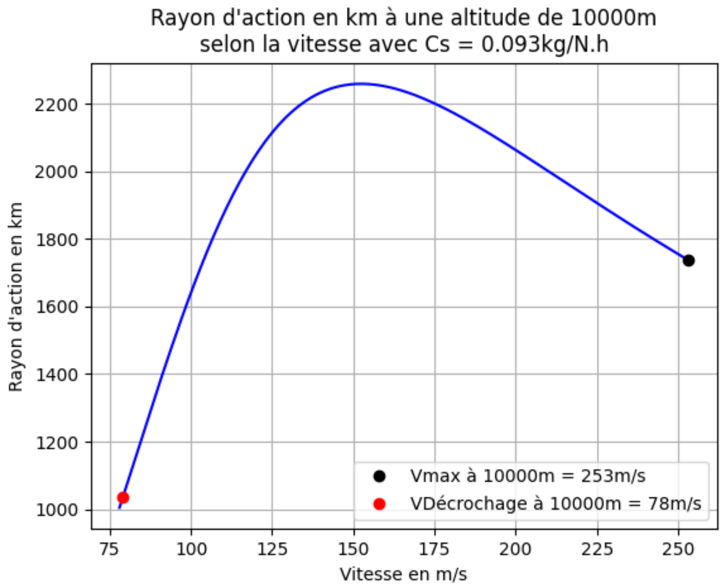
$$E = \frac{C_z}{g * C_s * C_x} * \log\frac{m_1}{m_2}$$

$$\text{où } m_1 \text{est la masse initiale et } m_2 \text{ la masse avec le carburant consommé}$$

```
def endurance_en_h(ro, Cs, V):
    Cz, Cx = Cz_Cx_f(ro, V)[0:-1]
    return (Cz / (g * Cs/3600 * Cx) * log(m/(m - 1110))) / 3600


def endurance_vitesse():
    v = []
    e = []
    for i in range(int(V_decrochage(ro=rho(10000))), int(Vmax(ro=rho(10000))) + 1):
        v.append(i)
        e.append(endurance_en_h(ro=rho(10000), Cs=0.093, V=i))
    plt.plot(v, e, color='blue')
    plt.plot(Vmax(ro=rho(10000)), endurance_en_h(ro=rho(10000), Cs=0.093,
V=Vmax(ro=rho(10000))),
             'ko', label='Vmax à 10000m = ' + str(int(Vmax(ro=rho(10000))))+'m/s')
    plt.plot(V_decrochage(ro=rho(10000)), endurance_en_h(ro=rho(10000), Cs=0.093,
V=V_decrochage(ro=rho(10000))),
             'ro', label='VDécrochage à 10000m = ' +
str(int(V_decrochage(ro=rho(10000))))+'m/s')
    plt.title("Endurance à une altitude de 10000m" + '\n' + "selon la vitesse avec Cs =
0.093kg/N.h")
    plt.xlabel("Vitesse en m/s")
    plt.ylabel("Endurance en h")
```

```
    plt.legend()
    plt.grid()
    plt.show()
```

5. *Le rayon d'action en fonction de la vitesse à* $10000m$ *et avec la consommation spécifique* $C_s = 0.093kg/N.H$



De la même manière que pour le graphique précédent, on choisit de faire varier les vitesses entre la vitesse de décrochage et la vitesse maximale à 10000m d'altitude. Cette-fois ci on prend pour formule du rayon d'action :

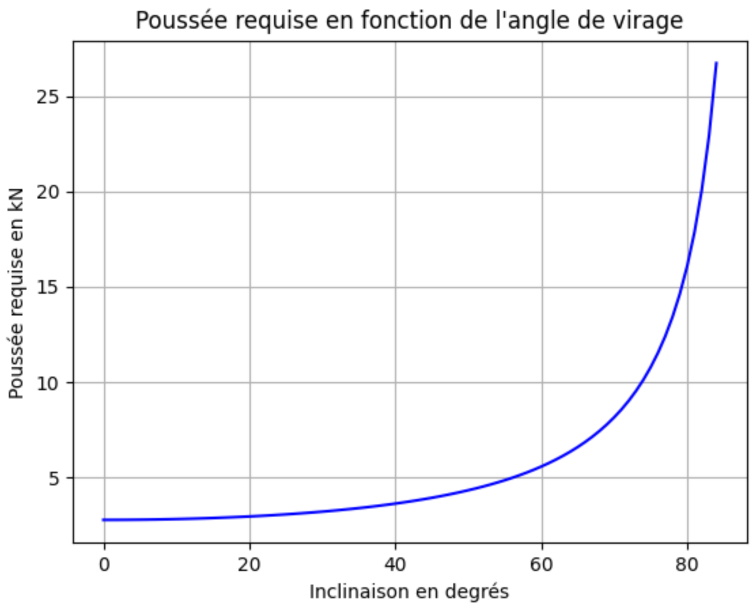
$$Rayon\ d'action = \frac{2}{g * C_s * C_x} * \sqrt{\frac{2 * C_z}{\rho * S}} * (\sqrt{m_1 g} - \sqrt{m_2 g})$$

```
def rayon_en_km(ro, Cs, V):
    Cz, Cx = Cz_Cx_f(ro, V)[0:-1]
    return 2 / (g * Cs/3600 * Cx) * sqrt(2 * Cz / (ro * S)) * (sqrt(m * g) - sqrt((m -
1110) * g)) * 10**-3


def rayon_vitesse():
    v = []
    r = []
    for i in range(int(V_decrochage(ro=rho(10000))), int(Vmax(ro=rho(10000))) + 1):
        v.append(i)
        r.append(rayon_en_km(ro=rho(10000), Cs=0.093, V=i))
    plt.plot(v, r, color='blue')
    plt.plot(Vmax(ro=rho(10000)), rayon_en_km(ro=rho(10000), Cs=0.093,
V=Vmax(ro=rho(10000))),
             'ko', label='Vmax à 10000m = ' + str(int(Vmax(ro=rho(10000)))) + 'm/s')
    plt.plot(V_decrochage(ro=rho(10000)), rayon_en_km(ro=rho(10000), Cs=0.093,
V=V_decrochage(ro=rho(10000))),
             'ro', label='VDécrochage à 10000m = ' +
str(int(V_decrochage(ro=rho(10000)))) + 'm/s')
    plt.title("Rayon d'action en km à une altitude de 10000m" + '\n' + "selon la
vitesse avec Cs = 0.093kg/N.h")
    plt.xlabel("Vitesse en m/s")
    plt.ylabel("Rayon d'action en km")
    plt.legend()
    plt.grid()
    plt.show()
```

4. VIRAGE

L'avion est maintenant en virage à $4500ft$ et $V = 150\ kts = 81\ m/s$.

1. *La poussée requise en fonction de l'inclinaison afin de conserver la vitesse*



On sait que la vitesse en virage est donnée par :

$$V_{eq} = \sqrt{n} * V\ avec\ V: Vitesse\ en\ palier\ \&\ n = \frac{1}{\cos \varphi}$$

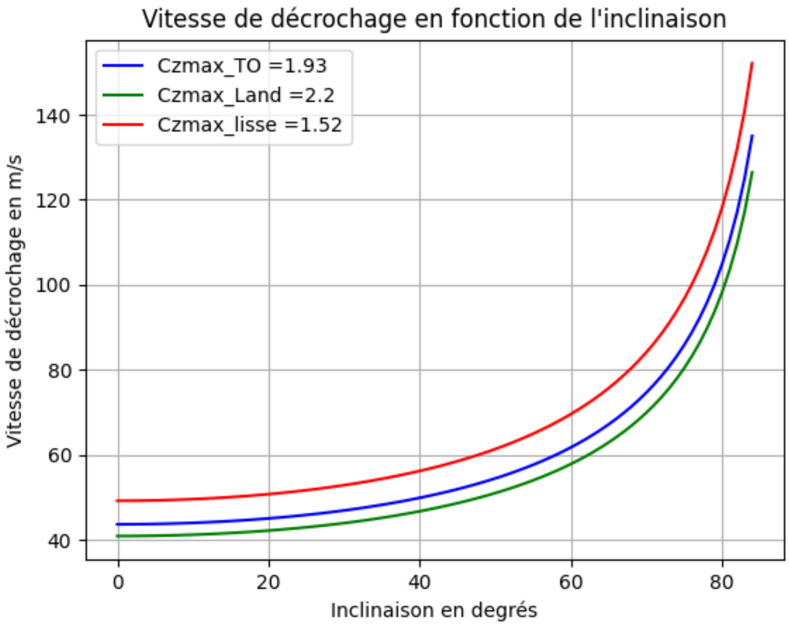
Il suffit donc de prendre dans la formule de la poussée nécessaire $V = V_{eq}$ et de faire varier V_{eq} selon n qui varie selon φ l'angle d'inclinaison en virage. On choisit de faire varier φ de 0 à 85°. On calcule ensuite la poussée nécessaire avec :

$$F_{virage} = \frac{1}{2}\rho S V_{eq}^2 C_x$$

```
def puissance_virage(ro, V, phi):
    n = 1/cos(phi)
    veq = sqrt(n)*V
    Cx = Cz_Cx_f(ro, V)[1]
    print(Cx)
    return 0.5 * ro * S * veq**2 * Cx


def poussée_inclinaison():
    phi = []
    F = []
    h = ft_to_m_or_m_to_ft(4500, choice='fttom')
    for i in range(0, 85):
        phi.append(i)
        F.append(puissance_virage(ro=rho(h), V=81, phi=radians(i))*10**-3)
    plt.plot(phi, F, color='blue')
    plt.title("Poussée requise en fonction de l'angle de virage")
    plt.xlabel("Inclinaison en degrés")
    plt.ylabel("Poussée requise en kN")
```

```
    plt.grid()
    plt.show()
```

2. La vitesse de décrochage pour chaque cran de volets en fonction de l'inclinaison



De la même manière, on calcule cette fois ci V_{eq} avec $V = V_s$ la vitesse de décrochage à $4500ft$.

$$V_{eqs} = \sqrt{n} * V_s \; avec \; V_s\text{: } Vitesse\ de\ décrochage\ en\ palier\ \&\ n = \frac{1}{\cos\varphi}$$

Il suffit donc de prendre dans la formule de la poussée nécessaire $V = V_{eq}$ et de faire varier V_{eq} selon n qui varie selon φ l'angle d'inclinaison en virage. On choisit de faire varier φ de 0 à 85°. Cette-fois ci on tracera 3 courbes où chacune d'elle correspond à un cran de volets suivant :

Configuration	C_{zmax}
Lisse	1,52
T/O	1,93
LAND	2,2

```
def Vdecrovirage(ro, Czmax, phi):
    vs = V_decrochage(ro, Czmax)
    n = 1/cos(phi)
    return sqrt(n) * vs


def vdecrovirage_phi():
    phi = []
    vTO = []
    vLand = []
    vlisse = []
    h = ft_to_m_or_m_to_ft(4500, choice='fttom')
    for i in range(0, 85):
        phi.append(i)
        vTO.append(Vdecrovirage(ro=rho(h), Czmax=Czmax_TO, phi=radians(i)))
        vLand.append(Vdecrovirage(ro=rho(h), Czmax=Czmax_Land, phi=radians(i)))
        vlisse.append(Vdecrovirage(ro=rho(h), Czmax=Czmax_lisse, phi=radians(i)))
    plt.plot(phi, vTO, color='blue', label='Czmax_TO =' + str(Czmax_TO))
```

```python
    plt.plot(phi, vLand, color='green', label='Czmax_Land =' + str(Czmax_Land))
    plt.plot(phi, vlisse, color='red', label='Czmax_lisse =' + str(Czmax_lisse))
    plt.title("Vitesse de décrochage en fonction de l'inclinaison")
    plt.xlabel("Inclinaison en degrés")
    plt.ylabel("Vitesse de décrochage en m/s")
    plt.grid()
    plt.legend()
    plt.show()
```

CONCLUSION

Pour conclure ce devoir, nous avons vu différentes phases de vol pour le Cessna Citation Mustang. Pour décoller sur piste enneigée, celui-ci nécessite une piste de $1085m$. Puis, lors de la phase de montée, nous avons comparé son état de fonctionnement normal avec son état avec une panne moteur. En ayant une panne moteur, l'avion peut continuer à monter mais de manière très faible. Dans la partie vol en pallier nous avons étudié les moments où l'avion est le plus efficace et plus précisément pour quelle vitesse il l'est. Graphiquement on peut en déduire que son endurance et son rayon d'action sont optimums entre $110\ m/s$ et $150m/s$. Au-delà ou en-déca de cet intervalle l'avion n'est pas utilisé de la meilleure manière. Enfin, dans la partie virage, on observe que plus l'avion est incliné plus il nécessite de la poussée et une vitesse de décrochage plus haute.