Concours e3a-Polytech, France

Session 2003, filière MP

Sciences industrielles de l'ingénieur

Durée : 3 heures

Ce que traite le sujet

- Partie A : étude du vol de la fusée
- Partie B : étude de l'asservissement en roulis de la fusée

Sujet reproduit sans retouche à partir de la page suivante.

Résumé des parties, chapitres de cours liés et autres années : prepahelp.com/annales/e3a/mp/2003/si

Prepa Help ne revendique aucun droit sur le sujet, propriété de l'organisateur du concours.

e3a concours

CONCOURS ENSAM - ESTP - ECRIN - ARCHIMEDE

Epreuve de Sciences Industrielles MP

durée 3 heures

L'utilisation de la calculatrice est autorisée.

Pensez à remplir les entêtes des documents réponses

A rendre avec la copie :

- **Document réponse 1 : Résolution pas à pas**
- **Document réponse 2.1 et 2.2 : Evolution des caractéristiques au cours du vol**
- **Document réponse 3 : Feuille semi-logarithmique**

Tournez la page S.V.P.



Fusée expérimentale

Contenu du dossier

Texte de l'épreuve : pages 1 à 12
Document 1 : Organigramme technique page 13
Annexe 1 : Vue d'ensemble de la fusée page 14
Annexe 2 : Description des différents sous ensembles de la fusée page 15
Annexe 3 : Définition de la position de l'axe de roulis page 16
Annexe 4 : Définition des différentes phases du vol page 16
Annexe 5 : Organigramme de calcul de la méthode pas à pas page 17
Annexe 6 : Evolution des coefficients C_p et C_T en fonction de l'angle d'inclinaison de l'aileron i page 18
Annexe 7 : Géométrie des ailerons fixes et mobiles page 18
Annexe 8 : Mécanisme d'entraînement des ailerons mobiles page 19
Document réponse 1 : résolution pas à pas
Document réponse 2.1 et 2.2 : Evolution des caractéristiques au cours du vol
Document réponse 3 : feuille semi-logarithmique

Concours e3a MP

Session : .....

Intitulé épreuve : .....

Nom : ..... **Prénom :** ..... **Né(e) le :** .....

N° de centre d'écrit : _____ **N° de table :** _____

F25Q J. 5038-B

Document réponse 1 : résolution pas à pas

Temps (s)	$\vec{a}_i(G, fusée/sol)\cdot\vec{X}_0$ (m/s²)	$\vec{a}_i(G, fusée/sol)\cdot\vec{Z}_0$ (m/s²)	$\vec{V}_i(G, fusée/sol)\cdot\vec{X}_0$ (m/s)	$\vec{V}_i(G, fusée/sol)\cdot\vec{Z}_{0i}$ (m/s)	X_{0i} (m)	Z_{0i} (m)	$\|\vec{V}_i(G, fusée/sol)\|$ (m/s)	T_i (N)	θ_i (deg)	m_i (kg)	F_{mot} (N)
t_1=0,2	**********	**********	4.2	-23.6	0	0	24		80	10	800
1,2										9	800
2,2											
3	-1,38	16,86	32,05	-154,8	62,7	-317	158,1	48,8	78,8		
4	-1,18	15,8	30,88	-139,03	94,2	-464	142,4	39,6	78,3		
5	-1	14,66	29,87	-124,38	124	-596	127,9	31,9	77,5		
6	-0,87	13,71	29,01	-110,67	154	-713	114,4	25,6	76,5		
7	-0,75	12,92	28,26	-97,75	182	-818	101,7	20,2	75,3		
8	-0,64	12,25	27,62	-85,49	210	-909	89,8	15,8	73,9		
9	-0,55	11,7	27,07	-73,79	237	-989	78,6	12,1	72,1		
10	-0,46	11,25	26,61	-62,55	264	-1057	68	9	69,9		
11	-0,39	10,87	26,22	-51,68	291	-1114	58	6,6	67		
12	0,32	10,56	25,9	-41,11	317	-1161	48,6	4,6	63,1		
13	-0,26	10,32	25,64	-30,79	343	-1197	40,1	3,1	57,8		
14	-0,21	10,14	25,43	-20,65	368	-1222	32,8	2,1	50,2		
15	-0,17	10,01	25,26	-10,6	393	-1238	27,4	1,5	39,1		
16											
17											
18	-0,17	9,81	24,6	19	469	-1225	31,2	1,9	-20,14		

Concours e3a MP

Session : .....

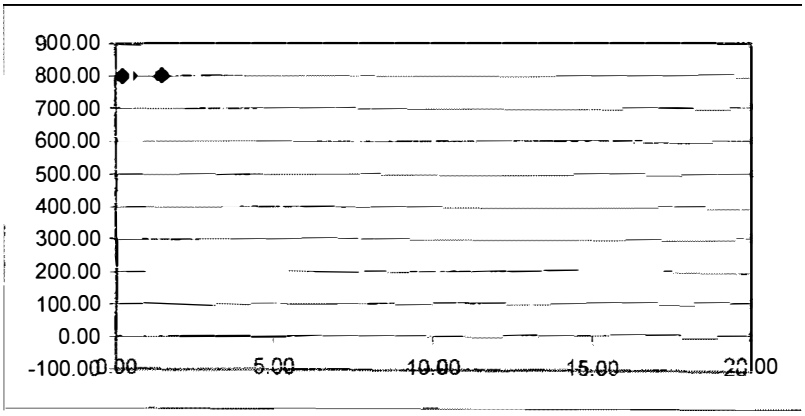
Intitulé épreuve : .....

Nom : ..... **Prénom :** ..... **Né(e) le :** .....

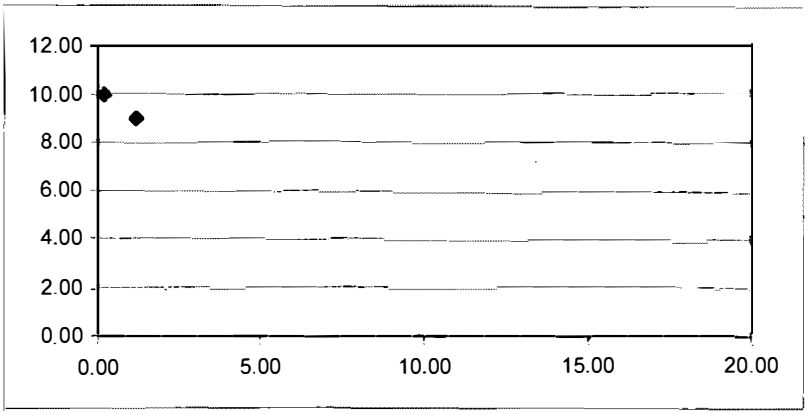
N° de centre d'écrit : **N° de table :**

F25Q J. 5038-C

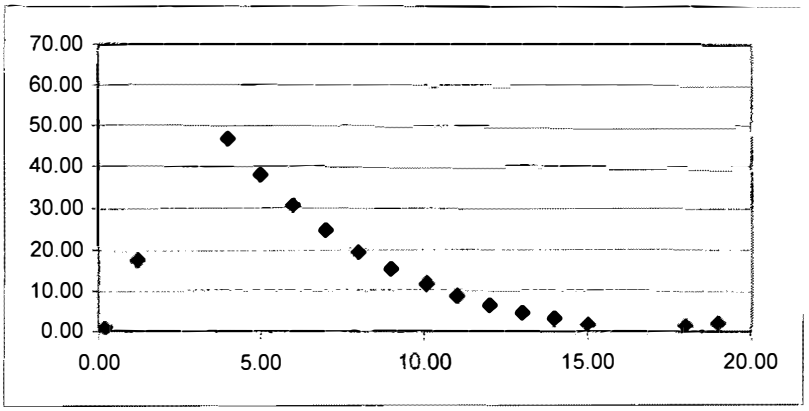
Poussée du moteur (N) en fonction du temps (s)



Masse de la fusée (kg) en fonction du temps (s)



Traînée (N) en fonction du temps (s)



Document réponse 2.1 : Evolution des caractéristiques au cours du vol

Concours e3a MP

Session : .....

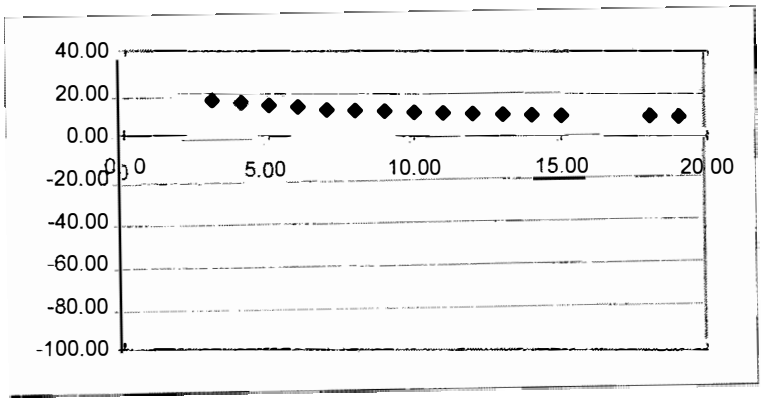
Intitulé épreuve : .....

Nom : ..... **Prénom :** ..... **Né(e) le :** .....

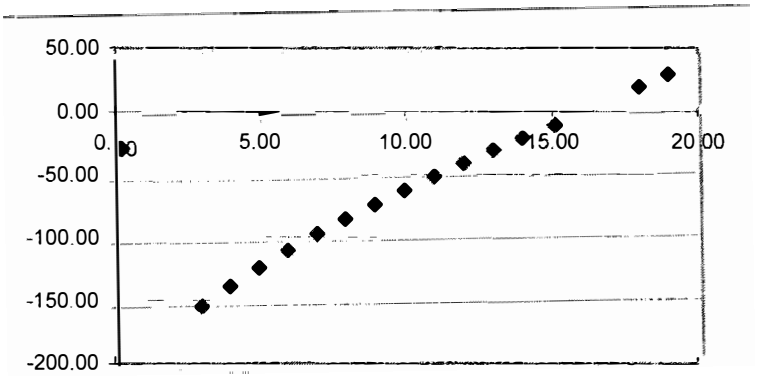
N° de centre d'écrit : **N° de table :**

F25Q J. 5038-D

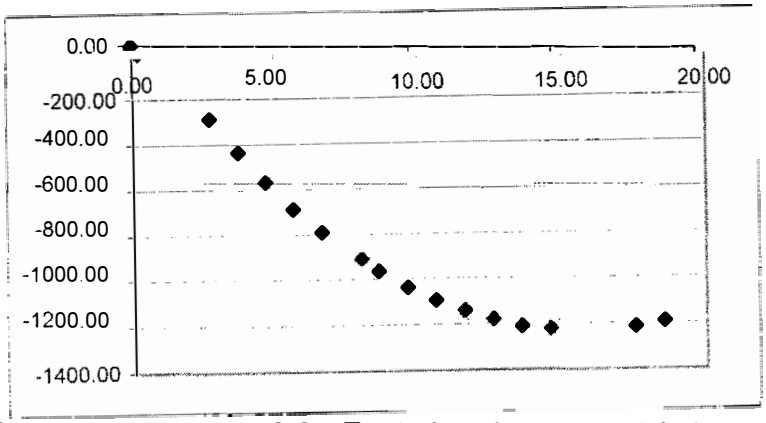
L'accélération $\vec{a}(G, fusée/sol)\vec{Z}_0 \quad (m/s^2)$ en fonction du temps (s)



La vitesse $\vec{V}(G, fusée/sol)\vec{Z}_0\,(m/s)$ en fonction du temps (s)



Altitude $Z_{0i} \quad (m)$ en fonction du temps (s)



Document réponse 2.2 : Evolution des caractéristiques au cours du vol

Concours e3a MP

Session : .....

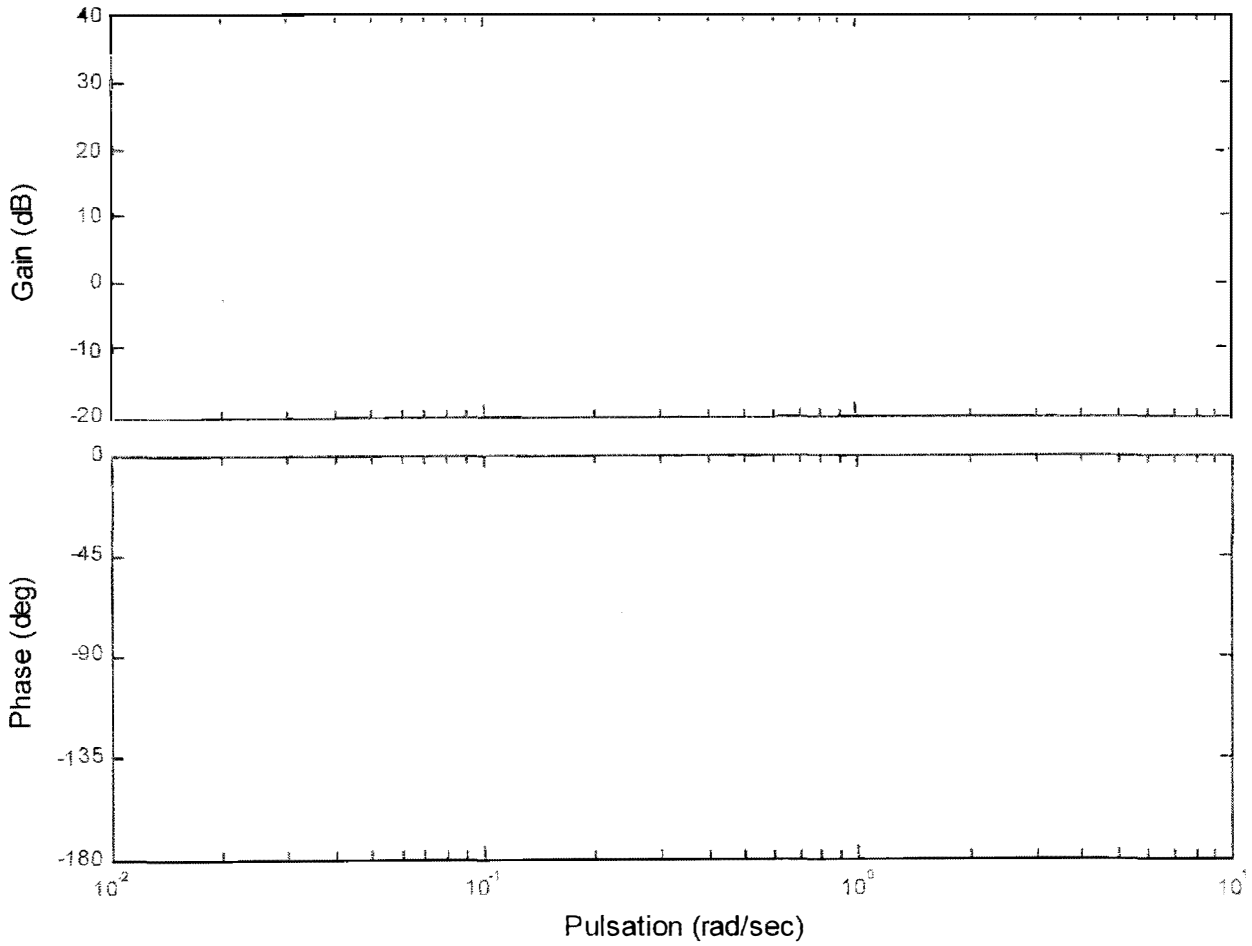
Intitulé épreuve : .....

Nom : ..... **Prénom :** ..... **Né(e) le :** .....

N° de centre d'écrit : **N° de table :**

F25Q J. 5038-E

Diagramme de Bode



Document réponse 3 : feuille semi-logarithmique

PRESENTATION

L'ANSTJ (Association Nationale des Sciences et Techniques Jeunesse) soutient et encadre des activités spatiales destinées à des clubs aéronautiques de jeunes. L'objectif de cette association est de favoriser la pratique des sciences et techniques auprès de ce public, en incitant l'utilisation de la démarche expérimentale en équipe. Le sujet proposé concerne l'étude d'une fusée expérimentale réalisée dans ce cadre (Annexe 1).

L'originalité de cette fusée est d'embarquer à bord une expérience scientifique. Un organigramme technique (document 1) permet de définir précisément les différents blocs fonctionnels de la fusée étudiée et en particulier l'expérience retenue : un asservissement en roulis de la fusée.

Description des différents sous-ensembles (Annexe 2)

Le **propulseur** utilisé est un propulseur à poudre fourni par le CNES (Centre National des Etudes Spatiales). Il permet d'envoyer une masse de 10 kg entre 1 000 et 2 000 m d'altitude suivant les caractéristiques de la fusée et les paramètres du vol.

L'**unité de transmission et d'enregistrement** permet de transmettre au sol en temps réel les données de l'expérience embarquée, et d'assurer la restitution de ces données après la récupération de la fusée.

L'expérience scientifique est un **asservissement de la vitesse de rotation en roulis**, le roulis de la fusée étant la rotation autour de son axe longitudinal (Annexe 3). Un capteur appelé gyroscope mesure la vitesse angulaire instantanée de roulis. La valeur nominale de la consigne est de l'ordre de 1 tour en 20 secondes, l'asservissement commande alors l'inclinaison de deux ailerons mobiles. L'orientation de ces ailerons va piloter le comportement aérodynamique en roulis de la fusée.

Le **corps** de la fusée est réalisé en majeure partie en matériaux composites, afin de conférer une bonne tenue mécanique à l'ensemble, tout en minimisant la masse de l'engin.

L'**unité de récupération** permet de déployer un parachute lorsque la fusée entre dans sa phase de descente afin de la récupérer non dégradée après son vol.

Le sujet proposé permettra d'étudier dans une première partie les différentes caractéristiques du vol de la fusée, alors que la deuxième partie sera consacrée à l'étude détaillée de l'asservissement en roulis de cette fusée.

Tournez la page S.V.P.

NOTATIONS et HYPOTHESES

On fait l'hypothèse que le tir de la fusée se fait dans des conditions de vent nul. On définit G comme étant le centre de gravité de la fusée. Le vol de la fusée est considérée comme s'effectuant dans le plan vertical contenant l'axe de la fusée lorsqu'elle est sur la rampe de lancement.

La vitesse du point A appartenant au solide S en mouvement par rapport au solide S' est notée :

$$\vec{V}(A,S/S')$$

L'accélération du point A appartenant au solide S en mouvement par rapport au solide S' est notée

$$\vec{a}(A,S/S')$$

a) Repère fusée $R(G,\vec{X},\vec{Y},\vec{Z})$

$\vec{X}$ et $\vec{Z}$ sont deux directions appartenant au plan vertical de vol de la fusée. $\vec{X}$ est porté par l'axe de la fusée et est orienté positivement de l'arrière vers l'avant. $\vec{Z}$ est normal à $\vec{X}$ et orienté positivement suivant la définition figure 1. $\vec{Y}$ complète le repère fusée orthonormé direct.

b) Repère aérodynamique $R_a(G,\vec{X}_a,\vec{Y}_a,\vec{Z}_a)$

$\vec{X}_a$ est porté par la direction de $\vec{V}(G,fusée/air)$ et est orienté positivement dans le sens de la vitesse. $\vec{Z}_a$ est normal à $\vec{X}_a$, situé dans le plan vertical du vol et orienté positivement suivant la définition figure 1. $\vec{Y}_a$ complète le repère aérodynamique orthonormé direct.

c) Repère terrestre $R_0(B,\vec{X}_0,\vec{Y}_0,\vec{Z}_0)$

$\vec{Z}_0$ est vertical orienté positivement vers le bas. $\vec{X}_0$ est normal à $\vec{Z}_0$, situé dans le plan vertical du vol et orienté positivement suivant la définition figure 1. $\vec{Y}_0$ complète le repère terrestre orthonormé direct. B est le point matérialisant le lieu de lancement de la fusée, c'est à dire la position de G juste avant le lancement. Ce point est fixe par rapport au sol. Le repère R_0 est considéré comme Galiléen lors de notre étude.

Les différentes positions angulaires des axes sont repérées à la figure 1.

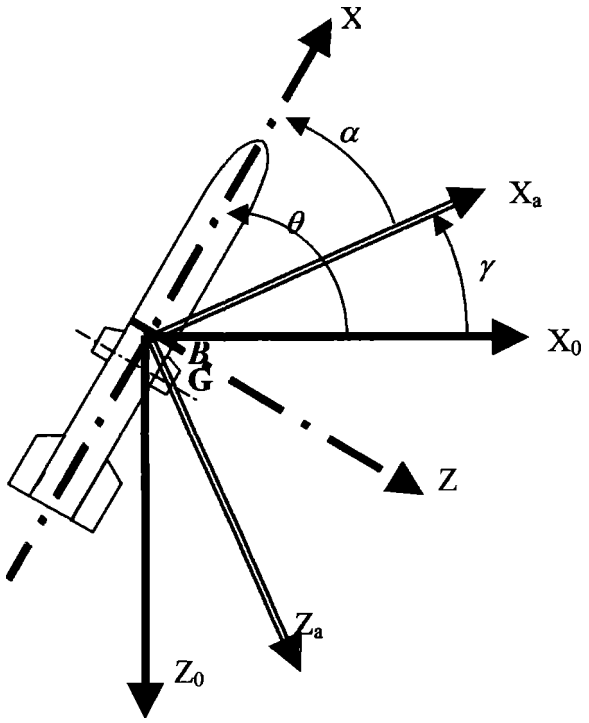


Figure 1 : repérage angulaire des différents axes

Le torseur des actions exercées par un solide S sur un solide S', exprimé au point A dans le repère R est noté :

$$\{\vec{\tau}(S \to S')\} = \begin{Bmatrix} X & L \\ Y & M \\ Z & N \end{Bmatrix}_{A,R}$$

Le moment des efforts exercés par un solide S sur un solide S', exprimé au point A est noté :

$$\vec{\mathcal{M}}_A(S/S')$$

Données techniques :

C_T : Coefficient de traînée de la fusée	$C_T = 0.4$
S : Maître couple de la fusée	$S = 8140\,\text{mm}^2$
ρ : Masse volumique de l'air	$\rho = 1.2\,\text{kg/m}^3$
Vitesse de sortie de rampe :	24 m/s
Angle de tir :	$\theta = 80°$
m : Masse de la fusée $m = 10\,\text{kg}$ décollage	$m = 8\,\text{kg}$ fin de poussée
J : Moment d'inertie de la fusée autour de l'axe $\vec{X}$	$J = 0.1013 kg.m^2$
Durée de propulsion	durée = 2s
g : Accélération de la pesanteur au sol	$g = 9.81 m/s^2$

Tournez la page S.V.P.

PARTIE A : Etude du vol de la fusée

Le vol de la fusée se décompose en trois phases : la phase propulsée, la phase balistique, la descente sous parachute (Annexe 4).

La période s'écoulant entre la mise à feu et la fin de combustion du propulseur correspond à la phase propulsée.

Après l'extinction du propulseur commence la phase balistique au cours de laquelle la fusée passe par le point de culmination. La fusée poursuit sa trajectoire en redescendant et le vol balistique se termine au moment de l'ouverture du parachute.

La dernière phase correspond à la descente sous parachute jusqu'au contact avec le sol où la récupération de l'engin est alors possible.

A1) Chronologie du lancement et du vol

Lorsque la fusée a passé avec succès les tests de qualification, elle est mise hors tension (interrupteur général ***S*** sur OFF), une fenêtre de tir lui est attribuée et elle est transportée le moment voulu sur l'aire de lancement. Là ont lieu les essais de compatibilité mécanique entre la fusée et la rampe de tir. S'ils sont validés, un pyrotechnicien fixe le moteur à poudre sur le corps de la fusée, puis alimente la fusée (interrupteur général ***S*** sur ON). Le compte à rebours peut démarrer, autorisant la mise à feu par le pyrotechnicien au bout de 10s : la fusée décolle.

A1.1) Décrire la macro-étape M2 retraçant l'enchaînement de l'ensemble des actions effectuées sur l'aire de lancement jusqu'au décollage de la fusée, intitulée 'PREPARER FUSEE' dans le Grafcet (Figure 2).

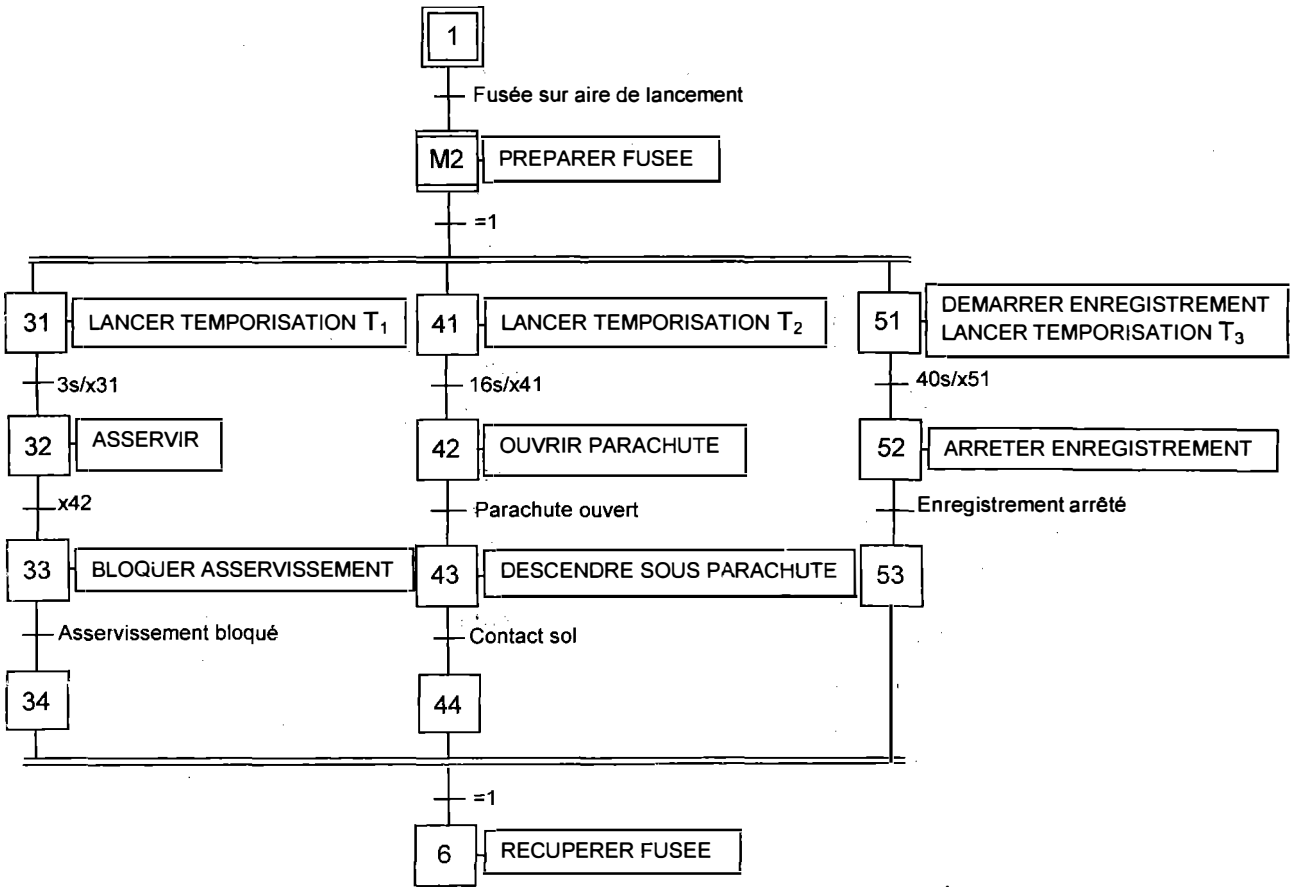


Figure 2 : Grafcet des actions effectuées lors du lancement et du vol de la fusée

A1.2) Donner un exemple de système permettant de détecter le décollage de la fusée, et donc de lancer les temporisations qui vont cadencer l'ensemble du vol.

A1.3) Le Grafcet (Figure2) indique que trois temporisations sont lancées au décollage : préciser le rôle et la durée de chacune d'elles.

A1.4) Expliquer pourquoi le Grafcet (Figure 2) n'est pas bouclé.

A2) Etude aérodynamique du vol longitudinal de la fusée

A2.1) La fusée est mise en mouvement par l'intermédiaire du propulseur. La poussée du moteur est générée par la combustion du pain de poudre du propulseur et l'effort résultant est constant pendant la phase propulsée et est porté par l'axe longitudinal de la fusée orienté dans le sens propulseur ogive.

$$\{\vec{\tau}(poudre \rightarrow fusée)\} = \left\{\begin{array}{c|c} F_{mot} & 0 \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \end{array}\right\}_{G,R}$$

Le centre de gravité de la fusée possède une vitesse $\vec{V}(G, fusée/air)$ non nulle. La fusée est donc soumise à une action aérodynamique. Il existe un point noté A dont la position sur l'axe longitudinal de la fusée dépend des paramètres géométriques et où l'action aérodynamique se met sous la forme :

$$\{\vec{\tau}(air \rightarrow fusée)\} = \left\{\begin{array}{c|c} -T & 0 \\ \bullet & 0 \\ -P & 0 \end{array}\right\}_{A,R_a}$$

T est appelée traînée et P appelée portance. On rappelle que l'expression de la traînée est $T = \frac{1}{2}\rho S C_T \left\|\vec{V}(G, fusée/air)\right\|^2$

et celle de la portance est $P = \frac{1}{2}\rho S C_P \left\|\vec{V}(G, fusée/air)\right\|^2$.

Faire un bilan de l'ensemble des actions agissant sur la fusée lors des phases suivantes : phase propulsée, phase balistique montée et phase balistique descente (parachute non déployé). Faire un schéma explicite dans chaque cas en définissant la direction de ces actions.

A2.2) Une fusée se met en incidence lorsque $\theta \neq \gamma$. Elle est dite stable si elle retrouve naturellement sa position initiale lorsqu'elle se trouve dans une position d'incidence.

Par hypothèse on formule que lors de la mise en incidence de la fusée, celle-ci tourne autour du centre de gravité. On limite l'étude dans cette question au cas de la phase balistique montée.

Déterminer la position du point A qui permet la stabilité de la fusée : soit A est situé entre le propulseur et le centre de gravité, soit A est situé entre le centre de gravité et l'ogive. Justifier la réponse par un schéma.

Tournez la page S.V.P.

A3) Etude de la trajectoire de la fusée

A3.1) On se place pour la suite dans le cas où l'incidence de la fusée est nulle $\theta = \gamma$. On fait l'hypothèse que dans ce cas, la portance de la fusée peut être considérée comme nulle.

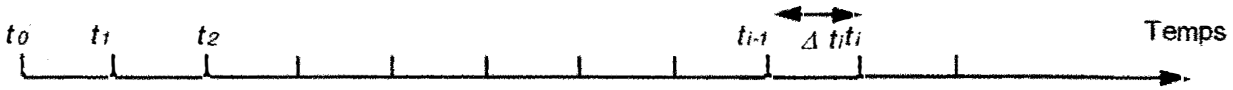
Calculer l'accélération $\vec{a}(G, fusée/sol)$ en différenciant les trois phases du vol : phase propulsée, phase balistique montée et phase balistique descente (parachute non déployé). Exprimer ce résultat dans le repère R_0.

A3.2) Recenser les termes présents dans l'expression de l'accélération $\vec{a}(G, fusée/sol)$ qui évoluent au cours du vol et expliquer la cause de leur évolution.

A3.3) Une solution littérale des équations est complexe à déterminer dans la mesure où un certain nombre de termes évoluent au cours du temps. Une méthode numérique de type "pas à pas" semble donc plus appropriée.

Cette méthode consiste à découper la durée totale du vol en intervalles de temps assez petits pour considérer les paramètres comme constants sur la durée de l'intervalle. Cette durée est appelée pas de calcul. L'accélération à chaque pas sera calculée grâce aux valeurs des termes évalués au pas précédent (voir Annexe 5).

$\vec{a}_i(G, fusée/sol)$, $\vec{V}_i(G, fusée/sol)$ et Z_{0i} seront respectivement l'accélération, la vitesse et l'altitude à l'instant t_i. On définit Δt_i comme étant la durée entre t_{i-1}. et t_i.



Exprimer $\vec{V}_i(G, fusée/sol)$ en fonction de $\vec{a}_i(G, fusée/sol)$, $\vec{V}_{i-1}(G, fusée/sol)$ et Δt_i.

En déduire l'expression de Z_{0i} en fonction de Z_{0i-1}, $\vec{a}_i(G, fusée/sol)$, $\vec{V}_{i-1}(G, fusée/sol)$ et Δt_i.

A3.4) La masse volumique de l'air est considérée comme constante. La mise à feu du propulseur correspond à l'instant t_0. La sortie de la rampe s'effectue à l'instant t_1.

Déterminer les différents termes manquants du tableau réponse 1.

A3.5) A partir du tableau réponse 1, représenter l'évolution en fonction du temps : de la poussée du propulseur, la masse de la fusée, de la traînée, de l'accélération $\vec{a}(G, fusée/sol)\vec{Z}_0$, de la vitesse $\vec{V}(G, fusée/sol)\vec{Z}_0$ et de l'altitude sur les documents réponse 2.1 et 2.2. En déduire une valeur de la temporisation régissant l'ouverture du parachute et la comparer à la valeur proposée en A1.3.

PARTIE B : Etude de l'asservissement en roulis de la fusée

Dans la partie A on vient de caractériser le mouvement du centre de gravité de la fusée au cours du vol. Dans la partie B, on étudie le mouvement de rotation de la fusée autour de son axe longitudinal : le roulis. Dans toute cette partie, l'angle d'incidence **de la fusée** est nul.

Les questions de la partie B5 sont indépendantes des questions les précédant.

B1) Caractérisation des coefficients aérodynamiques des ailerons en soufflerie

Une expérience réalisée en soufflerie a permis de déterminer les coefficients de traînée C_T et de portance C_P de l'aileron en fonction de l'angle d'inclinaison α' de l'aileron dans la soufflerie (Figure 3). On précise que le paramètre S intervenant dans le calcul de la traînée et de la portance dans le cas d'un aileron correspond à la surface de celui-ci. Les notations retenues sont celles du chapitre **NOTATIONS et HYPOTHESES**. Les axes X', Z' correspondent aux axes de l'aileron et les axes X'_a, Z'_a aux axes du repère aérodynamique.

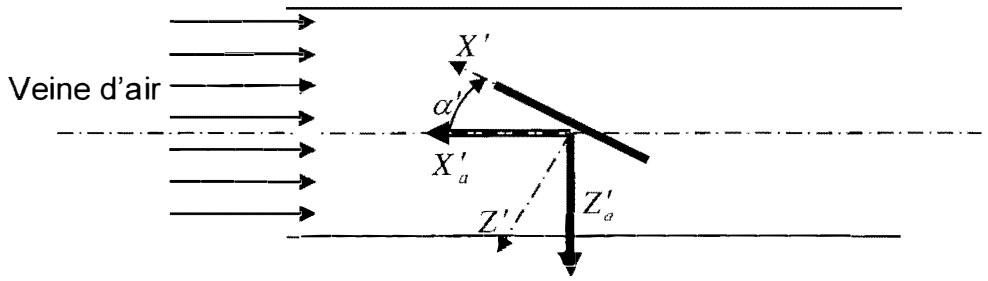


Figure 3 : Description de l'essai en soufflerie

L'annexe 6 donne un relevé de points expérimentaux obtenus pour un aileron mobile. A partir de cette expérience, on propose de modéliser l'évolution de C_P en fonction de α' sous forme linéaire de type $C_P = \lambda_m \alpha'$.

Discuter de la pertinence de cette modélisation.

Evaluer la valeur de λ_m.

Remarque : l'angle d'incidence de la fusée est indépendant de l'angle d'incidence des ailerons.

Tournez la page S.V.P.

B2) Influence des ailerons mobiles sur le comportement aérodynamique de la fusée en roulis

B2.1) L'aileron mobile est incliné d'une valeur i_m par rapport à l'axe longitudinal de la fusée (Figure 4).

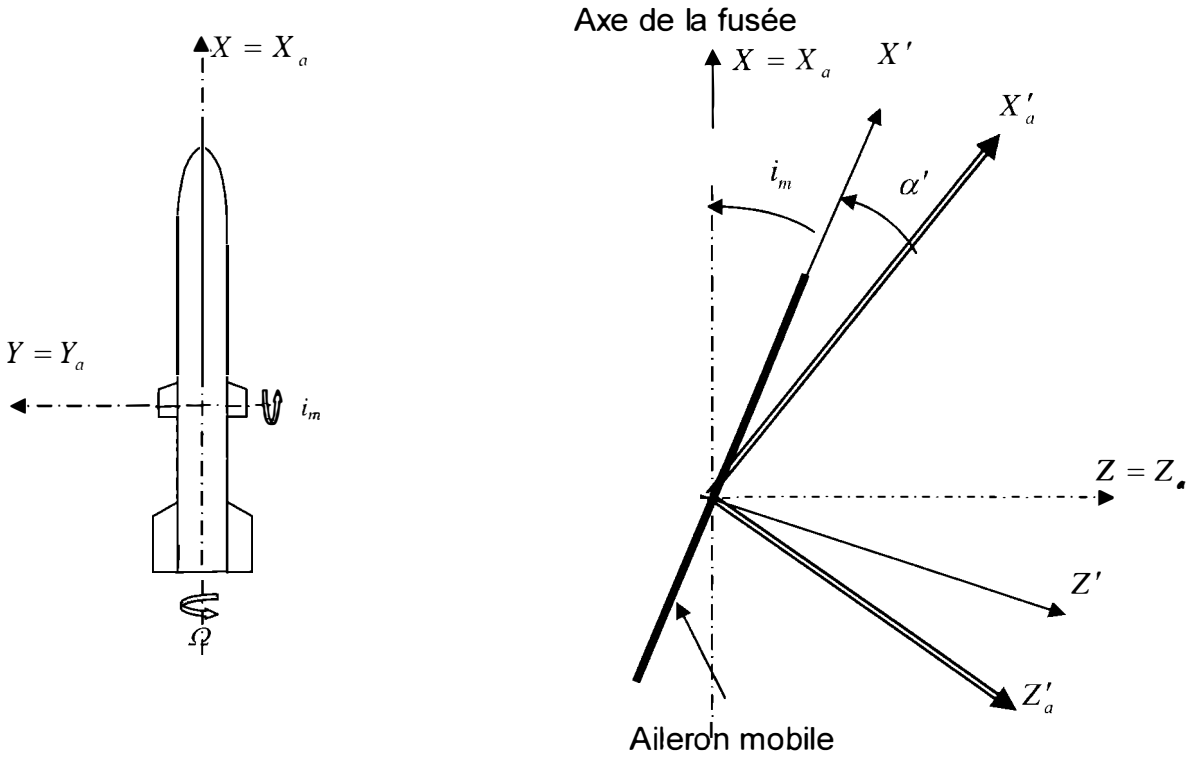


Figure 4 : Orientation des ailerons dans l'espace

La fusée possède une vitesse de roulis $\Omega(fusée/air)\vec{X}$ non nulle et son centre de gravité une vitesse $\vec{V}(G, fusée/air)$.

Soit un point M appartenant à l'aileron de coordonnées $\begin{vmatrix} x_M \\ y_M \\ 0 \end{vmatrix}$ dans le repère R (l'angle d'inclinaison de l'aileron i_m étant toujours petit on peut considérer $z_M = 0$).

Déterminer la vitesse $\vec{V}(M, fusée/air)$ en fonction de $\Omega(fusée/air)$ et $\vec{V}(G, fusée/air)$.(Annexe 7).

En déduire l'expression de α' en fonction de i_m, $\vec{V}(M, fusée/air)$ et $\Omega(fusée/air)$.

B2.2) La géométrie complète des ailerons est définie Annexe 7. Déterminer l'expression du paramètre e (définissant la corde de l'aileron à une distance y_M de l'axe de la fusée) en fonction des paramètres géométriques a , b , H , R et y_M .

$a = 0.082m$ $\quad b = 0.032\ m$ $\quad H = 0.049\ m$

$R = 0.045\ m$ (R représente le rayon extérieur du corps de la fusée).

Calculer numériquement l'expression de e en fonction de y_M.

B2.3) On considère que $\left\|\vec{V}(G, fusée/air)\right\| >> y_M \Omega(fusée/air)$.

Exprimer le moment élémentaire $d\vec{M}_G(air/aileron\ mobile)\vec{X}$ créé par l'action de l'air sur une surface élémentaire d'expression $e\,dy$ (noircie sur la Annexe 7). On fera apparaître la somme de deux termes, l'un dépendant de $\Omega(fusée/air)$ et l'autre de i_m.

B2.4) Exprimer le moment $\vec{M}_G(air/aileron/mobile)\vec{X}$ en fonction de Ω, $\vec{V}(G, fusée/air)$ et de i_m.

Calculer ce moment en fonction de Ω et i_m pour $\left\|\vec{V}(G, fusée/air)\right\| = 80\ m/s$.

On pourra utiliser $\lambda_m = 0.0434$.

B3) Influence des ailerons fixes sur le comportement aérodynamique de la fusée

Déduire de la question B2.4 l'expression du moment $\vec{M}_G(air/fusée)\vec{X}$ créé par l'action de l'air sur un aileron fixe dont la portance sera modélisée par le coefficient λ_f et dont la géométrie est définie ci-dessous.

$a = 0.2\ m$ $\quad b = 0.15\ m$ $\quad H = 0.13\ m$

$R = 0.045\ m$ (R représente le rayon extérieur du corps de la fusée).

$\lambda_f = 0.041$

Calculer le moment $\vec{M}_G(air/aileron-fixe)\vec{X}$ en fonction de Ω pour $\left\|\vec{V}(G, fusée/air)\right\| = 80\ m/s$.

B4) Modélisation du comportement aérodynamique de la fusée

B4.1) Faire le bilan de l'ensemble des actions agissant sur le comportement aérodynamique en roulis de la fusée.
Donner l'expression de chacune d'elles et justifier vos réponses.

B4.2) Ecrire l'équation du mouvement de la fusée selon l'axe de roulis : apporter un soin tout particulier à justifier le signe de chaque terme.

B4.3) Ecrire la fonction de transfert $F_1(p) = \dfrac{\Omega}{i_m}$ liant la vitesse de roulis à l'angle d'inclinaison de l'aileron mobile.

Calculer $F_1(p) = \dfrac{\Omega}{i_m}$ lorsque Ω est exprimée en degrés/seconde et i_m est exprimé en degrés.

Par la suite on considèrera que $F_1(p) = \dfrac{\Omega}{i_m} = \dfrac{30}{1+4p}$

Tournez la page S.V.P.

B5) Mise en place de la chaîne d'asservissement en roulis de la fusée

B5.1) L'inclinaison des ailerons mobiles est assurée par le mécanisme défini en Annexe 8. Un servomoteur entraîne deux biellettes qui entraînent elles-mêmes les ailerons en rotation.

Proposer un schéma cinématique minimal de ce mécanisme et nommer les liaisons situées aux points C, D, E et F.

B5.2) On définit la position du servomoteur et l'inclinaison des ailerons Figure 5 et ci-dessous.

Le repère $R_1(B, X_1, Y_1, Z_1)$ est lié au servomoteur, sa position angulaire par rapport à la fusée est définie par l'angle i_s.

La position de l'aileron a déjà été définie à la Figure 4.

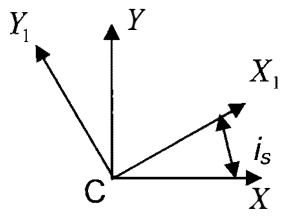


Figure 5 : Définition des repères

La position de référence correspond à $i_m = i_s = 0$. Dans cette configuration les points C, D, E et F sont positionnés de la manière suivante dans le repère R

$$\overrightarrow{CD}\begin{vmatrix}0\\R_1\\0\end{vmatrix} \qquad \overrightarrow{DE}\begin{vmatrix}L_0\\0\\0\end{vmatrix} \qquad \overrightarrow{EF}\begin{vmatrix}0\\0\\-R_2\end{vmatrix}$$

$$R_1 = 0.02m \qquad R_2 = 0.03m \qquad L_0 = 0.1m$$

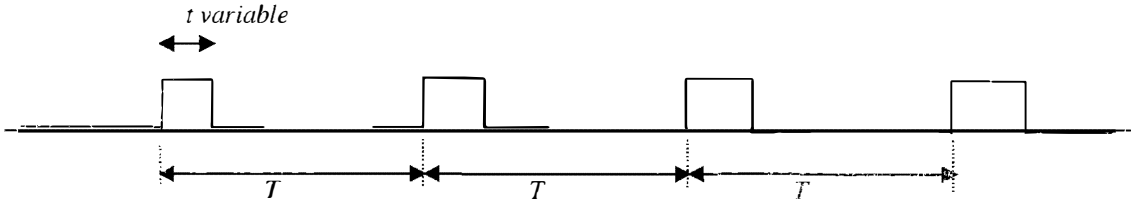
Ecrire la relation entre l'angle i_m et l'angle i_s dans le cas général.

Simplifier cette expression dans le cas où i_m et i_s sont petits.

Calculer le rapport $r = \dfrac{i_m}{i_s}$ dans ces conditions.

Par la suite, ce rapport sera considéré constant et égal à 0.65.

B5.3) Les données constructeur indiquent qu'il faut attaquer le servomoteur avec un signal rectangulaire périodique de rapport cyclique $\dfrac{t}{T}$ variable, dont l'allure au cours du temps est la suivante :



La période T est constante, la durée t du créneau est de la forme $t = t_0 + \Delta t$; avec t_0 constante.
La variation de durée Δt (exprimée en ms) des créneaux est liée à l'angle de rotation i_s (exprimé en degrés) du servomoteur par la relation : $F_2(p) = \frac{i_s}{\Delta t} = \frac{128}{1 + 0.5p}$.

Une interface électronique est conçue pour générer le signal rectangulaire destiné au servomoteur : la tension V (exprimée en volts) en entrée de cette interface est liée à la durée Δt (exprimée en ms) par la relation $\Delta t = k\,V$, avec $k = 0.701 ms/V$.

Un gyroscope mesure la vitesse de roulis de la fusée : le signal en sortie du gyroscope est amplifié pour donner une tension de mesure U_m proportionnelle à Ω : $U_m = k_m\,\Omega$, avec $k_m = 0.02\,V/(°/s)$.

Un amplificateur opérationnel monté en soustracteur fournit le signal d'écart ε entre une tension de commande U_c et la mesure issue du gyroscope U_m.

Le signal ε est appliqué à l'entrée d'un correcteur de fonction de transfert $C(p)$ qui élabore la tension V destinée à l'interface électronique pilotant le servomoteur.

En utilisant les données des questions B4.3 et B5.2, proposer un schéma fonctionnel complet pour l'asservissement.

B6) Evaluation de la chaîne d'asservissement en roulis de la fusée

B6.1) Déterminer la fonction de transfert en boucle ouverte de l'asservissement, $T(p) = \frac{U_m}{\varepsilon}$ lorsque le correcteur est $C(p) = 1$.

Calculer le module en décibels, noté $|T(j\omega)|_{dB}$, et l'argument en degrés, noté $\arg T(j\omega)°$, de $T(j\omega)$ pour ω (rd/s) $\in \{0; 0.1; 0.25; 1; 2; 4; 5; 10; \infty\}$.

Tracer $T(j\omega)$ en coordonnées de Bode sur papier semi-logarithmique (voir document réponse 2), en précisant les asymptotes.

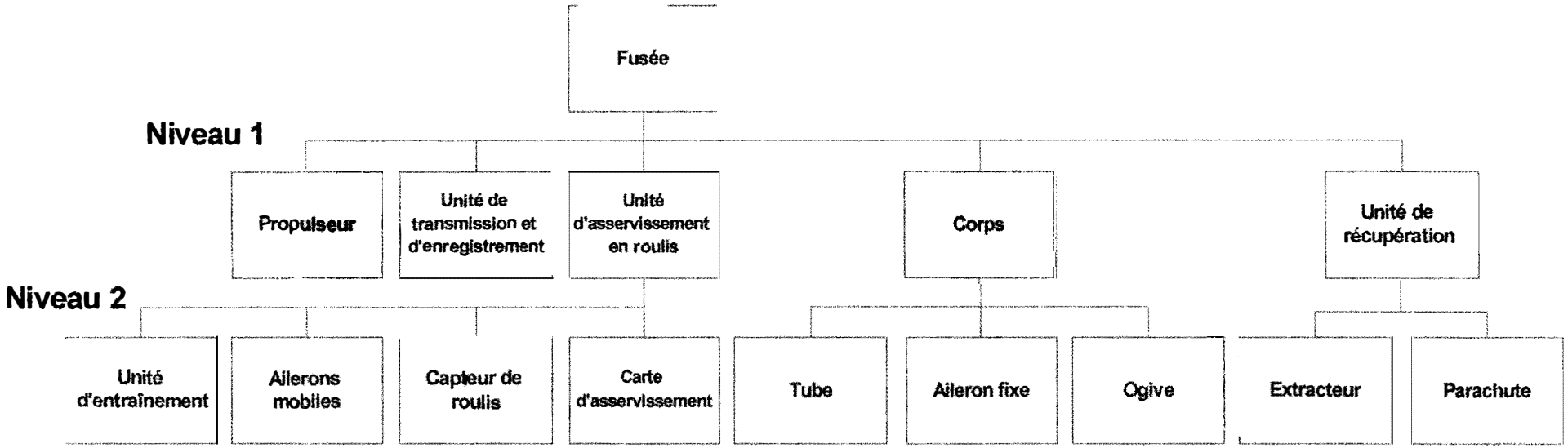
B6.2) Evaluer de façon qualitative la stabilité et la précision en régime permanent de l'asservissement lorsque $C(p) = 1$. Justifier.

B6.3) On désire asservir la vitesse de roulis de la fusée à une consigne conformément au cahier des charges suivant :

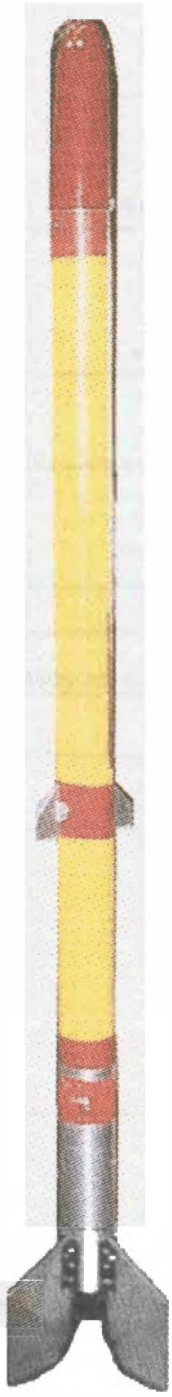
- l'asservissement doit être stable, bien amorti,
- au niveau précision, l'erreur en régime permanent pour une entrée consigne de type échelon doit être nulle. L'erreur en régime permanent pour une entrée perturbation de type échelon qui agirait en entrée de la fonction de transfert $F_1(p)$, doit être également nulle.

Proposer sans le calculer un correcteur $C(p)$ permettant de vérifier un tel cahier des charges : justifier ce choix.

Tournez la page S.V.P.

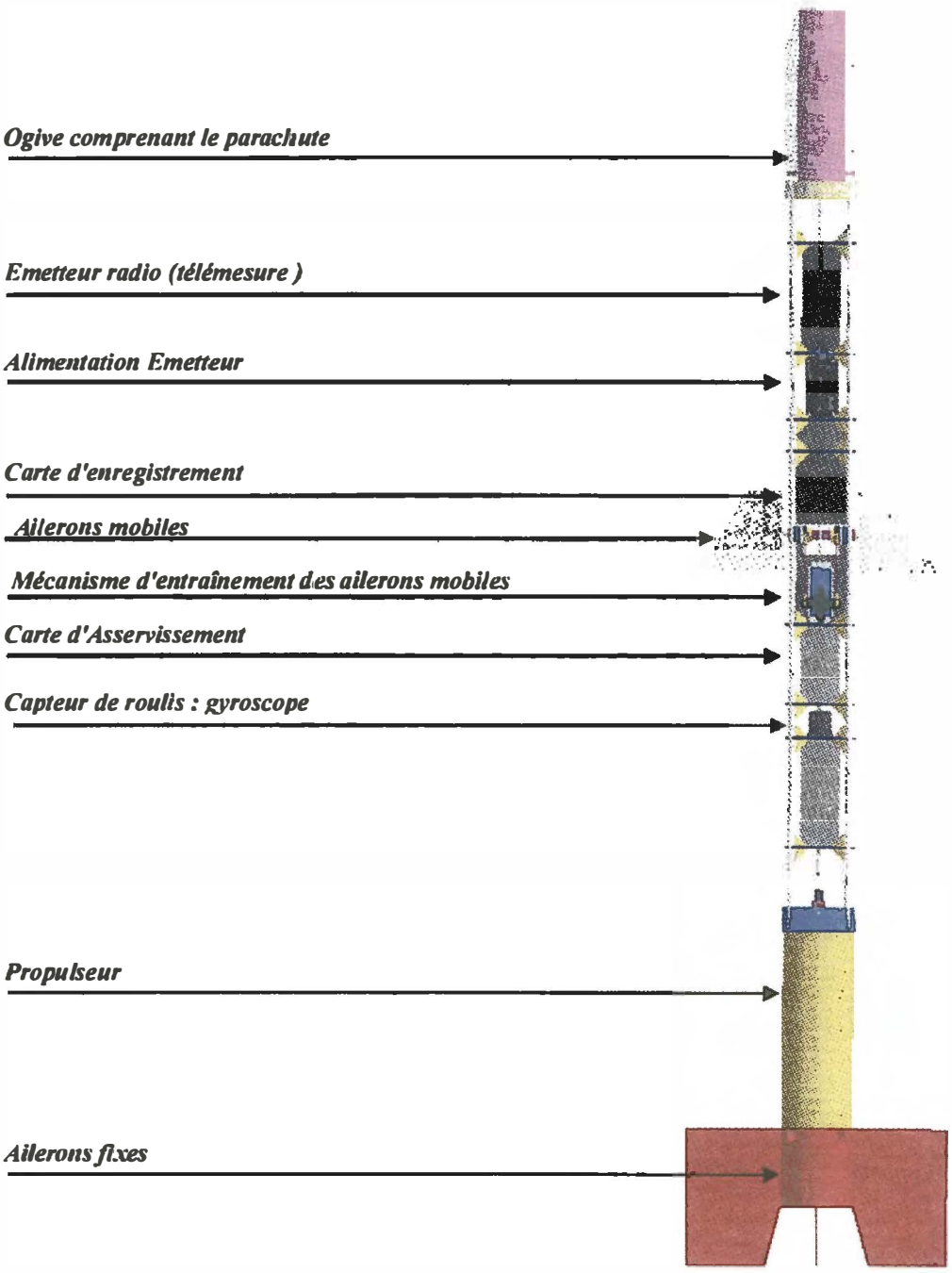


Document 1 – Organigramme technique

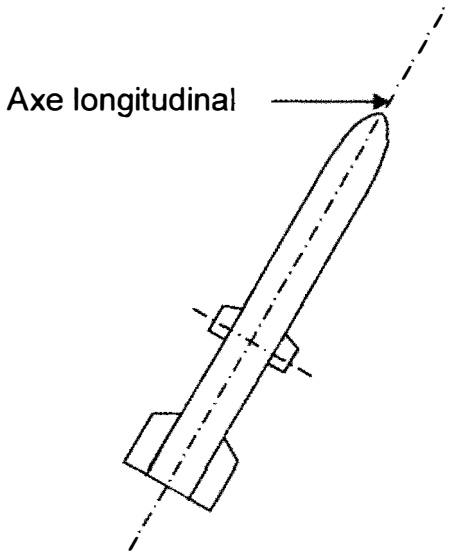


Annexe **1 :** Vue d'ensemble de la fusée.

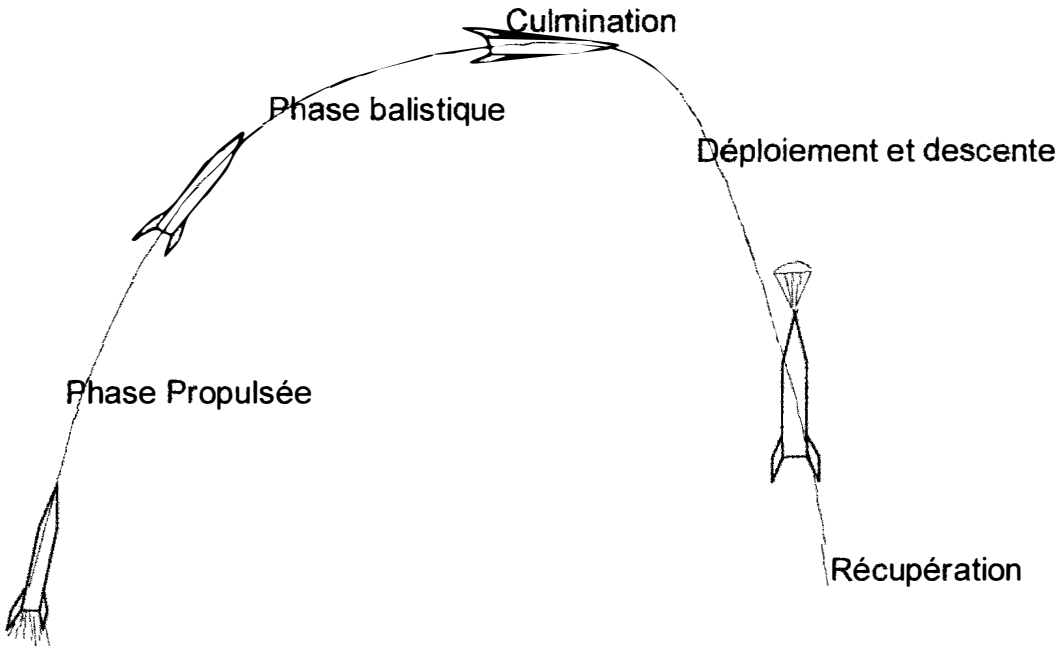
Tournez la page S.V.P.



Annexe 2 : Description des différents sous-ensembles de la fusée.

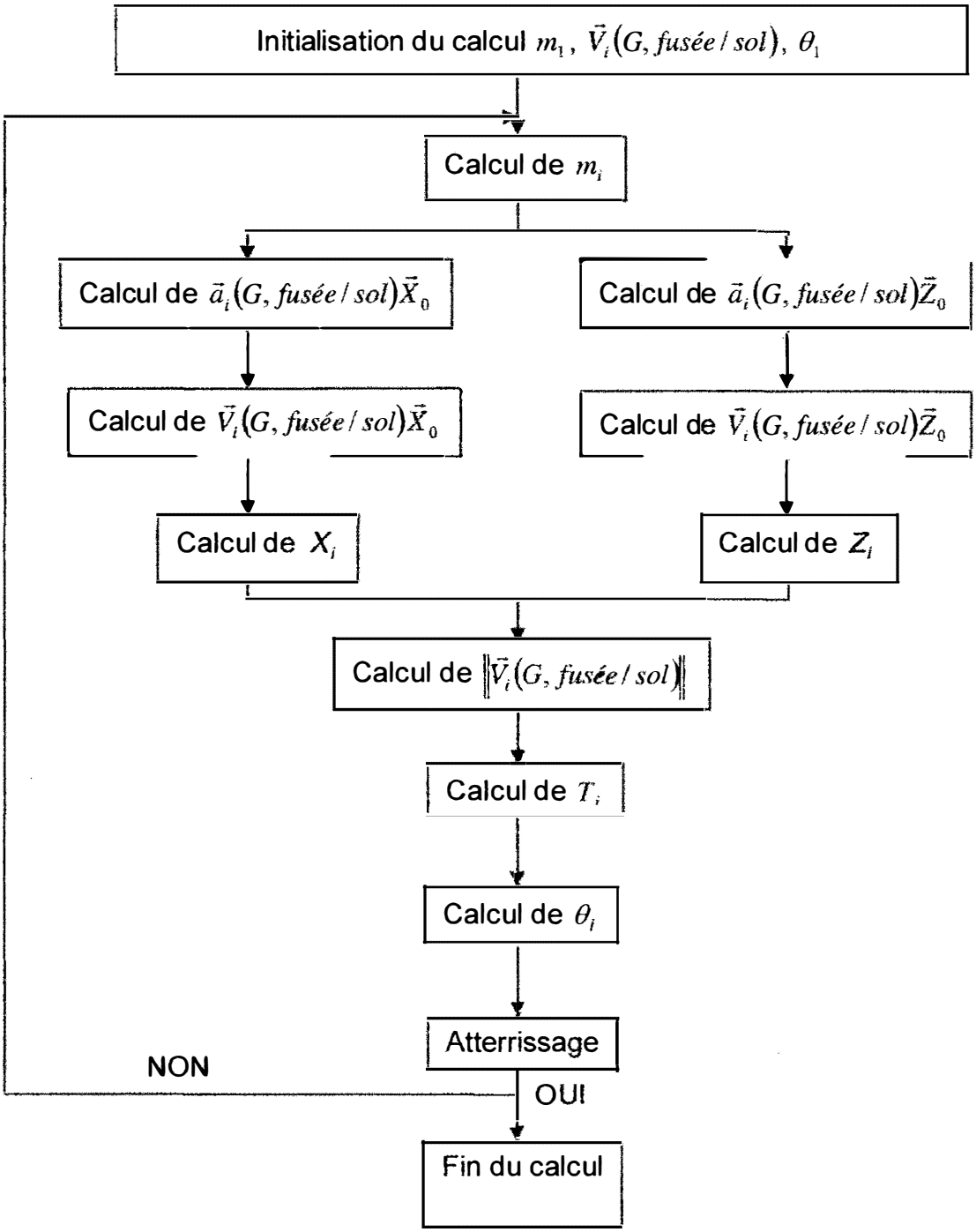


Annexe 3 : Définition de la position de l'axe longitudinal

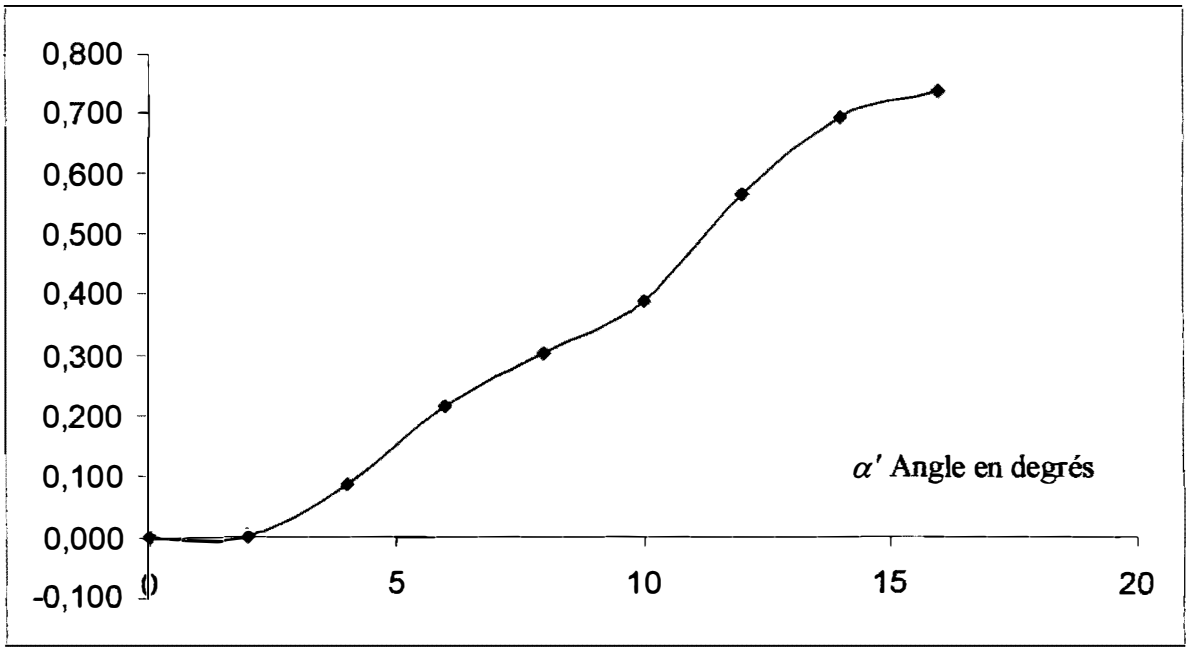


Annexe 4 : Définition des différentes phases du vol

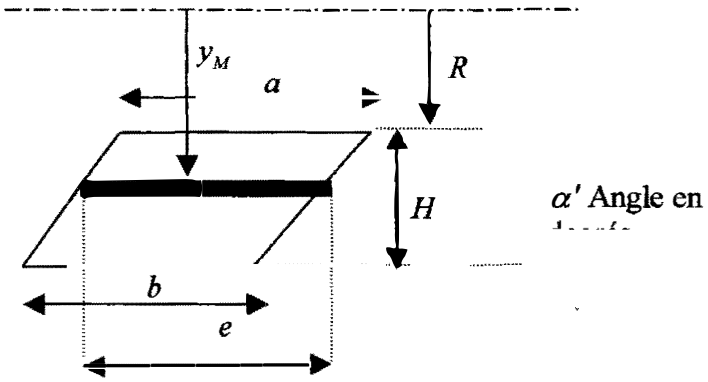
Tournez la page S.V.P.



Annexe 5 : Algorithme de calcul de la méthode pas à pas

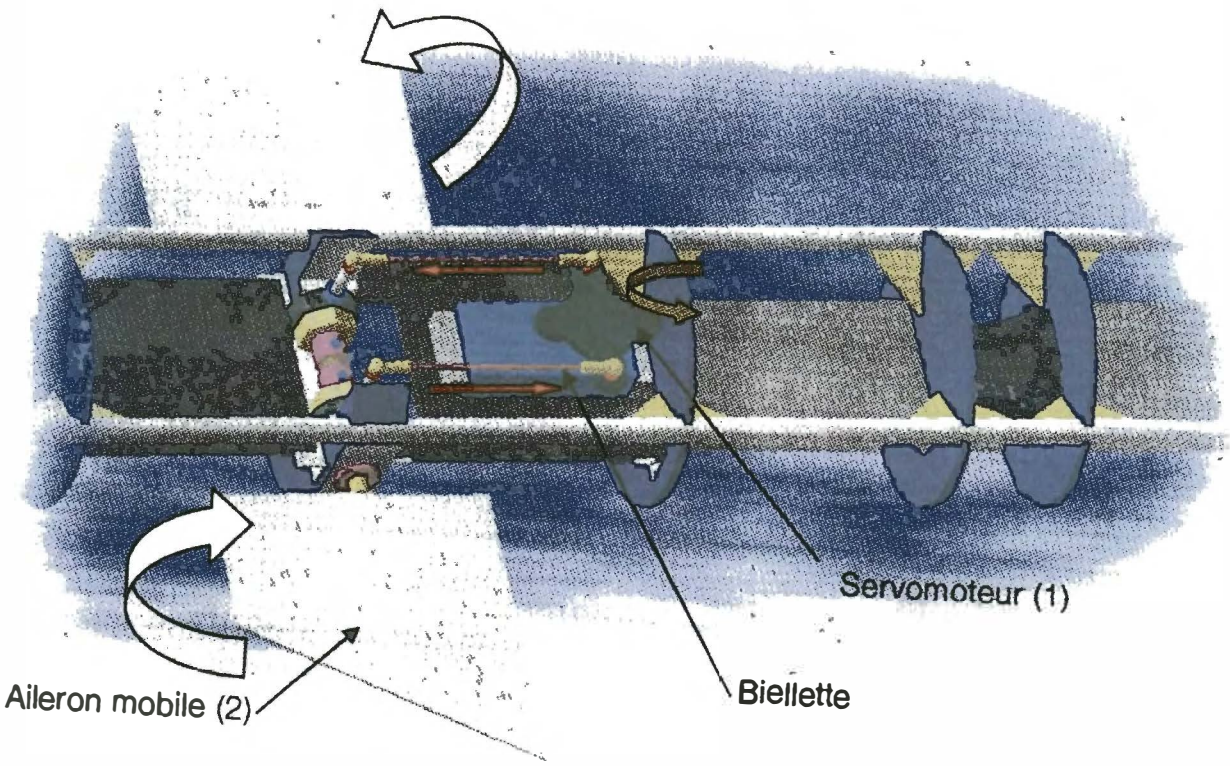


Annexe 6 : Evolution du coefficient de portance C_p en fonction de l'angle d'inclinaison de l'aileron α'

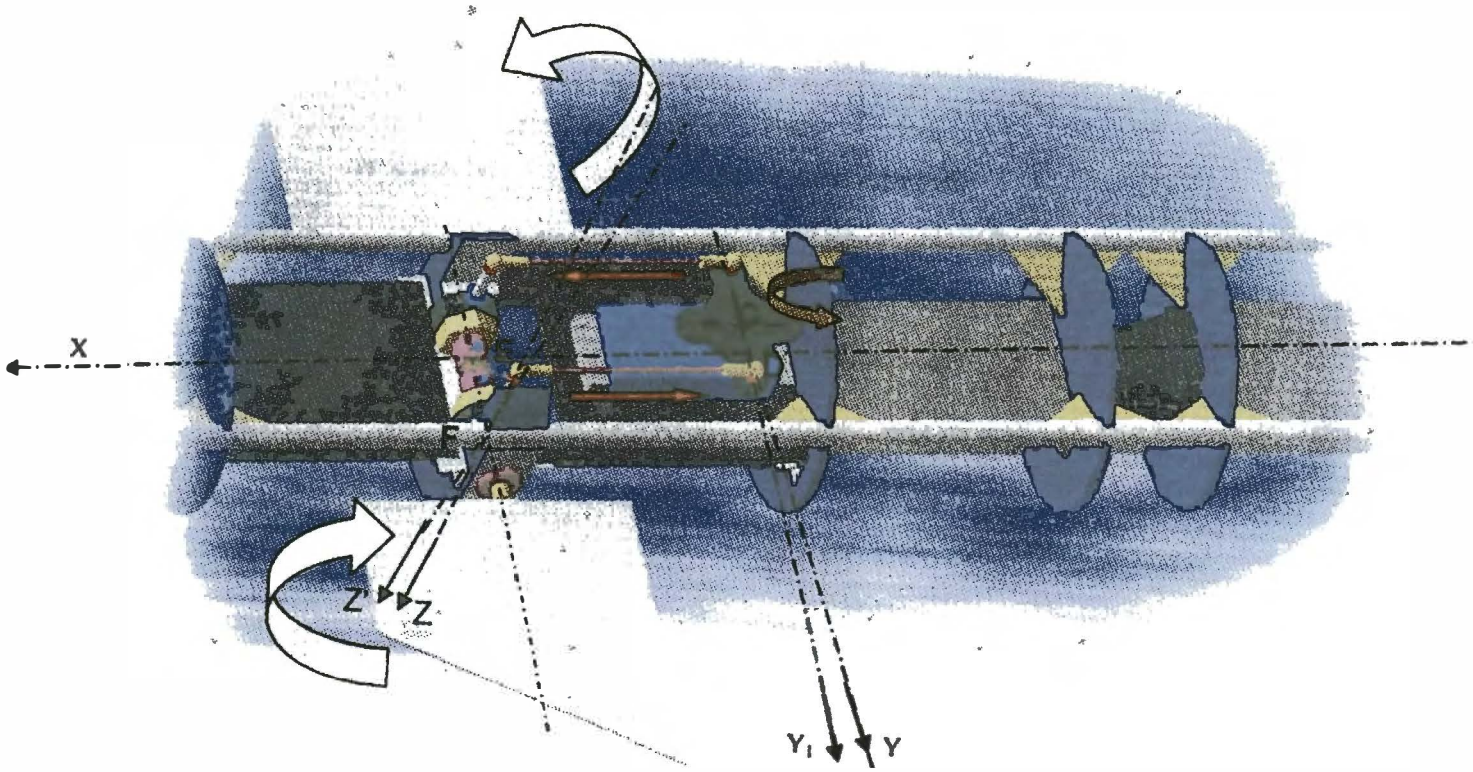


Annexe 7 : Géométrie des ailerons mobiles

Tournez la page S.V.P.



Annexe 8 : Mécanisme d'entraînement des ailerons mobiles



IMPRIMERIE NATIONALE. – D'après documents fournis partiellement.

Travailler les chapitres de ce sujet

Prepa Help suit le programme de MP chapitre par chapitre : cours détaillé, méthodes, pièges, exercices et problèmes corrigés pas à pas, tirés des concours. L'essai gratuit donne accès aux chapitres offerts de ta filière, sans carte bancaire.

Chapitres liés à ce sujet

- Dynamique des systèmes de solides : principe fondamental, stratégie d'isolement, équilibrage
- Modélisation des actions mécaniques : modèles local et global, frottement, torseurs des liaisons
- Équations différentielles : méthode d'Euler
- Ingénierie système : besoin, exigences et diagrammes SysML
- Modélisation des systèmes asservis : structure, SLCI, transformée de Laplace, schéma-blocs
- Réponse fréquentielle et diagrammes de Bode
- Performances des systèmes asservis : stabilité, précision, rapidité
- Cinématique des mécanismes : composition des mouvements, contact ponctuel, lois entrée-sortie et fermetures

Ouvrir l'essai gratuit

Scanne le code ou clique sur le bouton.

prepahelp.com/#essai

Une question sur le concours ou sur ta filière : **écrire sur WhatsApp**

Les autres années et épreuves : prepahelp.com/annales/e3a/mp