

SESSION 2023

CAPLP
CONCOURS EXTERNE ET CAFEP CORRESPONDANT
ET TROISIEME CONCOURS

Section : GÉNIE MÉCANIQUE

Option : CONSTRUCTION

EPREUVE ECRITE DISCIPLINAIRE

Durée : 5 heures

Calculatrice autorisée selon les modalités de la circulaire du 17 juin 2021 publiée au BOEN du 29 juillet 2021.

L'usage de tout ouvrage de référence, de tout dictionnaire et de tout autre matériel électronique est rigoureusement interdit.

Il est demandé au candidat d'utiliser des feuilles de copie distinctes pour chacune des parties traitées et d'insérer les documents réponses, complétés ou non, dans les copies relatives à la partie considérée. Le candidat pourra apporter tous les compléments qu'il souhaite sur ces mêmes copies. L'ensemble sera alors placé dans une copie servant de « chemise » pour toute la composition.

Il appartient au candidat de vérifier qu'il a reçu un sujet complet et correspondant à l'épreuve à laquelle il se présente.

Si vous repérez ce qui vous semble être une erreur d'énoncé, vous devez le signaler très lisiblement sur votre copie, en proposer la correction et poursuivre l'épreuve en conséquence. De même, si cela vous conduit à formuler une ou plusieurs hypothèses, vous devez la (ou les) mentionner explicitement.

NB : Conformément au principe d'anonymat, votre copie ne doit comporter aucun signe distinctif, tel que nom, signature, origine, etc. Si le travail qui vous est demandé consiste notamment en la rédaction d'un projet ou d'une note, vous devrez impérativement vous abstenir de la signer ou de l'identifier. Le fait de rendre une copie blanche est éliminatoire.

Tournez la page S.V.P.

Le sujet comporte 24 pages

- l'énoncé du sujet commençant par la mise en situation et comportant quarante-trois questions ;
- le dossier réponse comportant sept documents réponse : DR1 à DR7 ;
- le dossier technique comportant sept documents techniques : DT1 à DT7 ;

RECOMMANDATIONS

L'étude est composée de sept parties indépendantes. Il est proposé au candidat de répartir son temps de travail sur les différentes parties de l'étude de la façon suivante :

Partie I	Mise en situation	10 min
Partie II	Validation de l'exigence 11 : « déplacement en translation »	1h15 min
Partie III	Validation de l'exigence 13 : « positionnement horizontal »	45 min
Partie IV	Analyse de la liaison chariot 1 / structure du site principal	15 min
Partie V	Conclusion vis-à-vis de la problématique	15 min
Partie VI	Dimensionnement des actionneurs du site secondaire	1h10 min
Partie VII	Conception de la liaison pivot entre la structure du site secondaire 2 et le chariot 1	1h10 min

INFORMATION AUX CANDIDATS

Vous trouverez ci-après les codes nécessaires vous permettant de compléter les rubriques figurant en en-tête de votre copie.

Ces codes doivent être reportés sur chacune des copies que vous remettrez.

► Concours externe du CAPLP de l'enseignement public :

Concours	Section/option	Epreuve	Matière
EFE	4100J	101	9311

► Concours externe du CAFEP/CAPLP de l'enseignement privé :

Concours	Section/option	Epreuve	Matière
EFF	4100J	101	9311

► Troisième concours externe du CAPLP de l'enseignement public :

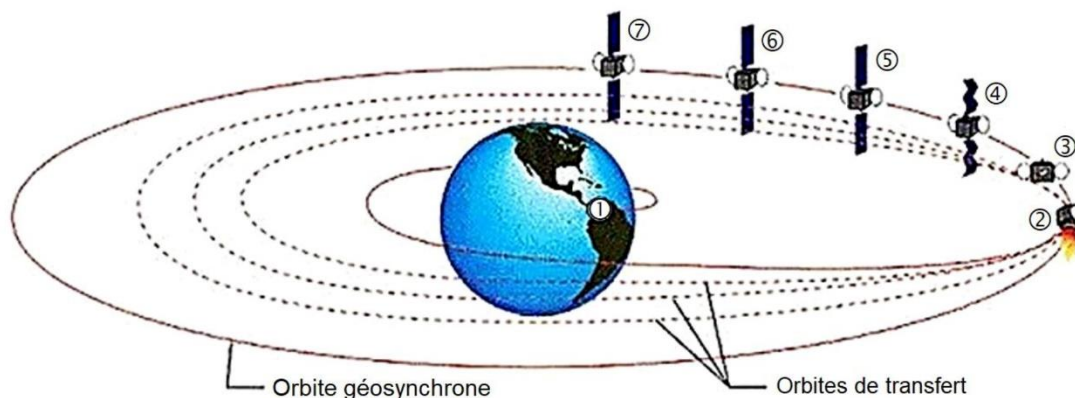
Concours	Section/option	Epreuve	Matière
EFV	4100J	101	9311

Positionneur de satellite

I. MISE EN SITUATION

I.1 Contexte de l'étude

La société Thales Alenia conçoit et assemble des satellites de télécommunications, d'observation de la terre, de navigation, etc. Le satellite est envoyé dans l'espace à l'aide d'un lanceur (fusée), pour être placé sur une orbite géosynchrone autour de la Terre, telle que sa période orbitale corresponde à la durée de la révolution de la Terre. La Figure 1 détaille les différentes phases du lancement du satellite, ainsi que son placement en orbite géosynchrone.



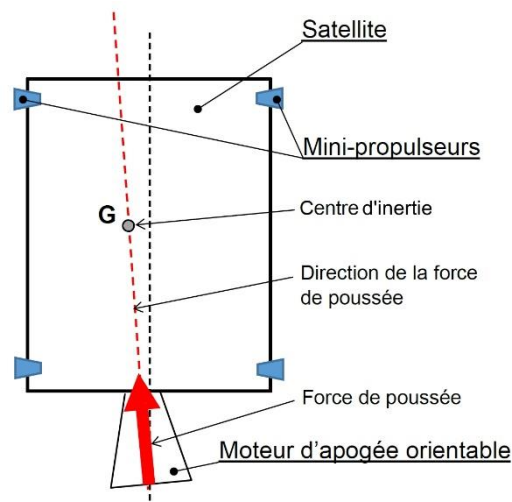
- | | |
|---|---|
| ① Lancement et ascension. | ⑤ Fin du déploiement des panneaux solaires. |
| ② Réorientation, manœuvres d'apogée. | ⑥ Début de l'acquisition d'énergie solaire et repositionnement. |
| ③ Déploiement des réflecteurs. | ⑦ Établissement de la communication avec la terre. |
| ④ Arrêt de la rotation et début du déploiement des panneaux solaires. | |

Figure 1 – Phases de lancement du satellite

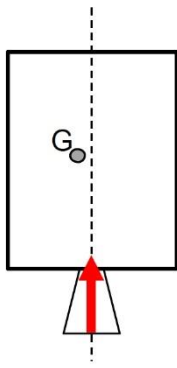
Pendant la phase ②, le satellite est propulsé par son moteur d'apogée sur différentes orbites de transfert, pour atteindre l'orbite géosynchrone situé à environ 36 000 km d'altitude.

Pendant la phase ② et la phase ⑥, plusieurs mini-propulseurs placés aux extrémités du satellite permettent de le faire pivoter pour l'orienter.

La force de poussée exercée par le moteur d'apogée doit avoir une direction qui passe par le centre d'inertie G du satellite. Une articulation entre le moteur d'apogée et le satellite permet de régler la direction de la force de poussée.

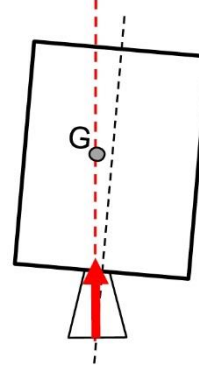


Moteur d'apogée mal orienté



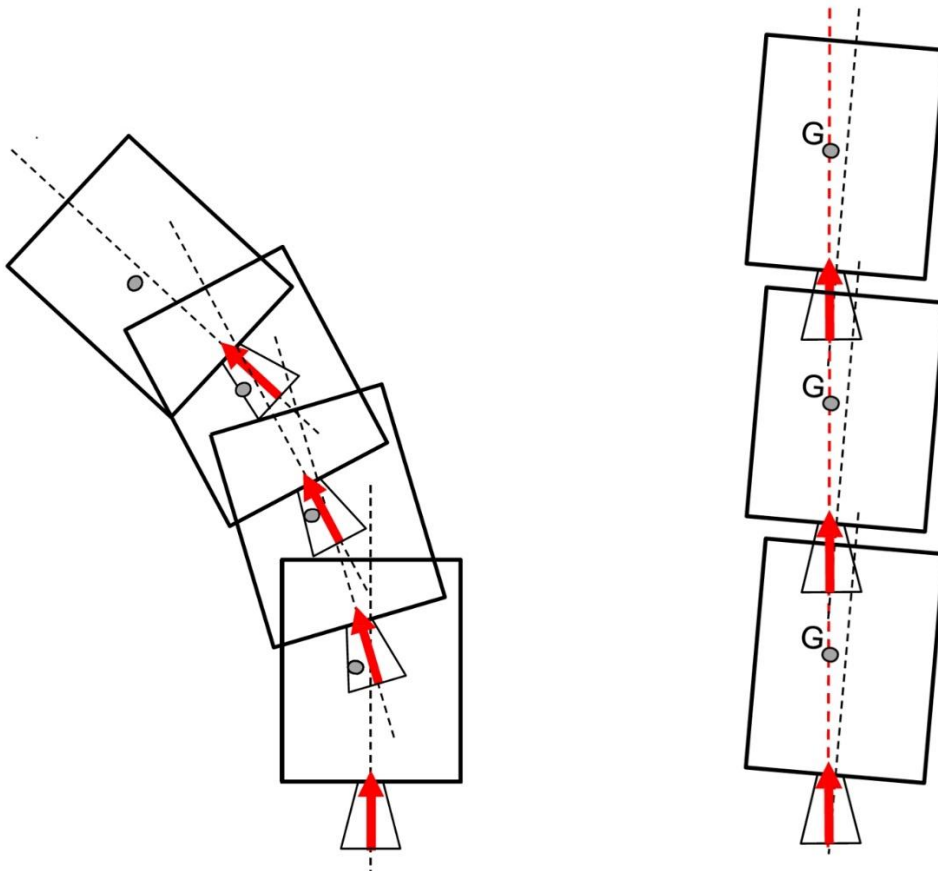
La direction de la force de poussée ne passe pas par le centre d'inertie G du satellite, ce qui provoque sa déviation de la trajectoire recherchée pour passer d'une orbite de transfert à l'autre.

Moteur d'apogée bien orienté



La direction de la force de poussée passe par le centre d'inertie G du satellite.

La trajectoire du satellite est conforme à celle attendue.



Pour régler correctement la direction de la force de poussée du moteur d'apogée, il faut connaître la position exacte du centre d'inertie G du satellite.

Cette position doit être déterminée par une série de mesures des caractéristiques inertielles du satellite (position du centre d'inertie et matrice d'inertie). Pour cela, le satellite est maintenu et positionné sur un système appelé positionneur de satellite lui-même placé sur une table de mesure oscillante.

Ces mesures sont effectuées sur le satellite juste avant son acheminement sur la base de lancement de la fusée.

La connaissance de la matrice d'inertie du satellite est essentielle pour corriger l'orientation du satellite dans l'espace, à l'aide des mini-propulseurs, pendant sa phase d'exploitation.

I.2 Présentation du système

Le positionneur de satellite, le satellite et la table de mesure sont présentés sur la photo de la Figure 2. Une description détaillée du positionneur et de ses principaux éléments est donnée sur la Figure 3.

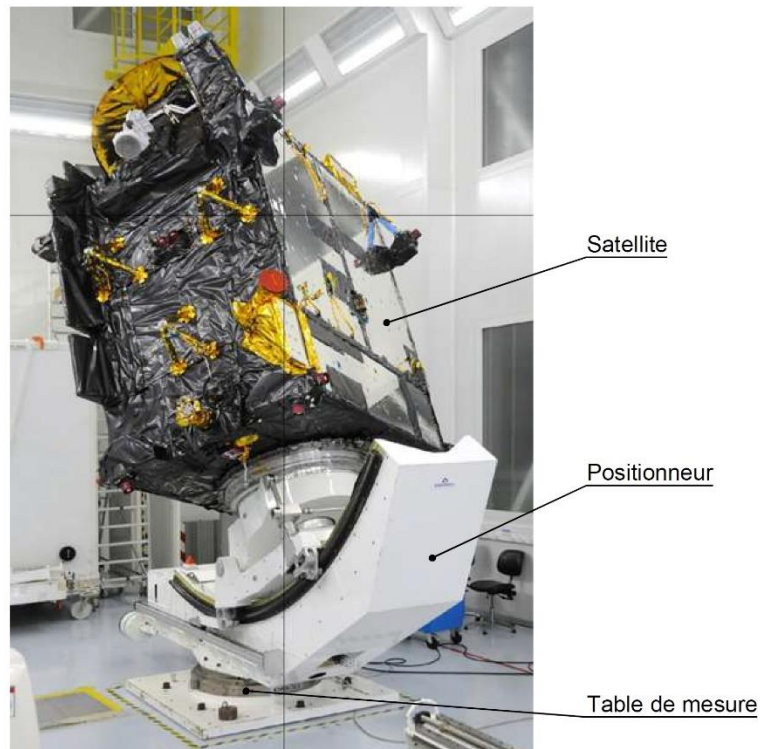


Figure 2 – Présentation du positionneur dans son environnement

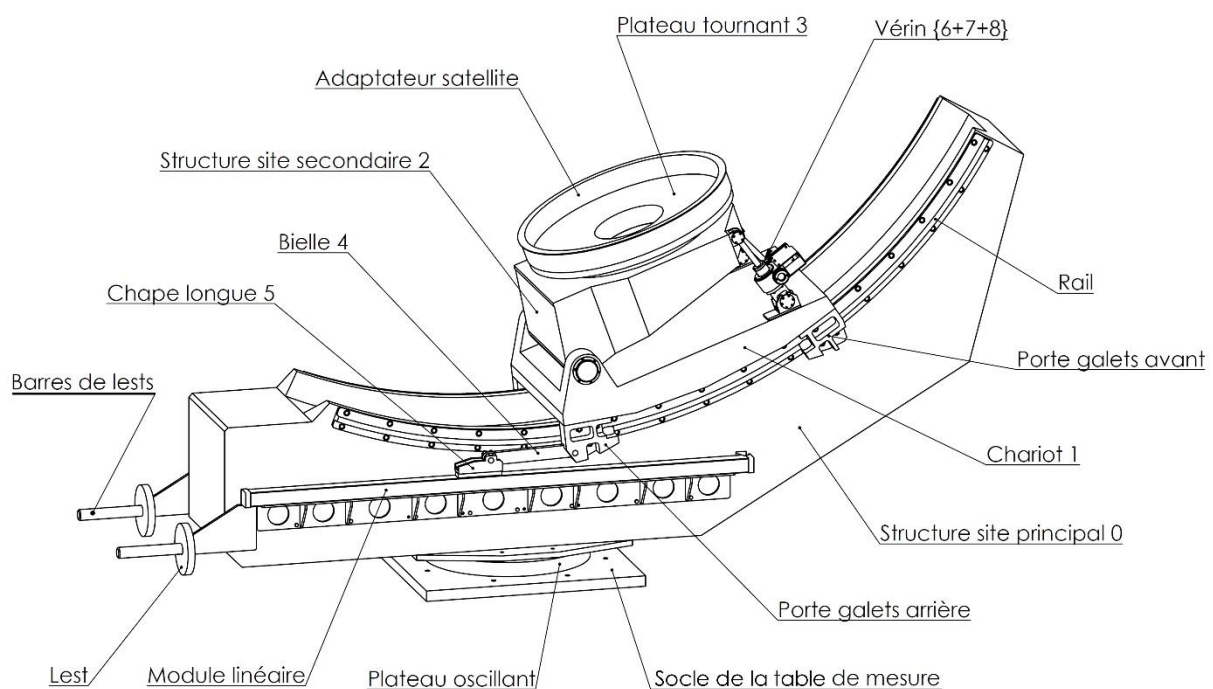


Figure 3 – Principaux composants du positionneur

La structure du site principal 0 est équipée d'un secteur circulaire de rails permettant de guider un chariot 1 et de le faire pivoter autour d'un premier axe horizontal. Ce

chariot **1** reçoit le site secondaire **2** qui peut pivoter autour d'un second axe horizontal. Le site secondaire **2** est équipé d'un plateau tournant **3** et d'un adaptateur permettant de fixer le satellite quel que soit son type. Le satellite monté sur l'adaptateur lié au plateau tournant peut alors pivoter autour de l'axe du plateau tournant. Entre le site principal et le sol est placée une table de mesure sur coussin d'air. Cette table de mesure autorise le positionneur (équipé ou non du satellite) à osciller autour de l'axe de la table de mesure. C'est la mesure de la période d'oscillation qui permet de déduire la valeur de l'inertie de l'ensemble oscillant.

Le paramétrage complet du positionneur est donné sur le document **DT3**.

I.3 Détermination de la position du centre d'inertie du satellite

Les essais sont réalisés en faisant osciller le positionneur autour de l'axe (O, \vec{z}_0) pour plusieurs valeurs de déplacement DY (distance entre O_2 et l'axe (O, \vec{z}_0)) tout en conservant un angle d'inclinaison constant $\alpha = \alpha_{1/0} + \alpha_{2/1} = 20^\circ$.

Pour chaque valeur de DY , on fait prendre au satellite huit positions angulaires $(0^\circ, 45^\circ, 90^\circ, 135^\circ, 180^\circ, -45^\circ, -90^\circ, -135^\circ)$ autour de l'axe (O_2, \vec{z}_2) .

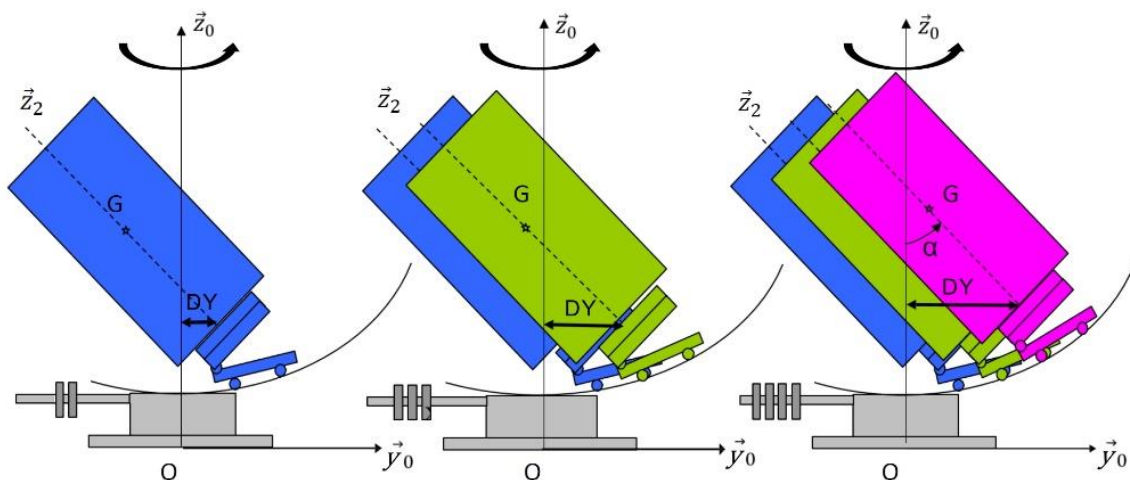


Figure 4 – Principe de la mesure pour déterminer la position du centre d'inertie

La mesure du moment d'inertie du satellite $I_{\text{satellite}}$ autour de l'axe d'oscillation (O, \vec{z}_0) pour chaque valeur de la distance DY permet d'obtenir la courbe $I_{\text{satellite}} = f(DY)$. Le concept d'évaluation de la position de G est basé sur le théorème de Huygens.

Si d est la distance du centre d'inertie G à l'axe d'oscillation (O, \vec{z}_0) et si m est la masse du satellite, alors les moments d'inertie mesuré $I_{\text{mesuré}}$ et du satellite $I_{\text{satellite}}$ autour de l'axe (O, \vec{z}_0) sont liés par la relation :

$$I_{\text{mesuré}} = I_{\text{satellite}} + m \cdot d^2$$

Plus le centre d'inertie s'approche de l'axe d'oscillation, plus le terme $m \cdot d^2$ diminue en passant par un minimum lorsque le centre d'inertie se situe au plus près de l'axe d'oscillation (voir Figure 5). Pour cette position particulière, la valeur du déplacement DY est relevée au point d'abscisse de la tangente horizontale à la courbe $I_{\text{satellite}} = f(DY)$ afin de calculer la position du centre d'inertie. Sur la courbe de la Figure 5, on relève par exemple $DY = 860 \text{ mm}$ au point de tangence. Au terme de cet essai, la position du centre d'inertie est donc connue.

Remarque : la détermination de la position du centre d'inertie du satellite seul nécessite d'effectuer deux séries de mesures :

- une à vide (sans le satellite) qui donne un moment d'inertie I_1 ;
- une en charge (avec le satellite) qui donne un moment d'inertie I_2 .

Le moment d'inertie du satellite peut alors être déterminé par la relation :

$$I_{\text{Satellite}} = I_1 - I_2$$

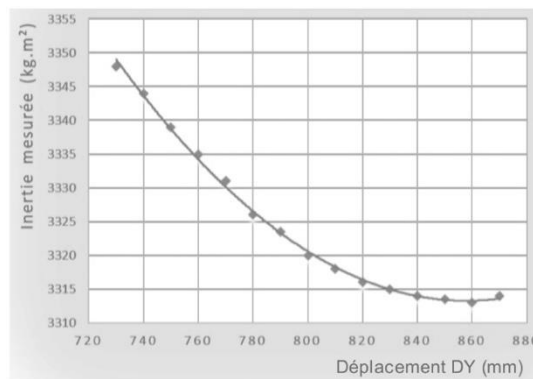


Figure 5 – Courbe $I_{\text{Satellite}} = f(DY)$

I.4 Détermination de la matrice d'inertie du satellite

Les coordonnées du centre d'inertie étant désormais connues, une nouvelle série de mesures est effectuée pour différentes configurations en maintenant la position du centre d'inertie le plus près possible de l'axe (O, \vec{z}_0) de façon à limiter l'effet du terme $m \cdot d^2$ de la relation de Huygens.

L'essai consiste à réaliser 40 mesures dans 40 configurations différentes : 5 inclinaisons α du satellite ($0^\circ, 10^\circ, 20^\circ, 30^\circ, 40^\circ$) sont associées à 8 positions du plateau tournant autour de l'axe (O_2, \vec{z}_2) . Cette rotation autour de l'axe (O_2, \vec{z}_2) n'est pas étudiée dans le cadre de ce sujet.

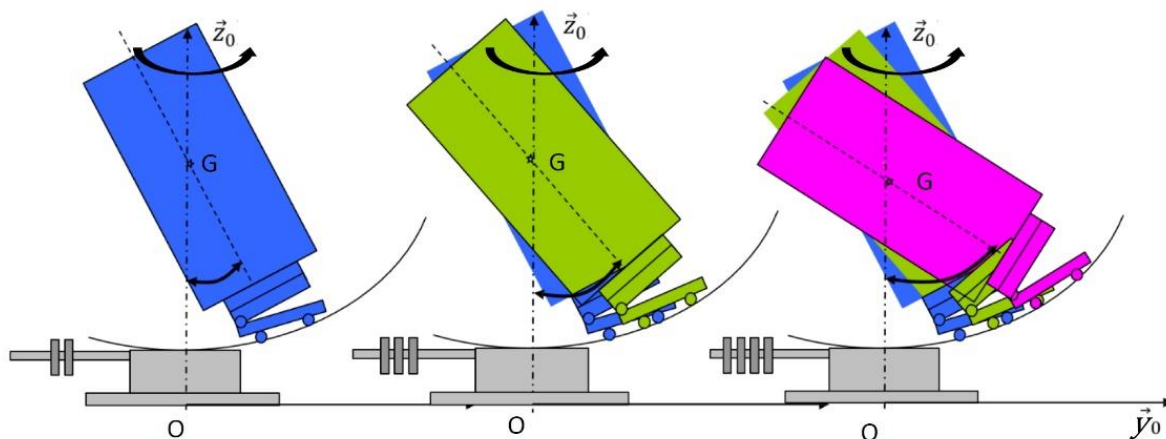


Figure 6 – Principe de la mesure pour déterminer la matrice d'inertie

Le concept de la mesure est basé sur la détermination de la matrice d'inertie du satellite à partir de la résolution par la méthode des moindres carrés d'un système de n équations à 6 inconnues que sont les trois moments d'inertie et les trois produits d'inertie de la matrice d'inertie du satellite.

Remarque : la détermination de la matrice d'inertie du satellite seul nécessite d'effectuer deux séries de mesures :

- une à vide (sans le satellite) qui donne un moment d'inertie I_1 ;
- une en charge (avec le satellite) qui donne un moment d'inertie I_2 .

Le moment d'inertie du satellite peut alors être déterminé par la relation :

$$I_{\text{Satellite}} = I_1 - I_2.$$

II. VALIDATION DE L'EXIGENCE 6 : « LIMITATION DU MOMENT RESULTANT »

Objectif : dans le cas d'un **chargement maximal**, déterminer le nombre de lests permettant de réaliser toutes les mesures d'inertie et garantissant un fonctionnement correct de la table de mesure.

II.1 Mise en contexte du problème

Lorsque la table de mesure est mise sous pression (2 bars), le plateau oscillant doit se détacher totalement du bâti de la table de mesure comme indiqué sur la Figure 7.

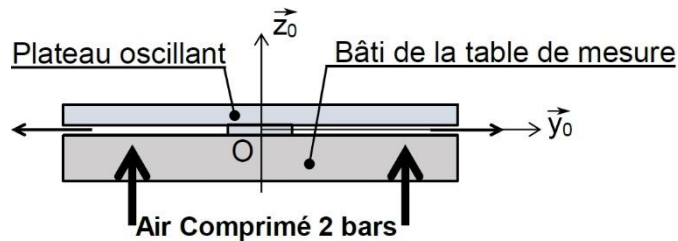


Figure 7 - Table de mesure en fonctionnement correct

Si le positionneur (chargé ou non) n'est pas équilibré statiquement c'est-à-dire si le centre d'inertie du positionneur (chargé ou non) n'est pas sur l'axe d'oscillation (O, \vec{z}_0) , un moment résiduel autour de l'axe (O, \vec{x}_0) subsiste et provoque le basculement du plateau oscillant. Si le moment résiduel est supérieur à $1600 \text{ N} \cdot \text{m}$, il y a alors contact entre le plateau oscillant et le bâti. Cela détériore la table de mesure et fausse la mesure de la période d'oscillation puisqu'il y a frottement entre la partie fixe et la partie mobile de la table de mesure.

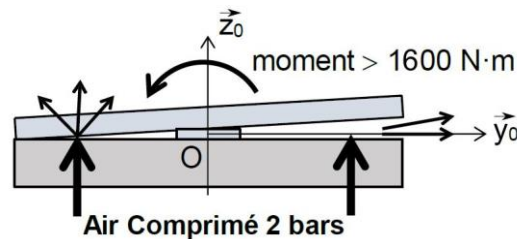
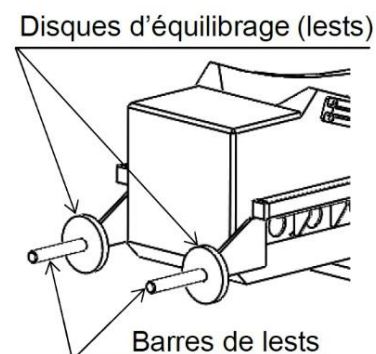


Figure 8 - Table de mesure en défaut à cause d'un trop grand moment résiduel

Le moment résiduel par rapport à l'axe (O, \vec{x}_0) de la table de mesure doit donc être maîtrisé. Ce moment résiduel évolue en fonction de la position DY du site secondaire.

Des lests d'équilibrage permettent alors de limiter le moment résiduel par rapport à l'axe (O, \vec{x}_0) . Ces lests sont constitués de disques d'équilibrage disposés par paires sur chaque barre de lests en fonction des positions données par le déplacement DY .



II.2 Procédure de calcul du nombre de lests

Afin de déterminer correctement l'inertie $I_{\text{satellite}}$ du satellite autour de l'axe (O, \vec{z}_0) , le nombre de lests doit être le même pour l'essai à vide et l'essai en charge. Il est donc nécessaire de trouver un compromis entre le nombre de lests à vide et le nombre de lests en charge pour garantir un fonctionnement correct de la table de mesure tout au long de l'essai.

Une procédure a été définie pour calculer un nombre moyen de lests. Les étapes de cette procédure sont les suivantes :

1. Calcul du nombre de lests en charge : détermination du moment résiduel en charge MR_c et du nombre de lests en charge n_c nécessaires pour équilibrer statiquement l'ensemble (Positionneur + Satellite) en fonction du déplacement DY ;
2. Calcul du nombre de lests à vide : détermination du moment résiduel à vide MR_v et du nombre de lests à vide nécessaires n_v pour équilibrer statiquement le positionneur seul en fonction du déplacement DY ;
3. Détermination du nombre moyen de lests n_{moy} qui sera retenu pour réaliser les essais.

$$n_{moy} = \frac{n_c + n_v}{2}$$

La différence entre le nombre de lests à vide n_v (ou en charge n_c) et le nombre moyen de lests n_{moy} permet de déterminer le moment résiduel MR_v pour l'essai à vide (MR_c pour l'essai en charge) qui ne devra jamais dépasser $1600 \text{ N} \cdot \text{m}$.

$$\begin{aligned} -1500 \text{ N} \cdot \text{m} < MR_v < 1600 \text{ N} \cdot \text{m} \\ -1500 \text{ N} \cdot \text{m} < MR_c < 1600 \text{ N} \cdot \text{m} \end{aligned}$$

II.3 Configuration en charge

Un satellite de taille maximale ($Z_G = 2500 \text{ mm}$) est placé sur le positionneur. La position d'équilibre étudiée pour la configuration en charge est celle décrite par la Figure 9 sur laquelle toutes les dimensions sont en mm . L'ensemble formé par S_0 , S_1 , S_2 et les lests est appelé S .

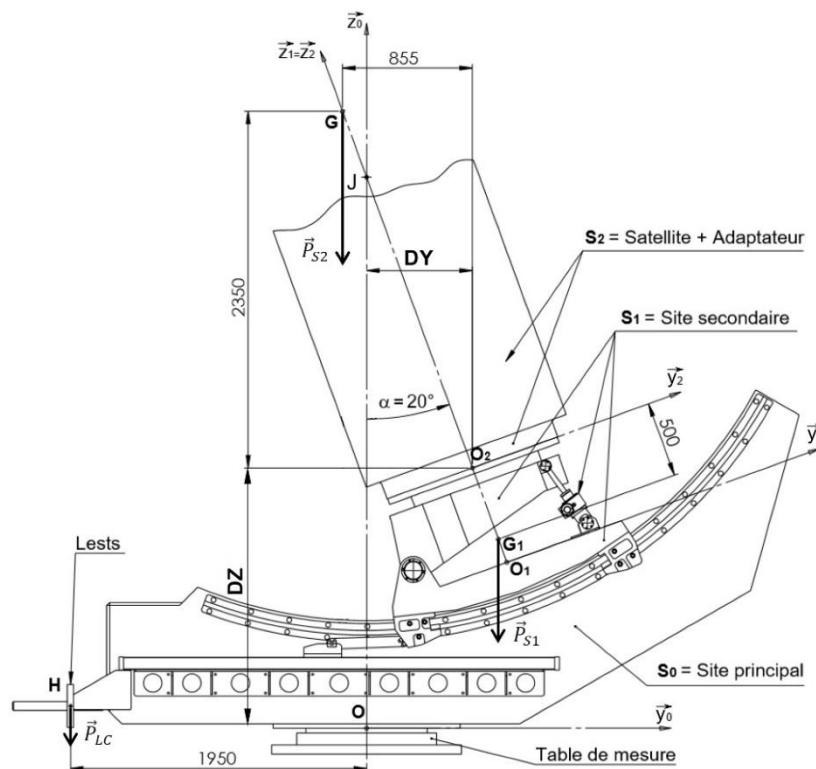


Figure 9 – Position d'équilibre étudiée pour la configuration en charge.

Le repère $\mathcal{R}_0(O, \vec{x}_0, \vec{y}_0, \vec{z}_0)$ est un repère supposé galiléen lié au sol.

La position de O_2 dans \mathcal{R}_0 est donnée par :

$$\overrightarrow{OO_2} = DY \cdot \vec{y}_0 + DZ \cdot \vec{z}_0$$

Les caractéristiques inertielles des différentes pièces sont données :

- Site principal \mathbf{S}_0 :
 - Masse : $m_0 = 900 \text{ kg}$
 - Centre d'inertie : G_0 avec $\overrightarrow{OG_0} = h \cdot \vec{z}_0$
- Site secondaire \mathbf{S}_1 :
 - Masse : $m_1 = 600 \text{ kg}$
 - Centre d'inertie : G_1 avec

$$\overrightarrow{O_2G_1} = -500 \cdot \vec{z}_2 = 500 \cdot \sin \alpha \cdot \vec{y}_0 - 500 \cdot \cos \alpha \cdot \vec{z}_0$$
- Satellite + Adaptateur \mathbf{S}_2 :
 - Masse : $m_2 = 3\,200 \text{ kg}$
 - Centre d'inertie : G avec $\overrightarrow{O_2G} = 2\,500 \cdot \vec{z}_2 = -855 \cdot \vec{y}_0 + 2530 \cdot \vec{z}_0$
- Lests :
 - Masse d'un lest : $m_L = 20 \text{ kg}$
 - Centre d'inertie des lests : H avec $\overrightarrow{OH} = -1950 \cdot \vec{y}_0 - 170 \cdot \vec{z}_0$

Des torseurs d'actions mécaniques sont donnés :

- Action de la pesanteur sur les n_c lests utilisés dans la configuration en charge :
 - En H : $\{\mathcal{T}(pes \rightarrow Lests)\} = \{-n_c \cdot m_L \cdot g \cdot \vec{z}_0 \quad \vec{0}\}_H$
- Action mécanique de l'air sur le plateau tournant de la table de mesure lié à \mathbf{S}_0 :
 - En O : $\{\mathcal{T}(air : sol \rightarrow S_0)\} = \{F_p \cdot \vec{z}_0 \quad \vec{0}\}_O$
- Action mécanique du socle de la table de mesure sur le plateau tournant de la table de mesure lié à \mathbf{S}_0 :
 - En O : $\{\mathcal{T}(socle \rightarrow S_0)\} = \{\vec{0} \quad C_\theta \cdot \vec{z}_0\}_O$

L'accélération de la pesanteur est notée $\vec{g} = -g \cdot \vec{z}_0$ avec $g = 10 \text{ m} \cdot \text{s}^{-2}$.

Sur la Figure 9, les vecteurs \vec{P}_{S1} , \vec{P}_{S2} et \vec{P}_{LC} modélisent les actions de la pesanteur sur, respectivement, \mathbf{S}_1 , \mathbf{S}_2 et les **lests**.

Q1. Isoler l'ensemble \mathbf{S} , appliquer le Théorème du Moment Statique en O en projection selon \vec{x}_0 et montrer que le nombre de lests n_c nécessaires pour avoir équilibre pour la position en charge s'exprime par :

$$-38000 \cdot DY + 26334 + 390 \cdot n_c = 0 \quad \text{en } N \cdot m$$

Lors de l'essai en charge, le centre d'inertie G du satellite est d'abord placé « à gauche » de l'axe d'oscillation ($\overrightarrow{OG} \cdot \vec{y}_0 < 0$) puis est progressivement rapproché de l'axe d'oscillation jusqu'à le dépasser légèrement ($\overrightarrow{OG} \cdot \vec{y}_0 > 0$).

Sur la Figure 10, la position 1 (première position de l'essai en charge) et la position 2 (avant dernière position de l'essai en charge) sont données ci-dessous avec leurs caractéristiques.

Dans la position 1 aucun lest n'est utilisé pour équilibrer l'ensemble \mathbf{S} .

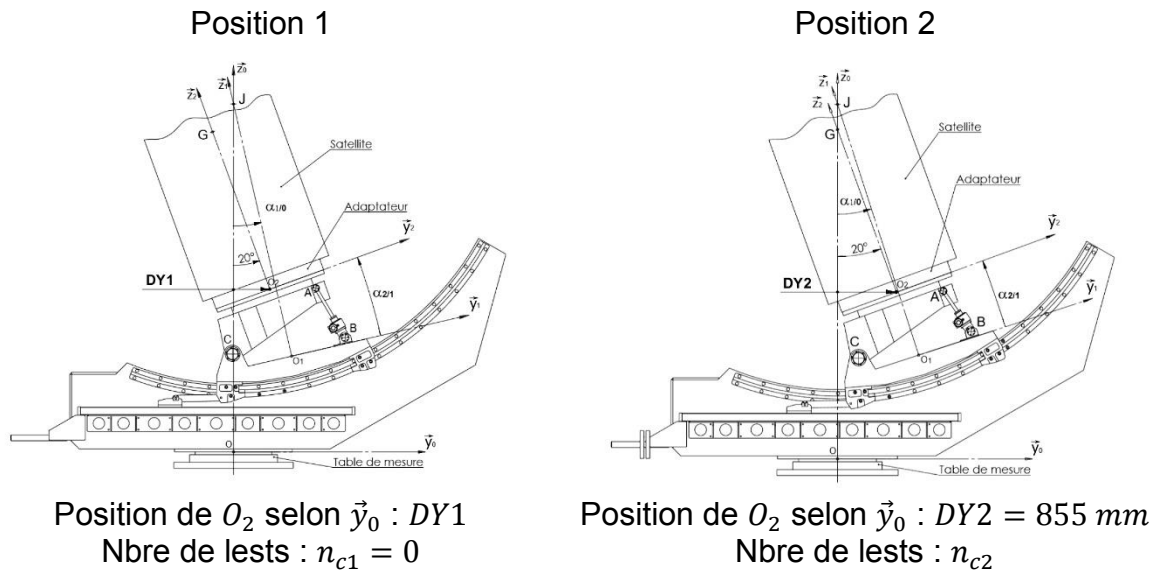


Figure 10- Deux positions de l'essai en charge

Q2. Exprimer puis calculer $DY1$.

Q3. Exprimer puis calculer le nombre de lests n_{c2} .

II.4 Configuration à vide

Dans cette configuration l'ensemble $S_2 = \{\text{satellite} + \text{adaptateur}\}$ est retiré de l'ensemble S pour réaliser les mesures d'inertie à vide. La position d'équilibre étudiée pour la configuration à vide est celle décrite par la Figure 11 sur laquelle toutes les dimensions sont en mm . L'ensemble formé par S_0 , S_1 et les lests est appelé S_{vide} .

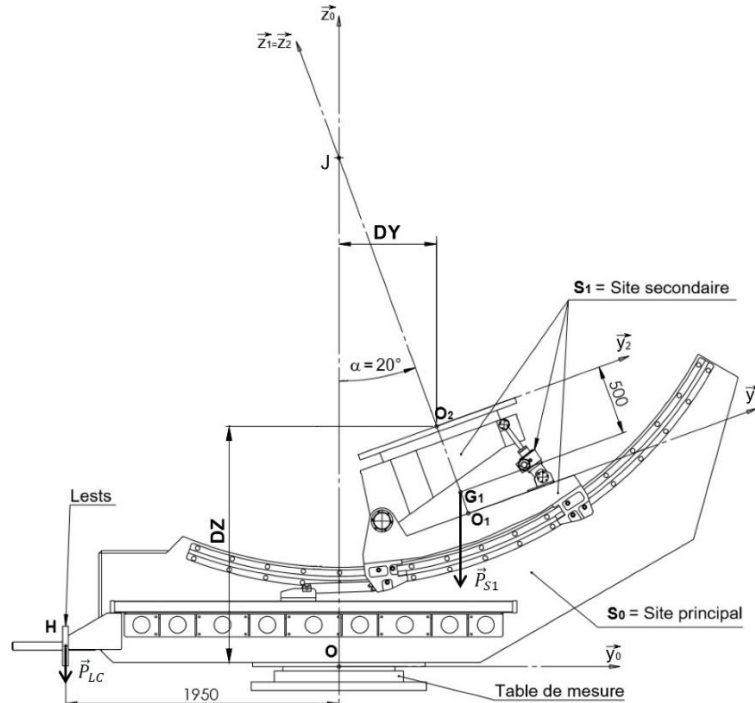


Figure 11 – Position d'équilibre étudiée pour la configuration à vide.

Q4. Montrer que le nombre de lests n_v nécessaires pour avoir équilibre pour la position à vide de la Figure 11 et la distance DY sont liés par :

$$-6000 \cdot DY + 1026 + 390 \cdot n_v = 0 \text{ en } N \cdot m$$

Lors de l'essai à vide, le site secondaire reprend toutes les positions prises lors de l'essai en charge.

Sur la Figure 11, la position 1 (première position de l'essai à vide identique à la première position en charge) et la position 2 (avant dernière position de l'essai à vide identique à l'avant dernière position de l'essai en charge) sont données ci-dessous avec leurs caractéristiques.

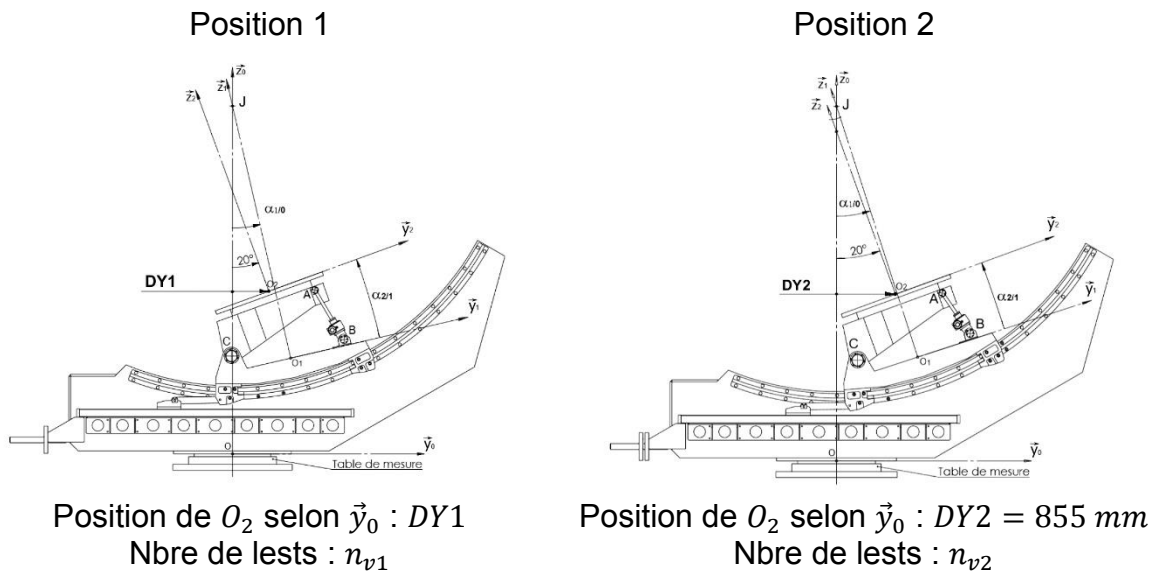


Figure 12 – Deux positions de l'essai à vide

Remarque : la position 1 de l'essai à vide étant identique à la position 1 de l'essai en charge, la valeur de $DY1$ est la même pour l'essai à vide et l'essai en charge.

Q5. Exprimer puis calculer le nombre de lests n_{v1} .

Q6. Exprimer puis calculer le nombre de lests n_{v2} .

II.5 Vérification du moment résiduel en charge et à vide

Q7. Exprimer puis calculer le nombre moyen de lests n_{moy1} qui seront utilisés lorsque le positionneur sera dans la position 1 en charge et à vide :

$$n_{moy1} = \frac{n_{c1} + n_{v1}}{2}$$

Q8. Exprimer le moment résiduel que va engendrer l'utilisation de n_{moy1} lests dans la position 1.

Q9. Exprimer puis calculer le nombre moyen de lests n_{moy2} qui seront utilisés lorsque le positionneur sera dans la position 2 en charge et à vide :

$$n_{moy2} = \frac{n_{c2} + n_{v2}}{2}$$

Q10. Exprimer le moment résiduel que va engendrer l'utilisation de n_{moy2} lests dans la position 2.

Q11. Conclure sur le bon fonctionnement de la table de mesure.

III. VALIDATION DE L'EXIGENCE 13 : « POSITIONNEMENT HORIZONTAL »

Objectif : vérifier que le positionneur est capable d'effectuer des essais pour des satellites dont la position du centre d'inertie est telle que : $1500 \text{ mm} < Z_G < 2500 \text{ mm}$.

III.1 Essai pour mesure des coordonnées du centre d'inertie

L'essai permettant d'obtenir les coordonnées du centre d'inertie doit s'effectuer avec un angle $\alpha = (\vec{y}_0, \vec{y}_2) = (\vec{z}_0, \vec{z}_2) = 20^\circ$.

La relation $\alpha = \alpha_{1/0} + \alpha_{2/1}$ et les plages de variation des angles $-2,7^\circ < \alpha_{1/0} < +42^\circ$ et $-7^\circ < \alpha_{2/1} < +7^\circ$ conduisent aux deux combinaisons possibles suivantes pour assurer $\alpha = 20^\circ$:

- $\alpha_{1/0} = +27^\circ$; $\alpha_{2/1} = -7^\circ$
- $\alpha_{1/0} = +13^\circ$; $\alpha_{2/1} = +7^\circ$

Ces deux combinaisons sont illustrées sur la Figure 13 et la Figure 14.

Dans le premier cas (Figure 13), la distance DY est maximale. Elle est notée $DY \text{ maxi}$ avec $DY \text{ maxi} = 1000 \text{ mm}$.

Dans le second cas (Figure 14), la distance DY est minimale. Elle est notée $DY \text{ mini}$ avec $DY \text{ mini} = 370 \text{ mm}$.

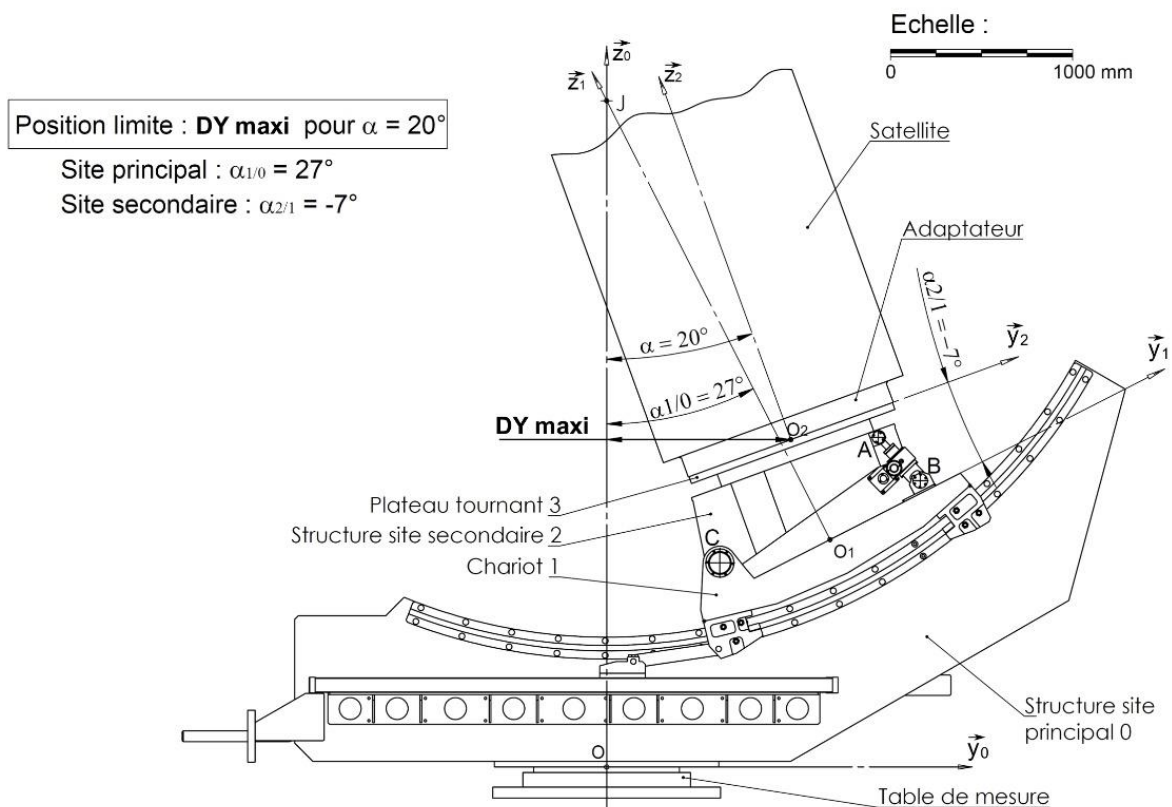


Figure 13 – Première combinaison ($\alpha_{1/0}$; $\alpha_{2/1}$)

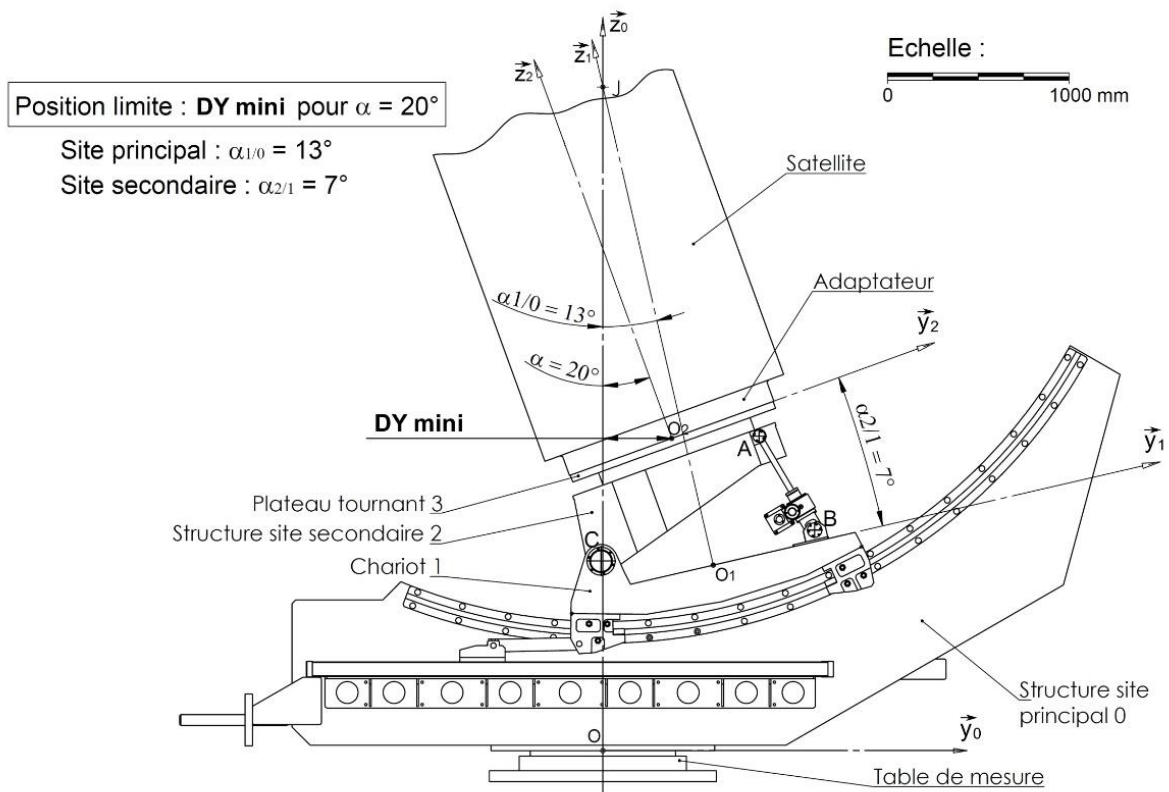


Figure 14 – Seconde combinaison ($\alpha_{1/0}$; $\alpha_{2/1}$)

Si le centre d'inertie G du satellite est supposé sur l'axe (O_2, \vec{z}_2) du référentiel lié au satellite, les coordonnées de G dans le repère $R_2(O_2, \vec{x}_0, \vec{y}_2, \vec{z}_2)$ sont alors $(0; 0; Z_G)$. La situation est alors celle indiquée sur la Figure 15.

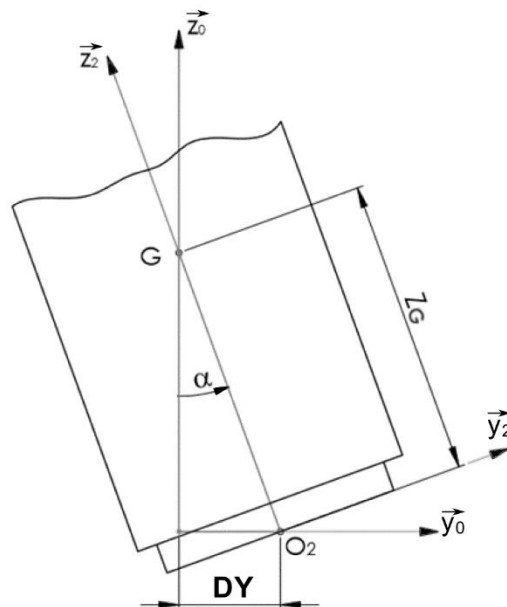


Figure 15 - Position du centre d'inertie dans le référentiel du satellite

La distance DY permettant de placer le centre d'inertie G sur l'axe d'oscillation (O, \vec{z}_0) de la table de mesure est égale à la projection de $\overline{OO_2}$ sur \vec{y}_0 :

$$DY = \overline{OO_2} \cdot \vec{y}_0$$

La coordonnée Z_G du centre d'inertie inclut la hauteur de l'adaptateur qui est utilisé comme interface pour fixer le satellite sur le plateau tournant **3**.

La hauteur de l'adaptateur peut varier de 50 mm à 500 mm ce qui permet dans certaines limites de compenser la position du centre d'inertie sur l'axe (O_2, \vec{z}_2) pour les satellites de faibles dimensions.

Q12. En utilisant la Figure 15, exprimer Z_G en fonction de DY et α .

Q13. En utilisant la Figure 13 et la Figure 14, calculer les valeurs de $Z_{G\text{ maxi}}$ et $Z_{G\text{ mini}}$ associées à $DY\text{ maxi}$ et $DY\text{ mini}$ et consigner les valeurs dans un tableau similaire à celui-ci-dessous.

$\alpha = 20^\circ$	$\alpha_{1/0} = +27^\circ ; \alpha_{2/1} = -7^\circ$	$DY\text{ maxi}$	$Z_{G\text{ maxi}} =$
	$\alpha_{1/0} = +13^\circ ; \alpha_{2/1} = +7^\circ$	$DY\text{ mini}$	$Z_{G\text{ mini}} =$

Q14. Conclure sur le respect de l'exigence 14 du document **DT2**.

Dans la réalité le centre d'inertie G ne se situe pas sur l'axe (O_2, \vec{z}_2) du référentiel lié au satellite. Le concepteur du satellite garantit cependant que les coordonnées X_G et Y_G se situent dans les limites suivantes :

$$-100\text{ mm} < X_G < 100\text{ mm}$$

$$-100\text{ mm} < Y_G < 100\text{ mm}$$

Les coordonnées de G dans le repère $R_2(O_2, \vec{x}_0, \vec{y}_2, \vec{z}_2)$ sont alors $(X_G; Y_G; Z_G)$.

La situation est alors celle indiquée sur la Figure 16.

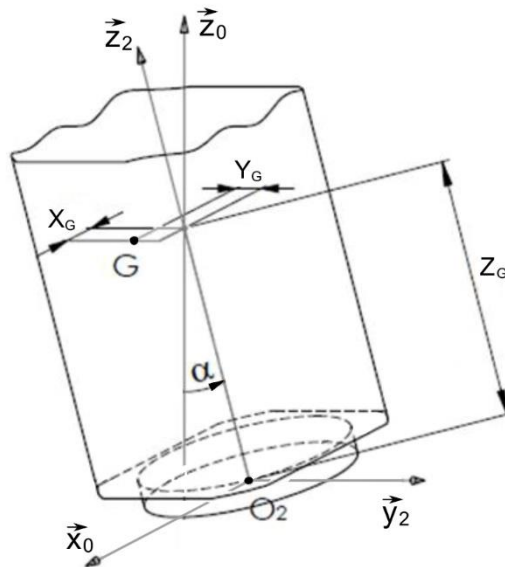


Figure 16 – Coordonnées du centre d'inertie dans le référentiel du satellite

Les deux configurations limites pour parvenir à placer le centre d'inertie G sur l'axe d'oscillation (O, \vec{z}_0) sont indiquées sur la Figure 17.

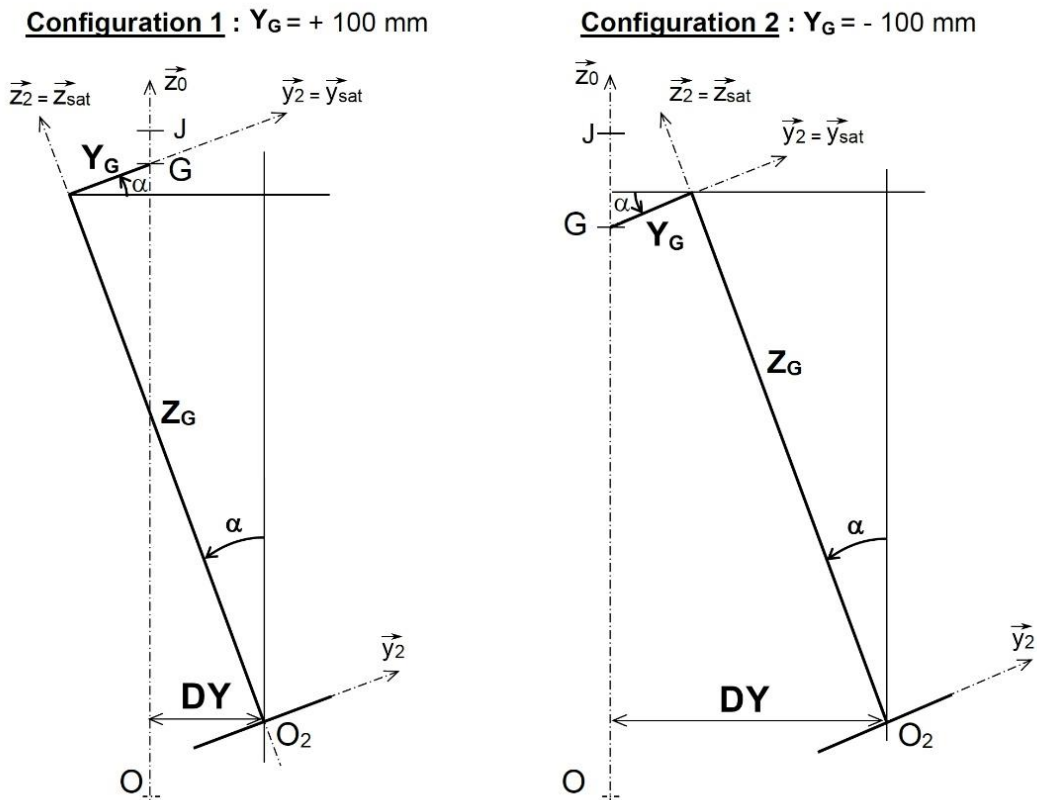


Figure 17 – Configurations limites pour Y_G .

Q15. Exprimer le vecteur $\overrightarrow{O_2G}$ dans le repère $R_2(O_2, \vec{x}_0, \vec{y}_2, \vec{z}_2)$ et montrer que DY , projection de $\overrightarrow{O_2G}$ sur \vec{y}_0 , s'exprime par :

$$DY = \overrightarrow{O_2G} \cdot \vec{y}_0 = -Y_G \cdot \sin \alpha + Z_G \cdot \cos \alpha$$

Q16. En déduire l'expression de Z_G en fonction de DY , Y_G et α .

Q17. Pour la configuration 1 de la Figure 17 ($Y_G = +100 \text{ mm}$), calculer les valeurs de $Z_{G \text{ maxi}}$ et $Z_{G \text{ mini}}$ associées à $DY \text{ maxi}$ et $DY \text{ mini}$.

Q18. Pour la configuration 2 de la Figure 17, calculer les valeurs de $Z_{G \text{ maxi}}$ et $Z_{G \text{ mini}}$ associées à $DY \text{ maxi}$ et $DY \text{ mini}$ et consigner les valeurs dans un tableau similaire à celui-ci-dessous :

$\alpha = 20^\circ$	Configuration 1	$DY \text{ mini}$	$Z_{G \text{ mini } 1} =$
		$DY \text{ maxi}$	$Z_{G \text{ maxi } 1} =$
	Configuration 2	$DY \text{ mini}$	$Z_{G \text{ mini } 2} =$
		$DY \text{ maxi}$	$Z_{G \text{ maxi } 2} =$

Q19. L'exigence 14 du document DT2 est-elle toujours vérifiée ?

IV. ANALYSE DE LA LIAISON CHARIOT 1 / STRUCTURE DU SITE PRINCIPAL 0

Objectif : identifier les conditions géométriques à imposer entre les deux rails (rampes circulaires) afin d'assurer le bon fonctionnement de la liaison.

Une description de la chaîne de puissance permettant la mise en mouvement du site principal **0** est présentée sur la Figure 18.

Le diagramme FAST décrivant la construction de la liaison pivot du chariot **1** par rapport à la structure site principal **0** est donné sur le document réponse **DR2**. L'axe de la liaison pivot du chariot **1** par rapport à la structure site principal **0** est matérialisé par l'axe (J, \vec{x}_0) (voir document réponse **DR1**).

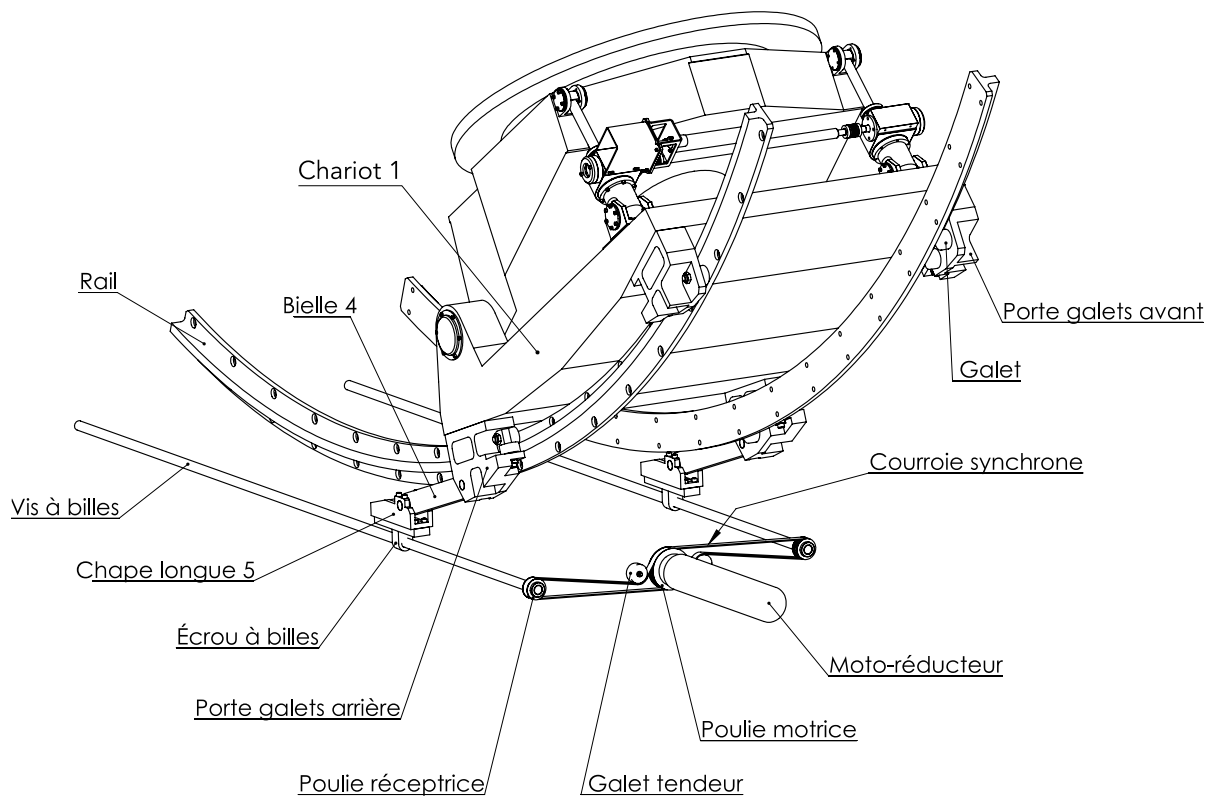


Figure 18 – Éléments constitutifs de la chaîne de puissance du site principal

Q20. À partir de la description proposée sur la Figure 18, compléter le diagramme FAST en énumérant les composants qui participent à la fonction technique FT11.

Q21. Sur le document réponse **DR2**, définir de manière qualitative les conditions géométriques fonctionnelles à mettre en place entre les deux rails pour satisfaire aux exigences de la fonction FT11.

V. VALIDATION DE LA COURSE DU MODULE LINEAIRE

À l'issue de la conception préliminaire, le concepteur a fait le choix d'une unité linéaire KINETIC Type MLK15 (diamètre nominal $d = 20$ mm ; pas $p = 5$ mm ; course 2500 mm) pour participer à la fonction technique FT12 (voir FAST du **DR2**).

Objectif : vérifier que la course du module linéaire choisi permet d'assurer l'inclinaison souhaitée du site secondaire : $-42^\circ \leq \alpha_{1/0} \leq +2,7^\circ$.

La cinématique du mécanisme de transmission est présentée sur la Figure 19.

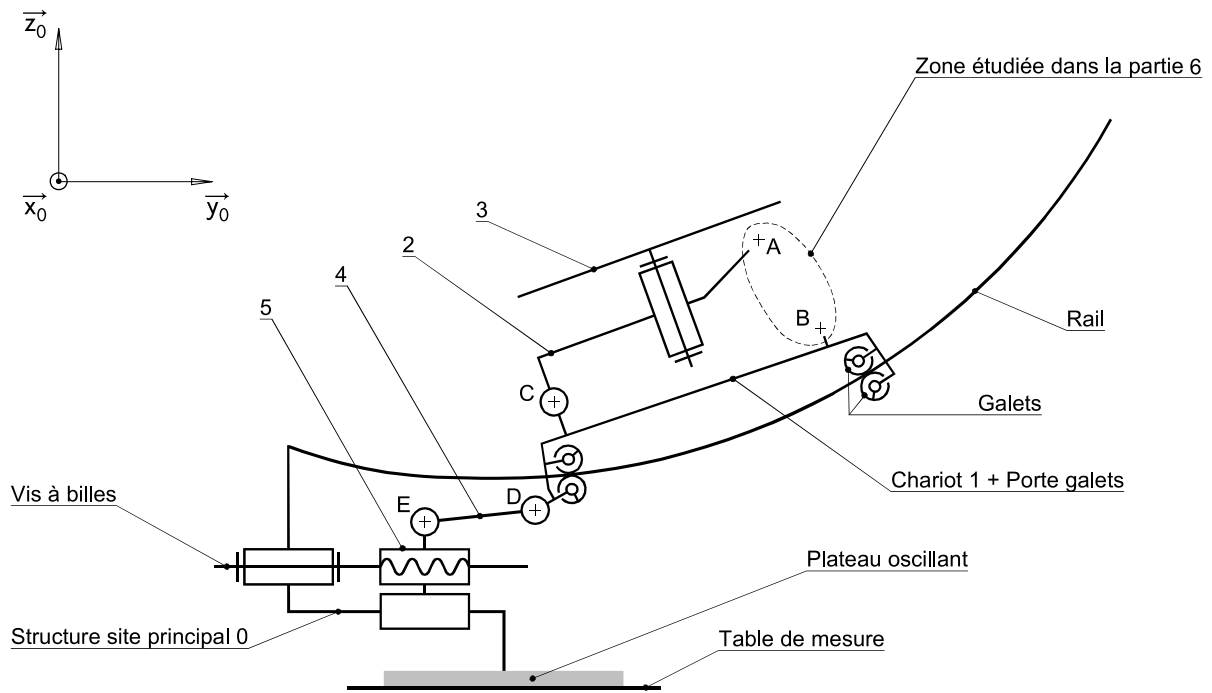


Figure 19 – Schéma cinématique du la chaîne de puissance du site principal

Une épure du système est donnée sur le document réponse **DR3** dans une position limite angulaire du chariot **1** par rapport à la structure du site principal **0** : $\alpha_{1/0} = 2,7^\circ$. Le site secondaire est lui au repos dans la position médiane : $\|\overline{AB}\| = cste$ et $\alpha_{2/1} = 0^\circ$.

Q22. Sur le document réponse **DR3**, en considérant uniquement le mouvement du site principal, représenter la position des centres de liaison **D** et **E** pour la position limite $\alpha_{1/0} = -42^\circ$.

Q23. Sur le document réponse **DR3**, mesurer la course utile de la chape longue **5** dans son mouvement par rapport au site principal **0**. Conclure sur le choix de l'unité linéaire pour garantir la course nécessaire.

VI. DIMENSIONNEMENT DES ACTIONNEURS DU SITE SECONDAIRE

A l'issue de la conception préliminaire, le concepteur a choisi comme actionneurs deux vérins à vis **{6+7+8}** associés à un servo-réducteur **11** pour mouvoir le site secondaire **2** par rapport au chariot **1**.

Objectif : valider le choix des vérins à vis **{6+7+8}** et celui du motoréducteur pour assurer la transmission de la puissance.

VI.1 Modélisation du site secondaire

Les deux vérins à vis sont actionnés par un seul moteur et synchronisés par une barre d'accouplement. Le dessin d'ensemble d'un vérin à vis du site secondaire est donné sur le document technique **DT4**.

La liaison entre le chariot **1** et la structure du site secondaire **2** est réalisée par des roulements à billes à contact oblique montés par paires et en opposition.

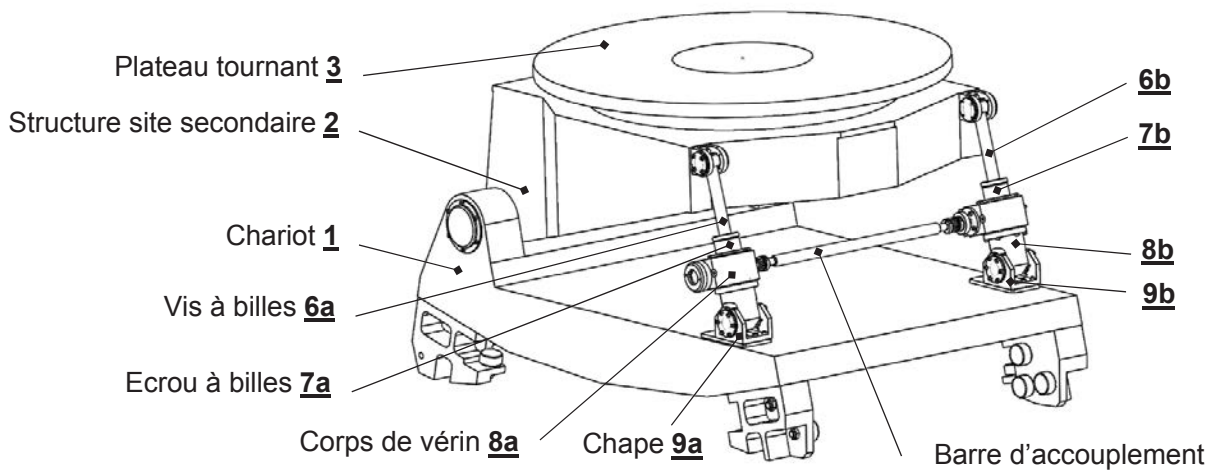


Figure 20 – Éléments constitutifs de la chaîne de puissance du site secondaire

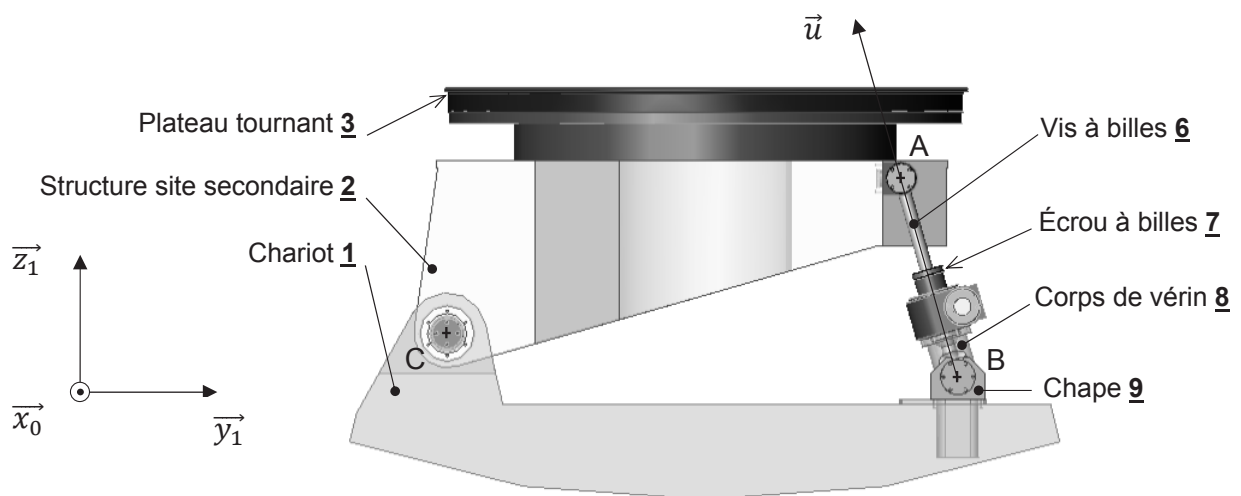


Figure 21 – Schématisation plane du site secondaire

Q24. Sur le document réponse **DR4**, compléter le graphe des liaisons.

Q25. Sur le document réponse **DR4**, tracer le schéma cinématique plan correspondant à la vue de la Figure 21.

Q26. Déterminer le degré d'hyperstatisme du mécanisme d'inclinaison du site secondaire.

Q27. Proposer une ou plusieurs modifications permettant de rendre le mécanisme isostatique. Le mécanisme modifié doit conserver une cinématique identique.

VI.2 Dimensionnement des vis à billes 6+7

Objectif : déterminer les efforts au niveau des vérins à vis dans la position la plus défavorable puis de choisir une référence de vis à billes.

L'ensemble $\{E\} = \{S_2 = \{\text{satellite} + \text{adaptateur}\} + \text{Structure site secondaire } 2 + \text{Plateau } 3\}$ est représenté sur le document réponse **DR5** dans la position d'équilibre la plus défavorable (inclinaison maximale du satellite = -42°).

Données :

- masse de S_2 , $m_{S_2} = 3200 \text{ kg}$,
- poids de S_2 , $\|\vec{P}_{S_2}\| \approx 32000 \text{ N}$ appliqué au centre de gravité G.

Hypothèses :

- liaisons supposées parfaites ;
- l'ensemble $\{E\}$ est considéré comme symétrique. La résolution s'effectue dans le plan $(C, \vec{y}_0, \vec{z}_0)$;
- l'influence du poids de la structure site secondaire 2 et du plateau tournant 3 est négligée devant celle du satellite.

Q28. En vous appuyant sur le document réponse **DR5**, isoler l'ensemble vérin $\{V\} = \{\underline{6}$; 7 ; 8 $\}$. Rechercher la direction de l'effort de la vis à billes 6 sur la structure site secondaire 2. Justifier votre réponse en donnant l'énoncé du théorème utilisé.

Q29. Sur le document réponse **DR5**, isoler l'ensemble $\{E\} = \{S_2 = \{\text{satellite} + \text{adaptateur}\} + \text{Structure } \underline{2} \text{ du site secondaire} + \text{Plateau } \underline{3}\}$. Compléter le tableau du bilan des actions mécaniques et déterminer graphiquement les résultantes des forces en appliquant le principe fondamental de la statique.

Q30. En tenant compte de la symétrie de l'ensemble $\{E\}$, déterminer la valeur de l'effort supporté par chaque vis à billes 6.

Hypothèses :

- l'effort déterminé à la question précédente est assimilé à la charge maximale de sécurité ;
- le constructeur préconise une charge maximale de sécurité limitée à 67% de la charge statique de base C_{0a} .

Q31. Sur feuille de copie, calculer la charge statique de base C_{0a} . Dans le tableau du document technique **DT5.1**, choisir une vis à billes de pas $P_h = 5$ mm et à jeu axial réduit, indiquer sa désignation. Expliquer l'intérêt de retenir un pas de 5 mm plutôt qu'un pas de 10 mm.

VI.3 Choix de la motorisation du site secondaire

Objectif : choisir un servo-réducteur pour entraîner les vérins à vis à billes.

Le mécanisme du site secondaire est mis en mouvement grâce à un servo-réducteur qui entraîne par l'intermédiaire d'un système poulies-courroie et d'une barre d'accouplement, la rotation des écrous à billes des vérins (voir Figure 22).

Q32. À l'aide du document technique **DT5.2**, montrer que le rendement direct théorique de la vis à billes déterminée dans la partie précédente est égal à 0,897.

Une schématisation simplifiée de la chaîne de puissance du site secondaire est présentée sur la Figure 23.

Données :

- relation entre l'effort normal $F_{7 \rightarrow 6}$ et le couple transmis $C_{7 \rightarrow 6}$ dans la liaison hélicoïdale supposée parfaite :
$$C_{7 \rightarrow 6} = \pm \frac{P}{2\pi} F_{7 \rightarrow 6} \quad (+ \text{ pas à droite ; } - \text{ pas à gauche})$$
- charge maximale retenue pour chaque vis à billes : 2500 daN.

Hypothèse :

- les effets dynamiques sont négligées devant les efforts mis en jeu.

Q33. En tenant compte de l'hypothèse précédente et du rendement déterminé à la question Q32, calculer le couple $C_{7 \rightarrow 6}$ transmis par chaque écrou à billes 7 sur chaque vis à billes 6.

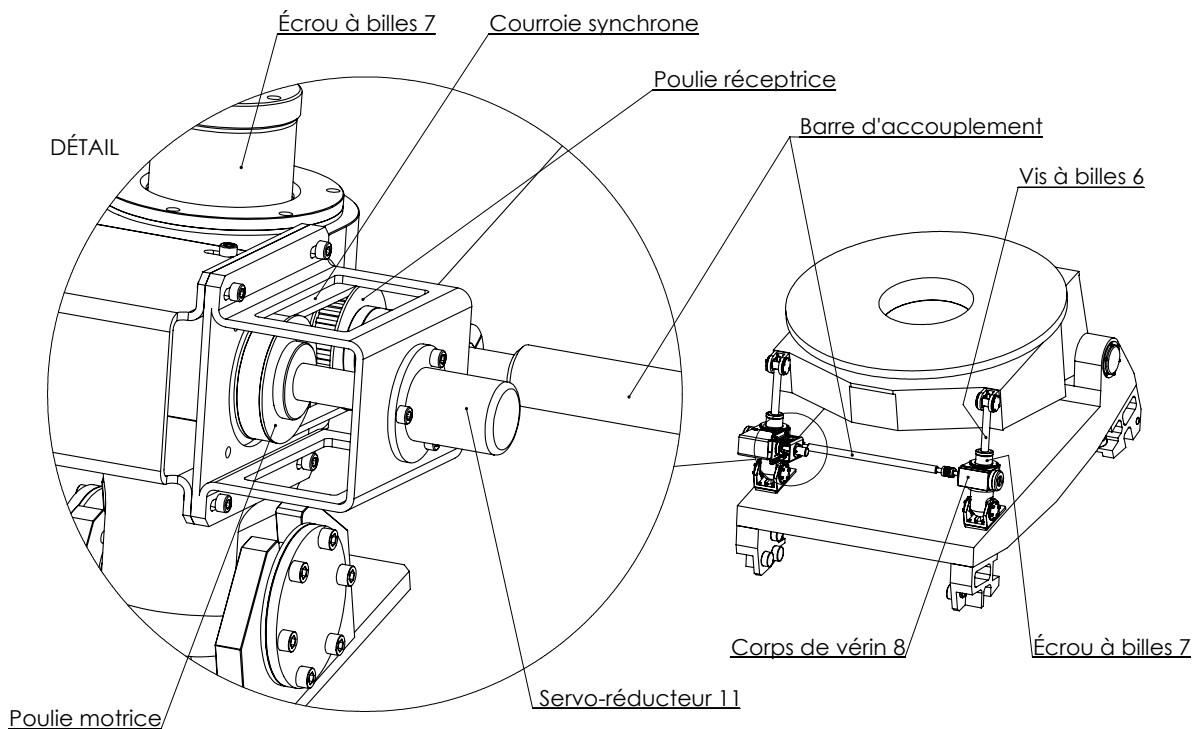


Figure 22 – Schéma de principe de la transmission de puissance du site secondaire

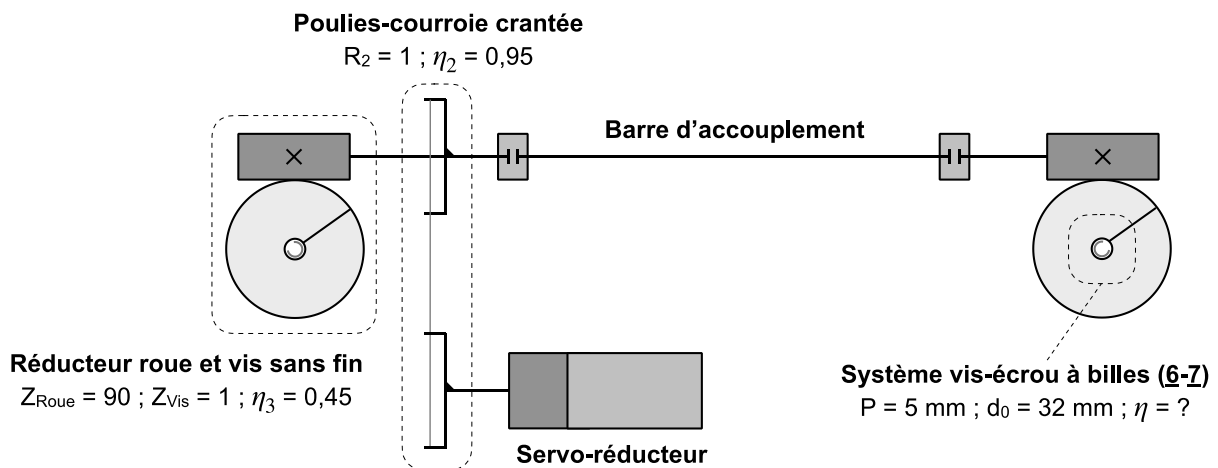


Figure 23 – Schéma de principe de la transmission de puissance du site secondaire

Q34. En vous appuyant sur la Figure 23, déterminer l'expression littérale du couple du servo-réducteur C_m en fonction du couple sur l'écrou à billes $C_{7 \rightarrow 6}$. Calculer sa valeur numérique.

Le mouvement du positionneur de satellite impose une vitesse minimum de déplacement de la vis à billes 6 par rapport à l'écrou 7 égale à $0,5 \text{ mm}\cdot\text{s}^{-1}$.

Q35. Calculer la vitesse de rotation minimum requise en sortie du servo-réducteur. A l'aide du document technique **DT6**, choisir un servo-réducteur et indiquer sa référence.

VI.4 Dimensionnement des chapes 9a et 9b

Objectif : valider un choix de matériau pour la réalisation des chapes 9a et 9b.

Les chapes 9a et 9b sont positionnées entre le châssis du chariot 1 et les corps de vérins 8a et 8b (voir figures Figure 20 et Figure 21). Elles doivent assurer le guidage en rotation des corps de vérin par rapport au chariot 1 et résister aux efforts transmis par l'intermédiaire de la vis à billes.

Afin de valider le dimensionnement des deux chapes, une simulation numérique par éléments finis a été réalisée dans la configuration de chargement maximum. Les résultats sont présentés sur la Figure 24.

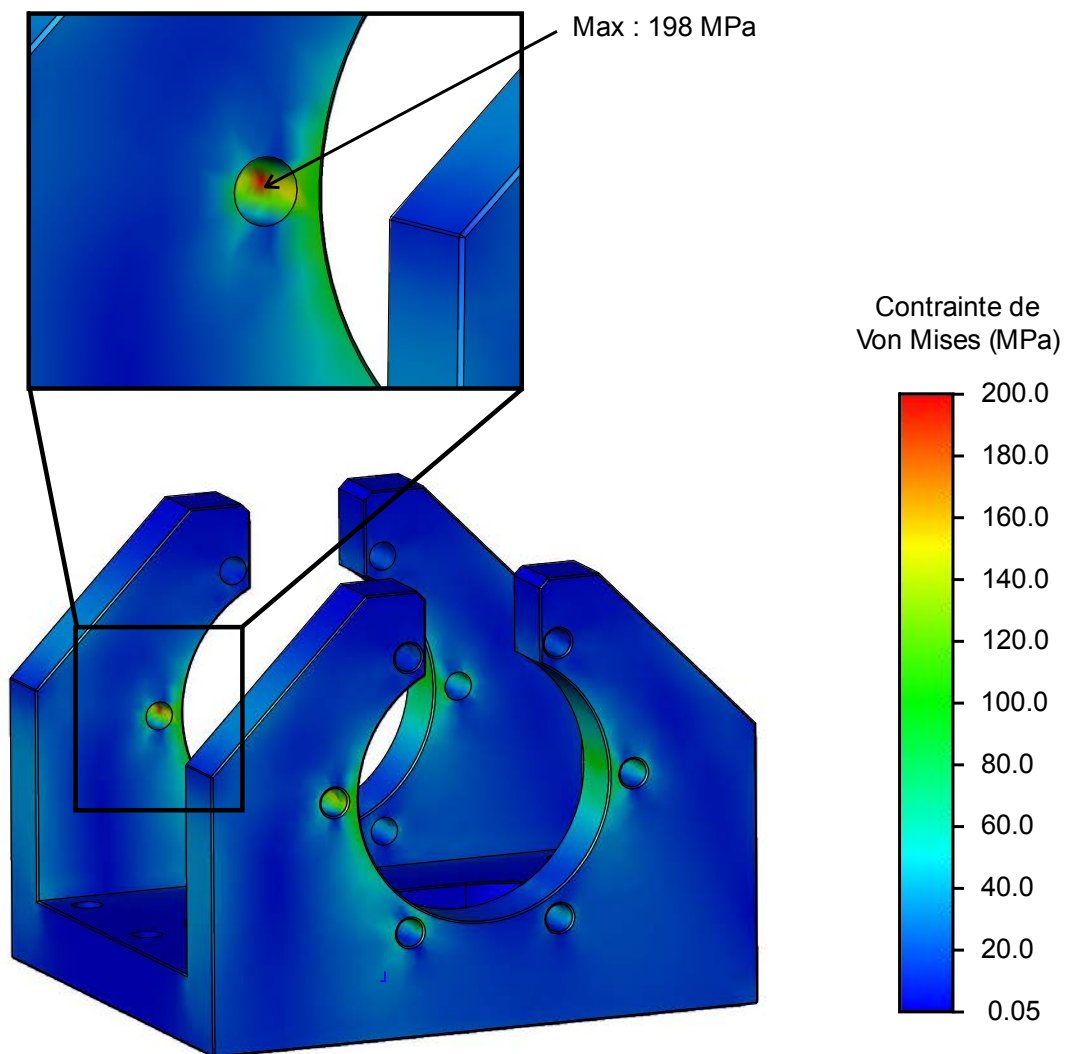


Figure 24 – Répartition des contraintes de Von Mises dans la chape sous chargement maximum

Q36. À l'aide du diagramme d'Ashby fourni sur le document réponse **DR6** proposer un choix de matériau compatible avec les résultats de la Figure 24 afin que les chapes 9a et 9b restent sollicitées dans le domaine élastique. Justifier également ce choix vis-à-vis du triptyque produit-procédé-matériau.

VII. CONCEPTION DE LA LIAISON PIVOT ENTRE LA STRUCTURE DU SITE SECONDAIRE 2 ET LE CHARIOT 1

Objectif : concevoir et dimensionner la liaison pivot entre la structure du site secondaire et le chariot.

À ce stade de la conception, la disposition constructive envisagée est définie par le croquis de la Figure 25. La liaison pivot comporte quatre roulements à rouleaux coniques, montés par paire, à chaque extrémité de l'arbre. L'architecture de la liaison est symétrique par rapport au plan nommé (S).

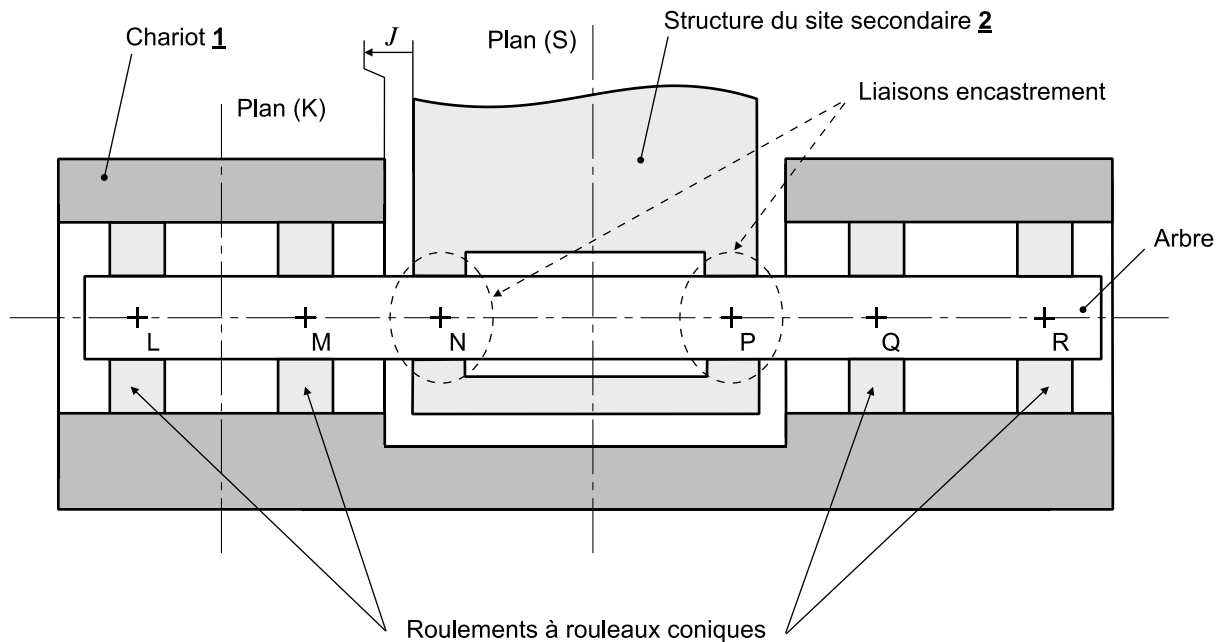


Figure 25 – Croquis de l'architecture envisagée pour la liaison pivot

VII.1 Dimensionnement de l'arbre de la liaison pivot

Objectif : pré-dimensionner la structure de l'arbre de la liaison pivot entre la structure 2 et le chariot 1.

Compte tenu de la géométrie et du matériau envisagé pour la réalisation de l'arbre, l'analyse du dimensionnement est conduite à partir d'une modélisation simplifiée de type poutre. Le modèle retenu est présenté sur la Figure 26.

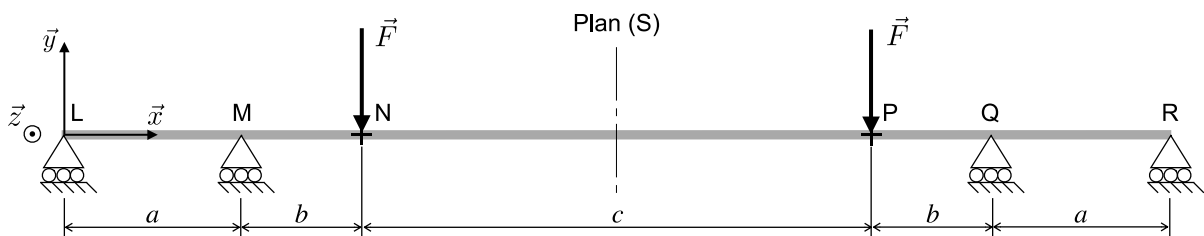


Figure 26 – Modélisation poutre de l'axe de la liaison pivot

Paramètres de l'étude :

- $a = 80 \text{ mm}$; $b = 45,5 \text{ mm}$; $c = 750 \text{ mm}$;
- arbre de section tubulaire : $\phi_{ext} = 70 \text{ mm}$; $\phi_{int} = 50 \text{ mm}$;
- Effort de la structure 2 sur l'axe : $\vec{F} = -F \vec{y}$ avec $F = 35000 \text{ N}$.

Caractéristiques du matériau (alliage d'aluminium 5083) :

- module d'élasticité longitudinal : $E = 70$ GPa ;
- module de cisaillement : $G = 27$ GPa ;
- résistance à la rupture en traction : $R_r = 345$ MPa ;
- limite élastique : $R_e = 270$ MPa ;
- coefficient de sécurité : $s = 2$.

Compte tenu des paramètres de l'étude retenus, le modèle simplifié de la Figure 27 est proposé pour l'analyse du dimensionnement de l'arbre.

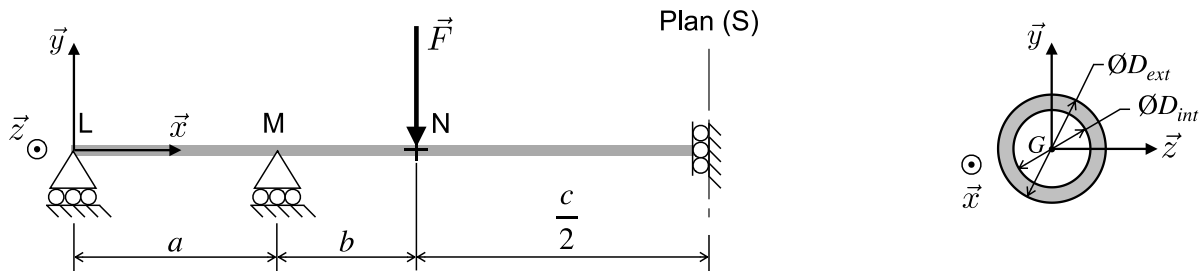


Figure 27 – Modèle poutre simplifié

Q37. Justifier la simplification du modèle de la Figure 26. Indiquer les degrés de liberté bloqués par la condition limite située au niveau du plan (S).

Une simulation numérique du problème de statique a permis de déterminer complètement les efforts appliqués sur l'arbre :

- $\vec{R}_L = \vec{R}_R = -Y_L \vec{y}$; $\vec{R}_M = \vec{R}_Q = Y_M \vec{y}$;
- $Y_L = 19900$ N ; $Y_M = 54900$ N.

Q38. Compte tenu du chargement considéré, déterminer la forme du torseur de cohésion (le calcul des différentes composantes du torseur n'est pas demandé) en tout point de la fibre neutre. Nommer l'état de sollicitations obtenu.

Q39. Déterminer l'expression littérale du moment fléchissant sur le tronçon (LM), puis sur le tronçon (MN).

Q40. Tracer le diagramme du moment fléchissant de l'arbre entre les sections droites (L) et (N). En déduire la valeur du moment fléchissant maximal et l'abscisse de la section la plus sollicitée.

Q41. Rappeler l'expression littérale du moment quadratique $I_{G,z}$ pour la section considérée.

La contrainte normale en un point d'abscisse x et d'ordonnée y s'exprime :

$$\sigma(x, y) = -\frac{M_{fz}(x)}{I_{G,z}} y \quad \forall x \in]0, a + b [; \forall y \in \left[\frac{D_{int}}{2}, \frac{D_{ext}}{2} \right]$$

Q42. Donner l'expression littérale de la contrainte normale maximale puis conclure sur le dimensionnement de l'arbre.

VII.2 Conception de la liaison pivot

La liaison pivot (voir Figure 25) comporte quatre roulements à rouleaux coniques, référence **33214**, montés par paire selon un montage en « O » à chaque extrémité de l'arbre. Cette liaison possède un plan de symétrie noté (S).

La vue en coupe du document réponse **DR7** montre un seul côté de cette liaison. Les deux roulements sont placés symétriquement par rapport au plan (K) (Figure 25).

Q43. Sur la vue prédéfinie du document réponse **DR7**, dessiner aux instruments vos propositions de solution constructive pour la liaison pivot de l'arbre par rapport au chariot 1, en respectant les contraintes suivantes :

- assurer le guidage en rotation et l'implantation de la partie gauche de l'arbre par rapport au chariot **1** à l'aide de deux roulement à rouleaux coniques (référence **33214**).
- prévoir une solution constructive permettant d'assurer le réglage de la précharge du montage de roulement ;
- prévoir un montage en boîtier pour le réglage du jeu *J*. Ce réglage ne doit pas avoir d'influence sur le réglage de la précharge du montage de roulements ;
- les ajustements (indiquer l'annotation « glissant » ou « serré ») et jeux nécessaires au bon fonctionnement du système seront annotés sur le dessin ;
-
- le chapeau (voir document réponse **DR7**) qui protège les roulements de la poussière ne fait pas partie de l'étude ;
- les dimensions des éléments standards de mécanique à utiliser sont données sur les documents techniques **DT7.1** et **DT7.2** ;

Fin de l'épreuve



SESSION 2023

**CAPLP
CONCOURS EXTERNE
ET CAFEP**

Section : GÉNIE MÉCANIQUE

Option : CONSTRUCTION

DOSSIER RÉPONSES

POSITIONNEUR DE SATELLITE

Ce dossier comporte 7 pages.

- DR1 : Essai de mesure des coordonnées du centre d'inertie
- DR2 : Etude de la liaison pivot entre le chariot 1 et la structure du site principal 0
- DR3 : Course maximale du module linéaire
- DR4 : Modélisation des liaisons du site secondaire
- DR5 : Détermination graphique des efforts sur le Site secondaire
- DR6 : Carte de choix des matériaux
- DR7 : Conception de la liaison pivot Structure site secondaire / Chariot

NE RIEN ECRIRE DANS CE CADRE

Document réponse DR1

Mesure de la matrice d'inertie

Inclinaison du satellite $\alpha = 40^\circ$

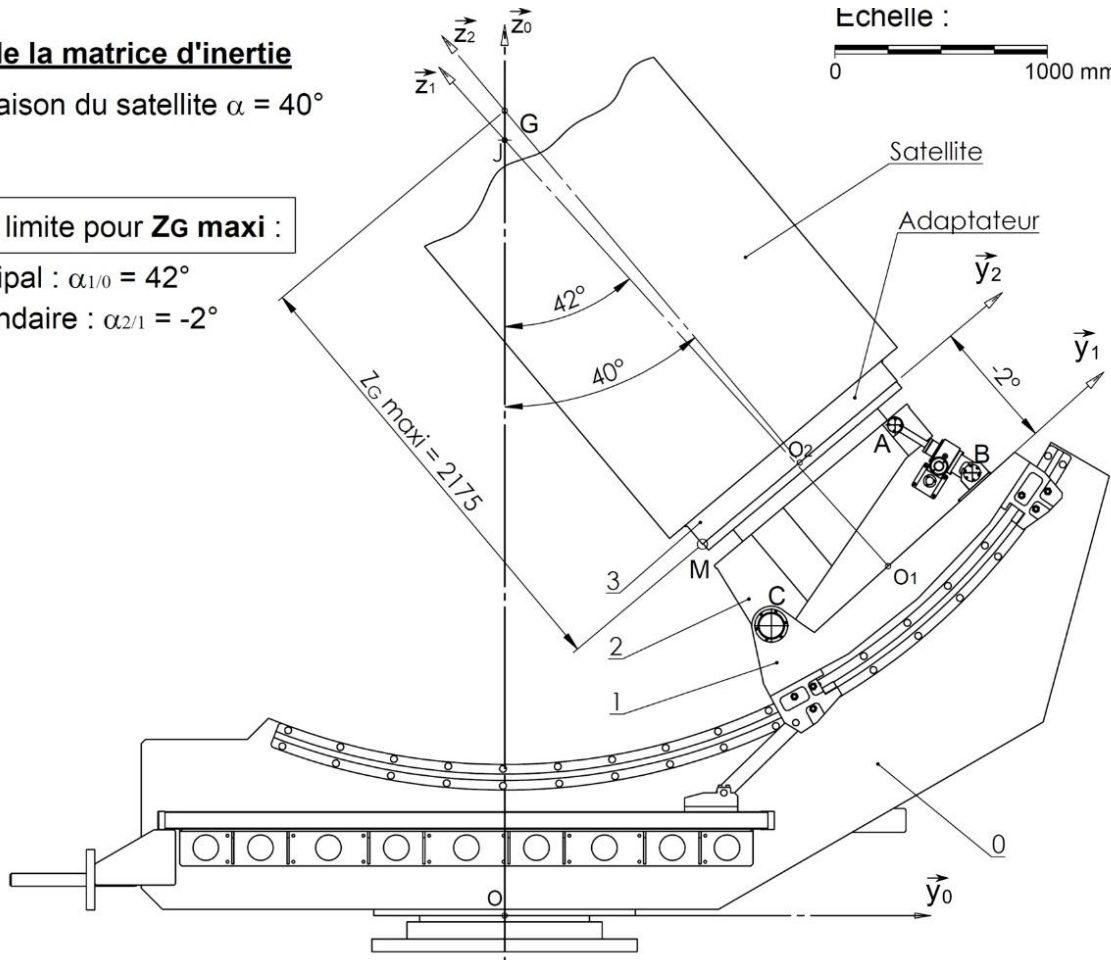
Echelle :



Configuration limite pour **ZG maxi** :

Site principal : $\alpha_{1/0} = 42^\circ$

Site secondaire : $\alpha_{2/1} = -2^\circ$

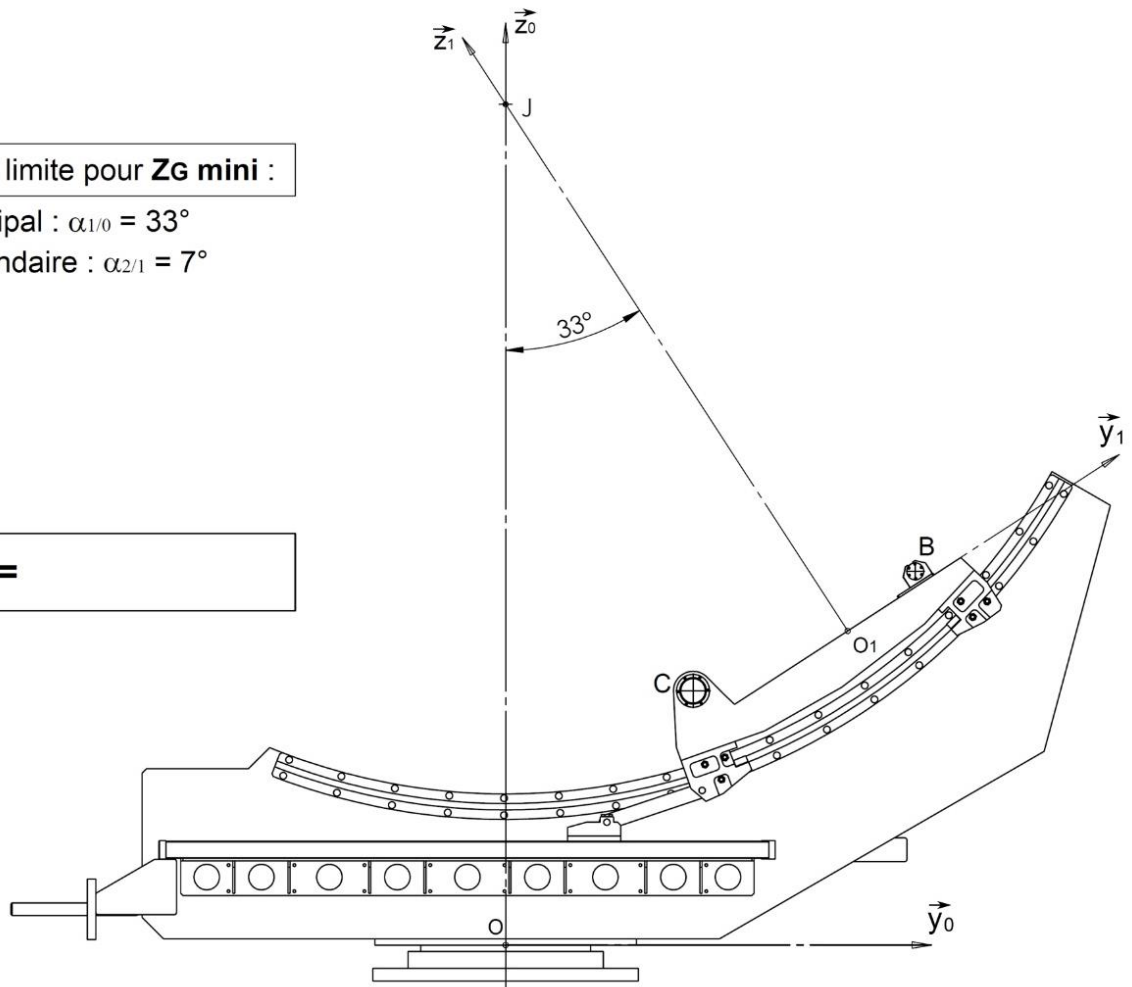


Configuration limite pour **ZG mini** :

Site principal : $\alpha_{1/0} = 33^\circ$

Site secondaire : $\alpha_{2/1} = 7^\circ$

ZG mini =

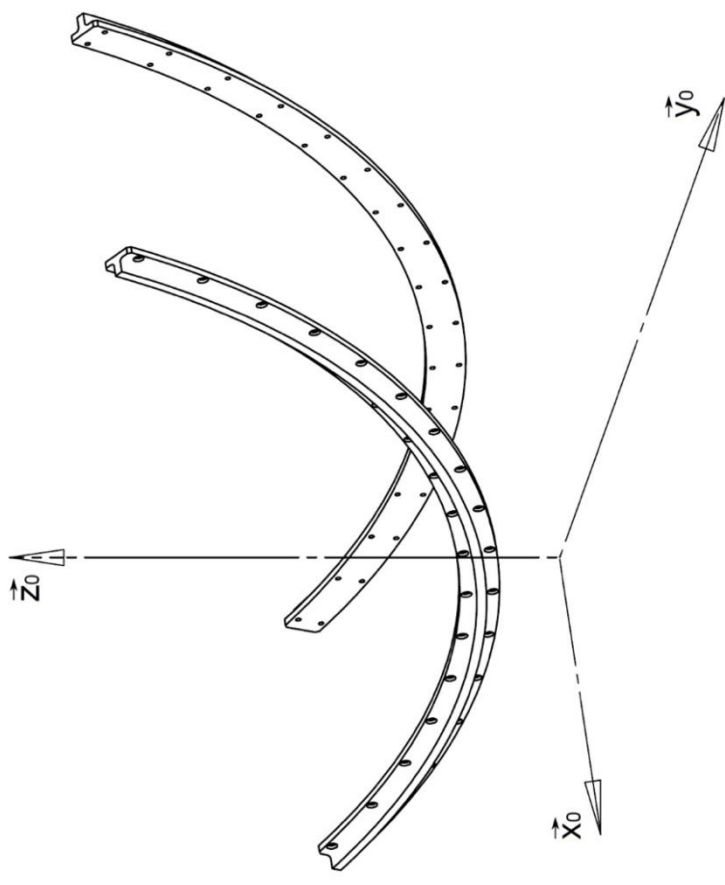
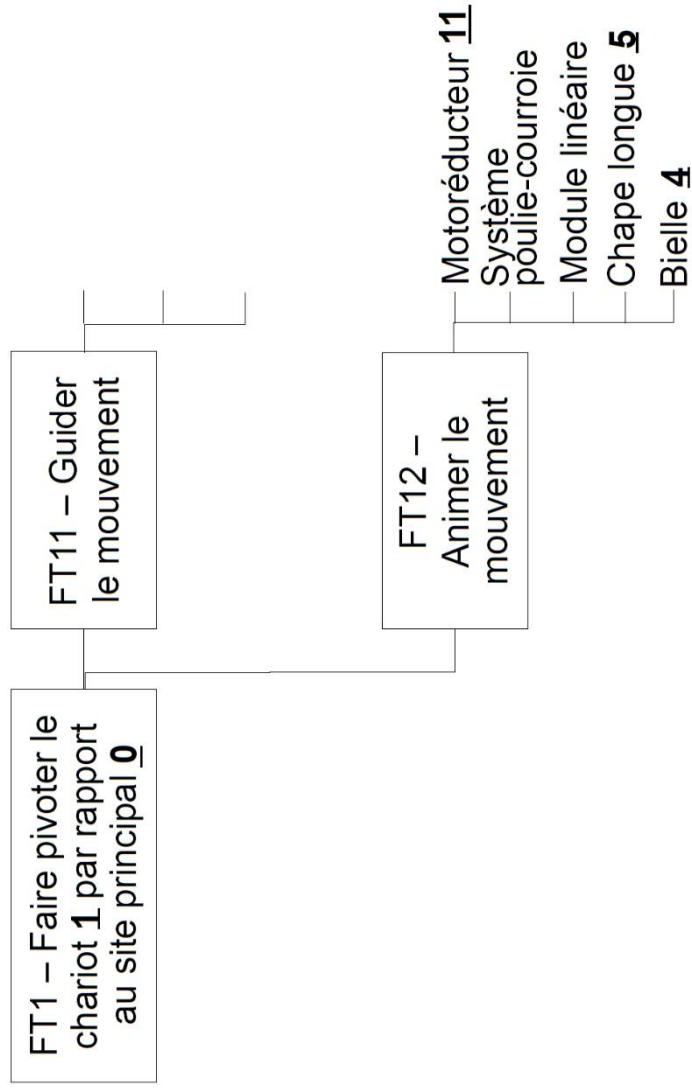


Document réponse DR2

Etude de la liaison pivot entre le chariot 1 et la structure site principal 0

Conditions géométriques fonctionnelles


FAST de la fonction technique FT1



Modèle CMEN v3

Nom de famille :

(Suivi, s'il y a lieu, du nom d'usage)

 **Prénom(s) :**

Numéro Candidat : **Né(e) le :** / /

Cadre réservé aux candidats de concours de recrutement et examens professionnels

Concours : **Option / Section :** **N° d'inscription :**

Cocher une seule case parmi les six types de concours suivants : externe 3^e externe externe spécial interne ou 1^{er} interne 2nd interne 2nd interne spécial

Cocher public OU privé UNIQUEMENT pour les concours enseignants : public privé

Examen professionnel pour l'avancement au grade de :

Cadre réservé aux candidats d'examens et du concours général

Examen : **Série / Spécialité :**

Epreuve - Matière : **Session :**

EFE GMC 1

DR 3 et DR 4

Tous les documents réponses sont à rendre, même non complétés.

NE RIEN ECRIRE DANS CE CADRE

Document réponse DR3

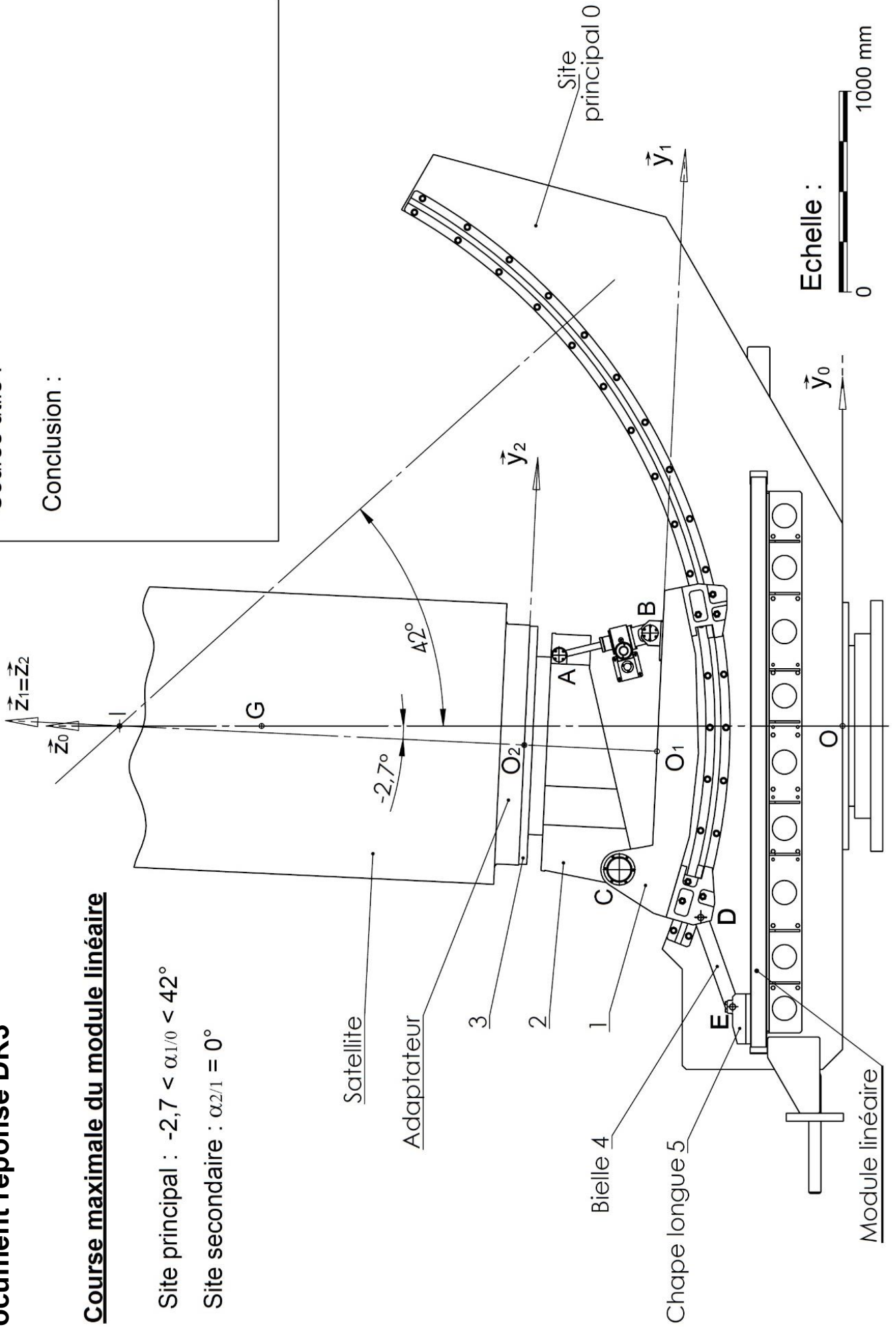
Course maximale du module linéaire

Site principal : $-2,7 < \alpha_{1/0} < 42^\circ$

Site secondaire : $\alpha_{2/1} = 0^\circ$

Course utile :

Conclusion :



Document réponse DR4

Modélisation des liaisons du site secondaire

(Voir le dessin d'ensemble du vérin sur le document DT3)

Grphe des liaisons

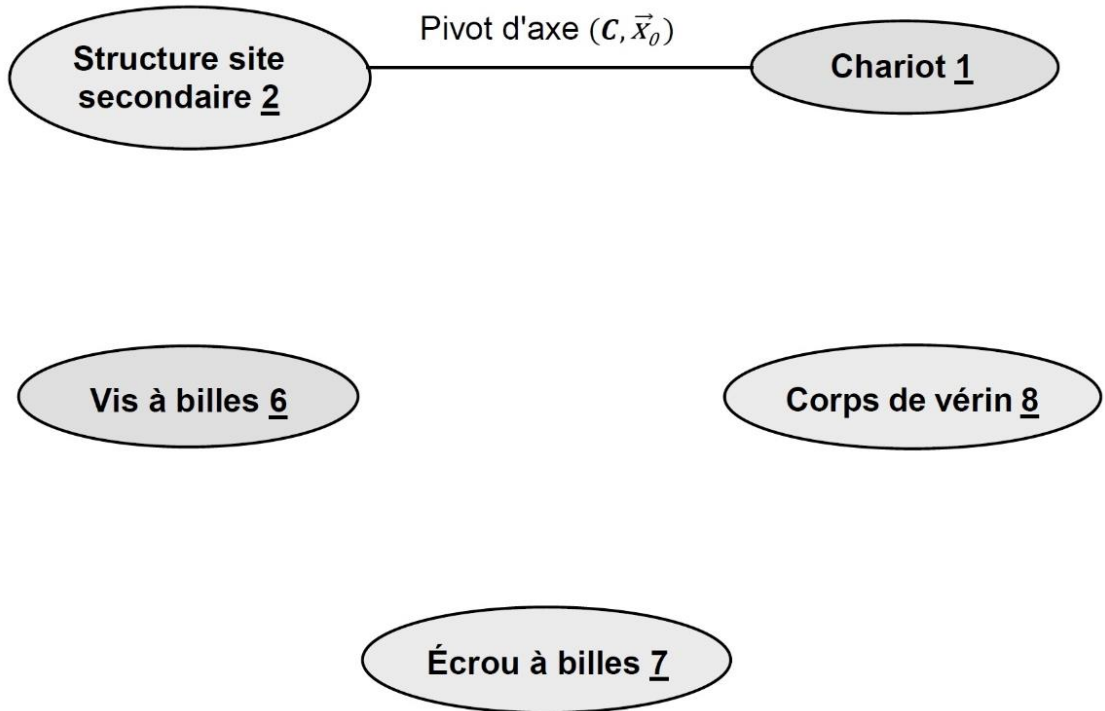
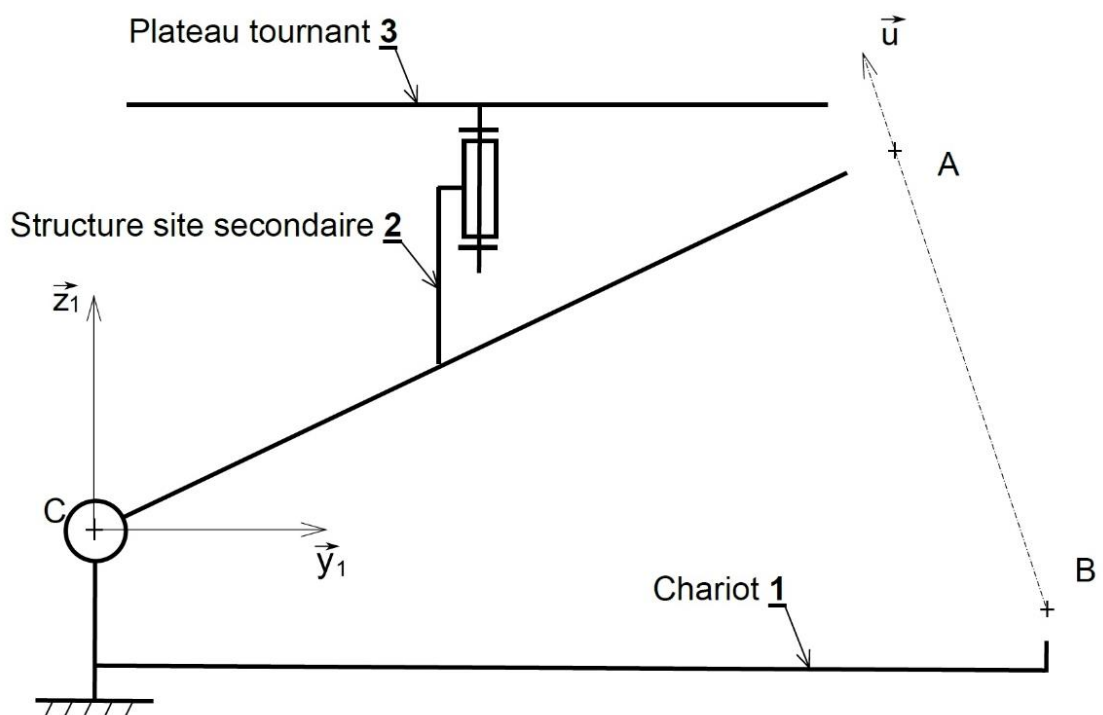


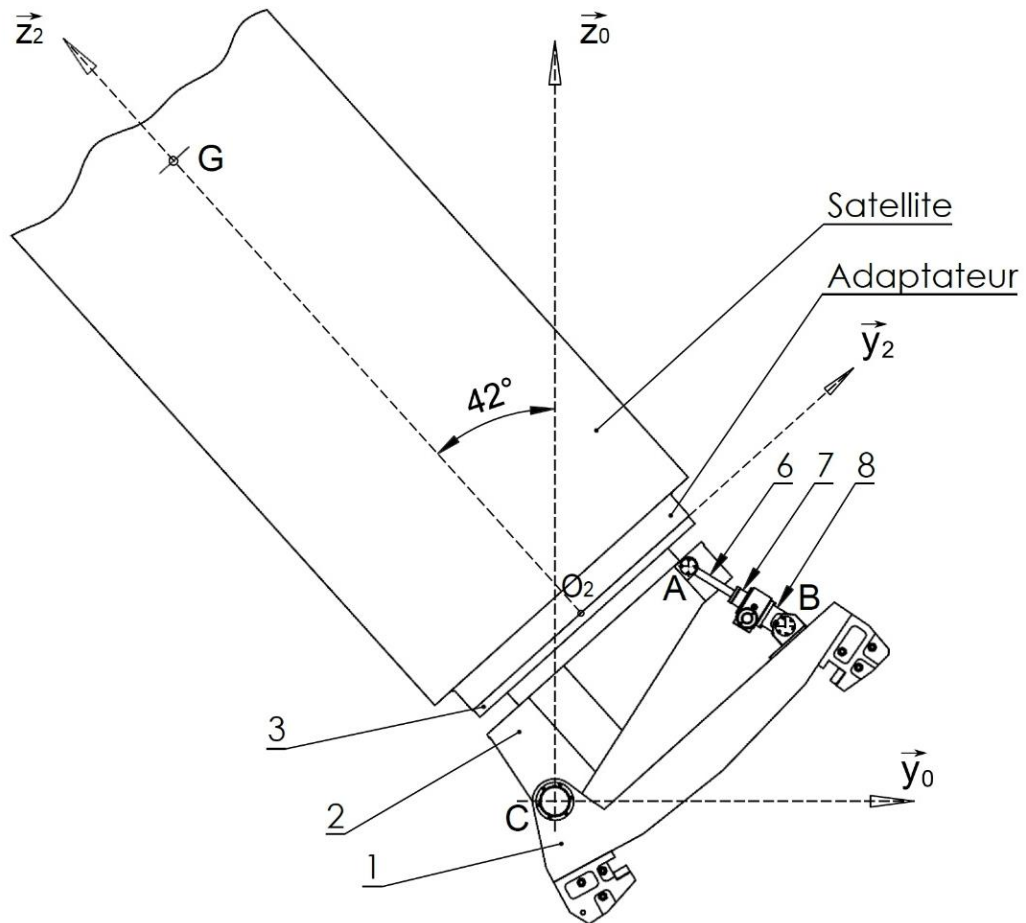
Schéma cinématique



NE RIEN ECRIRE DANS CE CADRE

Document réponse DR5

Etude statique des efforts sur le site secondaire

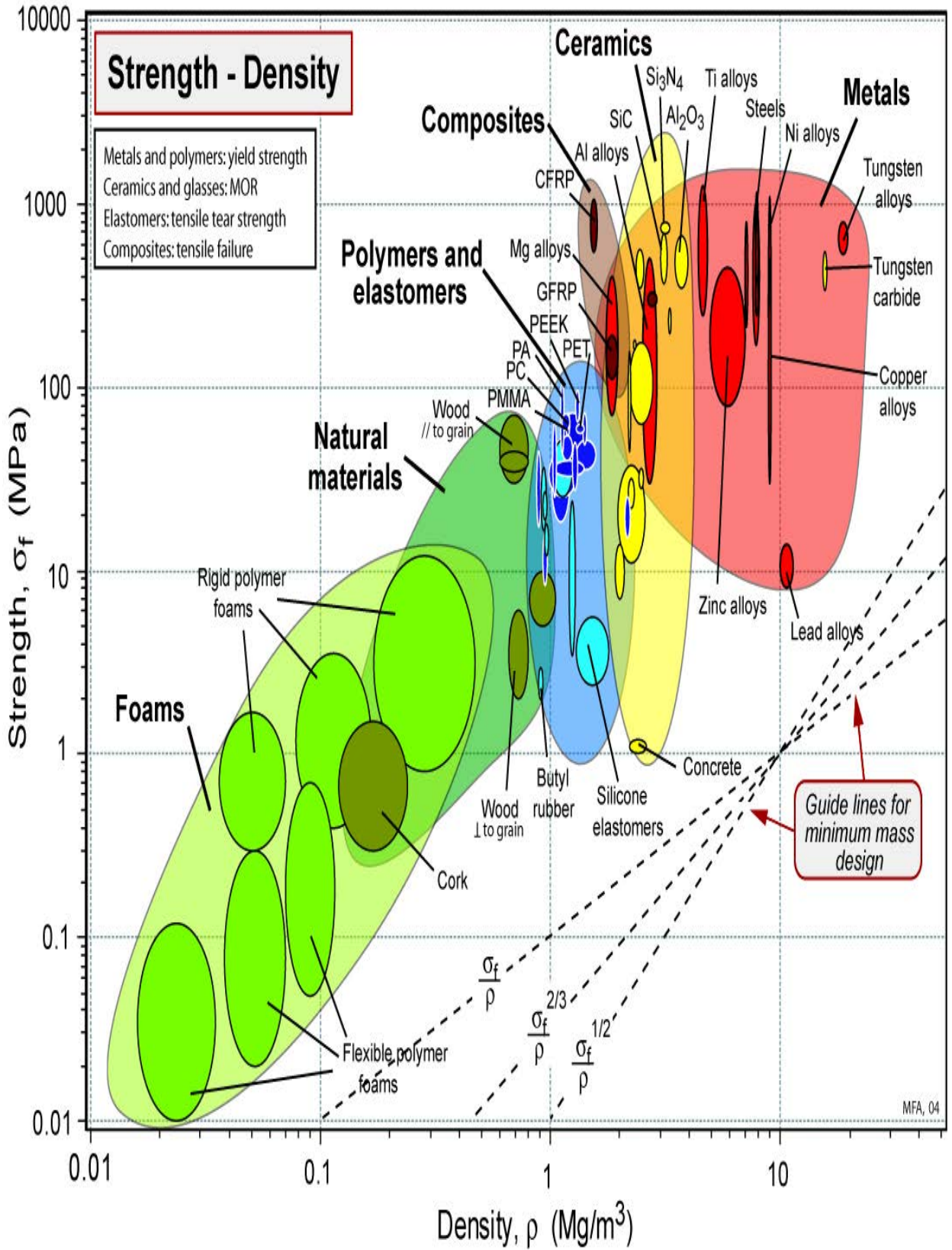


Echelle des forces : 1 mm pour 500 N

Bilan des forces :

	Point de la ligne support	Direction	Intensité

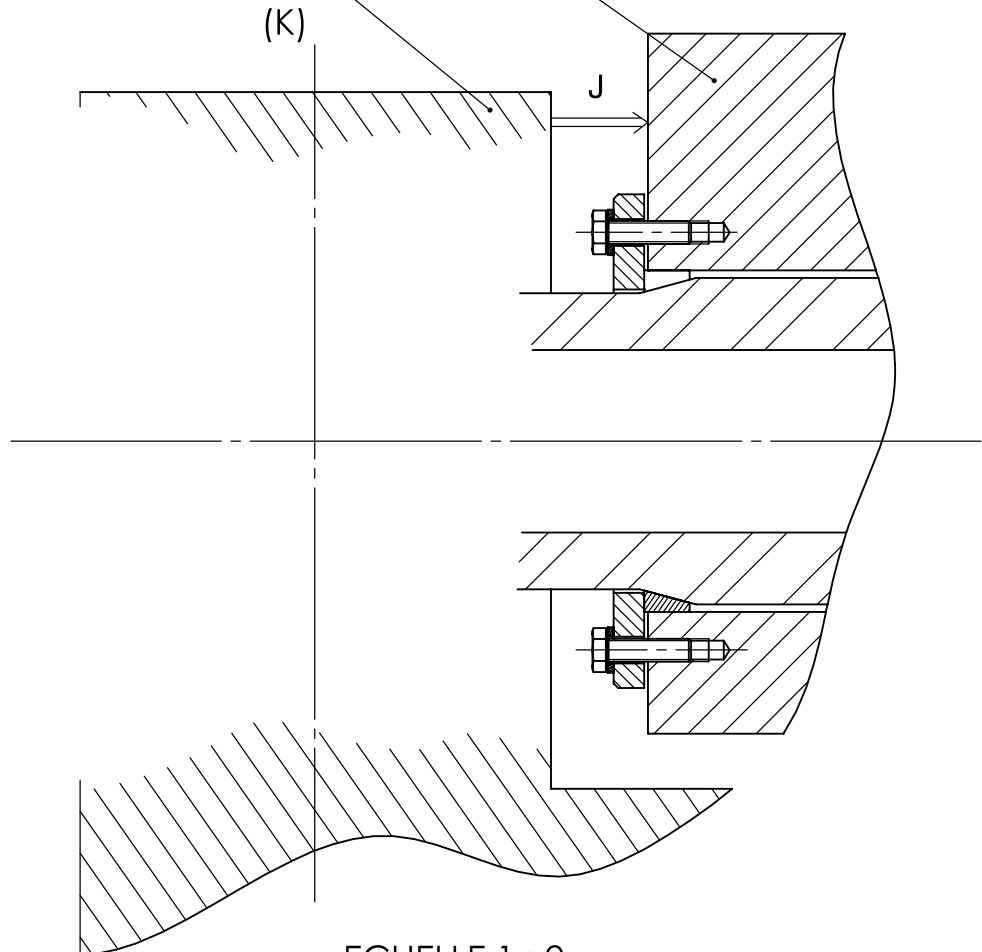
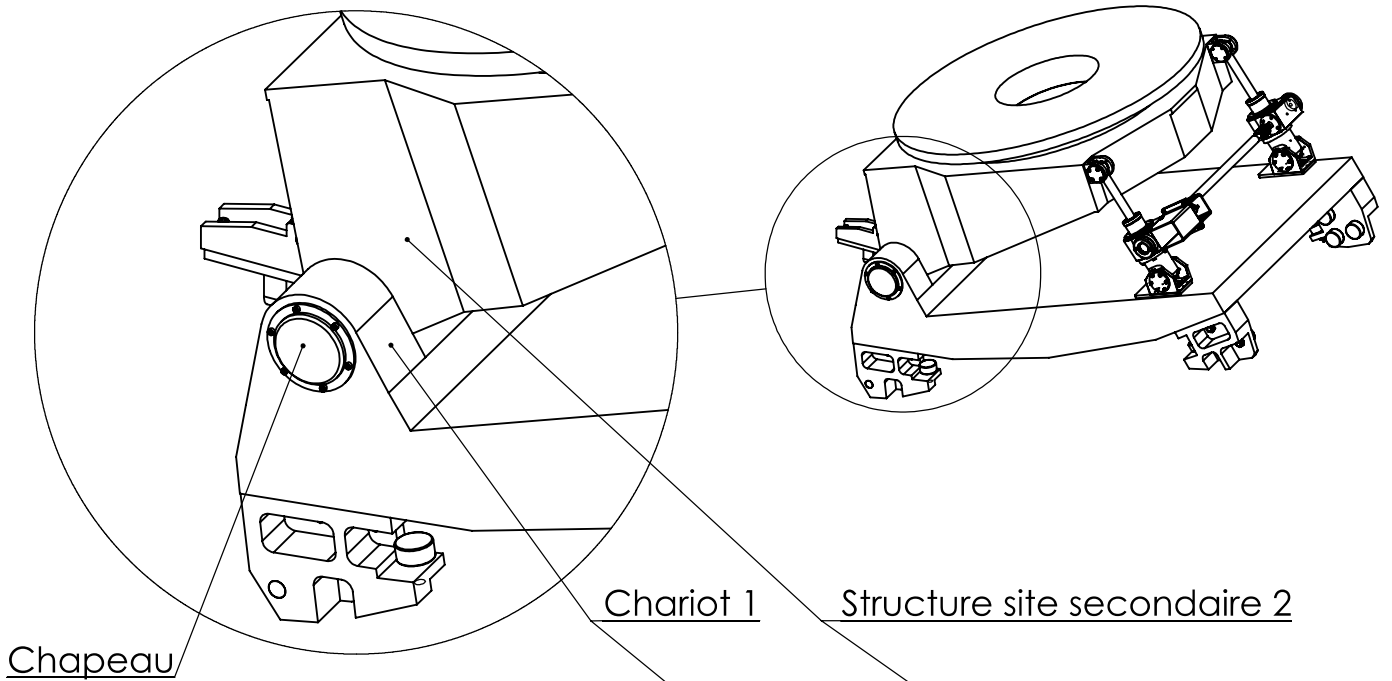
Résultats :



NE RIEN ECRIRE DANS CE CADRE

Document réponse DR7

Conception de la liaison pivot Structure site secondaire / Chariot





**MINISTÈRE
DE L'ÉDUCATION
NATIONALE
ET DE LA JEUNESSE**

*Liberté
Égalité
Fraternité*

SESSION 2023

CAPLP CONCOURS EXTERNE ET CAFEP

Section : GÉNIE MÉCANIQUE

Option : CONSTRUCTION

DOSSIER TECHNIQUE

POSITIONNEUR DE SATELLITE

Ce dossier comporte 10 pages.

DT1 : Diagramme de contexte et des cas d'utilisations

DT2 : Diagramme des exigences

DT3 : Description du positionneur - Paramétrage

DT4 : Dessin d'ensemble du vérin du site secondaire

DT5 : Documentation vis à billes SKF

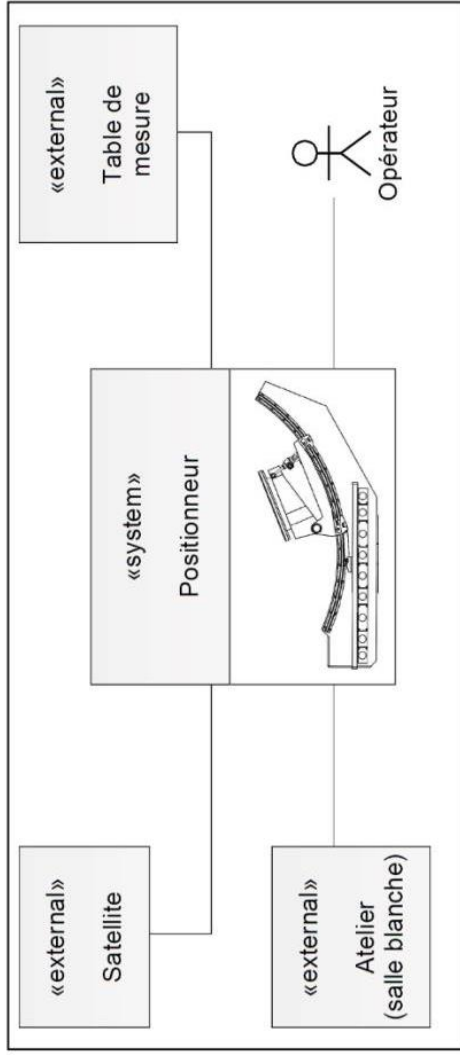
DT6 : Documentation servo-réducteur Leroy-Somer

DT7 : Éléments standards : extraits des catalogues constructeur

DT1 – Diagrammes de contexte et des cas d'utilisations



Diagramme de contexte

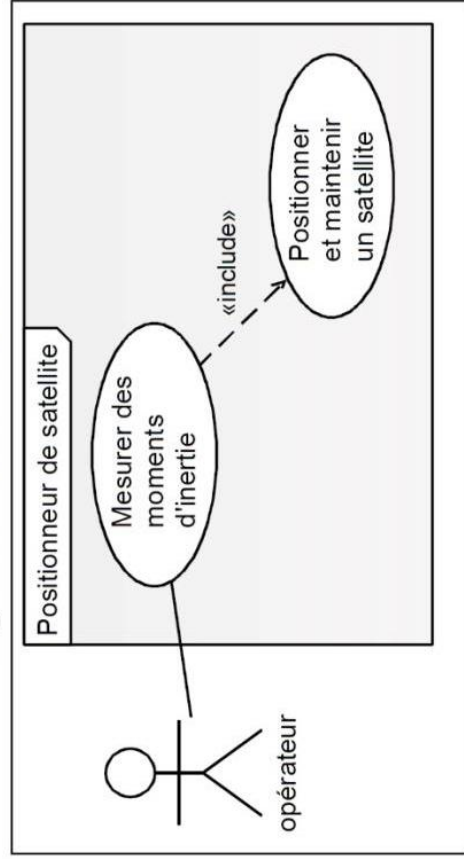


Satellite

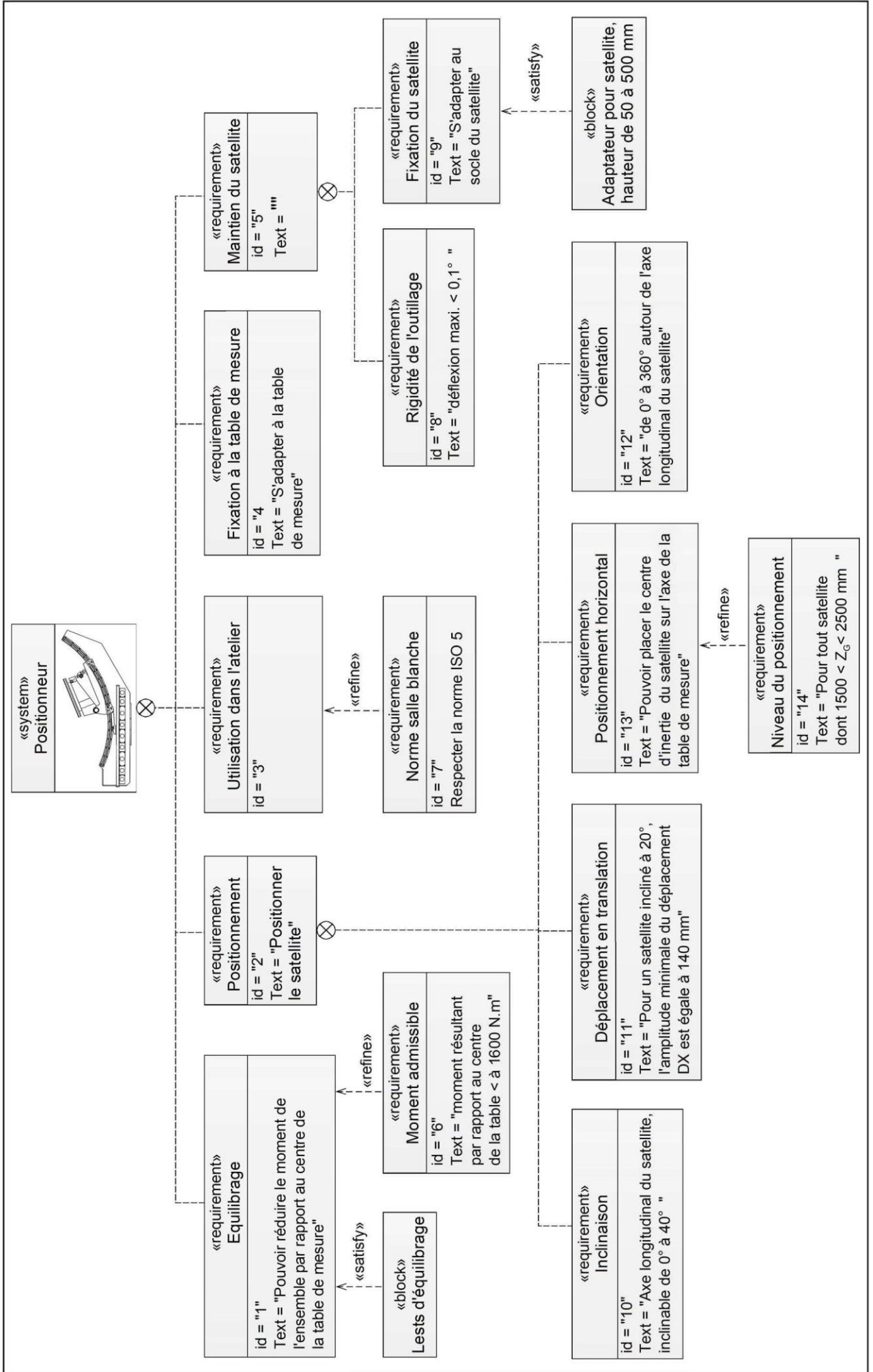
Positionneur

Table de mesure

Diagramme de cas d'utilisation



DT2 – Diagramme des exigences



DT3 – Description du positionneur - Paramétrage

La Figure 1 propose le modèle du positionneur ramené dans le plan $(O, \vec{y}_0, \vec{z}_0)$ dans le cas particulier où le centre d'inertie G du satellite est placé sur l'axe (O, \vec{z}_0) .

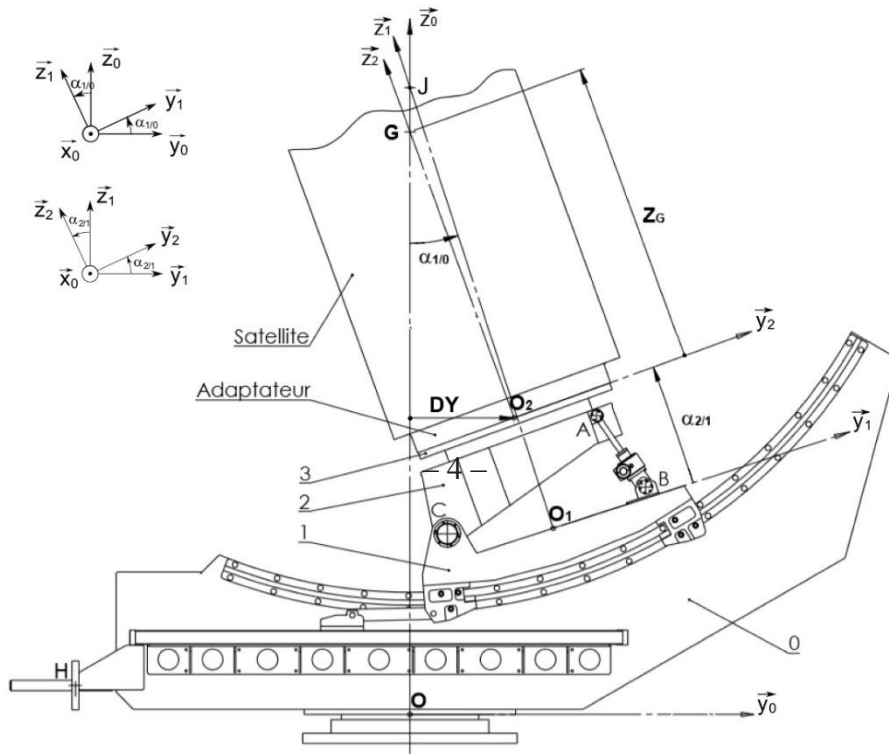


Figure 1 - Paramétrage du positionneur

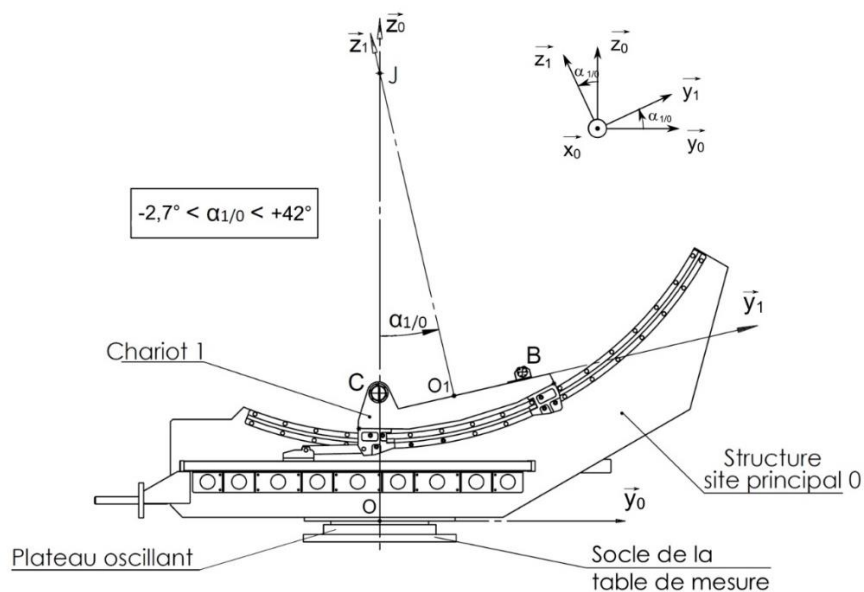
$R_{sol}(O, \vec{x}_{sol}, \vec{y}_{sol}, \vec{z}_0)$ est le repère lié au **sol**. Ce repère n'est pas visible sur la Figure 1.

$R_0(O, \vec{x}_0, \vec{y}_0, \vec{z}_0)$ est le repère lié au site principal **0**.

$R_1(O_1, \vec{x}_0, \vec{y}_1, \vec{z}_1)$ est le repère lié au chariot **1**.

Position angulaire de **1** par rapport à **0** autour de l'axe (J, \vec{x}_0) :

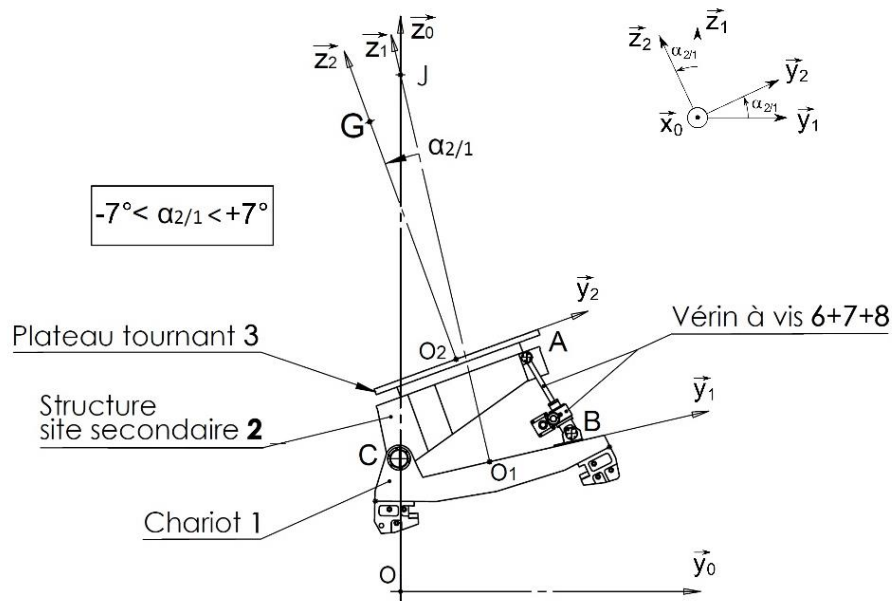
$$\alpha_{1/0} = (\vec{y}_0, \vec{y}_1) = (\vec{z}_0, \vec{z}_1) \quad 42^\circ \leq \alpha_{1/0} \leq -2,7^\circ.$$



$R_2(O_2, \vec{x}_0, \vec{y}_2, \vec{z}_2)$ est le repère lié au site secondaire **2**.

Position angulaire de **2** par rapport à **1** autour de l'axe (C, \vec{x}_0) :

$$\alpha_{2/1} = (\vec{y}_1, \vec{y}_2) = (\vec{z}_1, \vec{z}_2) \quad -7^\circ \leq \alpha_{2/1} \leq +7^\circ$$



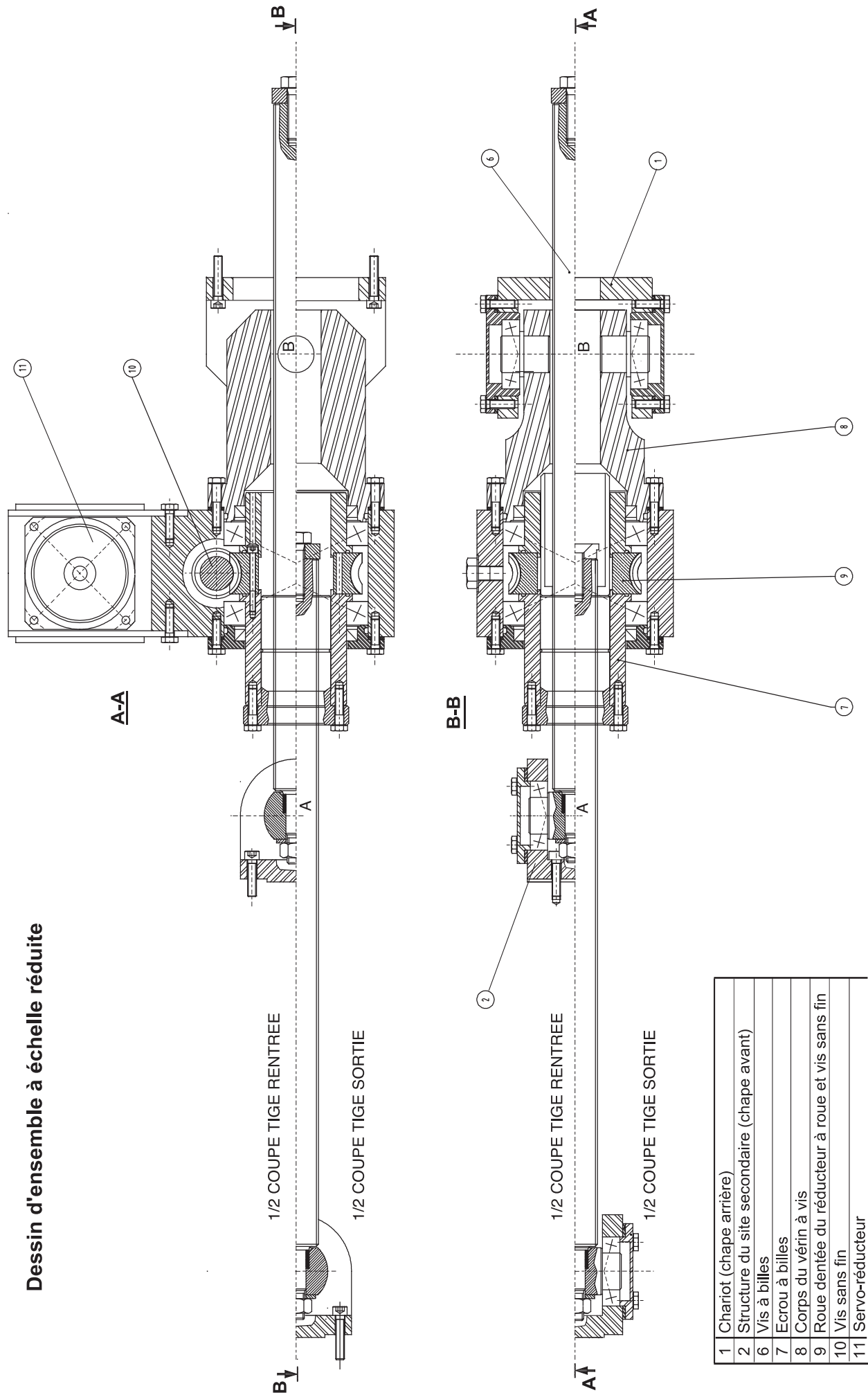
Le repère $R_3(O_2, \vec{x}_3, \vec{y}_3, \vec{z}_3)$ lié au plateau **3**, à l'adaptateur et au satellite n'est pas représenté. Il permet de positionner angulairement **3** par rapport à **2** avec un angle $\alpha_{3/2} = (\vec{x}_2, \vec{x}_3) = (\vec{y}_2, \vec{y}_3)$ autour de l'axe (O_2, \vec{z}_2) . Cette mobilité se fait sur un tour complet. Elle n'est pas prise en compte dans le sujet.

Les trois mobilités du positionneur permettent d'orienter le satellite dans une position quelconque. La position du site secondaire **2** par rapport au site principal **0** est donnée par la distance DY entre le centre O_2 du plateau tournant **3** et l'axe de rotation vertical (O, \vec{z}_0) de la table de mesure : $DY = \overline{OO_2} \cdot \vec{y}_0$. La position du centre d'inertie G du satellite dans le repère $R_2(O_2, \vec{x}_0, \vec{y}_2, \vec{z}_2)$ est donnée par le vecteur $\overline{O_2G} = X_G \cdot \vec{x}_0 + Y_G \cdot \vec{y}_2 + Z_G \cdot \vec{z}_2$. La distance Z_G est mesurée selon \vec{z}_2 : $Z_G = \overline{O_2G} \cdot \vec{z}_2$.

DT4 – Dessin d'ensemble du vérin du site secondaire

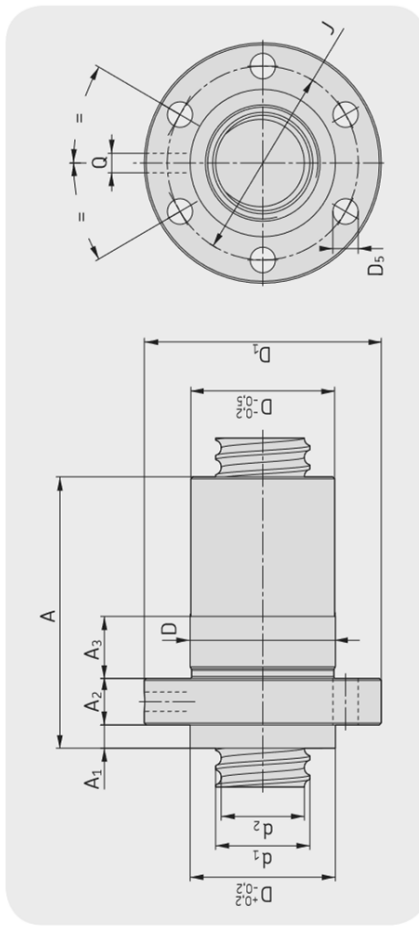
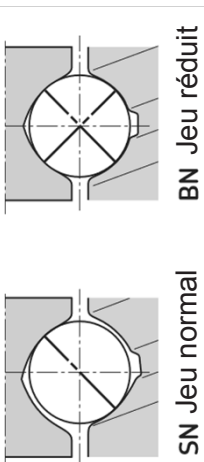
VERIN DU SITE SECONDAIRE

Dessin d'ensemble à échelle réduite



DT5.1 – Documentation vis à billes SKF

VIS A BILLES DE PRECISION SN/BN



Vis à filet roulé, recyclage interne des billes par pions

- Version standard : pions composites
- En option : pions en acier pour sécurité renforcée ou applications verticales
- Diamètre nominal : 16 à 63 mm
- Pas : 5 à 10 mm
- Trou de lubrification pour graisseur ou système 24 SKF
- Ecrou compact à collerette pour montage simplifié, avec jeu axial
- Réduction du jeu axial par augmentation du diamètre des billes sur demande (désignation BN)

Diamètre nominal	Pas à droite	Longueur maximum	Charges de base		Nombre de circuits de billes	Jeu axial maximum	Jeu axial réduit maximum (sur demande)	Couple à vide maximum BN moyen	Masse de l'écrou	Masse de la vis	Inertie pour 1 m de vis	Désignation	Vis							Ecrou	Lubrification		
			C_a	C_{0a}									d_2	d_1	D_1	A_3	A	A_2	A_1			J	D_5
16	5	2000	8,1	12,4	3	0,08	0,05	0,05	0,25	1,3	33	SN/BN 16 x 5 R	12,7	15,2	28	48	11	43,5	10	0	38	6 x 5,5	M6
20	5	4700	11,7	18,3	3	0,10	0,05	0,08	0,31	2,0	85	SN/BN 20 x 5 R	16,7	19,4	33	57	15	46,5	12	0	45	6 x 6,6	M6
25	5	4700	13,0	22,7	3	0,10	0,05	0,11	0,34	3,3	224	SN/BN 25 x 5 R	21,7	24,6	38	62	15	46,5	12	0	50	6 x 6,6	M6
25	10	4700	25,8	43,7	4	0,12	0,08	0,23	0,68	3,5	255	SN/BN 25 x 10 R	20,5	24,6	43	67	10	75,0	10	0	55	6 x 6,6	M6
32	5	5700	19,1	40,4	4	0,10	0,05	0,21	0,44	5,6	641	SN/BN 32 x 5 R	28,7	31,6	45	70	15	51,5	12	0	58	6 x 6,6	M6
32	10	5700	22,6	41,8	3	0,12	0,08	0,25	1,10	5,6	639	SN/BN 32 x 10 R	27,8	32,0	54	87	20	79,0	16	6	70	6 x 9,0	M8 x 1
40	5	5700	25,4	63,2	5	0,10	0,05	0,36	0,62	9,0	1639	SN/BN 40 x 5 R	36,7	39,6	53	80	15	58,5	14	0	68	6 x 6,6	M6
40	10	5700	63,6	127,1	5	0,12	0,08	0,64	1,62	8,4	1437	SN/BN 40 x 10 R	34,0	39,4	63	95	20	93,0	16	0	78	6 x 9,0	M8 x 1
50	10	5700	70,6	157,6	5	0,12	0,08	0,88	1,95	13,6	3736	SN/BN 50 x 10 R	44,0	49,7	72	110	20	99,0	16	6	90	6 x 11	M8 x 1
63	10	5700	78,4	202,9	5	0,12	0,08	1,23	2,70	22,0	9913	SN/BN 63 x 10 R	57,0	62,8	85	125	20	103,0	20	6	105	6 x 11	M8 x 1

VIS A BILLES - Fiche technique

Rendement

Le rendement d'une vis à billes varie avec les conditions d'utilisation. On appelle **rendement direct** le rendement de la transformation d'une rotation en translation et **rendement indirect** le rendement de la transformation d'une translation en rotation. Dans tous les cas de figure une vis à billes doit être considérée comme étant réversible.

$$\text{Rendement direct théorique : } \eta_d = \frac{1}{1 + \frac{K \cdot d_0}{P_h}}$$

$$\text{Rendement indirect théorique : } \eta_i = 2 - \frac{1}{\eta_d}$$

Avec : $K = 0,02$ pour les vis SH, SHS

$K = 0,018$ pour les vis SX, BX, SN, BN, PN

d_0 = diamètre nominal de la vis en mm

P_h = pas de la vis en mm (avance par tour)

F = charge appliquée en Newton

C_d = capacité de charge dynamique en Newton

SH



Externe, par tube intégré



SHS

Acier inox en option

SX/BX

Interne, par pions



SN/BN/PN

Interne, par pions



DT6 – Documentation servo-réducteur Leroy-Somer


DYNABLOC 

Servo-réducteur à haute dynamique et jeu réduit

Sélection servo-réducteurs Pje


LEROY-SOMER



Les servo-réducteurs **Pje DYNABLOC**  à engrenages planétaires permettent de réduire la vitesse des servomoteurs et d'augmenter le couple.

Ils permettent par ailleurs, d'adapter le moment d'inertie de la charge entraînée, par rapport à celle du moteur.

Leur conception très compacte et leur poids réduit permettent une intégration facile dans les machines, particulièrement nécessaire lorsque le servo-réducteur est embarqué.

La gamme **Pje DYNABLOC**  à jeu réduit BASIC bénéficie d'une haute rigidité torsionnelle. Sans entretien, ils sont livrés lubrifiés et ils sont multipositions.

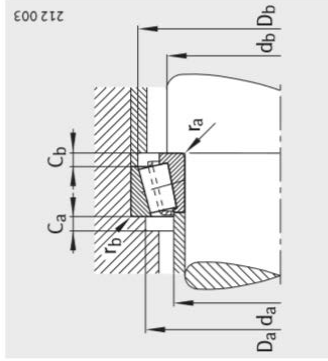
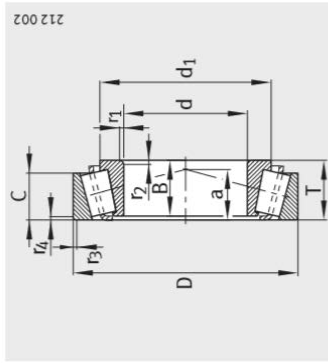
Pje 0641 - Pje 0642

Pje 0641 M_{Red-S1} 26 N.m max

Type moteur	Couple nominal moteur	Couple crête moteur	Inertie moteur	Inertie réducteur	Réduction exacte	Vitesse de sortie	S1	
							Couple nominal réducteur	Facteur de service
							$M_{n\ red}$	k_{S1}
	$M_{n\ mot}$	$M_{peak\ mot}$	J_{mot}	J_{red}	I_{exact}	n_2	N.m	
	N.m	N.m	10^{-4} kg.m ²	10^{-4} kg.m ²		min ⁻¹		
055UD A 30	0.70	2.88	0.14	0.45	3	1000	2.0	10.13
				0.38	4	750	2.6	9.88
				0.36	5	600	3.3	7.90
				0.35	7	429	4.6	5.64
				0.34	10	300	6.6	2.43
055UD B 30	1.05	4.72	0.25	0.45	3	1000	3.0	6.75
				0.38	4	750	3.9	6.59
				0.36	5	600	4.9	5.27
				0.35	7	429	6.9	3.76
				0.34	10	300	9.9	1.62
055UD C 30	1.48	6.6	0.36	0.45	3	1000	4.2	4.79
				0.38	4	750	5.6	4.67
				0.36	5	600	7.0	3.74
				0.35	7	429	9.7	2.67
				0.34	10	300	13.9	1.15
067UD B 30	2.45	7.65	0.53	0.45	3	1000	6.9	2.89
				0.38	4	750	9.2	2.82
				0.36	5	600	11.5	2.26
				0.35	7	429	16.1	1.61
				0.45	3	1000	9.9	2.03
067UD C 30	3.50	11.1	0.75	0.38	4	750	13.2	1.98
				0.36	5	600	16.5	1.58
				0.35	7	429	23.0	1.13

DT7.1 – Éléments standards : extraits des catalogues constructeur

Roulements à rouleaux coniques



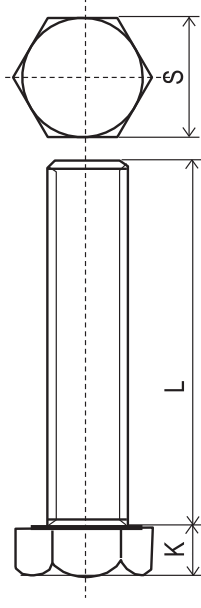
Représentation simplifiée



Cotes de montage

Désignation	Désignation équivalente selon DIN ISO 355	Masse m en kg	Dimensions										Cotes de montage													
			d	D	B	C	T	f ₁ , f ₂	min.	f ₃ , f ₄	min.	a	d ₁	da	db	Da	D _a	D _b	C _a	C _b	r _a	r _b	max.	max.		
32914	T2BC070	-	70	100	20	16	20	1	1	18	85,9	76	76	93	94	96	4	4	1	1						
32014-X	T4CC070	0,967	70	110	25	19	25	1,5	1,5	24	92	78	77	98	103	105	5	6	1,5	1,5						
33014	T2CE070	1,14	70	110	31	25,5	31	1,5	1,5	22	91	78	77	99	103	105	5	5,5	1,5	1,5						
33114	T3DE070	1,71	70	120	37	29	37	2	1,5	28	96	79	79	104	111	115	6	8	2	1,5						
30214-A	T3EB070	1,31	70	125	24	21	26,25	2	1,5	25	95,4	81	79	110	116	118	4	5	2	1,5						
32214-A	T3EC070	1,82	70	125	31	27	33,25	2	1,5	28	96	80	79	108	116	119	4	6	2	1,5						
33214	T3EE070	2,06	70	125	41	32	41	2	1,5	31	97,9	79	79	107	116	120	7	9	2	1,5						
T7FC070	-	2,62	70	140	35,5	27	39	3	3	47	108,6	81	90	106	126	133	6	12	3	3						
31314-A	T7GB070	2,9	70	150	35	25	38	3	2,5	47	109	84	82	118	138	141	5	13	3	2,5						
30314-A	T2GB070	3,02	70	150	35	30	38	3	2,5	30	106,6	89	82	130	138	140	5	8	3	2,5						
32314-BA	T5GD070	4,52	70	150	51	42	54	3	2,5	44	112	83	82	117	138	143	7	12	3	2,5						
32314-A	T2GD070	4,27	70	150	51	42	54	3	2,5	37	106,6	86	82	125	138	140	6	12	3	2,5						
32915	T2BC075	0,519	75	105	20	16	20	1	1	19	90,5	81	81	98	99	101	4	4	1	1						
32015-X	T4CC075	0,922	75	115	25	19	25	1,5	1,5	25	97,3	83	82	103	108	110	5	6	1,5	1,5						
33015	T2CE075	1,16	75	115	31	25,5	31	1,5	1,5	23	96,4	83	82	104	108	110	6	5,5	1,5	1,5						
33115	T3DE075	1,79	75	125	37	29	37	2	1,5	30	101,4	84	84	109	116	120	6	8	2	1,5						
30215-A	T4DB075	1,55	75	130	25	22	27,25	2	1,5	27	100,1	86	84	115	115	124	4	5	2	1,5						
32215-A	T4DC075	1,93	75	130	31	27	33,25	2	1,5	29	101,6	85	84	115	121	124	4	6	2	1,5						
33215	T3EE075	2,47	75	130	41	31	41	2	1,5	32	104,5	83	84	111	121	125	7	10	2	1,5						

Vis à tête hexagonale



Longueur	Diamètre		
	6	8	10
10	X	X	12
12	X	X	
16	X	X	X
20	X	X	X
25	X	X	X
30	X	X	X
35	X	X	X
40	X	X	X

Ø	M10		M12	
	M8	M12	M10	M12
K	4,0	5,3	6,4	7,5
S	10	13	16	18
Pas	1,00	1,25	1,50	1,75

DT7.2 – Éléments standards : extraits des catalogues constructeur

Écrous à encoches

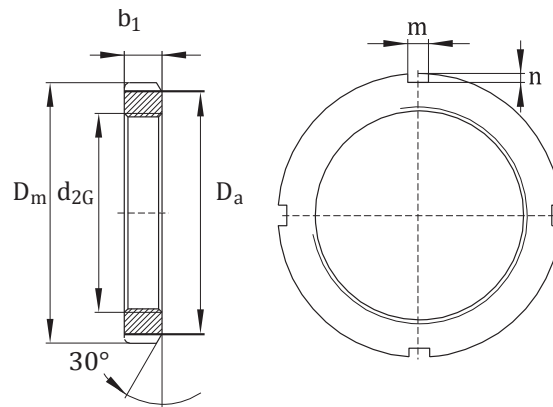


Tableau de dimensions (en mm)

Désignation		Masse m = kg	Dimensions		Cotes de montage			
Ecrou	Organe de blocage correspondant		d _{2G}	D _m	b ₁	D _a	m	n
KM10	MB10	0,148	M50X1,5	70	11	61	6	2,5
KM11	MB11	0,158	M55X2	75	11	67	7	3
KM12	MB12	0,18	M60X2	80	11	73	7	3
KM13	MB13	0,22	M65X2	85	12	79	7	3
KM14	MB14	0,26	M70X2	92	12	85	8	3,5
KM15	MB15	0,3	M75X2	98	13	90	8	3,5
KM16	MB16	0,4	M80X2	105	15	95	8	3,5
KM17	MB17	0,46	M85X2	110	16	102	8	3,5
KM18	MB18	0,6	M90X2	120	16	108	10	4

Rondelles de blocage

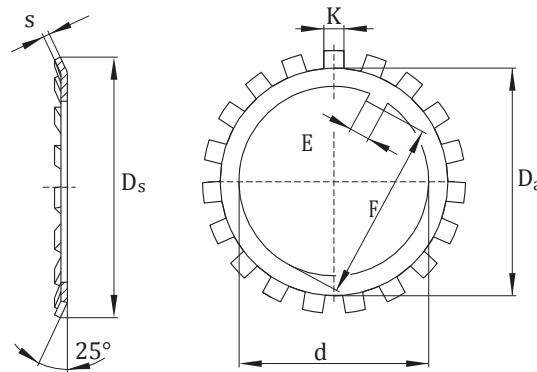


Tableau de dimensions (en mm)

Désignation	Masse m 100 pièces = kg	Dimensions		Cotes de montage				
		d	D _s	s	D _a	E	F	K
MB10	1,6	50	74	1,25	61	6	47,5	6
MB11	1,96	55	81	1	67	8	52,5	7
MB12	2,53	60	86	1	73	8	57,5	7
MB13	2,9	65	92	1	79	8	62,5	7
MB14	3,34	70	98	1	85	8	66,5	8
MB15	3,6	75	104	1	90	8	71,5	8
MB16	4,64	80	112	1,8	95	10	76,5	8
MB17	5,24	85	119	1,8	102	10	81,5	8
MB18	6,23	90	126	1,8	108	10	86,5	10