

# HEO

## Orbites innovantes à forte excentricité

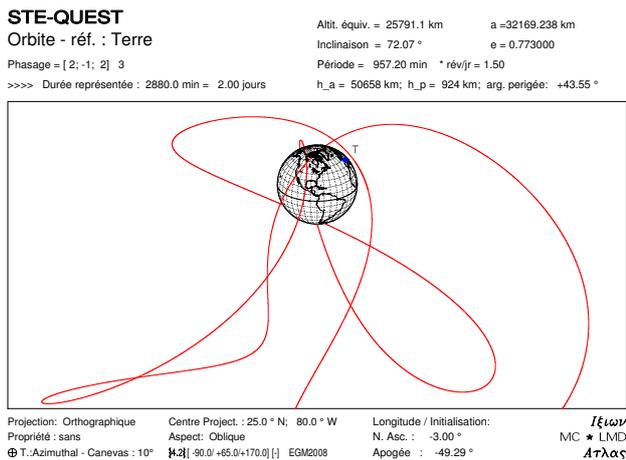
Corps central	Type d'orbite	Usage	Nombre de satellites
Terre	HEO	Physique fondamentale	Projet

Bien qu'elle ne soit finalement pas retenue par l'ESA, nous présentons la mission STE-Quest qui est un magnifique exemple d'orbite adaptée aux contraintes de mission.

### Physique fondamentale

La mission STE-Quest (*Space Time Explorer and Quantum Equivalence Principle Space Test*) fait partie des candidats pour une mission M de l'ESA dans le cadre de Cosmic Vision. Elle a deux buts :

- vérifier le principe d'équivalence (chute libre des corps, masse inerte et masse grave) ;
- tester la distorsion de l'espace-temps par des corps massifs. Une horloge embarquée est comparée à trois horloges à la surface terrestre, séparées en longitude d'environ 120 degrés.



**FIGURE 1** – Orbite du satellite STE-Quest, pendant deux jours, dans un référentiel lié à la Terre. On remarquera le survol de Turin (noté T) lors du passage au périégée.

L'orbite doit être très elliptique pour que le champ gravitationnel de la Terre soit notablement différent entre l'apogée et le périégée. Voir Figure 1.

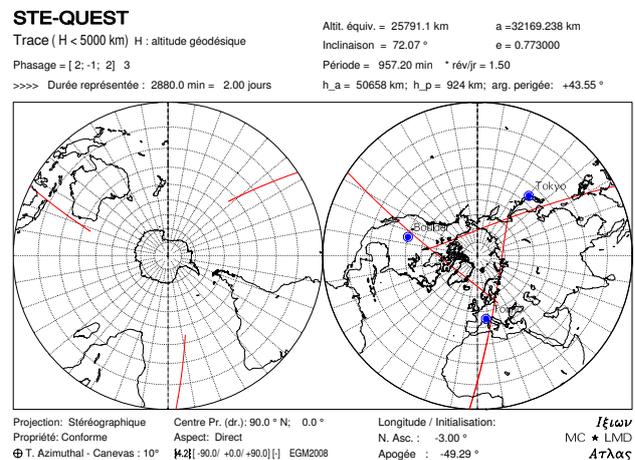
### Contraintes géographiques

Le satellite doit survoler, à son périégée, les trois lieux choisis abritant les laboratoires temps-fréquence (et donc des

horloges atomiques). L'orbite doit de plus être phasée pour y repasser jour après jour. Ce choix a déterminé Turin (45.1° N; 7.7° E), Tokyo (35.7° N; 139.7° E) et Boulder (40.0° N; 105.3° W) aux latitudes volontairement presque égales. La moyenne de ces trois latitudes est  $\varphi = 40.3^\circ$ . L'argument du périégée a été fixé à  $\omega = 43.55^\circ$  de telle sorte que, compte tenu de l'inclinaison  $i = 72.07^\circ$ , la position du périégée soit à la latitude  $\varphi$  voulue, sachant que :  $\sin \varphi = \sin i \times \sin \omega$ .

Avec un phasage de 3 révolutions en 2 jours, le satellite passe à son périégée tous les deux jours au-dessus de chaque horloge. Voir Figure 2. Une inclinaison proche de l'inclinaison critique limite la précession du périégée.

Dans le Tableau 1, nous avons noté les caractéristiques orbitales de cette mission. Nous avons ajouté les caractéristiques des satellites EGE-1 et -2 de la mission EGE (*Einstein Gravity Explorer*), qui a préfiguré, quelques années avant, le projet STE-Quest.



**FIGURE 2** – Trace de l'orbite, trois révolutions durant deux jours, lorsque l'altitude est inférieure à 5 000 km. Les trois laboratoires survolés au périégée sont notés. Pour cela, la longitude du nœud ascendant a été choisie à 3° W.

**TABLE 1** – Valeurs orbitales nominales des missions ; demi-grand axe ( $a$ ), excentricité ( $e$ ), inclinaison ( $i$ ), argument du périégée ( $\omega$ ), altitudes de l'apogée ( $h_a$ ) et du périégée ( $h_p$ ), période ( $T$ ) et phasage en révolutions par jour sidéral.

Mission	$a$ (km)	$e$	$i$ (°)	$\omega$ (°)	$h_a$ (km)	$h_p$ (km)	$T$ (minutes)	$T$ (heures)	Phasage
EGE-1	26 556	0.670	63.43	170.00	37 970	2 385	717.8 min	≈ 12 h	2 : 1
EGE-2	32 180	0.720	30.00	270.00	48 972	2 632	957.0 min	≈ 16 h	3 : 2
STE-Quest	32 169	0.773	72.07	43.55	50 657	924	957.2 min	≈ 16 h	3 : 2