

PARENT Aldric

M2 OSAE – Outils et Systèmes de l'Astronomie et de l'Espace

Observatoire de Paris – PSL

61 avenue de l'Observatoire, 75014 Paris - France

Introduction à l'astronomie et au spatial

Septembre 2025

Compte Rendu TP Astrodynamique

- Étude et simulation de la mise en orbite géostationnaire du satellite METEOSAT 9 -



Résumé :

Ce travail analyse la mise en orbite géostationnaire du satellite METEOSAT 9 à l'aide d'une modélisation détaillée sous le logiciel PSIMU. Après définition de l'orbite initiale selon les standards GTO Ariane 5, la séquence des manœuvres orbitales nécessaires (circularisation, corrections radiales) est calculée et simulée, en tenant compte des contraintes de carburant et de réservoirs. Les résultats confirment l'exigence de rigueur dans le calcul du budget ΔV et la planification des corrections afin d'atteindre avec précision la position géostationnaire visée et la conformité opérationnelle.

Superviseur : Gwenaél Boué

I.	SOMMAIRE	2
II.	INTRODUCTION	3
III.	SYSTÈME ÉTUDIÉ	4
III.1	Caractéristiques du Satellite METEOSAT 9	4
a.	Spécifications Techniques	4
b.	Mission Opérationnelle	4
c.	Contraintes Orbitales	4
III.2	Orbite de Transfert Géostationnaire (GTO)	5
a.	Paramètres d'injection standard GTO (Ariane 5 ECA)	5
b.	Justification des choix	5
III.3	Systèmes de Coordonnées et Référentiels	6
IV.	MÉTHODOLOGIE ET OUTILS	7
IV.1	Présentation de PSIMU	7
IV.2	Configuration du Système	7
IV.3	Analyse de la Configuration Orbitale Visée	8
IV.4	Stratégie de Manœuvres	11
a.	Circularisation à l'apogée GTO	11
b.	Évaluation post-circularisation	11
c.	Corrections du rayon orbital (deux manœuvres)	11
V.	RÉSULTATS ET ANALYSES	12
V.1	Phase GTO : Caractérisation de l'orbite initiale	12
a.	Date et heure de lancement	12
b.	Référence temporelle	12
c.	Paramètres orbitaux de référence	12
d.	Longitude du Centre Spatial Guyanais	12
e.	Saisie dans PSIMU	12
V.2	Calcul du ΔV Nécessaire à l'Insertion Géostationnaire	15
a.	Circularisation de l'orbite	15
b.	Évaluation post-circularisation	17
c.	Correction du rayon orbital	19
V.3	Gestion du carburant	22
VI.	Conclusion	25
VII.	RÉFÉRENCES ET FIGURES	26
VII.1	Tableaux	26
VII.2	Figures	26
VII.3	Références	27
VIII.	ANNEXES	28
VIII.1	Code de visualisation Python	28

II. INTRODUCTION

La mise en orbite géostationnaire des satellites météorologiques constitue un défi technique et scientifique majeur, combinant précision orbitale et optimisation énergétique. METEOSAT 9 (MSG-2), satellite européen de surveillance météorologique lancé en décembre 2005, illustre parfaitement cette complexité : sa transition depuis l'orbite de transfert géostationnaire (GTO) vers sa position opérationnelle finale nécessite une séquence de manœuvres orbital rigoureusement planifiées.

Ce travail pratique vise à analyser et simuler l'ensemble de cette chaîne de manœuvres en exploitant le logiciel PSIMU développé par le CNES. L'objectif principal consiste à déterminer le budget ΔV nécessaire pour accomplir l'insertion géostationnaire de METEOSAT 9, en partant des paramètres d'injection standard d'Ariane 5 jusqu'à l'orbite circulaire cible.

La démarche s'articule autour de trois axes complémentaires : premièrement, la caractérisation précise de l'orbite GTO initiale basée sur les spécifications du manuel utilisateur Ariane 5 ; deuxièmement, le calcul théorique et la simulation des manœuvres de circularisation et de correction radiale ; troisièmement, l'analyse de la gestion du carburant et des contraintes opérationnelles liées à la répartition des réservoirs.

Au-delà de l'aspect purement calculatoire, cette étude met en évidence les compromis inhérents à la conception des missions spatiales : équilibre entre capacité de manœuvre et autonomie opérationnelle, précision du placement orbital et consommation de propergol, robustesse de la stratégie et complexité d'exécution. Ces enjeux, cruciaux pour la réussite des missions géostationnaires, trouvent dans METEOSAT 9 un cas d'étude représentatif des défis rencontrés par l'industrie spatiale européenne.

III.1 Caractéristiques du Satellite METEOSAT 9

a. Spécifications Techniques

Le satellite METEOSAT 9 (MSG-2) adopte une architecture cylindrique spin-stabilisée caractéristique de la famille MSG, optimisée pour les observations météorologiques continues depuis l'orbite géostationnaire (1) (2). Cette configuration technique influence directement la stratégie de mise en orbite et les contraintes opérationnelles du satellite.

Caractéristiques physiques et configuration :

- Masse totale : 2 040 kg au lancement (3)
- Dimensions : Cylindre de 3,2 m de diamètre × 2,4 m de hauteur (3)
- Stabilisation : Rotation à 100 rpm autour de l'axe principal (3)
- Architecture : Configuration "tambour solaire" avec panneaux cylindriques (3)

Système propulsif :

- Propergols : Bi-propulsif MMH/N₂O₄ (stockables) (3)
- Moteurs principaux : 2 × 400 N, ISP de 320s (S400, configuration redondante) (3)
- Propulseurs RCS : Multiple × 10 N pour contrôle fin (3)
- Capacité totale : 976 kg de propergol (3)
- Réservoirs : 4 sphériques (3)
- Impulsion spécifique : 320 secondes (3)

b. Mission Opérationnelle

METEOSAT 9 assure une mission météorologique cruciale dans le cadre du système européen de surveillance atmosphérique, positionnant l'Europe comme acteur majeur de la météorologie spatiale (1) (2). Le satellite opère depuis l'orbite géostationnaire pour fournir une couverture continue de l'hémisphère terrestre visible.

Objectifs de mission :

- Surveillance météorologique : Observations continues de l'atmosphère européenne (2)
- Position géostationnaire : Maintien à 0° de longitude (golfe de Guinée) (2)
- Couverture temporelle : Images toutes les 15 minutes (mode standard) (2)
- Durée nominale : 7 ans de service opérationnel (1)

c. Contraintes Orbitales

La transition de l'orbite de transfert géostationnaire vers l'orbite opérationnelle impose des contraintes techniques strictes qui déterminent la faisabilité et l'efficacité de la mission (1) (2). Ces contraintes résultent des exigences de précision météorologique et des limitations physiques du satellite.

Paramètres orbitaux nominaux (objectifs au moment du lancement) :

- Altitude géostationnaire : 35 786 km (2)
- Inclinaison finale : $< 0,1^\circ$ (2)
- Excentricité : $\leq 0,0005$ (quasi-circulaire) (2)
- Longitude : $0^\circ \pm 0,1^\circ$ (2)

Contraintes de mise en orbite :

- Budget ΔV disponible : 976 kg de propergol
- ΔV théorique requis : *à déterminer dans cette étude*

Ces spécifications techniques et contraintes orbitales définissent le cadre strict dans lequel s'inscrit la simulation des manœuvres de mise en orbite avec PSIMU, nécessitant une approche rigoureuse pour optimiser la séquence d'insertion tout en garantissant l'autonomie opérationnelle du satellite sur sa durée de vie nominale.

III.2 Orbite de Transfert Géostationnaire (GTO)

L'orbite de transfert géostationnaire (GTO) est la trajectoire elliptique sur laquelle Ariane 5 injecte METEOSAT 9 après séparation de son étage supérieur, permettant de minimiser l'énergie du lanceur tout en positionnant le satellite pour sa circularisation géostationnaire.

a. Paramètres d'injection standard GTO (Ariane 5 ECA)

Selon le Manuel Utilisateur Ariane 5 (4) :

- Périgée (Z_p) : 250 km
- Apogée (Z_a) : 35 943 km
- Inclinaison (i) : 6°
- Argument du périgée (ω_p) : 178°
- Longitude du nœud ascendant : -120° (référence méridien de Kourou)
- Δt jusqu'au périgée post-largage : ~ 20 minutes

b. Justification des choix

- Un périgée bas (250 km) réduit l'énergie requise au décollage et la traînée atmosphérique.
- Une apogée à 35 943 km installe l'apogée à la hauteur géostationnaire, optimisant la circularisation.
- Une inclinaison de 6° découle de la latitude de Kourou ($5,36^\circ$)
- Un argument du périgée de 178° positionne l'apogée sur l'équateur, facilitant les ΔV en plan équatorial.
- La fenêtre temporelle (~ 20 min) garantit la manœuvre de circularisation à l'apogée, moment de vitesse orbitale minimale.

III.3 Systèmes de Coordonnées et Référentiels

La définition précise des systèmes de coordonnées est cruciale pour planifier et exécuter les manœuvres orbitales de METEOSAT 9. Le choix d'un référentiel adapté facilite le calcul des impulsions de vitesse (ΔV) et l'interprétation des résultats de simulation sous PSIMU. Plusieurs cadres locaux centrés sur le satellite sont couramment utilisés :

<i>Système</i>	<i>Axe X</i>	<i>Axe Y</i>	<i>Axe Z</i>
<i>LFLH</i>	Radial (Terre $\rightarrow$ satellite)	Déplacement orbital	Nadir (vers Terre)
<i>QSW</i>	Radial	Tangentiel	Co-normal
<i>TNW</i>	Tangentiel	Normal	Co-normal
<i>VNC</i>	Vitesse orbitale	Moment cinétique	Co-normal

Tableau 1 : Systèmes de coordonnées couramment utilisés

Pour les manœuvres de circularisation de METEOSAT 9, le **système TNW** sera choisi. En effet, en alignant l'axe X avec la vitesse orbitale, il permet de calculer directement le ΔV tangentiel nécessaire pour augmenter l'énergie orbitale à l'apogée. L'axe Y, perpendiculaire au plan orbital, facilite l'évaluation des corrections d'inclinaison, tandis que l'axe Z (co-normal) complète naturellement le repère pour les manœuvres hors-plan.

Ce choix simplifie la saisie des manœuvres dans PSIMU et offre une interprétation claire des résultats de simulation, en distinguant explicitement les composantes tangentielles et normales des impulsions appliquées.

IV.1 Présentation de PSIMU

PSIMU est un logiciel développé par le CNES pour la simulation de trajectoires et de manœuvres orbitales autour de la Terre (5) (6). Il permet notamment :

- La **propagation orbitale** par intégration numérique avec prise en compte des perturbations gravitationnelles (J2...), de la traînée atmosphérique et de la pression de radiation solaire (5).
- La **gestion des manœuvres ΔV** via des événements orbitaux (apogée, périhélie, nœuds) déclenchant automatiquement les impulsions de vitesse (6).
- La **modélisation détaillée du satellite** (masse, géométrie, propulseurs, distribution des réservoirs) pour estimer la consommation de carburant et l'évolution du centre de masse (5).
- L'**export des résultats** (positions, vitesses, traces orbitales) au format SQLite ou CSV pour une analyse externe ou une visualisation 3D (6).

PSIMU offre ainsi un environnement intégré pour concevoir, optimiser et valider les séquences de manœuvres nécessaires à l'insertion géostationnaire de METEOSAT 9.

IV.2 Configuration du Système

La phase de configuration du modèle dans PSIMU consiste à saisir l'ensemble des paramètres relatifs au satellite et à son environnement orbital, afin de garantir la fidélité des simulations. Pour METEOSAT 9, les paramètres véhicule sont configurés dans l'onglet *Vehicle Features* :

The screenshot displays the PSIMU configuration interface for METEOSAT 9. It is divided into two main panels: 'Vehicle' and 'Engines/Tanks'.

Vehicle Panel:

- Total mass:** 2040.0 kg
- Dry mass:** 1064.0 kg
- Shape:**
 - Type: ☐ Sphere ☐ Parallelepiped ☒ Cylinder
 - Defined by: ☒ Dimension ☐ Surface
 - Radius: 3.2 m
 - Length: 2.4 m
 - X surface: 32.1699087727595 m²
 - Transversal surface: 15.36 m²
 - Solar panels: ☐
- Propulsive properties:** ☒
- Ergol mass:** 976.0 kg
- Engines:** (collapsible section)
- Tanks:** (collapsible section)

Engines/Tanks Panel:

- Engines:**
 - Amount of engines: 2
 - Engine number: 1 (with navigation buttons and 'Items +/-' link)
 - Engine1 details:**
 - Engine Name: S400-1
 - ISP: 320.0 s
 - Thrust: 400.0 N
- Tanks:**
 - Amount of fuel tanks: 4
 - Tank number: 1 (with navigation buttons and 'Items +/-' link)
 - Tank1 details:**
 - Fuel Tank Name: Fuel Tank1
 - Propellant mass: 244.0 kg

Figure 1 : Paramétrage de METEOSAT 9 dans PSIMU

IV.3 Analyse de la Configuration Orbitale Visée

Pour définir précisément l'orbite finale de METEOSAT 9 avant d'établir la séquence de manœuvres, on exploite les TLE officiels directement importés dans PSIMU. Cette démarche permet de valider les paramètres orbitaux cibles et d'obtenir une représentation visuelle de la trajectoire souhaitée.

Tout d'abord, on récupère les deux lignes d'éléments orbitaux (TLE) de METEOSAT 9 (NORAD ID 28912) depuis CelesTrak et on les importe dans l'onglet *Initial Orbit* de PSIMU (7). Le logiciel calcule alors automatiquement les paramètres orbitaux suivants :

- Demi-grand axe (a)
- Excentricité (e)
- Inclinaison (i)
- Argument du périégée (ω)
- Longitude du nœud ascendant (Ω)
- Anomalie vraie (v)

Figure 2 : Paramètres orbitaux issus des TLE

Au début du rapport, l'orbite nominale de METEOSAT 9 est spécifiée selon les critères géostationnaires classiques : une altitude d'environ 35 786 km, une inclinaison finale inférieure à $0,1^\circ$, une excentricité quasi nulle ($\leq 0,0005$) et, surtout, une position à la longitude 0° afin de couvrir l'Europe et l'Afrique de façon optimale. Cependant, l'analyse des éléments orbitaux actuels issus des TLE montre des paramètres sensiblement différents : inclinaison plus élevée ($8,7^\circ$), excentricité légèrement supérieure, longitude non nulle ($45,5^\circ$ E).

Cette divergence s'explique par l'évolution des missions attribuées à METEOSAT 9 au fil de son exploitation opérationnelle. Comme le précise la page Wikipédia du programme MSG (3), les satellites METEOSAT sont parfois déplacés de leur position nominale à 0° afin de remplir des prestations spécifiques selon les besoins : Rapid Scanning Service (RSS) sur l'Europe, ou Indian Ocean Data Coverage (IODC) à des longitudes pour couvrir l'Inde et l'océan Indien. De plus, il est documenté qu'en 2022, METEOSAT 9 a été positionné à une longitude d'environ $45,5^\circ$ E. Ce repositionnement stratégique permet une utilisation flexible des satellites en fonction des priorités météorologiques mondiales, expliquant la différence observée entre les paramètres orbitaux théoriques initiaux et les valeurs réelles mesurées à ce jour.

On peut alors obtenir la **trace au sol** de l'orbite générée via PSIMU pour visualiser la couverture géographique et le positionnement du satellite. Cette représentation 2D illustre la régularité du passage au-dessus d'une position fixe, caractéristique d'une orbite géostationnaire :

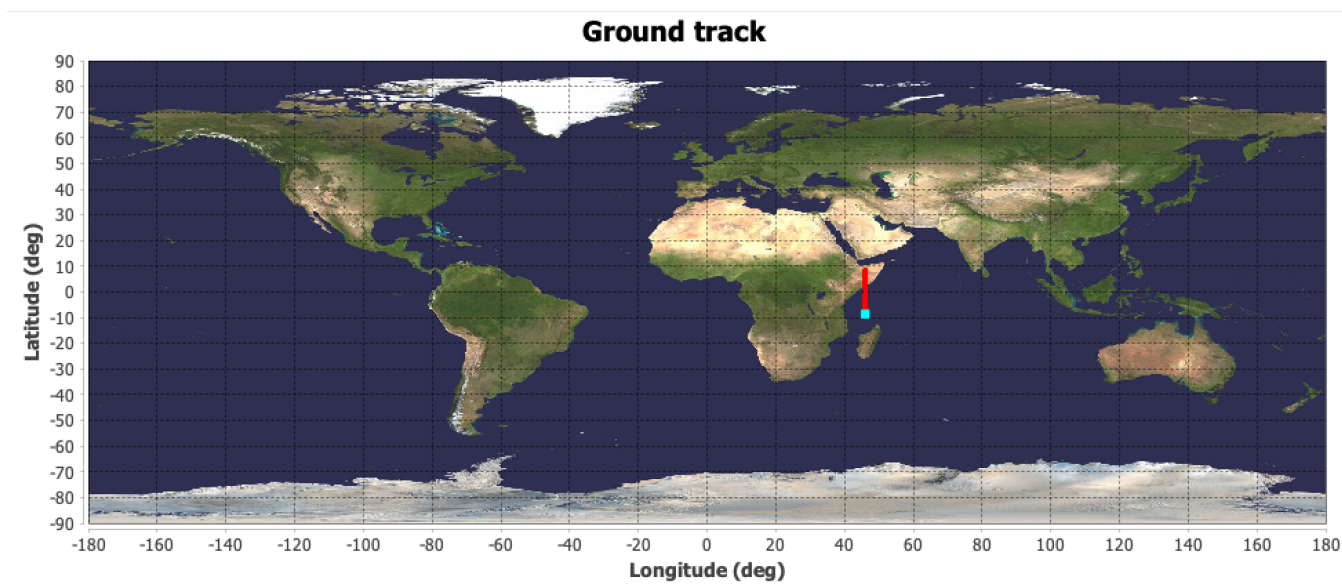


Figure 3 : Trace au sol de l'orbite cible sur PSIMU

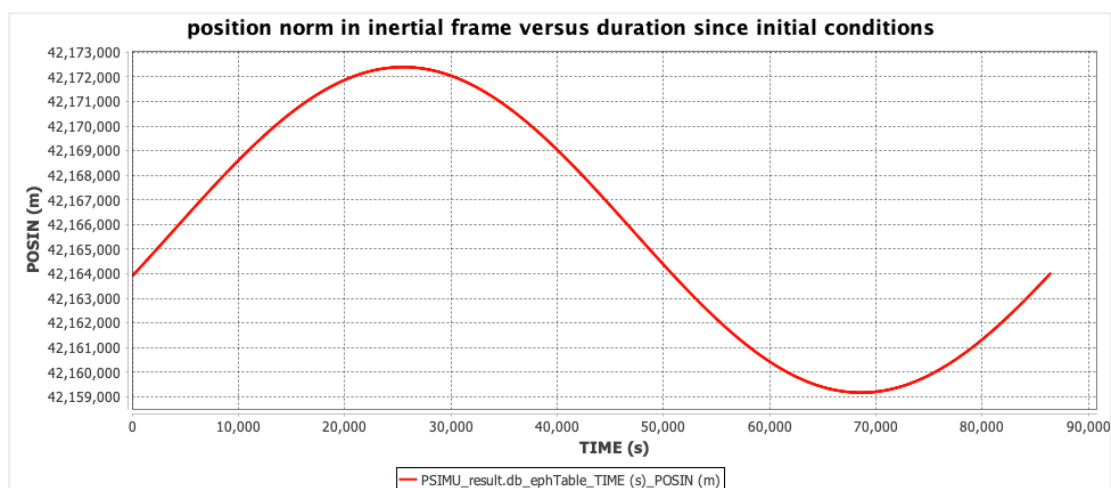


Figure 4 : Norme de la position de METEOSAT 9 en fonction du temps

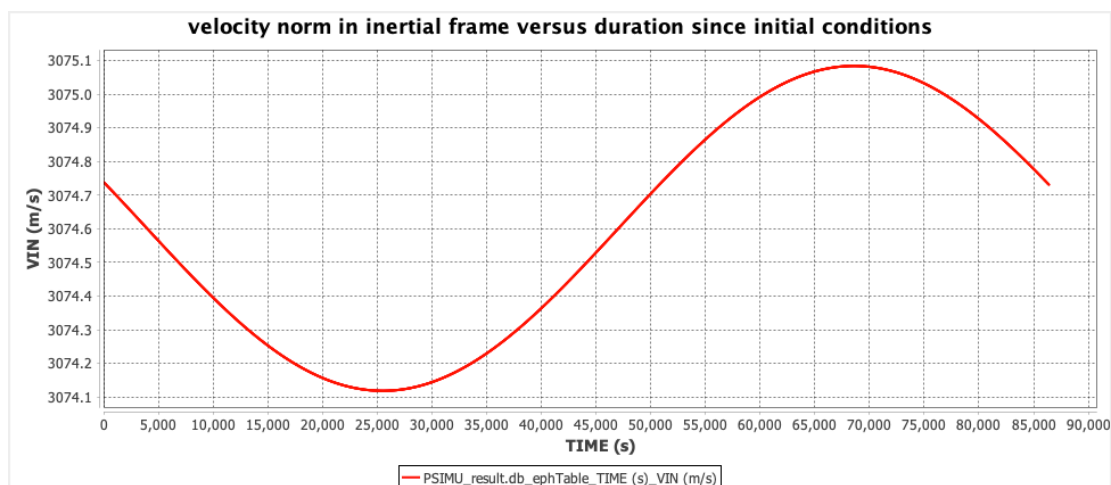


Figure 5 : Norme de la vitesse de METEOSAT 9 en fonction du temps

Évolution de la position : Le graphique de la norme du vecteur position montre des variations périodiques autour de 42 166 km (demi-grand axe moyen), avec des oscillations d'amplitude ± 400 km dues à l'excentricité résiduelle ($e = 1,57 \times 10^{-4}$). Cette variation sinusoïdale, de période égale à la période orbitale (~ 24 h), confirme que le satellite parcourt une ellipse de faible excentricité centrée sur l'altitude géostationnaire nominale.

Évolution de la vitesse : La norme de la vitesse oscille entre 3 074,1 m/s et 3 075,1 m/s, soit une variation de $\pm 0,5$ m/s autour de la vitesse circulaire géostationnaire théorique (3 074,6 m/s). Cette modulation périodique, en opposition de phase avec la position, illustre la conservation de l'énergie mécanique : vitesse maximale au périégée (position minimale) et vitesse minimale à l'apogée (position maximale).

Ces courbes valident la cohérence des paramètres orbitaux extraits des TLE et confirment que METEOSAT 9 évolue sur une orbite quasi-circulaire à l'altitude géostationnaire.

Enfin, PSIMU permet d'exporter les données de position et de vitesse (format SQLite ou CSV). En important ces fichiers dans un script Python (cf annexe), on peut tracer la trajectoire orbitale dans un repère géocentrique ou local, reproduisant ainsi la projection spatiale.

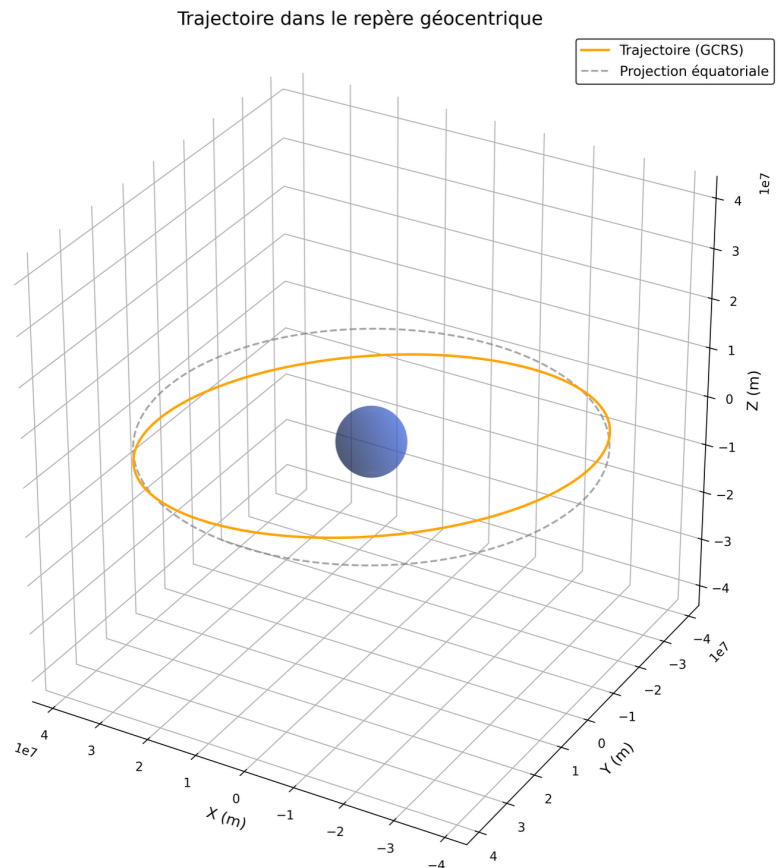


Figure 6 : Trajectoire orbitale cible dans le repère géocentrique

Cette analyse de la configuration orbitale visée constitue la base de la stratégie de manœuvres : elle définit clairement l'état final recherché et justifie le calcul des ΔV nécessaires pour passer de la GTO à l'orbite géostationnaire.

IV.4 Stratégie de Manœuvres

La stratégie de manœuvres orbitales pour passer de la GTO à l'orbite géostationnaire de METEOSAT 9 se décline en plusieurs phases clés, structurées autour d'événements orbitaux afin de minimiser le ΔV total et d'optimiser la consommation de carburant au sein des réservoirs.

a. Circularisation à l'apogée GTO

La première manœuvre consiste à circulariser l'orbite au point d'apogée de la GTO (35 943 km d'altitude). Cette impulsion ΔV tangentielle élève le périégée créant une orbite quasi-circulaire. Le choix de l'apogée comme point de manœuvre est optimal car :

- La vitesse orbitale y est minimale, maximisant l'efficacité du ΔV tangentiell
- L'altitude est proche de celle de l'orbite géostationnaire cible
- Les perturbations atmosphériques sont négligeables à cette altitude

b. Évaluation post-circularisation

Après la manœuvre de circularisation, une analyse de l'orbite résultante permettra de caractériser un probable écart entre l'orbite quasi circulaire résultante de la circularisation et l'orbite GEO cible.

c. Corrections du rayon orbital (deux manœuvres)

Pour ajuster le rayon d'une orbite circulaire, il est nécessaire d'effectuer deux manœuvres complémentaires :

- **Manœuvre 2a - Première correction** : Impulsion ΔV tangentielle appliquée en un point de l'orbite circulaire actuelle, créant temporairement une ellipse où le périégée correspond au rayon désiré.
- **Manœuvre 2b - Seconde correction** : Au nouvel apogée (rayon cible), application d'un second ΔV tangentiell pour recirculariser l'orbite au rayon géostationnaire exact.

Cette méthode en deux étapes est nécessaire car il est impossible de modifier directement le rayon d'une orbite circulaire par une seule impulsion : toute manœuvre tangentielle transforme l'orbite circulaire en ellipse.

V.1 Phase GTO : Caractérisation de l'orbite initiale

La définition précise de l'orbite GTO initiale repose sur les éléments fournis dans le Manuel Utilisateur Ariane 5 (4), qui spécifie les paramètres de référence.

a. Date et heure de lancement

À partir du récapitulatif des lancements orbitaux de 2005 (8), on identifie que METEOSAT 9 (MSG-2) a décollé le 21 décembre 2005 à 22 h 33 UTC depuis le Centre Spatial Guyanais, ELA 3.

b. Référence temporelle

Conformément au manuel, on définit le temps de référence comme celui du premier passage au périégée de l'orbite, exprimé en heure UTC. Dans notre étude, on considère que le premier passage au périégée est atteint après 20min de vol.

c. Paramètres orbitaux de référence

Les paramètres de l'orbite GTO d'Ariane 5 sont les suivants (4) :

- Apogée : 35 943 km
- Périégée : 250 km
- Inclinaison : 6°
- Argument du périégée : 178°
- Longitude du nœud ascendant : -120° (référéncé au méridien de Kourou, H_0-3 s).

d. Longitude du Centre Spatial Guyanais

Pour positionner correctement la référence locale, on note que le méridien de Kourou est à $-52,78^\circ$ E. En combinant ce méridien avec l'heure H_0-3 s, on aligne la référence inertielle sur la réalité géographique du site.

e. Saisie dans PSIMU

Dans l'onglet *Initial Orbit* de PSIMU :

- On entre l'instant de référence (H_0-3 s) en UTC.
- On saisit les paramètres de l'obite GTO initiale.
- On définit le référentiel de longitude du nœud ascendant à -120° pour coïncider avec H_0-3 s et la longitude de Kourou.

Cette configuration garantit que la simulation GTO dans PSIMU est calée sur la réalité du site de lancement et sur les paramètres préliminaires liés à Ariane 5.

On aura donc le paramétrage suivant :

Orbit * Pivot TLE Convert

Deactivate conversions ☐

Date: * UTC +/-

Frame: ⬇

H0: UTC +/-

n: s

lon: deg

Type: ⬇

Nature: ☒ Osculating ☐ Mean

Apsis Altitude Parameters *

hp: * km

ha: * km

i: * deg

Ω : * deg

ω : * deg

Anomaly: * true deg

μ : * Select km³/s²

req: * Select km

Figure 7 : Paramétrage dans PSIMU de l'orbite GTO initiale

On obtient alors la trace au sol lors de la phase GTO :

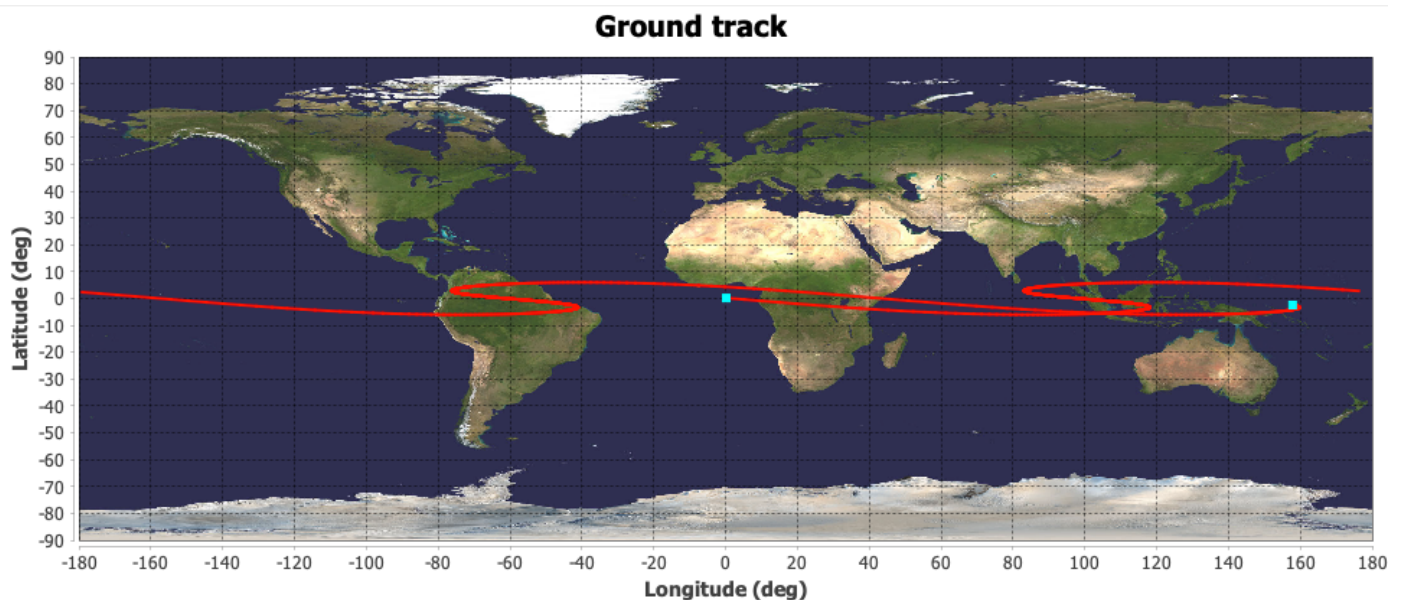
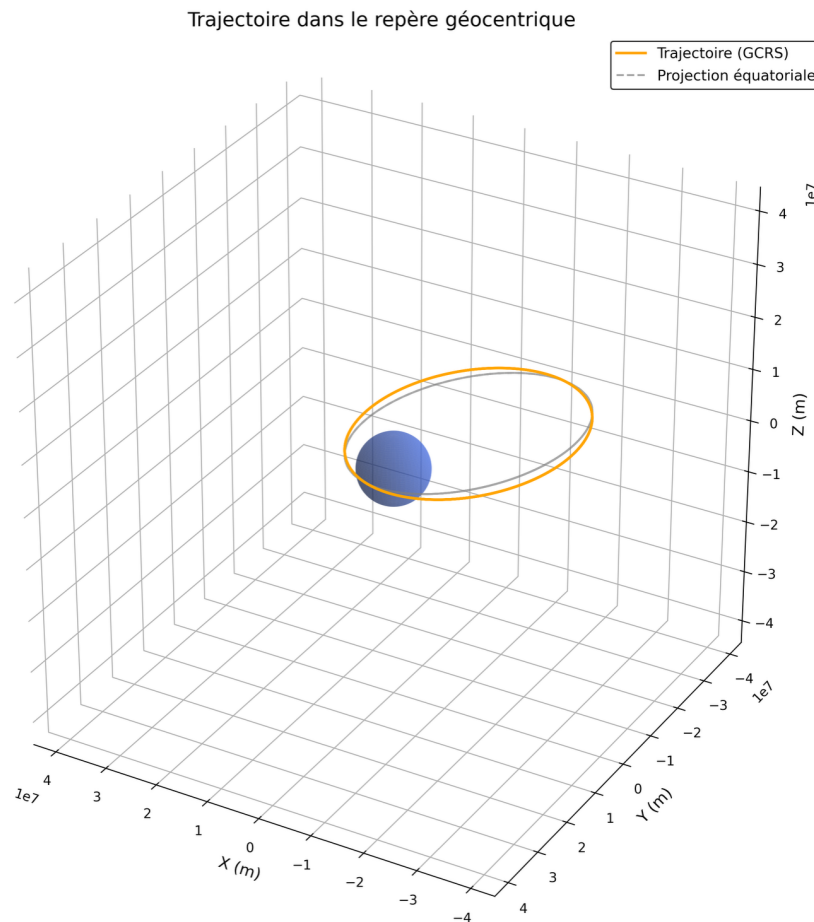


Figure 8 : Trace au sol dans PSIMU de l'orbite GTO initiale

On remarque les caractéristiques suivantes :

- Boucles autour de l'équateur : L'orbite inclinée à 6° génère des passages alternés légèrement au-dessus et au-dessous de l'équateur, formant des boucles successives lorsque le satellite revient près du périégée.
- Effet de rotation terrestre : Entre chaque boucle, la projection au sol montre des segments où la trace semble reculer vers l'ouest. Cela résulte du fait que, à l'apogée, la vitesse orbitale relative au sol peut être inférieure à la vitesse de rotation terrestre, donnant l'illusion d'un mouvement inverse.
- Points de stagnation apparente : Aux longitudes proches de 0° et 140°E , la trace se resserre, marquant les apogées successives où la vitesse survol du sol est minimale.
- Transits rapides : Les segments plus étirés à basse latitudes correspondent aux survols rapides du périégée (250 km), où la vitesse orbitale est maximale et la projection au sol s'allonge vers l'est.
- Symétrie longitudinale : Les boucles se répètent à intervalles réguliers de longitude, traduisant la périodicité de la révolution ($\sim 10\,700$ s) et la dérive longitudinale causée par la rotation terrestre.

Et par application du script Python, on peut visualiser la trajectoire tel que :



V.2 Calcul du ΔV Nécessaire à l'Insertion Géostationnaire

Pour le calcul du ΔV , la stratégie de manœuvre précédemment établie à la partie IV.4 sera suivie. On débute donc par la circularisation de l'orbite :

a. Circularisation de l'orbite

La transition de l'orbite de transfert géostationnaire (GTO) à une orbite géostationnaire circulaire (GEO) implique la circularisation au sommet de l'ellipse (apogée). Les calculs suivants utilisent les paramètres de référence de la GTO : périégée $h_p = 250$ km, apogée $h_a = 35\,943$ km, inclinaison $i = 6^\circ$.

Constantes et prérequis :

- Rayon terrestre moyen : $R_e = 6\,378$ km
- Paramètre gravitationnel terrestre : $\mu = 398\,600 \text{ km}^3/\text{s}^2$
- Rayon de l'orbite circulaire GEO cible : $r_{GEO} = 42\,166$ km

Vitesse à l'apogée en GTO (v_{A_GTO}) :

D'après la formule de la vitesse à l'apogée, on a :

$$v_{A_GTO} = \sqrt{\frac{\mu}{a} \times \frac{r_p}{r_a}}$$

avec :

- $r_a = R_e + h_a = 6\,378 + 35\,943 = 42\,321$ km
- $r_p = R_e + h_p = 6\,378 + 250 = 6\,628$ km
- $a = \frac{r_a + r_p}{2} = \frac{42\,321 + 6\,628}{2} = 24\,474,5$ km

On trouve alors :

$$v_{A_GTO} = 1597 \text{ m/s}$$

Vitesse circulaire GEO (v_{C_GEO}) :

Par définition de la vitesse en orbite circulaire, on a :

$$v_{C_GEO} = \sqrt{\frac{\mu}{r_{GEO}}}$$

D'après les données indiquées dans constantes et prérequis, on trouve :

$$v_{C_GEO} = 3074,6 \text{ m/s}$$

ΔV de circularisation :

L'impulsion tangentielle nécessaire pour passer de v_{A_GTO} à v_{C_GEO} sera donc :

$$\Delta V = v_{C_GEO} - v_{A_GTO} = 1477,6 \text{ M/s}$$

Vérification du résultat :

Les spécifications techniques de METEOSAT 9 (3) indiquent que sur les 976 kg d'ergols embarqués, 83% sont utilisés pour la mise en place du satellite sur son orbite géostationnaire. Cette donnée constructeur permet de vérifier la cohérence de notre calcul de ΔV de circularisation par l'application l'équation de Tsiolkovski.

Pour cela on calcule le ΔV consommé :

$$\Delta V = I_{SP} \times g_0 \times \ln\left(\frac{m_i}{m_f}\right)$$

avec :

- $I_{SP} = 320 \text{ s}$
- $g_0 = 9,81 \text{ m/s}^2$
- $m_i = 2054 \text{ kg}$
- $m_f = m_i - \frac{83}{100} \times m_{ergols} = 2054 - \frac{83}{100} \times 976 = 1244 \text{ kg}$

On trouve alors :

$$\Delta V = 1574 \text{ m/s}$$

On a donc :

- ΔV calculé par la méthode analytique : **1 477 m/s**
- ΔV basé sur la consommation réelle d'ergols : **1 574 m/s**
- Écart relatif : $\frac{|1574-1477|}{1574} \times 100 = \mathbf{6.2 \%}$

Cette bonne concordance (écart $< 10\%$) valide notre approche de calcul et confirme que les 83% du propergol total nécessaires à la mise en orbite géostationnaire correspondent bien au ΔV de circularisation calculée, démontrant la cohérence entre la théorie et les spécifications opérationnelles de METEOSAT 9.

b. Évaluation post-circularisation

Après la manœuvre de circularisation à l'apogée, les résultats de la simulation montrent clairement que l'orbite obtenue est quasi circulaire :

Trajectoire dans le repère géocentrique

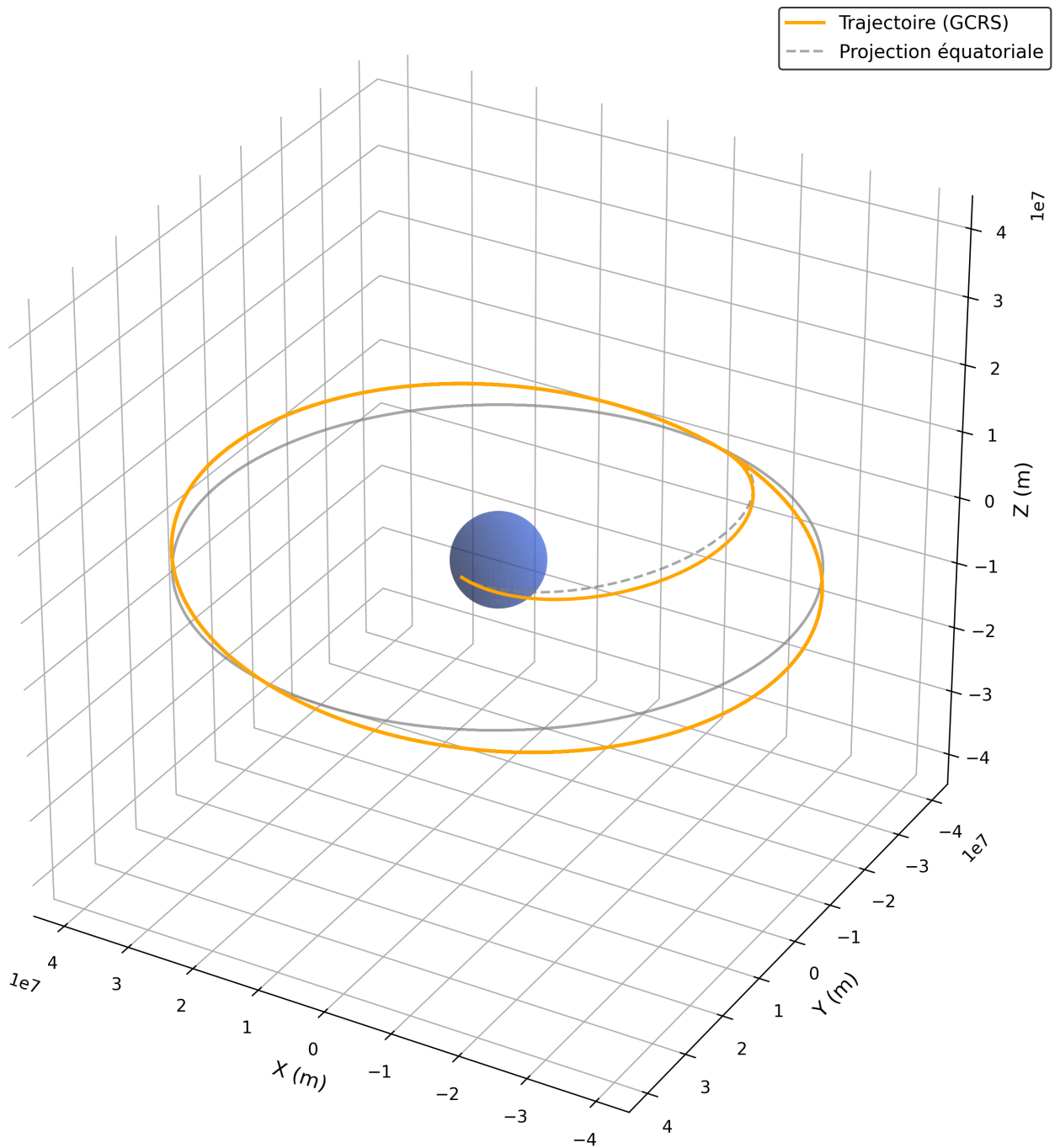


Figure 10 : Trajectoire dans le repère géocentrique après circularisation

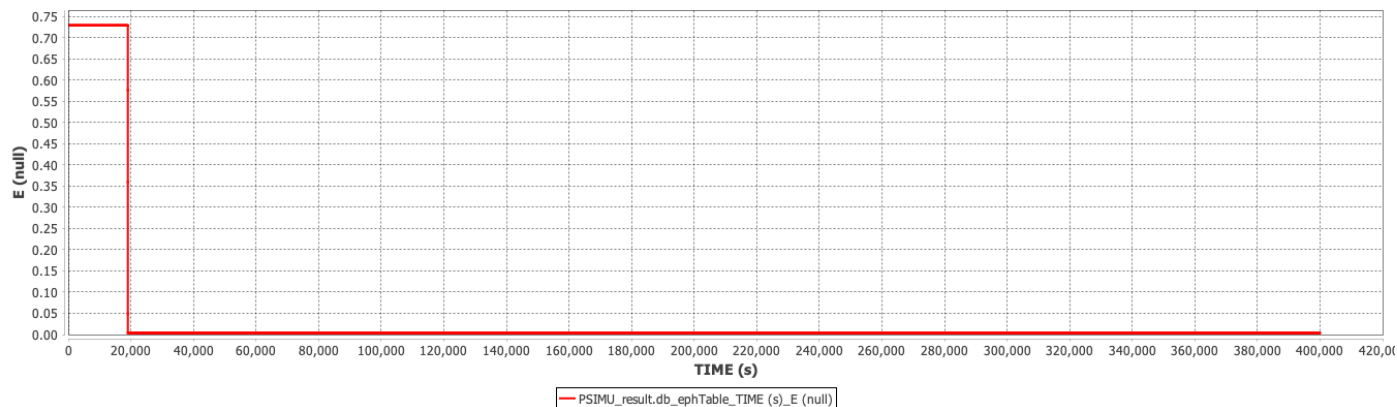


Figure 11 : Excentricité dans PSIMU après circularisation

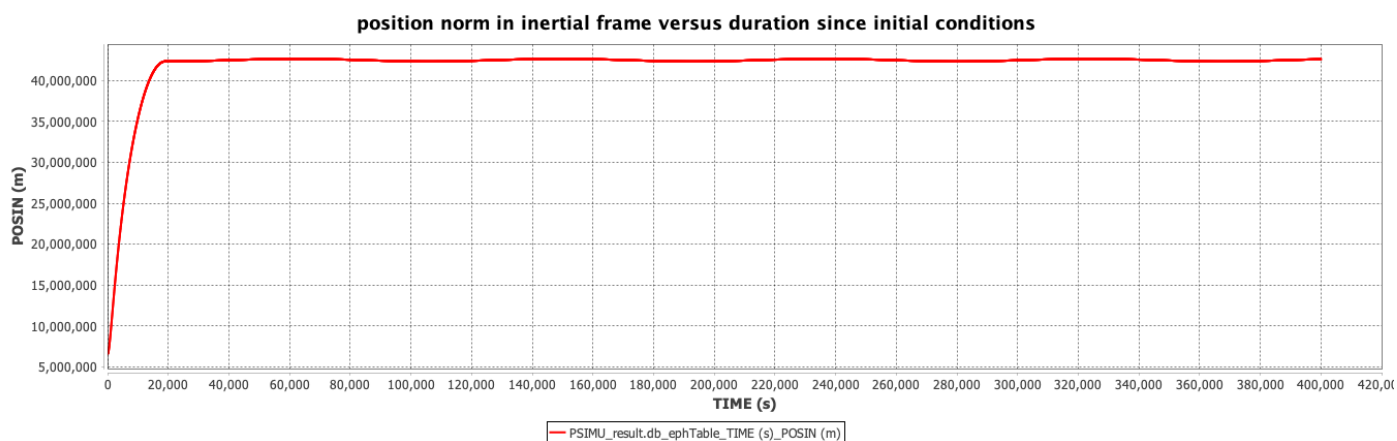


Figure 12 : Norme de la position dans PSIMU après circularisation

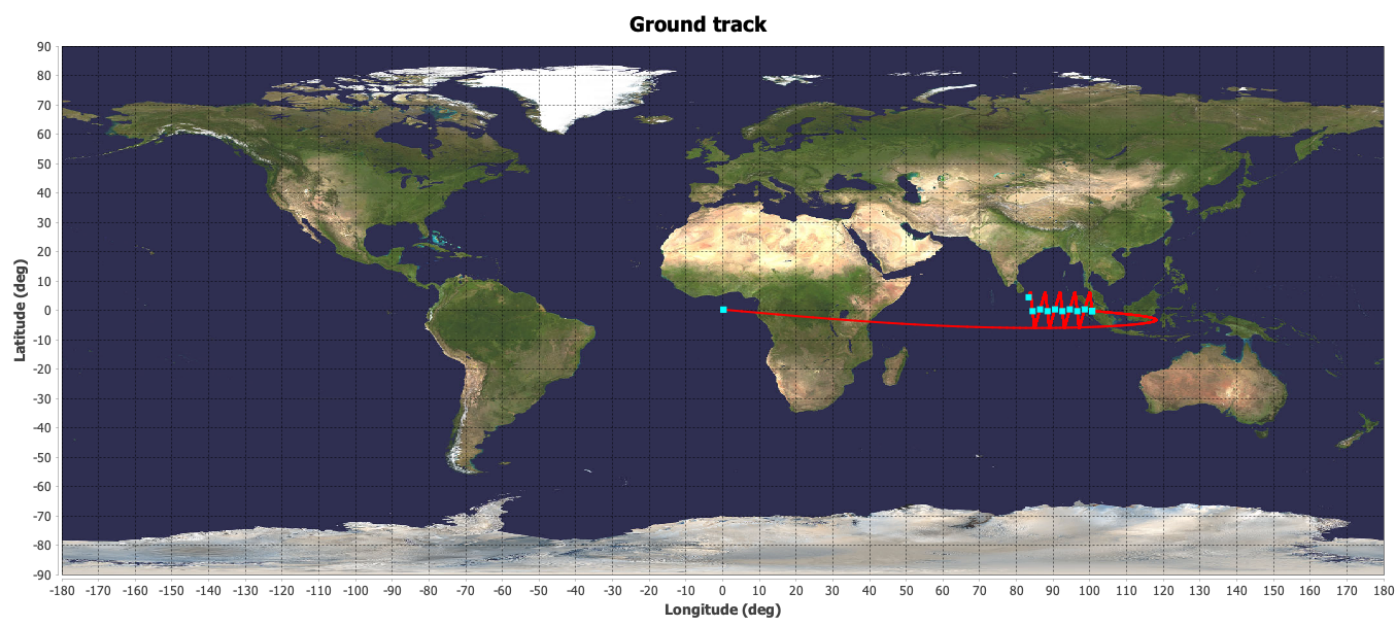


Figure 13 : Trace au sol dans PSIMU après circularisation

La norme du vecteur position oscillant faiblement autour d'une valeur constante confirme cette quasi-circularité.

Ces oscillations périodiques de latitude, visibles sur la trace au sol, sont dues à l'inclinaison résiduelle de l'orbite ($\approx 6^\circ$) qui fait décrire au satellite une trajectoire inclinée projetée sur le plan équatorial, générant un léger va-et-vient nord-sud à chaque révolution.

L'analyse révèle aussi que le rayon orbital obtenu (**42 479 km**) dépasse légèrement la valeur géostationnaire cible (**42 166 km**). Cette différence de 313 km, bien que modeste en termes relatifs (0,7%), génère un effet dynamique observable sur la trace au sol : le satellite présente une dérive longitudinale vers l'ouest par rapport à un point géostationnaire parfait.

Cette dérive, visible sur la trace au sol par un décalage progressif vers la gauche, résulte du fait que la période orbitale sur l'orbite légèrement plus haute ($T \approx 24\text{h } 07\text{min}$) excède la période de rotation terrestre (23h 56min 04s). Concrètement, le satellite "prend du retard" sur la rotation terrestre, ce qui se traduit par un glissement apparent vers l'ouest à raison d'environ $0,76^\circ/\text{jour}$.

Plutôt que de procéder immédiatement aux manœuvres correctives depuis la longitude initiale (post M1), cette dérive longitudinale peut être exploitée stratégiquement. En effet, puisque l'objectif opérationnel consiste à positionner METEOSAT 9 à $45,5^\circ$ de longitude Est (mission IODC - Indian Ocean Data Coverage), il est judicieux d'attendre que la dérive naturelle amène le satellite à proximité de cette longitude cible avant d'effectuer les corrections de rayons orbitales M2a et M2b.

Cette approche optimise la séquence de manœuvres en combinant repositionnement longitudinal passif et correction radiale active, permettant d'atteindre simultanément les objectifs de rayon orbital (42 166 km) et de positionnement géographique ($45,5^\circ$ E) tout en minimisant la consommation de propergol supplémentaire. Une fois cette la longitude cible atteinte, on procède à la correction de rayon orbitale.

c. Correction du rayon orbital

En faisant l'hypothèse que l'orbite obtenue est bien circulaire, on peut déterminer la vitesse du satellite sur son orbite à l'issue de la manœuvre de circularisation (M1) :

$$v_{C_postM1} = \sqrt{\frac{\mu}{r_{postM1}}} = \sqrt{\frac{398600}{42479}} = 3063,2 \text{ m/s}$$

On en déduit le $\Delta V_{correctif}$ nécessaire pour se rapprocher de l'orbite cible :

$$\Delta V_{correctif} = v_{C_GEO} - v_{C_postM1} = 3074,6 - 3063,2 = 11,4 \text{ m/s}$$

Comme expliquée précédemment, cette impulsion totale est ensuite répartie en deux manœuvres successives :

- **Manœuvre 2a** : première impulsion tangente pour transformer l'orbite circulaire actuelle en une ellipse dont le périgéé sera diminué.
- **Manœuvre 2b** : seconde impulsion au nouveau périgéé pour recirculariser l'orbite

A l'issu de ces deux manœuvres correctives, on obtient le résultat suivant :

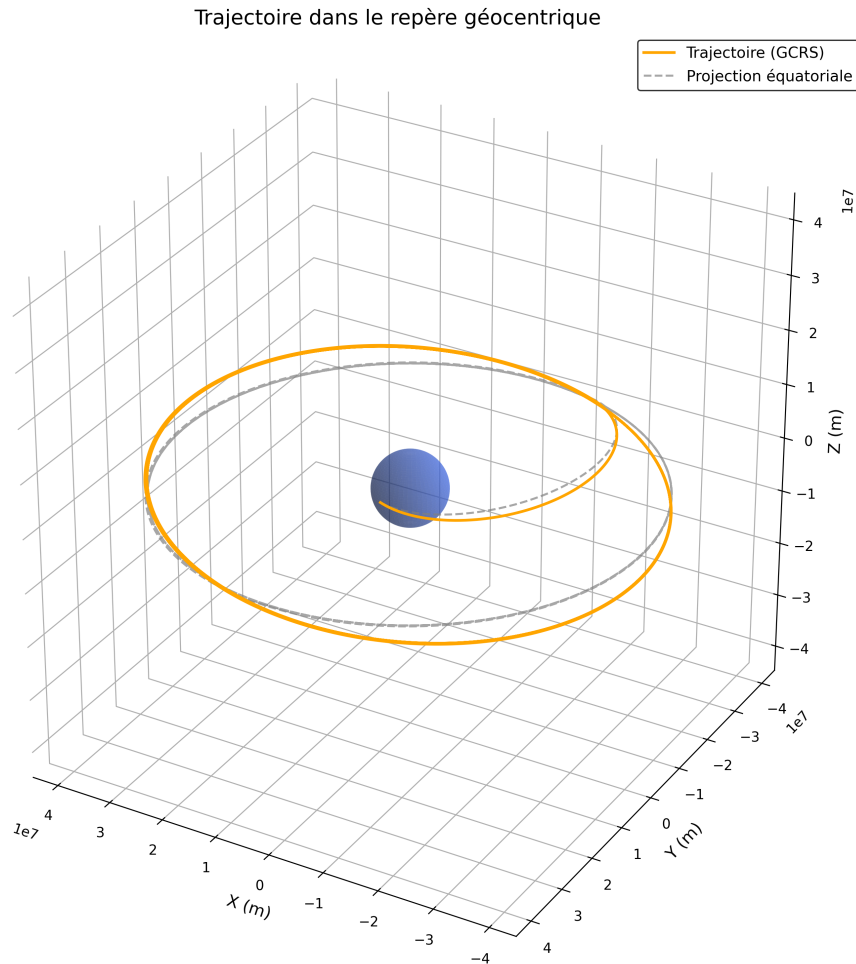


Figure 14 : Trajectoire orbitale dans le repère géocentrique après la correction de rayon orbitale

Après exécution des deux manœuvres correctives, la simulation confirme que METEOSAT 9 atteint une orbite géostationnaire circulaire très proche du rayon cible :

- Rayon orbital moyen post-correctifs : **42 168 km** (écart de 2 km soit **0,005%** par rapport à **42 166 km**).
- Excentricité résiduelle : quasi nulle, vérifiée par l'horizontale parfaite de la norme de position dans le repère inertiel.
- Longitude : la longitude cible de 45,5 degrés est bien atteinte

La trajectoire 3D dans le repère géocentrique présente un anneau quasi parfait autour de la Terre, attestant de la circularisation complète et des corrections radiales.

Sur la trace au sol finale, la projection au sol se réduit à un point quasi fixe (petit oscillateur en latitude), confirmant visuellement le caractère géostationnaire de l'orbite. Les oscillations de latitude restent limitées à $\pm 6^\circ$ du fait de l'inclinaison non corrigée.

Ces résultats valident la séquence : circularisation initiale, attente de la bonne longitude puis deux manœuvres rétrogrades de correction radiale, permettant d'atteindre avec précision le rayon et la position géostationnaire spécifié.

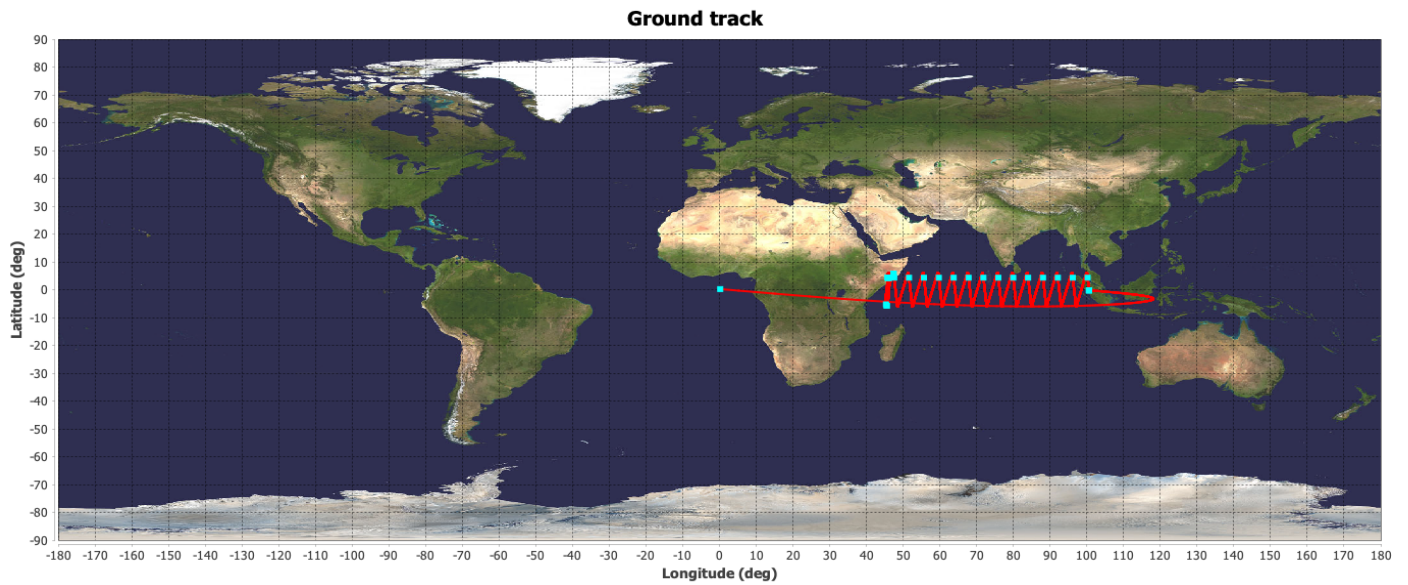


Figure 16 : Trace au sol de l'ensemble de la phase de mise en orbite GEO

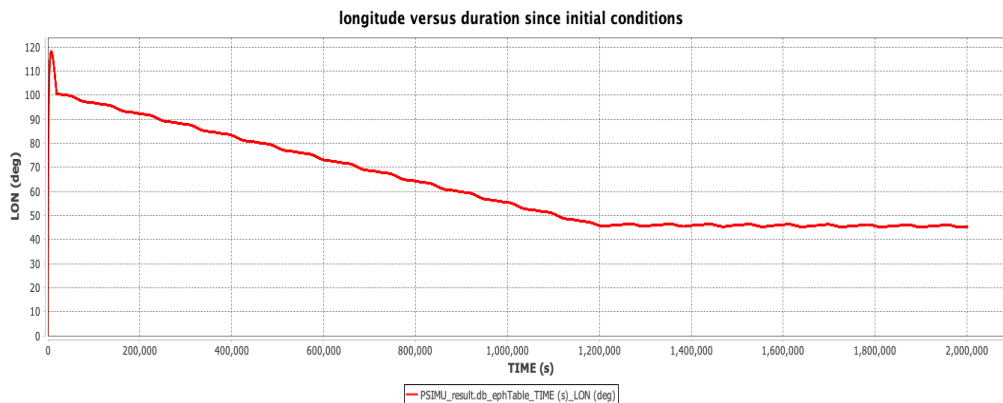


Figure 15 : Évolution de la longitude en fonction du temps lors de la mise en orbite GEO

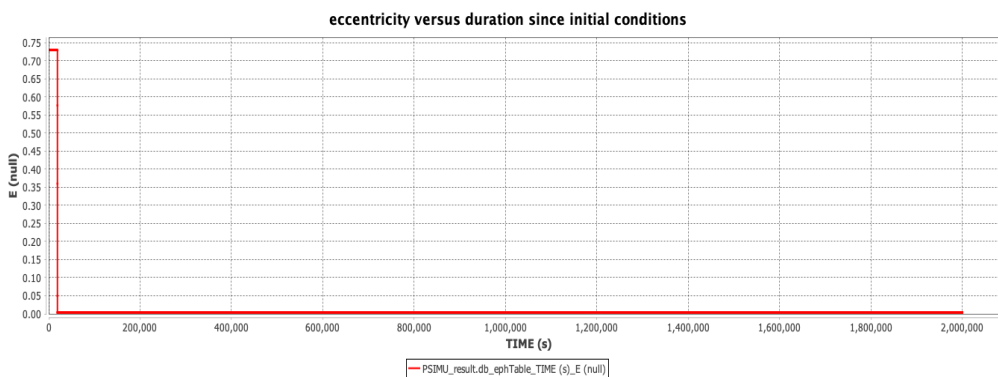


Figure 17 : Évolution de l'excentricité en fonction du temps lors de la mise en orbite GEO

V.3 Gestion du carburant

La manœuvre de circularisation principale (M1) requiert un ΔV total de **1 477,6 m/s**, mais la capacité d'un seul réservoir (~244 kg d'ergols) ne suffit pas à délivrer cette impulsion d'un seul tenant. Il est donc nécessaire de fractionner la manœuvre en plusieurs phases successives (M1a, M1b, M1c...), chacune utilisant un réservoir distinct. On applique à chaque étape l'équation de Tsiolkovski :

$$\Delta V = I_{SP} \times g_0 \times \ln\left(\frac{m_i}{m_f}\right)$$

ΔV résultant du premier réservoir :

On applique la formule avec :

- $m_i = 2054 \text{ kg}$ et $m_f = 2054 - 244 = 1810 \text{ kg}$

On trouve :

$$\Delta V_{M1a} = 399,7 \text{ m/s}$$

ΔV résultant du second réservoir :

On applique la formule avec :

- $m_i = 1810 \text{ kg}$ et $m_f = 1810 - 244 = 1566 \text{ kg}$

On trouve :

$$\Delta V_{M1b} = 458,2 \text{ m/s}$$

ΔV résultant du troisième réservoir :

On applique la formule avec :

- $m_i = 1566 \text{ kg}$ et $m_f = 1566 - 244 = 1322 \text{ kg}$

On trouve :

$$\Delta V_{M1c} = 536,7 \text{ m/s}$$

A l'issu de ces trois phases, le ΔV consommé est de :

$$\Delta V_{M1a} + \Delta V_{M1b} + \Delta V_{M1c} = 1394,6 \text{ m/s}$$

ΔV restant à utiliser dans le quatrième réservoir :

$$\Delta V_{M1d} = \Delta V_{M1} - (\Delta V_{M1a} + \Delta V_{M1b} + \Delta V_{M1c}) = 83 \text{ m/s}$$

Pour résumer :

Réservoirs	ΔV du réservoir (m/s)	ΔV cumulé (m/s)
1	399,7	399,7
2	458,2	857,9
3	536,7	1394,6
4	83	1477,6

Tableau 2 : Répartition de l'usage des différents réservoirs lors de la manœuvre de circularisation

Paramétrage dans PSIMU :

Au sein de PSIMU, on fractionne la manœuvre M1 en quatre manœuvres, chacune espacée de 2s (on suppose que la manœuvre est une impulsion). On paramètre alors :

The figure displays four configuration panels for maneuvers in PSIMU, labeled Maneuver1 through Maneuver4. Each panel contains the following fields and values:

- Maneuver1:**
 - Maneuver Type: Impulsive
 - Name: Tank1
 - Impulse maneuver Type: Standard
 - Frame type: Local Orbital Frame
 - LOF: TNW
 - Delta V: Custom - Axis coordinates
 - Alpha (around Z): 0.0 deg
 - Beta (above XY plane): 0.0 deg
 - Norm: 399.7 m/s
 - X Component: 399.7 m/s
 - Y Component: 0.0 m/s
 - Z Component: 0.0 m/s
 - Maneuver Start event: Type: Relative date, Display event config: checked, Relative Date Detector: Relative date: 19050.0 s, Display expert config: unchecked
 - Engine: S400-1
 - Fuel Tank: Fuel Tank1
- Maneuver2:**
 - Maneuver Type: Impulsive
 - Name: Tank2
 - Impulse maneuver Type: Standard
 - Frame type: Local Orbital Frame
 - LOF: TNW
 - Delta V: Custom - Axis coordinates
 - Alpha (around Z): 0.0 deg
 - Beta (above XY plane): 0.0 deg
 - Norm: 458.2 m/s
 - X Component: 458.2 m/s
 - Y Component: 0.0 m/s
 - Z Component: 0.0 m/s
 - Maneuver Start event: Type: Relative date, Display event config: checked, Relative Date Detector: Relative date: 19052.0 s, Display expert config: unchecked
 - Engine: S400-2
 - Fuel Tank: Fuel Tank2
- Maneuver3:**
 - Maneuver Type: Impulsive
 - Name: Tank3
 - Impulse maneuver Type: Standard
 - Frame type: Local Orbital Frame
 - LOF: TNW
 - Delta V: Custom - Axis coordinates
 - Alpha (around Z): 0.0 deg
 - Beta (above XY plane): 0.0 deg
 - Norm: 536.7 m/s
 - X Component: 536.7 m/s
 - Y Component: 0.0 m/s
 - Z Component: 0.0 m/s
 - Maneuver Start event: Type: Relative date, Display event config: checked, Relative Date Detector: Relative date: 19054.0 s, Display expert config: unchecked
 - Engine: S400-1
 - Fuel Tank: Fuel Tank3
- Maneuver4:**
 - Maneuver Type: Impulsive
 - Name: Tank4
 - Impulse maneuver Type: Standard
 - Frame type: Local Orbital Frame
 - LOF: TNW
 - Delta V: Custom - Axis coordinates
 - Alpha (around Z): 0.0 deg
 - Beta (above XY plane): 0.0 deg
 - Norm: 83.0 m/s
 - X Component: 83.0 m/s
 - Y Component: 0.0 m/s
 - Z Component: 0.0 m/s
 - Maneuver Start event: Type: Relative date, Display event config: checked, Relative Date Detector: Relative date: 19056.0 s, Display expert config: unchecked
 - Engine: S400-2
 - Fuel Tank: Fuel Tank4

Figure 18 : Paramétrage de la manœuvre de circularisation dans PSIMU

Comme justifié précédemment, on remarque l'usage du système de coordonnées TNW pour les manœuvres.

A propos des deux manœuvres correctives M2a, M2b, le réservoir 4 sera utilisé (le seul ayant encore du propergol). Le paramétrage se fait de façon identique en veillant toutefois à inverser le sens de l'impulsion :

Maneuver5

Maneuver
Maneuver Type: Impulsive
Name: Corrections1
Impulse maneuver
Type: Standard
Frame type: ☒ Local Orbital Frame ☐ Inertial Frame
LOF: TNW
Delta V
Type of coordinates: Custom - Axis coordinates
Alpha (around Z): 180.0 deg
Beta (above XY plane): 0.0 deg
Norm: 5.65 m/s
X Component: -5.65 m/s
Y Component: 0.0 m/s
Z Component: 0.0 m/s
Maneuver Start event
Type: Relative date
☒ Display event config
Relative Date Detector
Relative date: 62371.0 s
☐ Display expert config
Engine: S400-1
Fuel Tank: Fuel Tank4

Maneuver6

Maneuver
Maneuver Type: Impulsive
Name: Correction2
Impulse maneuver
Type: Standard
Frame type: ☒ Local Orbital Frame ☐ Inertial Frame
LOF: TNW
Delta V
Type of coordinates: Custom - Axis coordinates
Alpha (around Z): 180.0 deg
Beta (above XY plane): 0.0 deg
Norm: 5.65 m/s
X Component: -5.65 m/s
Y Component: 0.0 m/s
Z Component: 0.0 m/s
Maneuver Start event
Type: Relative date
☒ Display event config
Relative Date Detector
Relative date: 105706.0 s
☐ Display expert config
Engine: S400-2
Fuel Tank: Fuel Tank4

Figure 19 : Paramétrage des manœuvres de correction orbitale dans PSIMU

La séquence de manœuvres simulée pour METEOSAT 9 illustre la complexité et la précision requises pour une insertion géostationnaire réussie. Trois points majeurs méritent réflexion :

Premièrement, le **budget ΔV global** conjugué à la répartition des réserves de propergol révèle un compromis délicat entre capacité de manœuvre et autonomie opérationnelle. Les 1 477,6 m/s nécessaires à la circularisation initiale mobilisent plus de quatre réservoirs, obligeant à fractionner la manœuvre pour respecter les limites de chaque réservoir sphérique. Cette contrainte impose une planification fine des séquences M1a–M1d. Dans un contexte opérationnel on peut imaginer que cette démarche augmente la complexité des phases de transition et exige un contrôle d'attitude extrêmement rigoureux pour garantir l'efficacité du ΔV délivré à chaque impulsion.

Deuxièmement, **l'évaluation post-circularisation** met en évidence la tension entre la théorie et la réalité : l'orbite obtenue à 42 479 km, bien que quasi circulaire, se présente 313 km au-dessus de la cible. Cet écart, résultant d'imprécisions de poussée et de perturbations non modélisées (J_2 , attractions luni-solaires...), souligne l'importance de la correction d'orbite en deux temps (manœuvres 2a et 2b). La modestie du ΔV correctif (11,4 m/s) démontre néanmoins l'efficacité de cette méthode bidirectionnelle pour atteindre avec précision le rayon GEO de 42 166 km.

Troisièmement, les **oscillations résiduelles** observées sur la trace au sol et la norme de position rappellent que, la dynamique d'un satellite en orbite géostationnaire reste soumise à des variations périodiques. Ici nous nous sommes uniquement intéressés à des problématiques d'altitudes mais dans la réalité il faudrait aussi considérer l'inclinaison de l'orbite, les perturbations orbitales à long terme, de possible débris...

En conclusion, la simulation PSIMU de la chaîne GTO→GEO de METEOSAT 9 démontre que :

- La **division des manœuvres** selon la capacité des réservoirs est indispensable pour optimiser l'usage du propergol.
- Les **corrections fines** garantissent l'exactitude du placement orbital, compensant les écarts post-manœuvre principale.
- Des **ajustements** resteront toutefois nécessaires dans la phase opérationnelle du satellite pour minimiser l'impact des dérives et phénomènes perturbateurs.

VII.1 Tableaux

Tableau 1 : Systèmes de coordonnées couramment utilisés.....	6
Tableau 2 : Répartition de l'usage des différents réservoirs lors de la manœuvre de circularisation ..	22

VII.2 Figures

Figure 1 : Paramétrage de METEOSAT 9 dans PSIMU	7
Figure 2 : Paramètres orbitaux issus des TLE.....	8
Figure 3 : Trace au sol de l'orbite cible sur PSIMU	9
Figure 4 : Norme de la position de METEOSAT 9 en fonction du temps	9
Figure 5 : Norme de la vitesse de METEOSAT 9 en fonction du temps	9
Figure 6 : Trajectoire orbitale cible dans le repère géocentrique.....	10
Figure 7 : Paramétrage dans PSIMU de l'orbite GTO initiale	13
Figure 8 : Trace au sol dans PSIMU de l'orbite GTO initiale	13
Figure 9 : Trajectoire dans le repère géocentrique de l'orbite GTO initiale.....	14
Figure 10 : Trajectoire dans le repère géocentrique après circularisation	17
Figure 11 : Excentricité dans PSIMU après circularisation	18
Figure 12 : Norme de la position dans PSIMU après circularisation	18
Figure 13 : Trace au sol dans PSIMU après circularisation	18
Figure 14 : Trajectoire orbitale dans le repère géocentrique après la correction de rayon orbitale.....	20
Figure 15 : Évolution de la longitude en fonction du temps lors de la mise en orbite GEO.....	21
Figure 16 : Trace au sol de l'ensemble de la phase de mise en orbite GEO.....	21
Figure 17 : Évolution de l'excentricité en fonction du temps lors de la mise en orbite GEO	21
Figure 18 : Paramétrage de la manœuvre de circularisation dans PSIMU	23
Figure 19 : Paramétrage des manœuvres de correction orbitale dans PSIMU	24

VII.3 Références

1. **Battrick, Bruce.** *MeteoSat Second generation : The Satellite Development.* s.l. : ESA Publications, 1999.
2. **EOPortal.** Meteosat Second Generation. *EOPortal.* [En ligne] 2022. <https://www.eoportal.org/satellite-missions/meteosat-second-generation>.
3. **Wikipedia.** Météosat seconde génération. *Wikipedia.* [En ligne] 2024. https://fr.wikipedia.org/wiki/Météosat_seconde_génération#:~:text=Météosat%20seconde%20génération%20ou%20MSG,l'organisation%20météorologique%20européenne%20EUMETSAT..
4. **LAGIER, Roland.** *Ariane 5 User's Manual, Issue 5 Revision 2.* s.l. : Arianespace, 2016.
5. **CNES.** What is Psimu. *Psimu.* [En ligne] https://psimu.cnes.fr/index.php/What_is_Psimu.
6. —. WELCOME TO THE PSIMU WIKI. *Psimu.* [En ligne] https://psimu.cnes.fr/index.php/WELCOME_TO_THE_PSIMU_WIKI.
7. **CelesTrak.** CelesTrak : Current GP element sets. *CelesTrak* . [En ligne] <https://celestrak.org/NORAD/elements/>.
8. **Philippe, Volvert.** Récapitulatif des lancements spatiaux de 2005. *Destination Orbite.* [En ligne] 2023. <https://destination-orbite.net/astronautique/lancements/recapitulatif/lancements-orbitaux-2005>.

VIII.1 Code de visualisation Python

```

import numpy as np
import matplotlib.pyplot as plt
from mpl_toolkits.mplot3d import Axes3D
import os

# Chemin du fichier résultat PSIMU
fichier = "CBC-software-PSIMU-V11/PSIMU_OUTPUT/PSIMU_result_final.txt"

# Listes pour stocker les coordonnées et le temps
X, Y, Z, T = [], [], [], []

with open(fichier, 'r') as f:
    for ligne in f:
        elements = ligne.strip().split()
        if len(elements) >= 7:
            try:
                t = float(elements[0])
                x = float(elements[2])
                y = float(elements[4])
                z = float(elements[6])
                T.append(t)
                X.append(x)
                Y.append(y)
                Z.append(z)
            except ValueError:
                continue # Ignore les lignes non numériques

X = np.array(X)
Y = np.array(Y)
Z = np.array(Z)
T = np.array(T)

# Visualisation
fig = plt.figure(figsize=(12, 10))
ax = fig.add_subplot(111, projection='3d', facecolor='w')

# Tracé de la trajectoire
ax.plot(X, Y, Z, color='orange', label='Trajectoire (GCRS)', linewidth=2, zorder=10)

# Ajout de la Terre (sphère)
rayon_terre = 6371e3
u = np.linspace(0, 2 * np.pi, 100)
v = np.linspace(0, np.pi, 100)
x_terre = rayon_terre * np.outer(np.cos(u), np.sin(v))
y_terre = rayon_terre * np.outer(np.sin(u), np.sin(v))
z_terre = rayon_terre * np.outer(np.ones(np.size(u)), np.cos(v))
ax.plot_surface(x_terre, y_terre, z_terre, color='royalblue', alpha=0.5, linewidth=0, zorder=0)

# Projection 2D sur le plan équatorial (XY)
ax.plot(X, Y, np.zeros_like(Z), color='gray', linestyle='--', alpha=0.7, label='Projection équatoriale', zorder=5)

# Grille
ax.grid(True, color='gray', linestyle=':', linewidth=0.5, alpha=0.6)
ax.xaxis.set_panel_color((1,1,1,1))
ax.yaxis.set_panel_color((1,1,1,1))
ax.zaxis.set_panel_color((1,1,1,1))

# Améliorations visuelles
ax.set_xlabel('X (m)', fontsize=12, color='black')
ax.set_ylabel('Y (m)', fontsize=12, color='black')
ax.set_zlabel('Z (m)', fontsize=12, color='black')
ax.set_title('Trajectoire dans le repère géocentrique', fontsize=15, color='black')
ax.legend(facecolor='w', edgecolor='black', fontsize=11)

# Mettre à l'échelle la Terre et la trajectoire
r = np.sqrt(X**2 + Y**2 + Z**2)
r_max = max(r.max()*1.05, rayon_terre*1.1)
ax.set_xlim(-r_max, r_max)
ax.set_ylim(-r_max, r_max)
ax.set_zlim(-r_max, r_max)

try:
    ax.set_box_aspect((1, 1, 1))
except Exception:
    pass

# Changer l'angle de vue pour une meilleure perspective
ax.view_init(elev=30, azim=120)

ax.xaxis.label.set_color('black')
ax.yaxis.label.set_color('black')
ax.zaxis.label.set_color('black')
ax.tick_params(axis='x', colors='black')
ax.tick_params(axis='y', colors='black')
ax.tick_params(axis='z', colors='black')

plt.tight_layout()
output_dir = "CBC-software-PSIMU-V11/PSIMU_OUTPUT"
os.makedirs(output_dir, exist_ok=True)
output_file = os.path.join(output_dir, "trajectory_geocentric.png")
fig.savefig(output_file, dpi=300, bbox_inches='tight')
print(f"Graphique enregistré: {output_file}")
plt.show()

```