

Diseño de órbitas de Transferencia para GEO

GTO

Phd. Eliecer J. Hernandez N.



Outline



1. Introducción

2. Metodología

3. Simulación/Resultados

4. Conclusiones

Introducción



Motivación del Paper

En el marco del proyecto Venesat-1

1. China Agency of Space Technology (CAST)
中国航天
2. Agencia Bolivariana para Actividades Espaciales (ABAE)

Que significa GTO?

Geosynchronous Transfer Orbit

Diseño de las órbitas intermedias con la finalidad de colocar el satélite en su posición orbital final, con el mínimo consumo de combustible y cumpliendo todas las restricciones del proceso.

Introducción



Análisis de la Misión

Para el nivel de Sistema el análisis de la misión es extremadamente importante para el ciclo de desarrollo del Satélite, En este análisis se debe incluir el análisis del ambiente espacial, Sitio de lanzamiento, Ventana de lanzamiento, secuencia de eventos, diseño orbital, diseño de las maniobras, presupuestos y entre otros.

Metodología



1. Diseño Orbital

- Deltas V's
- Consumo de Propelente
- Tiempo de Maniobras

2. Presupuesto de Propelente

3. Secuencia de Eventos de la Misión

Proceso del Diseño

1. Definir el Numero de Órbitas Intermedias
2. Calcular el radio del perigeo de las órbitas intermedias
3. Calcular el cambio de inclinación (Optimizando el Combustible)
4. Diseñar el Numero de Ciclos en cada órbita

Metodología



Para el diseño orbital usaremos las siguientes ecuaciones

De la Tercera ley de Kepler $T = 2\pi \sqrt{\frac{a^3}{\mu}}$

De Dinámica Orbital $\Delta\lambda = T * n * \omega_e$

$$a = \frac{r_p + r_a}{2}$$

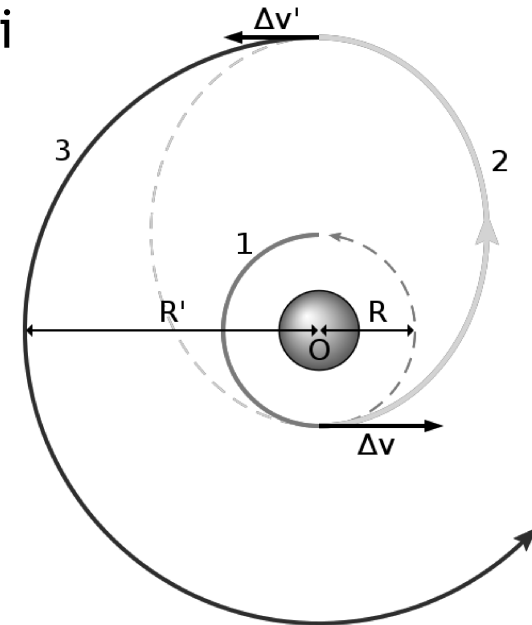
de la Órbita de Transferencia de Hoffman

$$V_1 = \sqrt{\frac{\mu r_p}{a r_a}}$$

$$V_2 = \sqrt{\frac{\mu r_a h}{a h r_p h}}$$

$$V_3 = \sqrt{\frac{\mu r_p h}{a h r_a h}}$$

$$V_4 = \sqrt{\frac{\mu r_a h}{a h r_p h}}$$



$$\Delta V_1 = |V_2 - V_1|$$

$$\Delta V_2 = |V_4 - V_3|$$

*One of the first steps of the mission analysis calculation is the Transfer Orbit design.

Simulaciones/Resultados



Parámetros Iniciales:

Órbita de Inyección:

Altitud del Perigeo: 200Km
Altitud del Apogeo: 35786Km
Inclinación: 28.5°
Perigeo: 166.7° E

Información del Manual del Lanzador y el lugar de lanzamiento

Órbita GEO :

Radio: 35786Km
Inclinación: 0°

Posición Orbital (ITU)

Posición Orbital: 105° E

Numero de Maniobras: 3

Masa Máxima de propelente para O.T.: 1110.1Kg

Proceso de Diseno

1. Radio del perigeo de la 1st and 2nd Órbitas Intermedias

2. Inclinação de la 1st and 2nd Orbitas Intermedias
Optimizando el consumo de combustible

3. Diseñar el numero de Ciclos en cada órbita
Reach the $105^{\circ}E \pm 2^{\circ}$

Simulaciones/Resultados



ORBITS											
Orbit	rp	ra	i	long	T	a	e	n	$\Delta\lambda$		TIME
	Km	Km	deg	deg	Hr	km		Cicles	deg	Point	hrs
Injection	6578.17	42164.17	28.5	166.70	10.52	24371.17	0.73	2.5	395.50	48.80W	26.29
1st	14400	42164.17	11.5	-228.80	13.15	28282.09	0.49	3	593.30	77.90E	39.45
2nd	40000	42164.17	0.3	-822.10	23.02	41082.09	0.03	2	692.46	105.44E	46.04
Geo	42164.17	42164.17	0	-1514.56	23.93	42164.17	0.00	0	0.00	105.44E	0.00

DELTA V'S							
		Km/s	m/s		deg		m/s
	v1	1.5973	1597.4	$\Delta i1$	17	$\Delta V1$	813.71
Apogee	v2	2.1939	2193.9	$\Delta i2$	11.2	$\Delta V2$	979.33
	v3	3.0339	3033.9	$\Delta i3$	0.3	$\Delta V3$	43.79
	v4	3.0746	3074.6				

Propellant Consumption			
Efficienc	Δ Mass	Mass	Δ t
η	(Kg)	(Kg)	seg
	5.47	2423.17	
0.988	566.93	1856.24	3470.98
0.988	509.37	1346.88	3118.58
0.988	19.18	1327.70	117.42
Total	1095.47		

Simulaciones/Resultados



Estrategia de la Maniobra de encendido

- El numero de revoluciones entre maniobras debe ser minimizado;
- Luego de la maniobra final, la deriva residual debe ser suficiente para alcanzar la longitud nominal en el mínimo de tiempo.
- Las correcciones orbitales para detener la deriva debe ser minimizado, debido a que son usados los propulsores de 10N;
- Se debe tener doble cobertura en tierra para las maniobras criticas;
- La estrategia nominal esta optimizada para alcanzar la posición 105°E longitud.

Velocity Firing Maneuver

Orbit	Apogee (Km)	Perigee (Km)	Incli (deg)
0	35786	200	28.5
1	35786	8260	11.5
2	35786	33857	0.3
3	35786	35786	0

Orbit Parameters

Maneuver	Apogee	V(m/s)	Longitude
AFM1	3	813.71	48.79 W
AFM2	6	979.32	77.90 E
AFM3	8	43.78	105.44 E

Método del Presupuesto

La metodología para calcular el presupuesto del propelente consiste en identificar y calcular los incrementos de velocidad (Delta V) correspondiente a cada maniobra específica y entonces calcular la masa de propelente asociada según:

$$\Delta m = m_0 \left(1 - e^{\frac{-\Delta V}{I_{sp} \times \eta \times g}} \right)$$

Presupuesto de Propelente

El análisis del presupuesto de propelente toma en cuenta los siguientes parámetros:

- Maniobras
- Requerimientos de Velocidad
- Requerimientos en cambios de Inclinación
- Impulso Especifico
- Uso del Propelente
- Presurante
- Contingencias
- Residuales

Control de Altitud en Orbita de Transferencia

Es el requerimiento de masa de propelente derivado del control de altitud antes de la maniobra final con el motor de Apogeo (LAE) pero sin incluir la actividad de control durante el encendido del LAE. El consumo típico para LEOP es alrededor de 5.47Kg.

Encendido del LAE (490N)

Después de la separación del vehículo lanzador, el satélite realiza 3 maniobras usando el LAE según:

Maneuver	ΔV (m/s)	η
AFM1	813.71	0.98
AFM2	979.33	0.98
AFM3	43.788	0.98

Simulaciones/Resultados



Control de Altitud final y Posicionamiento

Después de la maniobra final del LAE, el satélite queda en una órbita con una deriva residual de 1deg/day, en esta órbita se aceleran las ruedas de momento y se establece la altitud normal.

Típicamente se estima un consumo de combustible de 5.47kg

El delta V para el posicionamiento es de 5.692m/s.

Maneuver	ΔV (m/s)	I_{sp} (s)	η
Station acquisition	5.69	285	0.84

Simulaciones/Resultados



Mantenimiento de Orbita (Station Keeping)

En la órbita geosincrona el requerimiento de delta V es derivado de las maniobras N/S y E/O :

370m/s para 8 anos (2008~2015) N/S station keeping

3.2m/s por ano para E/O station keeping

Maneuver	ΔV (m/s)	I_{sp} (s)	η
N/S	370	285	0.85
E/O	25.6	285	0.58

Simulaciones/Resultados



Control de Altitud en Órbita

En Órbita geosincrona el consumo de propelente para el control de altitud es de 1.41kg/año (11.25Kg).

Reposicionamiento en Longitud

Durante la vida, el satélite debe tener la capacidad de proveer un reposicionamiento de 1deg/day.

Maneuver	ΔV (m/s)	I_{sp} (s)	η
Reposition	5.69	285	0.815

De-Orbiting

Al final de la vida, el satélite debe poder elevar la órbita a 140Km por encima de la geoestacionaria

Maneuver	ΔV (m/s)	I_{sp} (s)	η
Deorbiting	5.	285	0.815

Residuales de Propelente

Esto corresponde a la masa de propelente remanente en los tanques y tuberías que no se puede 13.650kg.

Margen

En el presupuesto se debe incluir un margen de seguridad de entre 2% y 3%.

Masa total de Combustible Disponible

Filling %	95%	98%
Propellant mass	505.52	521.48
Oxidizer mass	835.98	862.38
Propellant Total Mass	1341.50	1383.86

Simulaciones/Resultados



		Delta V	Isp	Efficiency	Mass Change	Final Mass	
		(m/s)	(s)	n	(Kg)	(Kg)	
1	Lift Off					2428.641	
2	Transfer Orbit Attitude Control				5.470	2423.171	
3	Firing	1st	813.71	315	0.988	566.927	1856.244
		2nd	979.33	315	0.988	509.369	1346.875
		3rd	43.788	315	0.988	19.179	1327.696
4	Drift Orbit Attitude Control				5.470	1322.226	
5	Station Acquisition	5.692	285	0.84	3.201	1319.025	
6	N/S	370	285	0.85	190.174	1128.851	
7	E/W	25.6	285	0.58	17.681	1111.170	
8	Synchronous Orbit Attitude Control				11.250	1099.920	
9	Repositioning	5.69	285	0.815	2.743	1097.176	
10	De-Orbiting	5	285	0.815	2.405	1094.771	
12	Propellant Residuals				13.650	1081.121	
13	Margin (2.63%)				36.338	1044.783	
14	Total Propellant Consumption				1383.858		
15	Helium				3.759	1041.024	

Simulaciones/Resultados



Después de la separación del lanzador, el Satélite es inyectado en la órbita de transferencia, entonces se realizan las maniobras usando el motor de apogeo LAE de 490N. Todo esto se resume como las LEOP (Low Earth OPerations)

Launch Event Sequence

Launch Phase or time **T0**

Lift off of the launcher

Venting of the Satellite by command

Reorientation to separation attitude of the Satellite

Launcher separation or time **T1** According to LM3A 24min 574s

Simulaciones/Resultados



Transfer Orbit Event Sequence

		Days	Hours	Minutes	Seconds	Total in (s)
T1	1474.44	0	0	24	34	1474.44
Sun acquisition	T1 + 40 s	0	0	25	14	1514.44
Solar array deployment	T1 + 25 min	0	0	49	34	2974.44
Earth acquisition	T2 – 150 min	0	24	12	14	87134.28
Gyro calibrating	T2 – 120 min	0	24	42	14	88934.28
Establish the Firing Attitude	T2 – 40 min	1	2	2	14	93734.28
1st apogee maneuver	T2 = T1 + 26,2944 h	1	2	42	14	96134.28
Engine Shut down	T2 + 0,95h	1	3	39	14	99554.28
Turn back to sun acquisition mode	T2 + 120 min	1	4	42	14	103334.3

1st intermediate orbit

		Days	Hours	Minutes	Seconds	Total in (s)
Earth acquisition	T3 – 150 min	2	15	38	57	229137.72
Gyro calibrating	T3 - 120 min	2	16	8	57	230937.72
Establish the Firing Attitude	T3 – 40 min	2	17	28	57	235737.72
2nd apogee maneuver	T3 = T2 + 39,4454h	2	18	8	57	238137.72
Engine Shut down	T3 + 0,859h	2	19	0	30	241230.12
Turn back to sun acquisition mode	T3 + 120 min	2	21	0	30	248430.12

Simulaciones/Resultados



2nd intermediate orbit

		Days	Hours	Minutes	Seconds	Total in (s)
Gyro calibrating	T4 - 120 min	4	18	11	14	411074.52
Establish the Firing Attitude	T4 - 40 min	4	15	31	14	401474.52
3rd apogee maneuver	T4 = T3 + 46,0380h	4	16	11	14	403874.52
Engine Shut down	T4 + 1,793 min	4	16	13	2	403982.1
Turn back to Earth pointing attitude	T4 + 30 min	4	16	41	14	405674.52

Drift orbit

Antenna reflectors deployment

Wheel spin-up to establish the normal attitude

Station acquisition

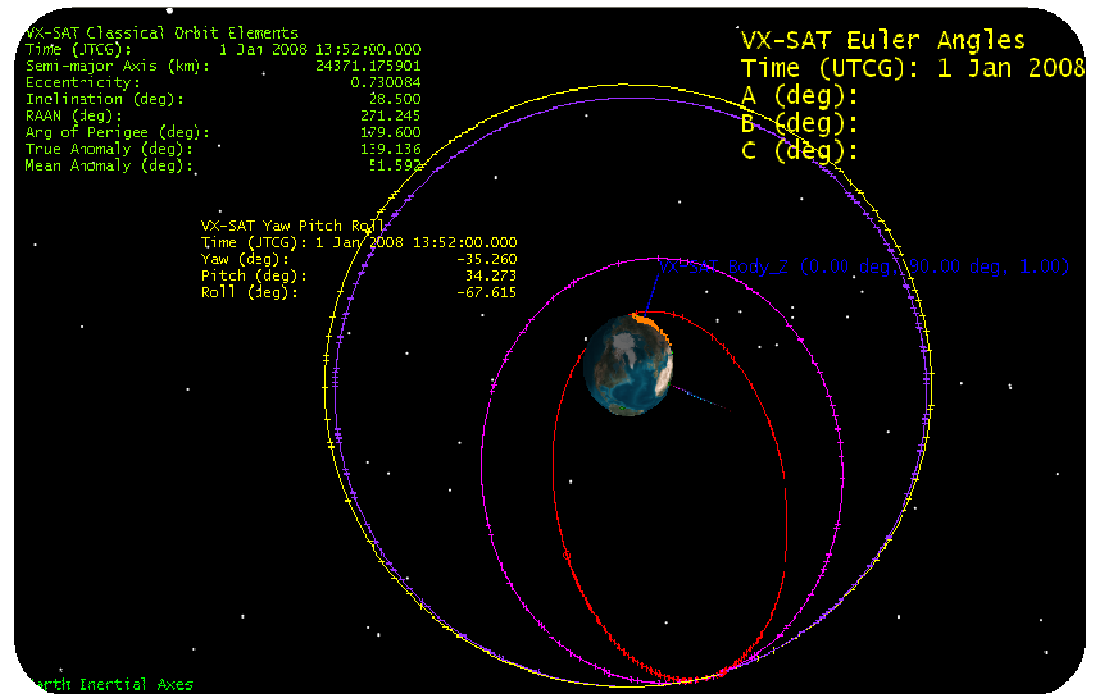
Prepare for IOT

The duration of transfer orbit is $Tt = T4 + 1,793$ min taking account $T1 = 0$.

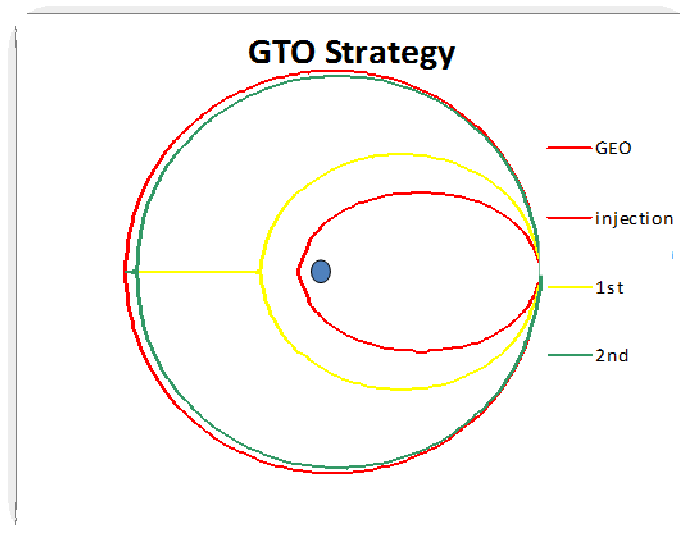
In the VXSAT case we have $Tt = 105,80763h$, for a total maneuver is

4 Days 16 Hours 41 Minutes

Simulaciones/Resultados

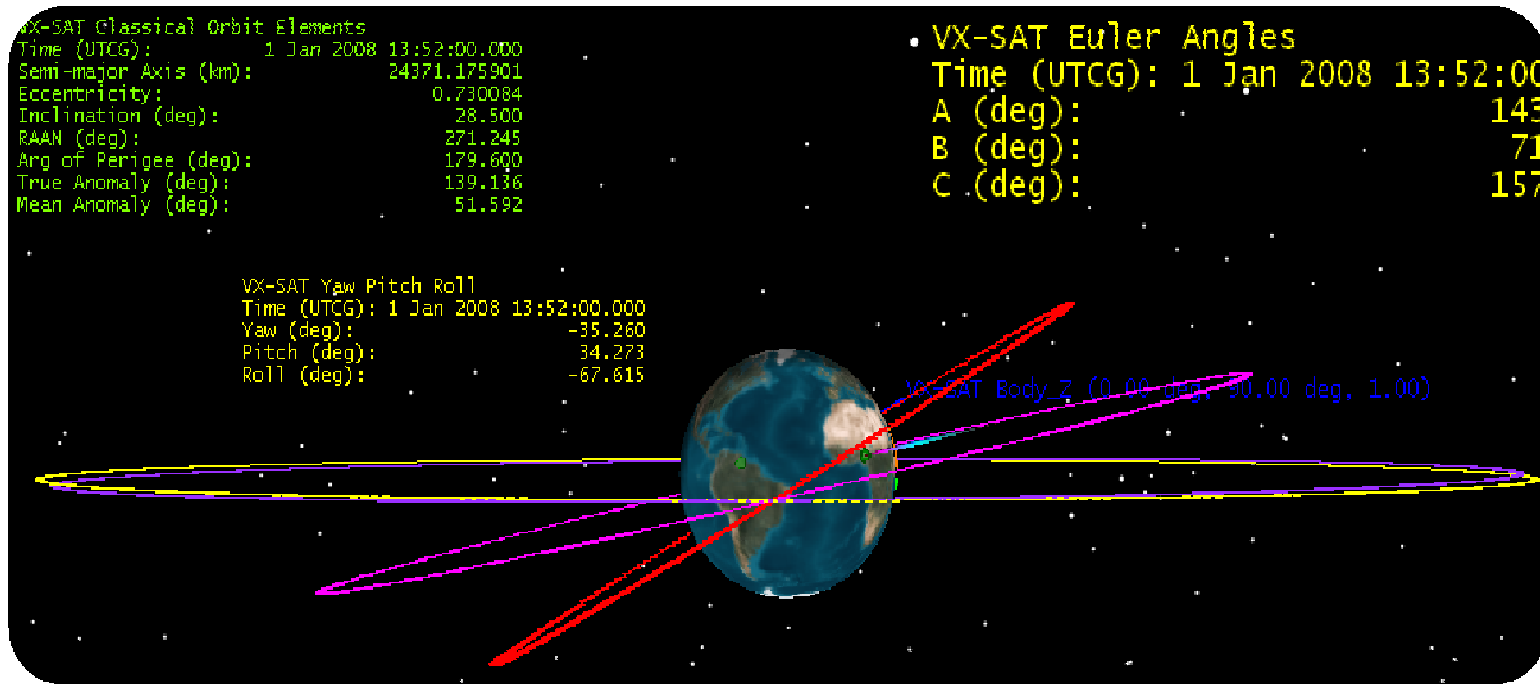


VX-SAT Maneuver Simulation Results



VX-SAT Maneuver Simulation Results (Stk)

Simulaciones/Resultados

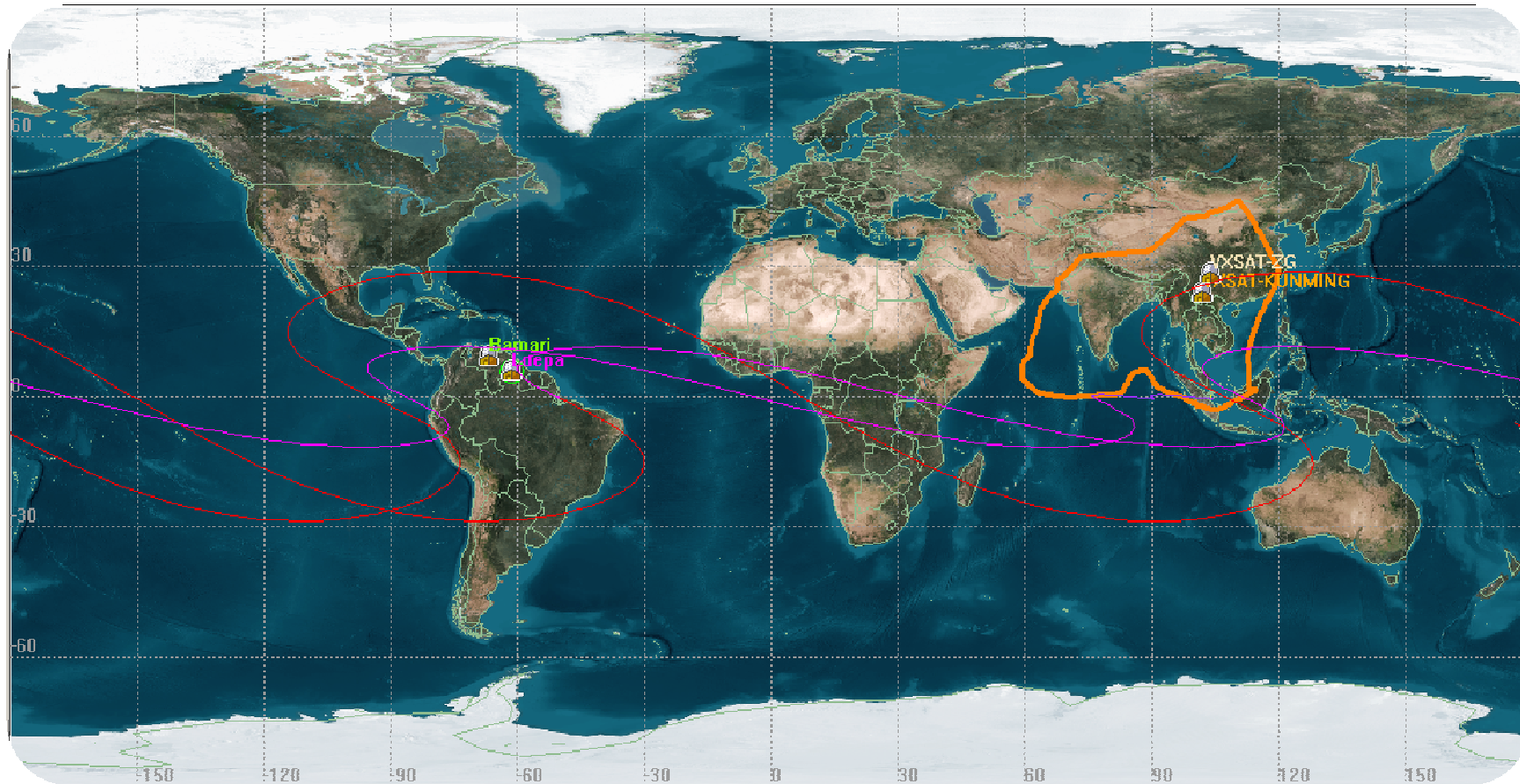


VX-SAT Maneuver Simulation Results (Stk)

Simulaciones/Resultados



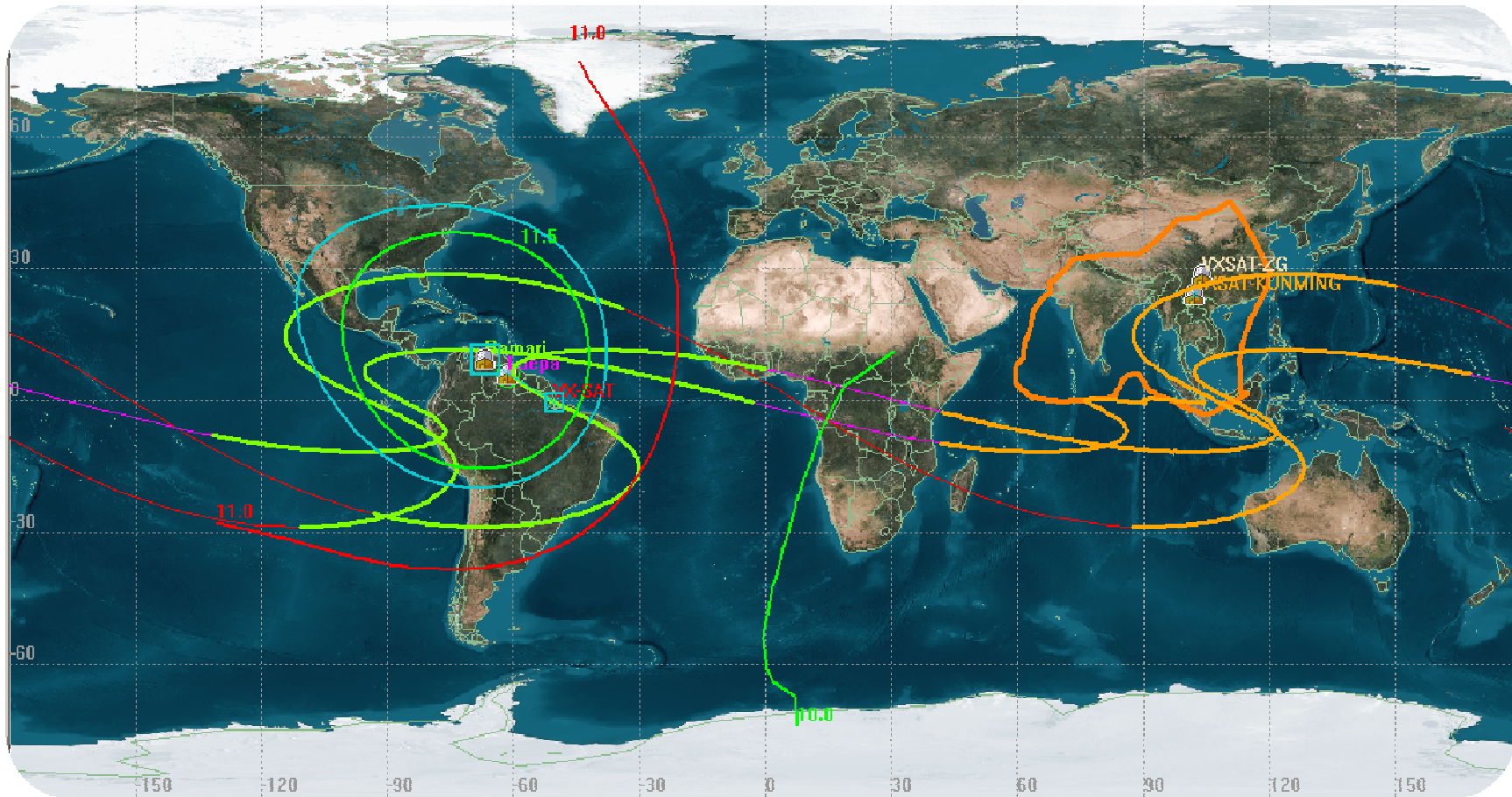
Coverage zone detailed and orbit maneuver`s pass



Simulaciones/Resultados



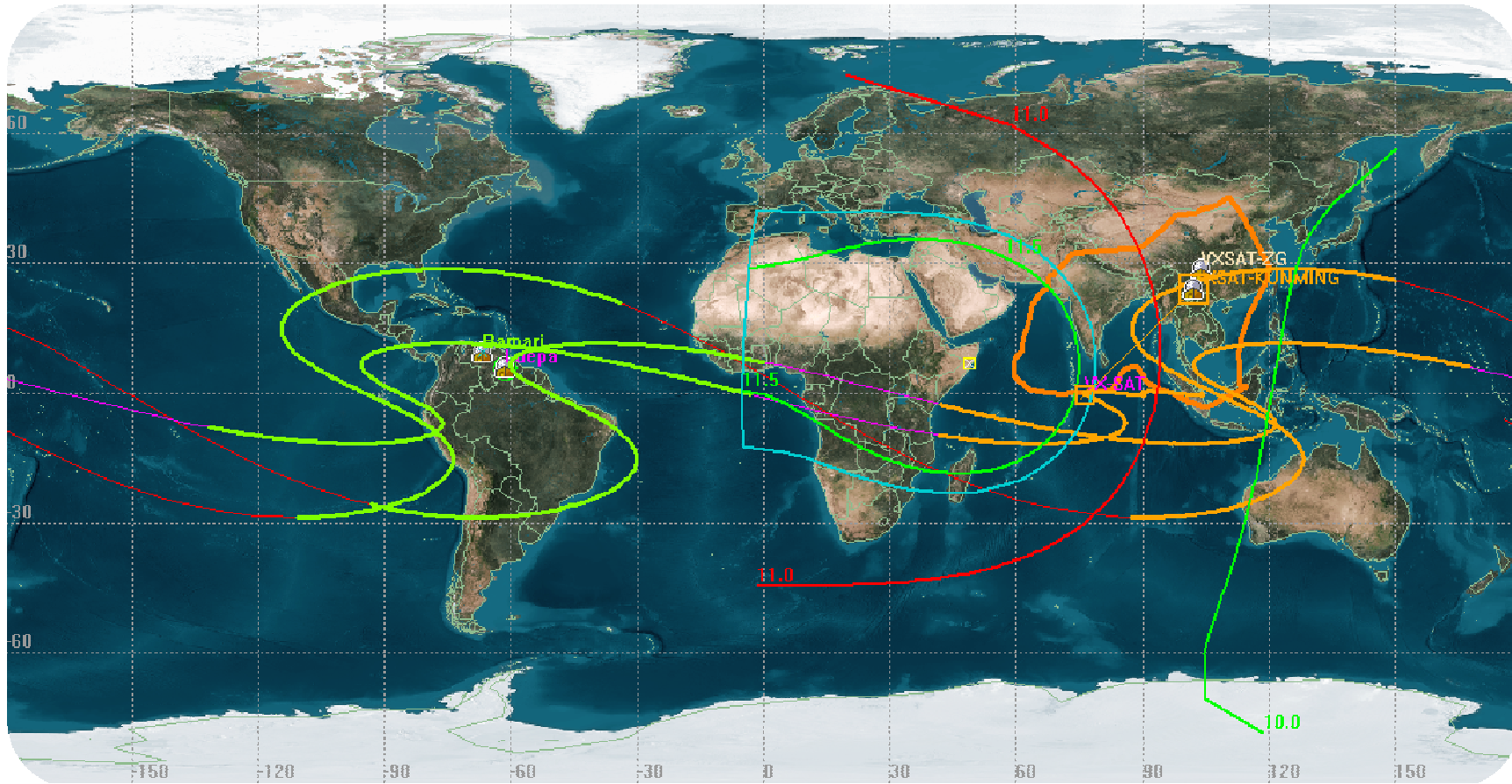
Apogee Maneuver Firing 1



Simulaciones/Resultados



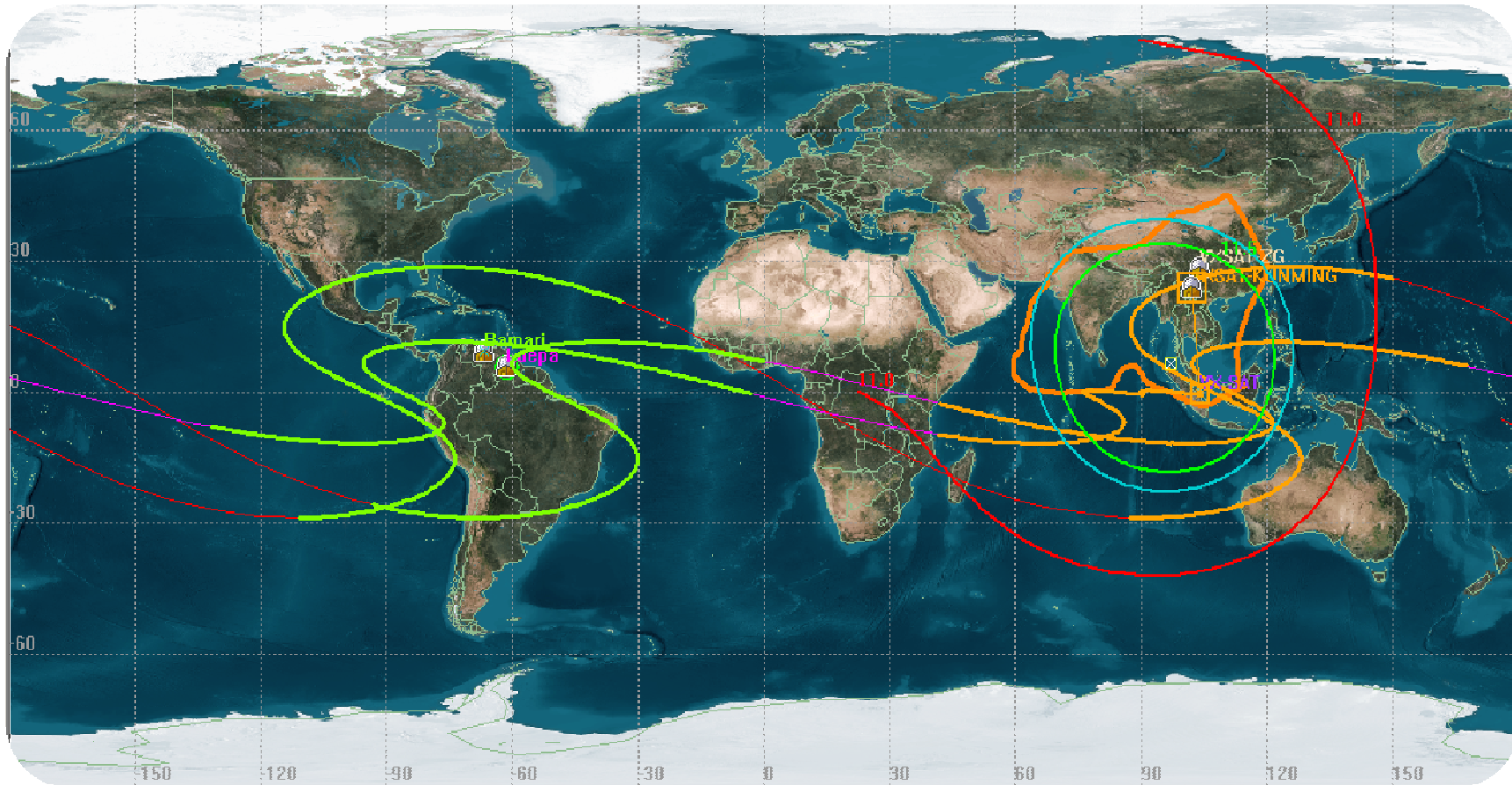
Apogee Maneuver Firing 2



Simulaciones/Resultados



Apogee Maneuver Firing 3



Conclusiones



- El diseño de la Orbita de Transferencia es un proceso muy complejo.
- La aproximación propuesta fue exitosamente implementada.
- Todos los resultados están dentro del rango esperado y aceptable.
- Como se mostró, esta aproximación estuvo muy cerca de la solución obtenida con STK (Satellite Tool Kit) solo 0.98° de diferencia, a pesar de que nuestro modelo no toma en cuenta la perturbación Luni-Solar o la no uniformidad de la gravedad terrestre, la solución se encuentra dentro del límite aceptable (menos de 1°), el error final fue de 0.44° lo suficientemente pequeño para ser compensado luego en el Station Keeping Mode.

Preguntas

Gracias