Manual

para las simulaciones de un nanosatélite utilizando System Tool Kit de AGI

Caso práctico: AzTechSat-1

Aurelio Horacio Heredia Jiménez

Héctor Simón Vargas Martínez

José Ángel Ortega López

UPAEP

Manual

para las simulaciones de un nanosatélite utilizando System Tool Kit de AGI.

Caso práctico: AzTechSat-1

Aurelio Horacio Heredia Jiménez
Héctor Simón Vargas Martínez
José Ángel Ortega López

ediciones del lirio

UPAEP

DIRECTORIO

Emilio José Baños Ardavín | Rector

Eugenio Urrutia Albisua | Vicerrector de Investigación

Mariano Sánchez Cuevas | Vicerrector Académico

Johanna Olmos López | Directora de Investigación

Rosa María Contón Croda | Decana de Ingenierías

Diseño editorial: Inés Barrera
forros: Patricia Reyes

Primera edición: julio 2021
Ciudad de México, México

D.R. © Universidad Popular Autónoma del Estado de Puebla, A.C.
21 Sur 1103, Barrio de Santiago, Puebla, México. C.P. 72410
D.R. © Ediciones del Lirio, SA de CV
Azucenas 10, Col. San Juan Xalpa, Del. Iztapalapa,
C.P. 09850, Ciudad de México
www.edicionesdellirio.com.mx

ISBN EDL: 978-607-8785-38-4

Todos los derechos reservados. Queda prohibida la reproducción total o parcial por cualquier medio o procedimiento, comprendidos la reprografía, el tratamiento informático, la fotocopia o la grabación, sin la previa autorización por escrito de los editores.

Impreso en México / *Printed in Mexico*

Contenido

Acrónimos/ Definiciones 9

Prefacio 11

1. Introducción a la simulación de satélites pequeños 13

1.1 Introducción 13
1.2 Objetivo del Manual 14
1.3 Clasificación de misiones 15
1.4 Importancia de los simuladores aeroespaciales 15
1.4.1 Simulador STK 16
1.4.2 OpenCosmos 16
1.4.3 GMAT 16
1.5 Misión Águila: AzTechSat-1 17
1.5.1 Metodología NASA 18
1.5.2 Criterio de éxito 18
1.5.3 Desarrollo tecnológico e innovación 20
1.6 Conclusiones 20
1.7 Referencias 20

2. Dinámica orbital 21

2.1 Introducción 21
2.2 Clasificación de órbitas 21
2.3 Parámetros de órbita baja 23
2.4 Parámetros de órbita de la EEI 24
2.5 Lanzadores espaciales 25
2.5.1 Despliegue desde la EEI 27
2.5.2 Despliegue desde lanzadores 28
2.5.3 Generación de archivo TLE 30
2.7 Determinación de órbita de AzTechSat-1 30
2.7.1 Cálculo de órbita para la misión 30
2.7.2 Parámetros de órbita por NanoRacks 33
2.8 Conclusiones 33
2.9 Referencias 34

3. Simulador STK 35

3.1 Introducción 35
3.2 Funcionalidades de STK 35
3.2.1 Básica 36
3.2.2 Profesional 36
3.3 Tutorial básico (etapas) 37
3.3.1 Crear escenarios 37
3.3.2 Insertar y modificar objetos 38
3.3.3 Accesos entre objetos 39
3.3.4 Generación de reportes 40
3.4 Tutorial avanzado 42
3.4.1 Propagadores de órbita 42
3.4.2 Diseño de órbita para pequeños satélites 43
3.4.3 Constelación de satélites 44
3.4.4 Estaciones terrestres 45
3.4.5 Tiempo de vida de satélites 45
3.5 Conclusiones 46
3.6 Referencias 46

4. Simulación de tiempo de vida 47

4.1 Introducción 47
4.2 Tiempo de vida según el tipo de órbita 47
4.3 Parámetros para configuración del tiempo de vida del AzTechSat-1 48
4.3.1 Modelo de fuerzas inerciales 48
4.3.2 Fórmula de matriz inercial 49
4.3.3 Parámetros de aplicación Lifetime 49
4.3.4 Descripción de parámetros 50
4.4 Pasos para la simulación de tiempo de vida en STK 51
4.4.1 Configuración de propiedades especificas. Modelo de fuerzas 52
4.4.2 Fuerzas inerciales 52
4.4.3 Configuración de módulo Lifetime 53
4.4.4 Resultados Lifetime Tool 53
4.5 Reporte de luz y sombra 54
4.5.1 Resultados gráficos de luz y sombra 55
4.5.2 Análisis de resultados 55
4.6 Conclusiones 56
4.7 Referencias 56

5. Simulación de LinkBudget para la Misión de AzTechSat-1 57

5.1 Introducción 57
5.2 Configuración de Estación Terrena 58
5.2.1 Parámetros de Antena Terrestre. 59
5.2.2 Parámetros de Antena AzTechSat-1. 60
5.2.3 Configuración de escenario en STK 63
5.2.4 Acceso de conexión entre AzTechSat-1 y Estación Terrena UPAEP 66
5.2.5 Generación de reporte con STK 67
5.2.6 Análisis de resultados 67
5.3 Control de operaciones 68
5.3.1 Simulación de rastreo con STK 68
5.3.2 Generación de coordenadas para el rotor 71
5.3.3 Generación de reportes 73
5.3.3.1 Predicción para 10 días. 73
5.3.3.2 Predicción semanal 73
5.3.3.3 Ajuste de TLE. 74
5.3.4 Análisis de trayectorias 76
5.3.5 Validación de parámetros 77
5.4 Conclusiones 79
5.5 Referencias 80

Apéndice B/ Repositorio 81

Semblanzas 83

Lista de imágenes

Imagen 1. Misión Águila 17
Imagen 2. Integración de AzTechSat-1 certificado 18
Imagen 3. Despliegue desde EEI (19/02/2020, 12:55:01 UTC) 19
Imagen 4. Análisis de datos por Globalstar 19
Imagen 5. Tipos de órbitas 22
Imagen 6. Clasificación de órbitas, Vista 2D 23
Imagen 7. Elementos para diseño de órbita 23
Imagen 8. Estación Terrena – Estación Espacial Internacional 25
Imagen 9. TLE de Estación Espacial Internacional 25
Imagen 10. Etapas de acoplamiento Cohete - EEI 26
Imagen 11. Concepto de operación AzTechSat-1 post-despliegue 26
Imagen 12. AzTechSat-1 durante las pruebas
en módulo NRCSD, NASA AMES 27
Imagen 13. Módulo NRCSD en NASA AMES. 27
Imagen 14. Módulo de despliegue
NanoRacks NRCSD 27
Imagen 15. Lanzamiento para órbita geoestacionaria. 28
Imagen 16. Primera etapa de lanzamiento a órbita geoestacionaria
(Separación de cohete). 28
Imagen 17. Segunda etapa de separación. Propulsión de carga útil 29
Imagen 18. Separación de cohete propulsor de carga útil. 29
Imagen 19. Descripción de TLE AzTechSat-1 30
Imagen 20. Crear escenario 37
Imagen 21. Configuración de escenario 38
Imagen 22. Objetos para insertar en un escenario 38
Imagen 23. Icono para generar Acces report 39
Imagen 24. Configuración de Acces report. 40
Imagen 25. Administrador de reportes. 41
Imagen 26. Diseño de órbita por Orbit Wizard 43
Imagen 27. Base de datos para insertar satélite activo
por USSTRATCOM 44
Imagen 28. Configuración de satélite por elementos orbitales 44
Imagen 29. Constelación de Globalstar 45
Imagen 30. Geoide Terrestre 48
Imagen 31. AzTechSat-1 CubeSat 1U 49
Imagen 32. Modelo de momento inercial 49
Imagen 33. Pasos para simulación de tiempo de vida. 51
Imagen 34. Constelación de Globalstar 51
Imagen 35. Modelo de fuerzas para simulación de AzTechSat-1 52
Imagen 36. Matriz Inercial de AzTechSat-1 en STK. 52
Imagen 37. Resultado en STK de Lifetime. 53

Imagen 38. Gráfica de decaimiento AzTechSat-1 53
Imagen 39. Configuración para reporte de luz y sombra 54
Imagen 40. Resultados en STK para ventas de luz y sombra 54
Imagen 41. Gráfica de luz y sombra 55
Imagen 42. Vista 2D de exposición a luz solar 55
Imagen 43. Temperatura del STINGR de AzTechSat-1 56
Imagen 44. Pasos para simulación de LinkBudget 57
Imagen 45. Diagrama de operación Estación Terrena UPAEP 58
Imagen 46. Interpretación de movimiento azimutal. 58
Imagen 47. Configuración para sensor en simulación de AzTechSat-1. . 61
Imagen 48. Apuntamiento de satélite a Estación Terrena en STK. 61
Imagen 49. Configuración de modelo de transmisión en STK
para AzTechSat-1 62
Imagen 50. Configuración de antena para modelo de transmisión. 62
Imagen 51. Configuración de pérdidas y ganancias. 63
Imagen 52. Configuración de entorno para RF. 64
Imagen 53. Modelo “Rain, Cloud & Fog” 65
Imagen 54. Configuración de absorción atmosférica 65
Imagen 55. Vista 2D Estación Terrena – AzTechSat-1 66
Imagen 56. Configuración en STK para enlace de Estación
Terrena - Satélite 66
Imagen 57. Reporte en STK de resultados LinkBudget 67
Imagen 58. Trayectoria de AzTechSat-1 – Estación Terrena
por N2YO 67
Imagen 59. Pasos para una simulación de rastreo en STK 68
Imagen 60. Ventana de objetos para simulación. 69
Imagen 61. Ventana para buscar satélites activos 69
Imagen 62. Insertar Estación Terrena en STK 70
Imagen 63. Configuración de Estación Terrena por coordenadas
geográficas. 70
Imagen 64. 64 Configuración en STK para movimiento azimutal
de Estación Terrena 71
Imagen 65. Resultados de Report AER 71
Imagen 66. Propiedades de los parámetros de elevación 72
Imagen 67. Configuración de parámetro elevación 72
Imagen 68. Ejemplo de formato para 10 días. 73
Imagen 69. Ejemplo de formato para plan de trabajo semanal 74
Imagen 70. Interpretación de altitud orbital para cálculo
de Rev/día 74
Imagen 71. Cambios en formato TLE. 75
Imágen 72. Despliegue de AzTechSat-1, Vista 2D 76
Imágen 73. Diferencia de propagador; HPOP vs. SGP4 de
AzTechSat-1, Vista 2D 77
Imagen 75. Parámetros Azimutales por N2YO. 81
Imagen 74. Parámetros azimutales por STK. 82

Lista de tablas

Tabla 1. Metodología NASA 18
Tabla 2. Clasificación de órbitas 22
Tabla 3. Descripción de elementos para diseño de órbita 24
Tabla 4. Parámetros de órbita de Estación Espacial Internacional 24
Tabla 5. Parámetros de comunicación de Estación Espacial Internacional - Radioaficionado 25
Tabla 6. Propuesta de parámetros para órbita antes de despliegue 31
Tabla 7. Vectores y parámetros de despliegue de AzTechSat-1 desde EEI. 33
Tabla 8. Simulaciones para misión Águila en STK 35
Tabla 9. Pasos para una simulación en STK FREE 36
Tabla 10. Módulos de STK Profesional 36
Tabla 11. Tipos de reportes para accesos Estación Terrena - Satélite . . . 40
Tabla 12. Reportes Generales 41
Tabla 13. Descripción de propagador SGP4 42
Tabla 14. Descripción de propagador HPOP 43
Tabla 15. Aproximación de tiempo de vida por tipo de órbitas 48
Tabla 16. Especificaciones técnicas AzTechSat-1 48
Tabla 17. Paneles solares AzTechSat-1 49
Tabla 18. Integración de parámetros AzTechSat-1 49
Tabla 19. Configuración de Lifetime para AzTechSat-1. 49
Tabla 20. Tiempo de exposición a la luz solar 55
Tabla 21. Tiempo de exposición en umbra 55
Tabla 22. Descripción de conceptos para Antena 59
Tabla 23. Parámetros de antena en Estación Terrena UPAEP 60
Tabla 24. Parámetros de antena de AzTechSat-1 60
Tabla 25. Parámetros azimutales por N2YO y STK 78

Lista de gráficas

Gráfica 1. Comparación de resultados de altitud por propagadores 76
Gráfica 2. Comparación de azimut por N2YO y STK 78
Gráfica 3. Comparación de elevación por N2YO y STK 79

Acrónimos/Definiciones

LEO: Órbita baja de la Tierra (LEO, por sus siglas en inglés).

AER: Atmospheric and Environmental Research (entornos espaciales de grado comercial. Modelos adaptados del software AF-GeoSpace del Laboratorio de Investigación de la Fuerza Aérea de AER para su uso con STK).

Secular: *adj*. Que dura un siglo o que dura desde hace siglos.

Órbita osculante: Una órbita osculante de un objeto en el espacio en un momento dado en el tiempo es la órbita de Kepler gravitacional que tendría alrededor de su cuerpo central si no hubiera perturbaciones. Es decir, es la órbita que coincide con su estado vectorial orbital actual.

Esferoide oblato: Un esferoide oblato es un elipsoide rotacionalmente simétrico en el cual el eje polar es más pequeño que el diámetro de su círculo ecuatorial. Dícese, también, aplanado o achatado por los polos.

SGP4: The Simplified General Perturbations (propagador de perturbaciones generales simplificadas).

HPOP: High Precision Orbital Propagator.

EEI: Estación Espacial Internacional.

Cubesat: Tipo de satélite con características de un cubo con dimensiones por unidad no mayor a 10 cm por lado.

Tracking:	Del inglés al español significa rastreo.
UHF	(Ultra High Frecuency).
VHF	(Very High Frecuency).
IARU:	Unión Internacional de radioaficionados (IARU, por sus siglas en inglés).
AFSPC:	Air Force Space Command (Comando de la Fuerza Espacial Aérea).
ITU:	Unión Internacional de Telecomunicaciones.

Prefacio

Las comunicaciones electrónicas se han convertido en una herramienta fundamental para el avance de la humanidad. Han permitido estar a la vanguardia en la ciencia y tecnología, así como demostrar que a lo largo de nuestra evolución se puede dar solución a los paradigmas que nos limitan a encontrar el sentido de nuestra existencia a través de los cimientos de las leyes físicas que validan la compresión del Universo y dan pie a edificar pilares que unifican las diferentes disciplinas que contribuyen de manera particular y colectiva en distintos campos científicos, que a lo largo del tiempo y de su evidencia han promovido el desarrollo de proyectos que ayudan a comprender nuevos problemas y sus posibles soluciones.

La tecnología que se utiliza en el espacio ha generado un cambio exponencial en el modo de vida de los humanos en la Tierra. Ha sido tan corto el tiempo y tan radical el cambio, que hoy en día estamos conectados y enterados de lo que sucede en diferentes segmentos terrestres ubicados de extremo a extremo, por ello, se busca continuar y trascender este tipo de tecnología, pero, sin dejar de lado la idea de preservar la naturaleza y evitar el daño ecológico que estos avances puedan generar. Cada aportación en este sector permite que las futuras generaciones puedan implementar y construir mejor tecnología de la que hoy se utiliza.

En el mundo actual se requieren más sistemas de monitoreo aéreos o espaciales y sistemas de comunicaciones que disminuyan los costos de operación, los cuales pueden ser satélites pequeños que orbiten a baja altura (LEO). Esta tendencia queda reflejada en el comienzo de la década de los 20's donde se está dando un parte aguas en cuanto a la necesidades de comunicaciones a distancia de todo tipo de servicios móviles por satélite, es decir, demanda de una red aeronáutica, terrestres y marítimas. Es necesario que las instituciones de educación de nivel superior se sumen al desarrollo de los sistemas de comunicaciones de cualquier tipo siendo está un área de oportunidades en satélites pequeños, contribuyendo a preparar a las nuevas generaciones de profesionistas para enfrentar estos retos desde el salón de clases. El desarrollo de satélites abarca diferentes disciplinas, como la mecánica, electricidad, electrónica, administración, entre otras, todas igual de importantes.

El pensar en poner en órbita un satélite implica saber la altura de operación, trayectoria que debe de recorrer, el tiempo del recorrido en cada trayectoria y, tiempo de vida; toda esta información es necesaria para que desde Tierra se tenga el conocimiento de cuándo se va a tener línea de vista para hacer el enlace desde la Estación Terrena y encontrar los datos de posicionamiento de la antena, como son altitud, azimut y ángulo de elevación, La puesta en órbita de satélites requiere un continuo monitoreo de sus trayectorias, por lo que estar trabajando en el diseño de satélites requiere de hacer predicciones través de simulaciones para saber las condiciones en la que se estarán comportando las trayectorias del recorrido.

El Manual de simulación orbital para nanosatélites está destinado a ser un texto de consulta que muestra los principios básicos de las simulaciones en el diseño de satélites y destaca claramente las numerosas capacidades que los sistemas de simulación en servicio pueden aportar al desarrollo de satélites, las aplicaciones típicas y posibles del STK, los parámetros requeridos, algunas disposiciones reglamentarias especiales y una breve consideración sobre los aspectos técnicos de los sistemas de comunicación del AztechSat-1. Además incluye breves descripciones de las características técnicas y de explotación de los sistemas del STK actualmente en funcionamiento.

1. Introducción a la simulación de satélites pequeños

1.1 Introducción

En el mundo, el uso de la tecnología aeroespacial ha sido un parámetro importante para el desarrollo económico y tecnológico, por ello, de manera particular, cada país busca ser pionero y líder en el uso y comercialización de esta tecnología, México ha buscado posicionarse como una de las naciones con mayor interés para hacer uso y aplicación de estos sistemas; por ello, "en 1964 cuando se creó la Organización Internacional de Telecomunicaciones por Satélites (Intelsat), se incorporó para hacer uso de los satélites de comunicación que ofrecía este organismo a nivel global. La empresa Hughes Space and Communications, a través de Intelsat desarrolló el primer satélite denominado *Early Bird* o pájaro madrugador, el cual fue puesto en órbita en abril de 1965 e inició su operación en el mes de junio de ese mismo año.

Para 1968, a través de la Estación Terrestre de Tulancingo, Hidalgo, se hizo el primer enlace de transmisión durante el desarrollo de los Juegos Olímpicos en México vía satélite. Más adelante, en 1980, se inauguró la estación Tulancingo III para continuar con las comunicaciones satelitales en el país" [1].

En 1982 el gobierno mexicano inicia el desarrollo de un proyecto con la empresa dueña de *Early Bird* para el primer sistema de satélites exclusivos del país, conocido como Sistema Morelos, constituido por los satélites Morelos I y Morelos II [2] que hasta el año de 1985 se lograron poner en órbita para uso comercial de telecomunicaciones en el país, utilizados bajo un tiempo de vida de manera particular para Morelos I de 8 años y Morelos II de 19 años. En 1986 se consolida el sistema de telecomunicaciones en México: Telecomm, organismo público descentralizado, creado para auxiliar al Ejecutivo Federal en la prestación de los servicios públicos de telégrafos y de radiotelegrafía, así como para la comunicación vía satélite, desempeñando un papel muy importante en la prestación de servicios de telecomunicaciones [3]. Este organismo utiliza en ese periodo de tiempo los satélites Solidaridad I (Lanzado en noviembre de 1993) y Solidaridad II (Lanzado 7 de octubre de 1994), ambos con 14 años de vida orbital. Posterior a esto, el gobierno mexicano inicia el proyecto de impulsar una empresa comercial con el nombre

de Satélites Mexicanos (Satmex) S.A. de C.V. en 1995 y dos años más tarde sería traspasada a un consorcio americano para el uso y operación de este sistema de satélites.

A lo largo del tiempo, los antecedentes del uso de esta tecnología en el país, acentúan la inversión en el sector comercial y son escasos los satélites exitosos desarrollados por instituciones educativas. Fue en el año de 1995 a través del Programa Universitario de Investigación y Desarrollo Espacial (PUIDE) y de la cooperación científica, tecnológica y espacial entre Rusia y México denominado Rumex, se construyó en la Universidad Nacional Autónoma de México (UNAM)[4] los satélites UNAMSAT-1 (Lanzamiento fallido 1995) y UNAMSAT-B (Lanzamiento 1996 y tiempo de vida aproximado a un año).

Actualmente, en nuestro país, a través de la Agencia Espacial Mexicana (AEM) y la Administración Nacional de Aeronáutica y el Espacio (NASA) otorgan uno de los proyectos más importantes a la Universidad Popular Autónoma del Estado de Puebla (UPAEP) para el desarrollo de la Misión Águila, AztechSat-1, con la finalidad de promover este tipo de investigaciones en las instituciones educativas nacionales para participar en este tipo de proyectos, y que los estudiantes demuestren sus capacidades científicas para integrar propuestas de diseño y desarrollo de nuevos sistemas de telecomunicación inter satelitales bajo el estándar de los cubesats.

Esta oportunidad en particular genera a la comunidad científica la curiosidad de seguir investigando para el diseño, la creación, observación y análisis de satélites artificiales, su aplicación en casos reales para el uso comercial o particular, además de buscar nuevos métodos que generen un impacto económico benéfico para la implementación de estas tecnologías, reducir costos en producción y mejorar la transmisión de datos.

1.2 Objetivo del Manual

Compartir la experiencia en el proceso de desarrollo teórico y técnico de los parámetros que involucra el procedimiento para cada una de las simulaciones; el análisis de rastreo, cálculo de tiempo de vida orbital, exposición a la radiación solar y el presupuesto de enlace Estación Terrena – satélite, los pasos para la validación de los datos obtenidos en cada simulación, utilizando como herramienta de software: System Tool Kit (STK) de Analytical Graphics Inc. (AGI), dando como resultado una herramienta bibliográfica para futuros proyectos aeroespaciales en México.

1.3 Clasificación de misiones

El desarrollo de un satélite se define como un sistema que se programa y opera desde un segmento terrestre. Es importante mencionar que según sea la aplicación de su misión se determina la altitud para la cobertura adecuada del planeta. Los satélites que se encuentran más cercanos a la Tierra son parte de un nuevo desarrollo de tecnología con un costo económico más bajo, algunas de sus aplicaciones son la observación de la Tierra y la recolección de información sobre diferentes fenómenos que ocurren alrededor del planeta para proporcionar información adecuada que a través de un análisis permite crear planes para la prevención o solución que estos puedan generar. Otra aplicación útil es el análisis de rangos multiespectrales en diferentes segmentos terrestres y el desarrollo óptimo en agronomía. Otro tipo de aplicación es la transmisión de datos para los servicios de telecomunicaciones (internet, televisión y telefonía celular... etc), esta tecnología utiliza los satélites en un rango superior a los 35 mil kilómetros para una cobertura constante dentro de un área delimitada por su uso, pero, una de las complicaciones para este tipo de satélites es la transmisión de información y la potencia suministrada debido a la distancia recorrida de la señal entre el emisor y receptor.

Existen misiones que son operadas por personal humano dentro de las naves espaciales, por ejemplo; las misiones Apolo que permitieron los primeros pasos humanos en la Luna y los experimentos realizados dentro de la Estación Espacial Internacional, por otro lado, existe la exploración del espacio profundo que se desarrolla fuera de nuestro sistema solar con la finalidad de buscar nuevos cuerpos astronómicos y analizar su comportamiento en el espacio-tiempo, que, en contraste con los sistemas satelitales, generalmente se basa en la exploración no tripulada ya que representa menos riesgo para el esfuerzo y exposición humana, permite probar nueva tecnología espacial bajo condiciones distintas a las conocidas dentro de nuestra órbita terrestre, por ejemplo, el Rover Curiosity, diseñado con una programación robusta para que sin intervención humana desarrolle su misión en el planeta Marte.

1.4 Importancia de los simuladores aeroespaciales

La importancia de un simulador se debe su utilidad y aplicación para ubicar y analizar una nave espacial durante un movimiento orbital respecto al tiempo y su variación, mediante el análisis de riesgos con la experimentación de cambios y/o anomalías, por lo que simular distintos tipos de escenarios con las posibles condiciones ambientales que impactaría una misión satelital proporciona herramientas para la prevención de diferentes comportamientos que pueden suceder durante la opera-

ción dentro del espacio vacío. A través de una simulación y los reportes computarizados se logra una aproximación y estimación que ayudan a reducir la incertidumbre durante el desarrollo de un satélite y las predicciones de su movimiento. Además, de acuerdo con los procesos que involucra cada simulador, las herramientas permiten conocer ciertos parámetros que influyen para los distintos casos simulados.

1.4.1 Simulador STK

STK se ha posicionado como uno de los simuladores más importantes y eficientes en Norte américa debido a la aplicación en el sector aeronáutico y aeroespacial. La capacidad de las herramientas y la aplicación técnica de las configuraciones específicas para las misiones lo posiciona como uno de los mejores simuladores a nivel global, con el respaldo del comando de la fuerza aeroespacial de Estados Unidos y sus aportaciones. A través de la página oficial y la sección de ayuda se proporciona la orientación a la configuración de los elementos que conforman los elementos que permite simular, la profundidad de análisis respecto al espacio inicia desde las órbitas bajas y tiene la capacidad de integrar modelos para el espacio profundo. Además, si la misión lo requiere, permite la integración de lenguajes de programación y sus librerías para un análisis más robusto y con resultados más amplios, o viceversa, mediante softwares como Matlab, aplicar las herramientas de programación de STK y su manipulación desde el lenguaje particular del software.

1.4.2 OpenCosmos

Es una plataforma con herramientas para el desarrollo de misiones. A través del diseño de la misión, con la recopilación de parámetros y los requerimientos del payload. El diseño de la geometría de órbita, el cálculo de enlace para los datos y la manipulación en el control y operación desde un segmento terrestre. Entre sus aplicaciones se destaca la emulación de sistemas de hardware y software con sus módulos de instalación, generando como resultados preliminares un resumen de sistema de potencia y el consumo de carga basado en la configuración especifica de la misión.

1.4.3 GMAT

General Mission Analysis Tool (por sus siglas en inglés), es un simulador de código abierto, que permite el análisis de diferentes órbitas, su límite es hasta la altitud de la órbita lunar. Fue desarrollado por la NASA con el objetivo de ser usado y aplicado en el sector público y privado. Una de las principales limitantes es la poca manipulación de la interfaz

gráfica, no permite una integración de software – hardware. La principal función es la predicción de órbitas en satélites activos y el movimiento en tiempo real para una trayectoria Estación Terrena – satélite.

1.5 Misión Águila: AzTechSat-1

El objetivo de AzTechSat-1 es diseñar, construir y operar un satélite de tipo cubesat 1U que opere desde una órbita LEO (400 km), enlazar datos de comunicación con la constelación de Globalstar mediante el diseño y construcción del módulo de comunicación llamado Águilaboard (Módulo de comunicación Ultra High Frequency que integra a los demás subsistemas del satélite para el envío y recepción de telemetría en modo Half Duplex), así como validar la pérdida de datos a través de la información obtenida en tierra con la Estación Terrena de UPAEP, compararla mediante la telemetría obtenida en los servidores de Globalstar. Imagen 1.

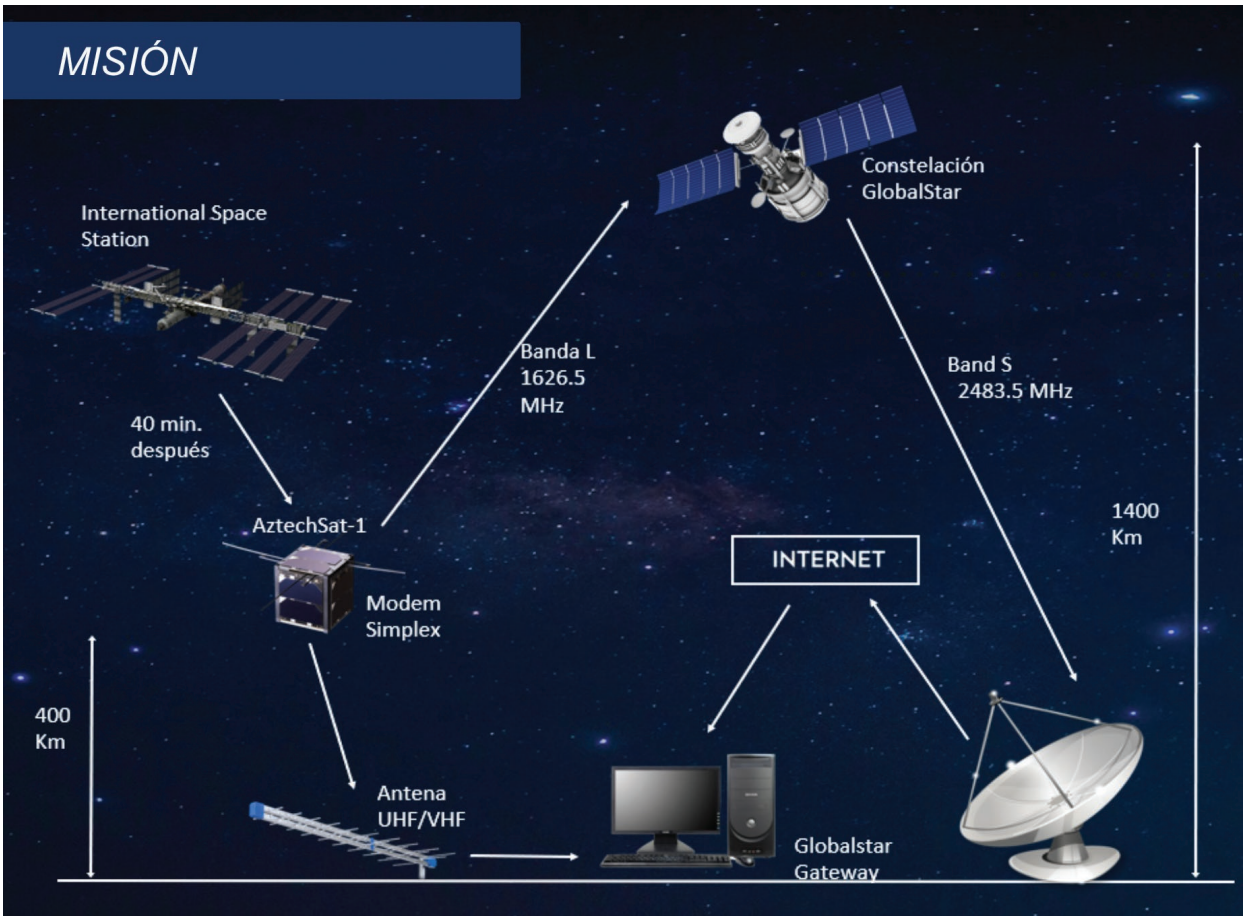


Imagen 1. Misión Águila

1.5.1 Metodología NASA

HITOS	DESCRIPCIÓN
PDR	Requisitos del sistema (Ciencia y Tecnología)
CDR	Propuesta de parámetros para todas las simulaciones aplicables en el caso práctico AzTechSat-1 (Parámetros aproximados)
PRR	Validación de datos para uso en simulaciones
ORR	Comparación de valores previstos y valores reales

Tabla 1. Metodología NASA

1.5.2 Criterio de éxito

Éxito de la misión: Diseñar, construir y operar un cubesat certificado para vuelo y despliegue desde la Estación Espacial Internacional.

- **Éxito mínimo:** Entregar un cubesat 1U físico a NASA, acreditar las revisiones de aceptación y validar los protocolos de verificación para vuelo.

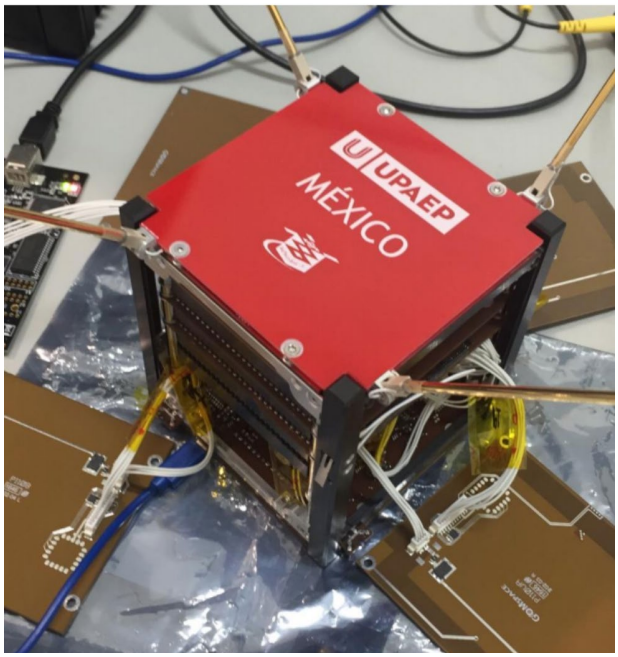


Imagen 2. Integración de AzTechSat-1 certificado

- **Éxito nominal:** Despliegue de AzTechSat-1 desde la Estación Espacial Internacional, operar en modo seguro, empezar transmisión de Beacons y estado de satélite a la constelación Globalstar.

Imagen 3. Despliegue desde EEI (19/02/2020, 12:55:01 UTC)

- **Éxito integral:** Integración de los éxitos anteriores, analizar los paquetes de datos por constelación de Globalstar y transmisión de radiocomandos desde la Estación Terrena de UPAEP para cambiar modos de operación en AzTechSat-1.

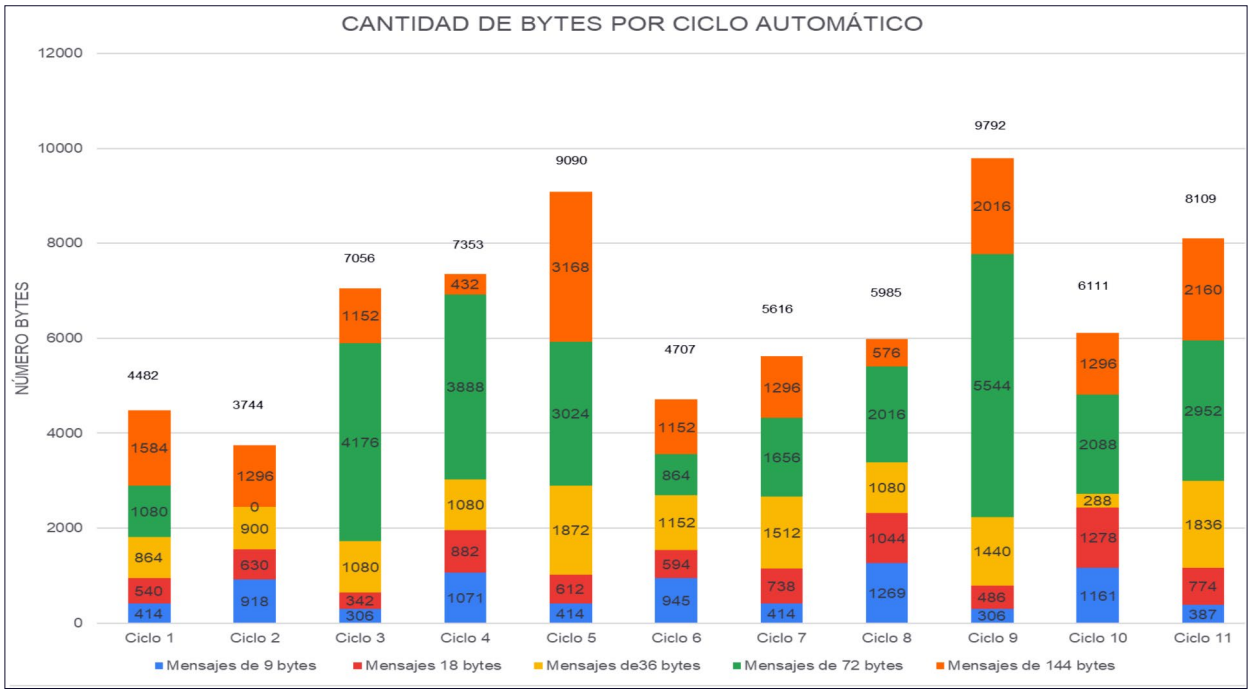


Imagen 4. Análisis de datos por Globalstar

1.5.3 Desarrollo tecnológico e innovación

A través de la aplicación de la tecnología implementada y los subsistemas operando para los enlaces que permiten analizar la información del estado de AzTechSat-1 se valida en primera instancia el desarrollo de un nuevo módulo para la intercomunicación satelital entre un cubesat y una constelación de satélites comerciales. Dentro del procedimiento de los enlaces de comunicación destaca la aplicación de STK e inicia una contribución para nuevos proyectos en el sector aeroespacial en México. En general, la creación de un nanosatélite permite la oportunidad de certificar y validar a los maestros y estudiantes participantes para la manufactura dentro de este sector y su aplicación en la industria.

1.6 Conclusiones

Es importante para México el inicio de una transformación dentro del uso de tecnología aeroespacial a través de instituciones educativas, por ello, se busca plasmar en documentos el caso de éxito de AzTechSat-1 y todo lo que involucra respecto a su movimiento en el espacio y su desarrollo en la órbita. Generar información de apoyo sustentada en un satélite real que sirva para la aplicación en más proyectos de cualquier otro satélite hecho en el país, innovar esta propuesta y que surjan nuevas alternativas bibliográficas.

1.7 Referencias

[4] Lugo, G. (2017). El satélite universitario UAMSAT-B fue puesto en órbita. Noviembre 2020, de DGCS UNAM Sitio web: http://www.dint.unam.mx/blog/index.php/item/3201-el-satelite-universitario-uamsat-b-fue-puesto-exitosamente-en-orbita

[2] Rebollar, B. (2015, mayo 01). Historia de los satélites mexicanos. En línea: https://haciaelespacio.aem.gob.mx/revistadigital/articul.php?interior=262

[1] SCT. (2019). Sistema satelital mexicano. 2 noviembre 2020, de Secretaría de Comunicaciones y Transportes Sitio web: https://elmirador.sct.gob.mx/cuando-el-futuro-nos-alcanza/sistema-satelital-mexicano

[3] Telecomunicaciones de México. (2016). Está integrado por el satélite Bicentenario y el Morelos 3, dedicados a telecomunicaciones. noviembre 2020, de Telecomunicaciones en México Sitio web: https://www.gob.mx/telecomm/prensa/esta-integrado-por-el-satelite-bicentenario-y-el-morelos-3-dedicados-a-telecomunicaciones?idiom=es-MX

2. Dinámica orbital

2.1 Introducción

En este capítulo se conceptualiza el formato de la órbita en la que un nanosatélite desarrolla su misión, los parámetros que influyen para la forma de su trayectoria, además de conocer los elementos keplerianos de la órbita para el caso práctico de AzTechSat-1.

2.2 Clasificación de órbitas

Una órbita es una ruta regular y repetitiva que un objeto en el espacio toma alrededor de otro. Un objeto que órbita alrededor de la tierra se llama satélite. Un satélite puede ser natural, como la Luna. También puede ser hecho por el hombre, como el transbordador espacial o la ISS. El impulso de un objeto y la fuerza de la gravedad deben equilibrarse para que se produzca una órbita. Si el impulso hacia adelante de un objeto es demasiado grande, acelerará más allá del otro y no entrará en órbita. Si el impulso es demasiado pequeño, el objeto se jalará hacia el otro y se estrellará. Cuando estas fuerzas están equilibradas, el objeto siempre está cayendo en el planeta, pero debido a que se está moviendo hacia los lados lo suficientemente rápido, nunca golpea al planeta [1].

Hay esencialmente cuatro tipos de órbitas terrestres. La primera; órbita terrestre alta (Geosynchronous Equatorial Orbit; GEO), órbita terrestre media (Medium Earth Orbit; MEO), órbita altamente elíptica (Highly Elliptical Orbit; HEO) y órbita terrestre baja (Low Earth Orbit, LEO). En su aplicación, muchos satélites meteorológicos y de comunicaciones tienden a tener una órbita terrestre alta, alejada de la superficie. Los satélites que orbitan en una órbita terrestre media (media) incluyen satélites de navegación, diseñados para monitorear una región en particular. La mayoría de los satélites científicos, incluida la flota del Sistema de Observación de la Tierra de la NASA, tiene una órbita terrestre baja. [2]

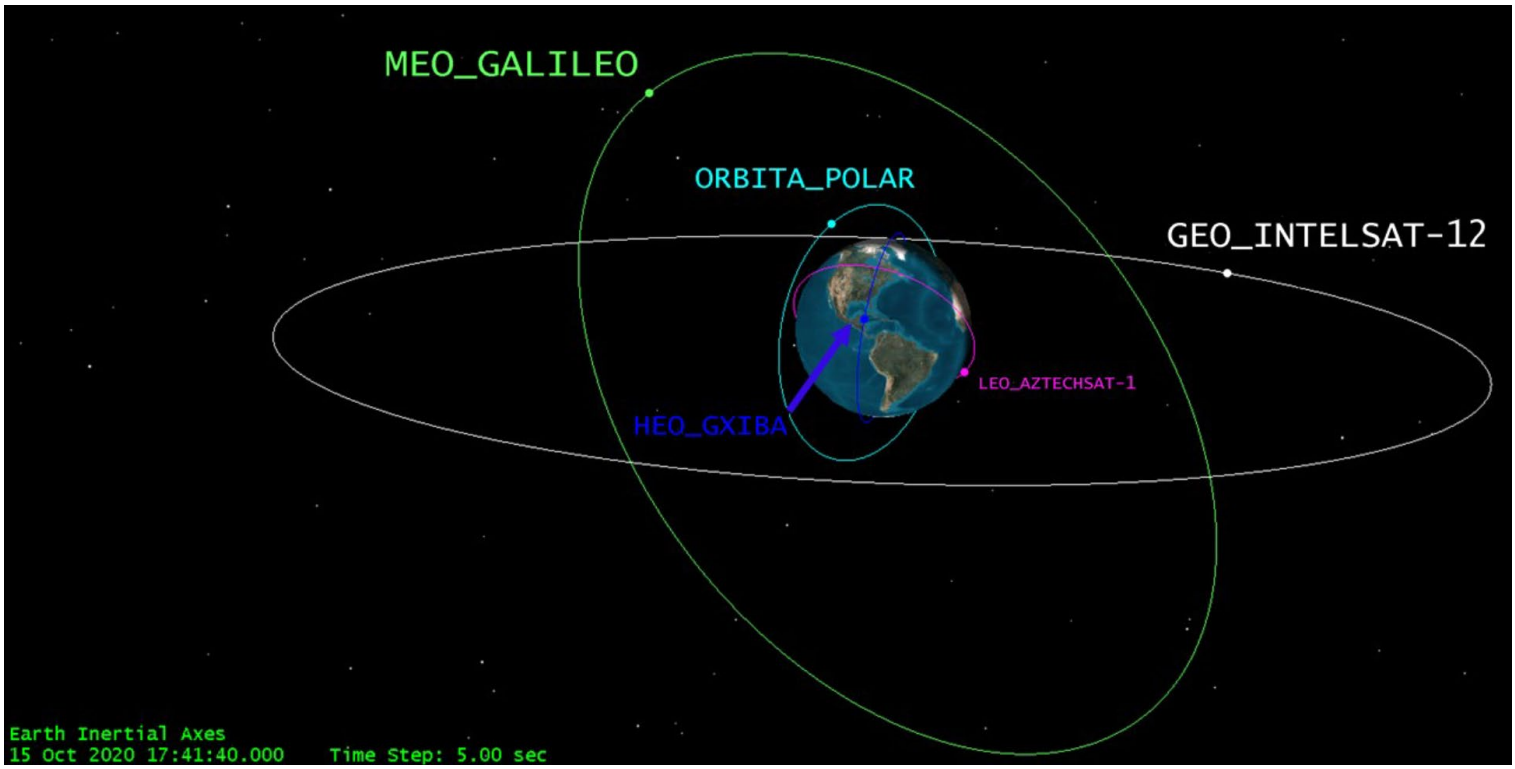


Imagen 5. Tipos de órbitas

Clasificación de órbitas	
Clasificación	**Descripción**
Altura	LEO < 1500 km 1,500 km< MEO <20,000 km HEO > 20,000 km GEO ~ 36,000 km
Inclinación	Ecuatorial = 0°
	Heliosíncrona: 96.3° < inclinación < 99.1°
	Polar: Inclinación ~ 90°

Tabla 2. Clasificación de órbitas [3]

Formas de órbitas en vista 2D

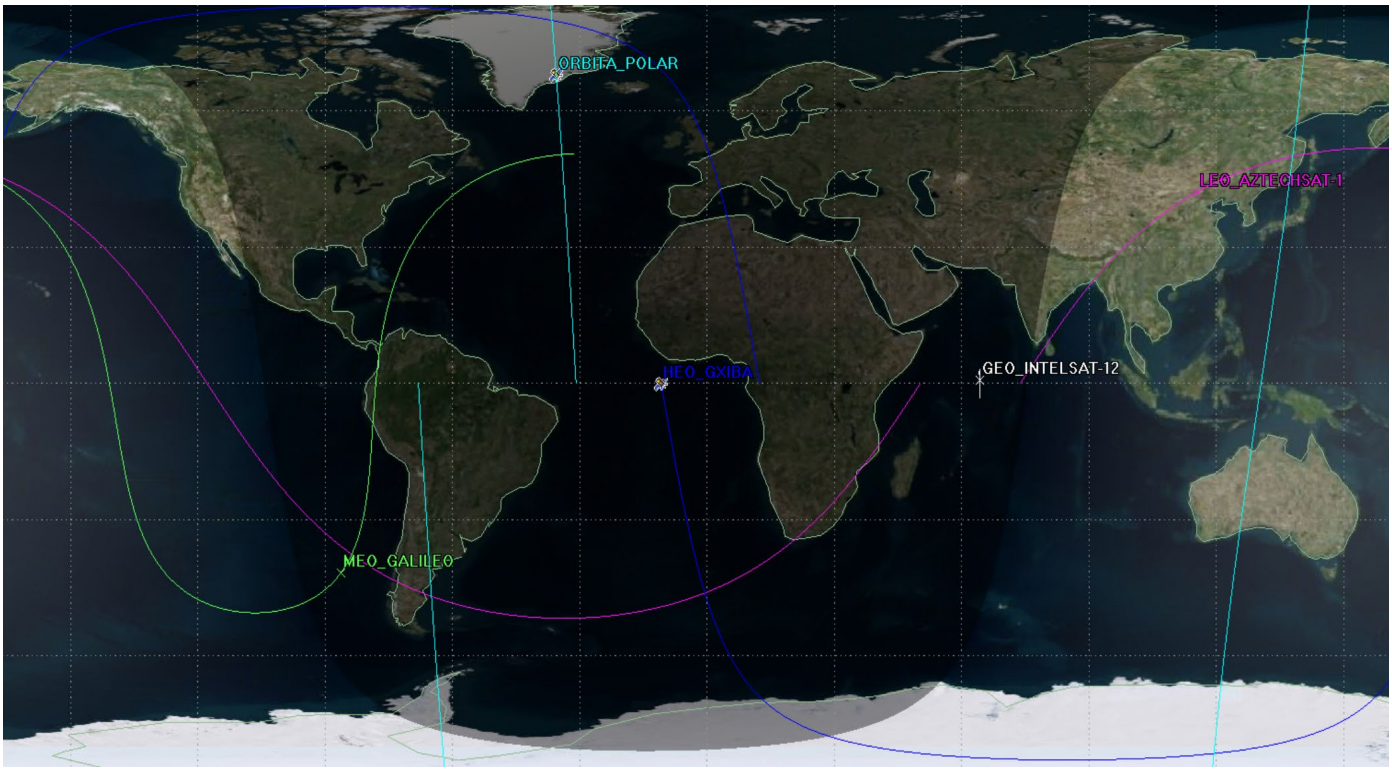


Imagen 6. Clasificación de órbitas, Vista 2D

2.3 Parámetros de órbita baja

Los parámetros para el diseño de órbita en un espacio tridimensional, así como su interpretación desde el plano ecuatorial del planeta Tierra se muestran en la imagen 7. Se utilizan para describir completamente el movimiento de un satélite dentro de una órbita. Se resumen a continuación [4]

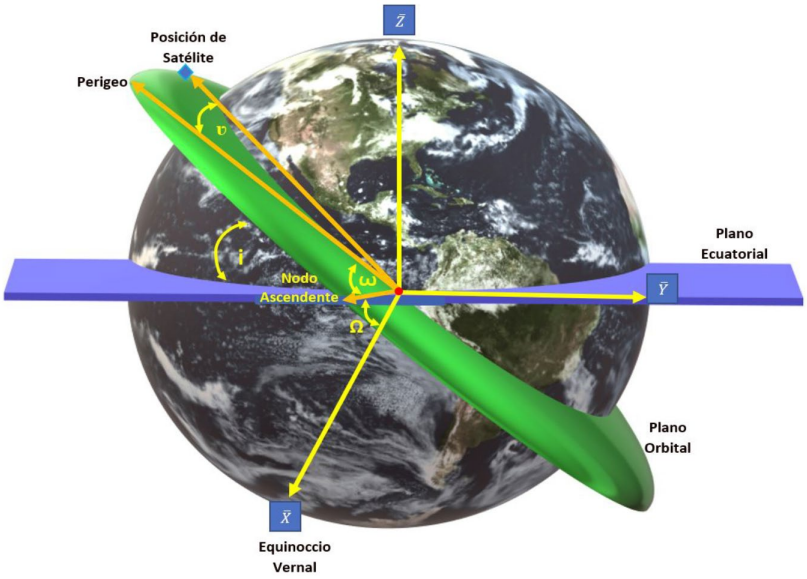


Imagen 7. Elementos para diseño de órbita

Nombre	Descripción	símbolo
Semi eje mayor	Define el tamaño de la órbita, medido en km	a
Excentricidad	Define la forma de la órbita, cuando es 0 la órbita es circular	e
Inclinación	Define la orientación de la órbita con respecto al plano del ecuador de la Tierra, medida en grados	i
Argumento de perigeo	Define dónde está el punto más bajo de la órbita, es el ángulo entre el perigeo y el nodo ascendente medido en grados sobre el plano orbital.	ω
Ascensión recta del nodo ascendente (RAAN)	Es el ángulo entre el vector del equinoccio vernal y el nodo ascendente en el plano del ecuador, define la ubicación de la órbita ascendente y descendente con respecto al plano ecuatorial, medido en grados.	Ω
Anomalía verdadera / media	Define dónde está el satélite dentro de la órbita con respecto al perigeo, es el ángulo entre el vector del satélite y el perigeo sobre el plano de la órbita.	υ

Tabla 3. Descripción de elementos para diseño de órbita

2.4 Parámetros de órbita de la EEI

La información sobre la trayectoria orbital de la Estación Espacial Internacional se proporciona desde la página N2YO.com.

Parámetros de Estación Espacial Internacional		
Norad ID	25544	
Designado Internacional	1998-061A	
Perigeo	424.8	km
Apogeo	427.5	km
Fecha de lanzamiento	20 noviembre 1998	
Lugar de lanzamiento	Tyuratam y Space complex	
Periodo	93	Minutos
Semi eje mayor	6797	km
Inclinación	51.62	grados
Excentricidad	0.0007390	-
Argumento perigeo	382.385	grados
Ascensión recta del nodo ascendente	214.372	grados
Anomalía verdadera / media	119.322	grados

Tabla 4. Parámetros de órbita de Estación Espacial Internacional

Módulo de transmisión

Parámetros de radio comunicación UHF/VHF		
Uplink	437.55	MHz
Downlink	437.55	MHz
Modulación	AFSK	
Bit Rate	1200	bps
Call sign	RS0ISS-4 -11	

Tabla 5. Parámetros de comunicación de Estación Espacial Internacional - Radioaficionado

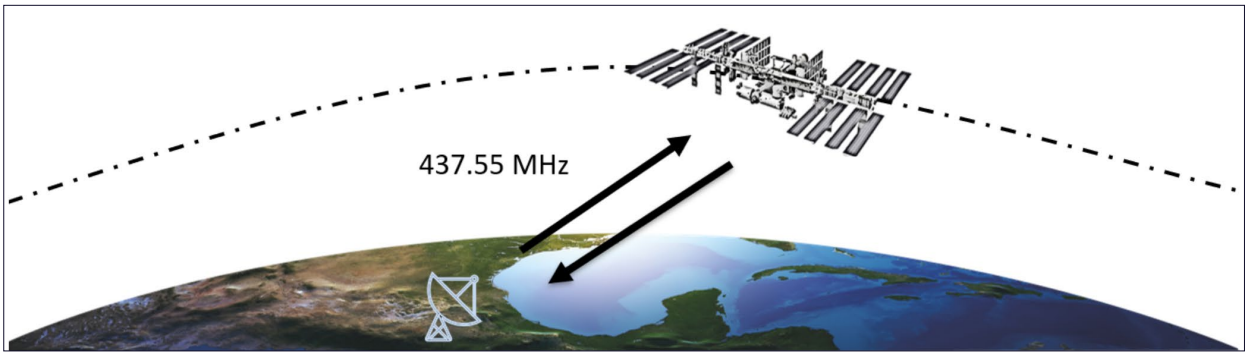


Imagen 8. Estación Terrena – Estación Espacial Internacional

TLE 25544 (Zarya)

```
1 25544U 98067A   20246.52346065  .00001237  00000-0  30384-4 0  9990
2 25544  51.6475 325.7476 0001979  76.1582 125.6187 15.49209382244002
```

Imagen 9. TLE de Estación Espacial Internacional

2.5 Lanzadores espaciales

Los vehículos lanzadores se utilizan para la colocación de satélites en órbita. La carga útil y su aplicación de la misión determina el tipo de lanzador para alcanzar la órbita, en el caso de los pequeños satélites, se utilizan lanzadores con 2 etapas de eyección y la cápsula de acople para la estación espacial internacional.

Para el lanzamiento del caso práctico; AzTechSat-1 el lanzador fue Falcon 9 de la empresa SpaceX y el funcionamiento se muestra en la imagen 10.

Imagen 10. Etapas de acoplamiento Cohete - EEI

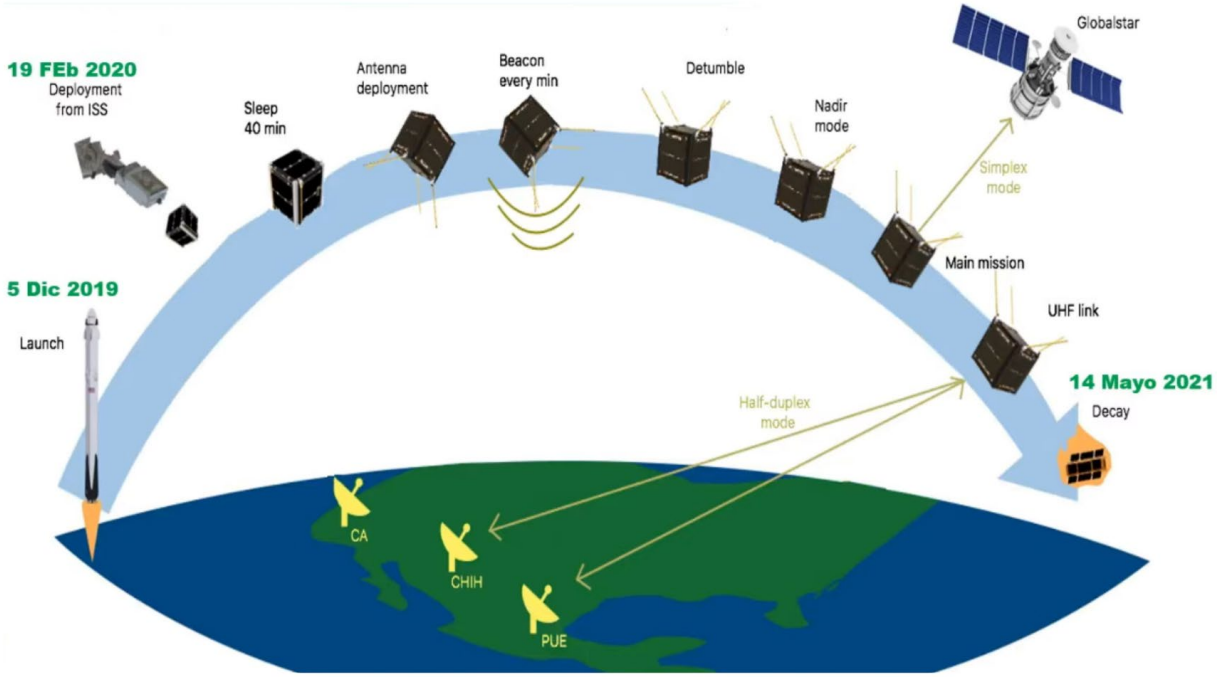


Imagen 11. Concepto de operación AzTechSat-1 post-despliegue

2.5.1 Despliegue desde la EEI

NanoRacks LLC es una empresa comercial dedicada al despliegue de satélites dentro del rango de las órbitas bajas terrestres desde la Estación Espacial Internacional. Uno de los principales requerimientos de este servicio para cualquier satélite que será desplegado desde la EEI es acreditar las pruebas del entorno espacial para confirmar que sobrevivirá a las condiciones hostiles durante el lanzamiento y su periodo operativo en el espacio. Esta certificación de vuelo sucede en los laboratorios del centro de investigación NASA AMES, para el caso práctico, las imágenes 12 y 13 representan estas pruebas. El módulo *NRCSD (NanoRacks CubeSat Deployer)* es un sistema de forma rectangular para desplegar cubesats en órbita desde el Módulo Experimental Japonés dentro de la EEI, está construido de aluminio anodizado, paneles de acceso y puertas desplegables que sirven para el despliegue de satélites y se encuentran ubicadas en el extremo delantero. Los nanosatélites se expulsan mediante una combinación de resorte y émbolo posicionados en la parte trasera del módulo. Una de las principales ventajas de lanzar satélites de esta forma es que permite elegir el mejor momento para la eyección del satélite y la órbita adecuada.

Imagen 12. AzTechSat-1 durante las pruebas en módulo NRCSD, NASA AMES

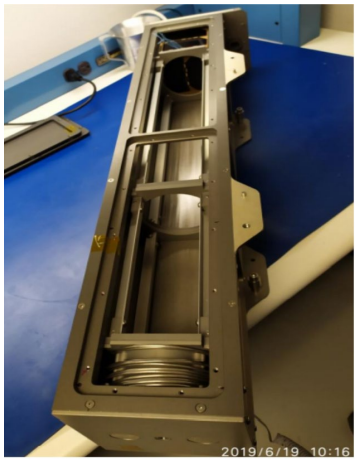


Imagen 13. Módulo NRCSD en NASA AMES

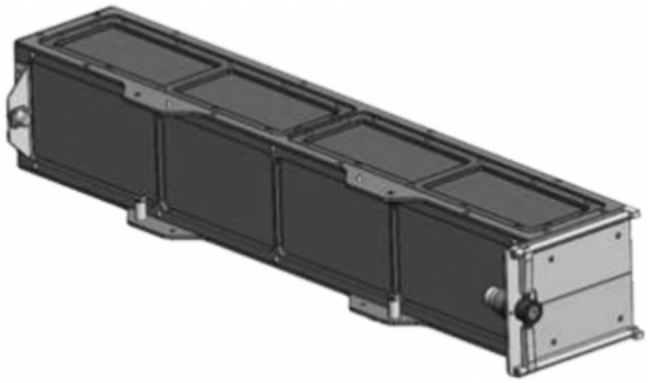


Imagen 14. Módulo de despliegue NanoRacks NRCSD [5]

2.5.2 Despliegue desde lanzadores

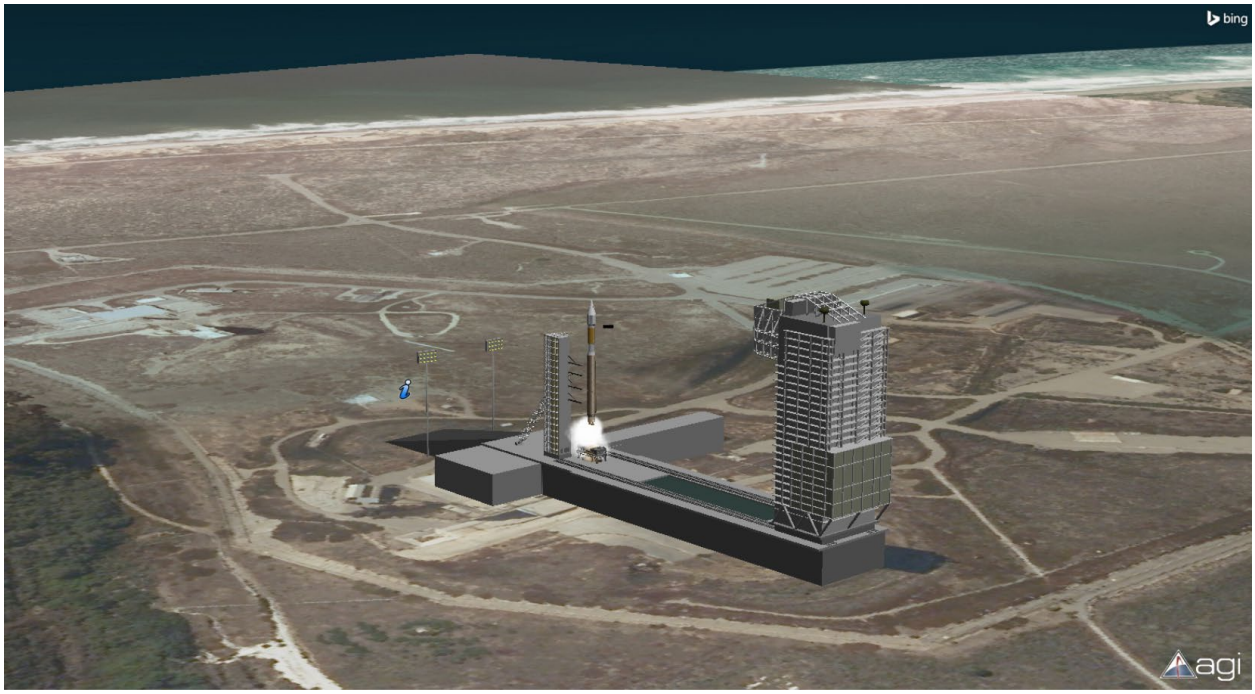


Imagen 15. Lanzamiento para órbita geoestacionaria

Imagen 16. Primera etapa de lanzamiento a órbita geoestacionaria (separación de cohete)

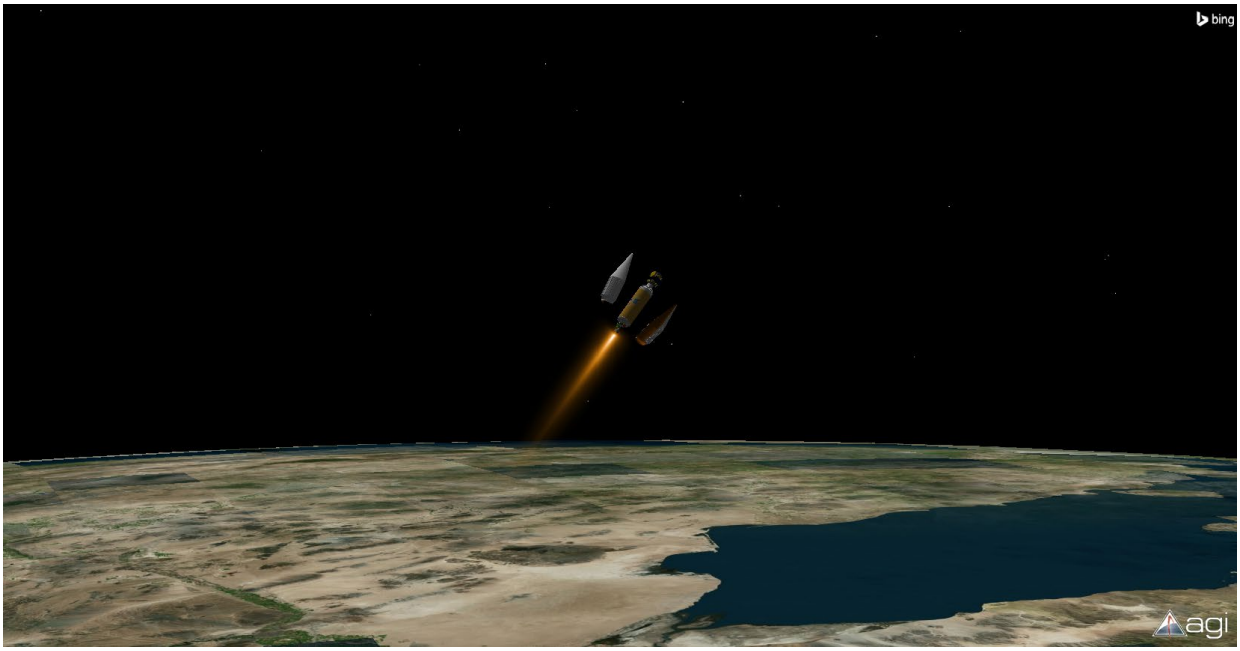


Imagen 17. Segunda etapa de separación. Propulsión de carga útil

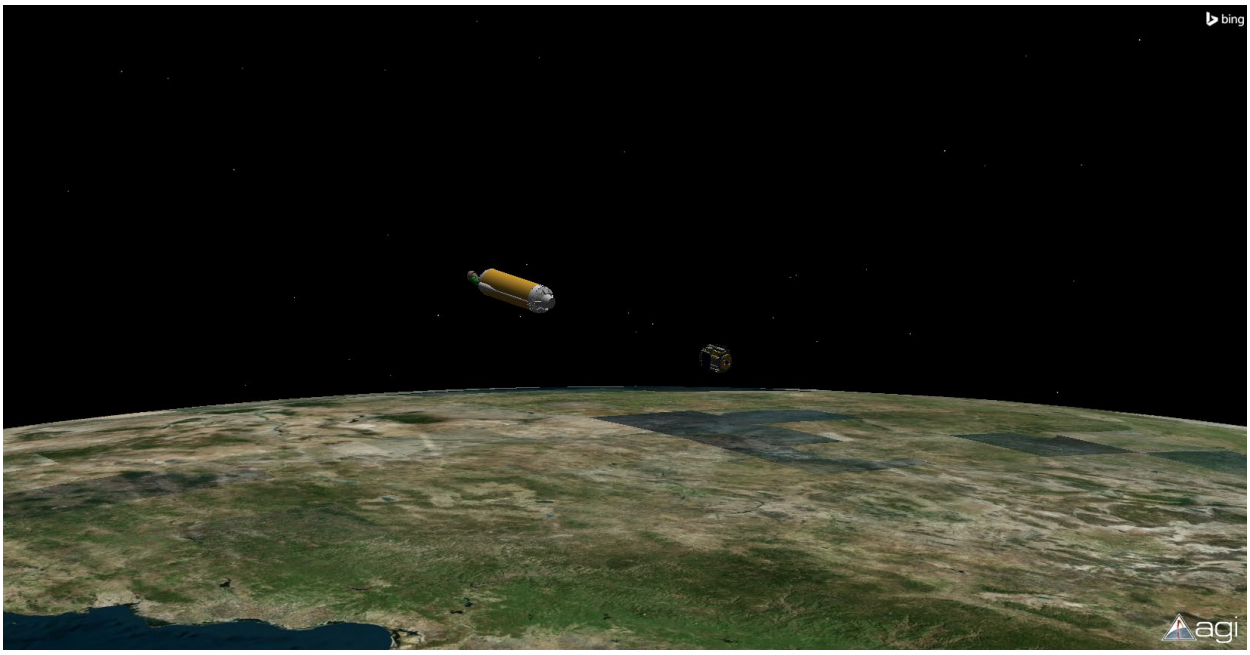


Imagen 18. Separación de cohete propulsor de carga útil

2.5.3 Generación de archivo TLE

El TLE, es un conjunto de elementos mostrado en vista de dos líneas, las cuales, implícitamente incluyen los parámetros orbitales y de posicionamiento en el espacio. En el caso de AzTechSat-1 y de cualquier otro nanosatélite, el TLE lo identifica de acuerdo con el "Norad id" asignado por la Air Force Space Command (AFSPC). La versión de STK "Basic Free" realiza el análisis mediante un propagador de tipo Simplified General Perturbation (SGP4), el cual utiliza el factor BSTAR como un coeficiente de arrastre.

Imagen 19. Descripción de TLE AzTechSat-1

2.7 Determinación de órbita de AzTechSat-1

Los pequeños satélites desarrollan sus misiones en el rango de las órbitas bajas de la Tierra debido a la potencia de transmisión que rigen estos protocolos y al periodo orbital para la aplicación requerida. La mayoría de estos satélites tiene como principal función la observación de imágenes para la predicción del clima y huracanes, análisis multiespectral para segmentos terrestres, y en algunos casos permiten la validación de nuevos sistemas de comunicaciones programada en módulos electrónicos recientes, además, en algunos casos dan cobertura a sistemas de telecomunicaciones (internet).

2.7.1 Cálculo de órbita para la misión

Los parámetros que se proponen para el análisis de órbita (antes del despliegue) son los correspondientes a los elementos keplerianos de la Estación Espacial Internacional, sustraídos del TLE de Zarya tabla 6. La decisión se debe a que el despliegue de AzTechSat-1 es hecho por NanoRacks, módulo integrado para la liberación de nanosatélites, por lo cual mantiene las mismas condiciones para el diseño de órbita, para la

simulación en STK, el propagador de movimiento es bajo la propuesta de utilizar HPOP (High Precision Orbital Propagator) con las características antes mencionadas.

Parámetros de Estación Espacial Internacional		
Semi eje mayor	6797	km
Inclinación	51.62	grados
Excentricidad	0.0007390	-
Argumento perigeo	382.385	grados
Ascensión recta del nodo ascendente	214.372	grados
Anomalía verdadera / media	119.322	grados

Tabla 6. Propuesta de parámetros para órbita antes de despliegue

Velocidad y periodo orbital

Para los siguientes cálculos tomamos como material de apoyo el libro "el mundo de los satélites: Fundamentos y aplicaciones". [6]

La velocidad necesaria para mantener un cuerpo en órbita se analiza bajo la consideración de que la trayectoria es circular.

Según Newton y su expresión propuesta acerca de la gravitación universal en su obra literaria: *Philosophiae Naturalis Principia Mathematica*.

$$F = \frac{GMm}{r^2} \qquad (1)$$

Donde:

G= Constante de gravitación universal
m= Masa del satélite
M= Masa de la Tierra
r= Radio entre el centro de la Tierra y el satélite

Un satélite se coloca en una órbita estable y entonces se cumple que la atracción entre el satélite y la Tierra debe ser igual a la fuerza centrípeta, es decir:

$$F_c = F_G$$

$$\frac{mv^2}{r} = \frac{GMm}{r^2} \qquad \text{por lo tanto} \qquad v^2 = \frac{GM}{r} \qquad (2)$$

Así:

$$v = \sqrt{GM / r} \qquad (3)$$

Donde en sistema internacional

v= Velocidad
G= Constante de gravitación universal
M= Masa de la Tierra
r= Radio de órbita (radio de la Tierra + altura órbita)
h= Altura de órbita: 421.1366 km (Sección 2.4)

sustituyendo

$$v = \sqrt{\left(6.67x10^{-11}\frac{Nm^2}{kg^2} * 6x10^{24}kg\right)} / 6792415.8m$$

$$v = 7641.246734\ m/s$$

$$v = 27508.4882423978\ km/s$$

Periodo

Una vez establecida la velocidad mínima necesaria, es conveniente calcular el periodo del satélite, siguiendo con la referencia de "El mundo de los satélites: Fundamentos y aplicaciones" (Rivera, 2002, pp 74-75).

Sea un satélite hipotético que orbita a nivel del mar.

La circunferencia terrestre está dada por:

$$2\pi r \qquad (4)$$
$$2\pi(6792.4158\ km) = 42{,}678.00715\ km$$

Entonces, como el movimiento es constante: t=d/t (5)

Por lo tanto $\frac{42{,}678.00715\ km}{27508.4882423978\ km/h} =$ **1.551 *horas***

Número de vueltas por día $= \frac{24\ hras}{1.551\ hras} = 15.47388$ *Vueltas por día*

2.7.2 Parámetros de órbita por NanoRacks

<table>
<tr><th colspan="3">Parámetros de despliegue AzTechSat-1</th></tr>
<tr><td colspan="2">GMT: 2020:050:12: 55:01.000
ORB: 1361
VID: CubeSat V11461</td><td>Date: 19 FEB 2020
LATd = 50.316869
LONG = -18.722186</td></tr>
<tr><td>Vector de estado J2K</td><td rowspan="2">Vi = 7658.9838 MPS
Vrel = 7351.8235 MPS
R = 6793.75472 km</td><td rowspan="3">ELEMENTOS KEPLERIANOS
A = 6792.4158 km
E = 0.000403
Im50 = 51.39778
Iteg = 51.62054
WPm50 = 342.79212
WPteg = 342.38522
RAANm50 = 214.37169
N = 119.32222
M = 119.28198</td></tr>
<tr><td>Posición (FT):
X = 11549498.7
Y = -8452760.9
Z = 17087109.5</td></tr>
<tr><td>Velocidad (F/S):
Vx = 18258.780460
Vy = 16787.646217
Vz = -4025.320225</td><td rowspan="2">REFDAY 01 Jan 2020
LO 2020:001:00:00:00.000
PESO VEH: 416955.0 kg
KC 1.0350</td></tr>
<tr><td>Posición (M)
X = 3520287.20
Y = -2576401.51
Z = 5208150.97</td><td></td></tr>
<tr><td>Velocidad (MPS)
X = 5565.276284
Y = 5116.874567
Z = -1226.917604</td><td>Tan = 049:11:48:58
Lam = 143:52:54W
BETA ANG = -53.867
PERIOD = 01:32:51.189
RAm50 = 323.3564
DECm50 = 49.8264</td><td>ELEMENTOS ORBITALES INV
IHave = 418.97 km
IHA = 421.88 km
IHP = 416.06 km</td></tr>
</table>

Tabla 7. Vectores y parámetros de despliegue de AzTechSat-1 desde EEI

2.8 Conclusiones

Se recomienda que, respecto al posicionamiento real de un satélite se hagan presente las consideraciones utilizadas por parte de los radioaficionados para los rastreos y sus Estaciones Terrenas, ya que generalmente recurren a softwares de predicción de órbitas que utilizan una relación de un TLE y su modelo de propagación SGP4, pero, también es importante destacar que el proceso de aprobación para tener certeza en la creación de un TLE oficial tiene un periodo de tiempo aproximado entre cuatro a seis meses. Para el caso práctico de AzTechSat-1, se liberó de la Estación Espacial Internacional y su lapso de tiempo fue de 6 meses (19 febrero 2020 – 5 agosto 2020) para la definición concreta del

TLE oficial, por lo que, durante este tiempo, la trayectoria de órbita se simuló a través de los parámetros del momento de liberación y el modelo de propagación HPOP, esta decisión se justifica debido a la importancia de operar el centro de comando en UPAEP para realizar el rastreo, mantener un enlace y visualizar el estado de las condiciones en las que opera AzTechSat-1.

2.9 Referencias

[3] Chobotov, V. A. *Orbital Mechanics*, third edition.

[4] Human Space Flight (2012, octubre 10) Elementos Orbitales. En línea: https://spaceflight.nasa.gov/realdata/elements/

[5] NanoRacks. (diciembre 2013). NanoRacks CubeSat Deployer (NRCSD) Interface Control Document. Noviembre 2020, de NanoRacks LLC Sitio web: http://nanoracks.com/wp-content/uploads/Current_edition_of_Interface_Document_for_NanoRacks_Smallsat_Customers.pdf

[1] NASA. (2001). Exploración Humana de la NASA y Desarrollo de la Empresa Espacial. de NASA Sitio web: https://www.nasa.gov/audience/forstudents/5-8/features/orbit_feature_5-8.html

[6] Rivera A. et al. El mundo de los satélites: *fundamentos y aplicaciones*.

[2] Simmon, R. & Riebeek, H. (2009, septiembre 04). Catálogo de órbitas de satélites de la tierra. En línea: https://earthobservatory.nasa.gov/features/OrbitsCatalog

3. Simulador STK

3.1 Introducción

El desarrollo de este trabajo fue en el área de ciencia y tecnología para la Misión Águila. Como recurso tecnológico, se utilizó el software STK de la empresa AGI, el cual es de uso comercial con el propósito de analizar y simular escenarios gráficos con parámetros específicos de una misión espacial en tiempo real y su variación. El programa requiere de una licencia profesional, pero, para el desarrollo de la presente investigación se utilizó una versión de tipo "básica libre" la cual nos da acceso a un restringido número de módulos que el programa nos ofrecería en su versión pro, además de estas, también se utilizó la licencia que otorga AGI para las certificaciones nivel 1 y nivel 2, dejando en claro que aparte de las 2 opciones anteriores también está la de STK Cloud, con todos los módulos de la versión Profesional y uso delimitado por 7 días.

> ...STK Professional (STK Pro) profundiza el realismo de los sistemas que modela. Sobre la base de las capacidades que sirven como base de STK, STK Pro presenta restricciones de acceso avanzadas, formas de sensores flexibles, enlaces de visibilidad complejos, más pistas de objetos y datos digitales del terreno.) ... profundiza el realismo de los sistemas que modela en STK"... [1]

3.2 Funcionalidades de STK

Cada proceso de simulación en STK utiliza módulos específicos de acuerdo con los objetivos de la misión.

Simulación		Descripción	Herramientas
1	Lifetime	Propagador HPOP, Modelos densidad atmosférica	SatPro, Radar
2	LinkBudget	Presupuesto de potencia, sensores, transmisores, receptores RF	Comm, COV, AWB
3	Luz y sombra	Tiempo expuesto a luz solar	SatPro
4	Rastreo (Azimut y elevación)	Propagador SGP4, parámetros azimut y elevación para posición geográfica	STK Free

Tabla 8. Simulaciones para misión Águila en STK

3.2.1 Básica

Los pasos para realizar una simulación en el entorno gráfico del software System Tool Kit son los siguientes:

Orden	Etapas	Descripción
1	Abrir software	
2	Crear escenario	Definir nombre y fechas para el análisis aeroespacial.
3	Insertar objetos	Agregar objetos específicos para el análisis de la simulación requerida.
4	Crear reportes/gráficas	Exportar los parámetros obtenidos en formatos de Excel, delimitado por comas, etc...
5	Grabar secuencia	Plasmar en video el desarrollo de una misión u observación de un cuerpo en movimiento.

Tabla 9. Pasos para una simulación en STK FREE

Para el análisis visual, se tienen como herramientas las vistas en 2 y 3 dimensiones.

3.2.2 Profesional

Producto	Aplicación
Comm	Define y analiza sistemas de comunicaciones detallados, generar presupuestos de enlaces y realizar análisis de interferencia de RF.
COV	Analiza las regiones en o sobre la superficie de la Tierra cuándo y qué tan bien están cubiertas por los activos de la misión (por ejemplo, comunicaciones, radar y análisis de área de sensor EO).
Radar	Proporciona un análisis exhaustivo y visualizaciones gráficas de los sistemas de radar. Modelo de refracción atmosférica (tres modelos). Modelos de propagación de RF de la instalación de control por satélite (SCF).
SatPro	Usa propagadores de órbita adicionales de diversa fidelidad para adaptarse a su caso de uso, así como muchas mejoras de actitud avanzadas y herramientas de ingeniería específicas para satélites incomparables.

Tabla 10. Módulos de STK Profesional

3.3 Tutorial básico (etapas)

3.3.1 Crear escenarios

En primer plano, al abrir el software (imagen 20), se muestra la ventana para la configuración de uso, mediante tres opciones:

1. Crear escenario. Es el entorno en el cual uno desarrolla la simulación bajo las especificaciones propias de cada simulación.

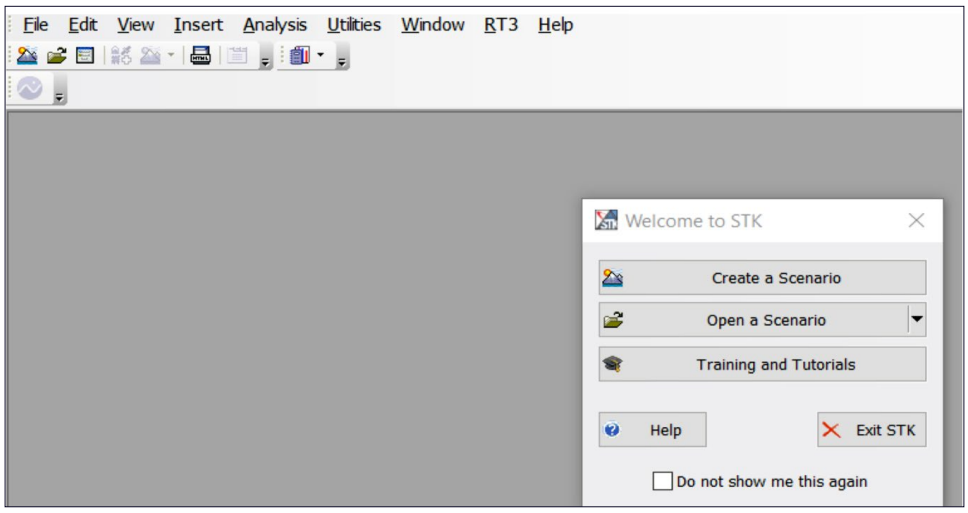


Imagen 20. Crear escenario

2. Abrir algún escenario ya creado.
3. Training and Tutorials. Esta sección brinda una guía desde la página web y/o cursos programados por la empresa para la comprensión del uso de las herramientas del software. Existe además la posibilidad de realizar diferentes niveles de certificación, los cuales obtienes a través de una evaluación con especificaciones técnicas de un escenario planteado por AGI, propio para cada nivel de certificación, todos delimitados por un tiempo de 18 días para la realización y entrega, una vez terminado se debe enviar en una carpeta comprimida el escenario planteado al correo de certification@agi.com.

   En el caso práctico, es pertinente usar la opción de crear escenario imagen 21, delimitar la ubicación de la carpeta para la extracción de los reportes que se puedan generar en formato Excel o delimitado por comas. Además, la configuración para el uso respecto a los tiempos en los cuales se manipularán los objetos aeroespaciales (inicio y termino de la misión).

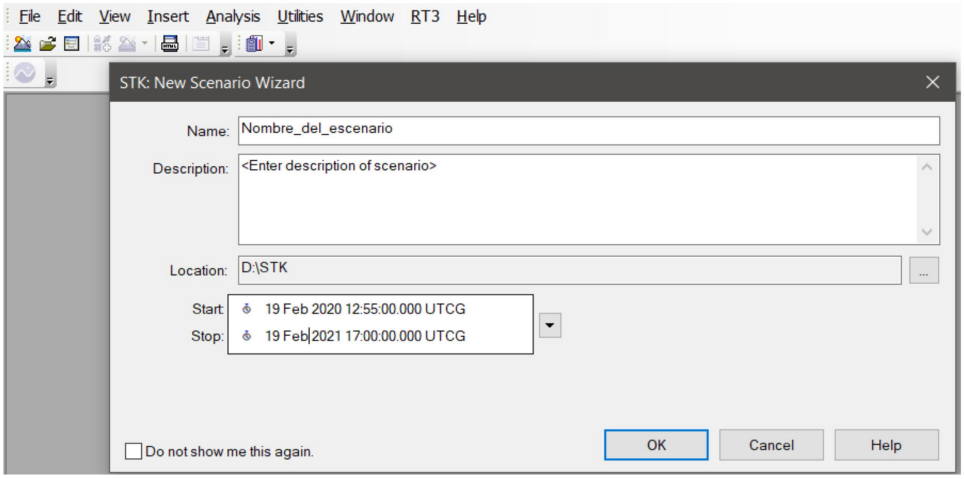


Imagen 21. Configuración de escenario

3.3.2 Insertar y modificar objetos

Para configurar el escenario, se abre una ventana como en la imagen 22, muestra la totalidad de los objetos que pueden usarse en la configuración del escenario a analizar.

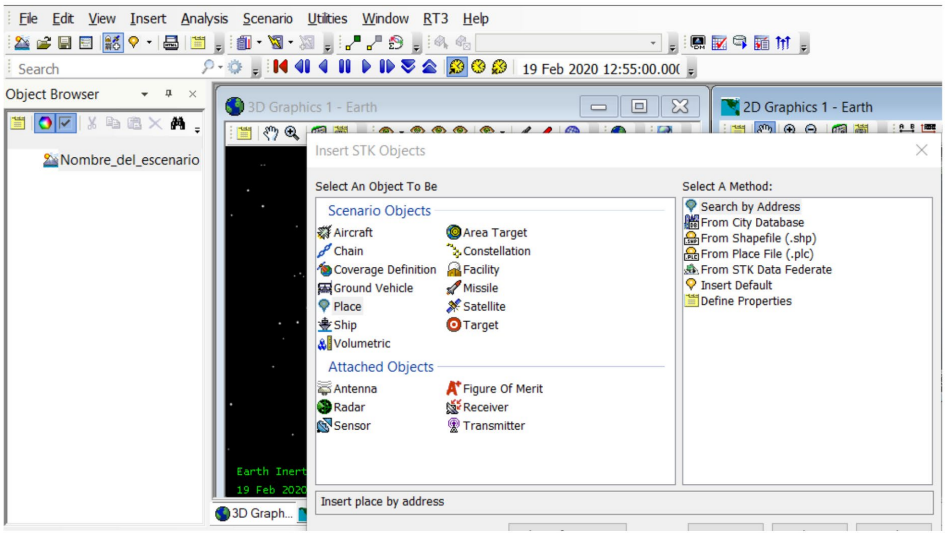


Imagen 22. Objetos para insertar en un escenario

En el caso práctico, para todas las simulaciones de este documento, se usarán de la sección de Scenario Objects los objetos tipo Satellite el cual, para la inserción de un satélite, puede hacerse desde una base de datos del software y/o desde un formato TLE. Para la Estación Terrena se adhiere Facility. Como objetos adjuntos Attached Objects se usarán los objetos Sensor, Receiver y Transmitter estos dos últimos para la simulación de LinkBudget.

A continuación, se describen **los objetos** que se usan para cada simulación de este documento:

- **Satellite.** Permite insertar un satélite a través de una base de datos llamada Standard data base. El catálogo está disponible para el público, cierta información está restringida y es administrada por El Comando Estratégico de Estados Unidos, mismo que pertenece al departamento de defensa, (USSTRATCOM) actualmente realiza un seguimiento de más de 12,000 objetos espaciales [2], un formato con extensión TLE o mediante el diseño especifico con elementos keplerianos.
- **Facility.** Define al segmento terrestre dentro de la simulación, se puede configurar de manera específica, buscar una en la base de datos del software o agregar una por default con parámetros predeterminados.

Objetos adjuntos

- **Sensor.** Modela a través de sus propiedades la conexión entre objetos y su enlace visual.
- **Receiver.** Sirve para modelar las características de la antena que utiliza y el entorno en el que opera en **RX**.
- **Transmitter.** Sirve para modelar las características de la antena que utiliza y el entorno en el que opera en **TX**.

3.3.3 Accesos entre objetos

Acces Report
En el icono de Acces Report, remarcado en la imagen 23, se pueden obtener los parámetros para el movimiento azimutal del satélite-Estación Terrena, además de generar el reporte de LinkBudget.

Imagen 23. Icono para generar Acces report

Es importante configurar de manera adecuada (ver imagen 24) el Acces For debe ser destinado para el segmento terrestre (Facility):

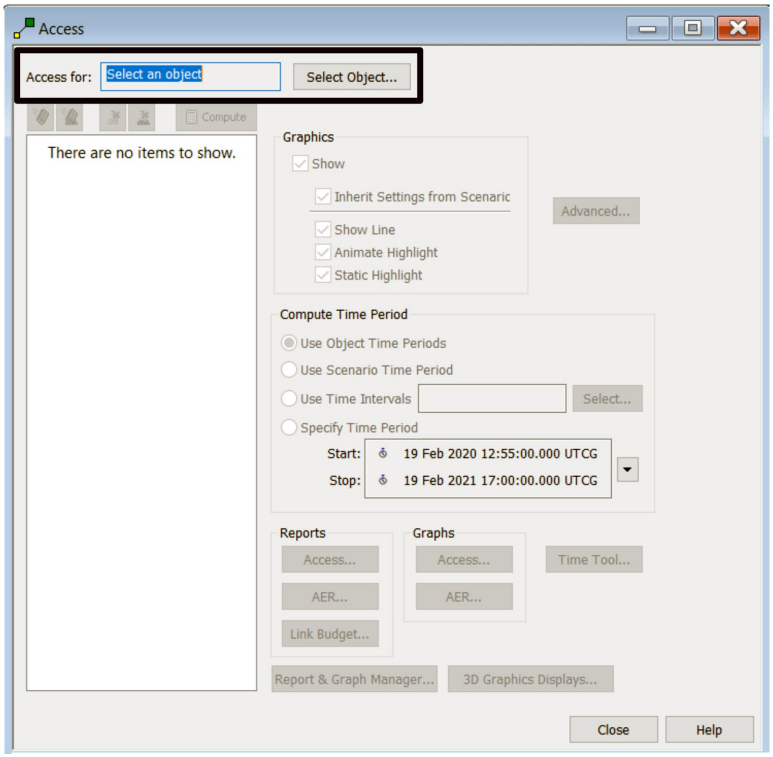


Imagen 24. Configuración de Acces report

Tipo de reporte	
Reporte AER	Genera los movimientos azimutales para el segmento terrestre en curso.
Acces Report	Genera las ventanas de avistamiento entre un cuerpo orbital y un segmento terrestre.
Link Budget Report	Incluye las anteriores y agrega los parámetros de medición en la potencia de la radiofrecuencia para la Estación Terrena y su antena.

Tabla 11. Tipos de reportes para accesos Estación Terrena - Satélite

3.3.4 Generación de reportes

Report and Graph Manager. - En la sección de administrador de reportes y gráficas se configuran todos los reportes que brinda el software y se puede ajustar a los parámetros que se desean obtener en uno mismo para el análisis específico para la misión. En el caso práctico de AzTechSat-1 se utilizarán:

Nombre del reporte	Descripción
LLA Altitude	Altitud respecto al tiempo y la tasa de cambio del cuerpo orbital.
Ligh & Shadow	Tiempo de exposición en luz y sombra respecto al tiempo.

Tabla 12. Reportes Generales

En la imagen 25 se muestra la lista de todos los reportes predeterminados del software, los cuales pueden manipularse de tal manera que se puede crear uno con los parámetros requeridos para el análisis de variables específicas.

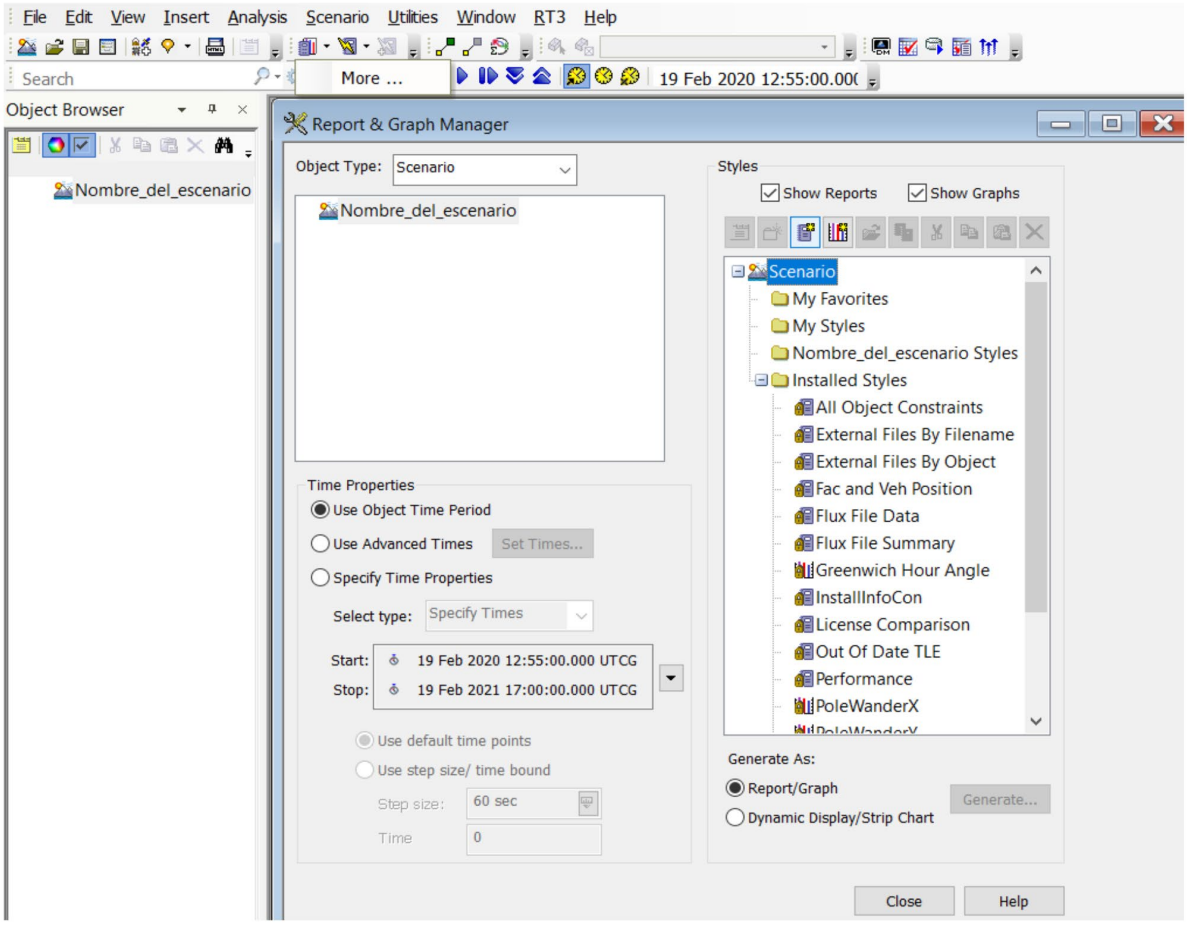


Imagen 25. Administrador de reportes

3.4 Tutorial avanzado

3.4.1 Propagadores de órbita

"La propagación se refiere a la determinación del movimiento de un cuerpo a lo largo del tiempo. Según las leyes de Newton, el movimiento de un cuerpo depende de su estado inicial (es decir, su posición y orientación en algún momento conocido) y las fuerzas que actúan sobre él a lo largo del tiempo. Los propagadores de alta fidelidad intentan incluir todos los modelos de fuerza significativos que actúan sobre el cuerpo; Los propagadores de baja fidelidad se aproximan a los efectos de algunas fuerzas sin tener en cuenta otras por completo. Los propagadores de alta fidelidad resuelven las leyes de Newton utilizando métodos numéricos; los propagadores de baja fidelidad tienden a ser analíticos (es decir, basados en fórmulas). Los modelos de fidelidad media son híbridos (es decir, semianalíticos que combinan una técnica numérica simple con fórmulas).

Los propagadores de baja fidelidad son los más rápidos de usar y, por lo tanto, son apropiados para el diseño y la planificación de escenarios hipotéticos; Los propagadores de alta fidelidad son los más lentos de usar, pero los más apropiados cuando la precisión es primordial, como en las operaciones. Debe utilizar un modelo de propagación apropiado para el tipo de análisis necesario...". [3]

Hay tres tipos de propagadores de órbita disponibles en STK:

- Analítico. Estos propagadores utilizan una solución de forma cerrada del movimiento dependiente del tiempo de un satélite para producir efemérides o para proporcionar directamente la posición y velocidad de un satélite en un momento determinado.
- Semianalítico. Estos propagadores incorporan algunas técnicas numéricas en lugar de utilizar solo aproximaciones.
- Numérico. Los propagadores numéricos integran numéricamente las ecuaciones de movimiento del satélite.

Propagadores analíticos (Baja Fidelidad)	
SGP4 **para satélites LEO**	El propagador de Perturbaciones Generales Simplificadas utiliza el conjunto de elementos de dos líneas (TLE). Considera las variaciones seculares y periódicas debidas a la oblación de la Tierra, los efectos gravitacionales solares y lunares, los efectos de resonancia gravitacional y la desintegración orbital utilizando un modelo de arrastre simple.

Tabla 13. Descripción de propagador SGP4

Propagadores de integración numérica (Alta Fidelidad)	
HPOP	El propagador de órbita de alta precisión (HPOP) es un propagador de órbita para objetos satelitales. Genera efemérides mediante la integración numérica de las ecuaciones diferenciales de movimientos. HPOP ™ es una marca comercial de Microcosm, Inc. Este propagador utiliza los mismos elementos orbitales para establecer el estado en época que los utilizados por los propagadores de dos cuerpos, J2 y J4.

Tabla 14. Descripción de propagador HPOP

3.4.2 Diseño de órbita para pequeños satélites

STK permite diferentes formas de agregar una trayectoria satelital para el análisis de diseño de órbita. A continuación se definen las opciones más adecuadas.

Orbit Wizard. Circular (radio constante), críticamente inclinado (mantienen el perigeo en una latitud fija), síncronas del Sol (el satélite pasará por encima a la misma hora local para cada revolución y tiene un perigeo que permanece en una latitud fija.), geosíncrona (órbita estacionaria que permanecerá fijo en el cielo por encima de la longitud fija especificada), diseñador de órbita (puede crear cualquier órbita que desee con los parámetros de inclinación, semieje mayor, excentricidad, argumento del perigeo y RAAM).

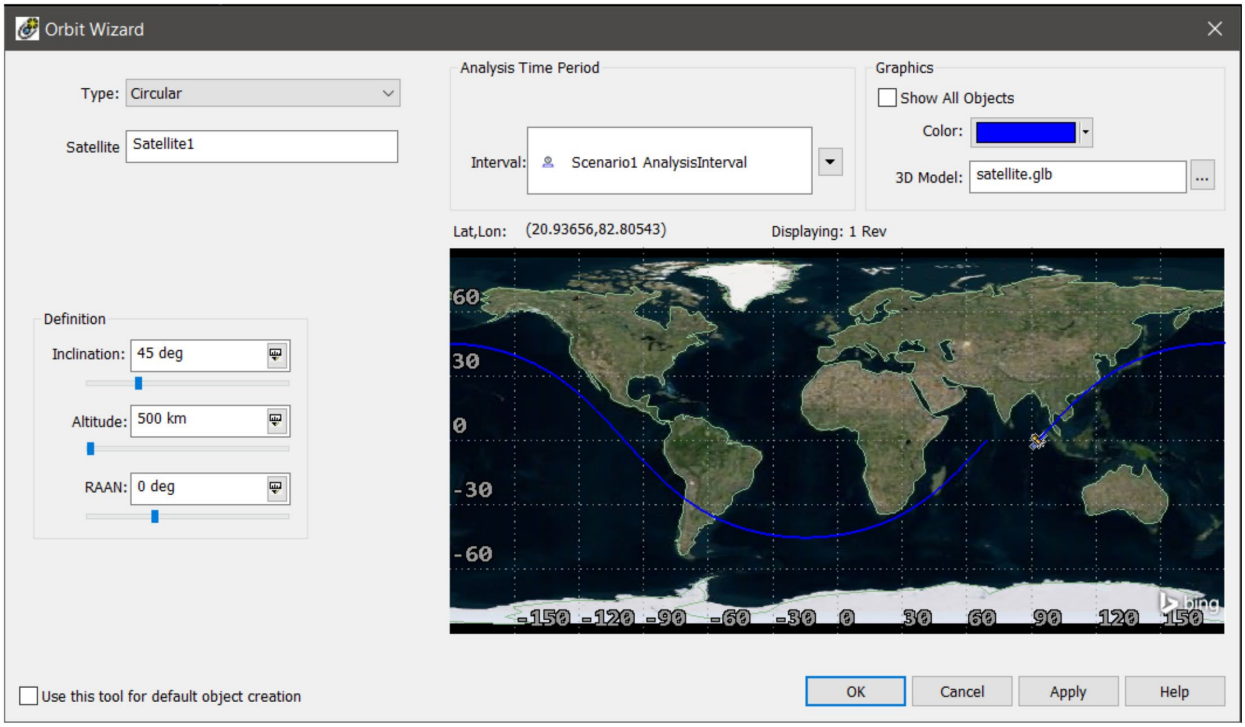


Imagen 26. Diseño de órbita por Orbit Wizard

Object Data Base:

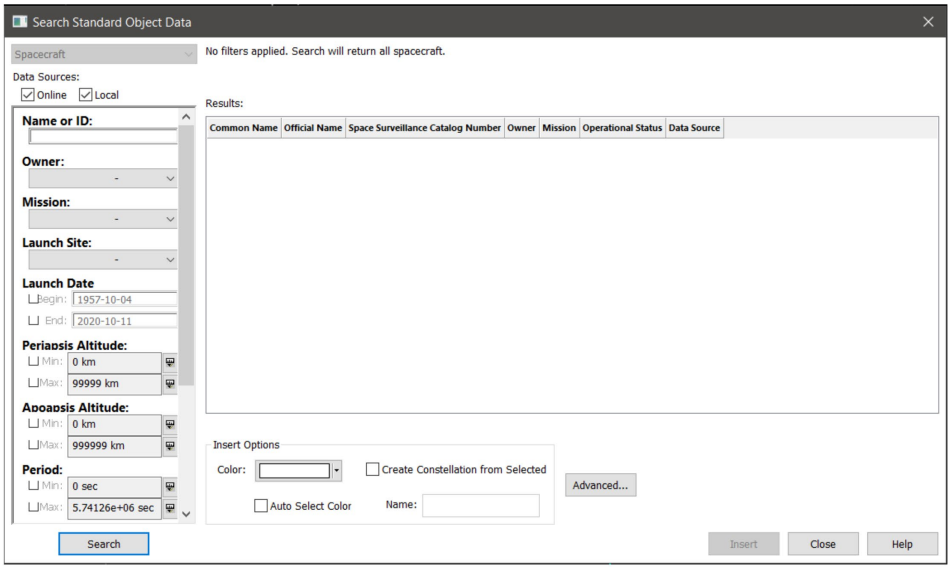


Imagen 27. Base de datos para insertar satélite activo por USSTRATCOM

Define Properties. Permite la configuración de una órbita con el modelo de propagación requerido (SGP4, Two Body, HPOP).

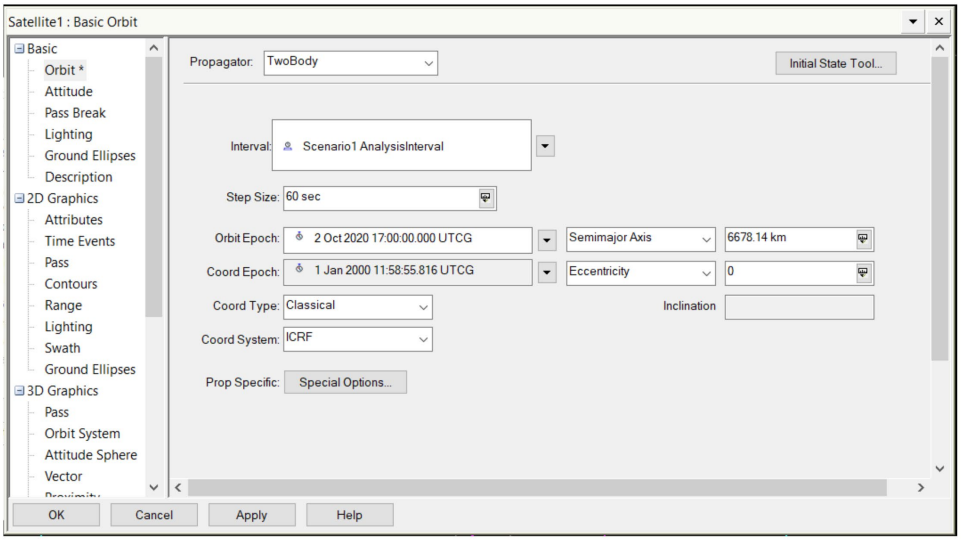


Imagen 28. Configuración de satélite por elementos orbitales

3.4.3 Constelación de satélites

"Las constelaciones de satélites de órbita baja para aplicaciones de comunicaciones tienen la ventaja sobre los satélites geoestacionarios de requerir menos potencia de transmisión y recepción, así como causar menos retraso en la propagación de las señales, sin embargo, tienen el

inconveniente de ser mucho más complejas en su operación que un sólo satélite geoestacionario. En primer lugar, es necesario lanzar muchos satélites que deben ocupar órbitas precisas. Esto requiere de mejor coordinación de los servicios de lanzamiento y operación del segmento espacial que en el caso de un solo satélite geoestacionario". [4]

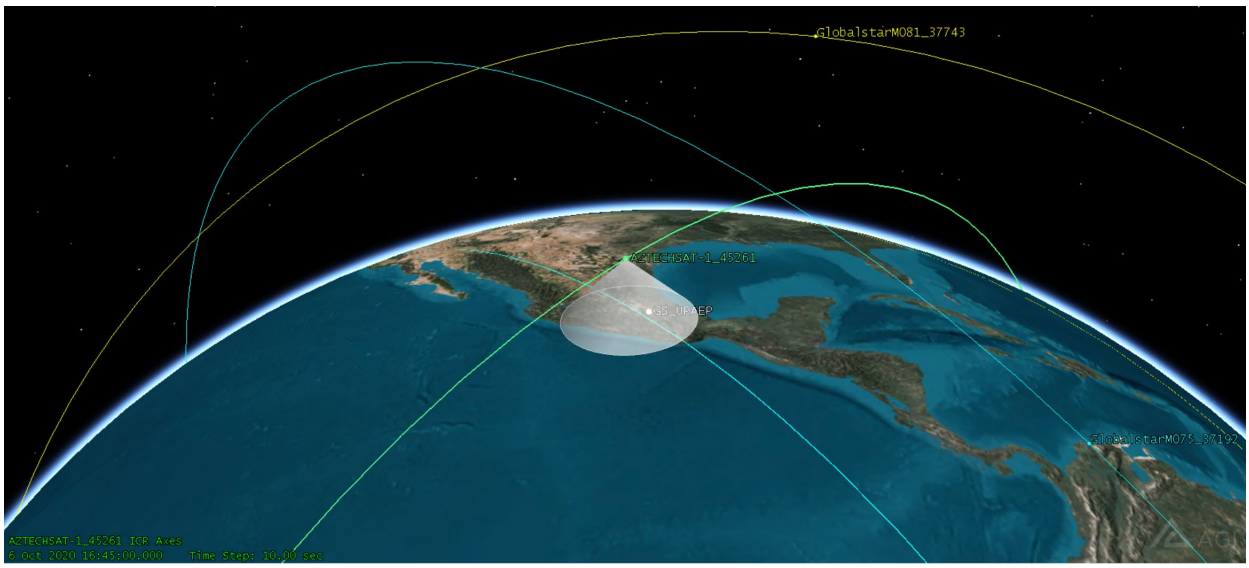


Imagen 29. Constelación de Globalstar

3.4.4 Estaciones terrestres

Define al segmento terrestre dentro de la simulación, permite la configuración de manera específica con la posición (coordenadas geográficas y/o esféricas). Existe también un repositorio similar al de la base de datos para satélites, las Estaciones Terrenas registradas como operacionales, -algunas limitadas por el uso de espectros de radiofrecuencia y sus capacidades físicas-, permite su uso dentro del software.

3.4.5 Tiempo de vida de satélites

Para realizar el cálculo de tiempo de vida en STK, existe la herramienta llamada Lifetime, la cual, permite, a través de una configuración con elementos.

Lifetime. Permite estimar la cantidad de tiempo que se puede esperar que un satélite permanezca en órbita antes de que la resistencia atmosférica y otras perturbaciones provoquen su desintegración. Los cálculos de vida útil estiman la fecha de desintegración del satélite, la vida útil total desde la época del satélite y el número de órbitas completadas en el momento de la desintegración [5].

Nota: El comando Lifetime s**ó**lo está disponible para satélites en la Tierra.

3.5 Conclusiones

Se establece que las herramientas de STK básica libre y su aplicación para la Misión Águila son útiles sólo para realizar una simulación de rastreo desde una Estación Terrena, la cual brinda los parámetros de azimut y elevación, pero, para profundizar un análisis es necesario contar con una licencia de tipo STK Profesional, ya que permite un desarrollo de múltiples simulaciones que ayudan a predecir algunos parámetros para el proceso de desarrollo y creación, además de generar informes después del lanzamiento y contrastar los resultados previos a los reales. La aplicación de diferentes modelos de propagación permite análisis que incluyen perturbaciones físicas, a diferencia de la versión básica libre limitada por tres propagadores; TwoBody, SGP4 y J2P, y la predicción de movimiento orbital se ve restringida al movimiento simulado bajo esos modelos.

Es importante mencionar que la versión profesional permite la integración de interfaces de programación externas a STK (Matlab) para aplicación de ambas y optimiza ciertos procesos útiles para una Estación Terrena, por lo que se define como el mejor simulador de misiones y más completo ya que los reportes permiten la medición de diferentes variables y reportes específicos.

3.6 Referencias

[2] AGI. (2019, septiembre). Insert Spacecraft Using the Standard Object Database. STK Help. https://help.agi.com/stk/11.0.1/Content/stk/tools-db-03.htm

[1] AGI. Disponible en: https://www.agi.com/products/stk-systems-bundle/stk-professional [Accesado 06/08/20]

[3] AGI Help. Propagadores. Disponible: https://help.agi.com/stk/index.htm#stk/vehSat_orbitProp_choose.htm?Highlight=propagators [Accesado 06/08/20]

[5] AGI. Lifetime. Disponible en: https://help.agi.com/stk/11.0.1/Subsystems/connectCmds/Content/cmd_Lifetime.htm. Accesado 15 de octubre 2020.

[4] Duarte, C. (2018). Hacia el espacio. Disponible en: http://haciaelespacio.aem.gob.mx/revistadigital/articul.php?interior=760 (Accesado 10 de octubre 2020)

4. Simulación de tiempo de vida

4.1 Introducción

El objetivo de este capítulo es desarrollar el análisis de órbita con los parámetros orbitales del despliegue desde EEI, utilizando el propagador de alta fidelidad (HPOP). Y posteriormente analizar las variaciones entre SGP4 y HPOP con la finalidad de definir cuál es el adecuado para las simulaciones del cálculo de tiempo de vida, presupuesto de enlace y el tiempo estimado a la exposición de luz solar para el desarrollo de la misión.

4.2 Tiempo de vida según el tipo de órbita

Un satélite o cuerpo orbital se considera activo mientras mantiene su posición dentro de una órbita y el ADCS está en funcionamiento. Los principales factores que influyen en el tiempo de decaimiento orbital es la altura de la órbita, entre más alta sea más tiempo le tomará para la reentrada a la atmosfera terrestre, otro factor importante es la propulsión del propio cuerpo orbital. Este tipo de propulsión se utiliza mayormente en los satélites geoestacionarios, pero, como ejemplo práctico, la Estación Espacial Internacional, la cual se encuentra dentro de una órbita de tipo LEO y utiliza los módulos de propulsión rusos para el control de posición en órbita y mantener una altura promedio. Los satélites geoestacionarios tienen una vida útil de unos 15 años aproximadamente según su uso de aplicación. Este periodo está limitado por la cantidad de combustible que pueden llevar para corregir su órbita. La órbita GEO tiene que corregirse periódicamente desde Tierra para evitar que el satélite derive y se salga de curso y entonces se deje de ver en el mismo lugar en el cielo. La deriva de un satélite se debe a las fuerzas gravitatorias que ejercen el Sol y la Luna sobre el satélite, así como al hecho que la Tierra es un cuerpo geoide (imagen 30 de referencia).

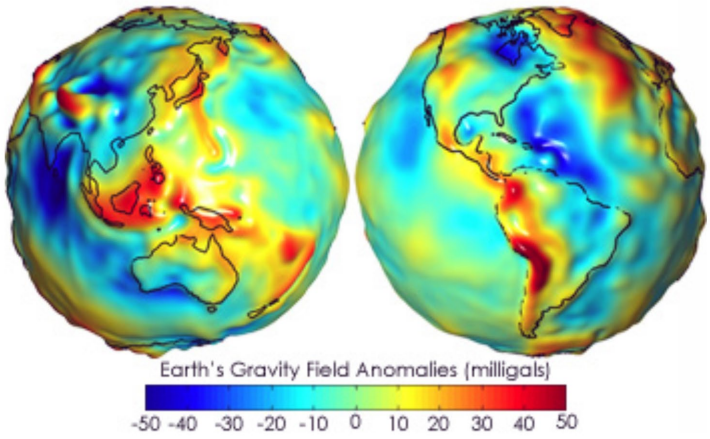


Imagen 30. Geoide Terrestre [1]

Todo esto causa perturbaciones en lo que sería una órbita perfectamente circular en el plano del ecuador si la Tierra fuera esférica y su densidad estuviera distribuida uniformemente en el sentido radial y no hubiera más cuerpos en el Universo. Como esto no ocurre en la realidad, hay necesidad de estar corrigiendo la órbita

Tipos de órbitas	LEO	MEO	GEO
Altura (km)	200 - 1,500	1,500 km – 20,000	36,000
Velocidad (km/h)	27,000	19,000	11,000
Periodo orbital (Min)	90	720	1440
Tiempo de vida (mes)	12 - 24	120	180

Tabla 15. Aproximación de tiempo de vida por tipo de órbitas

4.3 Parámetros para configuración del tiempo de vida del AzTechSat-1

A continuación, se describen los parámetros que utiliza el módulo Lifetime, bajo las condiciones físicas de AzTechSat-1.

4.3.1 Modelo de fuerzas inerciales

Especificaciones físicas de AzTechSat-1		
Masa total	0.9096	kg
Cubesat	10x10x10	cm^3

Tabla 16. Especificaciones técnicas AzTechSat-1

Medida de panel solar			
Largo	0.1	m	x
Ancho	0.1	m	y
Alto	0.1	m	z

Tabla 17. Paneles solares AzTechSat-1

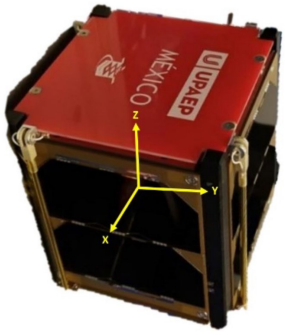


Imagen 31. AzTechSat-1 CubeSat 1U

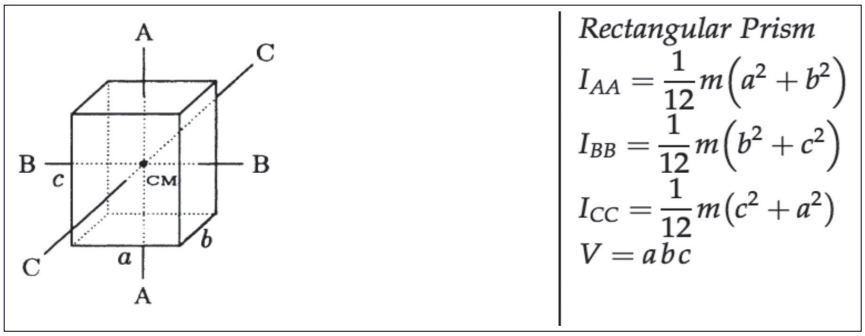


Imagen 32. Modelo de momento inercial

Nota: IAA=IBB=ICC=IXX=IYY=IZZ

4.3.2 Fórmula de matriz inercial

Área de arrastre	w∗h	0.1∗0.1=0.01	m^2
A/m	Área arrastre/masa	0.01/0.9096=0.010993843	m^2/kg
Momento Inercial (I_{xx})	$\frac{1}{12} m(a^2+b^2)$	$\frac{1}{12}$ 0.996(0.1²+ 0.1²)=0.001516	kg/m^2

Tabla 18. Integración de parámetros AzTechSat-1

4.3.3 Parámetros de aplicación Lifetime

Parámetros para lifetime: AzTechSat-1						
Cd	Cr	Área de arrastre (m^2)	Área expuesta al sol (m^2)	Masa (kg)	Nivel solar (Flux Sigma)	Modelo densidad atmosférica
2.2	1	0.01	0.01	0.9096	0	NRLMSISE 2000

Tabla 19. Configuración de Lifetime para AzTechSat-1

4.3.4 Descripción de parámetros

La descripción de los siguientes parámetros se obtiene de la página de ayuda de STK [2].

- Coeficiente de arrastre del satélite (Cd). Una variable adimensional que generalmente se considera 2.2.
- Coeficiente de presión de radiación solar (Cr). El coeficiente SRP del satélite. Un valor de 0 indica que el satélite es transparente a la radiación solar; un valor de 1 indica que es perfectamente absorbente. Un valor de 4/3 significa que es plano, reflejado especularmente. También se trata de una variable adimensional.
- Área de arrastre. El área de sección transversal media del satélite perpendicular a su dirección de viaje. Se considerada una cara del cubo en metros cuadrados.
- Área expuesta al sol. El área media del satélite proyectada perpendicular a la dirección del Sol. Considerada en metros cuadrados.
- Masa: La masa del satélite en kilogramos.
- Archivo de flujo solar. Un archivo ASCII que contiene valores pronosticados de flujo solar y actividad geomagnética.
- Flujo Solar (Nivel Sigma). Los valores de flujo solar utilizados en la predicción de la vida útil de la órbita se calculan como el flujo solar nominal más el producto del nivel sigma del flujo solar y la desviación estándar (sigma) asociada con el valor del flujo solar nominal. Ingresar un valor de 0 dará como resultado el uso de los valores nominales de flujo solar, mientras que ingresar un valor de +2 dará como resultado el uso de niveles de flujo 2 sigma por encima de los valores nominales, lo que dará como resultado predicciones de vida útil más cortas. Esta configuración sólo afecta los resultados cuando una predicción CSSI se especifica como el archivo de flujo solar.
- NRLMSISE 2000. Modelo empírico de densidad desarrollado por el Laboratorio de Investigación Naval de EE. UU. basado en datos satelitales. Encuentra la densidad total al considerar la contribución de N, N2, O, O2, He, Ar y H. Incluye oxígeno anómalo. Versión 2000, rango válido de 0-1000 km.

4.4 Pasos para la simulación de tiempo de vida en STK

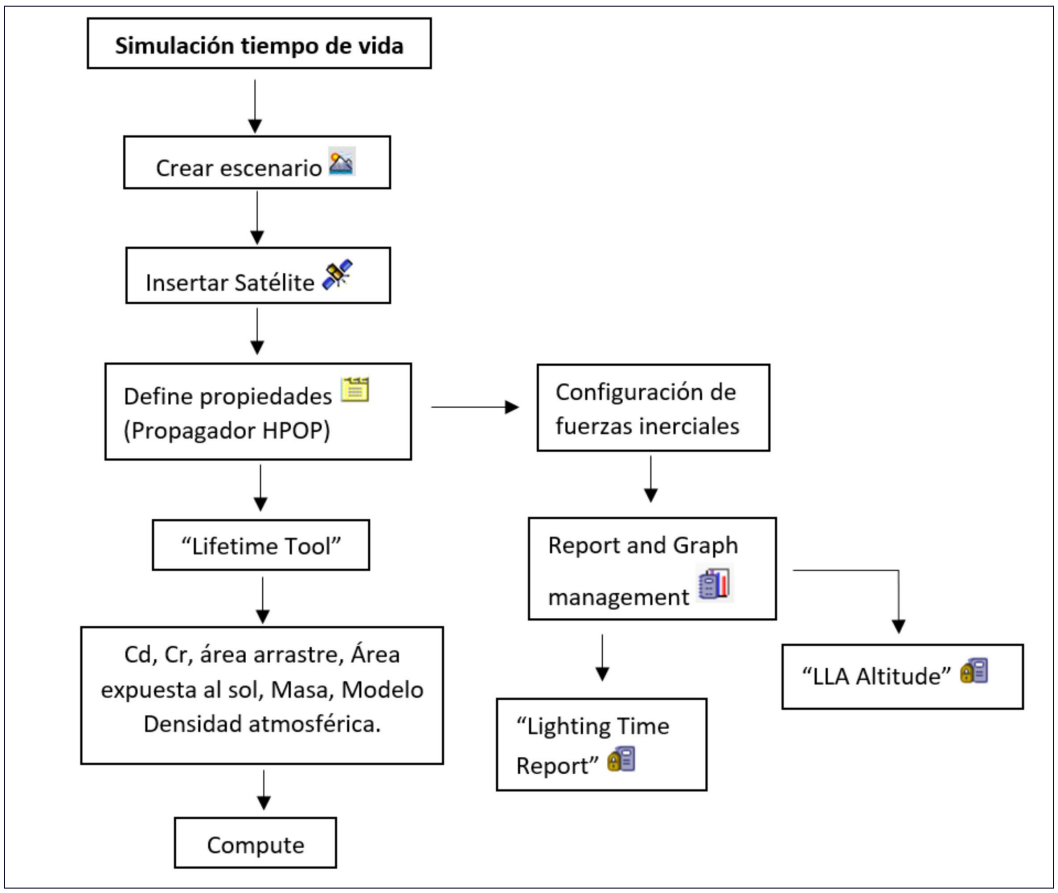


Imagen 33. Pasos para simulación de tiempo de vida

Nota: Para la órbita, en la configuración de elementos keplerianos se considera el propagador HPOP con los parámetros de despliegue de la EEI.

Agregar satélite, definir las propiedades respecto a la liberación desde EEI.

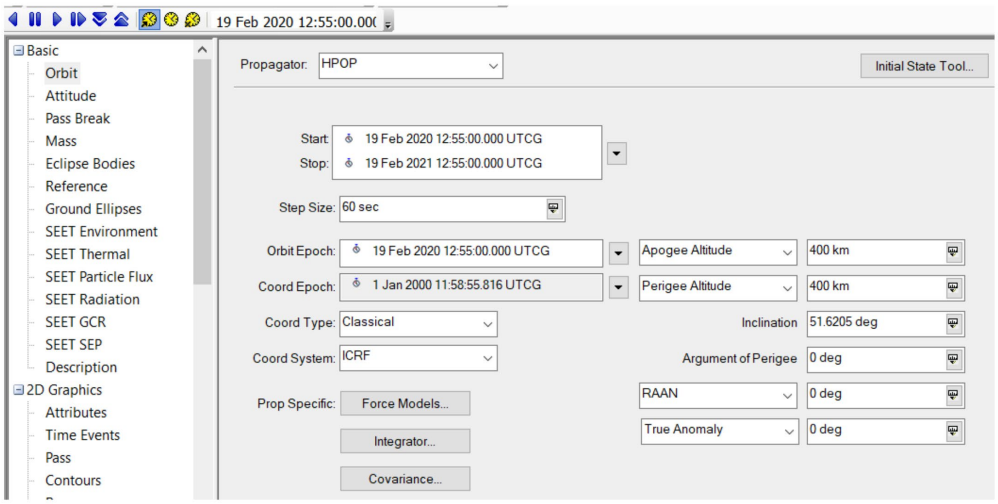


Imagen 34. Constelación de Globalstar

4.4.1 Configuración de propiedades especificas. Modelo de fuerzas

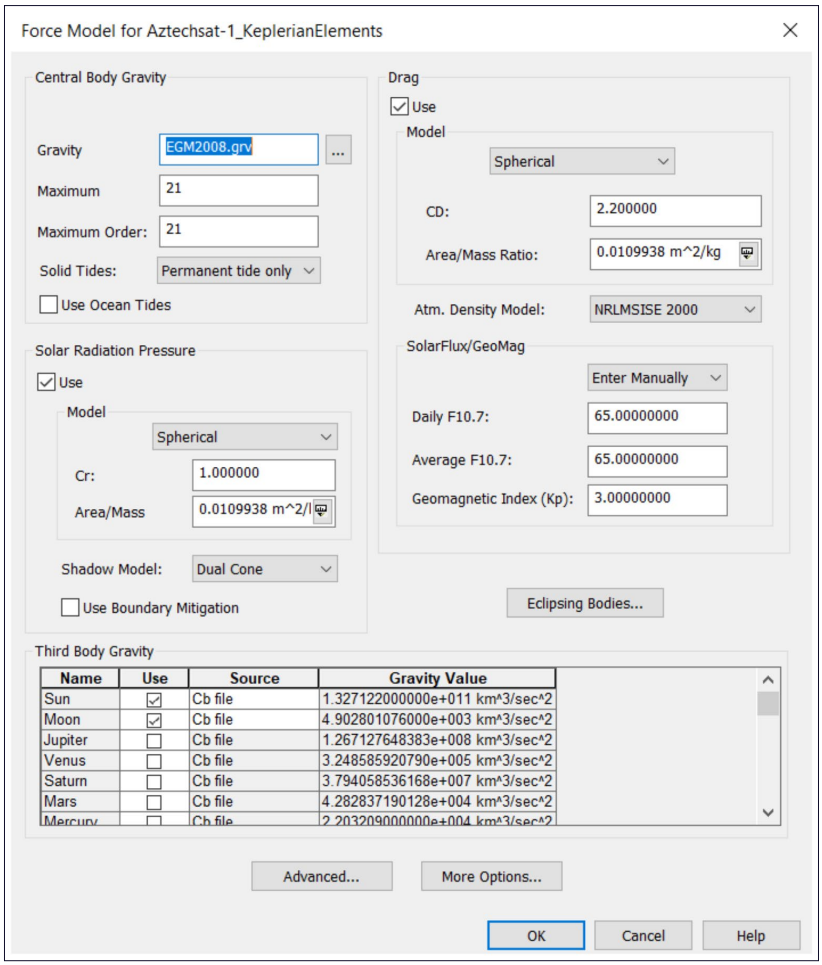


Imagen 35. Modelo de fuerzas para simulación de AzTechSat-1

4.4.2 Fuerzas inerciales

Matriz de momentos inerciales AzTechSat-1

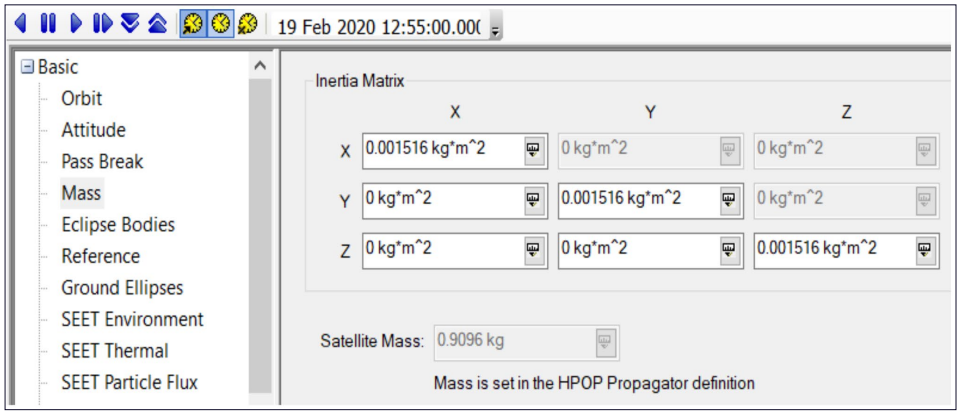


Imagen 36. Matriz Inercial de AzTechSat-1 en STK

4.4.3 Configuración de módulo Lifetime

Fecha de decaimiento: **14 mayo 2021 06:31:41 UTC, 7087 órbitas**.
Tiempo de vida: **1.2 años.**

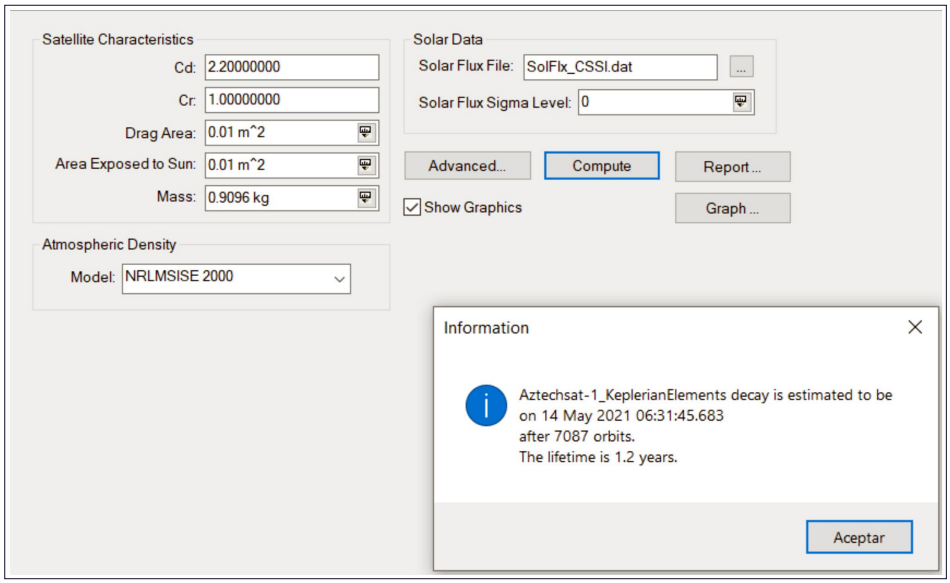


Imagen 37. Resultado en STK de Lifetime

4.4.4 Resultados Lifetime Tool

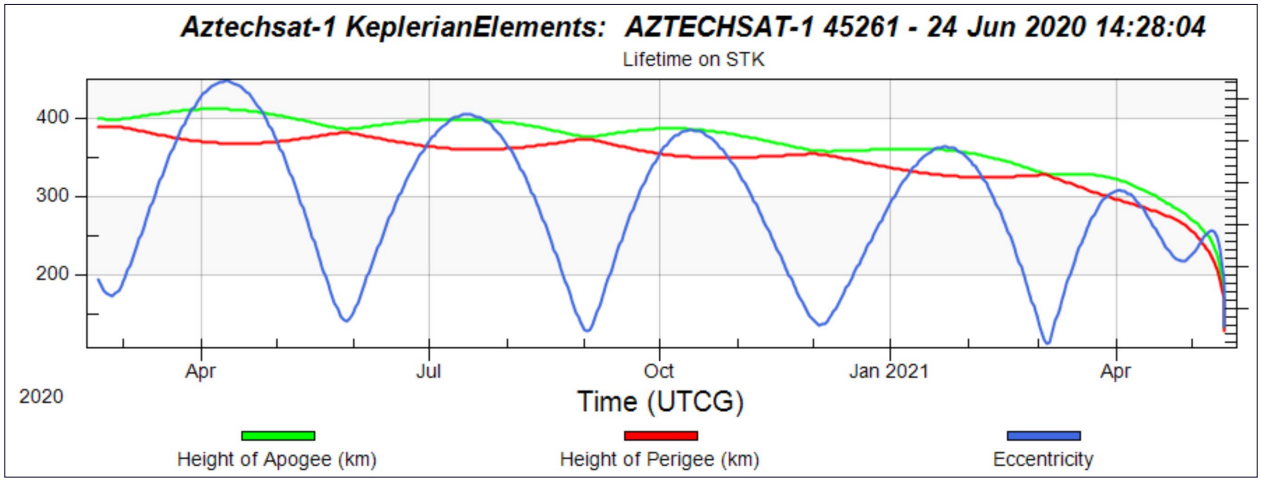


Imagen 38. Gráfica de decaimiento AzTechSat-1

4.5 Reporte de luz y sombra

Para generar este reporte, desde el administrador de informes y gráficos , dentro del mismo escenario de “simulación de tiempo de vida”, establecer al satélite en cuestión para la casilla de Object Type, en el caso de este escenario, se toma al satélite configurado con el propagador HPOP AzTechSat-1.

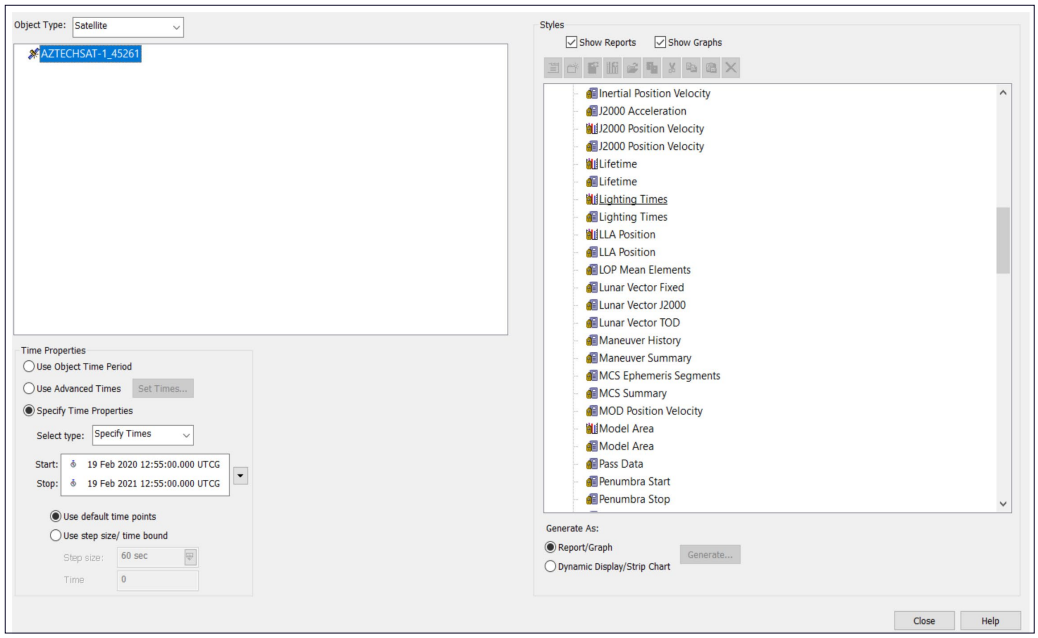


Imagen 39. Configuración para reporte de luz y sombra

En el lado derecho de la ventana imagen 39 se muestran diferentes tipos de informes y gráficos, el requerido para este caso es nombrado por el software como Lighting Times . Después de seleccionar el tipo de reporte y tener Report/Graph como opción, oprimir Generate…

Como resultado, en la imagen 40 muestra los datos diarios.

En la parte superior de la ventana el icono es para exportar los datos a un documento en formato de Excel y/o delimitado por comas.

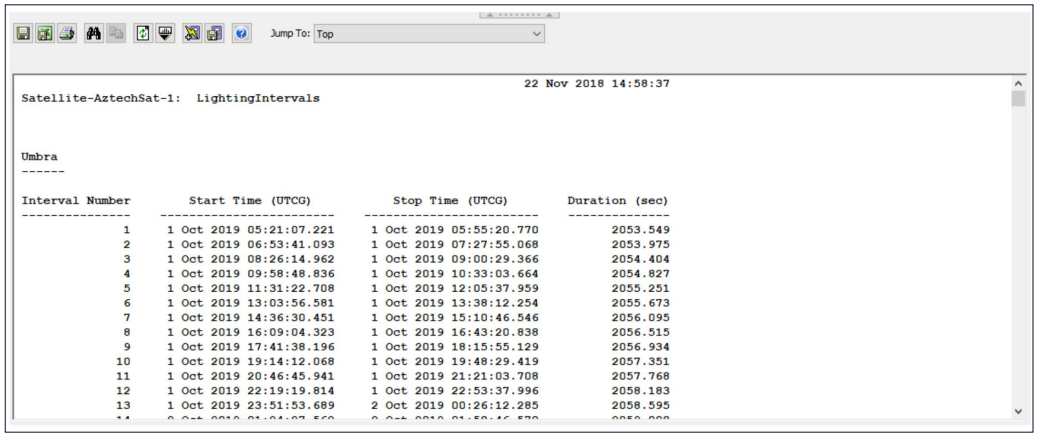


Imagen 40. Resultados en STK para ventas de luz y sombra

4.5.1 Resultados gráficos de luz y sombra

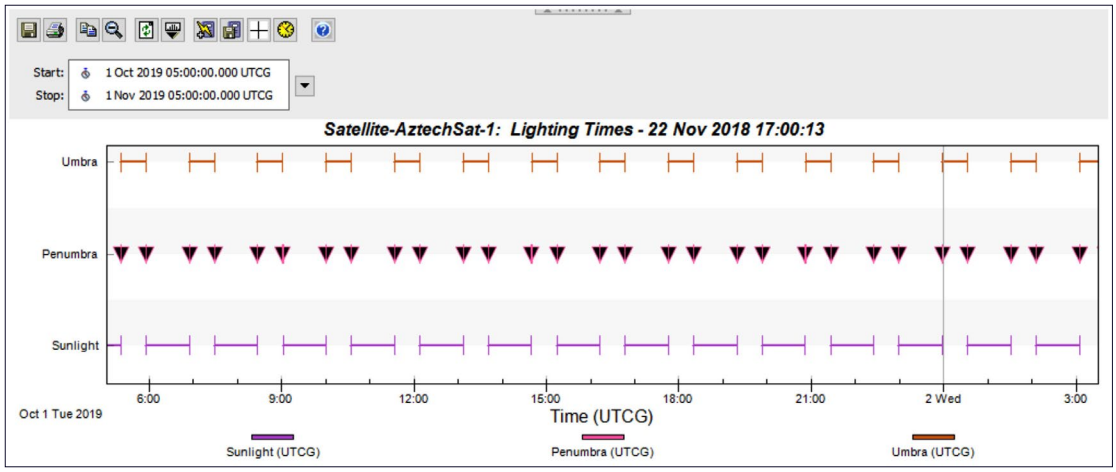


Imagen 41. Gráfica de luz y sombra

4.5.2 Análisis de resultados

Exposición a luz solar		
Segundo	Horas	Días
13654163.16	3792.82	158.03

Tabla 20. Tiempo de exposición a la luz solar

Exposición en Umbra		
Segundos	Horas	Días
25056918.71	6960.25	290.01

Tabla 21. Tiempo de exposición en umbra

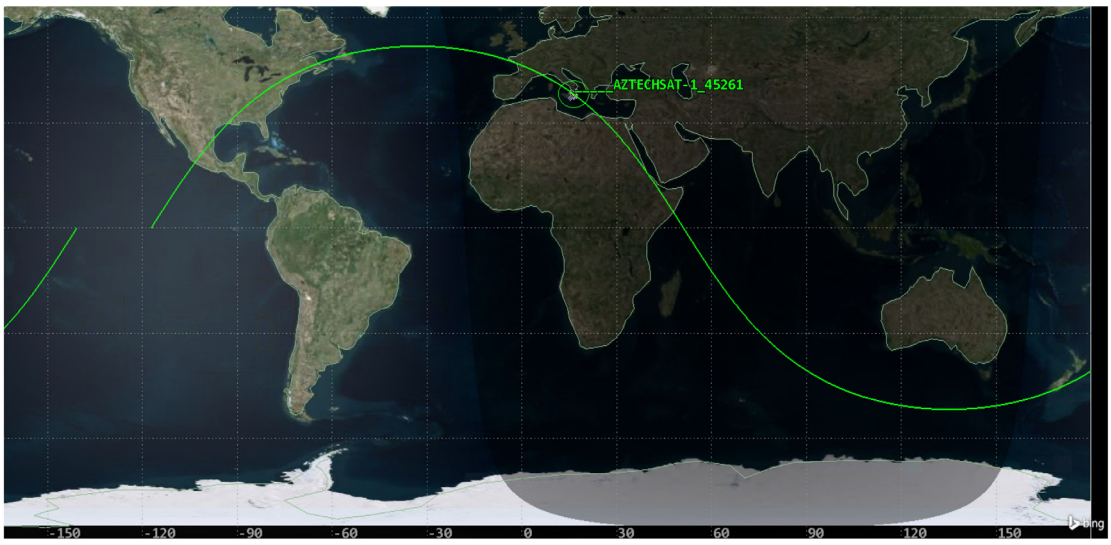


Imagen 42. Vista 2D de exposición a luz solar

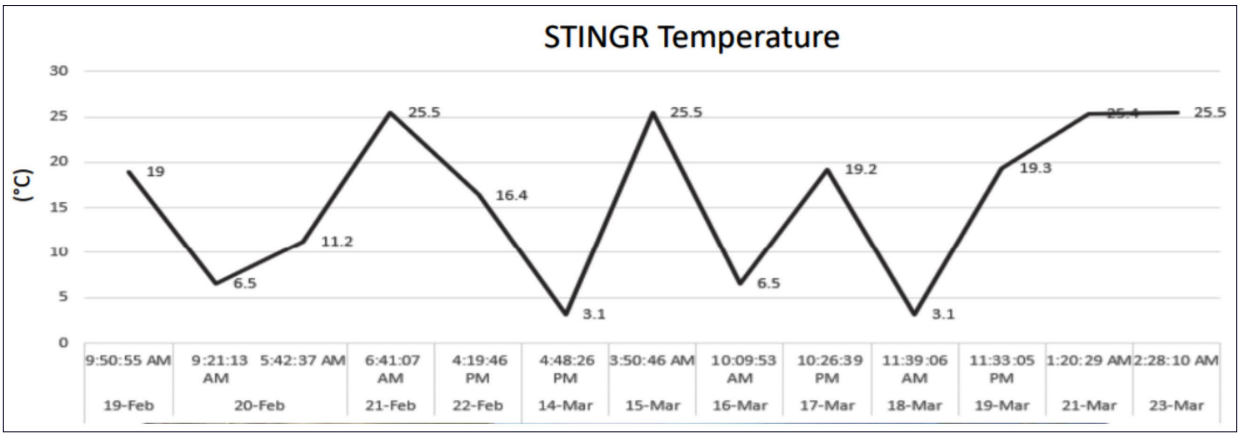


Imagen 43. Temperatura del STINGR de AzTechSat-1

4.6 Conclusiones

Los resultados de esta simulación tienen como propósito establecer el cálculo de tiempo de vida útil para un cubesat con las especificaciones físicas de AzTechSat-1. Además, de compartir los pasos para realizar una simulación de este tipo con las herramientas que permite STK Pro, la configuración adecuada del propagador y las consideraciones que involucran los fenómenos físicos de las fuerzas de atracción entre el cuerpo terrestre y un satélite, es importante mencionar que se establece al propagador HPOP como el más adecuado para predecir un decaimiento orbital ya que el propagador de tipo SGP4 no muestra diferencias de la altura respecto al tiempo. Otra utilidad importante que se genera en este tipo de simulación es la aplicación de los resultados de exposición a luz solar y umbral, los cuales permiten realizar un análisis de estado de salud de AzTechSat-1 (telemetría recibida a través de Globalstar) y su posición en órbita, ubicando al satélite en un intervalo de tiempo y verificar su exposición a los rayos del sol.

4.7 Referencias

[2] AGI Help. Lifetime. Disponible en: https://help.agi.com/stk/#stk/tools-11.htm?Highlight=cd%20lifetime Accesado en 10 de octubre 2020.

[1] Earth Observatory. (2004). Gravity Anomaly Maps and The Geoid. Noviembre 2020, de Earth Observatory NASA Sitio web: https://earthobservatory.nasa.gov/features/GRACE/page3.php

5. Simulación de LinkBudget para la Misión de AzTechSat-1

5.1 Introducción

Con el módulo de comunicaciones STK, el acceso entre un transmisor y un receptor se puede configurar para satisfacer una variedad de criterios para el análisis de radiofrecuencia. Con una o más restricciones implementadas, puede ajustar las propiedades de los dispositivos de comunicaciones y ver cómo afectan el rendimiento del enlace. La siguiente configuración se realizó bajo la configuración particular de AzTechSat-1. [1]

Uso de receptores y transmisores en STK para una simulación:

Para una simulación, el uso de un receptor o transmisor sirven para especificar el modelo de acuerdo con la configuración de parámetros relacionados con las características que la antena y el entorno ambiental operan la misión en proceso. En el caso práctico, a continuación se muestran los parámetros configurados para la misión águila.

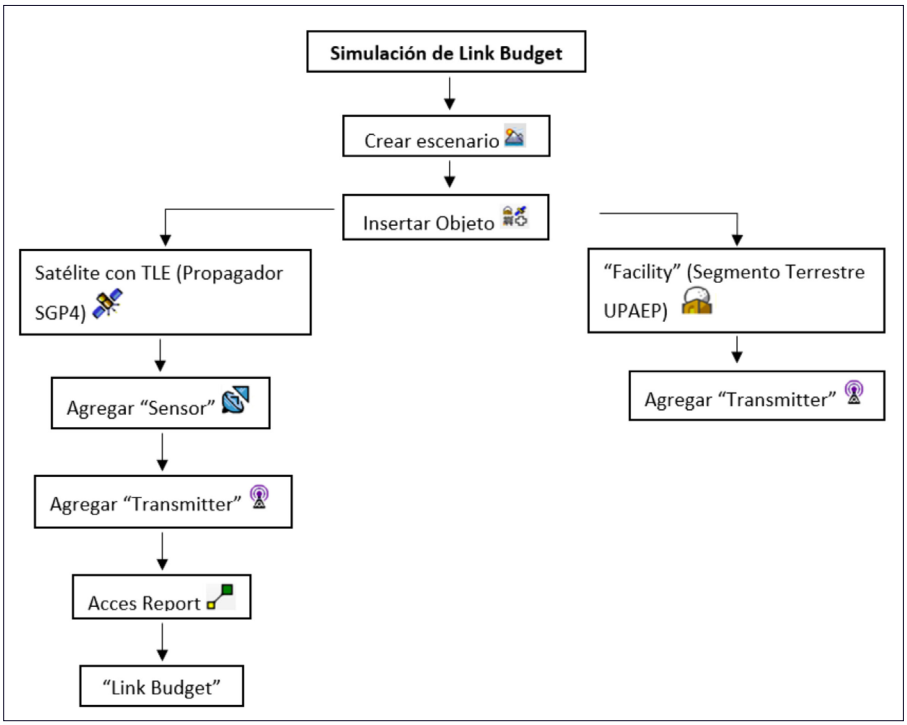


Imagen 44. Pasos para simulación de LinkBudget

5.2 Configuración de Estación Terrena

Se interpreta como Estación Terrena al centro de comandos para la operación de la misión, encargada de recibir y enviar telemetría al satélite a través de radiofrecuencia UHF/VHF.

- UPAEP, Puebla, México (Latitud: 19.0494834583911°, Longitud: -98.21760500651786, altura: 2118.54 km snm)

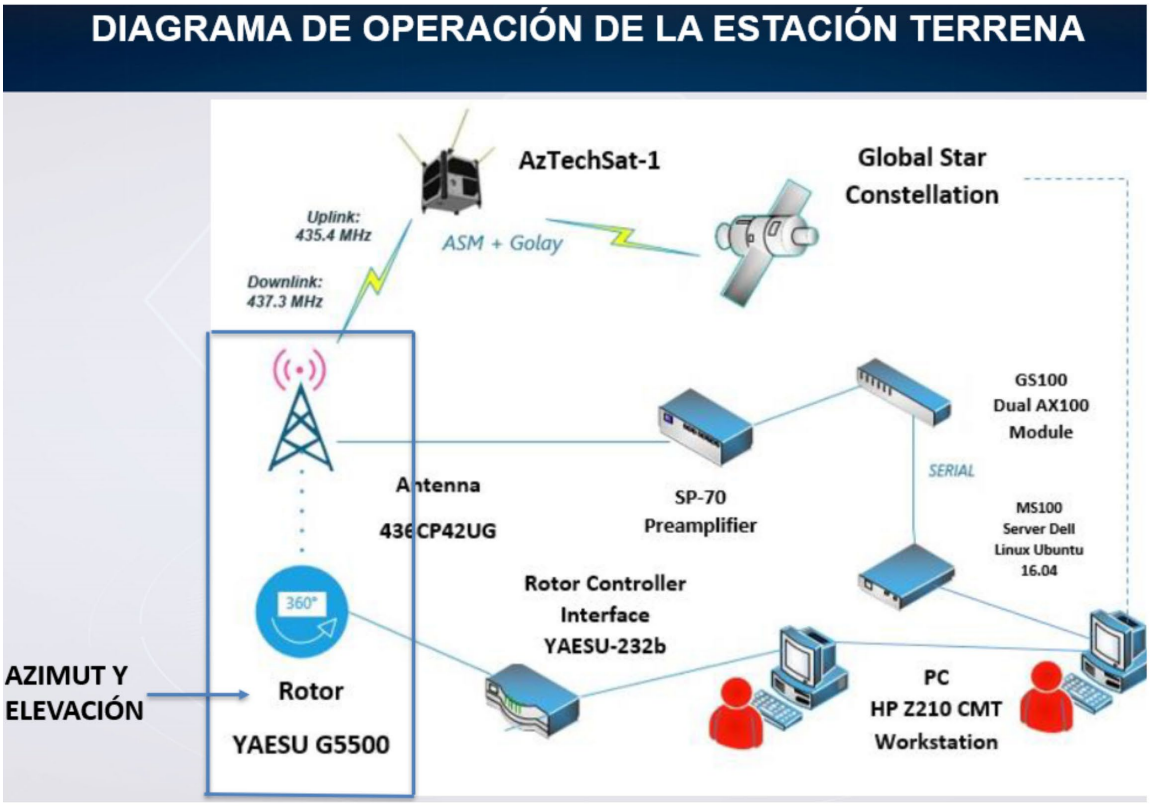


Imagen 45. Diagrama de operación Estación Terrena UPAEP

Movimiento azimutal

Interfaz de control para rotor YAESU G-5500
Movimientos permitidos.
0°<Azimut<450°
0°<Elevación<180°

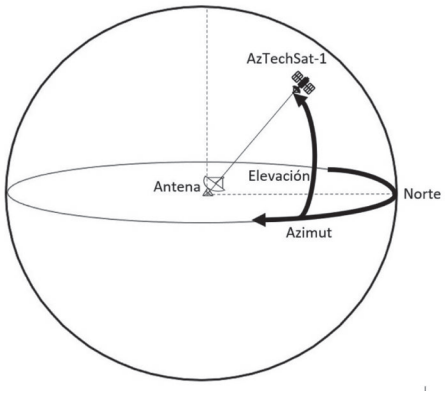


Imagen 46. Interpretación de movimiento azimutal

Posición Zenit

Observación óptima: Se considera una observación óptima la trayectoria que cumpla con las siguientes condiciones:
20°<Elevación<90°, por lo tanto; 999 km < rango < 405 km.

La justificación de la anterior se debe a las condiciones físicas y eléctricas de la antena en uso (potencia tx).

Receptor en Estación Terrena (GS UPAEP)

Receiver en STK:
Un "*receiver*" por su traducción al español es un receptor que sirve para modelar el en detalle el proceso de ingeniería del sistema, existen varios modelos en los cuales se pueden configurar diferentes parámetros, en el caso práctico de AzTechSat-1 se utiliza un modelo de receptor llamado "*Medium Receiver Model*".

En las propiedades del objeto se modifica para que sea del tipo "*Medium Receiver Model*" con una ganancia de 16.8 dBdc y de igual modo se habilita "*Rain Model*" con un valor de "*Outage Porcent*" de 0.001.

5.2.1 Parámetros de Antena Terrestre

Especificaciones del modelo (Antena 436CP42UG)		
Frecuencia	Ingrese el valor de uso para recepción de radiofrecuencia.	435.3 Mhz
Ganancia	Ganancia isotrópica de la antena del receptor.	16.8
Antena a pérdida de línea LNA	La pérdida de la línea de transmisión entre la antena y el amplificador de bajo ruido.	0 dB
Ganancia LNA	La ganancia introducida por el LNA.	0 dB
Pérdida de línea de LNA a receptor	La pérdida de la línea de transmisión entre el LNA y el Receptor.	0 dB
Polarización	Especifica un modelo de polarización para la antena en uso.	"Right Hand Circular"
Modelo de lluvia	El p*orcentaje* de interrupción para establecer el máximo de interrupción en el modelo de lluvia.	0.1

Tabla 22. Descripción de conceptos para Antena

Estación Terrena UPAEP		
Transmitter Power Output:	75.0	watts
In dBW:	18.8	dBW
In dBm:	48.8	dBm
Transmission Line Losses:	-3.0	dB
Connector, Filter or In-Line Switch Losses:	-1.0	dB
Antenna Gain:	13.5	dBiC
Ground Station EIRP:	28.3	dBW
Uplink Path:		
Ground Station Antenna Pointing Loss:	-1.0	dB
Antenna Polarization Losses:	-4.0	dB
Path Loss:	-150.4	dB
Atmospheric Losses:	-3.0	dB
Ionospheric Losses:	-1.0	dB
Rain Losses:	0.0	dB
Isotropic Signal Level at Ground Station:	-131.1	dBW

Tabla 23. Parámetros de antena en Estación Terrena UPAEP [2]

5.2.2 Parámetros de Antena AzTechSat-1

Spacecraft (NanoCom430)		
Spacecraft Transmitter Power Output:	2.0	watts
In dBW:	3.0	dBW
In dBm:	33.0	dBm
Spacecraft Transmission Line Losses:	-1.0	dB
S/C Connector, Filter or In-Line Switch Losses:	0.0	dB
Spacecraft Antenna Gain:	1.5	dBiC
Spacecraft EIRP:	3.5	dBW
Downlink Path:		
Spacecraft Antenna Pointing Loss:	-1.0	dB
Antenna Polarization Loss:	-1.5	dB
Path Loss:	0.0	dB
Atmospheric Loss:	-2.2	dB
Ionospheric Loss:	-0.2	dB
Rain Loss:	0.0	dB
Isotropic Signal Level at Ground Station:	-1.4	dBW

Tabla 24. Parámetros de antena de AzTechSat-1 [2]

Configuración de satélite: AzTechSat-1

Insertar un Satélite desde "Standard Object Data".

Configuración de transmisión para satélite

A través de "*Define Properties*" para poder modificar las características.

Posteriormente se debe acceder a la opción de "Basic" en donde en la sección de "*Definition*" se hará el cambio de tipo de sensor a "*Half Power*" y se le dará la frecuencia de 4.35 MHz.

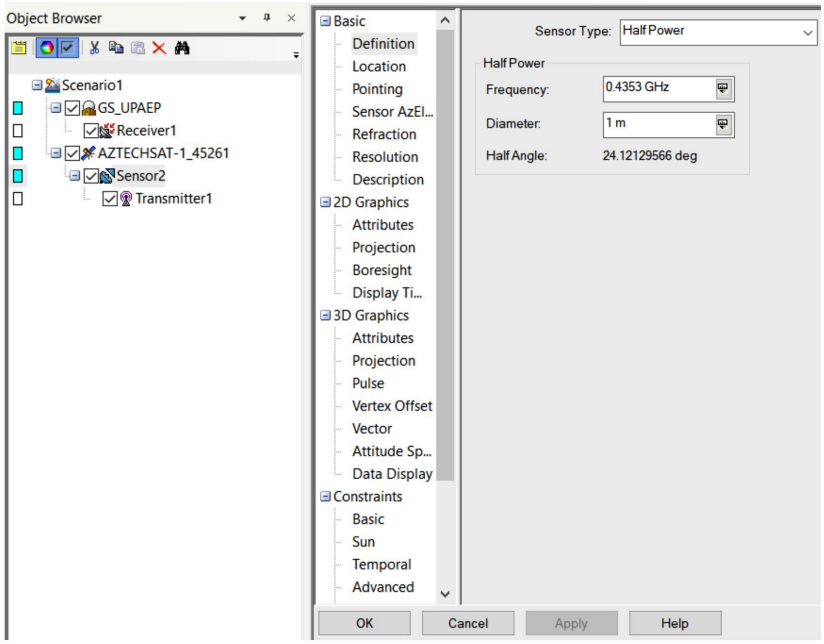


Imagen 47. Configuración para sensor en simulación de AzTechSat-1

En la sección de "*Pointing*" se establecerá el apuntamiento a "*Targeted*" y se seleccionará la Estación Terrena que se ubica en "*Available* Targets" y se pasará a "*Assigned Targets*" con la flecha que se encuentra a la derecha. Se guarda la configuración presionando los botones de "*Apply*" *y "Ok*".

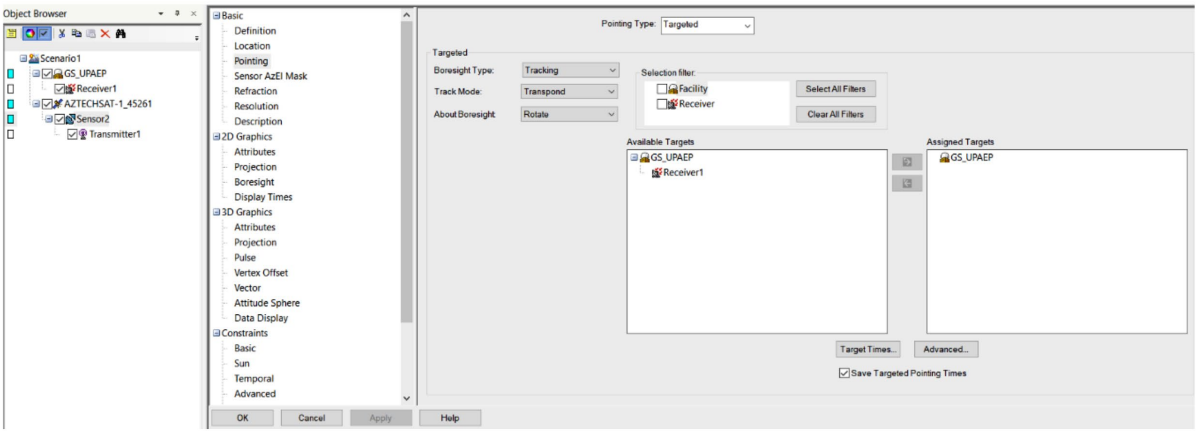


Imagen 48. Apuntamiento de satélite a Estación Terrena en STK

Configuración del transmisor en el sensor del satélite

Por las características técnicas propias de AzTechSat-1, el transmisor debe ser de tipo "*Complex Transmitter Model*" con una frecuencia de 4.35 MHz y un poder de 1 Watt.

Modelos de Transmisor:

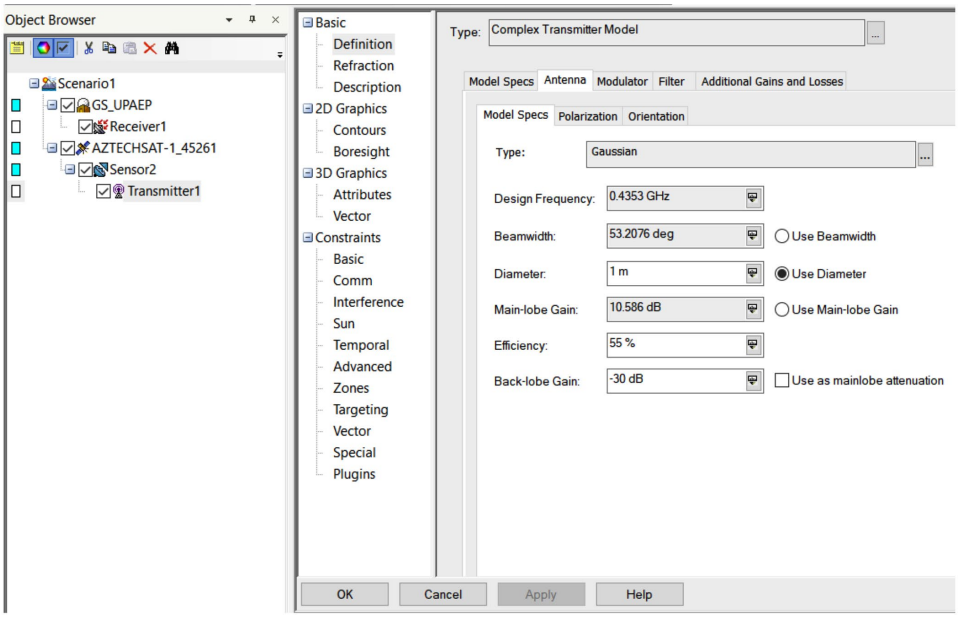


Imagen 49. Configuración de modelo de transmisión en STK para AzTechSat-1

En las propiedades en "*Antenna*" se verifica que sea de tipo Gaussiana y eficiencia sea de 55%.

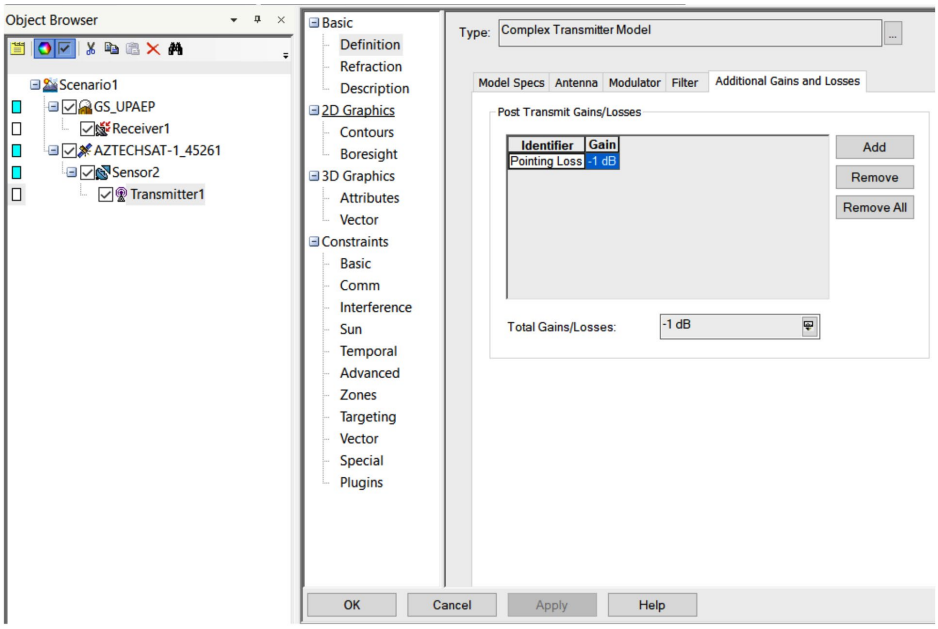


Imagen 50. Configuración de antena para modelo de transmisión

Posteriormente en "*Additional Gain and Losses*" se agrega un "*Pointing Loss*" de -1dB [3].

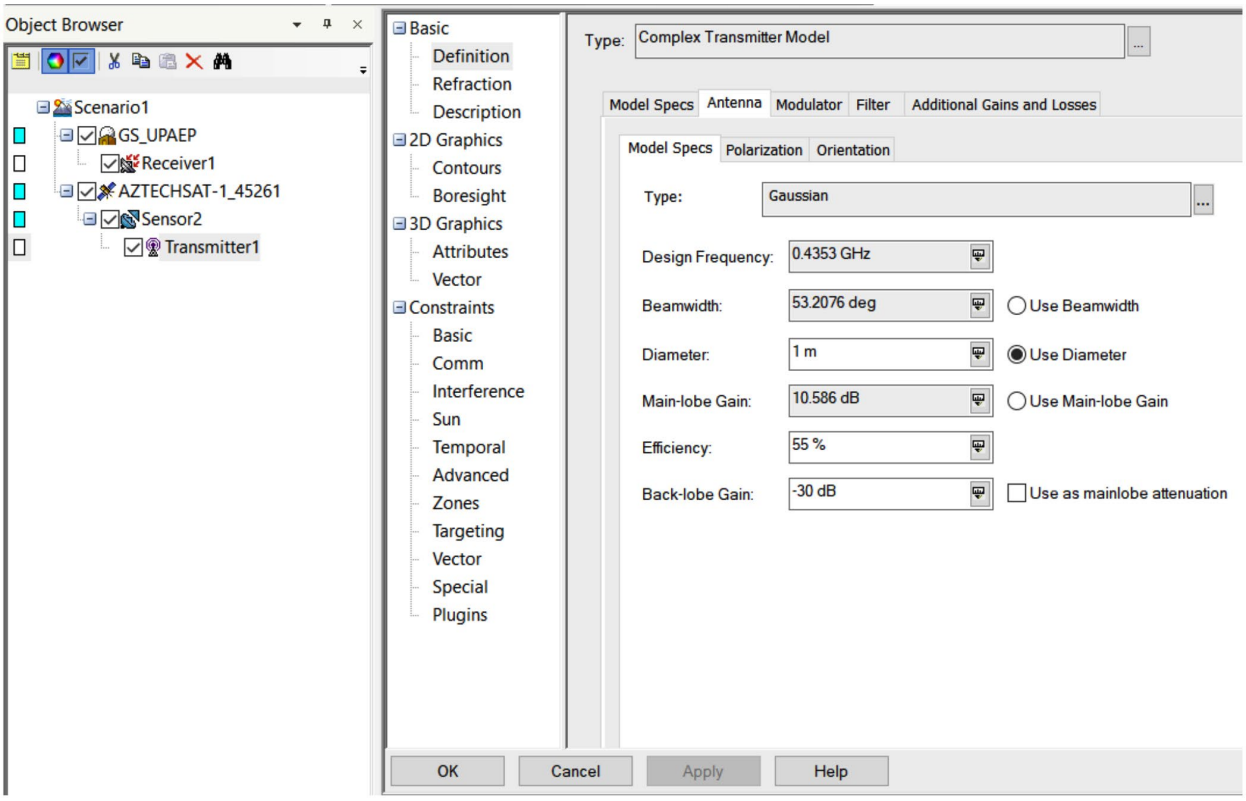


Imagen 51. Configuración de pérdidas y ganancias

5.2.3 Configuración de escenario en STK

Entorno par radiofrecuencia (RF)

Para configurar el entorno de ambiente, se accede a las propiedades de Escenario (doble clic). Las características ambientales se configuran a nivel de escenario y por separado de los objetos. Al configurar de manera específica los parámetros de ambiente, es necesario deshabilitar "*Use terrain server to análisis*" (usar servidor de terreno para análisis); el cual distribuye los datos del terreno terrestre para su análisis y visualización de forma predeterminada, se conecta al servidor AGI Terrain Server, que está disponible a través de una conexión a internet para todos los usuarios de STK. En la imagen 52 se muestran las opciones para configuración del escenario, dentro de la sección "*Basic*" buscar "*Terrein*" y desactivar.

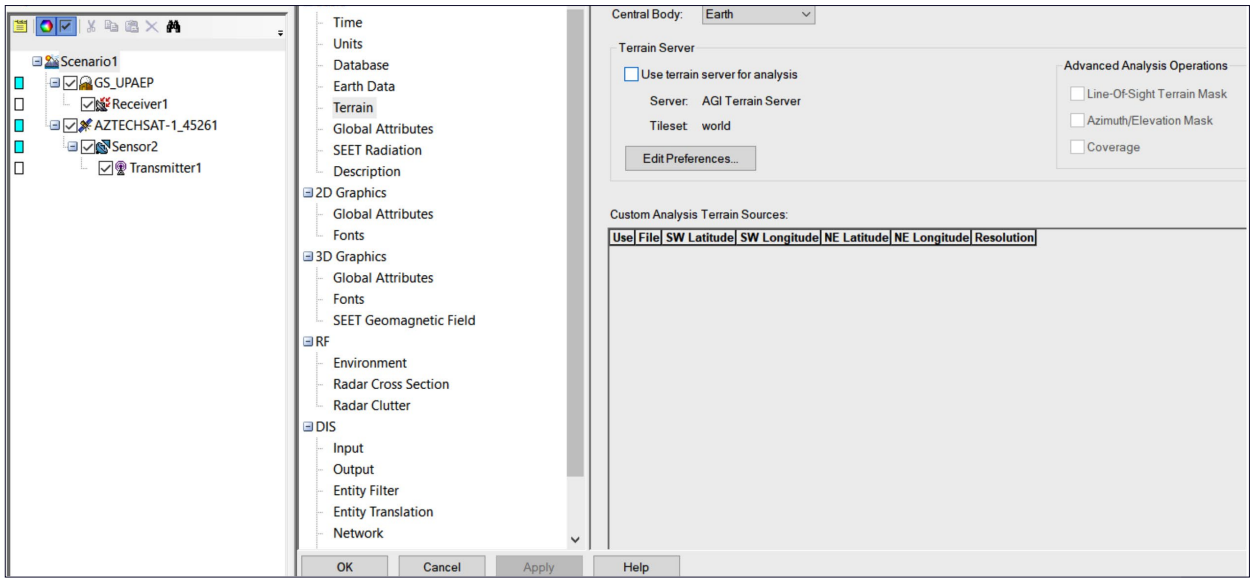


Imagen 52. Configuración de entorno para RF

Después de deshabilitarlo, se procede a configurar de manera manual las propiedades usadas en el caso práctico para los modelos de "RF" y su entorno.
Habilitar y configurar las opciones:

- "Rain Model" (modelo "ITU-R P618-9")
- "Atmospheric Absorption Model" ("ITU-R P676-5").

Rain, Cloud and fog

Los modelos de lluvia se utilizan para estimar la cantidad de degradación (o desvanecimiento) de la señal cuando atraviesa la lluvia. La degradación se debe principalmente a la absorción por las moléculas de agua y es función de la frecuencia y el ángulo de elevación. En términos generales, la pérdida por lluvia aumentará con una frecuencia creciente.

Seleccionar la pestaña "*Rain, Cloud and fog*", habilitar el campo "*Rain model*".

Modelo de lluvia ITU-R P618-12: Es un modelo de lluvia de la ITU basado en la revisión más reciente de la recomendación UIT-R P618.

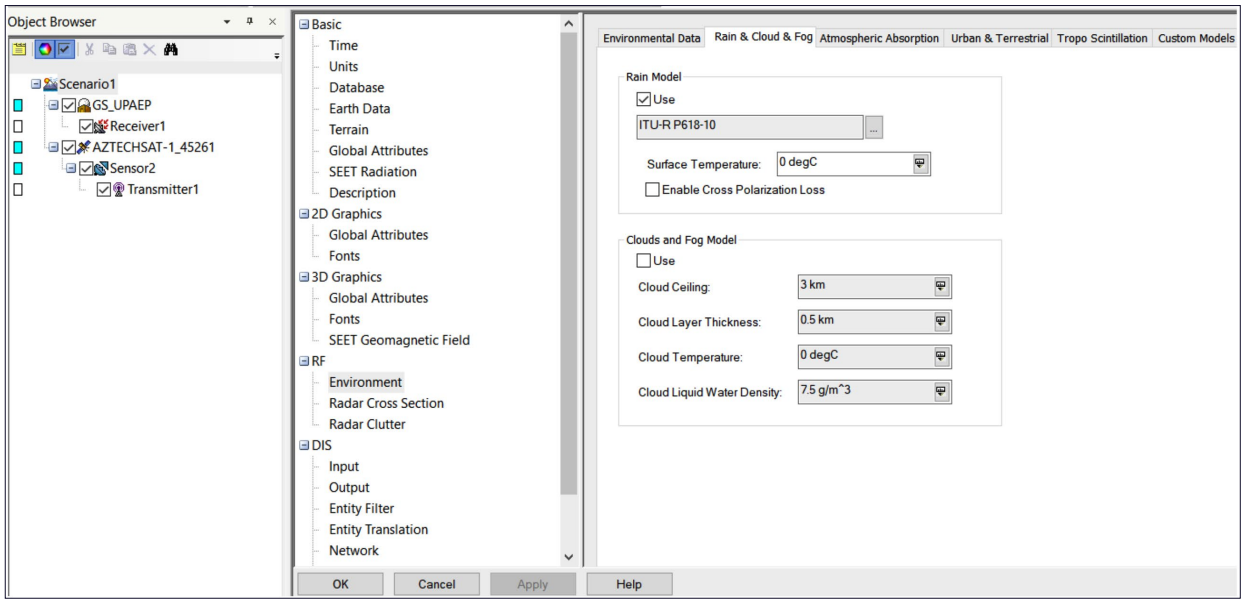


Imagen 53. Modelo "Rain, Cloud & Fog"

Modelos de pérdida atmosférica

"*Atmospheric Absorption Model*": El modelo de elevación refractada de la ITU se basa en la Recomendación 834-4 (2003) de la Unión Internacional de Telecomunicaciones. Para ángulos de elevación por debajo del horizonte, la restricción de acceso a la línea de visión refractada emplea el ángulo de elevación no refractado para calcular el alcance a la Tierra. Si el rango objetivo es menor que este valor, se cumple la restricción. [4]

En la siguiente pestaña "*Atmospheric Absorption*", (imagen 54), habilitar uso del modelo ITU-R P676-5 y Aceptar.

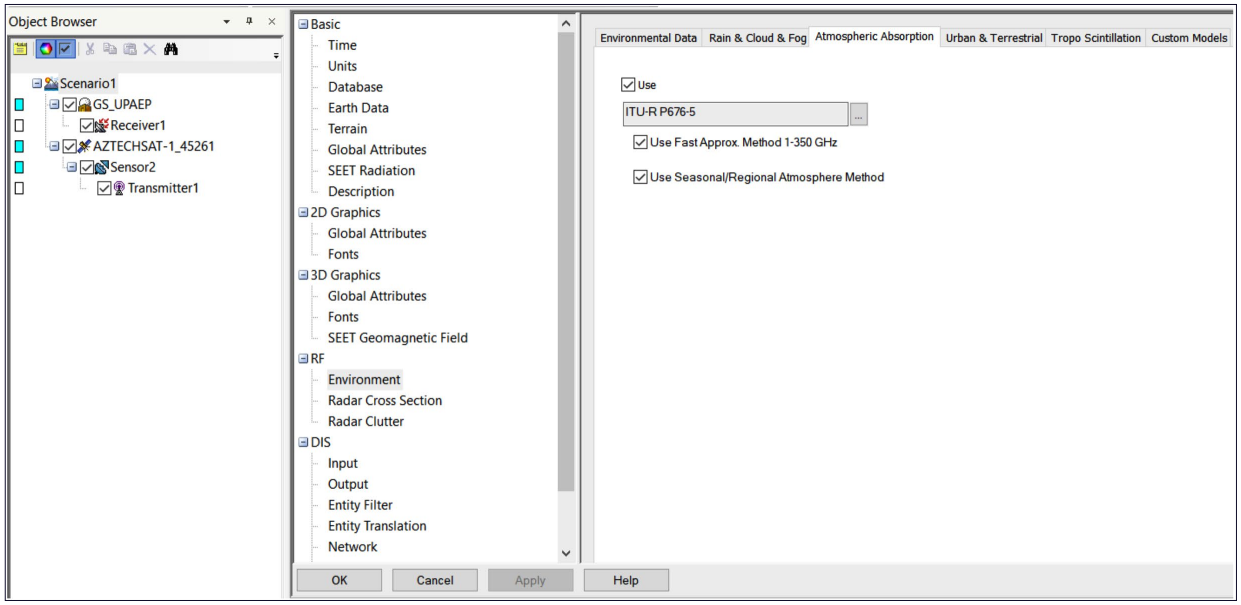


Imagen 54. Configuración de absorción atmosférica

5.2.4 Acceso de conexión entre AzTechSat-1 y Estación Terrena UPAEP

Se utiliza la herramienta "*Access*" para establecer la vinculación entre la Estación Terrena y el satélite.

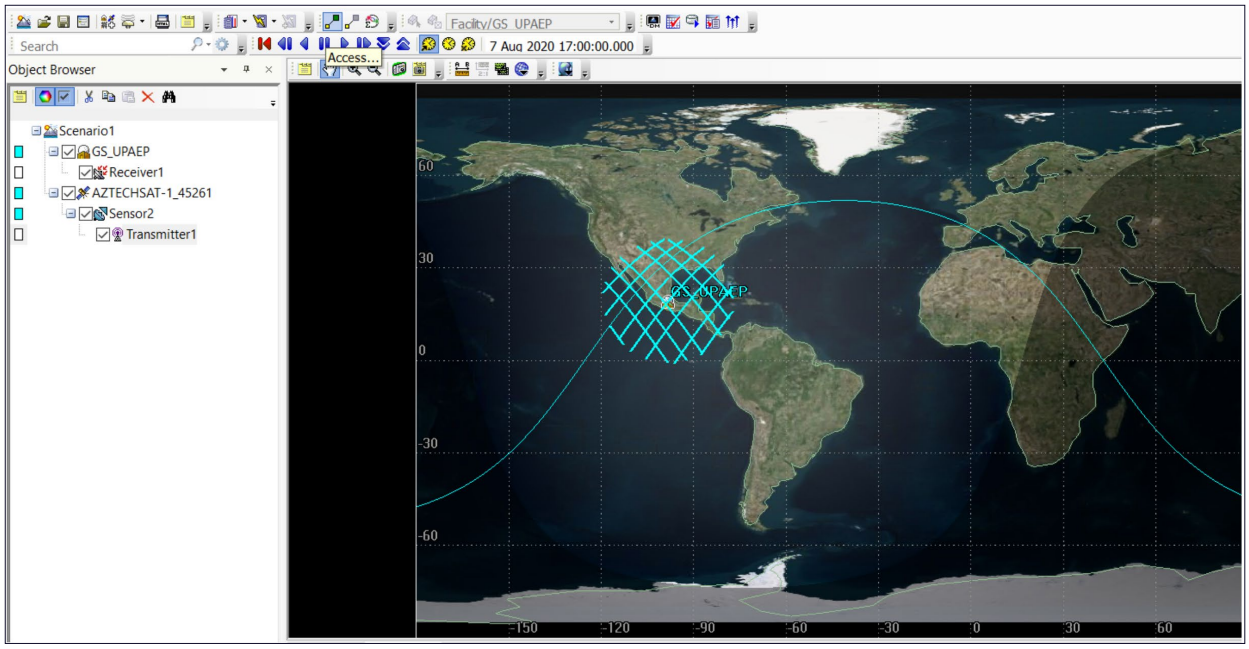
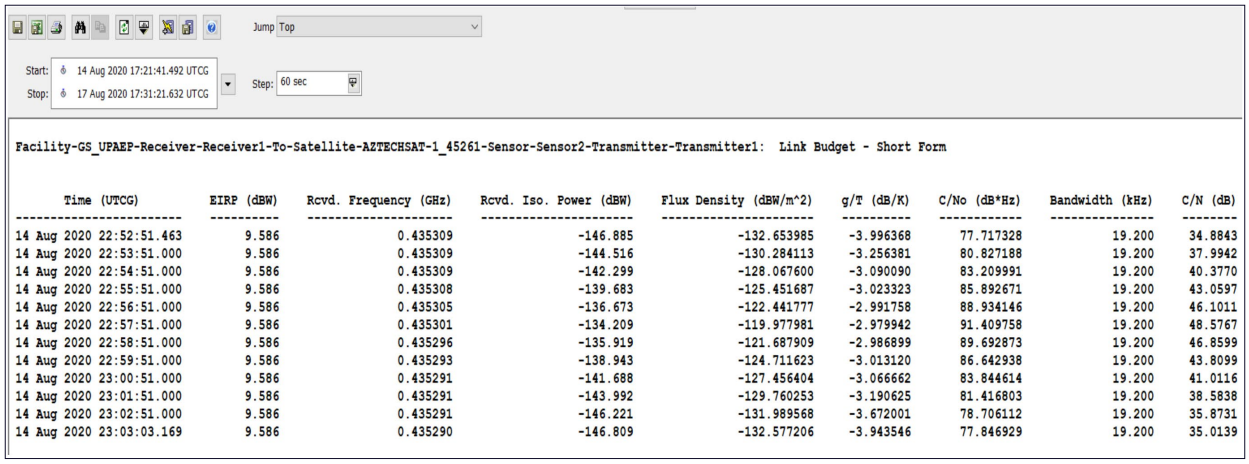


Imagen 55. Vista 2D Estación Terrena – AzTechSat-1

Se despliega la ventana con los elementos que se pueden asociar al reporte. Es importante mantener "*Acces for*:" para el receptor de la Estación Terrena. Seleccionar en "*reports*" la opción de "*Link Budget*".

Imagen 56. Configuración en STK para enlace de Estación Terrena - Satélite

5.2.5 Generación de reporte con STK



Jump Top

Start: 14 Aug 2020 17:21:41.492 UTCG
Stop: 17 Aug 2020 17:31:21.632 UTCG
Step: 60 sec

Facility-GS_UPAEP-Receiver-Receiver1-To-Satellite-AZTECHSAT-1_45261-Sensor-Sensor2-Transmitter-Transmitter1: Link Budget - Short Form

Time (UTCG)	EIRP (dBW)	Rcvd. Frequency (GHz)	Rcvd. Iso. Power (dBW)	Flux Density (dBW/m^2)	g/T (dB/K)	C/No (dB*Hz)	Bandwidth (kHz)	C/N (dB)
14 Aug 2020 22:52:51.463	9.586	0.435309	-146.885	-132.653985	-3.996368	77.717328	19.200	34.8843
14 Aug 2020 22:53:51.000	9.586	0.435309	-144.516	-130.284113	-3.256381	80.827188	19.200	37.9942
14 Aug 2020 22:54:51.000	9.586	0.435309	-142.299	-128.067600	-3.090090	83.209991	19.200	40.3770
14 Aug 2020 22:55:51.000	9.586	0.435308	-139.683	-125.451687	-3.023323	85.892671	19.200	43.0597
14 Aug 2020 22:56:51.000	9.586	0.435305	-136.673	-122.441777	-2.991758	88.934146	19.200	46.1011
14 Aug 2020 22:57:51.000	9.586	0.435301	-134.209	-119.977981	-2.979942	91.409758	19.200	48.5767
14 Aug 2020 22:58:51.000	9.586	0.435296	-135.919	-121.687909	-2.986899	89.692873	19.200	46.8599
14 Aug 2020 22:59:51.000	9.586	0.435293	-138.943	-124.711623	-3.013120	86.642938	19.200	43.8099
14 Aug 2020 23:00:51.000	9.586	0.435291	-141.688	-127.456404	-3.066662	83.844614	19.200	41.0116
14 Aug 2020 23:01:51.000	9.586	0.435291	-143.992	-129.760253	-3.190625	81.416803	19.200	38.5838
14 Aug 2020 23:02:51.000	9.586	0.435291	-146.221	-131.989568	-3.672001	78.706112	19.200	35.8731
14 Aug 2020 23:03:03.169	9.586	0.435290	-146.809	-132.577206	-3.943546	77.846929	19.200	35.0139

Imagen 57. Reporte en STK de resultados LinkBudget

Al usar el TLE de AzTechSat-1, se tendrá el zenit correcto para el segmento terrestre, es decir, tendrá la misma trayectoria (día y hora), para asegurar, en la siguiente imagen se muestra la comparación con la página n2yo.com.

5.2.6 Análisis de resultados

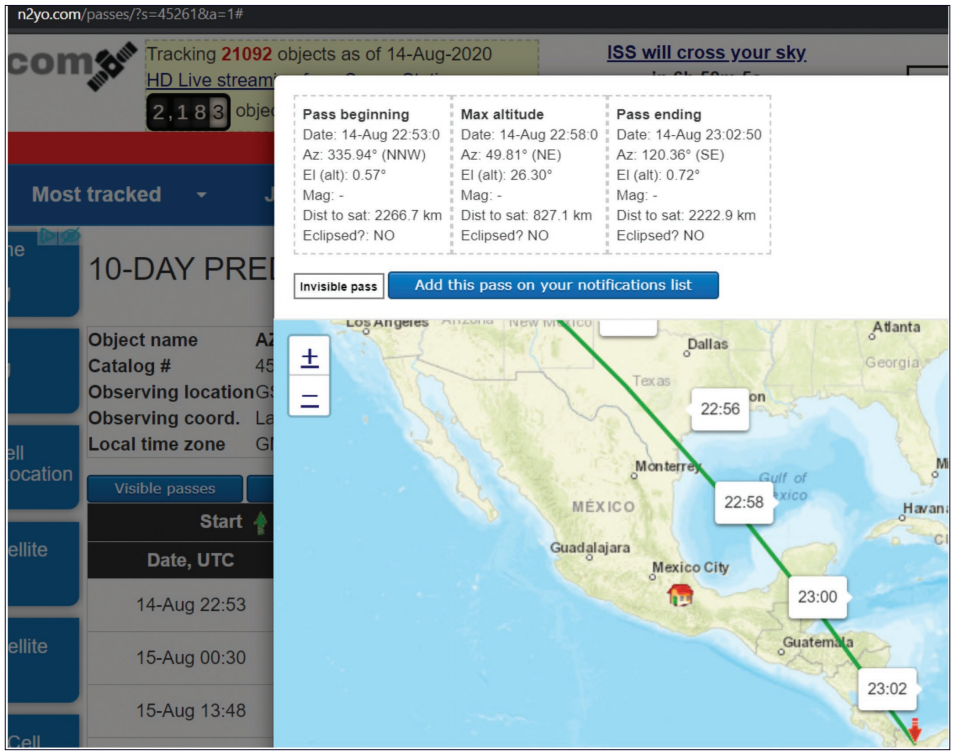


Imagen 58. Trayectoria de AzTechSat-1 – Estación Terrena por N2YO

5.3 Control de operaciones

Para esta sección, el objetivo es hacer un análisis de las diferentes órbitas para la trayectoria derivada por el TLE oficial de AzTechSat-1 y la prevista antes del despliegue -con los parámetros orbitales de EEI, pero, ajustado con las características físicas del caso práctico, estableciendo así un aproximación precisa en cuestión de uso para el software; Propagador, con la finalidad de sustentar los valores de un tiempo de vida, presupuesto de enlace y un tiempo estimado de exposición a la radiación solar para el desarrollo de la operación en la misión.

5.3.1 Simulación de rastreo con STK

Rastreo del cuerpo orbital en tiempo real. Permite saber la posición precisa, altitud y distancia del cuerpo en órbita al punto geográfico establecido. Para el análisis en la demostración de los parámetros previstos, en el mismo escenario de esta simulación, se crean 2 órbitas.

1. TLE (45261).
2. Con los parámetros calculados antes del despliegue, el objetivo de la segunda opción servirá como herramienta en el capítulo.

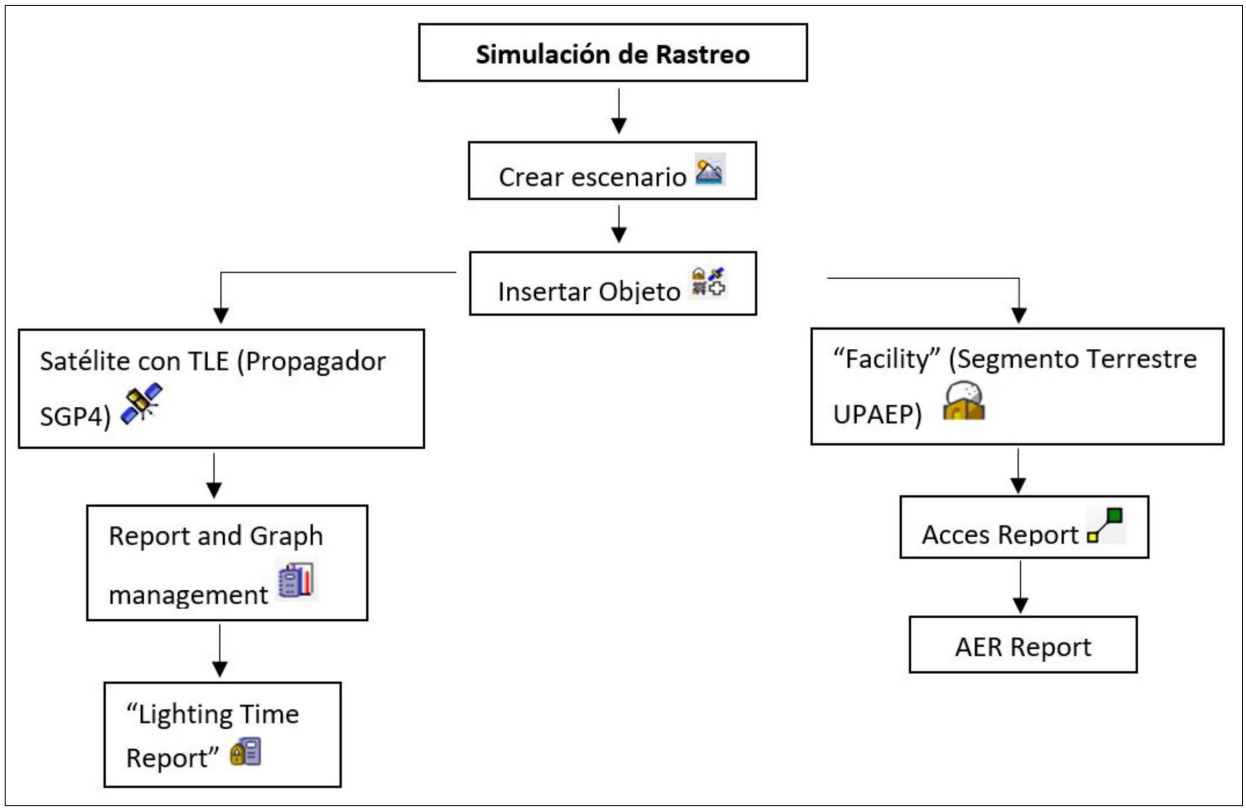


Imagen 59. Pasos para una simulación de rastreo en STK

Órbita de satélite oficial AzTechSat-1 (45261)

Para insertar al satélite AzTechSat-1 en STK a través de la búsqueda de satélites activos, en su base de datos ("*Standard Object Data*"), la manera de agregarlo es la siguiente, imagen 60.

Insertar Objeto > Satélite > "*From Standard Object Data*".

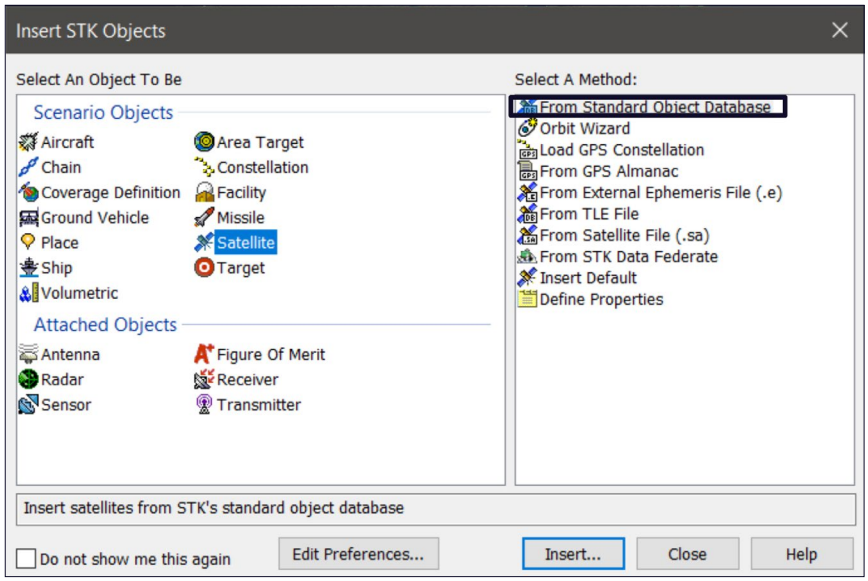


Imagen 60. Ventana de objetos para simulación

Al seleccionar insertar objeto por la opción de "*Standard Object Data*" se abre una ventana como en la imagen 61. Para buscar el satélite activo es necesario conocer el Norad ID.

Nota: Es importante mencionar que al insertar un objeto mediante la opción "*Standar Object Data*" el software utiliza para describir la trayectoria de órbita el propagador SGP4.

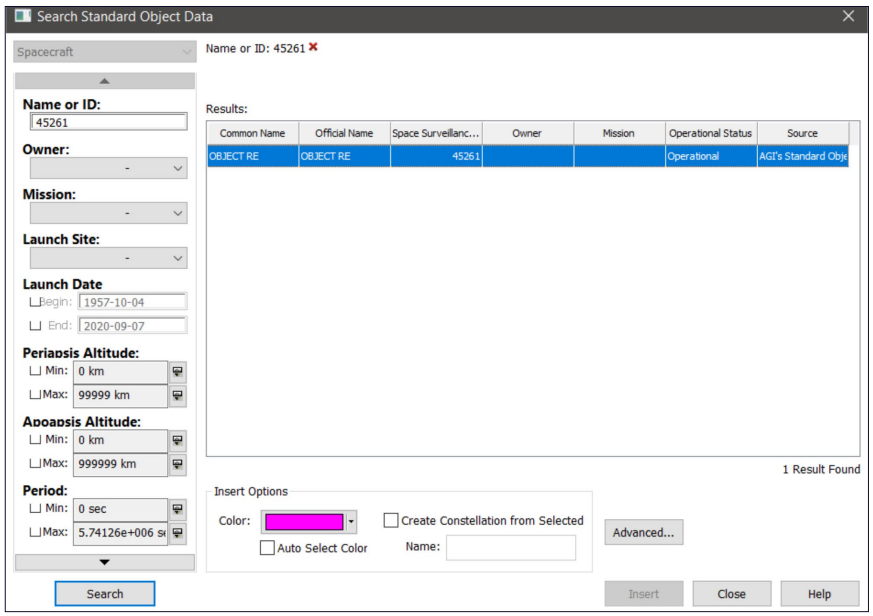


Imagen 61. Ventana para buscar satélites activos

Estación Terrena en STK

En esta parte se muestra como insertar una Estación Terrena:

Seleccionar "*Insert Object*" buscar "*Facility*" e insertar por el método de "*Define Properties,*" el cual permite para su configuración el uso de coordenadas geográficas y/o dirección para la ubicación. Tomar imagen 62 de referencia.

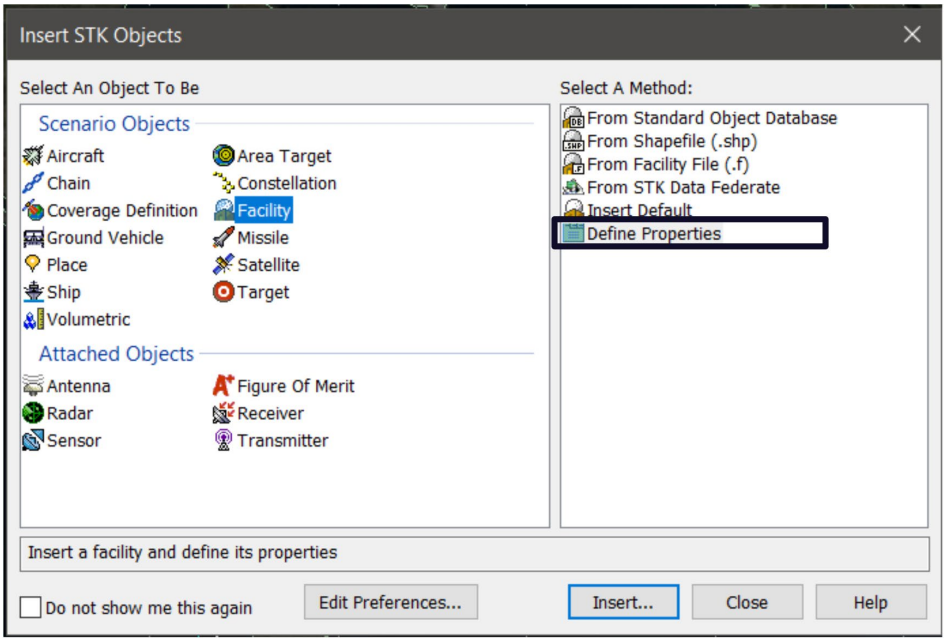


Imagen 62. Insertar Estación Terrena en STK

La ubicación (coordenadas geográficas) de la Estación Terrena oficial de AzTechSat-1 se muestran en la imagen 63, utilizadas para la configuración de STK.

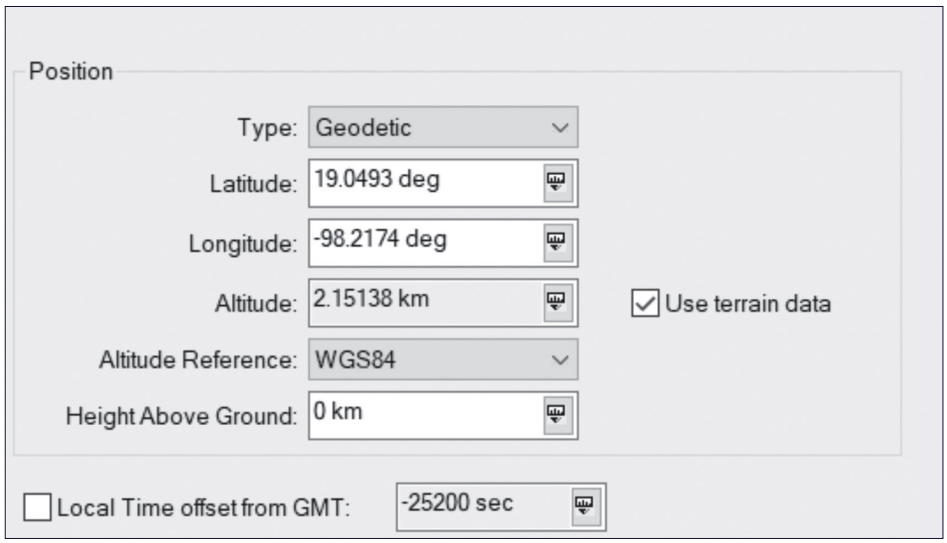


Imagen 63. Configuración de Estación Terrena por coordenadas geográficas

5.3.2 Generación de coordenadas para el rotor

Configuración de reporte

El tipo de reporte adecuado para obtener los parámetros de azimut y elevación es "*Acces Report*", al seleccionarlo se abre una ventana para la configuración del satélite a rastrear y el segmento terrestre. Para la trayectoria de rastreo se recomienda el satélite configurado con el TLE (propagador SGP4) utilizado por el comando de la fuerza aérea de los Estados Unidos.

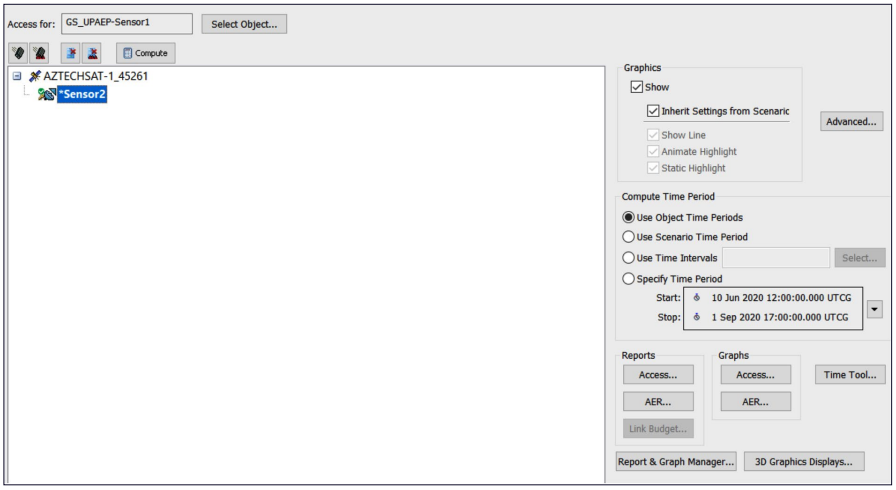


Imagen 64. 64 Configuración en STK para movimiento azimutal de Estación Terrena

Reporte con los parámetros azimut, elevation & Range (Report AER)

Es el reporte que proporciona la relación entre fecha, azimut, elevación y rango en cada trayectoria visible entre los objetos seleccionados (Satélite-Estación Terrena), los resultados se muestran como en la imagen 65. Cada parámetro del reporte se puede manipular en un intervalo de tiempo.

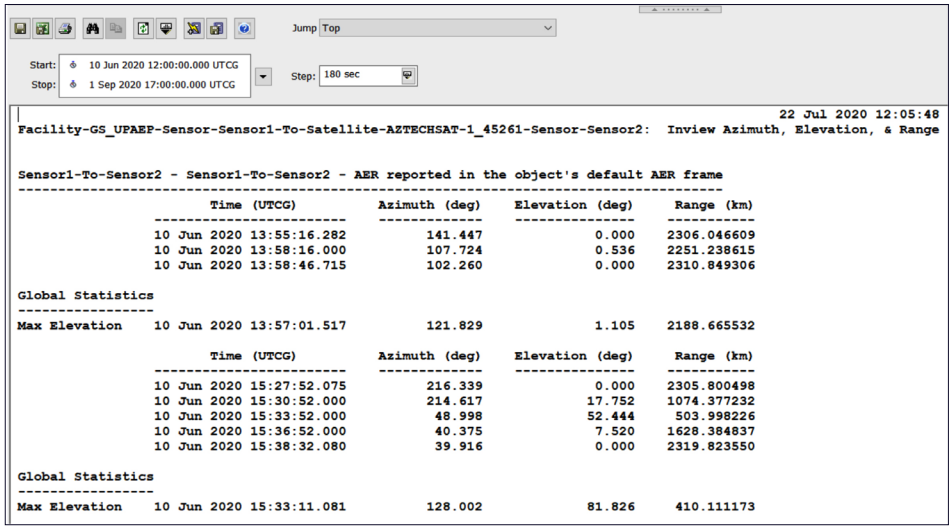


Imagen 65. Resultados de Report AER

El resultado de las trayectorias reportadas estará delimitado dentro de un rango en azimut de 0 a 360° y elevación de 0 a 90°. Cada parámetro se puede configurar de acuerdo con lo requerido para el movimiento del rotor y antena.

Para el caso práctico, el objetivo es obtener el máximo valor en el parámetro de elevación, ya que al tener el ángulo en su máxima posición significa que la antena estará más cerca de los 90° por lo que el rango entre antena – satélite será mínimo, despreciando el ángulo de azimut, el cual indica la dirección respecto a los 4 puntos cardinales y puede variar en cada trayectoria zenit.

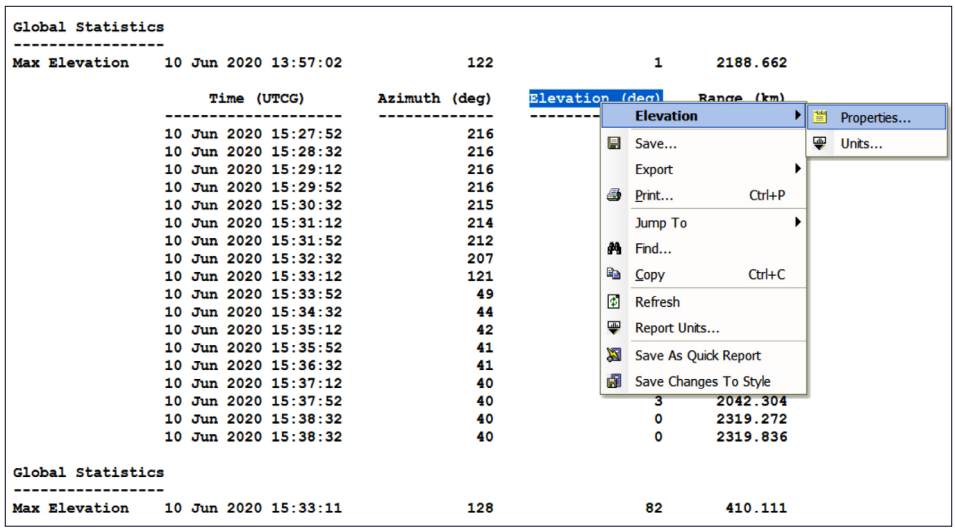


Imagen 66. Propiedades de los parámetros de elevación

Para satisfacer el objetivo de obtener a través del "*Acces report*" la elevación máxima, se debe configurar la elevación, seleccionar dentro de las estadísticas generales la opción "*Max*", imagen 67 de referencia.

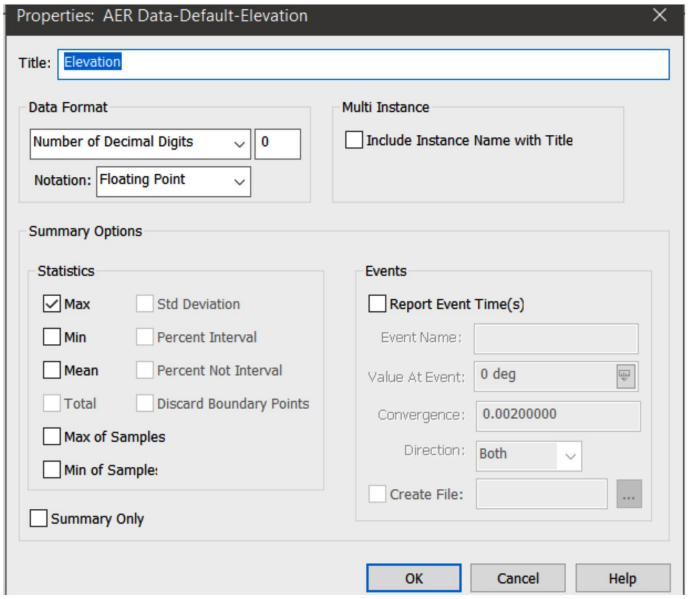


Imagen 67. Configuración de parámetro elevación

Para exportar este reporte, seleccionar el icono , en el caso de la Estación Terrena UPAEP, este tipo de reportes se usan con la extensión "*.csv*" (Delimitado por comas) para que en un paso siguiente se genere el movimiento del rotor con un programa de LabView.

5.3.3 Generación de reportes

En esta sección se muestran, con base en los resultados de las simulaciones, herramientas para la operación de la misión y su ejecución en la Estación Terrena de UPAEP.

5.3.3.1 Predicción para 10 días

Plan de predicción (10 días): El propósito de este documento es para informar a todos los demás subsistemas y la preparación de su área en los próximos avistamientos de algún satélite disponible para la Estación Terrena de UPAEP, formato de la imagen 68.

Object: AzTechSat-1
NORAD ID: 45257
Ground Segment:
Latitude:
Longitude:
Date:
Time:

FECHA	AZIMUT	ELEVACION	RANGO

Imagen 68. Ejemplo de formato para 10 días

5.3.3.2 Predicción semanal

Predicción de posición zenit para segmento terrestre. Permite la organización y preparación de los subsistemas que operan la Estación Terrena. Este documento está definido por el área de ciencia y tecnología para las posibles trayectorias en la Estación Terrena, resultado de las simulaciones de trayectoria.

NASA AEM UPAEP	**Object:** AzTechSat-1 **Ground Segment:** UPAEP **Latitude:** **Longitude:** **Date:** **Local Time:**	UPAEP AzTechSat-1

LUN	MAR	MIE	JUE	VIE
Prof: Radio: Radio: Rotor: Rotor: ST: ST: Hora Zenit: Az: El: Rango: Folio: NORAD Id:	Prof: Radio: Radio: Rotor: Rotor: ST: ST: Hora Zenit: Az: El: Rango: Folio: NORAD Id:	Prof: Radio: Radio: Rotor: Rotor: ST: ST: Hora Zenit: Az: El: Rango: Folio: NORAD Id:	Prof: Radio: Radio: Rotor: Rotor: ST: ST: Hora Zenit: Az: El: Rango: Folio: NORAD Id:	Prof: Radio: Radio: Rotor: Rotor: ST: ST: Hora Zenit: Az: El: Rango. Folio: NORAD Id:

Imagen 69. Ejemplo de formato para plan de trabajo semanal

5.3.3.3 Ajuste de TLE

El movimiento de un satélite en órbita se genera a través del balance entre las fuerzas que interactúan sobre él. "Los datos TLE se describen utilizando elementos de Kepler y parámetros de modelos de fuerza, donde se han estimado ajustando un modelo orbital a los datos de seguimiento de la vigilancia espacial, además de que se forman eliminando variaciones seculares y periódicas de cierta manera. Solo capturan los efectos de variación en el tiempo suavizados" [5].

Los parámetros que conforman este formato se van modificando respecto al tiempo, demostrando así, el decaimiento orbital natural respecto al tiempo, uno de los cambios más evidentes son las revoluciones por día. Mientras el cuerpo orbital no esté configurado para mantener su órbita (propulsores) la fuerza de gravedad lo mantendrá en constante decaimiento.

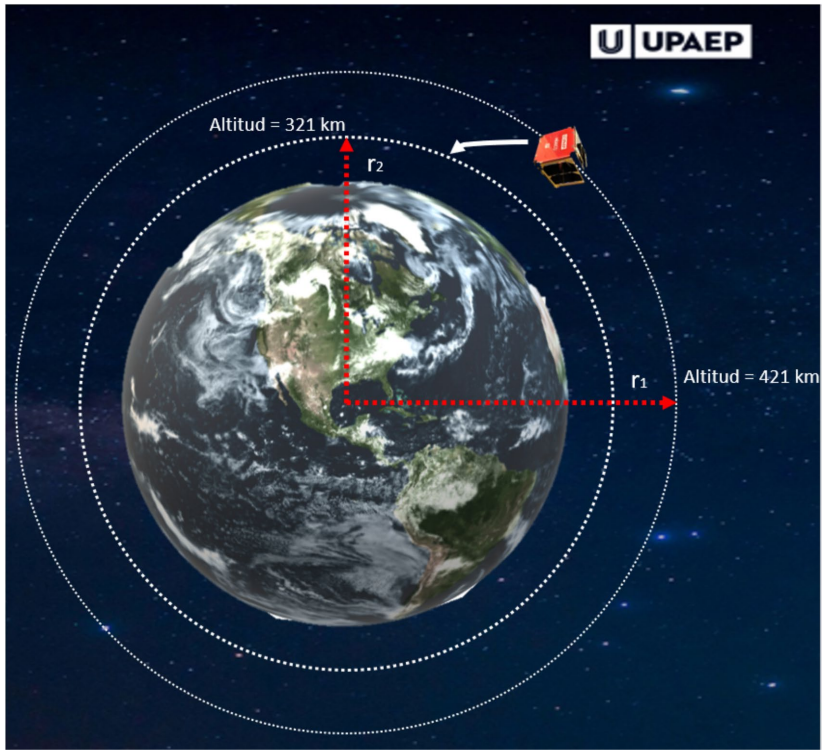


Imagen 70. Interpretación de altitud orbital para cálculo de Rev/día

La circunferencia de la órbita está dada por:

$$p = 2\pi r \ldots (1)$$

r = radio de órbita + radio de la Tierra
r1 = 6792.41 km Fecha: 19/02/20
r2 = 6692.41 km Fecha: 14/04/21

$$p_1 = 2\pi(6792.41km) = 42{,}678.007km$$

$$p_2 = 2\pi(6692.41km) = 42{,}049.750km$$

Entonces, como el movimiento es constante: t = d/t ... (2)

Por lo tanto:

$$t = \frac{42{,}678.00715\,km}{27508.4882423978\,km/h} = 1.551\,horas$$

$$t = \frac{42{,}049.750\,km}{27508.4882423978\,km/h} = 1.528\,horas$$

Número de vueltas por día

$$\frac{24\,hras}{1.551\,hras} = 15.47388\,Vueltas\,por\,día$$

$$\frac{24\,hras}{1.528\,hras} = 15.7068\,Vueltas\,por\,día$$

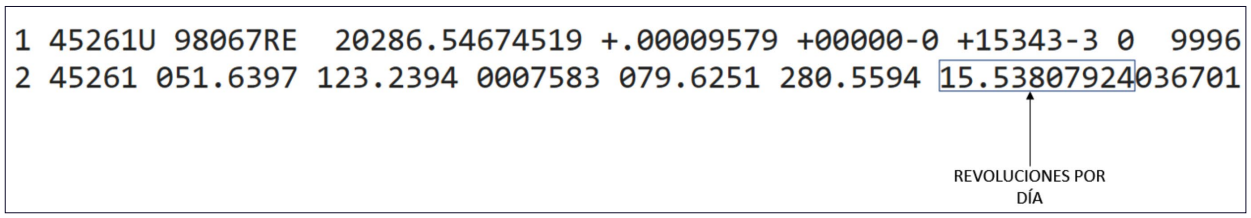
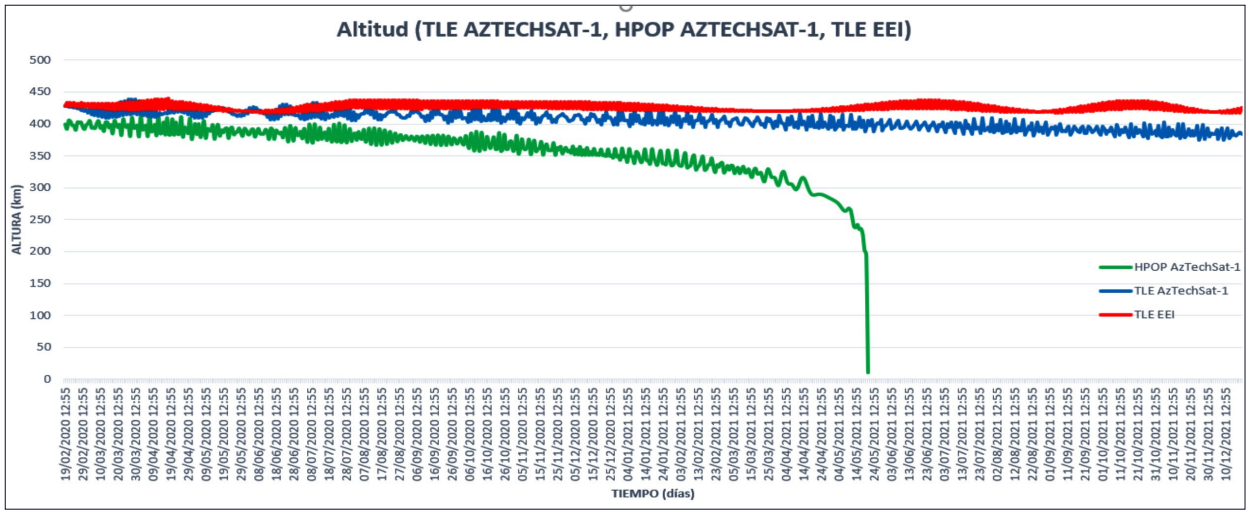


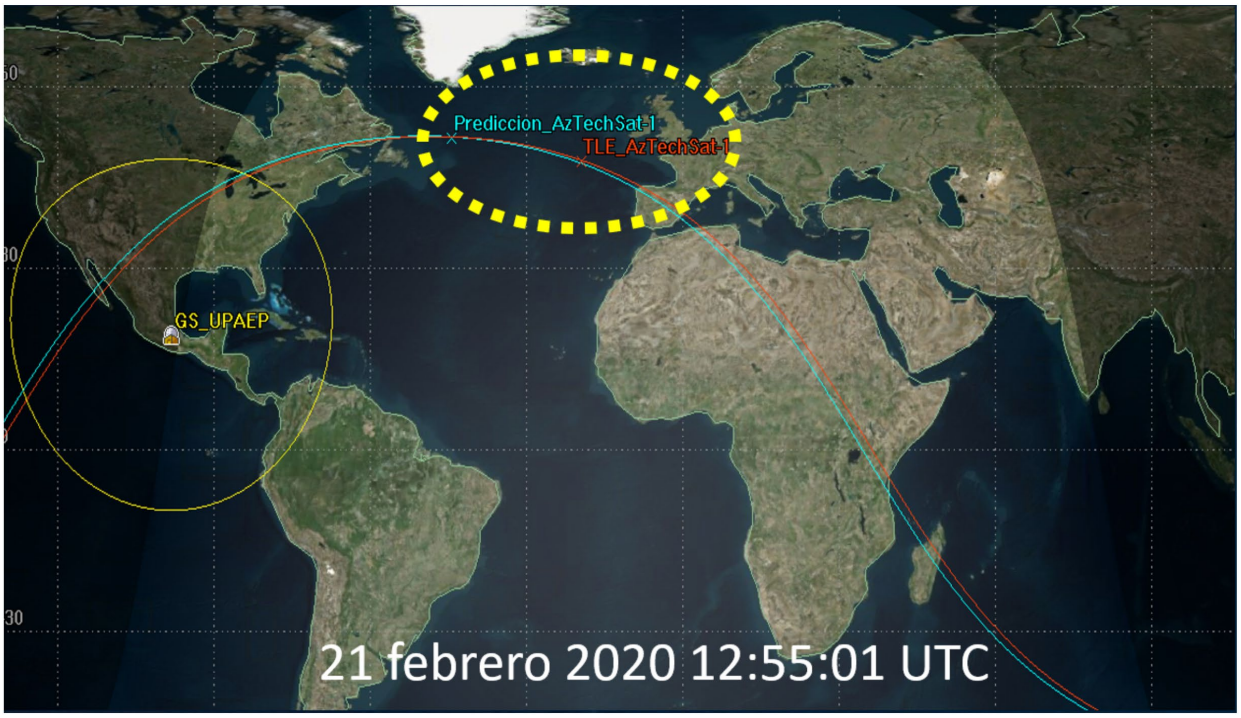
Imagen 71. Cambios en formato TLE

5.3.4 Análisis de trayectorias



Gráfica 1. Comparación de resultados de altitud por propagadores

Imágen 72. Despliegue de AzTechSat-1, Vista 2D



Imágen 73. Diferencia de propagador; HPOP vs. SGP4 de AzTechSat-1, Vista 2D

Nota: Se define que, dentro de las simulaciones de órbita, los resultados de acceso entre Estación Terrena – satélite, el objeto orbital presenta un retraso en la ventana de avistamiento debido al modelo de propagación entre HPOP y SGP4.

5.3.5 Validación de parámetros

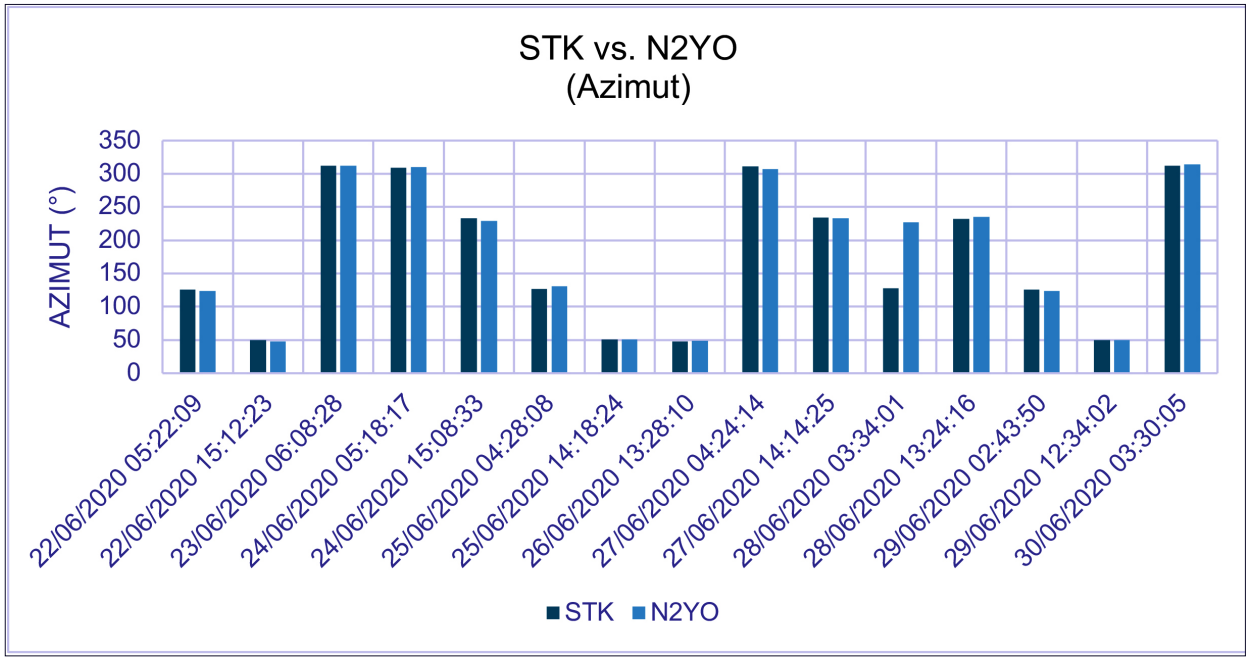
Para realizar la comprobación y validación de resultados azimutales, se toma una muestra de las predicciones por N2YO.com en un periodo del 22 de junio 2020 al 30 de junio 2020.
Comparación N2YO y STK.

		STK		N2YO	
Fecha	Hora	Azimut	Elevación	Azimut	Elevación
22/06/2020 05:22:09	05:22:09	125.653	27.252	124	27
22/06/2020 15:12:23	15:12:23	49.316	34.819	48	35
23/06/2020 06:08:28	06:08:28	311.843	24.839	312	25
24/06/2020 05:18:17	05:18:17	309.181	60.894	310	61
24/06/2020 15:08:33	15:08:33	233.114	48.275	229	48
25/06/2020 04:28:08	04:28:08	126.891	48.225	131	49
25/06/2020 14:18:24	14:18:24	50.866	61.904	51	62
26/06/2020 13:28:10	13:28:10	48.219	25.374	49	26
27/06/2020 04:24:14	04:24:14	310.741	34.077	307	34
27/06/2020 14:14:25	14:14:25	234.361	27.541	233	27
28/06/2020 03:34:01	03:34:01	128.227	89.772	227	85
28/06/2020 13:24:16	13:24:16	232.267	72.495	235	72
29/06/2020 02:43:50	02:43:50	126.096	32.948	124	33
29/06/2020 12:34:02	12:34:02	49.879	41.895	50	43
30/06/2020 03:30:05	03:30:05	312.419	21.208	314	21

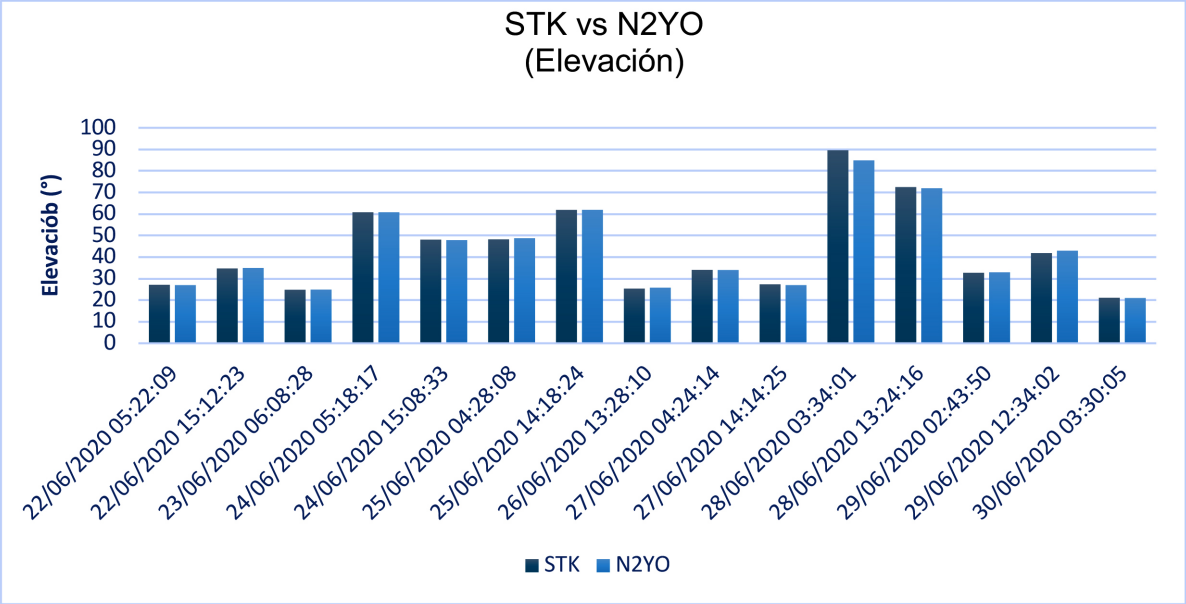
Tabla 25. Parámetros azimutales por N2YO y STK

Valores tomados de los anexos I y II

Comparación de azimut y elevación, N2YO y STK.



Gráfica 2. Comparación de azimut por N2YO y STK



Gráfica 3. Comparación de elevación por N2YO y STK

5.4 Conclusiones

Los resultados de las simulaciones, principalmente las de las trayectorias orbitales impactan directamente en el centro de comandos, permiten la programación de equipos (maestros y alumnos) y la disponibilidad de tiempo se vuelve importante para la operación de los subsistemas que integran la Estación Terrena. Queda definido, que, para mejores resultados en el rastreo de un satélite desde una Estación Terrena se usa un modelo de propagación SGP4, además de corroborarlo en el caso práctico AzTechSat-1. Desde la Estación Terrena se aplicaron los resultados de la simulación de rastreo (parámetros azimutales) y el enlace de conexión fue exitoso, a diferencia de los resultados generados bajo el modelo de propagación HPOP, el cual presenta un desfase de tiempo para las ventanas de avistamiento.

5.5 Referencias

[1] AGI Help. Disponible en https://help.agi.com/stk/index.htm#training/Constraints.htm?Highlight=doppler [Accesado 10 de agosto 2020]

[4] AGI Help. Enviromental & Loss Factor: Disponible enhttps://help.agi.com/stk/index.htm#comm/CommRadarA-01.htm [Accesado 06/08/20]

[2] Sánchez Lara, E. (2019). Plataforma de Telecomunicaciones en Bandas Compartidas para Nano Satélites: Caso Práctico AzTechSat-1. Puebla: UPAEP.

[3] Sánchez Lara, E. (Marzo 2019). AMSAT IARU, Link Budget. AzTechSat-1, Versión 1, P**á**gina, Hoja Downlink Telemetry. Noviembre 2020, De AMSAT IARU, Link Budget Base de datos.

[5] Vallado D.; Crawford, P. Determinación de órbita SGP4 [C] // Conferencia y exhibición de guía, navegación y control de AIAA. Honolulu, HI: AIAA, 2008.

Object name AZTECHSAT-1
Catalog # 45261, 1998-067RE
Observing coord. Lat: 19.05°, Lng: -98.22°
Local time zone GMT -5

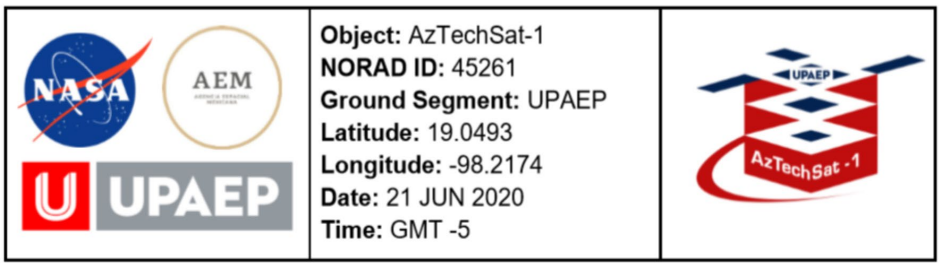
Uplink (MHz):
Downlink (MHz): 437.300
Beacon (MHz):
Mode: 9600bps GMSK/FSK
Call sign:
Status: Active

Start		Max altitude			End		All passes
Date, Local time	Az	Local time	Az	El	Local time	Az	Mag
22-Jun 05:17	SSW 198°	**05:22**	**SE 124°**	**27°**	05:27	NE 54°	-
22-Jun 06:54	W 258°	**06:58**	**NW 314°**	**12°**	07:03	N 11°	-
22-Jun 15:07	NNW 332°	**15:12**	**NE 48°**	**35°**	15:17	SE 126°	-
23-Jun 04:27	S 181°	**04:32**	**SE 123°**	**12°**	04:36	ENE 68°	-
23-Jun 06:03	WSW 240°	**06:08**	**NW 312°**	**25°**	06:13	NNE 23°	-
23-Jun 14:17	NNW 343°	**14:22**	**NE 46°**	**17°**	14:27	ESE 109°	-
23-Jun 15:54	NW 301°	**15:58**	**SW 235°**	**20°**	16:03	S 169°	-
24-Jun 05:13	SW 224°	**05:18**	**NW 310°**	**61°**	05:23	NE 34°	-
24-Jun 15:03	NW 314°	**15:08**	**SW 229°**	**48°**	15:13	SSE 152°	-
25-Jun 04:23	SSW 208°	**04:28**	**SE 131°**	**49°**	04:33	NE 46°	-
25-Jun 14:13	NW 325°	**14:18**	**NE 51°**	**62°**	14:23	SE 136°	-
26-Jun 03:33	S 192°	**03:38**	**SE 125°**	**20°**	03:43	NE 59°	-
26-Jun 05:10	WSW 251°	**05:14**	**NW 314°**	**16°**	05:19	NNE 16°	-
26-Jun 13:23	NNW 336°	**13:28**	**NE 49°**	**26°**	13:33	ESE 119°	-
26-Jun 15:00	WNW 292°	**15:04**	**SW 237°**	**12°**	15:09	S 180°	-
27-Jun 04:19	SW 234°	**04:24**	**NW 307°**	**34°**	04:29	NNE 27°	-
27-Jun 12:33	N 347°	**12:38**	**NE 44°**	**13°**	12:42	E 102°	-
27-Jun 14:09	NW 307°	**14:14**	**SW 233°**	**27°**	14:19	SSE 162°	-
28-Jun 03:29	SW 218°	**03:34**	**SW 227°**	**85°**	03:39	NE 39°	-
28-Jun 13:19	NW 319°	**13:24**	**SW 235°**	**72°**	13:29	SE 146°	-
29-Jun 02:39	SSW 202°	**02:44**	**SE 124°**	**33°**	02:49	NE 51°	-
29-Jun 04:16	W 262°	**04:20**	**NW 314°**	**10°**	04:25	N 9°	-
29-Jun 12:29	NW 330°	**12:34**	**NE 50°**	**43°**	12:39	SE 130°	-
30-Jun 01:49	S 185°	**01:54**	**SE 125°**	**15°**	01:58	ENE 65°	-
30-Jun 03:25	WSW 244°	**03:30**	**NW 314°**	**21°**	03:35	NNE 20°	-
30-Jun 11:39	NNW 340°	**11:44**	**NE 45°**	**19°**	11:49	ESE 113°	-
30-Jun 13:16	WNW 298°	**13:20**	**SW 236°**	**17°**	13:25	S 174°	-
1-Jul 02:35	SW 228°	**02:40**	**NW 309°**	**49°**	02:45	NE 32°	-

Legend: Not visible Marginal Good Excellent

Copyright © N2YO.com. All rights reserved

Imagen 75. Parámetros Azimutales por N2YO



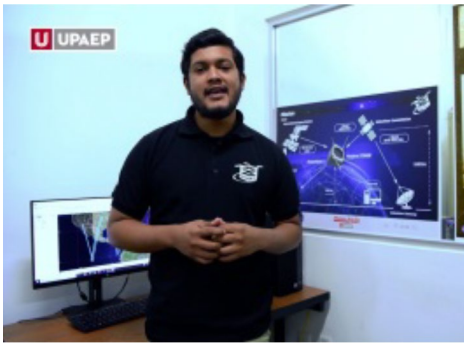
FECHA	AZIMUT (°)	ELEVACION (°)	RANGO (km)
21 jun 2020 06:12:13	127.733	72.419	422.74
21 jun 2020 16:02:31	231.815	89.428	412.809
22 jun 2020 05:22:09	125.653	27.252	800.404
22 jun 2020 15:12:23	49.316	34.819	681.896
23 jun 2020 06:08:28	311.843	24.839	856.484
24 jun 2020 05:18:17	309.181	60.894	458.416
24 jun 2020 15:08:33	233.114	48.275	539.245
25 jun 2020 04:28:08	126.891	48.225	529.448
25 jun 2020 14:18:24	50.866	61.904	462.587
26 jun 2020 13:28:10	48.219	25.374	856.240
27 jun 2020 04:24:14	310.741	34.077	679.788
27 jun 2020 14:14:25	234.361	27.541	807.184
28 jun 2020 03:34:01	128.227	89.772	404.225
28 jun 2020 13:24:16	232.267	72.495	429.279
29 jun 2020 02:43:50	126.096	32.948	696.817
29 jun 2020 12:34:02	49.879	41.895	592.744
30 jun 2020 03:30:05	312.419	21.208	955.729

Imagen 74. Parámetros azimutales por STK

Semblanzas

Dr. Aurelio Horacio Heredia Jiménez (Emiliano Zapata, Tabasco). Radicado en Puebla desde hace 27 años, es profesor-investigador de la facultad de Electrónica de la UPAEP. Ingeniero electricista por la Universidad Juárez Autónoma de Tabasco (UJAT), así como maestro y doctor en Ciencias con especialidad en Óptica por el Instituto Nacional de Astrofísica Óptica y Electrónica (INAOE) Puebla. Sus líneas de investigación son la instrumentación biomédica, BIOMEMS y NEMS y Biosensores. Actualmente, es profesor líder de Sistema Eléctrico de potencia del AztechSat-1 y del proyecto Diseño y Construcción del Módulo de Enlace Intersatelital AztechSat-1–GlobalStar, apoyado por CONACYT-AEM. Es colaborador activo en el proyecto Monitoreo y Exploración de Volcanes Activos (MEVA).

Dr. Héctor Simón Vargas Martínez (Mitla, Oaxaca). Realizó la licenciatura y maestría en Ciencias de la Computación en la Facultad de Computación de la BUAP, así como el doctorado en Matemáticas en la Facultad de Ciencias Físico-Matemáticas de la BUAP. Es profesor- investigador de la UPAEP desde 1999. Sus áreas de trabajo son robótica de servicio, inteligencia artificial y tecnologías de satélites. Participó en el proyecto AzTechSat-1 CubeSat de 1U como director científico 2017-2021 y en diferentes grupos de trabajo del mismo proyecto, como software de vuelo, control de actitud, ciencia y tecnología, integración y pruebas y lanzador.



Ing. José Ángel Ortega López (Orizaba, Veracruz). Ingeniero en mecatrónica, egresado de UPAEP en Puebla. Alumno líder para los subsistemas Operación de la misión y Ciencia y Tecnología dentro del proyecto AztechSat-1. Desarrolló la tesis de investigación para las simulaciones de un Cubesat utilizando System Tool Kit. Participó en Conferencia en CONACES 2020 con el tema Simulación para el rastreo de un Cubesat, caso práctico AztechSat-1. Actualmente, cursa el posgrado en ingeniería mecatrónica en la UPAEP y es miembro del grupo estudiantil NOVA Ciencia UPAEP.

Manual

para las simulaciones de un nanosatélite utilizando System Tool Kit de AGI

Caso práctico: AzTechSat-1

ediciones del lirio

UPAEP