



UNIVERSIDAD NACIONAL AUTÓNOMA DE MÉXICO
PROGRAMA DE MAESTRÍA Y DOCTORADO EN INGENIERÍA
INGENIERÍA ELÉCTRICA – TELECOMUNICACIONES

Análisis para el dimensionamiento de la carga útil de un sistema satelital de
observación de la Tierra

Tesis
Que para optar el grado de:
Maestro en Ingeniería

Presenta:
Juan Bolaños Miranda

Tutor:

Dr. Salvador Landeros Ayala

Facultad de ingeniería

México, D.F septiembre de 2014



Universidad Nacional
Autónoma de México



UNAM – Dirección General de Bibliotecas
Tesis Digitales
Restricciones de uso

DERECHOS RESERVADOS ©
PROHIBIDA SU REPRODUCCIÓN TOTAL O PARCIAL

Todo el material contenido en esta tesis esta protegido por la Ley Federal del Derecho de Autor (LFDA) de los Estados Unidos Mexicanos (México).

El uso de imágenes, fragmentos de videos, y demás material que sea objeto de protección de los derechos de autor, será exclusivamente para fines educativos e informativos y deberá citar la fuente donde la obtuvo mencionando el autor o autores. Cualquier uso distinto como el lucro, reproducción, edición o modificación, será perseguido y sancionado por el respectivo titular de los Derechos de Autor.

JURADO ASIGNADO:

Presidente: Dr. Vicente Vivas Esaú

Secretario: Dr. Matías Maruri José María

Vocal: Dr. Landeros Ayala Salvador

1 er. Suplente: Dra. Moumtadi Fátima

2 d o. Suplente: Dr. García Garduño Víctor

México, D.F septiembre 2104

Tutor de tesis:

Salvador Landeros Ayala

Firma

INDICE

INDICE DE FIGURAS.....	V
INDICE DE TABLAS.....	IX
DEDICATORIA.....	X
OBJETIVOS DE LA TESIS.....	XI
DIFINICION DEL PROBLEMA	XI
CAPITULO 1.....	1
1.USO DEL ESPECTRO ELECTROMAGNETICO EN PERCEPCIÓN REMOTA.....	1
1.1 Definición.....	1
1.2 El espectro electromagnético y la atmósfera de la tierra.....	2
1.2.1 Ventanas en el espectro electromagnético.....	2
1.3 La naturaleza de la percepción remota.....	5
1.3.1 Factores espectrales en teledetección.....	8
Bibliografía.....	11
CAPITULO2.....	12
2. Sistemas de percepción remota.....	12
2.1. Características espaciales y radiométricas.....	12
2.2 Modelos de radiaciones ópticas.....	17
2.2.1 Visible en onda corta de la región infrarroja.....	17
2.2.2 Componentes de radiación.....	18
2.3 Componentes de la radiación.....	23
BIBLIOGRAFIA.....	28
CAPITULO3.....	29
3. Modelos de sensores.....	29
3.1 Introducción.....	29
3.2 Modelo general de un sensor.....	29
3.3 Resolución.....	30
3.3.1 La respuesta de los instrumentos.....	31
3.4 Modelo de sensor simplificado.....	31

3.5 Distorsión geométrica.....	32
3.5.1 Sensores de modelos de ubicación.....	32
3.5.2 Modelos de “attitude sensor”.....	32
3.5.3 Modelos de escáner.....	35
3.5.4 Modelo Tierra.....	36
3.5.5 Línea y escaneo geométrico Whiskbroom.....	39
Bibliografía.....	41
CAPITULO 4.....	42
4. Análisis y dimensionamiento de la carga útil.....	42
4.1 Efectos del DRAG.....	43
4.1.1. Satélite a alturas bajas (200-300 km).....	45
4.1.2. Satélite a 700 km de altura.....	47
4.2 Análisis de las órbitas con SPENVIS.....	49
4.2.1. Caso 1: satélite a 200 km de altura con SPENVIS.....	49
4.2.2. Caso 2: satélite a 300km de altura con SPENVIS.....	51
4.2.3. Caso 3: satélite a 700km de altura con SPENVIS.....	54
4.3 Efectos de la Radiación.....	54
4.3.1. Tipos de radiación.....	55
4.4 Análisis y diseño de un enlace de comunicaciones por satélite.....	64
4.5 Propuesta de un Sistema Nacional de Percepción Remota.....	86
4.5.1 Diseño de procesos de carga útil de observación.....	90
BIBLIOGRAFIA.....	99
CAPITULO 5.....	100
5.1 Algunos ejemplos de satélites de observación de la Tierra y sus características técnicas.....	100
5.1.2 El Programa Landsat	100
5.1.2.1 LANDSAT 7.....	100
5.1.3 Envisat (Environmental Satellite)	101

5.1.4 IKONOS.....	103
5.1.4.1 Disposición de datos de IKONOS.....	103
5.1.4.2 Aplicaciones y ventajas de las imágenes IKONOS.....	105
5.2 Conclusiones.....	106
REFERENCIAS BIBLIOGRAFICAS.....	109

ÍNDICE DE FIGURAS

Figura 1.1 Bandas espectrales de los satélites Spot4 y LANDSAT5.....	1
Figura 1.2 Espectro de susceptibilidad atmosférica.....	5
Figura 1.3 Parte de uno de los sistemas de teledetección en un espacio de parámetros de dos dimensiones.....	7
Figura 1.4 Cuatro bandas de imágenes MODIS recogidas el dos de Marzo de 2006.....	8
Figura 1.7. Este simulador de imagen Thematic Mapper aire (TMS) de un devastador incendio forestal en el parque nacional de Yellowstone, Wyoming.....	10
Figura 2.1 Comparación del muestreo espacial y espectral del LANDSAT TM AVIRIS en el rango espectral VNIR.....	13
Figura 2.2. La definición de los parámetros básicos del escáner y la representación de los tres métodos de exploración, con ejemplos concretos de escáneres whiskbroom y Pushbroom.....	15
Figura 2.3. Descripción geométrica simple de un solo elemento detector en el plano focal de un sensor óptico.....	17
Figura 2.4. La relación entre GIFOV y GSI para la mayoría de los sensores de exploración y para el Landsat MSS y AVHRR.....	18
Figura 2.5 Los componentes más importantes de radiación visto por el sensor en la teledetección reflectantes solares son el componente “directa”, el componente “tragaluz”, y el componente de “camino de radiancia” (comúnmente llamado “neblina”).....	20
Figura 2.6 La geometría de la irradiación solar directa sobre la superficie de la tierra.....	21
Figura 2.7 Los componentes se refleja y dispersa de la radiación en el sensor y la analogía de componentes emitida.....	24
Figura 2.7 La dependencia de exitancia radiante de un cuerpo negro en su temperatura a tres longitudes de onda.....	26
Figura 3.1 Los componentes principales en un sistema remoto de detección electro-óptico. Un tipo whiskbroom del sistema se ilustra aquí.....	29

Figura 3.2 Definiciones convencionales para los tres ejes de la actitud de una plataforma de sensor, se debe utilizar un sistema de coordenadas de mano derecha.....	33
Figura 3.3 ASAS Airborne imágenes de Maricopa Farm, cerca de Phoenix, Arizona, una tomada en nadir y el otro a 30° fuera de nadir.....	33
Figura 3.4 Los parámetros clave para el modelado de la geometría de la imagen de un satélite en órbita alrededor de la Tierra en una órbita casi polar descendente en el lado iluminado por el sol, como el utilizado por el Landsat y Terra.....	37
Figura 3.5 La Línea y la geometría del escáner whiskbroom en la dirección perpendicular a la trayectoria utilizan para derivar la ecuación 3.30 y la ecuación 3.31.....	39
Figura 3.6 La cruz-pisa GSI es constante en la aproximación tierra plana, pero aumenta con la opinión de ángulo θ de la verdadera Tierra esférica.....	40
Figura 4.1 Gráfico del coeficiente balístico respecto a la altitud inicial y la vida útil del satélite....	43
Figura 4.2 Mapa que muestra la onda del campo gravitacional de la Tierra obtenida por la misión de la NASA, GRACE (“Gravity Recovery And Climate Experiment”).....	44
Figura 4.3 Gráfico de la trayectoria de un satélite a 200 km de altura.....	46
Figura 4.4 Gráfico de la trayectoria de un satélite a 300 km de altura.....	47
Figura 4.5 Imagen de STK en 2D de la órbita de un satélite a 700km de altura y con inclinación 98,3 grados.....	48
Figura 4.6 Gráfico de la trayectoria de un satélite a 700 km de altura. En la línea azul vemos la trayectoria con drag y en la roja la trayectoria sin drag.....	49
Figura 4.7 Gráfica altitud, latitud, longitud y local time en función del tiempo de órbita.....	50
Figura 4.8 Gráfica sobre mapamundi.....	51
Figura 4.9 Segmentos creados en SPENVIS para el desarrollo de los cálculos a 300 km.....	52
Figura 4.10 Gráficas en SPENVIS para cada uno de los segmentos.....	53
Figura 4.11 Gráfica generada mediante Gnuplot para unificar cada uno de los segmentos estudiados con SPENVIS, a 300km de altura.....	53
Figura 4.12 Gráfica generada mediante Gnuplot para unificar cada uno de los segmentos estudiados con SPENVIS, 5 años a 700 km de altura.....	54
Figura 4.13 Imagen artística en la cual vemos la radiación solar y sus efectos sobre el campo magnético terrestre.....	55
Figura 4.14 Gráfica sobre el último ciclo solar.....	56

Figura 4.15 Diagrama del apartado Radiation Source and effects del sistema	
SPENVIS.....	59
Figura 4.16 Gráficas obtenidas de SPENVIS.....	60
Figura 4.17 Gráficas obtenidas de SPENVIS.....	61
Figura 4.18 Gráficas obtenidas de SPENVIS.....	61
Figura 4.19 Gráficas obtenidas de SPENVIS.....	62
Figura 4.20 Gráficas obtenidas de SPENVIS.....	62
Figura 4.21 Gráficas obtenidas de SPENVIS.....	62
Figura 4.22 Gráficas obtenidas de SPENVIS.....	63
Figura 4.23 Gráficas obtenidas de SPENVIS.....	64
Figura 4.24 Estableciendo un nuevo escenario para el análisis y diseño de un enlace satelital.....	64
Figura 4.25 Reporte generado por el escenario creado.....	65
Figura 4.26 Representación 3D del acceso al satélite por la estación terrena.....	66
Figura 4.27 Representación 3D del acceso al satélite por la estación terrena.....	66
Figura 4.28 Creación de un nuevo estilo de grafico.....	67
Figura 4.29 Gráfico correspondiente a la variación de la potencia isotrópica recibida (RIP).....	68
Figura 4.30 Limitado el valor de la potencia isotrópica recibida RIP.....	68
Figura 4.31 Efecto en la cobertura de la estación terrena debido a la limitación establecida en el valor del RIP.....	69
Figura 4.32 Comparación de los valores del parámetro RIP a) antes y b) después de imponer la limitación.....	70
Figura 4.33 Modificación de las características de la antena en el transmisor para corregir la limitación del RIP.....	71
FIGURA 4.34 Grafico 2D después de realizar la corrección en el transmisor ante la limitación de RIP.....	72
Figura 4.35 Comparativa de los valores del parámetro RIP después de corregir y sin corregir la limitación.....	73
Figura 4.36 Modificando parámetros de transmisión para mejorar el valor del RIP.....	74
Figura 4.37 Valores de la potencia isotrópica recibida a) aumentando el nivel de potencia b) sin aumentar la potencia.....	75
Figura 4.38 Valores del desplazamiento de frecuencia por efecto Doppler.....	76

Figura 4.38 Valores del desplazamiento de frecuencia por efecto Doppler después de limitarlo....	76
Figura 4.39 Gráfico 2D después de establecer la limitación en el desplazamiento Doppler.....	77
Figura 4.40 Valores del parámetro densidad de flujo para el enlace de comunicaciones.....	78
Figura 4.41 Limitación impuesta al valor de la densidad de flujo en el transmisor.....	78
Figura 4.42 Gráfico 2D del escenario después de limitar el valor de la densidad de flujo.....	79
Figura 4.43 Valores de la densidad de flujo después de limitar su valor.....	79
Figura 4.44 Representación 2D del acceso al satélite tras incrementar el nivel de potencia con limitación de la densidad de flujo.....	80
Figura 4.45 Valores de la densidad de flujo de potencia al aumentar el nivel de potencia a 10[dBW].....	80
Figura 4.46 Variación de los parámetros (C/NO) y (C/N).....	81
Figura 4.47 Limitando los valores del parámetro /C/N.....	81
Figura 4.48 Representación 2D del escenario ante la limitación del valor de (C/N).....	82
Figura 4.49 Valores de (C/No)y (C/N) después de limitar el valor de (C/N).....	82
Figura 4.50 Efecto de incrementar el nivel de ganancia del receptor sobre el acceso al satélite.....	83
Figura 4.51 Valores de (C/No) y(C/N) después de incrementar el nivel de ganancia del receptor...84	84
Figura 4.52 Efecto de reducir el nivel de la figura de ruido del receptor sobre el acceso al satélite.....	85
Figura 4.53 Valores de (C/No) y (C/N) después de reducir el valor de la figura de ruido del receptor.....	86
Figura 5.2 Representación del satélite Landsat 7 en órbita.....	101
Figura 5.3 Representación del satélite Envisat.....	102

Índice de tablas

Tabla 1.2 Grandes ventanas atmosféricas disponibles para la detección de naves espaciales remotas. (Ventanas que aparecen en negrita).....	2
Tabla 1.3 Regiones visibles de luz que se absorbe y luz que se refleja de acuerdo a una longitud de onda aproximada.....	4
Tabla 1.4. Las regiones espectrales primarias utilizadas en teledetección de la tierra.....	9
Tabla 3.1 El ángulo entre dos pixeles adyacentes de una serie de sensores.....	32
Tabla 3.2 Ejemplos de distorsiones internas especificadas del sensor.....	34
Tabla 3.3 Parámetros útiles para la “figura de la Tierra”, y su velocidad de rotación.....	36
Tabla 4.1 Datos sobre la radiación recibida durante 2007 a 2009 en una órbita de altura 300km.....	57
Tabla 4.2 Datos sobre la radiación recibida durante 2007 a 2009 en una órbita de altura 300km.....	58
Tabla 4.3 Tabla de características típicas de carga útil.....	89
Tabla 4.4 de cálculos de parámetros de diseño de sensores ópticos pasivos.....	90
Tabla 4.5 Características generales de la constelación SPOT6 y 7.....	96
Tabla 4.6 Características generales y propuesta de nuestro Sistema Nacional de Percepción Remota.....	98
Tabla 5.2.....	101
Tabla 5.1 Características principales de los sensores de ENVISAT.....	104
Tabla 5.3.....	104

Objetivo(s) de la tesis

Obtener un análisis para un dimensionamiento de un sistema satelital de observación de la tierra, donde se pueda mostrar los beneficios que se pueden obtener con dicho análisis y cuyo objetivo principal es contar con un sistema satelital orientado a la observación del territorio nacional.

DEFINICIÓN DEL PROBLEMA

Con este planteamiento nos damos una idea general del problema haciendo este estudio se podrá obtener, dimensionar de manera profunda un satélite para la observación de la tierra mediante la percepción remota.

1 USO DEL ESPECTRO ELECTROMAGNETICO EN PERCEPCIÓN REMOTA

1.1 Definición.

El objetivo de un sistema electrónico de comunicaciones es transferir información entre dos o más lugares, cuyo nombre común es estaciones. Esto se logra convirtiendo la información original a energía electromagnética, para transmitirla a continuación a una o más estaciones receptoras, donde se convierte a su forma original. La energía electromagnética se puede propagar en forma de voltaje o corriente, a través de un conductor o hilo metálico, o bien en forma de ondas de radio emitidas hacia el espacio libre, o como ondas luminosas a través de una fibra óptica. La energía electromagnética se distribuye en un intervalo casi infinito de frecuencias.

A continuación también se describe en la siguiente Figura 1.2 la comparación de las bandas de los satélites SPOT 4 y LANDSAT5:

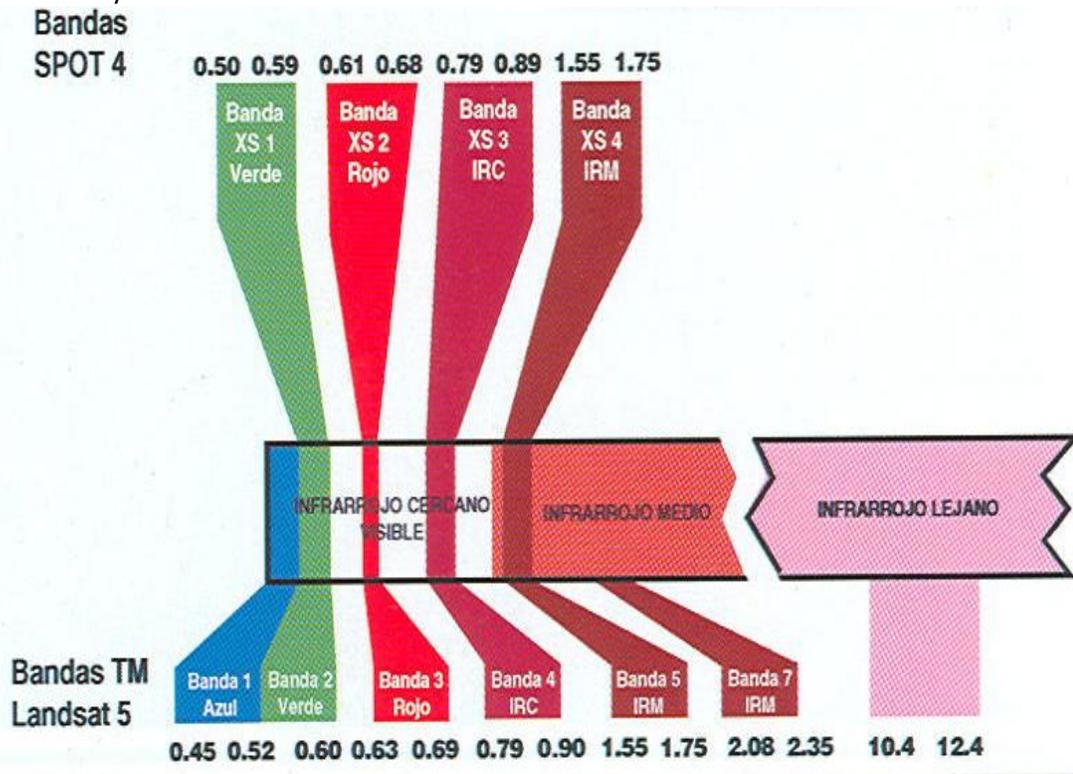


Figura 1.1 Bandas espectrales de los satélites Spot4 y LANDSAT5 [1]

1.2 El espectro electromagnético y la atmósfera de la tierra.

Si no hubiera atmósfera por encima de la superficie terrestre la energía electromagnética de todas las longitudes de onda podrían interactuar con la superficie y podría transmitir información acerca de la naturaleza de esa superficie. Como sucede, sin embargo, la atmósfera de la Tierra es lo suficientemente transparente para la teledetección en sólo una pequeña porción del espectro electromagnético

1.2.1 Ventanas en el espectro electromagnético.

Las ventanas importantes para la teledetección se producen en todo el espectro, las más importantes desde el espacio son como se muestran en la Tabla 1.2. La inspección de este cuadro se desprende que todas las longitudes de onda más cortas de 0,30 μm son sustancialmente cerrada por teledetección y que el director de mentiras ventanas en el visible (y casi visible), infrarrojos, microondas y regiones. La absorción atmosférica en la región ultravioleta corta que 0.32 μm es tan intenso que la cantidad de energía solar que alcanza la superficie de la Tierra es insuficiente estar en teledetección

Ultravioleta y visible	0.30-0.75μm 0.77-0.91
Infrarrojo-cercano	1.0-1.12 1.19-1.34 1.55-1.75 2.05-2.4
Medio-infrarrojo	3.5-4.16 4.5-5.0
Térmico-infrarrojo	8.0-9.2 10.2-12.4 17.0-22.0
Microondas	2.06-2.22mm 3.0-3.75 7.5-11.5 20.0+

Tabla 1.2 Grandes ventanas atmosféricas disponibles para la detección de naves espaciales remotas. (Ventanas que aparecen en negrita).

La radiación ultravioleta es absorbida por la atmósfera superior o bien se disocia o ioniza las moléculas de gas. Fotones con energías de 5-9 eV disocian el oxígeno (O_2), el ozono (O_3), y nitrógeno (N_2), y aquellos con energías de 12-16 eV ionizan O_2 y N_2 . Estas interacciones son tan intensas en la estratosfera e ionosfera que el espectro ultravioleta no sólo es inútil para la

teledetección, sino que también protege la superficie de la tierra de esta banda de energía solar dañina y destructiva.

En la región de rayos X, donde incluso los fotones más energéticos (5×10^1 a 5×10^5 eV) que surgen de las transiciones en las capas internas de un átomo, la intensidad de la interacción con los gases atmosféricos es tal que todos los X la radiación se absorbe en unos pocos centímetros a decenas de metros (en función de las energías de los fotones) de paso a través de la atmósfera inferior. Esta región es por lo tanto cerrada tanto a la tele observación de la Tierra y el espacio-emisida X-radiación.

Las longitudes de onda más cortas (y más altas energías electromagnéticas) que se utilizan en sensores remotos están asociadas con la radiación gamma de 1 MeV (10^6 eV). Los Fotones gamma se crean durante las transiciones entre los estados de energía del núcleo de un átomo. Los materiales radiactivos, como el uranio, en la corteza de la Tierra emiten fotones gamma. Estas emisiones pueden ser detectadas con dispositivos llevados en helicópteros o aviones de muy bajo vuelo, pero no se puede detectar en altitudes normal de la aeronave o por satélite, porque la atmósfera terrestre absorbe fuertemente los fotones gamma.

Por lo tanto, en la banda espectral con longitudes de onda más cortas que 0,3 nm, y que es sólo en la región de rayos gamma y que en algunos es restringida la teledetección es factible.

La primera ventana atmosférica significativa empieza a abrirse a 0,3 μm y tiene una buena transparencia en el espectro visible. Los fotones son absorbidos sólo débilmente en esta región, pero la dispersión por ambas moléculas gaseosas y partículas de neblina y el polvo es de gran influencia en la percepción remota. La ventana visible continúa, pero con interrupciones, en el espectro del infrarrojo cercano, y fuertes (vibracional) bandas de absorción, principalmente los de vapor de agua (H_2O), aparecen con mayor frecuencia. En la banda del infrarrojo térmico, entre el 4 y 14 μm , las bandas de absorción fuertes ocurren que son causados por los cambios de vibración-rotación, principalmente en vapor de agua y dióxido de carbono (CO_2). Estas bandas de absorción romper las regiones de infrarrojo cercano e infrarrojo térmico y en una serie de ventanas de transparencia modesto, intercaladas con regiones cerrada por absorción (Tabla 1.2 y Figura 1.3)

A pesar que todas estas ventanas son de importancia en la teledetección, las que tienen entre 1,5 y 1,8, 2,05 y 2,4, 3,5-4 y 4.5-5.0 y 8-9.2, y el 10,2 12.4 μm -son de especial importancia. Esas ventanas entre 1,5 y 1,8 μm y 2.5 μm y 24 μm son de valor para detectar cambios en el estado de humedad del cultivo de hoja, como se muestra por la reflexión diferencial de la energía solar. Aquellas entre 8.0-9.2, y 10.2-12.4 μm son de región cubierta de tierra de la emisión normal. Las bandas de 3,5 a 5 μm de la cubierta de la región donde los incendios forestales emiten su energía pico: esto es una región de cruce, donde contribuyen; por la noche sólo la emisión de la tierra es importante entre 3 y 5 μm . La absorción espectral está basada en la composición molecular de los elementos de la superficie y depende de las longitudes de onda, la composición química y la composición cristalina del material. En espectroscopia el término luz no sólo se aplica a la forma visible de radiación electromagnética, sino también a las formas UV e IR, que son invisibles.

En la región visible apreciamos el color visible de una solución y que corresponde a las longitudes de onda de luz que transmite, no que absorbe. El color que absorbe es el complementario del color que transmite. Por tanto, para realizar mediciones de absorción es necesario utilizar la

longitud de onda en la que absorbe luz la solución coloreada. La fuente de radiación visible suele ser una lámpara a de tungsteno y no proporciona suficiente energía por debajo de 320 nm.

Longitud de onda aproximada	Color de luz que se absorbe	Color de luz que se refleja o ve
390 - 435	Violeta	Amarillo verdoso
435 - 490	Azul	amarillo
490 - 580	Verde	Rojo
580 - 595	Amarillo	Azul
595 - 650	Naranja	Azul verdoso
650 - 780	Rojo	Verde azulado

Tabla 1.3 Regiones visibles de luz que se absorbe y luz que se refleja de acuerdo a una longitud de onda aproximada

La absorción atmosférica tiene una particular importancia en percepción remota especialmente en lo relativo a sensores pasivos que utilizan la radiación electromagnética proveniente del sol, ya que la atmosfera se comporta como un filtro selectivo de tal forma que algunas regiones del espectro eliminan cualquier posibilidad de observación remota Contrariamente a lo que ocurre en la dispersión, en la absorción se produce una transferencia de energía de la radiación a los constituyentes atmosféricos. Este mecanismo implica absorción de energía de determinada o determinadas longitudes de onda. Desde este punto de vista los absorbentes más eficaces de radiación solar son las moléculas de agua, de dióxido de carbono y ozono. La absorción selectiva de ciertas longitudes de onda por estas moléculas hace que la atmósfera constituya un medio opaco para ciertos rangos espectrales, mientras que ofrezca ventanas libres de absorción para otros rangos. A través de dichas ventanas deben mirar los satélites de observación. En la Figura 1.3 se observan los efectos combinados que diversos componentes atmosféricos ejercen sobre la radiación electromagnética solar en el rango de 0.1 a 3mm a través de la absorción, dispersión y eventual reflexión en nubes.

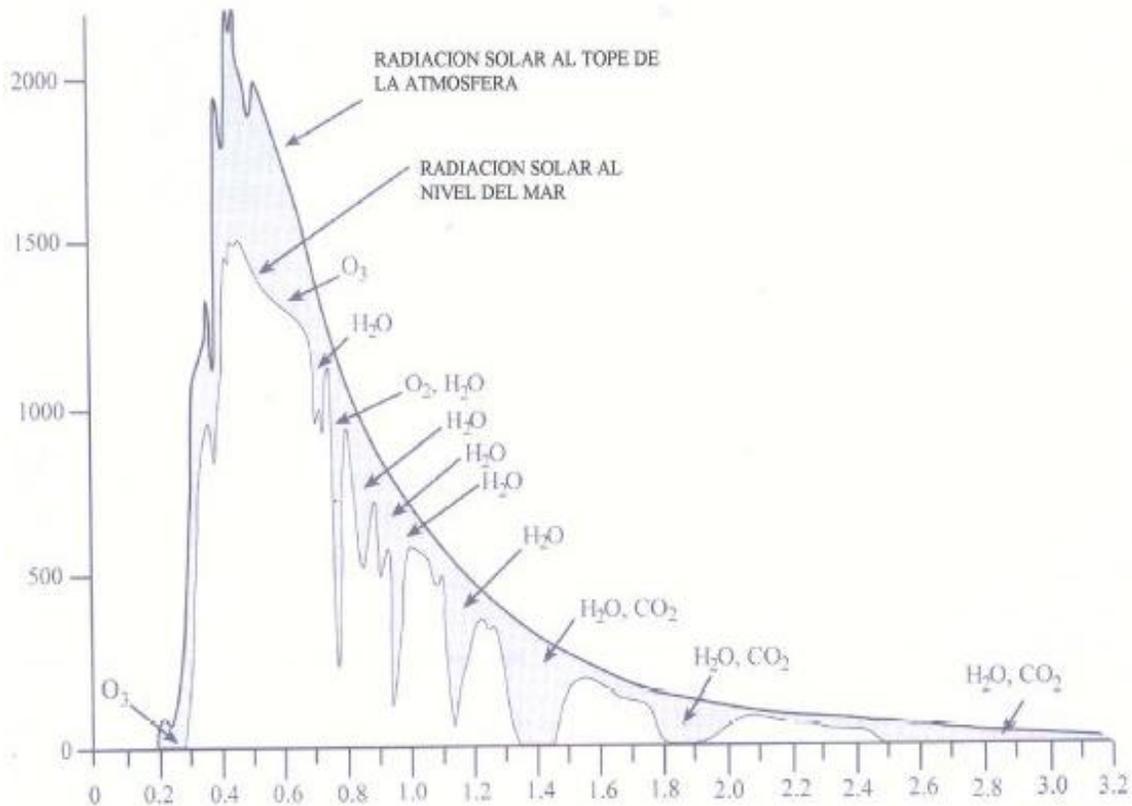


Figura 1.2 Espectro de susceptibilidad atmosférica [1]

1.3 LA NATURALEZA DE LA PERCEPCION REMOTA

La teledetección se define, para nuestros propósitos, como la medición de las propiedades del objeto en la superficie de la tierra a partir de datos obtenidos de las aeronaves y satélites. Por lo tanto, es un intento de medir alguna cosa a la distancia en lugar determinado. Ya que no estamos en contacto directo con el objeto de interés, debemos confiar en las señales propagadas de algún tipo, por ejemplo, óptica, acústica, o en el microondas. Y en este caso vamos a limitar el debate a la teleobservación de la superficie de la tierra con señales ópticas. Si bien los datos de teledetección que pueden consistir en, mediciones de puntos discretos o un perfil a lo largo de una trayectoria de vuelo, estamos más interesados aquí en mediciones sobre la rejilla espacial de dos dimensiones, es decir, imágenes. Los sistemas de Teledetección en particular los desplegados en los satélites, proporcionan una visión tienda repetitiva y consistente de la tierra que es muy valiosa para monitorear los cambios a corto y largo plazo y el impacto de las actividades humanas. Algunas de las aplicaciones importantes de la tecnología de teledetección son:

- Evaluación y monitoreo ambiental (crecimiento urbano, residuos peligrosos)
- Detección de cambio global y seguimiento (agotamiento del ozono atmosférica, la deforestación, el calentamiento global)
- Agricultura (situación de los cultivos, la predicción del rendimiento, la erosión del suelo)

- Exploración de los recursos no renovables (minerales, petróleo, gas natural)
- Los recursos naturales renovables (humedad, los suelos, los bosques, los océanos)
- Meteorología (dinámica de la atmosfera, la predicción meteorológica)
- Asignación (topografía, uso del suelo, ingeniería civil)
- Vigilancia militar y reconocimiento (política estratégica, evaluación táctica)
- Medios de comunicación (ilustraciones , análisis)

Para satisfacer las necesidades de los diferentes usuarios de los datos, muchos de los sistemas de teledetección se han desarrollado, y que ofrecen una amplia gama de parámetros espaciales, espectrales y temporales. Algunos usuarios pueden requerir frecuente frecuencia, cobertura repetitiva con relativamente baja resolución espacial (meteorología).

Otros pueden desear la más alta posible resolución espacial con la cobertura de repetición solo con poca frecuencia (cartografía), mientras que algunos usuarios necesitan tanto una alta resolución espacial y la cobertura frecuente, con una más rápida entrega de imágenes. Los datos de teledetección correctamente calibrados se pueden utilizar para inicializar y validar los grandes modelos de computadora (tales como los climáticos globales (MCG), que tratan de simular y pre dictaminar el ambiente de la tierra. En este caso una alta resolución espacial puede ser indeseable debido a los requisitos computacionales, pero precisa y consistente de calibración del sensor con el tiempo y el espacio es esencial. Un ejemplo de la utilización de datos de teleobservación es para la vigilancia mundial de la vegetación.

Determinadas clases de sensores hiperespectrales ocupan la parte superior Figura 1.4. El espectrómetro de imágenes avanzadas visible/ infrarroja (AVIRIS) y la HyMAP son sensores de suspensión en el aire que producen cientos de imágenes de la misma área en el suelo en bandas espectrales alrededor de 10nm de ancho sobre la porción reflectante solar del espectro de 400 a 2400nm. El Hyperion estaba en la tierra de la NASA Obseving-1 (EO-1) por satélite como el primer sistema de satélites espectrales civil. Aunque tiene relativamente menos bandas espectrales imágenes de resolución media Spec Trometer de la Agencia Espacial Europea (MERIS) también es un espectrómetro de imágenes. La separación de las bandas espectrales en estos sistemas se consigue con un elemento óptico dispersivo de forma continua, tal como una rejilla o un prisma. La imagen moderada espectrorradiometro (MODIS), un sistema basado en filtros discretos en el rango de 0.4 a 14 micras. Estos sensores han aportado grandes mejoras en la cantidad y calidad de información que se puede obtener sobre la cara sur de la tierra y cerca de medio ambiente. Ejemplo MODIS en la Figura 1.5

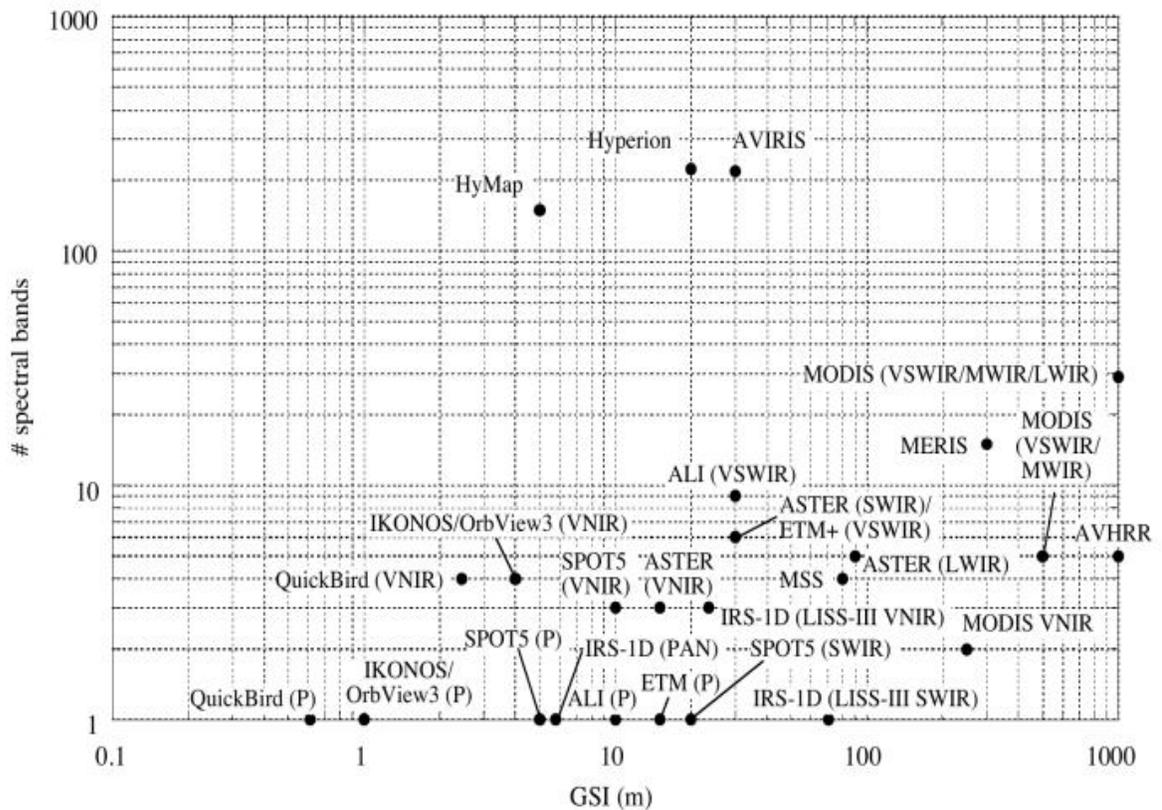


Figura 1.3 Parte de uno de los sistemas de teledetección en un espacio de parámetros de dos dimensiones. Las siglas del sensor se definen en el anexo A y las anotaciones se refieren a las regiones espectrales del sensor: V= visible, NIR=Infrarrojo Cercano, LWIR= IR de onda larga, onda media MWIR= IR, SWIR=Short Wave IR y P=pancromática. Todos estos sistemas están en satélites, excepto AVIRIS y HyMAP. Hay una serie de simuladores en el aire de los sistemas de satélite que no se muestran por ejemplo, el MODIS Airborne Simulator (MAS), el MISR Airborne (AirMISR) y el simulador Thematic Mapper (TMS). [2]

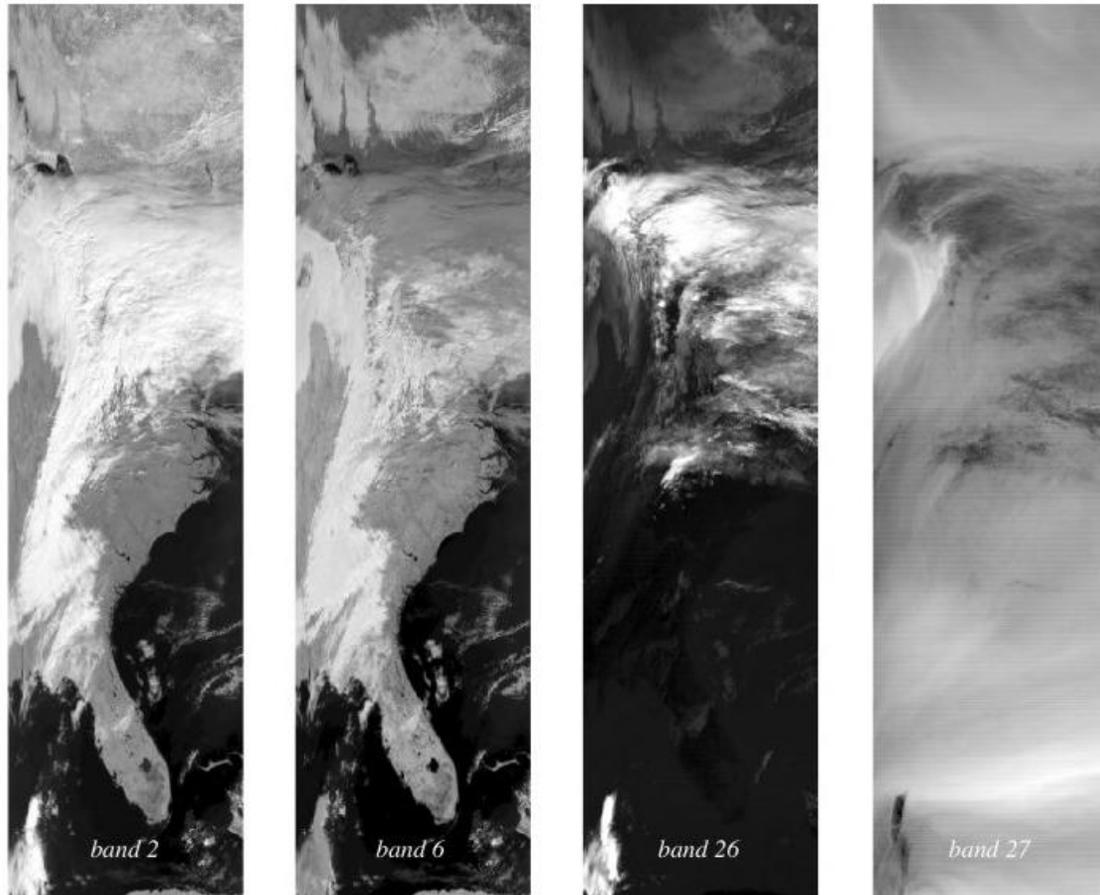


Figura 1.4 Cuatro bandas de imágenes MODIS recogidas el dos de Marzo de 2006, mostrando James Bay, Canadá, en la parte superior, los grandes lagos, en el centro, y la florida en la parte inferior. Todas las bandas se muestran a 1km. [2]

1.3.2 Factores espectrales en teledetección.

Las principales regiones espectrales ópticas utilizadas para la teleobservación de la tierra se muestran en la Tabla 1-4. Estas regiones espectrales particulares son de interés debido a que contienen relativamente transparentes ventanas atmosféricas a través del cual (nubes de restricción en las regiones de microondas) el suelo se puede ver desde arriba y porque hay detectores de radiación efectivos en estas regiones. Entre estas ventanas, varios constituyentes de la atmósfera absorben la radiación, por ejemplo, vapor de agua y dióxido de carbono absorben de 2.5-3 μ m y 5-8 μ m. En la región de las microondas dada la Tabla 1.4, hay una banda de absorción de agua menor frecuencia de cerca de 22GHz (la longitud de onda de alrededor de 1,36cm) 6 con una transmitancia de aproximadamente 0.85 (Curlander y MCDonough, 1991). Por encima de 50GHz (por debajo de 0.6cm de longitud de onda), hay una región de absorción de oxígeno mayor a aproximadamente 80GHZ (Elachi, 1988). En las frecuencias de alta sensores de transmitancia atmosférica, de microondas y de radar se caracterizan por su capacidad de penetrar las nubes, niebla, y la lluvia, así como una capacidad de proporcionar imágenes reflejadas la noche en virtud de su propia iluminación activa.

name	wavelength range	radiation source	surface property of interest
Visible (V)	0.4–0.7 μm	solar	reflectance
Near InfraRed (NIR)	0.7–1.1 μm	solar	reflectance
Short Wave InfraRed (SWIR)	1.1–1.35 μm 1.4–1.8 μm 2–2.5 μm	solar	reflectance
MidWave InfraRed (MWIR)	3–4 μm 4.5–5 μm	solar, thermal	reflectance, temperature
Thermal or LongWave InfraRed (TIR or LWIR)	8–9.5 μm 10–14 μm	thermal	temperature
microwave, radar	1 mm–1 m	thermal (passive), artificial (active)	temperature (passive), roughness (active)

Tabla 1.4. Las regiones espectrales primarias utilizadas en teledetección de la tierra. Los límites de algunas ventanas atmosféricas no son distintos y uno encontrará pequeñas variaciones en estos valores en diferentes referencias.

La teledetección pasiva en todas estas regiones emplea sensores que miden la radiación reflejada o emitida desde el suelo, la atmósfera y las nubes naturales. Las regiones visibles, NIR, SWIR (desde 0.4 μm hasta aproximadamente 3 μm) son el rango espectral solar-reflectante debido a la energía suministrada por el sol en la superficie de la tierra es superior a la emitida por la propia tierra. La región MWIR es una zona de transición solar-reflectante de la radiación térmica. Por encima de 5 μm , auto-emitida la radiación térmica de la tierra por lo general domina. Dado que este fenómeno no depende directamente en el sol como fuente, TIR imágenes pueden ser adquiridas por la noche, así como durante el día. Esta radiación auto-emitida puede ser detectada incluso en horno de microondas. Una imagen TIR ejemplo VSWIR multiespectral y se muestra en la Figura 1.7.

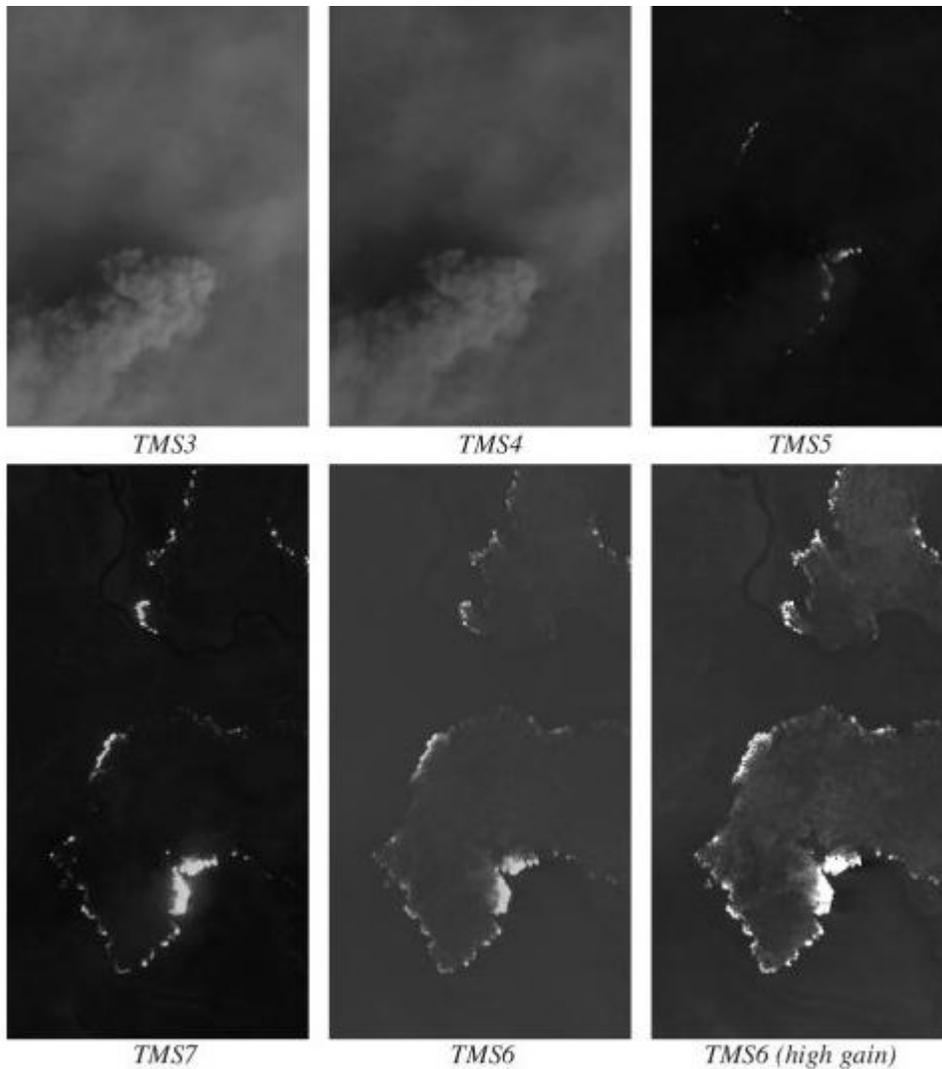


Figura 1.7. Este simulador de imagen Thematic Mapper aire(TMS) de un devastador incendio forestal en el parque nacional de Yellowstone, Wyoming, fue adquirida el 2 de septiembre de 1988. Las bandas de TMS son las mismas que las de la MT. En las bandas VNIR, TMS3 y TMS4, solo el humo del fuego es visible, el fuego en si comienza a ser visible en TMS5 (1.55- 1.75 μ m). El ajuste en la imagen inferior derecha alta ganancia proporciona un mayor nivel en la TIR. (Imágenes de cortesía de Jeffrey Myers, Data Facility aeronaves, centro de investigación de NASA/Ames) [2]

Las técnicas de teledetección activas emplean una fuente artificial de radiación como una sonda. La señal resultante que dispersa de nuevo al sensor caracteriza ya sea la atmosfera o la tierra. Por ejemplo, la radiación dispersada y absorbida a una longitud de onda particular de una sonda de haz de láser a la atmosfera puede proporcionar información de constituyentes moleculares tales como el ozono. En la región espectral de microondas, Radar de Apertura Sintética (SAR) es una tecnología de imagen en la que la radiación es emitida en un haz de luz de un sensor de movimiento, y el componente retrodispersada de vuelta al sensor de la tierra que mide.

[1] Ing. Martínez Muñoz Julio, Percepción Remota “Fundamentos de Teledetección Espacial”, Primera edición 2005

[2] Robert A. Schowengerdt, REMOTE SENSING models and methods for image Processing, Third edition 2006.

CAPITULO 2

2. Sistemas de percepción remota

Los detalles de construcción y materiales del sensor varían con las longitudes de onda de interés, y las dimensiones de los sistemas ópticos y detectores dependen de las limitaciones de ingeniería en las regiones espectrales particulares. Sin embargo todos los sensores ópticos pasivos de exploración (visible a través de las regiones espectrales térmicas) operan con los mismos principios de transferencia de radiación óptica, la formación de la imagen, y la detección de fotones. Nuestras descripciones se centrarán en este tipo de sensor.

2.1. Características espaciales y radiométricas.

Cada pixel representa un promedio en cada una de tres dimensiones: espacio, longitud de onda, y de tiempo. El promedio en el tiempo es por lo general muy pequeño (del orden de microsegundos para un escáner whiskbroom tales como TM y milisegundos para un escáner Pushbroom como el SPOT) y es intrascendente en la mayoría de las aplicaciones.

Si nos imaginamos un espacio tridimensional continuo de los parámetros (x, y, λ) , definido por las coordenadas espaciales (x, y) y de longitud de onda espectral (λ) , podemos visualizar cada pixel de una imagen determinada como representante resentir una integración más de un elemento de volumen relativamente pequeño en el que el espacio continuo (ver Figura 2.1).

Específicamente, el volumen de la integración representada por cada pixel no es un cuadro bien definido, pero se superpone en las dimensiones espacial y espectral con los volúmenes de integración de los pixeles vecinos.

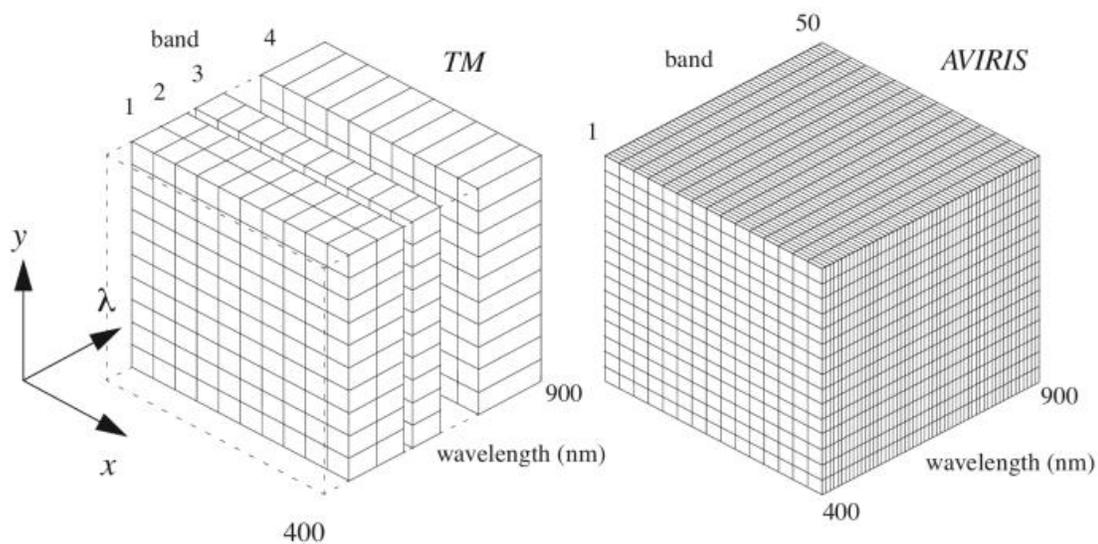


Figura 2.1 Comparación del muestreo espacial y espectral del LANDSAT TM AVIRIS en el rango espectral VNIR. Cada pequeña caja rectangular representa la región de integración espacial espectral de una imagen pixel. Las muestras TM la dimensión espectral de forma incompleta y con bandas espectrales relativamente amplias, mientras que AVIRIS tiene muestreo espectral relativamente constante en el rango VNIR. AVIRIS también tiene un GSI algo más pequeña (20 metros) en comparación con TM (30m). Este tipo de visualización del volumen de datos de imagen espacio – espectrales se denomina “imagen Cubo”) [1]

La cuadrícula de píxeles que constituyen una imagen digital se logra mediante una combinación de exploración en la dirección transversal de la pista (ortogonal al movimiento de la plataforma de sensores) y por el movimiento de la plataforma a lo largo de la dirección en la vía ver Figura 2.2 (Slater 1980). Cada vez que se crea un píxel el sistema de sensor muestra electrónicamente el flujo continuo de datos proporcionada por el escaneo. Un escáner de la línea utiliza un solo elemento detector para escanear toda la escena.

Escáneres whiskbroom, tales como el Landsat TM, utilizan varios elementos detectores, alineados en la pista, para lograr escaneo paralelo durante cada ciclo del espejo de exploración. Un tipo de escáner relacionado es el paddlebroom, ejemplificado por AVHRR y MODIS, con un espejo de dos caras que gira 360° la exploración continua de ruta transversal. Una diferencia entre icant sig paddlebroom y whiskbroom escáneres es que el paddlebroom siempre escanea en la misma dirección, mientras que el whiskbroom invierte la dirección para cada exploración.

Escáneres Pushbroom, como los del SPOT tienen una serie lineal de miles de elementos detectores, alineados perpendicular a la trayectoria, que escanea todo el ancho de los datos recogidos en paralelo conforme la plataforma se mueve.

Para todos los tipos de escáneres, la cobertura angular perpendicular a la trayectoria completa se le denomina campo de visión (FOV) y la cobertura del suelo correspondiente se llama el campo-proyectado planta de vista (GFOV)

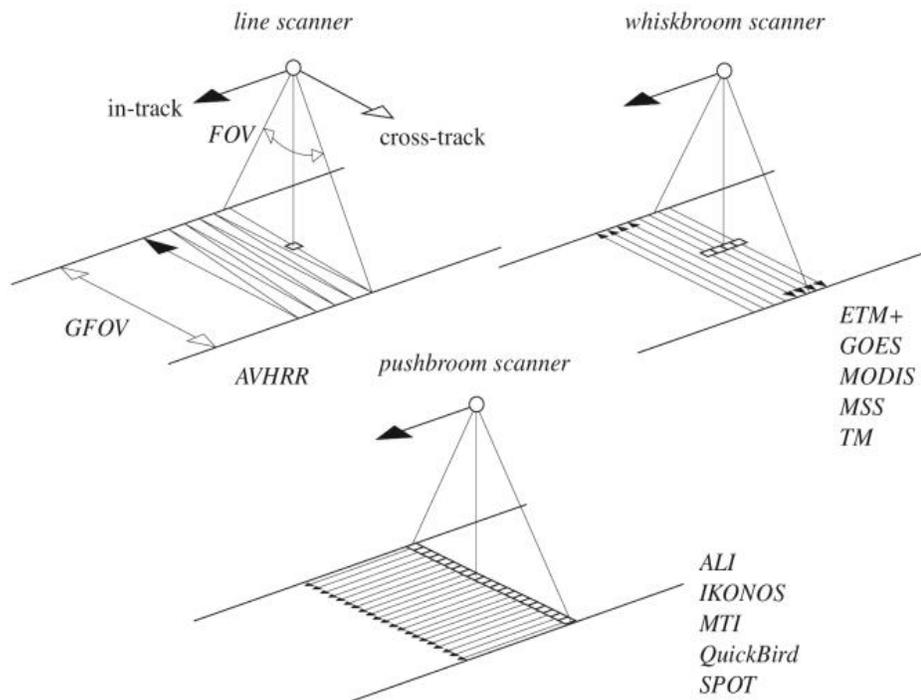


Figura 2.2. La definición de los parámetros básicos del escáner y la representación de los tres métodos de exploración, con ejemplos concretos de escáneres whiskbroom y Pushbroom. Las flechas continuas representan el movimiento relativo a una tierra estacionaria. En realidad, la Tierra está girando durante el proceso de exploración, aproximadamente en la dirección perpendicular a la derrota ya que la mayoría de los sistemas de teledetección por satélite se encuentran en una órbita casi polar. Esto resulta en un oeste al este de inclinación en la cobertura de la superficie sobre la escena completa. [1]

El espacio entre píxeles en el suelo es el intervalo de muestreo de tierra que se proyecta (GSI). La ruta transversal y en el seguimiento de GSI están determinados por la pista transversal y frecuencias de muestreo en la vía respectivamente, y la velocidad de la plataforma en la pista. Es una práctica común para el diseño de las frecuencias de muestreo de modo que el GSI es igual a la de campo Instantáneo de Tierra – proyectado de visión (GIFOV),⁴ 10 la proyección geométrica de un solo detector de anchura, w , sobre la superficie de la tierra ver Figura 2.2 y Figura 2.3.

Por lo tanto, los GIFOVs de píxeles vecinos se apoyará, tanto en pista y cross-track. La in-track GSI es disuadir por la combinación necesaria de la velocidad de la plataforma y la frecuencia de muestreo (Pushbroom) o la velocidad de exploración (línea y whiskbroom) para que coincida con el de la pista GIFOV en el nadir. Algunos sistemas tienen una frecuencia de muestreo de ruta transversal superior que conduce a GIFOVs superpuestas, por ejemplo, los modelos de KLM

³ También se le llama la anchura de la hilera, o, a veces, la huella del sensor.

AVHRR y Landsat MMS. Esta ruta transversal “sobre- muestreo” da como resultado una mejora en la calidad de los datos.

El GSI se determina por la altitud del sistema sensor de H, la longitud del sensor focal, f, y el espaciado entre – detector (o velocidad de muestreo espacial como se explica anteriormente). Si la frecuencia de muestreo es igual a un pixel por espaciado entre – detector, la relación para el GSI en el nadir, es decir, directamente debajo del sensor es simplemente

$$GSI = \text{inter - detector spacing} \times \frac{H}{f} = \frac{\text{inter-detector spacing}}{m}. \quad (2.1)$$

Donde $\frac{H}{f}$ es la amplificación geométrica, m, desde el suelo hasta el sensor focal ⁵. Como hemos mencionado, el espaciado entre- detector es generalmente igual a la amplitud del detector, w.

⁴ También denomina distancia de muestra de tierra (GSD)

⁵ Donde $f \ll H$, m es mucho menor que uno.

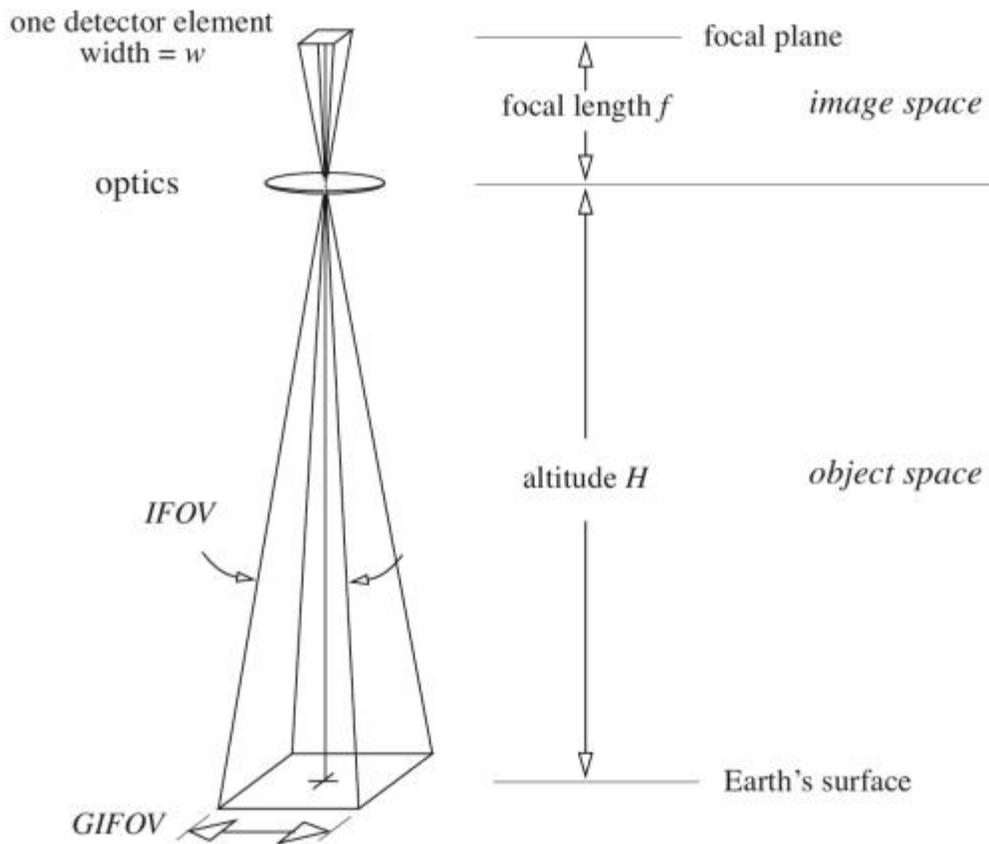


Figura 2.3. Descripción geométrica simple de un solo elemento detector en el plano focal de un sensor óptico. Los tamaños de w son exagerados en gran medida con respecto a H para mayor claridad. Del mismo modo para la óptica. Parámetros angulares, tales como la $IFOV$, son los mismos en la imagen y el espacio objeto en este modelo, pero las dimensiones lineales están relacionadas por el $\frac{f}{H}$ magnificación entre los dos espacios. Todo en este diagrama se supone estacionaria y en una vista nadir; con la exploración, plataforma de sensores, y el movimiento de la tierra, los $GIFOV$ se mueve durante el tiempo de integración del detector, lo que resulta en un $GIFOV$ efectivo algo mayor que se muestra. También, como la exploración procede fuera del nadir, los aumentos $GIFOV$ eficaces (a veces llamado "crecimiento Pixel") de proyección oblicua sobre la tierra. [2]

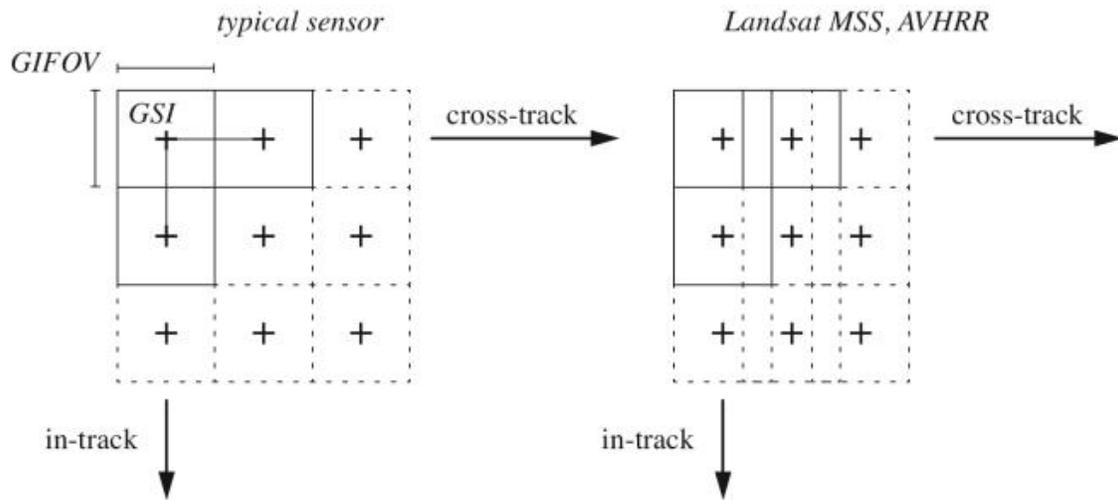


Figura 2.4. La relación entre GIFOV y GSI para la mayoría de los sensores de exploración y para el Landsat MSS y AVHRR. Cada cruz es un pixel. Para MSS, la cruz-pista GSI fue 57m y 80m GIFOV era lo que resulta en 1,4 perpendiculares a la derrota pixeles/ GIFOV. Del mismo modo, los modelos AVHRR KLM tienen 1,36 perpendiculares a la derrota pixeles/GIFOV. La densidad de muestra de ruta transversal superior mejora la calidad de datos, sino que también aumenta la correlación entre los pixeles vecinos y los resultados en más datos recopilados a lo largo de la GFOV. [3]

2.2 Modelos de radiaciones ópticas.

La teledetección pasiva en el régimen óptico depende de dos fuentes de radiación. En lo visible a infrarrojo de onda corta, y la radiación captada por un sistema de teledetección se origina con el sol. Parte de la radiación recibida por un sensor se ha reflejado en la superficie de la tierra y otra parte ha sido dispersada por la atmósfera, sin alcanzar nunca la tierra. En los térmicos infrarrojos, la radiación térmica es emitida directamente por los materiales en la tierra y se combina con la radiación térmica auto emitida en la atmósfera a medida que se propaga hacia arriba. En este tema presentaremos algunas bases y modelos de base adecuadas a la región óptica de lo visible a través del infrarrojo térmico

2.2.1 Visible en onda corta de la región infrarroja.

Todos los materiales en la superficie de la tierra absorben pasivamente y se refleja la radiación solar en el rango espectral de 0.4 a 3 μ m. Algunos materiales también transmiten la radiación solar, por ejemplo, los cuerpos de agua y cubiertas vegetales. A longitudes de onda más largas, los materiales a temperaturas normales comienzan a emitir activamente la radiación térmica. Una descripción de cómo se propaga la radiación solar y se modifica antes de la detección por un sistema óptico.

2.2.2 Componentes de radiación.

Las principales transferencias de radiación de cuidado en el visible a través de las regiones espectrales SWIR se muestran en la figura 2.10. En general, existen tres componentes importantes en el afloramiento de radiación en-sensor

- La no dispersada, superficie-radiación reflejada, L_{λ}^{su}
- La baja dispersión, superficie reflejada skylight L_{λ}^{sd}
- El resplandor camino arriba dispersa, L_{λ}^{sp}

Por tanto, podemos escribir para el brillo total de afloramiento a gran altura en el sensor satelital

$$L_{\lambda}^s = L_{\lambda}^{su} + L_{\lambda}^{sd} + L_{\lambda}^{sp} \quad (2.8)$$

A continuación detallaremos mejor los componentes señalados.

1-De superficie reflejada, dispersa componente (L_{λ}^{su})

El ambiente es una influencia inevitable en la altitud de detección aérea y por satélite en el visible a través de onda corta de IR, se esparce y absorbe la radiación entre el sol y la tierra y el sensor a lo largo de la ruta de vista. La fracción de la radiación que llega inicialmente a la superficie de la tierra se llama transmitancia trayectoria solar, y es, por definición, entre cero y uno, y sin unidades. En un ambiente altera significativamente la irradiancia espectral antes de que llegue a la tierra. Matemáticamente, la irradiancia en un plano perpendicular a la trayectoria solar y en la superficie de la tierra está dada por, E_{λ}

$$\text{earth's surface: } E_{\lambda} = \tau_s(\lambda)E_{\lambda}^u \quad (2.9)$$

Donde τ_s es el camino transmitancia atmosférica solar. Tenga en cuenta que, en la definición de la transmitancia E_{λ} debe ser menor que o igual a E_{λ}^0 .

Con las excepciones de sombras o nubes, se puede suponer que es constante en toda la GFOV de un sensor como el ETM+. La irradiancia en la superficie depende del ángulo de incidencia siendo un, máximo si la superficie es perpendicular al ángulo de incidencia, y menos medida que disminuye al ángulo. La disminución varía como el coseno del ángulo, que puede ser calculada por un producto escalar de dos vectores (ver Figura 2.13). La irradiancia incidente en la ecuación 2.9 debe entonces ser modificada para tener en cuenta la forma del terreno de la siguiente manera

$$\begin{aligned} E_{\lambda}(x, y) &= \tau_s(\lambda)E_{\lambda}^0 \mathbf{n}(x, y) \cdot \mathbf{s} \\ &= \tau_s(\lambda)E_{\lambda}^0 \cos[\theta(x, y)] \\ &= \tau_s(\lambda)E_{\lambda}^0 \cos[\theta(x, y)] \end{aligned} \quad (2.10)$$

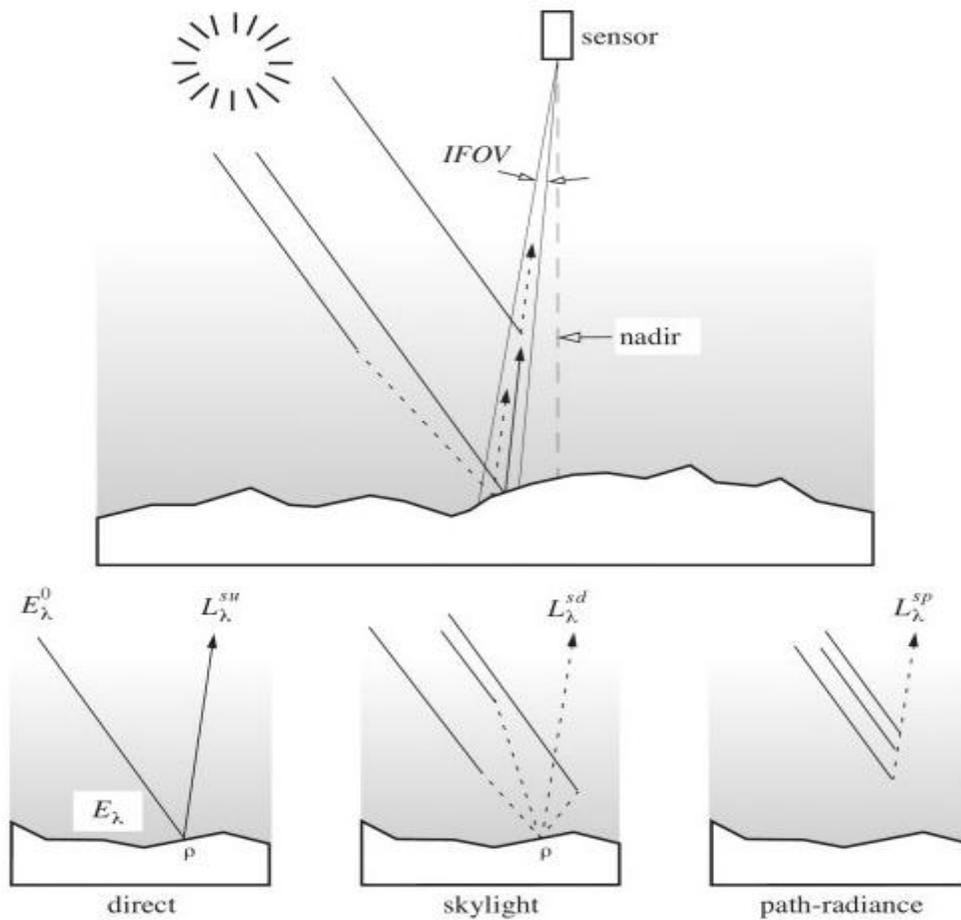


Figura 2.5 Los componentes más importantes de radiación visto por el sensor en la teledetección reflectantes solares son el componente “directa”, el componente “tragaluz”, y el componente de “camino de radiancia” (comúnmente llamado “neblina”). El sombreado en el diagrama representa la densidad atmosférica disminuye a mayor altitud. Otra radiación puede llegar al sensor, tal como el componente de “adyacencia”, que consiste en un reflejo directo de una GIFOV cercano, seguido por cualquiera de una dispersión directamente en el sensor, o una baja dispersión en el GIFOV de interés, seguido por una reflexión hacia el sensor. El fenómeno de adyacencia aumenta correlación espacial local entre píxeles y reduce el contraste de límites oscuro-luz, tales como una línea de costa. Las múltiples reflexiones de la superficie y dispersiones atmosféricas generalmente son de menos importancia, debido a la magnitud de la radiación se reduce en cada reflexión o dispersión de evento. [1]

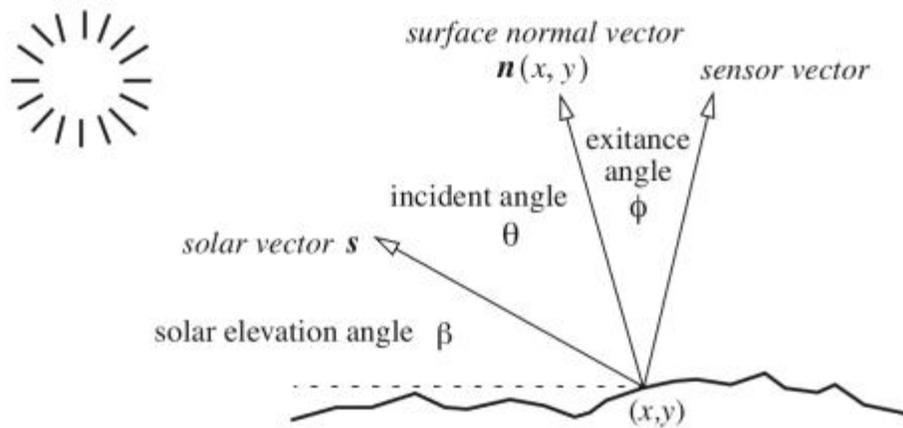


Figura 2.6 La geometría de la irradiación solar directa sobre la superficie de la tierra. El vector de la longitud S de la unidad al sol y el vector de la longitud $n(x, y)$ es perpendicular a la superficie. El ángulo de elevación solar es β y el ángulo cenital solar es de $90^\circ - \beta$. El ángulo de incidencia solar a la superficie es ϑ y el ángulo de exitancia de la normal de la superficie hacia el sensor es ϕ . El coseno del ángulo ϑ está dada por el producto escalar de vectores $n(x, y) \cdot s$. Por razones de simplicidad en este diagrama, se supone que la normal de la superficie a estar en el plano vertical que pasa por el vector solar, pero el cálculo producto escalar es válida para cualquiera de los dos vectores. Tenga en cuenta este efecto relacionado con terreno no involucra el ángulo de visión del sensor. [1]

La siguiente transferencia de energía se produce tras la reflectancia en la superficie de la tierra. La irradiancia sobre una superficie *Lambertian* se convierte en el resplandor superficie, dejando la superficie con la ayuda de un factor geométrico π y una difusa reflectancia espectral ρ ,

$$\begin{aligned} \text{earth's surface} \quad L_{\lambda}(x, y) &= \rho(x, y, \lambda) \frac{E_{\lambda}(x, y)}{\pi} \\ &= \rho(x, y, \lambda) \frac{\tau_s(\lambda) E_{\lambda}^0}{\pi} = \cos[\theta(x, y)] \end{aligned} \quad (2.11)$$

Al igual la transmitancia, reflectancia es, por definición, sin unidades y entre cero y uno. La reflectancia varía con la longitud de onda y la ubicación espacial, pero no depende de la vista (sensor) dirección de superficie verdaderamente Lambertian⁹. Ahora tenemos que modificar la ecuación 2.11 de acuerdo con la ruta de vista de transmitancia, para obtener el sensor de luminosidad,

$$\begin{aligned} \text{at sensor} \quad L_{\lambda}^{su} &= \tau_v(\lambda) L_{\lambda} \\ &= \rho(x, y, \lambda) \frac{\tau_v(\lambda) \tau_s(\lambda) E_{\lambda}^0}{\pi} \cos[\theta(x, y)] \end{aligned} \quad (2.12)$$

Esta componente lleva la señal de interés, a saber, la distribución espacial de la reflectancia espectral $\rho(x, y, \lambda)$

2-. De superficie reflejada, componente atmósfera-dispersa (L_{λ}^{sd})

El sensor también ve radiación resultante de las radiaciones que dispersa hacia abajo por la atmósfera ("skylight") y luego se refleja en la tierra hacia en el IFOV del pixel de interés. Este término $L_{\lambda}^{sd}(x, y)$, es responsable del hecho comúnmente observado que las sombras no son totalmente oscuro. El reflectado-skylight es proporcional a la superficie de reflectancia difusa, ρ , y la irradiancia en la superficie debido a la skylight.

Esta cantidad se utiliza, ya que es directamente medible que el cielo no puede ser completamente visible desde el pixel de interés debido a la topografía de la intervención con un factor, $F(x, y)$,¹⁰

$$\text{at - sensor :} \quad L_{\lambda}^{sd} = F(x, y) \rho(x, y, \lambda) \frac{\tau_v(\lambda) E_{\lambda}^d}{\pi} \quad (2.13)$$

3-. Componente en rutas dispersas.

⁹ Una superficie Lambertian exhibe igual luminosidad en todas las direcciones. Visualmente, decimos que parece igualmente brillante en cualquier ángulo de visión. Tal superficie se denomina también perfectamente difusa, sin espejo como la reflexión especular. Muchas superficies naturales son aproximadamente Lambertian dentro de un rango limitado de ángulos de visión, típicamente 20°- 40°; como el ángulo de visión aumenta más allá de que la mayoría de los materiales se convierten en no-Lambertian y muestran reflectancia desigual en direcciones diferentes. Esta propiedad se puede medir por sensores tales como el ángulo de Multi-Imag ING espectrorradiómetro (MISR) para caracterizar mejor las características radiativas superficiales.

El término trayectoria de radiancia es una combinación molecular de la dispersión de Rayleigh, que varía con la longitud de onda λ^{-4} , y aerosoles y partículas dispersión de Mie que dependen menos fuertemente, o nada en absoluto, en la longitud de onda. El efecto combinado de Rayleigh y dispersión de Mie en una clara atmosfera resulta en una dependencia de longitud de onda neto de entre λ^{-2} y $\lambda^{-0.7}$.

4-. Total, radiación solar at-Sensor (L_{λ}^S)

El total at-sensor, la radiación solar es la suma de los tres componentes descritos anteriormente.

$$\begin{aligned}
 L_{\lambda}^S(x, y) &= L_{\lambda}^{su}(x, y) + L_{\lambda}^{sd}(x, y) + L_{\lambda}^{sp} \\
 &= \rho(x, y, \lambda) \frac{\tau_v(\lambda)\tau_s(\lambda)E_{\lambda}^0}{\pi} = \cos[\theta(x, y)] + F(x, y)\rho(x, y, \lambda) \frac{\tau_v(\lambda)E_{\lambda}^d}{\pi} + L_{\lambda}^{sp} \\
 &= \rho(x, y, \lambda) \frac{\tau_v(\lambda)}{\pi} \{ \tau_s(\lambda)E_{\lambda}^0 \cos[\theta(x, y)] + F(x, y)E_{\lambda}^d \} + L_{\lambda}^{sp} \quad (2.14)
 \end{aligned}$$

La descripción de la ecuación 2.14 es que:

- La radiancia espectral total recibida por el sensor es linealmente proporcional a la reflectancia de la superficie difusa, modificado por
- Un multiplicativo, espacialmente y espectralmente variante que depende de la forma del terreno
- Un aditivo espacialmente invariante, espectralmente-variante plazo debido a la dispersión de ver la ruta.

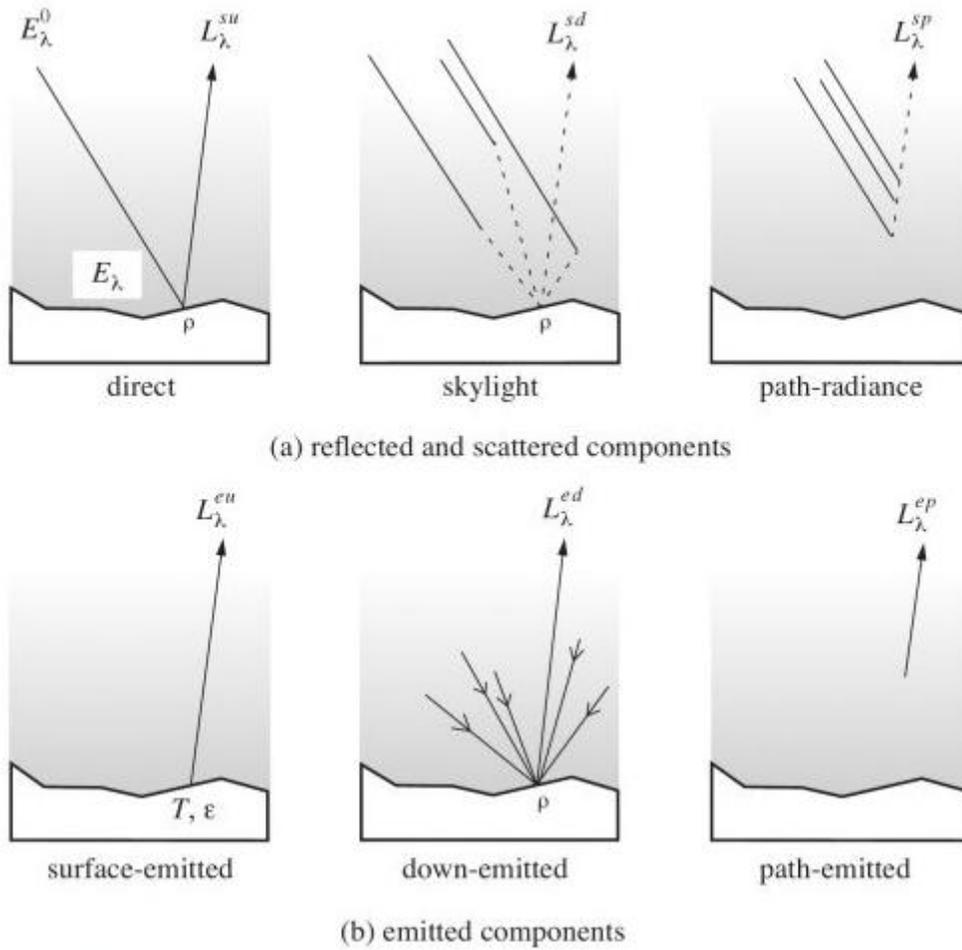
2.3 Componentes de la radiación

Los tres componentes emitidos consideran surgir de:

- La superficie de la radiación emitida desde la tierra. L_{λ}^{eu}
- La baja –emitida , reflejada en la superficie de radiación de la atmosfera, L_{λ}^{ed} ; y
- El camino-radiación emitida, L_{λ}^{ep} .

En la figura 2.14 se muestran, los componentes solares discutidos anteriormente para la comparación.

¹⁰ F es la fracción del hemisférico cielo que es visible desde un pixel de interés. Para terreno totalmente plano, F es igual a uno.



(a) reflected and scattered components

(b) emitted components

Figura 2.7 Los componentes se refleja y dispersa de la radiación en el sensor y la analogía de componentes emitida. En la región espectral de 2.6 a 6 micras, tanto en general debe ser considerado, en la región del IR térmico (8 a 15 μ m) solo los componentes emitidos son importantes. [1]

En total al sensor d luminosidad de contribución de emisión es:

$$L_{\lambda}^e = L_{\lambda}^{eu} + L_{\lambda}^{ed} + L_{\lambda}^{ep} \quad (2.14)$$

En el MWIR, escribimos para el resplandor total, ¹¹

$$at - sensor (MWIR): L_{\lambda}^{MWIR} = L_{\lambda}^s + L_{\lambda}^e \quad (2.15)$$

Donde L_{λ}^s esta dada por la ecuación (2.14). En la región 8-15 μ m sin embargo, la contribución de la energía solar es insignificante en comparación con la de la componente de auto-térmica emitida por lo que solo podemos escribir,

¹¹ vamos a utilizar un componente extra e , en algunas cantidades radiación en esta sección para distinguir términos relacionados con las emisiones de los términos de reflectancia solar

$$at - sensor (TIR): L_{\lambda}^{TIR} = L_{\lambda}^e \quad (2.15)$$

-Componente de la superficie emitida (L_{λ}^{eu})

La fuente primaria de energía para la termografía es la tierra misma, que tiene una temperatura típica de 300k. de diferentes materiales de la tierra, sin embargo, pueden emitir diferentes cantidades de energía térmica, incluso si están en la misma temperatura. La mayoría de los materiales no son cuerpos negros ideales con 100% de eficiencia de radiación. La eficiencia con la que los materiales reales emiten radiación térmica a diferentes longitudes de onda diferentes se determina por su emisividad, ϵ . La emisividad juega un papel proporcionalidad en la región térmica muy parecida a la de la reflectancia en el visible, sino que se define como la relación de la exitancia radiante espectral de un cuerpo gris a la emitida por un cuerpo negro (M_{λ} en la ecuación 2.5) la radiación emitida de la tierra está ahí antes,

$$earth' surface: L_{\lambda}(x, y) = \epsilon(x, y, \lambda) \frac{M_{\lambda}[T(x,y)]}{\pi} \quad (2.16)$$

Se da a entender en esta ecuación que los diferentes objetos o materiales en la superficie de la tierra pueden tener diferentes temperaturas, y por lo tanto diferentes exitancias radiantes espectrales, así como diferente emisividad. Hay que notar que la similitud entre esta relación y que para la región reflectante solar (ecuación 2.10), para separar los efectos de la emisividad y de la temperatura, los científicos generalmente suponen uno o el otro es espacialmente constante.

La relación entre la radiación emitida y la temperatura de la fuente no es obvia a partir de la ecuación (2.5) y la ecuación (2.16). Para tener una mejor sensación para eso en la figura (2.15) el resplandor espectral de la función de la temperatura para tres longitudes de onda fijas en el TIR, asumiendo emisividad constante. El rango de temperatura 250K a 320K, incluye las temperaturas diurnas y nocturnas normales en la tierra. Vemos que la radiancia espectral es aproximadamente lineal con la temperatura es esta gama, y para cualquier rango menor, como podría encontrado realmente e una imagen térmica, una aproximación lineal es aún mejor. Por lo tanto, para nuestros propósitos, podemos de la ecuación (2.16) por,

$$earth' surface: L_{\lambda}(x, y) \simeq \epsilon(x, y, \lambda) \frac{[a_{\lambda}[T(x,y)+b_{\lambda}]}{\pi} \quad (2.17)$$

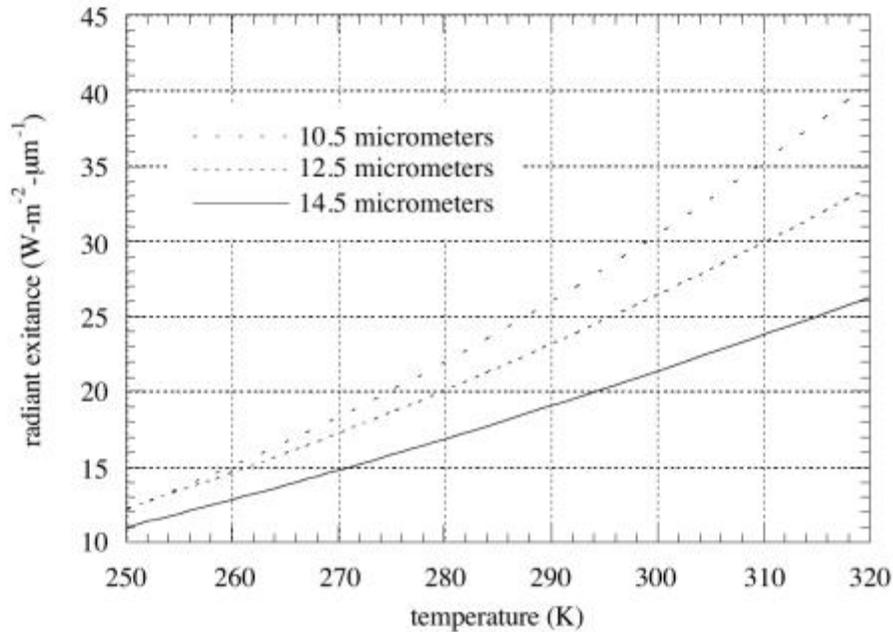


Figura 2.15. La dependencia de exitancia radiante de un cuerpo negro en su temperatura a tres longitudes de onda. La Emisividad se mantiene constante longitud mientras que en realidad puede varias con la temperatura y longitud de onda para un cuerpo gris. El rango de temperatura se muestra es que para temperaturas normales en la superficie de la tierra [3]

La radiación emitida por la tierra se transmite por la atmósfera a lo largo de la ruta de acceso a la vista del sensor,

$$\begin{aligned}
 \text{at - sensor: } L_{\lambda}^{eu}(x, y) &= \tau_v(\lambda) L_{\lambda}(x, y) \\
 &= \varepsilon(x, y, \lambda) \frac{[\tau_v(\lambda)[a_{\lambda}T(x, y) + b_{\lambda}]}{\pi} \quad (2.18)
 \end{aligned}$$

-De superficie reflejada, componente atmosférica emitida. (L_{λ}^{ed})

El ambiente también emite radiación térmica hacia abajo, que se refleja a continuación, en la cara sur de la tierra y se transmite hacia arriba a través de la atmosfera para el sensor. Este término es análogo el componente claraboya que surge de la dispersión en la región espectral visible

$$\text{at - sensor : } L_{\lambda}^{ed} = F(x, y, \lambda) \rho(x, y, \lambda) \frac{[\tau_{\lambda}(\lambda) M_{\lambda}^a]}{\pi} \quad (2.19)$$

Donde M_{λ}^a denota la exitancia radiante espectral de la atmosfera. El factor F es la fracción del hemisferio cielo que se ve desde la superficie en (x, y) y es la misma función que se utilizó para claraboya reflejada.

-Componente trayectoria emitida (L_{λ}^{ep})

La atmósfera también emite radiación hacia arriba (según la ley del cuerpo negro de Planck) como una función de la temperatura a diferentes altitudes. La energía total que llega al sensor está integrada en la ruta de acceso vista desde las contribuciones a todas las altitudes. Vamos a llamar a este camino emitido componente L_{λ}^{ep} . La distribución espectral resultante no se aparece en particular la de un cuerpo negro a una temperatura GLE, sino a una mezcla de cuerpos negros en un rango de temperaturas por otra parte la radiación de menor altitud es absorbida y reemitida en altitudes más altas, lo que hace una situación más complicada.

-Radiación total emitida en el sensor. (L_{λ}^e) Se escribe a la Radiación total emitida en el sensor como la suma de los tres componentes descrito previamente,

$$\begin{aligned} L_{\lambda}^e(x, y) &= L_{\lambda}^{eu} + L_{\lambda}^{ed} + L_{\lambda}^{ep} \\ &= \varepsilon(x, y, \lambda) \frac{\tau_v(\lambda)}{\pi} [a_{\lambda} T(x, y) + b_{\lambda}] + F(x, y, \lambda) \rho(x, y, \lambda) \frac{\tau_v(\lambda) M_{\lambda}^a}{\pi} + L_{\lambda}^{ep} \end{aligned} \quad (2.20)$$

Al igual que en la región de reflectancia solar (ecuación 2.14) se observa que:

- La radiación térmica total espectral recibida por el sensor es aproximadamente linealmente proporcional a la temperatura de la superficie, modificada por un,
- Un aditivo especialmente invariante en el término espectralmente dependiente debida para ver la ruta de emisión

[1] Robert A. Schowengerdt, REMOTE SENSING models and methods for image Processing, Third edition 2006.

[2] Wiley J. Larson, Space Mission Analysis and Design. Third edition 1999.

[3] Herbert J. Kramer, Observation of the Earth and its Environment, Third Edition 1996

3 Modelos de sensores

3.1 Introducción

El sensor convierte la radiación “upwelling” (reflejada y/o emitida) en una imagen de la distribución espacial de resplandor. Varias transformaciones de las propiedades radiométricas, espaciales y geométricas de la radiación se producen en esta etapa. En general, en el sensor se degrada la señal de interés, es decir, la porción de la radiación total, que contiene información acerca de la superficie de la tierra. Es importante, para comprender la naturaleza de esta degradación para diseñar adecuadamente algoritmos de procesamiento de imágenes e interpretar sus resultados.

3.2 Modelo general de un sensor

Un sensor electro-óptico puede ser modelado por los procesos mostrados en la Figura 3.1. El funcionamiento de barrido convierte la luminosidad del sensor espacial en una señal variable continua, óptica de los detectores. Los detectores a su vez, que convierten la señal óptica en una señal electrónica variable en el tiempo continuo, que se amplifica y se procesa adicionalmente por la electrónica del sensor. El convertidor analógico/digital (A / D), la señal procesada se muestra en el tiempo y cuantificada en los valores de DN discretos que representan los píxeles de la imagen espacial.

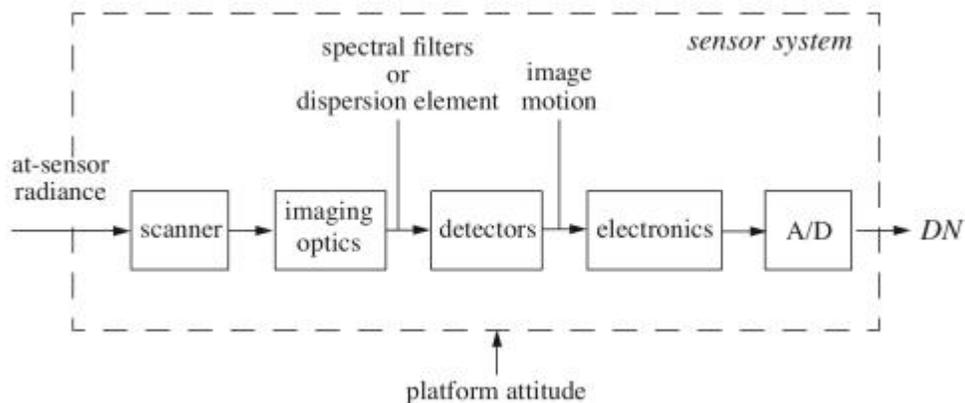


Figura 3.1 Los componentes principales en un sistema remoto de detección electro-óptico. Un tipo whiskbroom del sistema se ilustra aquí. Aunque la attitude de la plataforma es externo al sensor de por sí, que tiene efectos importantes en las características finales de la imagen y la calidad.

3.3 Resolución

Es un término que se expresa un fuerte sentido intuitivo, pero es difícil de definir cuantitativamente. Sistemas de teledetección desarrollo tienen “resolución” en los dominios de medición espectral, espacial y temporal.

3.3.1 La respuesta de los instrumentos

Ningún instrumento, incluyendo los sistemas de teledetección, puede medir una señal física con precisión infinita. Si la señal varía en el tiempo, el instrumento debe tener un promedio durante un tiempo de integración y este no es cero, y si la señal varía en longitud de onda, el instrumento debe tener un promedio sobre un ancho de banda espectral distinto de cero, o si la señal varía en el espacio, el instrumento debe tener un promedio sobre una distancia espacial distinto de cero.

A continuación tenemos que la respuesta de los instrumentos está dada por:

$$o(z_0) = \int_W i(\alpha)r(z_0 - \alpha)d\alpha \quad (3.1)$$

Donde $i(\alpha)$ = entrada de la señal,

$r(z_0 - \alpha)$ = Respuesta del instrumento (unidad de superficie), invertido y cambiado por z_0 ,

$o(z_0)$ = señal de salida en $z = z_0$ y,

W = rango sobre el que la respuesta del instrumento es significativa.

La interpretación física de la ecuación (3.1) es que el peso del instrumento la señal de entrada en las proximidades (W) de z_0 e integra el resultado. A continuación, esta relación se conoce como convolución. Una notación comúnmente utilizada para la ecuación (3.1) es,

$$o(z) = i(z) * r(z) \quad (3.2)$$

Esta ecuación nos dice que la “señal de salida es igual a la señal de entrada convolución con la función de respuesta”.

3.4 Modelo de sensor simplificado

La respuesta espectral del sensor se supone que es una constante de promedio más una banda espectral efectiva constante promedio más de una banda espectral efectiva. Similarmente, la respuesta espacial del sensor el PSF(x, y) se supone que es una constante de media más de un GIFOV eficaz. Por lo tanto, ambas funciones pueden ser removidos de las integrales y que puede escribirse

$$DN_{pb} = \text{int}[K_b \iiint L_\lambda(x, y) d\lambda dx dy + \text{offset}] \quad (3.21)$$

Donde las funciones de respuesta del sensor se combinan con las demás constantes en la única constante K_b . Las integrales de la ecuación 3.21 se encuentran en la banda espectral efectiva y el GIFOV eficaz. Por tanto, tenemos, a pesar de cuantificación, una relación lineal entre DN y al sensor de luminosidad. Si simplificamos aún más la notación llamando a la banda y espacio integrado en el sensor de luminosidad en un pixel p en particular en la banda b , podemos escribir

$$DN_{pb} = K_b L_{pb} + \text{offset}_b \quad (3.21)$$

Esta simplificación se refiere a los DN de imagen directamente a los resplandores en-sensor, integrado en el paso de banda espectral efectiva y GIFOV. La inversión de la ecuación 3.21 para obtener los valores de radiancia de la banda de la imagen DN se conoce como la calibración del sensor o “calibración al resplandor”.

3.5 Distorsión geométrica.

Hemos estado abordando las características del sensor que afectan la calidad radiométrica de las imágenes. Lo cual es importante para responder a la pregunta ¿Qué estamos mirando? Y ¿Dónde estamos buscando? La respuesta a estas preguntas está determinada por las características geométricas de las imágenes, que a su vez son fijados por la órbita, altitud de la plataforma, propiedades del escáner y la rotación de la tierra y forma. A modo de referencia ideal se considera los métodos convencionales de imagen fija con una escena fija. Si la escena es un patrón de cuadrícula regular y plana, y las ópticas de la cámara no tienen distorsión, la imagen también será una rejilla regular, correcta, excepto para la escala uniforme en virtud del aumento de la cámara. Ahora se tiene la cámara de un escáner Pushbroom, moviéndose a través de la escena en una altitud constante recta y la ruta de la velocidad. La imagen resultante será geoméricamente idéntica al del caso.

3.5.1 Sensores de modelos de ubicación.

Las órbitas de la mayoría de los satélites de teledetección terrestres son casi circular porque se desea una imagen de escala constante. Para el modelado preciso de los satélites se puede considerar constante el tiempo (por ejemplo $1,0153 \times 10^{-3}$ radianes/segundo para el Landsat1 y 2)

3.5.2 Modelos de attitude del sensor.

Un pequeño cambio en la orientación de la plataforma puede dar lugar a un gran cambio en la ubicación visualizada en el suelo debido al “brazo de palanca” de largo de la aeronaves de gran altitud o sensores satelitales. Para ver esto, calcular el ángulo correspondiente a la GSI entre dos píxeles vecinos (ver Tabla 3.1) cualquier cambio en la posición del satélite en esta cantidad resultara en un cambio de un pixel en la ubicación. Los sensores de alta resolución civiles tienen el mayor control de altitud y presentación de informes requeridos. La actitud se expresa con tres ángulos de rotación de la plataforma: Balanceo, cabeceo y guiñada. Estos se muestran por una convención de sistemas de coordenadas ver en la Figura 3.11. Varios esquemas se utilizan para la posición del satélite de control dentro de los límites especificados, incluyendo sensores de horizonte. Los valores reales de balance, cabeceo y guiñada se muestrean y se registran los datos de la imagen. Por desgracia, estos datos no siempre están disponibles para el usuario final.

system	altitude (km)	in-track GSI (m)	angle (mrad)
AVHRR	850	800	0.941
Landsat-4,-5 TM (multispectral)	705	30	0.0425
SPOT-1 to -4 (multispectral)	822	20	0.0243
Landsat-7 ETM+ (panchromatic)	705	15	0.0213
SPOT-5 (multispectral)	822	10	0.0122
SPOT-5 (panchromatic)	822	5	0.00608
OrbView-3 (panchromatic)	470	1	0.00213
IKONOS (panchromatic)	680	1	0.00147
QuickBird (panchromatic)	450	0.6	0.00133

Tabla 3.1 El ángulo entre dos pixeles adyacentes de una serie de sensores. AVHRR y Landsat no orientable, y todos los otros sensores son orientables. [1]

A pesar de la orientación de la nave espacial no se comporta de una manera predecible dentro de los límites controlados de excursión, es decir, no es sistemática, por lo general puede suponerse que es un cambio lento en función del tiempo. Algunos éxitos se han logrado mediante el modelado de la variable actitud, α (que representa balance, cabeceo o de guiñada) con una serie de polinomios de potencia, durante periodos de tiempo de varios cuadros de imagen para TM y para las tramas individuales SPOT

$$\alpha = \alpha_0 + \alpha_1 t + \alpha_2 t^2 \dots \dots \quad (3.22)$$

La orientación de los sensores de la nave está sujeta a grandes cambios de viento y la turbulencia. Si una plataforma estabilizada giroscopio no se utiliza para el sensor, la imagen resultante puede contener distorsiones severas ver Figura 3.12

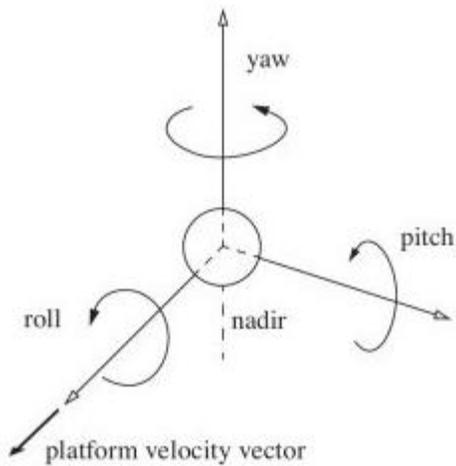


Figura 3.2 Definiciones convencionales para los tres ejes de la actitud de una plataforma de sensor, se debe utilizar un sistema de coordenadas de mano derecha. [2]

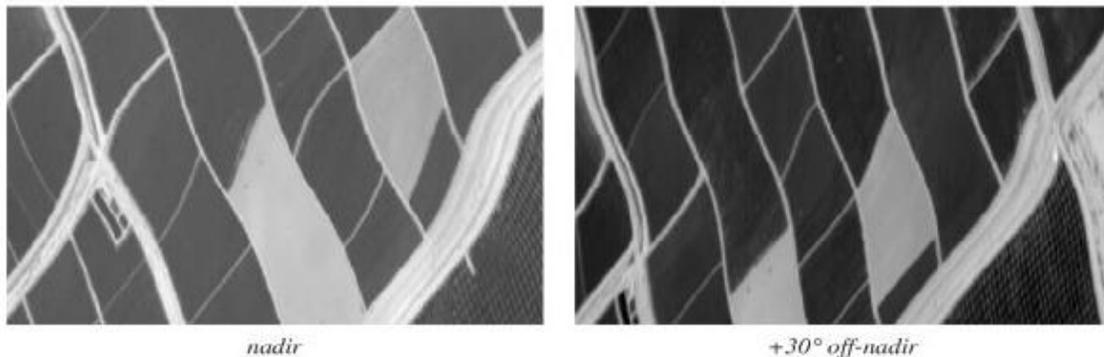


Figura 3.3 ASAS Airborne imágenes de Maricopa Farm, cerca de Phoenix, Arizona, una tomada en nadir y el otro a 30° fuera de nadir. Se tiene en cuenta como los cambios en los patrones de distorsión dentro de y entre las dos imágenes, lo cual indica un cambio continuo en la actitud de la plataforma de aeronaves con el tiempo. [2]

3.5.3 Modelos de escáner.

Las distorsiones inducidas por el escáner son uno de los factores más fáciles de modelar, ya que por lo general puede ser descrito por una función de tiempo fijo. Por ejemplo, el SMS tiene una velocidad de exploración de espejo no lineal que fue bien documentado. El efecto de esto fue para causar un desplazamiento sinusoidal como de píxeles a través de cada exploración, con un error máximo de alrededor de $\pm 400\text{m}$ cerca del punto medio de la exploración a cada lado de nadir. Mientras tales distorsiones son consistentes a lo largo de una imagen y de la órbita-a-órbita que pueden ser fácilmente calibrados y corregidos.

Los escáneres whiskbroom tienen más distorsiones inherentes que los escáneres Pushbroom porque tienen piezas móviles. El pixel de posicionamiento transversal a la trayectoria se determina por el movimiento espejo de exploración que se acopla con movimiento del satélite para determinar el posicionamiento de píxeles en-pista. Un escáner Pushbroom, ya sea de tipo lineal o matriz, por otro lado, tiene rígida transversal a la trayectoria geométrica que esta esencialmente desacoplada de la geometría en pista. Algunas de las fuentes más importantes de distorsión del escáner se resumen en la Tabla 3.2

sen-sor	source	effect on imagery	maximum error	reference(s)
MSS	non-unity aspect ratio sampling	cross-track versus in-track scale differential	1.41:1	USGS/NOAA, 1984
	nonlinear scan mirror velocity	nonlinear cross-track distortion	±6 pixels	Anuta, 1973; Steiner and Kirby, 1976
	detector offset	band-to-band misregistration	2 pixels between bands	Tilton <i>et al.</i> , 1985
TM	focal plane offset	misregistration between visible (bands 1–4) and IR (bands 5–7)	–1.25 pixels	Bernstein <i>et al.</i> , 1984; Desachy <i>et al.</i> , 1985; Walker <i>et al.</i> , 1984
SPOT	detector element misalignment	in-track and cross-track pixel-to-pixel positional error	±0.2 pixels	Westin, 1992

Tabla 3.2 Ejemplos de distorsiones internas especificadas del sensor. Se advierte al lector que algunas mediciones de distorsión se hicieron a partir de imágenes de tierra-procesado, y que se requiere una lectura cuidadosa de la referencia indicada antes de asumir los errores que se aplican a todas las imágenes de un sensor determinado. Por ejemplo, el registro erróneo plano interfocal de TM se da a registrar con una precisión de 0.5pixel debido a la mejora de procesamiento de tierra [1]

3.5.4 Modelo Tierra

Aunque las propiedades geométricas de la tierra son independientes del sensor, estas interactúan íntimamente a través del movimiento orbital del satélite. Hay dos factores a considerar aquí. Una de ellas es que la tierra no es una esfera exacta, sino que es algo achatada, con el diámetro ecuatorial más grande que el diámetro polar. En muchos modelos de formación de imágenes por satélite, se calcula la intersección del vector de vista del sensor con la superficie de la tierra, por tanto la forma exacta de la tierra es importante. La Tierra elipsoide se describe por la ecuación,

$$\frac{P_x^2 + P_y^2}{r_{eq}^2} + \frac{P_z^2}{r_p^2} = 1 \quad (3.23)$$

Donde P_x, P_y, P_z son las coordenadas geocéntricas de cualquier punto P en la superficie ver Figura 3.13, es el radio ecuatorial r_{eq} es el radio polar. La latitud y longitud geodésica, tal como figura en los mapas, están relacionadas con los componentes de la P.

$$\varphi = \text{asen}\left(\frac{P_z}{r}\right) \quad (3.24)$$

Y

$$\lambda = \text{atan}\left(\frac{P_y}{P_x}\right) \quad (3.25)$$

Donde r es el radio local de la tierra en el punto P.

$$\varepsilon = \frac{r_{eq}^2 - r_p^2}{r_{eq}^2} \quad (3.26)$$

La excentricidad de una esfera es cero. Algunas propiedades básicas de la tierra se muestran en la Tabla 3.3 para referencia. Los parámetros como los radios son actualizados periódicamente a medida que las naves espaciales precisas de mediciones estén disponibles.

El segundo factor es que la tierra gira a una velocidad angular constante, mientras que el satélite se mueve a lo largo de su órbita y escaneo ortogonal a la misma, la tierra se mueve debajo de oeste a este. La velocidad en la superficie es,

$$v_0 = \omega_e r_e \cos\varphi \quad (3.27)$$

Donde r_e es el radio de la tierra y φ es la latitud geodésica. Desde satélites como el Landsat y SPOT tienen la inclinación de órbita, i , de alrededor 9.1° de los polos, la rotación de la Tierra no es exactamente paralela a los análisis Cross-track. La velocidad de rotación tierra proyectada en la dirección de exploración se reduce por lo tanto,

$$v_e = v_0 \cos(i) = 0.98769v_0 \quad (3.28)$$

Los parámetros más importantes para el modelado de la tierra-órbita se muestran en la figura 3.13. Los tres vectores, \mathbf{s} , \mathbf{g} y \mathbf{p} forman el "triángulo de la observación fundamental" y obedece a la "ecuación vectorial look"

$$\mathbf{p} = \mathbf{s} + \mathbf{g} \quad (3.29)$$

parameter	value
equatorial radius	6,378.137 km
polar radius	6,356.752 km
equatorial circumference	40,075.02 km
polar circumference	39,940.65 km
eccentricity	0.00669
angular velocity	7.2722052×10^{-5} rad/sec

Tabla 3.3 Parámetros útiles para la “figura de la Tierra”, y su velocidad de rotación. Los valores dimensionales son del Sistema Geodésico de referencia (GRS80) [1]

La órbita que se muestra en la figura 3.13 es una órbita nodo descendente, que es más común entre la Tierra satélites de teleobservación. Para el satélite Terra NASA, resulta en una mañana de cruce de la ecuación de norte a sur a las 10:30 AM en el lado iluminado de la tierra. El satélite Aqua de la NASA se encuentra en una órbita nodo ascendente lo que resulta en una tarde ecuador cruza de sur a norte a las 1:30AM. Esta combinación de orbitas proporciona medidas complementarias del mismo día por Terra y Aqua, sensores, así como por la tarde las mediciones atmosféricas de sensores aguamarina cuando los efectos solares forman un patrón cruzado.

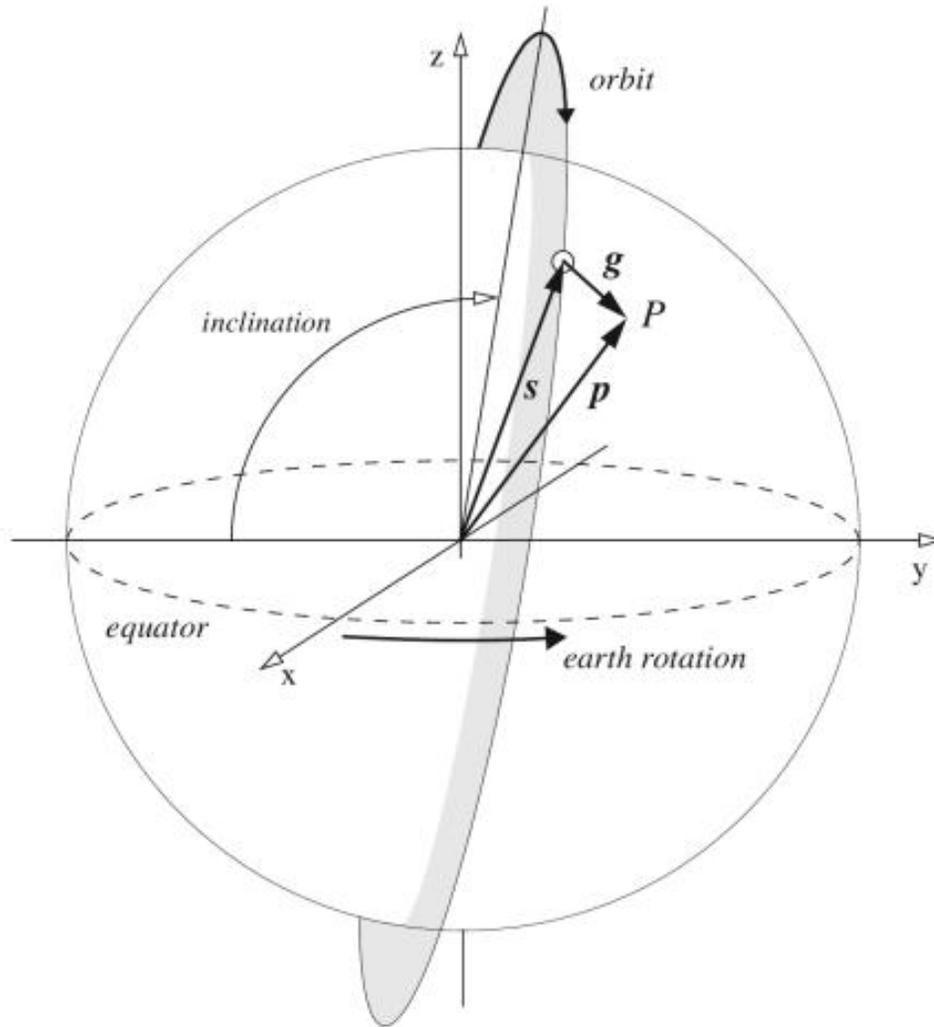


Figura 3.4 Los parámetros clave para el modelado de la geometría de la imagen de un satélite en órbita alrededor de la Tierra en una órbita casi polar descendente en el lado iluminado por el sol, como el utilizado por el Landsat y Terra. La inclinación es el ángulo entre el plano ecuatorial y el plano orbital y se trata de 98° para los satélites de teledetección sol-síncronas. Un sistema de coordenadas geocéntricas fija (no giratoria) se define por (x, y, z) . Los tres vectores en que definen el sistema de localización por satélite, la dirección de la vista de un punto P en particular en la superficie de la Tierra (g) y la ubicación P (p). [3]

3.5.5 Línea y escaneo geométrico Whiskbroom.

El muestreo pixel perpendicular a la derrota esta en incrementos de tiempo fijos para la línea o whiskbroom escáneres, que, dada la velocidad de exploración constante, resulta en incrementos angulares fijos $\Delta\Theta$, donde Θ es el ángulo de exploración de nadir. En el escáner lineal y whiskbroom, la cruz-pista GSI por lo tanto varia a través de la exploración, cada vez con el aumento del ángulo de barrido.

$$flat\ earth: \frac{GSI_f(\theta)}{GSI_0} = \left[\frac{1}{\cos(\theta)} \right]^2 \quad (3.30)$$

Suponiendo de nuevo una tierra plana. Esta aproximación es exacta para un ángulo de exploración bastante grande, incluso a la altura de la AVHRR ver Figura 3.14. Sin embargo en ángulos más grandes la curvatura de la tierra debe tenerse en cuenta y la ecuación de la perpendicular a la trayectoria

$$flat\ earth: \frac{GSI_f(\theta)}{GSI_0} = \left[\frac{H+r_e(1-\cos\phi)}{H\cos(\theta)\cos(\theta+\phi)} \right]^2 \quad (3.31)$$

Donde ϕ es el ángulo geocéntrico correspondiente al punto de la superficie en el ángulo de exploración y se da como,

$$\phi = \text{asen}\{[r_e + H]\text{sen}(\theta)\} - \theta \quad (3.32)$$

3.7.6 Geométrico escaneo Pushbroom

El GSI perpendicular a la trayectoria de Pushbroom escáneres no varía en la misma forma que los escáneres whiskbroom, suponiendo que el sistema de formación de imágenes tiene aumento constante a través de la matriz de detectores lineales ver Figura 3.15. En un sistema Pushbroom cada línea perpendicular a la derrota de la imagen se forma ópticamente como en una cámara de fotograma convencional. Los elementos detectores están igualmente espaciados a una distancia W a través de la matriz y por lo tanto la cruz-pista cambia IFOV a través de la matriz, es decir, como una función de la vista del ángulo de corte.

$$flat\ earth: GSI_f = w x \frac{H}{f} \quad (3.33)$$

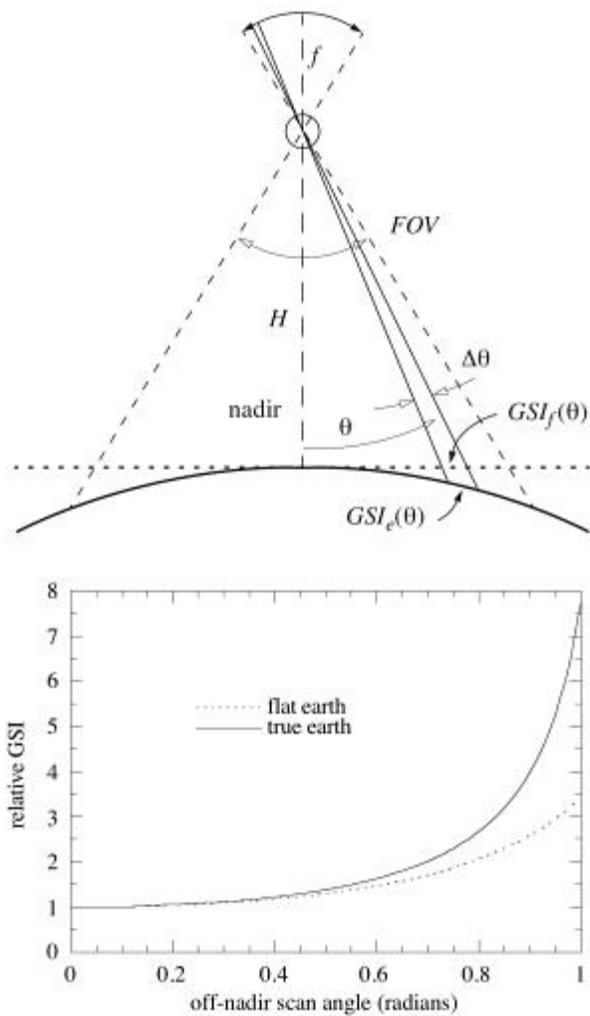


Figura 3.5 La Línea y la geometría del escáner whiskbroom en la dirección perpendicular a la trayectoria utilizan para derivar la ecuación 3.30 y la ecuación 3.31. Los datos a lo largo de la exploración se muestrean a un intervalo de tiempo fijo para crear pixeles. Suponiendo que la velocidad de rotación de exploración es constante, el intervalo de tiempo fijo correspondiente en un intervalo angular fijo $\Delta\vartheta$. Por lo tanto la ruta transversal GSI aumenta con el aumento de ϑ , como se muestra a continuación a una altura de 850kilometros. La aproximación de la tierra plana es bueno dentro de 4% a un ángulo de lectura de alrededor de 0,4 radianes o 23°. [3]

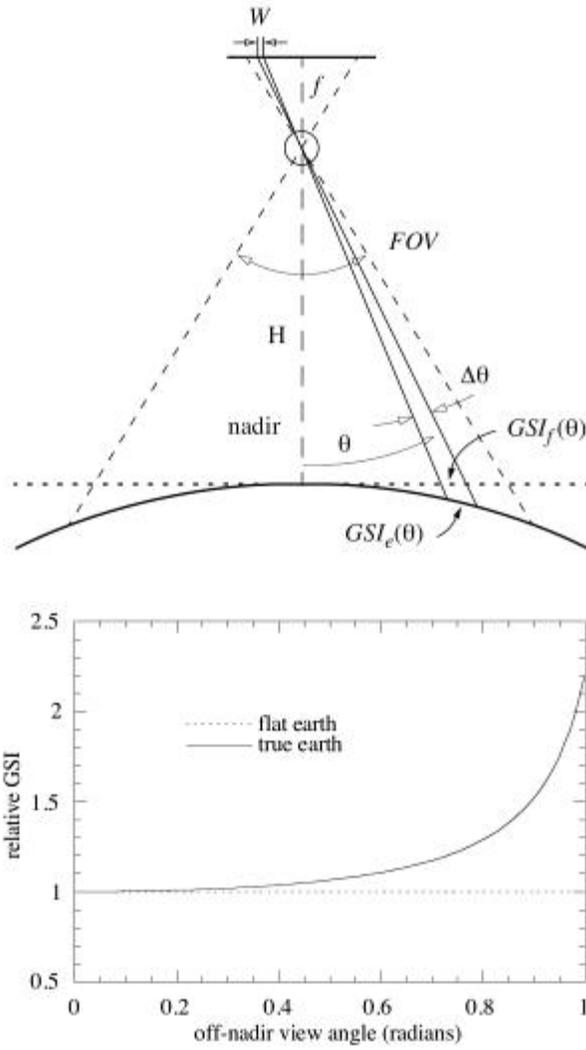


Figura 3.6 La cruz-pisa GSI es constante en la aproximación tierra plana, pero aumenta con la opinión de ángulo ϑ de la verdadera Tierra esférica. La altitud utilizada es 832 kilómetros correspondiente a los satélites SPOT [1]

[1] Robert A. Schowengerdt, REMOTE SENSING models and methods for image Processing, Third edition 2006.

[2] Wiley J. Larson, Space Mission Analysis and Design. Third edition 1999.

[3] Herbert J. Kramer, Observation of the Earth and its Environment, Third Edition 1996

4 Análisis y dimensionamiento de la carga útil

Introducción

El proyecto se basa en el diseño de un satélite artificial en órbita baja (*Low Earth Orbit* o LEO). Nos centraremos en los puntos básicos a tratar a lo largo del desarrollo de cualquier misión: el estudio de las posibles órbitas que consideramos idóneas para su desarrollo, el número de satélites que se requerirá, en muchos aspectos acerca de la vida útil del satélite, en las necesidades de la misión tales como las relativas a la incidencia de la radiactividad y los efectos de un posible frenado debido a la atmósfera (*drag*). También se considera su carga útil y trataremos los detalles que surgen al desarrollar un proyecto de esta naturaleza. La utilidad o misión del satélite determinará sus principales características y limitará los aspectos que nos permitirán explotar al máximo las opciones del software y las herramientas de las que disponemos. Éstas tienen una inclinación de 90 grados en referencia al plano ecuatorial terrestre, es decir que cada doce horas sobrevuelan una de las dos zonas polares variando ligeramente su azimut de tal manera que aproximadamente en 14 días se consiga sobrevolar toda la superficie terrestre.

Existen satélites polares que ya se encuentran en órbita en la actualidad, muchos de ellos siguen una inclinación exacta de 90 grados pero algunos de ellos se mueven alrededor de los 80 y los 100 grados. Los satélites con órbitas en este rango de inclinación son utilizados mayoritariamente para vigilancia, estudios meteorológicos y cartográficos.

Dichos objetivos determinan que se utilicen órbitas LEO (*Low Earth Orbit*), entre los 400 km y los 800km de distancia sobre la superficie terrestre (termosfera y exosfera), aunque la teoría general de órbitas LEO los sitúa hasta los 1500km de altura. Algunos ejemplos de misiones en órbita LEO son: "*The International Space Station*" que se encuentra entre 319.6 km y los 346.9 km, IRIDIUM (para el uso en la telefonía móvil), que es una constelación de 66 satélites LEO los cuales se encuentran a una altitud de 725-1450 Km, Envisat un satélite de control ambiental que está a unos 790 km de altura con una variación de 10km. Estos, junto a la "*Disaster Monitoring Constellation*" el "*RapidEye*" y el "*Orbcom*", son las constelaciones LEO más conocidas.

Pensando en la altura a la que hay que situar las órbitas del satélite, junto con la necesidad de una resolución mínima, las órbitas LEO parecen la respuesta acertada a estas limitaciones.

No menos importante es la manera en que afecta el frenado debido a la atmósfera, o *drag*, en la vida útil y en la trayectoria de nuestro satélite, así como la radiación sobre todos los componentes electrónicos, en particular sobre los detectores (las CCD) y los paneles solares. El gran margen de alturas nos permite estudiar cómo en órbitas LEO muy bajas la atmósfera nos protege de la radiación, pero el satélite se ve más afectado por la resistencia atmosférica, y en órbitas más altas sucede al contrario.

Para calcular y mostrar nuestros resultados nos apoyaremos en dos software de libre acceso como son SPENVIS y STK.

4.1 Efectos del DRAG.

Las fuerzas principales que afectan a los objetos que orbitan alrededor de la Tierra son el peso y la resistencia atmosférica. En los casos en que el objeto se encuentra a una distancia considerable, puede verse afectado también por las fuerzas gravitatorias de otros cuerpos como la Luna o Venus y Marte, incluso. El *drag* es la palabra inglesa que se suele utilizar para describir la resistencia atmosférica. Sabemos que el *drag* afecta al satélite por el simple hecho de que éste atraviesa la atmósfera, y hace que el satélite descienda hasta producirse su colisión con la superficie de la Tierra. Puesto que el *drag* está causado por la atmósfera, según la altura a la que esté situado nuestro objeto, éste se verá afectado en mayor o menor medida.

La expresión que se utiliza para calcular la resistencia o *drag* es la siguiente:

$$D = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot v^2 \cdot S \cdot C_D \dots\dots\dots 4.1$$

donde ρ es la densidad del aire y varía según la zona de la atmósfera en la que nos encontremos, v es la velocidad del objeto, S es la superficie del objeto y C_D es el coeficiente de resistencia o *drag*. En nuestro caso C_D tendrá siempre el valor 2.2, ya que es el valor estándar que se utiliza en los satélites. En cuanto a la superficie y la masa del satélite, iremos variando éstas según el coeficiente balístico que nos convenga para realizar un estudio lo más realista posible. Como podemos ver en la Figura 4.1, si queremos que la vida útil del satélite sea elevada, debemos indicar un coeficiente balístico alto para alturas de 200 y 300 km, y coeficientes inferiores para la altura de 700 km. Es debido a que a mayor coeficiente balístico, menor resistencia aerodinámica⁷.

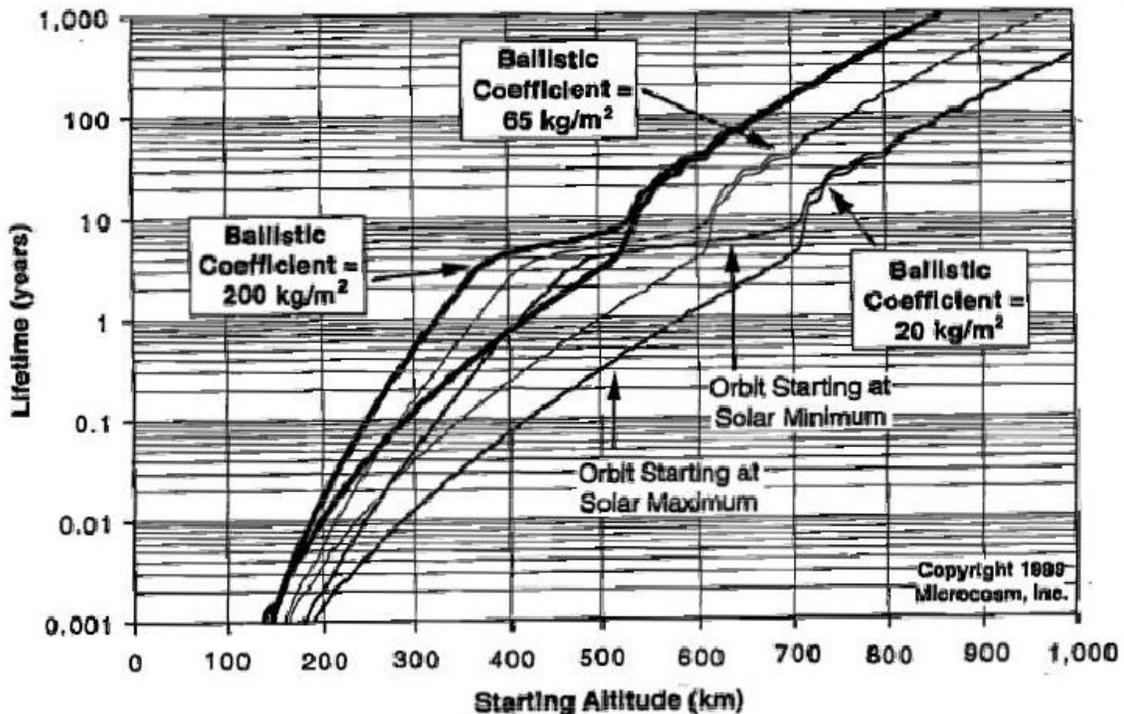


Figura 4.1 Gráfico del coeficiente balístico respecto a la altitud inicial y la vida útil del satélite. [1]

⁷ Coeficiente balístico: es la medida de la capacidad de un cuerpo de superar la resistencia del aire en vuelo. Su expresión es: $m/(A \cdot C_D)$

Astrogator, realiza los cálculos del drag. Automáticamente y nos ofrece como datos de salida los parámetros de la órbita resultante en función del tiempo. En particular varía internamente los efectos en la altura dependientes del drag, simulando su descenso a través de las capas de la atmósfera. Con el objetivo de poder visualizar este efecto de descenso (sobre todo en las órbitas más bajas) hemos comparado nuestros resultados calculados con drag con los de la órbita que resultaría de una atmósfera ideal sin resistencia, esto es, con $C_D = 0$. Para entender los gráficos comparativos que hemos realizado conviene saber el porqué de la utilización de los semiejes mayores para analizar las alturas de satélite. La opción más inmediata y la que se tomó en primer lugar fueron las alturas en función del tiempo directamente. Pero al hacer esto llegamos a que no obteníamos los resultados que esperábamos. En este punto se llegó a la conclusión de que debido a las perturbaciones de la Tierra, la órbita que simulábamos no era circular, tal y como esperábamos. Como se aprecia en la Figura 4.2, la Tierra no es esférica sino que es un geoide, esto es, una representación del planeta que tiene en cuenta las variaciones de la gravedad en su superficie, considerando el nivel del mar en reposo.



National Aeronautics and Space Administration
Earth Science Enterprise
<http://earth.nasa.gov>

Studying Earth's Gravity Field from Space

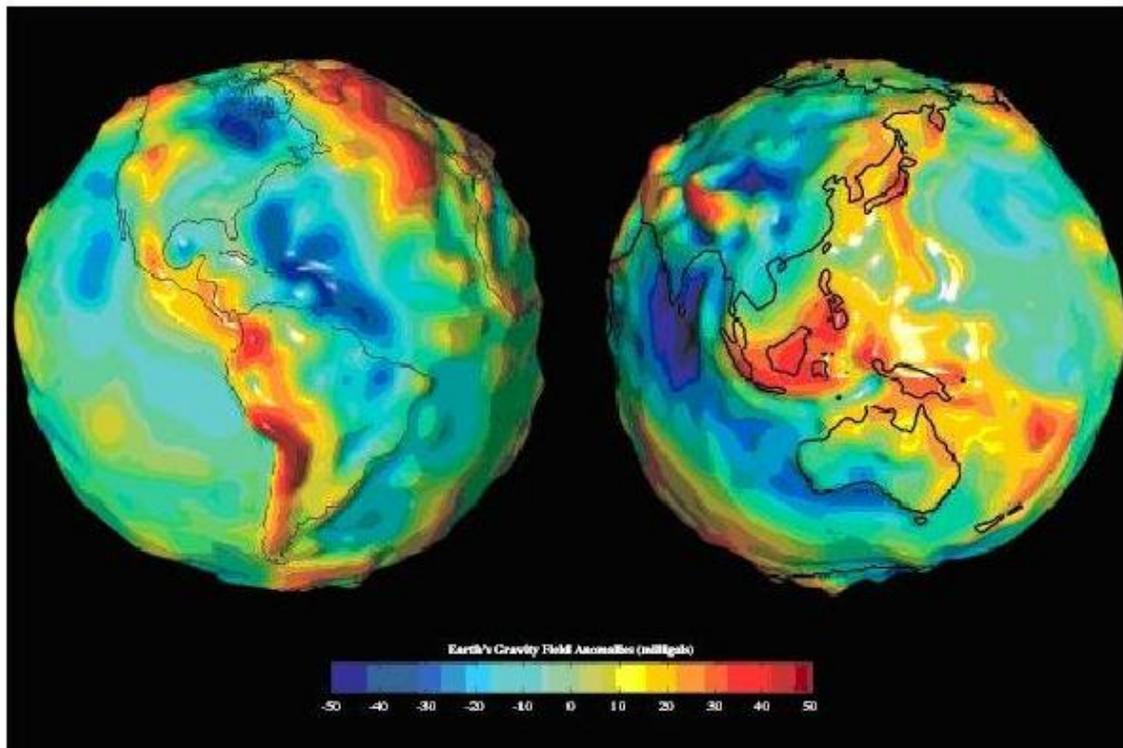


Figura 4.2 Mapa que muestra la onda del campo gravitacional de la Tierra obtenida por la misión de la NASA, GRACE ("Gravity Recovery And Climate Experiment"). [2]

Era por esa razón que las medidas de las alturas estaban contaminadas por las variaciones en los elementos orbitales clásicos. Analizamos así los semiejes mayores de la órbita y comprobamos que no sufrían esas variaciones y nos servirían para nuestros estudios. En nuestro caso el semieje mayor de la elipse correspondía casi al radio del círculo de la órbita, lo que significa que obtenemos un dato compuesto del radio de la Tierra más la altura del satélite⁸.

4.1.1. Satélite a alturas bajas (200-300 km)

Para poder analizar los resultados de las simulaciones del programa se probó primero con valores de alturas bajas, ya que por el rozamiento con las capas bajas de la atmosfera, el satélite desciende más rápidamente. Elegimos valores de 200 y 300 km, ya que es la mínima altura a la que un satélite podría orbitar. Sabemos que la órbita está afectada por la forma de la Tierra, que no es perfectamente esférica, y el potencial generado por ésta causa variaciones periódicas en todos los elementos orbitales. Los efectos más notables son las variaciones seculares en la ascensión recta del nodo ascendente y el argumento de perigeo, debido a la Tierra aplastada en los polos, representado por el término J_2 . La relación de cambio de la ascensión recta del nodo ascendente debido a J_2 es:

$$\dot{\Omega} = -1'5nJ_2\left(\frac{R_T}{a}\right)^2(1 - e^2)^{-2} \dots\dots\dots 4.2$$

$$\cong -2'06474 \cdot 10^{14} a^{-7/2} (\cos i)(\cos i)(1 - e^2)^{-2} \dots\dots\dots 4.2$$

Dónde: Ω es la variación de la ascensión recta del nodo ascendente en grados/día, $J_2 = 0.00108263$, R es el radio de la Tierra, a es el semieje mayor en km, i es la inclinación y e es la excentricidad. En nuestro caso el término e es 0, ya que se trata de una órbita elíptica, y Ω es un grado por día para seguir una órbita sincronizada con el Sol. La ecuación simplificada para calcular la inclinación será:

$$i = \cos^{-1} \left(\frac{-a^{-7/2}}{2'06474 \cdot 10^{14}} \right) \dots\dots\dots 4.3$$

Así se puede calcular la inclinación respecto al semieje mayor de la órbita en el caso de un satélite sincronizado con el Sol, para realizar los 360 grados alrededor de la Tierra en más o menos un año.

Una vez que tenemos estos datos básicos de la órbita nos queda adaptar el coeficiente balístico del satélite para estas alturas. Al estar en una órbita tan baja necesitamos un coeficiente balístico alto. Para ello supondremos como masa del satélite 1000 kg y $2m^2$ de área.

⁸ En Astrogator se toma como radio de la Tierra: 6378,14 km.

Caso 1: altura de 200 km

Para esta altura, según la ecuación 4.2, tenemos una inclinación de 96,42 grados y un semieje mayor de 6578,14 km.

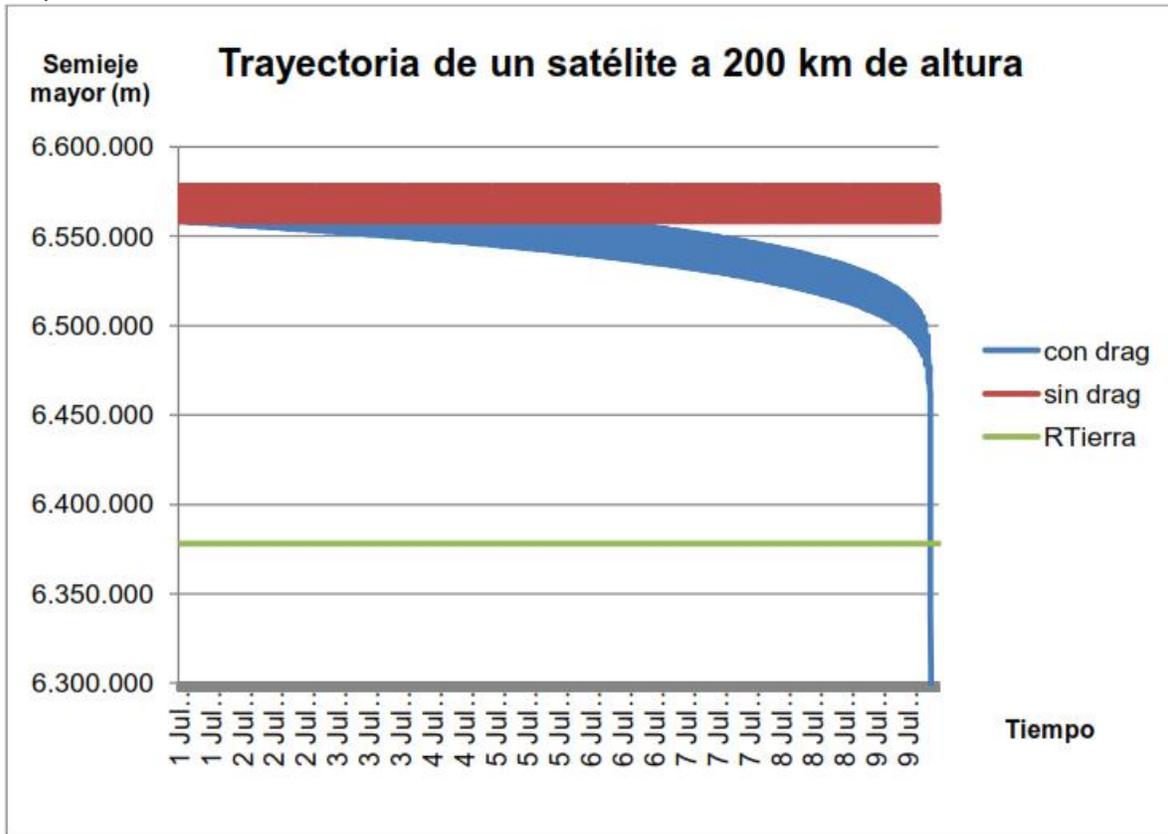


Figura 4.3 Gráfico de la trayectoria de un satélite a 200 km de altura. En la línea azul se observa la trayectoria con drag, en la roja la trayectoria sin drag y en la verde observamos en qué punto estaría la superficie de la Tierra.

En la Figura 4.3 se puede observar cómo desciende el satélite después de 9 días desde su lanzamiento (línea azul). El satélite empieza su misión el 1 de Julio a las 12.00h y se observa que el 9 de Julio a las 21:45:30 h tendría lugar la colisión con la superficie de la Tierra. Es decir, su viaje sería tan solo de 8 días y 9h 45min 30s exactamente.

Caso 2: altura de 300km

Veremos que 100 km más arriba cambia la vida útil del satélite. En este caso introducimos una inclinación de 96,77 grados y un semieje mayor de 6678,14 km.

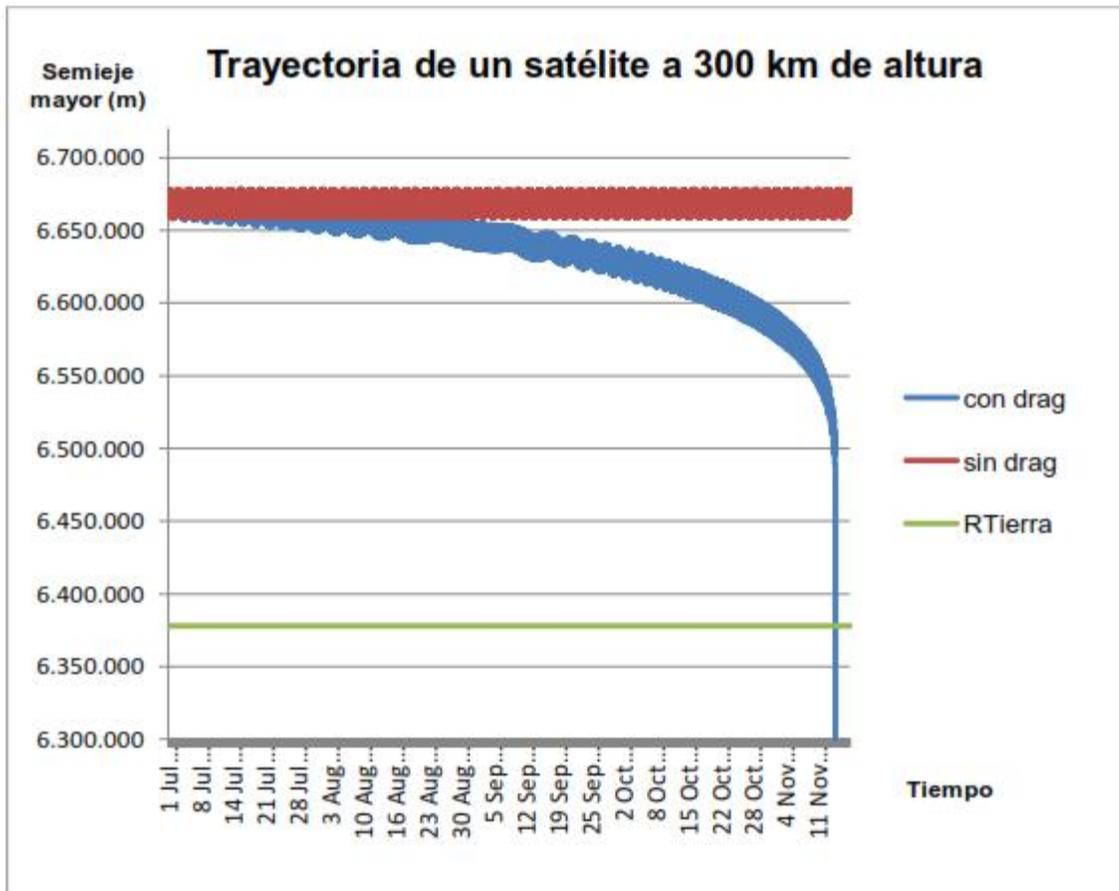


Figura 4.4 Gráfico de la trayectoria de un satélite a 300 km de altura. En la línea azul vemos la trayectoria con drag, en la roja la trayectoria sin drag y en la verde se observa en qué punto estaría la superficie de la Tierra.

La Fig 2.4 muestra cómo la trayectoria de descenso es muy parecida a la de 200 km (línea azul). Pero en este caso su viaje tiene una mayor duración. Colisiona con la superficie de la Tierra a las 14:13:22 h del 14 de noviembre, 4 meses 13 días y 2h 13min 22s después de su lanzamiento. Además se ha podido comprobar cuál sería la trayectoria ideal sin la resistencia de la atmósfera: se mantendría entre los 300 y los 281 km más o menos (línea roja de la Figura 4.4).

4.1.2. Satélite a 700 km de altura.

Una vez analizadas las alturas más bajas en las cuales podría actuar nuestro satélite, se trabajará con la altura ideal de los satélites de observación terrestre. La mayoría de estos satélites se encuentran alrededor de los 700km de altura, es por esta razón que hemos escogido esta órbita para nuestro satélite.

Lo siguiente que debemos hacer es indicar la inclinación que nos resulte más conveniente. Como se ha indicado anteriormente debemos utilizar la fórmula 4.3 para encontrar la inclinación que permita a nuestro satélite ser sincrónico con el Sol. Si la aplicamos con 7078,14km de semieje mayor obtenemos una inclinación de 98,3 grados, Se simuló a órbita de 98,3grados en STK y obtuvimos la siguiente imagen:

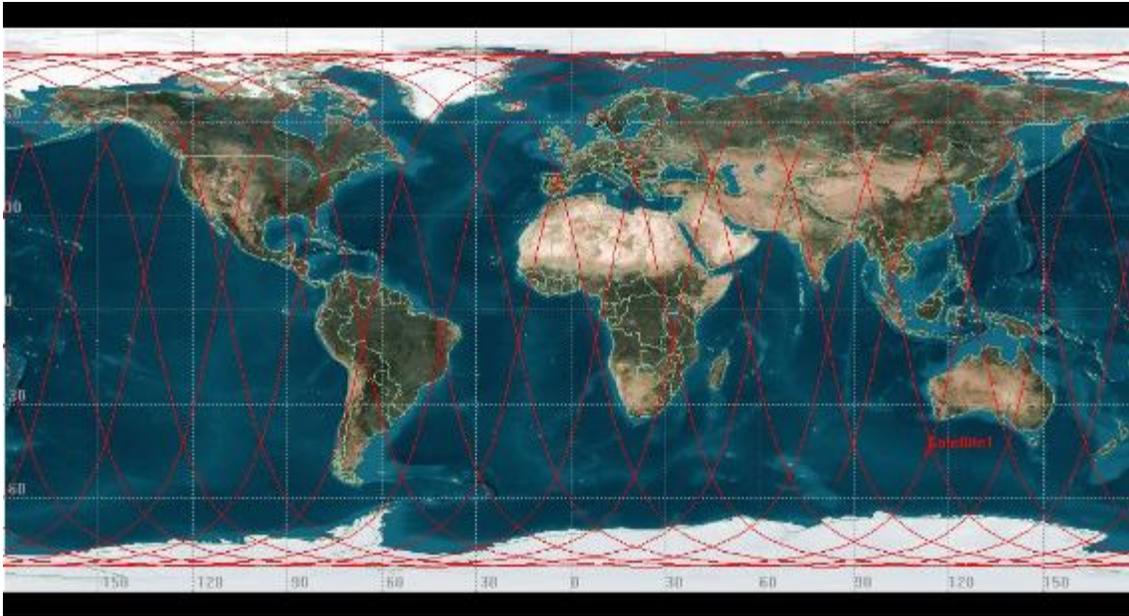


Figura 4.5 Imagen de STK en 2D de la órbita de un satélite a 700km de altura y con inclinación 98,3 grados.

Una vez introducidos los datos de la órbita en Astrogator se pueden realizar órbitas del tiempo que deseemos. Pero a la hora de obtener los resultados en los *report* se observa que el programa tiene un límite de datos posibles a extraer. Por ello decidimos hacer simulaciones de cada 3 meses y obtener más datos para realizar análisis más precisos del viaje total de nuestro satélite.

En cuanto al tiempo de duración de nuestra misión decidimos que 5 años era un viaje adecuado para lo que queríamos utilizar el satélite. Así, que se acabó de realizar 20 simulaciones en total. Para lo que se necesita extraer, a parte del *report* de los semiejes mayores, el de los datos de la órbita para poder simular cada segmento de órbita donde quedó la anterior.

El único dato que queda para poder iniciar las simulaciones es el coeficiente balístico de nuestro satélite a 700km. Como hemos visto en la Figura 4.1 para esta altura no necesitamos un coeficiente tan elevado. Para este caso indicaremos una masa de 500 kg en un área de $20m^2$

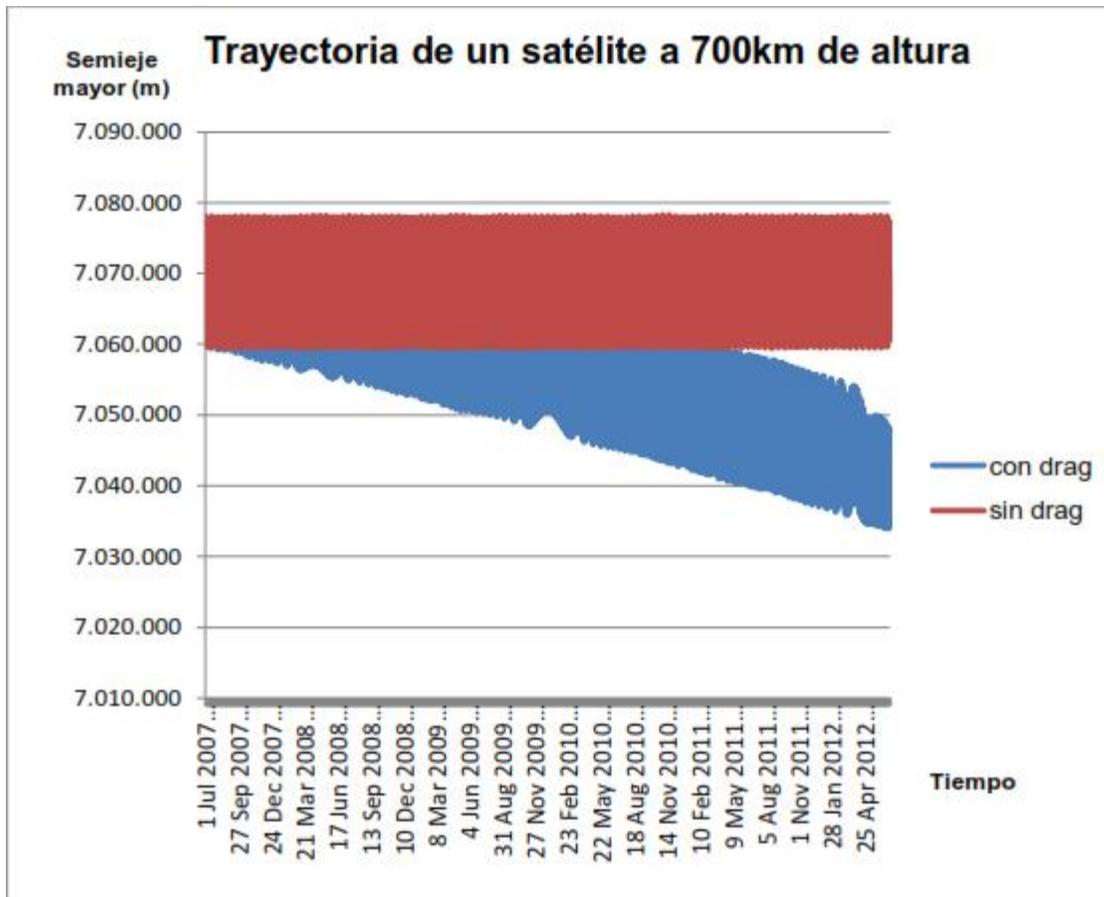


Figura 4.6 Gráfico de la trayectoria de un satélite a 700 km de altura. En la línea azul vemos la trayectoria con drag y en la roja la trayectoria sin drag.

Se puede apreciar en la Figura 4.6 cómo desciende la trayectoria del satélite, que se ve afectado por el *drag* de la atmósfera respecto a la trayectoria ideal sin resistencia aerodinámica. Su altura desciende unos 30km en 5 años. Esto no afecta a la vida útil de nuestro satélite, ya que se encuentra en una posición bastante superior al tiempo de pérdida de altura relevante, por lo que podríamos considerar la órbita adecuada para nuestro proyecto.

4.2 Análisis de las órbitas con SPENVIS

Teniendo elegidas las alturas necesarias para realizar nuestro estudio y con el máximo tiempo de vida útil obtenido con STK, para cada caso estudiamos los parámetros orbitales y adoptamos valores medios si es necesario. A continuación analizaremos con SPENVIS los tres casos ya estudiados con STK.

4.2.1. Caso 1: satélite a 200 km de altura con SPENVIS

En primer lugar consideraremos una simulación a 200 km de altura sobre la superficie de la Tierra. Los datos de la simulación son:

Altura: 200km	Periapsis: 0deg
E: 0deg	True anomaly: 90deg
Inclinación: 96.42deg	Asc. Of Node asc: 0deg

Según STK esta simulación dura algo más de 8 días puesto que el *drag* consigue que el satélite pierda altura a cada vuelta hasta llegar a chocar con la superficie terrestre. Así pues, ya que no podemos añadir *drag* a SPENVIS, se acotará la duración de la misión según los parámetros de STK.

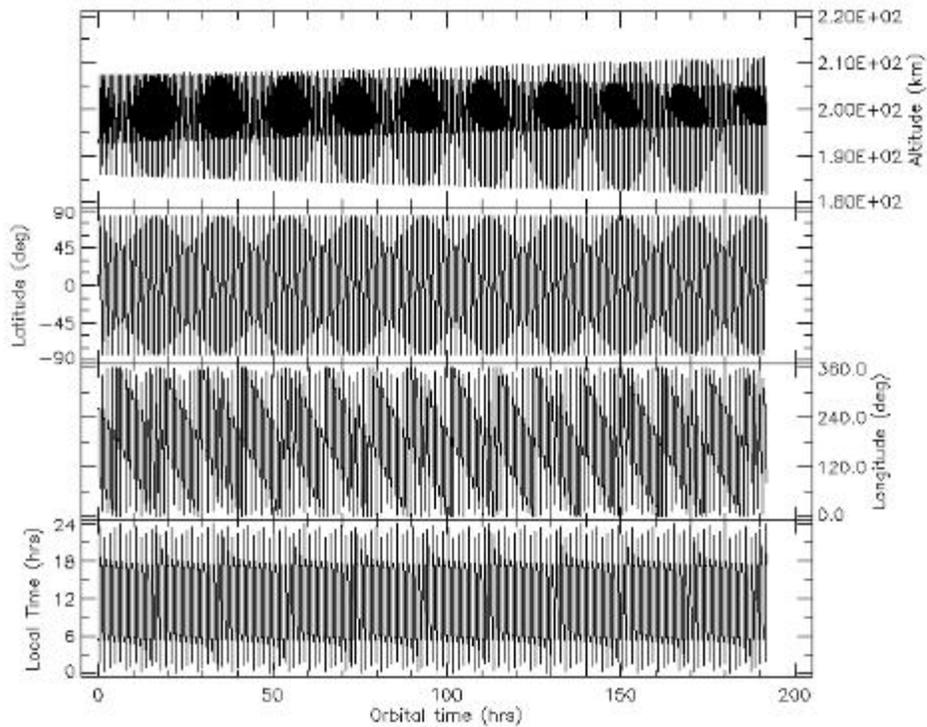


Figura 4.7 Gráfica altitud, latitud, longitud y local time en función del tiempo de órbita. Se puede comprobar cómo no existe efecto del drag ya que el satélite se mantiene fijo entre valores de 210 a 180 kilómetros de altura. 192h son 8 días.

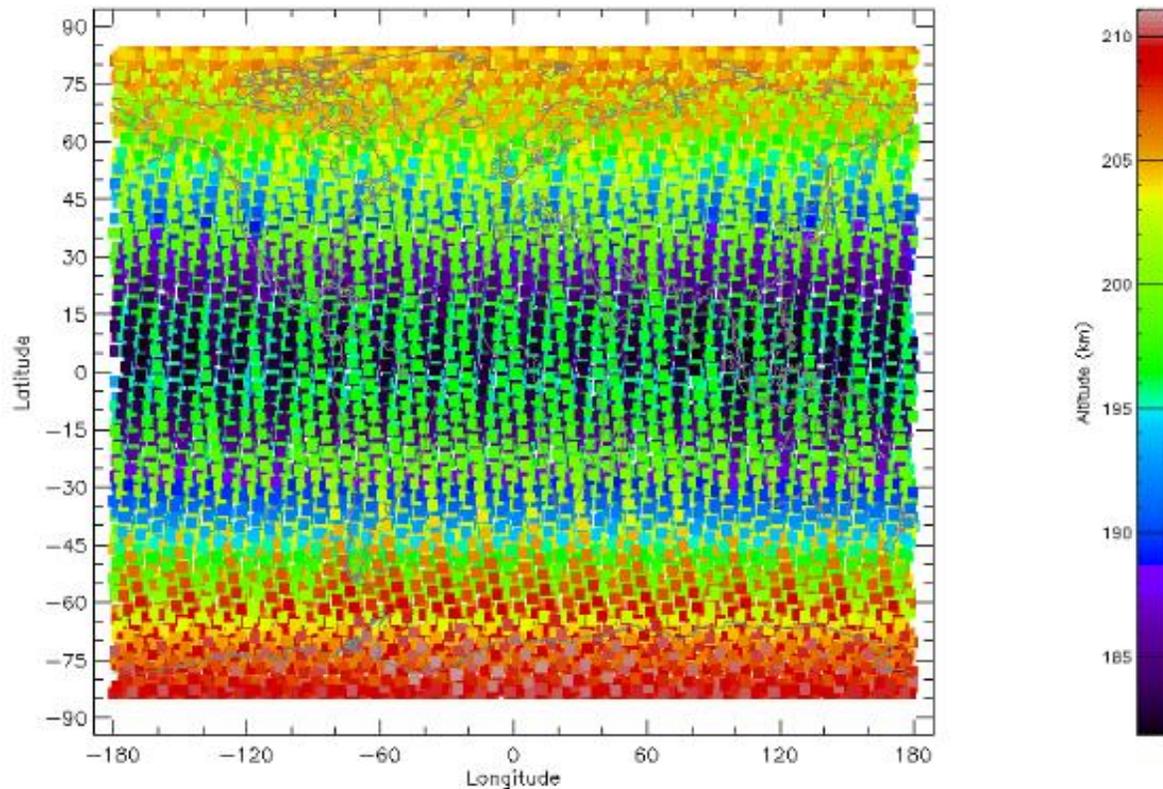


Figura 4.8 Gráfica sobre mapamundi. Latitud en función de longitud sobre las que ver la altitud del satélite en cada momento.

4.2.2. Caso 2: satélite a 300km de altura con SPENVIS

En segundo lugar tenemos una simulación a 300 km de altura sobre la superficie de la Tierra. Los datos de la simulación son:

Altura: 300km	Periapsis: 0deg
E: 0deg	True anomaly: 90deg
Inclinación: 96.77deg	Asc. Of Node asc: 0deg

Según STK esta simulación dura 4 meses y 13 días puesto que, como en el caso anterior, el *drag* consigue que el satélite pierda altura a cada vuelta hasta chocar con la superficie terrestre. Así pues, ya que no podemos introducir *drag* con el programa SPENVIS, acotaremos la duración de la misión según los parámetros de STK. A lo largo de los casi 5 meses de duración los valores como la inclinación y la excentricidad variarán, por lo que para su estudio en SPENVIS se tomarán los valores medios para cada mes. La inclinación varía hasta los 96,82 grados y el RAAN varía de 0 a 92,29 grados.

Number of mission segments: 5	
Segment 1: julio	
Orbit type: general	Orbit start: 1/7/2007 12:0:0
Trajectory duration: 30 day(s)	
Segment 2: agosto	
Orbit type: general	Orbit start: end of previous segment
Trajectory duration: 30 day(s)	
Segment 3: septiembre	
Orbit type: general	Orbit start: end of previous segment
Trajectory duration: 30 day(s)	
Segment 4: octubre	
Orbit type: general	Orbit start: end of previous segment
Trajectory duration: 30 day(s)	
Segment 5: nov	
Orbit type: general	Orbit start: end of previous segment
Trajectory duration: 15 day(s)	

Figura 4.9 Segmentos creados en SPENVIS para el desarrollo de los cálculos a 300 km.

La dificultad de trabajar con SPENVIS es precisamente que no permite hacer cálculos extensos en el tiempo. Así que los datos y gráficas que obtenemos son para cada segmento de un mes de duración⁹.

⁹Hemos utilizado *Gnuplot* como software de soporte para aunar gráficas y segmentos de las misiones.

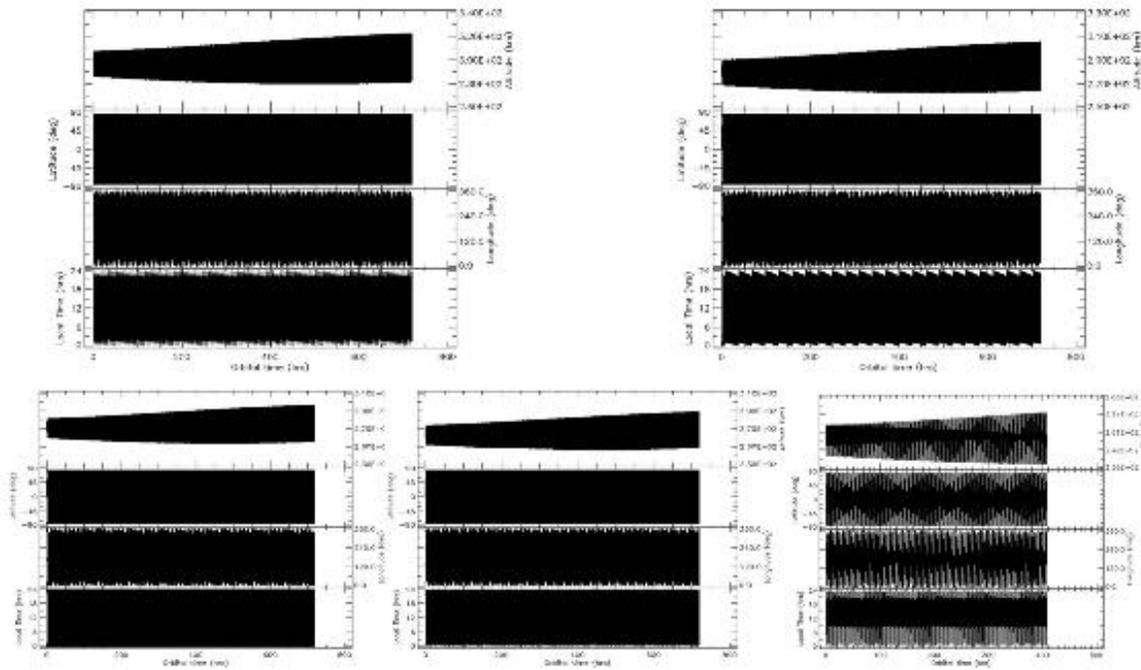


Figura 4.10 Gráficas en SPENVIS para cada uno de los segmentos. De izquierda a derecha y de arriba abajo numeramos del 1 al 5 segmento.

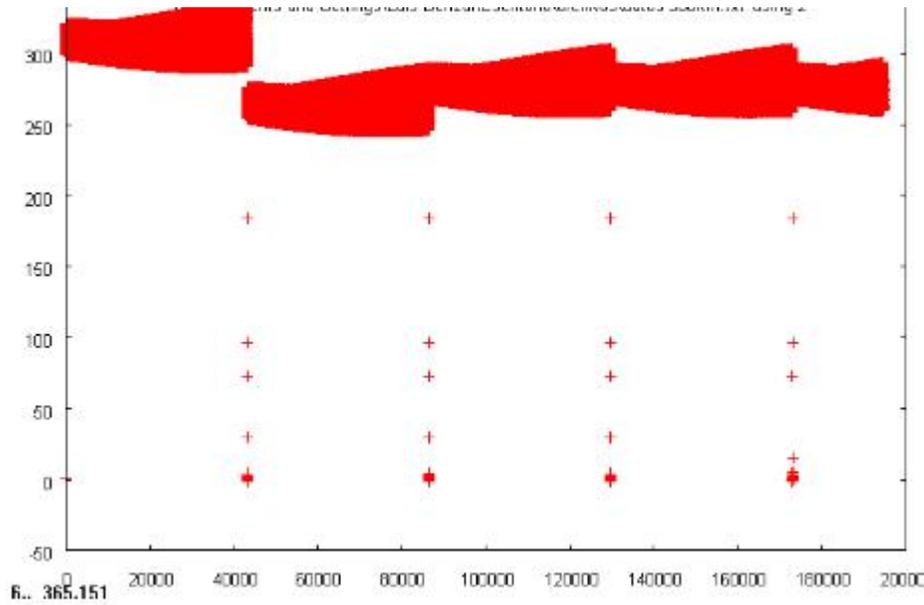


Figura 4.11 Gráfica generada mediante Gnuplot para unificar cada uno de los segmentos estudiados con SPENVIS, a 300km de altura. El eje x corresponde al número de lecturas que realiza el programa (del orden de lectura por cada minuto), y el eje y a km de altura sobre la superficie de la Tierra.

4.2.3. Caso 3: satélite a 700km de altura con SPENVIS

En tercer lugar tenemos una simulación a 700 km de altura sobre la superficie de la Tierra. Los datos de la simulación son:

Altura: 700km	Periapsis:0deg
E: 0deg	True anomaly: 90deg
Inclinación: 96.77deg	Asc. Of Node asc: 0deg

Igual que en el caso anterior vamos a necesitar de valores medios para analizar la evolución del satélite a lo largo de un periodo de 5 años.

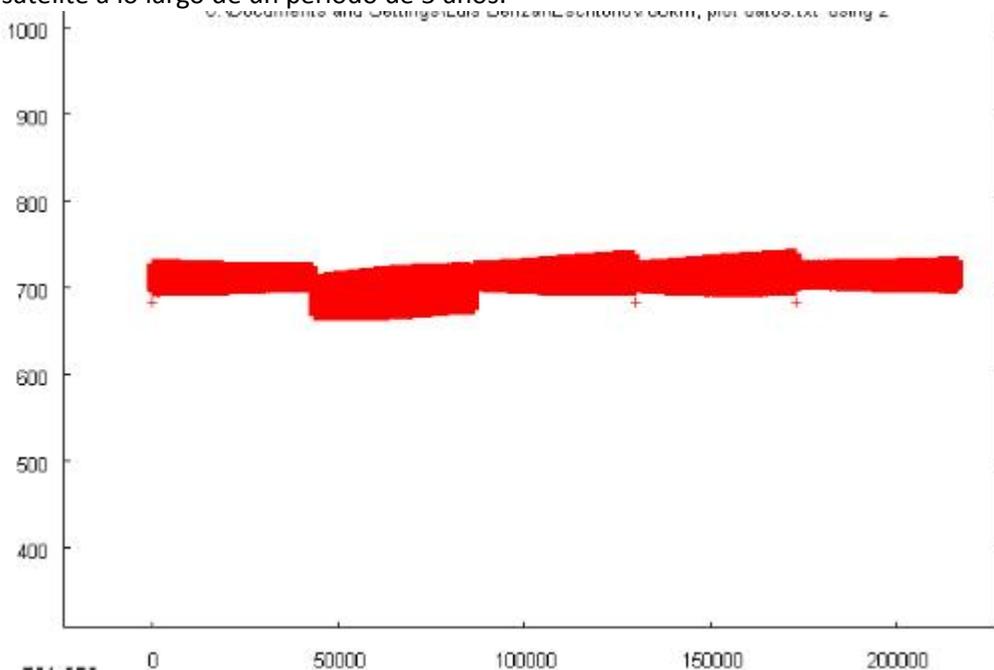


Figura 4.12 Gráfica generada mediante Gnuplot para unificar cada uno de los segmentos estudiados con SPENVIS, 5 años a 700 km de altura. El eje x corresponde al número de lecturas que realiza el programa (del orden de lectura por cada minuto), y el eje y a km de altura sobre la superficie de la Tierra.

4.3 Efectos de la Radiación

Esta parte del capítulo justifica la utilización de SPENVIS. En él se evaluará dentro de los entornos que hemos creado cómo afecta la radiación, en qué proporciones la encontramos a diferentes alturas y finalmente cómo incide en la carga útil de la misión.

4.3.1. Tipos de radiación

La radiación afecta en mayor o menor medida a nuestro satélite, su estructura y los elementos electrónicos. Haremos énfasis a los paneles solares puesto que estos son la principal fuente de energía de nuestra misión y analizaremos cómo se ven afectados por las diferentes radiaciones, ya que éstas son el medio que utilizaremos para lograr el propósito de la misión: la observación del territorio mexicano y a su vez proveer servicios de teledetección a otros países de América Latina. Entendemos como radiación primaria toda radiación que incida sobre nuestro satélite espacial. Esta radiación se compone de partículas cargadas (protones, electrones, alfa...). Existen diversas fuentes de radiación, lo que nos permite hacer una subclasificación según su origen. Tenemos en primer lugar las que proceden de fenómenos solares. En segundo lugar encontramos los rayos cósmicos procedentes de fuera de nuestro sistema solar. La tercera tipología es la de las partículas atrapadas dentro de los cinturones de Van Allen. La radiación secundaria se genera por interacción de las partículas cargadas de la radiación primaria con los materiales de nuestro satélite. Otro aspecto importante a tratar antes de incidir particularmente en cada caso es entender cómo funciona la magnetosfera y como esta influirá en la radiación.

La magnetosfera

Una forma sencilla de definir magnetosfera y la importancia de tratarla en este apartado sería como una región en torno a la Tierra donde el campo magnético, generado por el núcleo terrestre, actúa como protección frente a la radiación. Es decir que es una región donde el campo magnético de la Tierra frena y captura buena parte del flujo de partículas de radiación, concentrándolas en las regiones cercanas a los polos. Este hecho es muy importante ya que es la zona que nuestro satélite pretende observar. La magnetosfera (500-60.000 km) comprende la exosfera (700-10.000 km) y también parte de la ionosfera, alrededor de unos 500 km. Las órbitas LEO están protegidas por la interacción de la radiación primaria con el campo magnético y con partículas cargadas de la ionosfera; al resultar atrapadas en botellas magnéticas, las partículas de radiación dan lugar a los cinturones de Van Allen.

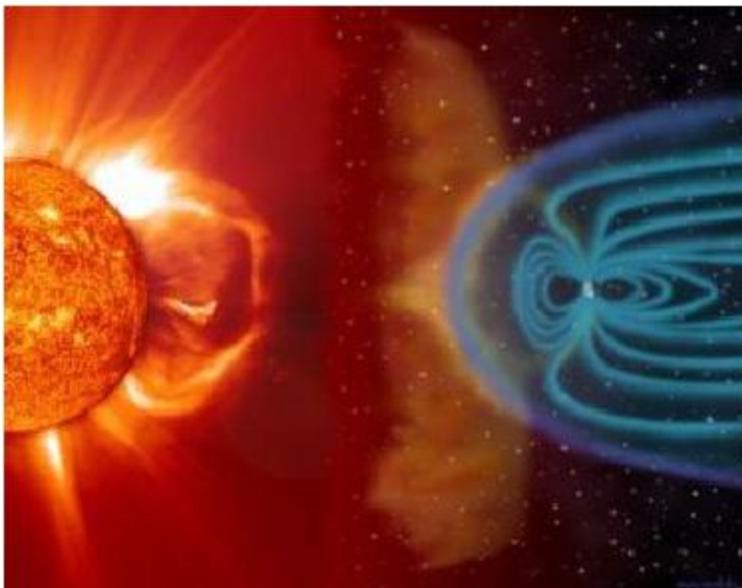


Figura 4.13 Imagen artística en la cual vemos la radiación solar y sus efectos sobre el campo magnético terrestre. [3]

Se analizarán las propiedades de cada uno de los tipos de radiación para estudiar más adelante su efecto en cada uno de los escenarios planteados en: órbitas a 200, 300 y 700 kilómetros de altura sobre la superficie terrestre.

Radiación solar

Estudios de la actividad solar muestran que el ciclo de manchas solares tiene una duración promedio de unos 11 años, aunque no resulta posible realizar predicciones a largo plazo sobre el nivel de actividad solar. Durante el periodo de mayor actividad se producen tormentas solares y eyecciones de masa coronal que producen grandes flujos de partículas de alta energía; este periodo es conocido como *worst case* dentro del estudio de radiaciones.



Figura 4.14 Gráfica sobre el último ciclo solar. [4]

El último ciclo completo es el que vemos en la Figura 4.14 y se desarrolló desde 1997 hasta 2008. Sus años de mayor intensidad van de 1999 hasta 2003.

SPENVIS utiliza para calcular estos escenarios sobre la radiación solar el *ESP worst case event* desarrollado por la NASA. Consiste en un conjunto de simulaciones obtenidas de datos sobre pasadas tormentas solares de actividad especialmente elevada para predecir la fluencia de protones solares sobre nuestra atmósfera. Actualmente la evolución de dicho modelo reside en la predicción según la duración de una misión. Su funcionamiento es sencillo: el sistema calcula integrales de fluencia de protones para distancia de una unidad astronómica (AU). El modelo incluye la atenuación de la magnetosfera según la altura en la que se desarrolle la misión sobre la Tierra. El rango de energía es de 1 hasta algunos cientos de MeV. Aunque se disponen de medidas para rangos mayores estos se implementan de forma empírica y no mediante el método de aproximación puesto que los errores en los resultados son frecuentes.

En las siguientes tablas (Tabla 4.1, Tabla 4.2) apreciamos la diferencia entre la fluencia máxima y mínima de protones provenientes de los eventos solares y su rango de energías en dos épocas diferentes dentro de un ciclo solar.

Solar proton model: ESP worst case event

Geomagnetic shielding: Størmer formula for quiet magnetosphere

Earth shielding has been taken into account

Prediction period: 2.10 yr (0.80 yr in solar max., 1.30 yr in solar min, over 1 solar cycles)

95.00% probability of fluences not being exceeded

Tabla 4.1 Datos sobre la radiación recibida durante 2007 a 2009 en una órbita de altura 300km.

Solar proton fluences for the spacecraft trajectory and outside the magnetosphere		
Fluence at spacecraft		Model fluence at 1.0 AU
Total mission fluence		Total prediction period
Energy (MeV)	Fluence (n _{te} ² / cm ²)	Fluence (n _{te} ² / cm ²)
0.10	7.1E+10	2.2E+10
0.50	6.2E+10	2.0E+10
1.00	5.3E+10	1.7E+10
2.00	3.8E+10	1.2E+10
3.00	2.9E+10	7.4E+09
4.00	2.3E+10	4.0E+09
5.00	1.9E+10	3.1E+09
6.00	1.7E+10	2.3E+09
8.00	1.3E+10	1.7E+09

Tabla 4.2 Datos sobre la radiación recibida durante 2007 a 2009 en una órbita de altura 300km.

Solar proton model: ESP worst case event

Geomagnetic shielding: Størmer formula for quiet magnetosphere

Earth shielding has been taken into account

Prediction period: 2.10 yr (2.10 yr in solar max., 0.00 yr in solar min, over 1 solar cycles)

95.00% probability of fluences not being exceeded

Solar proton fluences for the spacecraft trajectory and outside the magnetosphere

Fluence at spacecraft			Model fluence at 1.0 AU	
Total mission fluence			Total prediction period	
Energy (MeV)	$\int_{\text{mission}} \frac{d\Phi_{\text{sp}}}{dt} dt$ (nte^2/cm^2)	$\int_{\text{mission}} \frac{d\Phi_{\text{sp}}}{dt} dt$ ($\text{diff}^2/\text{cm}^2 \text{ MeV}^{-1}$)	$\int_{\text{prediction}} \frac{d\Phi_{\text{sp}}}{dt} dt$ (nte^2/cm^2)	$\int_{\text{prediction}} \frac{d\Phi_{\text{sp}}}{dt} dt$ ($\text{diff}^2/\text{cm}^2 \text{ MeV}^{-1}$)
0.10	8.0E+10	2.3E+10	1.9E+11	5.6E+10
0.50	7.1E+10	2.1E+10	1.7E+11	5.0E+10
1.00	6.1E+10	1.8E+10	1.4E+11	4.3E+10
2.00	4.5E+10	1.3E+10	7.7E+11	3.2E+10
3.00	3.4E+10	8.1E+09	6.6E+10	1.9E+10
4.00	2.8E+10	4.4E+09	5.5E+10	1.1E+09
5.00	2.4E+10	3.6E+09	4.8E+10	8.7E+09
6.00	2.1E+10	2.9E+09	3.7E+10	6.9E+09
8.00	1.6E+10	2.0E+09	3.0E+10	4.8E+09

Tabla 4.2 Datos sobre la radiación recibida durante 2001 a 2003 en una órbita de altura 300km.

La primera se desarrolla durante 2007 a 2009, una etapa de mínima actividad solar, mientras la segunda tabla corresponde a una misión de dos años, comprendidos entre 2001 y 2003, en época de máxima actividad. Como se puede comprobar entre la Tabla 4.1 y la Tabla 4.2 existen 2 diferencias grandes. La primera hace referencia al tiempo que transcurren en actividad máxima y mínima. La primera se divide entre 0,8 años en máxima exposición y 1,3 en mínima lo que se traduce en una diferencia de 10^2 . En cambio la segunda tabla comprende sus 2 años bajo flujo máximo de protones.

Los efectos de la radiación solar y su estudio bajo *Worst Case* demuestran que en los dos primeros casos (para 200km y 300km) debido a la corta duración de la misión (a causa del *drag* atmosférico) y a una época de poca actividad solar, los datos de exposición son muy bajos. A diferencia de una misión de 5 años a 700km la actividad es mayor puesto que parte de la misión se desarrolla en un periodo de máxima actividad solar. Con valores de flujo de 10^{10} partículas para valores entre 0.1 a 10 MeV, de 10^9 partículas hasta los 100MeV y reduciendo su flujo hasta 10^5 partículas con valores de energía de 200MeV o más.

Radiación exterior al sistema solar

Si estudiamos las radiaciones que provienen de fuera de nuestro sistema solar hablamos de rayos cósmicos. Su composición es de 85% de hidrogeno (protones), un 14% de núcleos de helio (partículas alfa) y el restante 1% de iones pesados. Su fluencia es de 4 protones, 0,4 iones de helio y 0,04 partículas de *High Z Energetic (HZE) particles* en su mayoría núcleos de hierro. Todas las medidas se dan en (cm^2s).

Radiación atrapada

Como ya hemos detallado antes en el apartado de la magnetosfera, ésta captura las partículas de radiación y da lugar a los Cinturones de Van Allen. Estos se componen de electrones y protones que se mueven en un movimiento en espiral alrededor de las líneas de campo hasta el punto de reflexión, así como en longitud sobre la Tierra SPENVIS analiza estas radiaciones mediante sus diversas opciones en el apartado *Radiation Source and effects*.

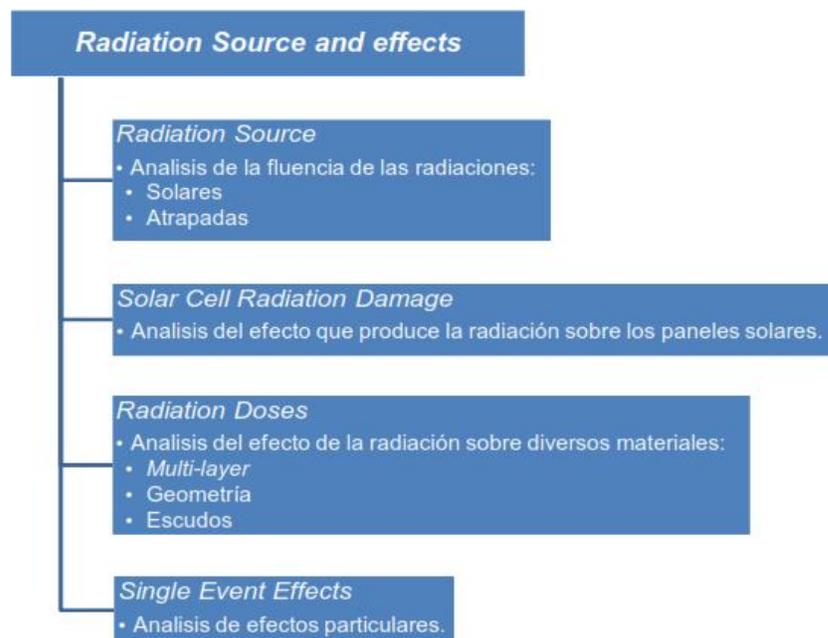


Figura 4.15 Diagrama del apartado *Radiation Source and effects* del sistema SPENVIS.

Para este primer apartado utilizaremos la opción de *Radiation Source* para determinar la diferencia de flujos en cada uno de los casos que estudiamos para nuestro satélite. SPENVIS Utiliza dos modelos (AE-x y AP-x, desarrollados por la NASA) para el estudio de flujos máximos y mínimos de electrones y protones respectivamente. Estos modelos son mapas consistentes en la densidad integral de protones o electrones en función de la energía. Estos mapas se han creado gracias a los datos recogidos por una veintena de satélites desde los años sesenta hasta mediados de los setenta. Los modelos actuales están actualizados en 1991 (AE-8 y AP-8). Ninguno de los mapas recoge variaciones de tiempo más allá del ciclo solar.

Si nos centramos en el modelo de electrones AE-8 su rango de energía va de 0,04MeV hasta 5MeV en el caso del cinturón de Van Allen inferior y hasta 7MeV en el superior. En el caso de los protones estos solo se encuentran retenidos en el cinturón inferior de Van Allen. Su energía va desde 0,1MeV hasta 400MeV.

Caso 1: altura de 200 km

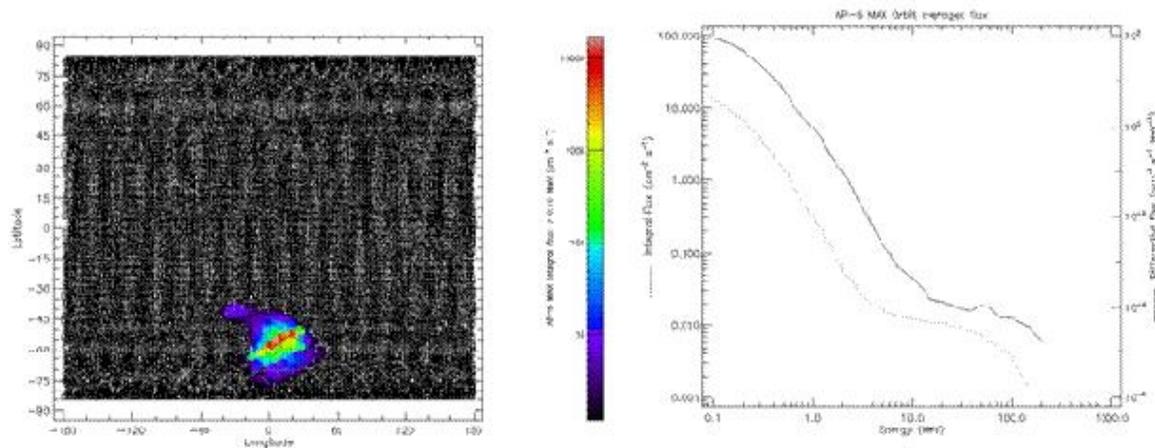


Figura 4.16 Gráficas obtenidas de SPENVIS. Radiación AP8 bajo las condiciones del Caso 1.

En el primer caso a 200 km de altura, la misión dura tan solo 8 días (ya que el rozamiento atmosférico provoca la caída del satélite). Los datos que obtenemos de SPENVIS se muestran en la Figura 4.16 y en los informes numéricos. Como podemos ver en este caso los protones tienen energías desde 0,1MeV hasta 100MeV. Y sobre el mapamundi los valores más elevados suceden en la zona del Atlántico Sur, donde se halla la bien conocida anomalía del Atlántico Sur (SAA). Esto se debe a una falta de simetría del campo magnético terrestre con respecto al eje de rotación de la Tierra.

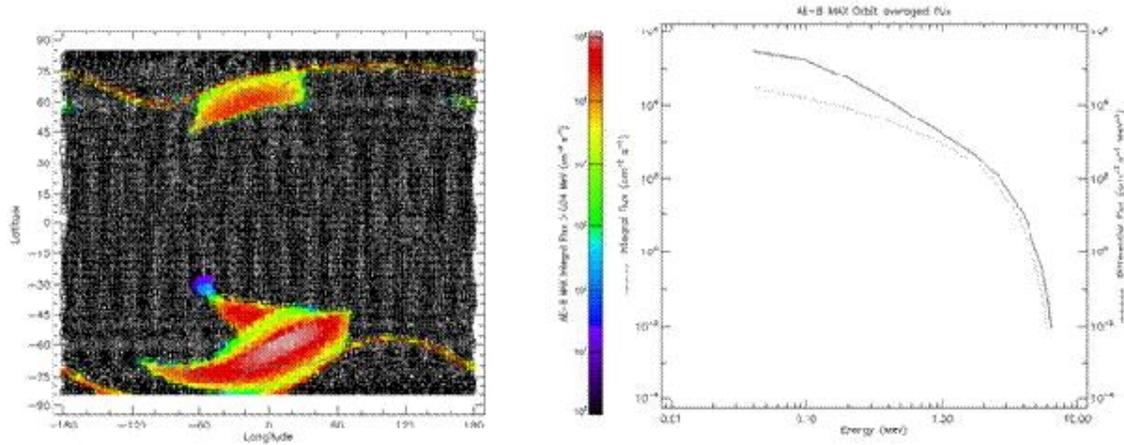


Figura 4.17 Gráficas obtenidas de SPENVIS. Radiación AE8 bajo las condiciones del Caso 1.

Los datos que obtenemos de SPENVIS se muestran en la Figura 4.17 y en los informes numéricos. Como podemos ver en este caso los electrones tienen energías desde 0,04MeV hasta 6MeV.

Caso 2: altura de 300km

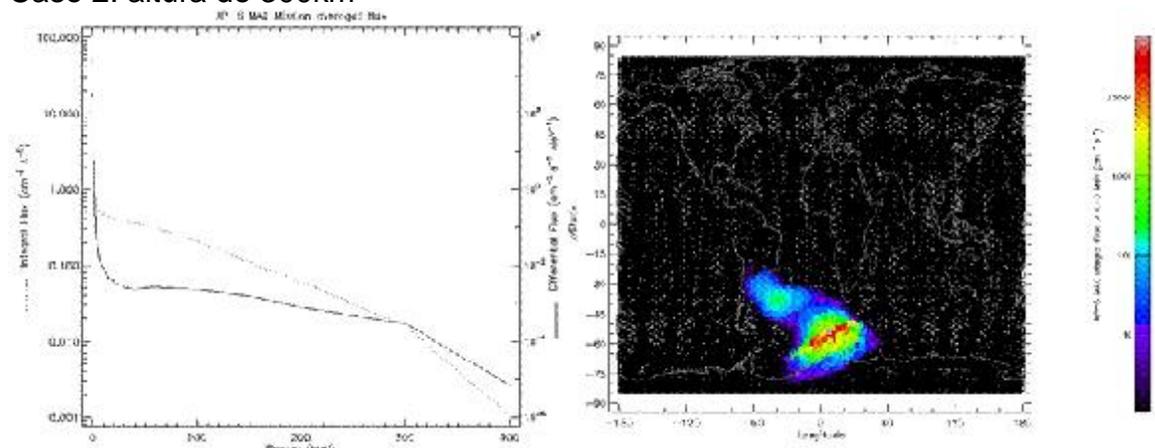


Figura 4.18 Gráficas obtenidas de SPENVIS. Radiación AP8 bajo las condiciones del Caso 2.

A 300 km de altura, la misión dura tan solo 4 meses y aproximadamente 15 días (ya que el rozamiento atmosférico provoca la caída del satélite). Los datos que obtenemos de SPENVIS se muestran en la Figura 4.18 y en los informes numéricos. Como podemos ver en este caso los protones tienen energías desde 0,1MeV hasta 400MeV. Y sobre el mapamundi los valores más elevados suceden en la zona del Atlántico Sur, donde se halla la bien conocida anomalía del Atlántico Sur (SAA). Esto se debe a una falta de simetría del campo magnético terrestre con respecto al eje de rotación de la Tierra.

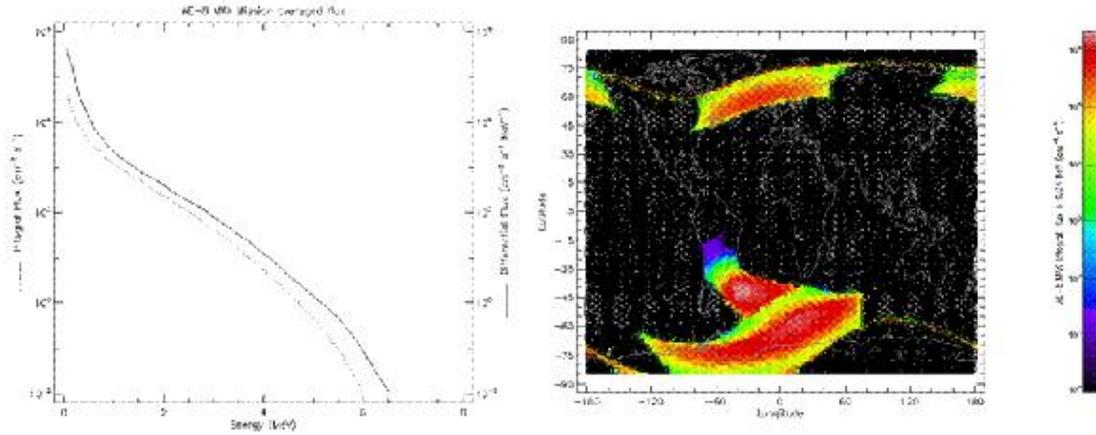


Figura 4.19 Gráficas obtenidas de SPENVIS. Radiación AE8 bajo las condiciones del Caso 2.

Los datos que obtenemos de SPENVIS se muestran en la Figura 4.19 y en los informes numéricos. Como podemos ver en este caso los electrones tienen energías desde 0,04MeV hasta 6MeV. No varía respecto a los 200km de altura.

Caso 3: altura de 700km

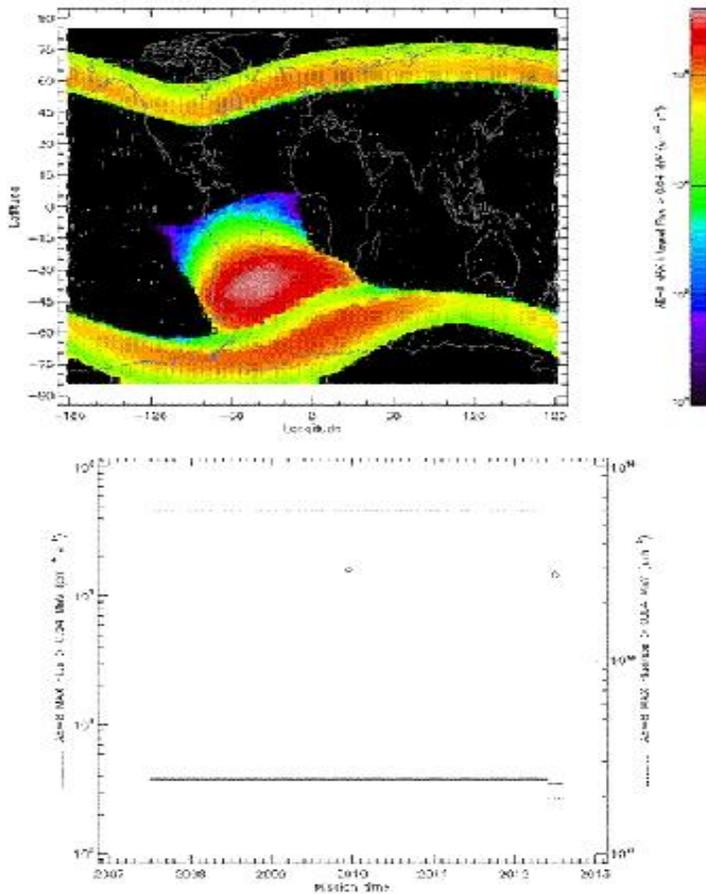


Figura 4.20 Gráficas obtenidas de SPENVIS. Radiación AP8 bajo las condiciones del Caso 3.

Los datos que obtenemos de SPENVIS se muestran en la Figura 4.20 y en los informes numéricos. Como podemos ver en este caso los electrones tienen energías desde 0,04MeV hasta 7MeV.

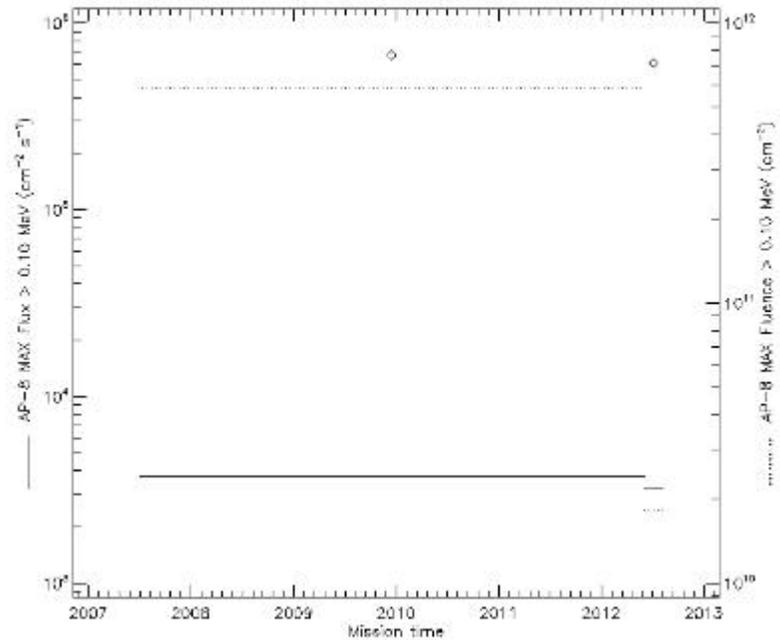


Figura 4.21 Gráficas obtenidas de SPENVIS. Radiación AP8 bajo las condiciones del Caso 3

A 700 km de altura, la misión tiene una duración de 5 años. Los datos que obtenemos de SPENVIS se muestran en la Figura 4.21 y en los informes numéricos. Como podemos ver en este caso los protones tienen energías desde 0,1MeV hasta 400MeV. A diferencia de alturas inferiores el flujo de protones es mayor (unos 10^1 mayor $\text{cm}^2 \frac{\text{cm}^2}{\text{MeV} \cdot \text{s}}$). Tras analizar los casos podemos determinar que a mayor altura nuestro satélite bajo el mismo tiempo de exposición este recibe una dosis mayor de radiación, como era de esperar.

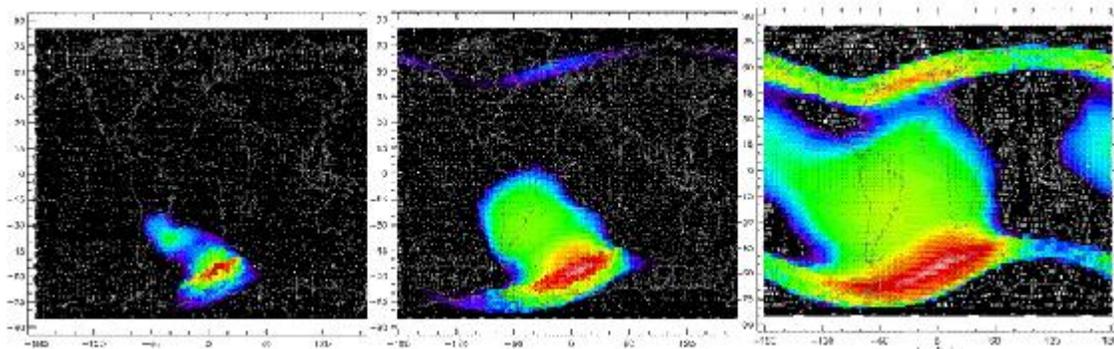


Figura 4.22 Gráficas obtenidas de SPENVIS. Evolución Radiación AP8 a alturas de 200 km, 700km y 1300 km.

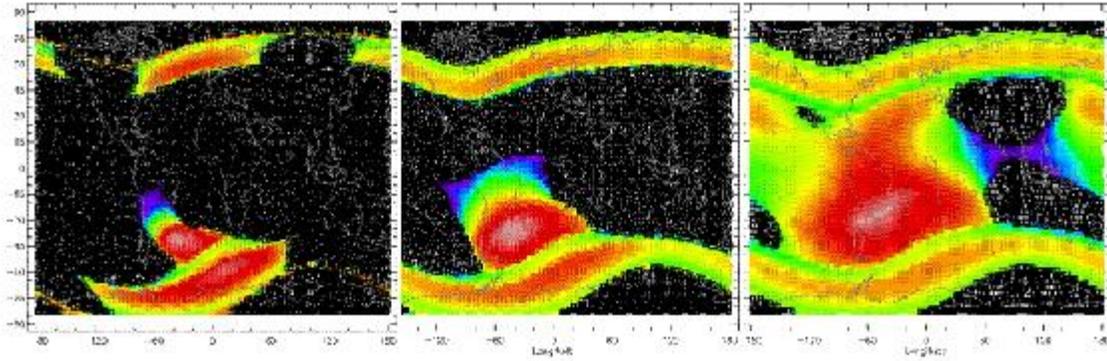


Figura 4.23 Gráficas obtenidas de SPENVIS. Evolución Radiación AE8 a alturas de 200 km, 700km y 1300 km.

4.4 Análisis y diseño de un enlace de comunicaciones por satélite

Una de las principales aplicaciones del módulo STK/Communications es el análisis de un enlace de comunicación satelital que se establecen entre una estación terrena y un satélite. El acceso entre un transmisor y un receptor puede ser restringido a satisfacer una variedad de criterios RF. Con una o más restricciones en el lugar, se puede ajustar las propiedades de los dispositivos de comunicación entre un receptor de una estación terrena y un transmisor ubicado en un satélite después se impondrán varias restricciones al enlace de comunicaciones, observando sus efectos antes y después de ajustar ciertos parámetros ya sea del transmisor o receptor con la finalidad de corregir las limitaciones impuestas. Para crear nuestro enlace de el satélite de observación de la tierra en STK primero creamos un nuevo escenario, damos una descripción sobre lo que se realizará en este nuevo escenario y establecemos el periodo de simulación.

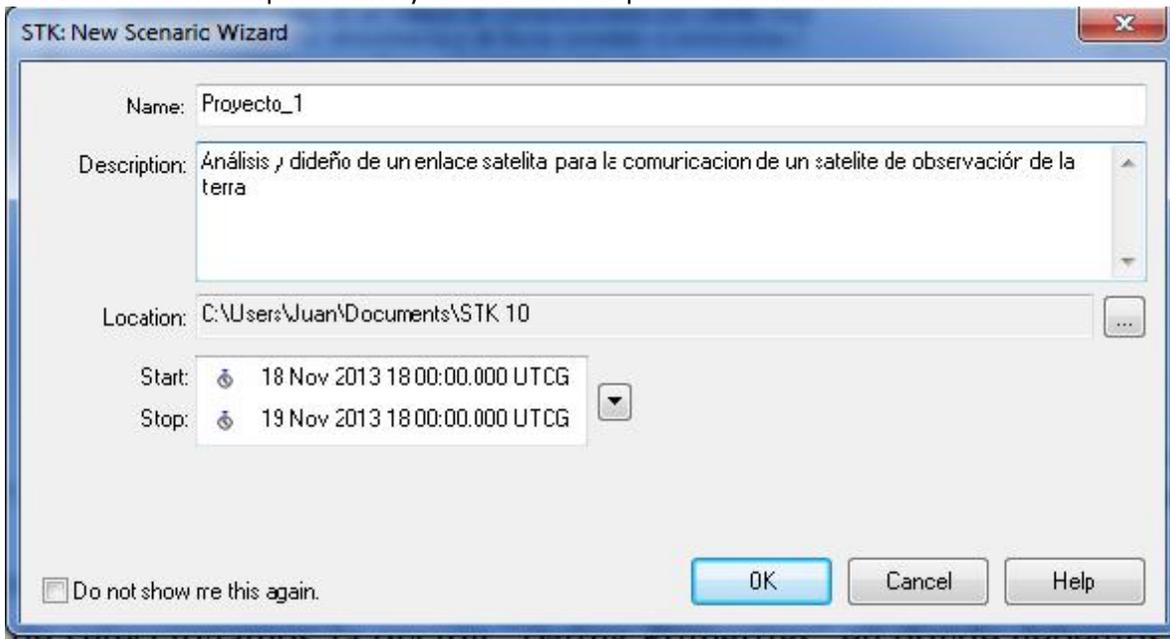


Figura 4.24 Estableciendo un nuevo escenario para el análisis y diseño de un enlace satelital.

Después añadimos un satélite al escenario y en el método seleccionamos “Orbit Wizard”. Al dar clic en “Insert” nos inserta el objeto “Satellite” y nos abre una ventana de donde podemos modificar algunas características de este elemento en nuestro caso ingresaremos un satélite con órbita circular con una inclinación de 96.7° y ubicado a una altitud de 700km.

Al realizar todos los procedimientos para el enlace se le da clic en el botón “Generate” se nos abre otra ventana en el cual se nos muestran los resultados obtenidos para la simulación, este reporte se presenta en forma de columnas, en donde cada una de ellas corresponde a los distintos valores que van tomando el parámetro específico conforme transcurre el tiempo de simulación.

En este caso nos damos cuenta que el reporte generado por una serie de reportes individuales para los distintos periodos de acceso al satélite, es decir para los tiempos de acceso que se presentan en la representación 2D del acceso que tiene la estación terrena al satélite en cada una de las distintas órbitas trazadas por el satélite en su movimiento.

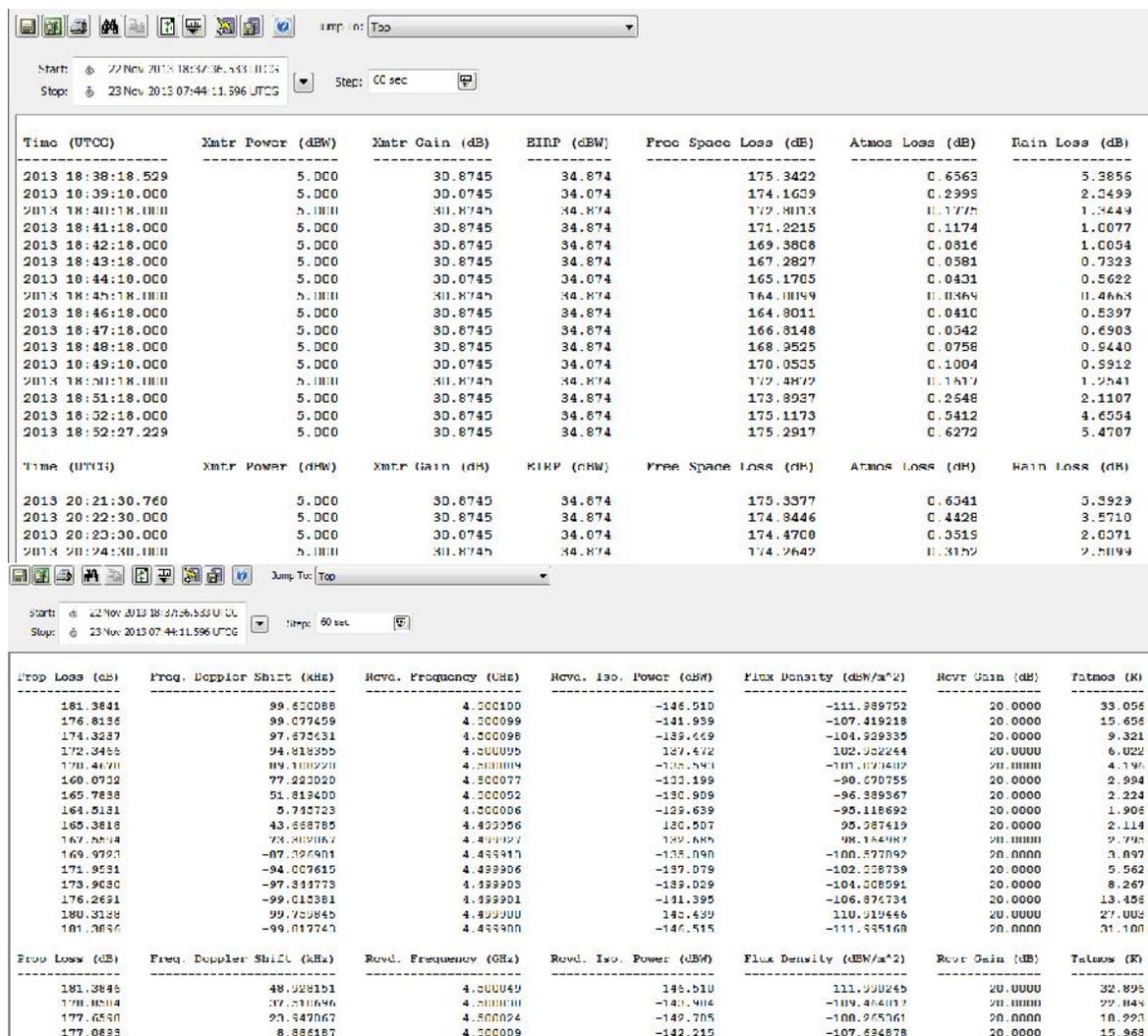


Figura 4.25 Reporte generado por el escenario creado

Antes de continuar si vemos las representaciones 2D y 3D de nuestro escenario vemos que ya existen modificaciones en el caso de la representación 2D se observa que se han generado una serie de líneas las cuales representan los periodos de las distintas orbitas en las cuales se tiene línea de vista para que la estación acceda al satélite. Es decir, vemos que no todas las trayectorias descritas por el satélite van a tener acceso en línea de vista hacia la estación terrena particular.

En el caso de la representación 3D se observa el momento en el existe comunicación entre el satélite y la estación terrena cada vez que la órbita permite e establecimiento del enlace.

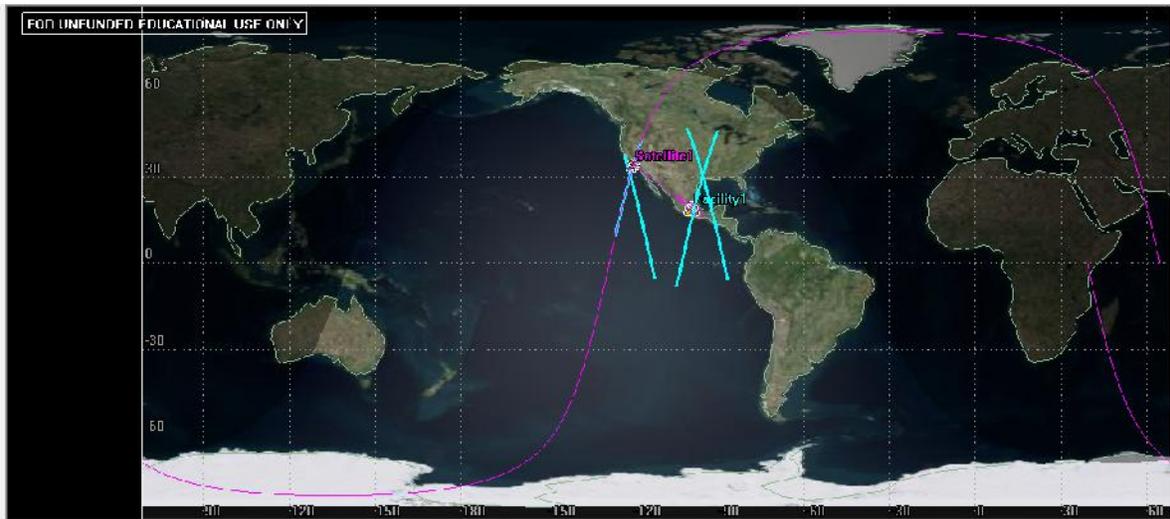


Figura 4.26 Representación 3D del acceso al satélite por la estación terrena

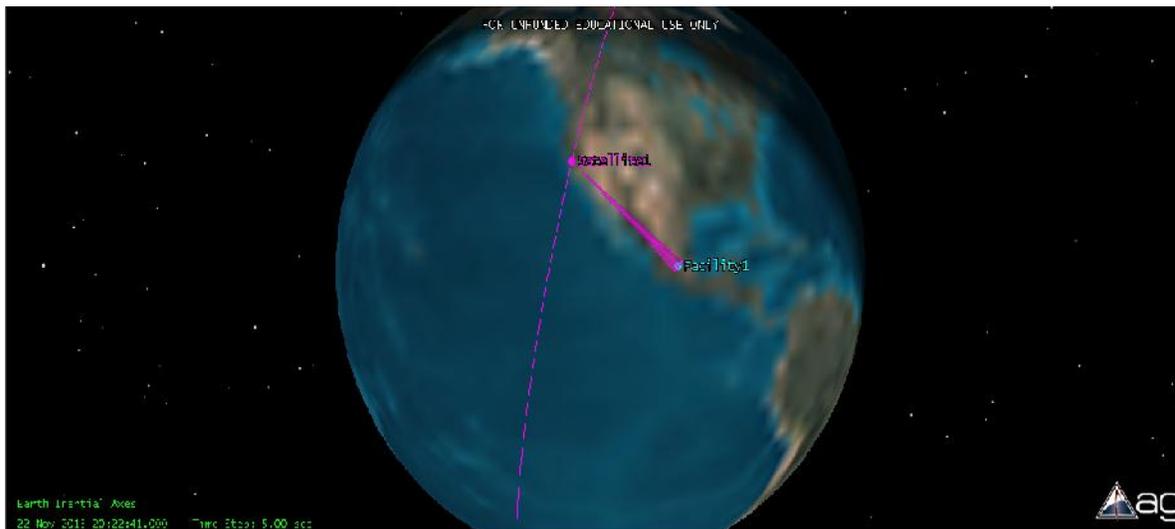


Figura 4.27 Representación 3D del acceso al satélite por la estación terrena

Primero analizaremos el comportamiento de algunos parámetros de manera gráfica para ello regresamos a la pestaña “Report & Graph Manager”, seleccionamos la carpeta destinada a nuestros estilos y damos clic en el botón “Create New Graph Style”, esto nos crea un nuevo estilo el cual renombramos como RIP que es el parámetro que graficaremos, después de dar enter se nos abre una ventana donde nos dirigiremos a la llave “Link Information” y buscamos el parámetro de interés y lo pasamos al eje Y.

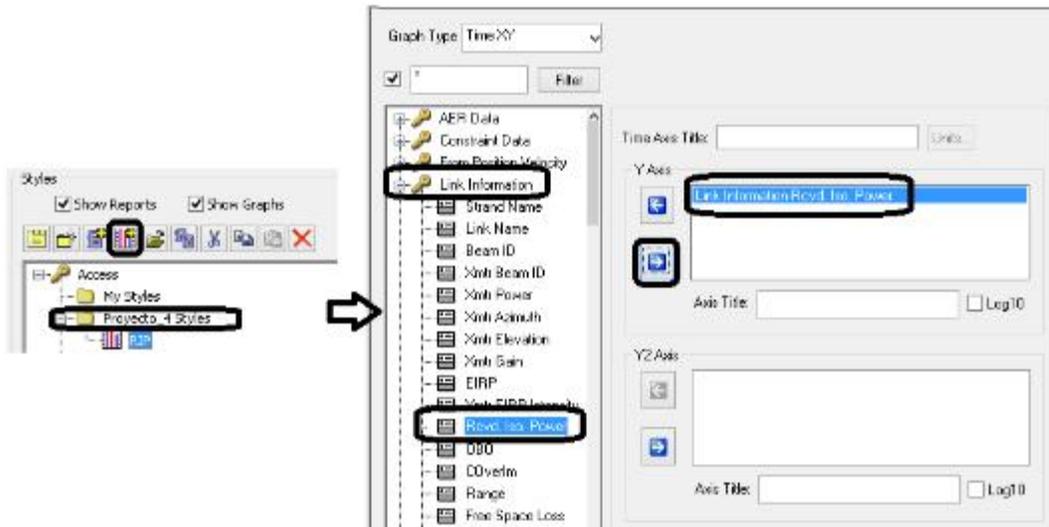


Figura 4.28 Creación de un nuevo estilo de grafico

Después de guardar las modificaciones, nos regresamos a la pestaña “Report & Graph Manager” y damos doble clic sobre el nuevo estilo de gráfico creado “RIP”. Esto nos genera el siguiente gráfico. En dicho grafico se observan las variaciones que presenta el parámetro definido a través de la potencia isotrópica recibida, se observa que existen intervalos de tiempo dentro de todo el periodo de simulación en los cuales se registran datos de este parámetro algo que ya sabíamos de la representación 2D de los tiempos de acceso al satélite por parte de la estación terrena.

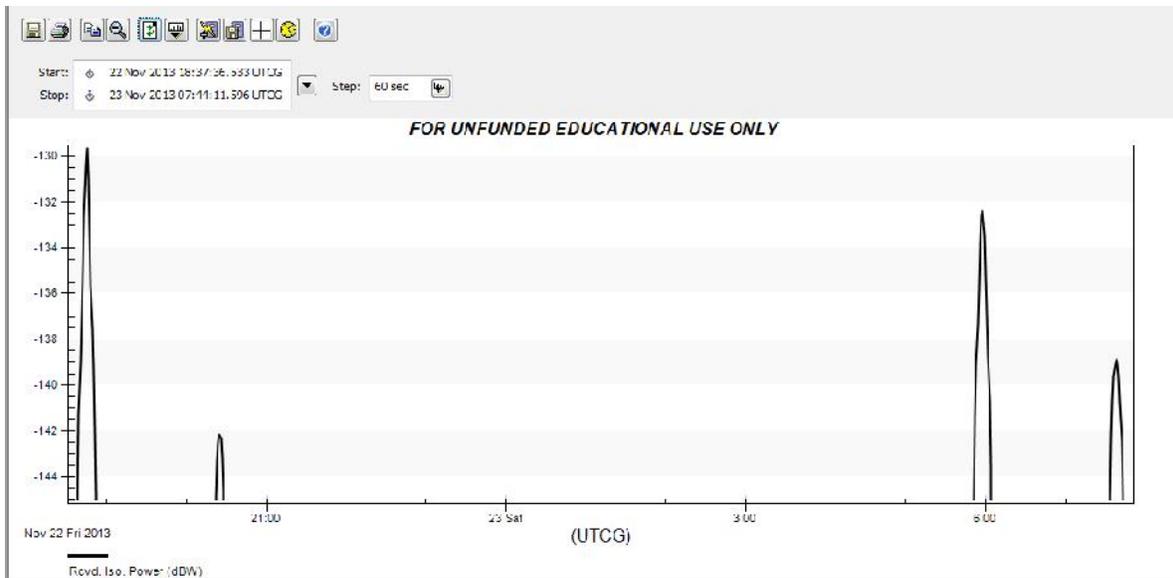


Figura 4.29 Gráfico correspondiente a la variación de la potencia isotrópica recibida (RIP)

Ahora procedemos a limitar el nivel de potencia isotrópica recibida (RIP), lo que nos permitirá descartar valores de RIP menores a -145dB. Para ello seleccionamos el receptor que será el que impondrá esa limitación. Después damos clic en el icono de “Properties” y nos dirigimos a la opción “Constraints” en el apartado “Comm” y buscamos el parámetro que deseamos limitar estableciendo el valor de -141dBW.

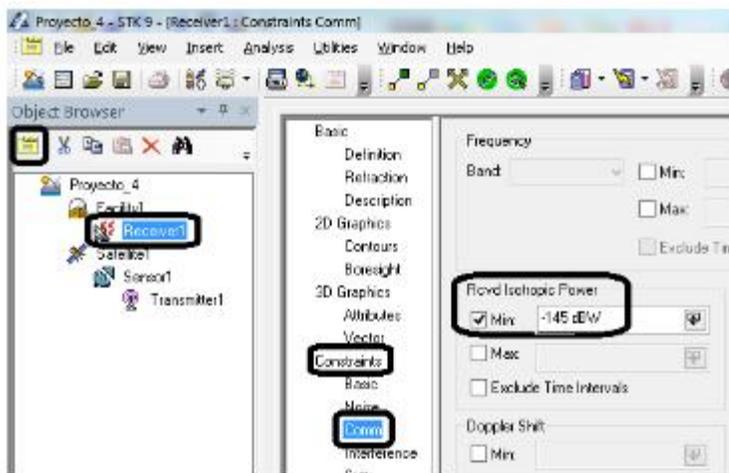


Figura 4.30 Limitado el valor de la potencia isotrópica recibida RIP

Al dar clic “Apply” y observar la representación 2D del escenario podemos observar claramente el impacto que tuvo esta modificación en la restricción para el valor de la potencia isotrópica recibida. Si comparamos la imagen siguiente con la obtenida previamente notaremos dicha

variación.

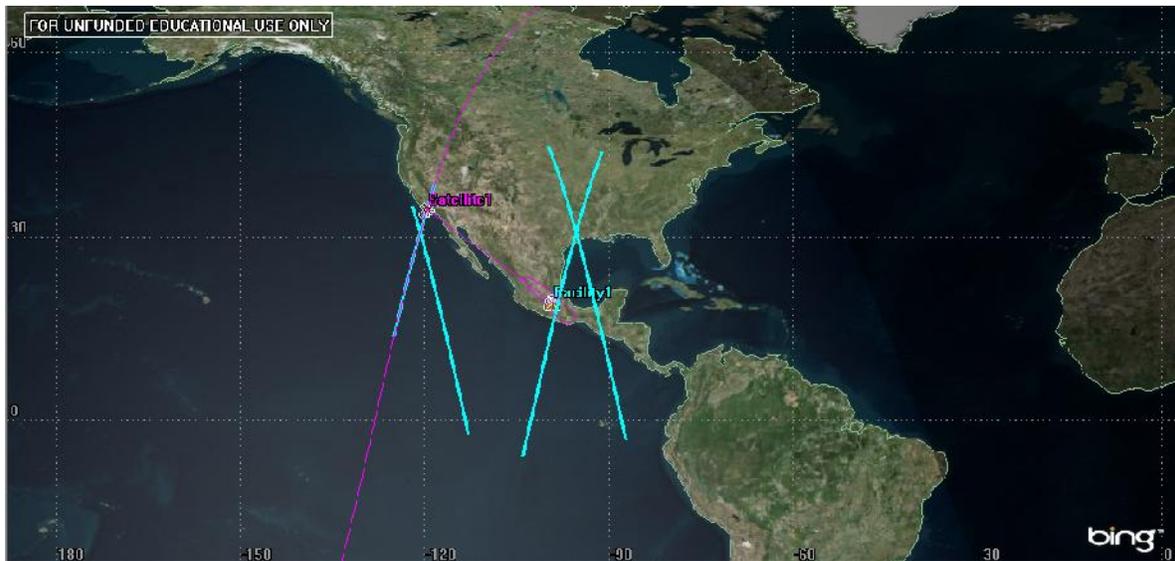
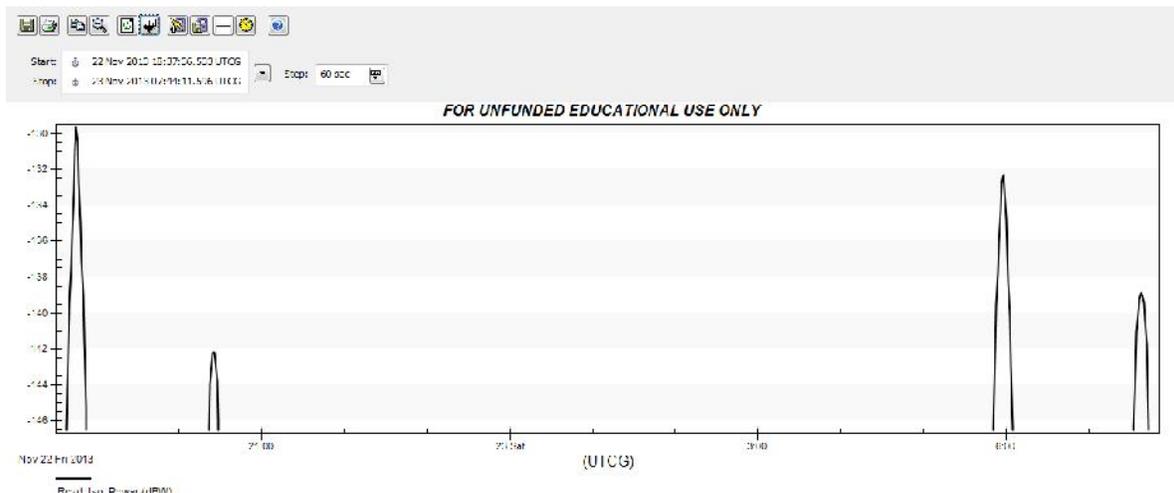
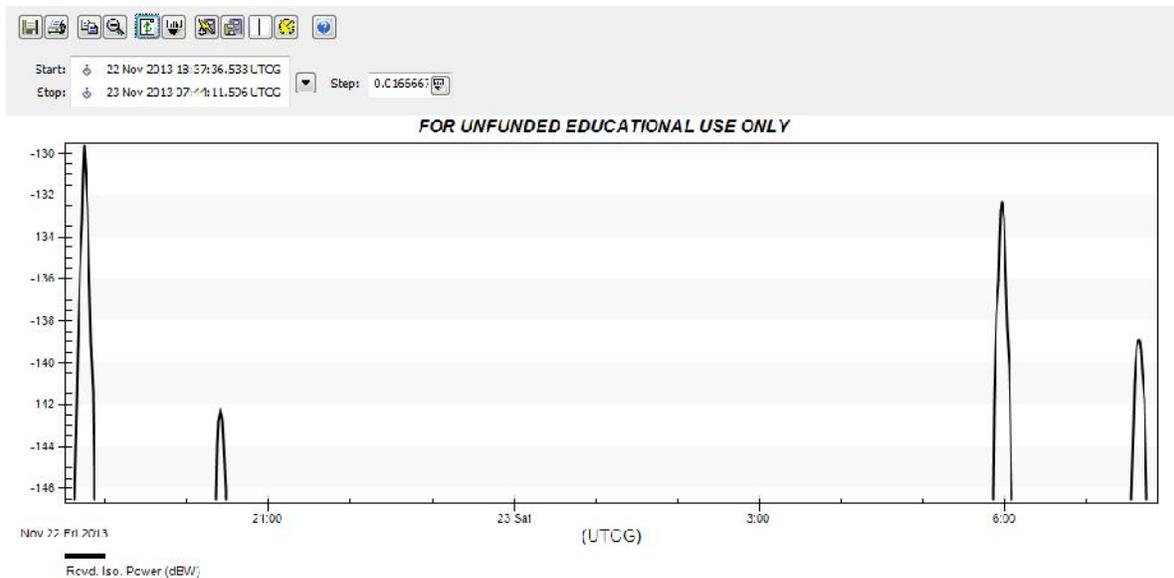


Figura 4.31 Efecto en la cobertura de la estación terrena debido a la limitación establecida en el valor del RIP

Si nos regresamos a la pestaña “Report” y damos clic en el icono “Refresh” vemos que ahora los valores correspondientes a la variable que representa la potencia isotrópica recibida (RIP) se encuentran por debajo del valor establecido de -150dBW , es decir, se han eliminado aquellos resultados cuyo valor es más pequeño en termino de potencia que -145dBW . La curva que acompaña a los datos en la siguiente imagen se obtiene de la misma manera que el caso de la gráfica de la potencia isotrópica reciba RIP, solo es necesario crear otro estilo de gráfico y nombrarlo según sea el parámetro que deseamos graficar dentro de las opciones de la llave “Link Information”

a)



b)

Figura 4.32 Comparación de los valores del parámetro RIP a) antes y b) después de imponer la limitación

Como vemos el limitar el valor la potencia isotrópica recibida (RIP) nos reduce el periodo de tiempo en el que el satélite tendrá acceso al receptor de la estación terrena, con lo cual si queremos mejorar este rendimiento del enlace lo que podríamos realizar es incrementar el nivel de ganancia del transmisor dado que es un parámetro que podemos controlar y que se encuentra ligado a los valores que toma el parámetro RIP.

Por lo tanto para realizar dicha modificación, damos doble clic sobre el transmisor lo cual nos abre la ventana de propiedades del transmisor, ahora recordemos que la ganancia de la antena en este caso de tipo Gaussiana está ligada con el diámetro de la antena, por lo tanto modificaremos este parámetro para poder modificar el nivel de ganancia de la antena transmisora. Nos ubicamos en la opción “Basic” y el apartado “Definition”, luego nos dirigimos a la pestaña “Antenna” y modificamos el parámetro del diámetro, establecemos un valor de 1.5m y damos clic en “Apply” para guardar las modificaciones.

Esta modificación en el diámetro de la antena nos da un nivel de ganancia de 34.39dB, un nivel mayor al que se tenía previamente para la antena de 1m de aproximadamente 30.87dB.

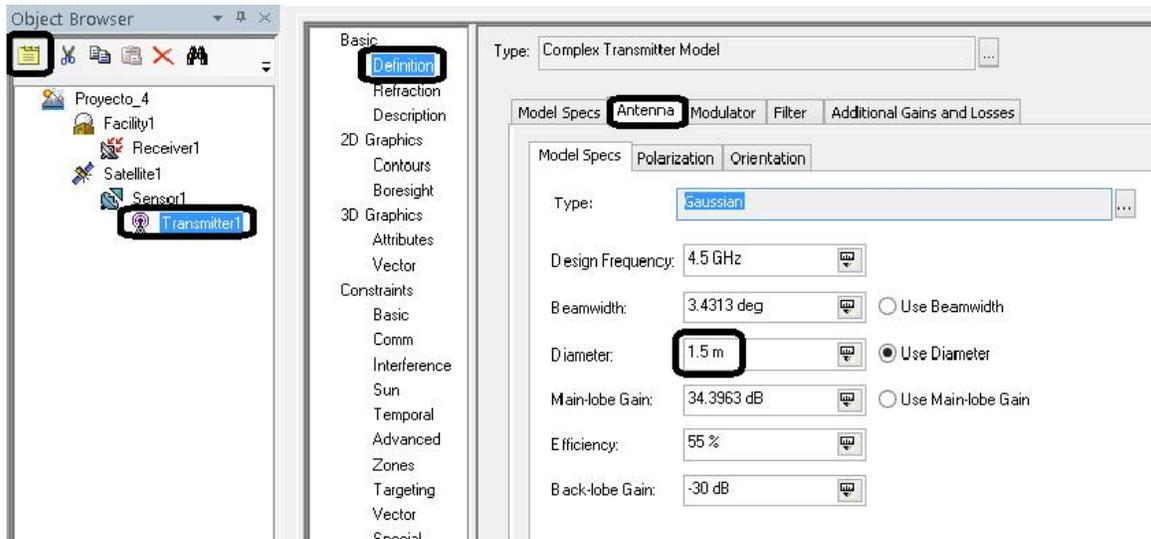
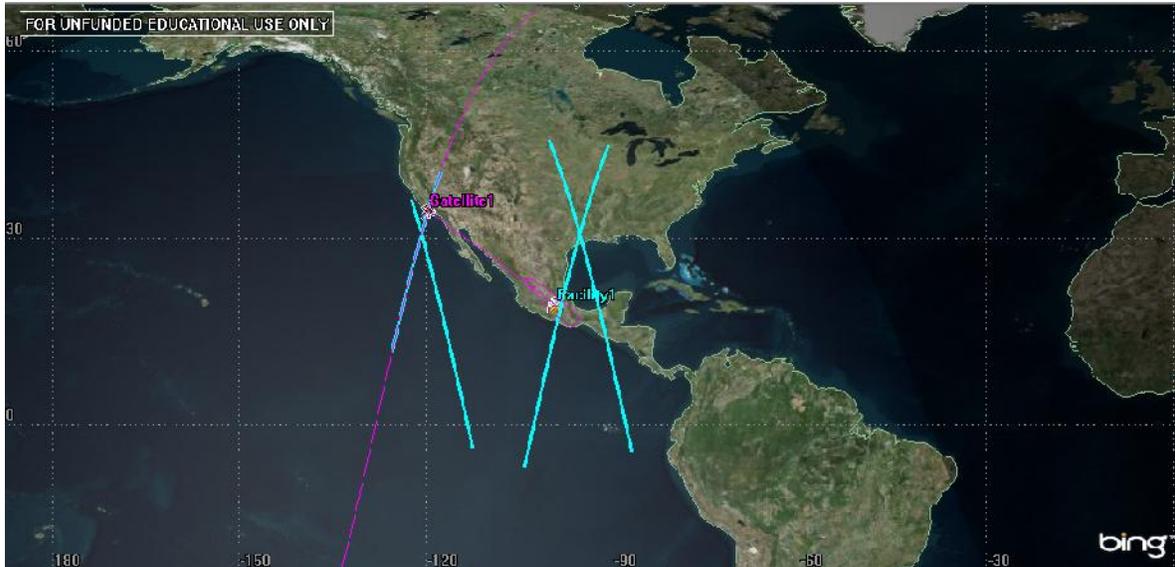


Figura 4.33 Modificación de las características de la antena en el transmisor para corregir la limitación del RIP

Si analizamos ahora el gráfico 2D de nuestro escenario, nos damos cuenta de que hubo ciertas mejoras en el acceso que tenía el satélite en la estación terrena con respecto al gráfico 2D antes de haber impuesto la limitación en el valor de la potencia isotrópica recibida (RIP).



4.34 Grafico 2D después de realizar la corrección en el transmisor ante la limitación de RIP

Igualmente si damos “Refresh” en la pestaña “Report” vemos que el tiempo de acceso ha aumentado en cierta manera debido a que se incrementaron el número de datos correspondientes al valor del RIP que cumplen con la limitación de -141dBW anteriormente establecida.

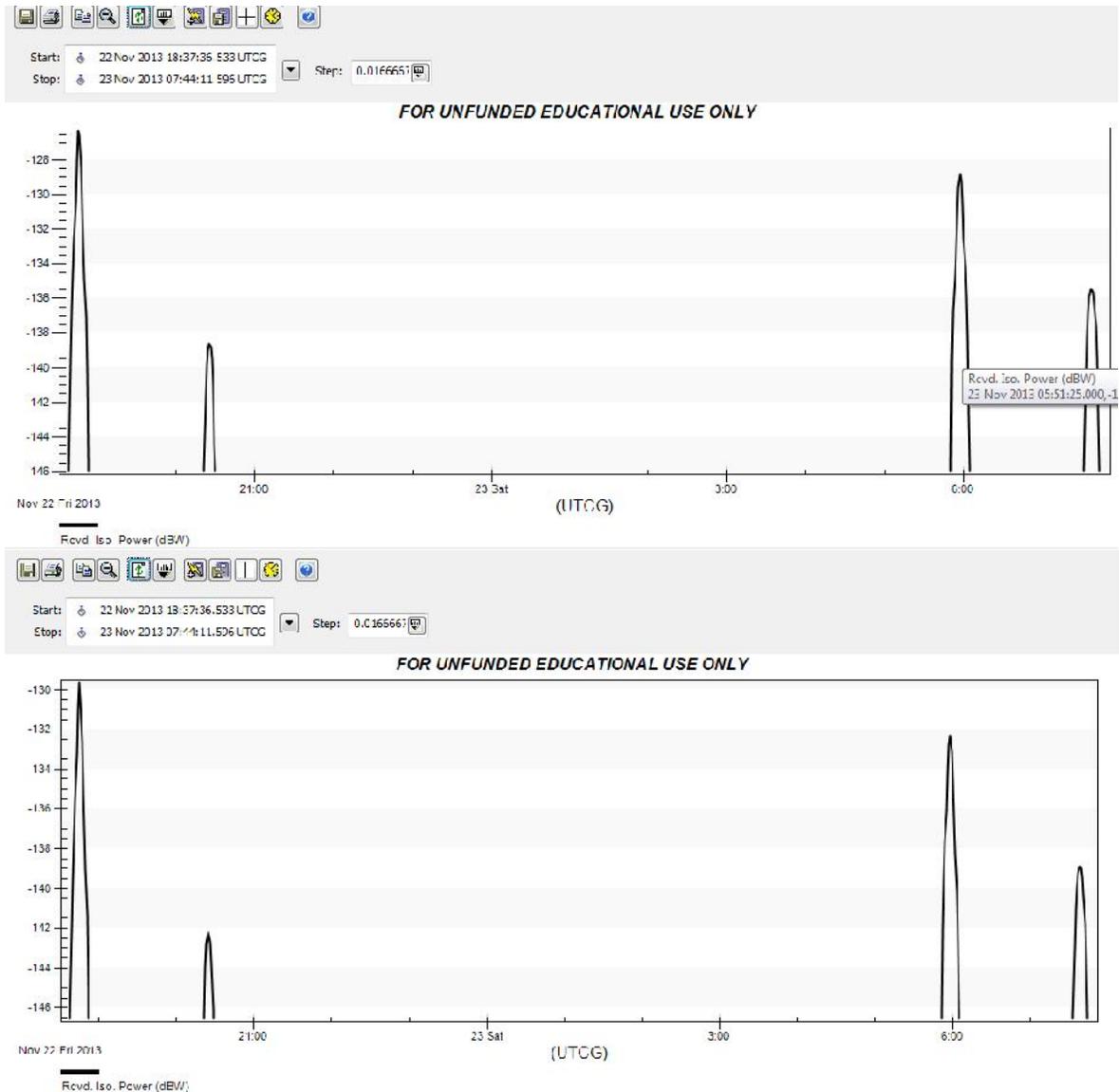


Figura 4.35 Comparativa de los valores del parámetro RIP después de corregir y sin corregir la limitación

Ahora si lo analizamos la manera de mejorar el rendimiento del enlace que aplicamos, nos damos cuenta de que esta modificación no va a ser posible de realizar si el satélite ya fue puesto en órbita, de ahí radica la importancia de utilizar simulaciones que nos permitan prever posibles escenarios y por lo tanto realizar las modificaciones pertinentes para evitar este tipo de problemas.

Otra posible modificación en el enlace para corregir la limitación en el valor de la potencia isotrópica recibida RIP puede ser realizada a través de un incremento de la potencia empleada por el transmisor en el satélite, para verificar esto debemos de volver el diámetro de la antena previamente modificado a 1m, después incrementamos la potencia a 10dBW.

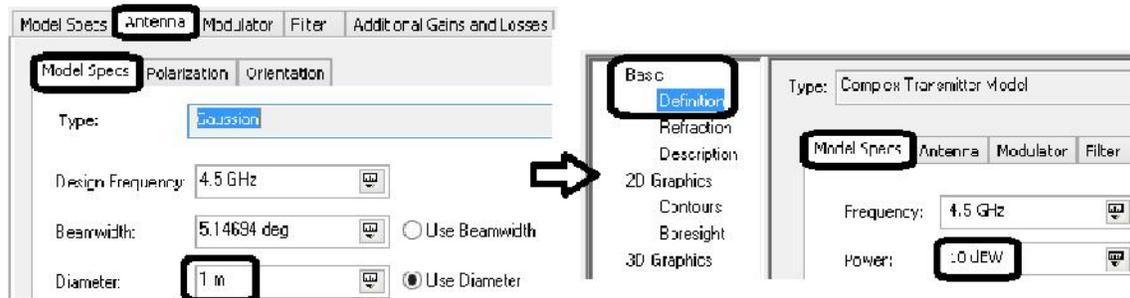
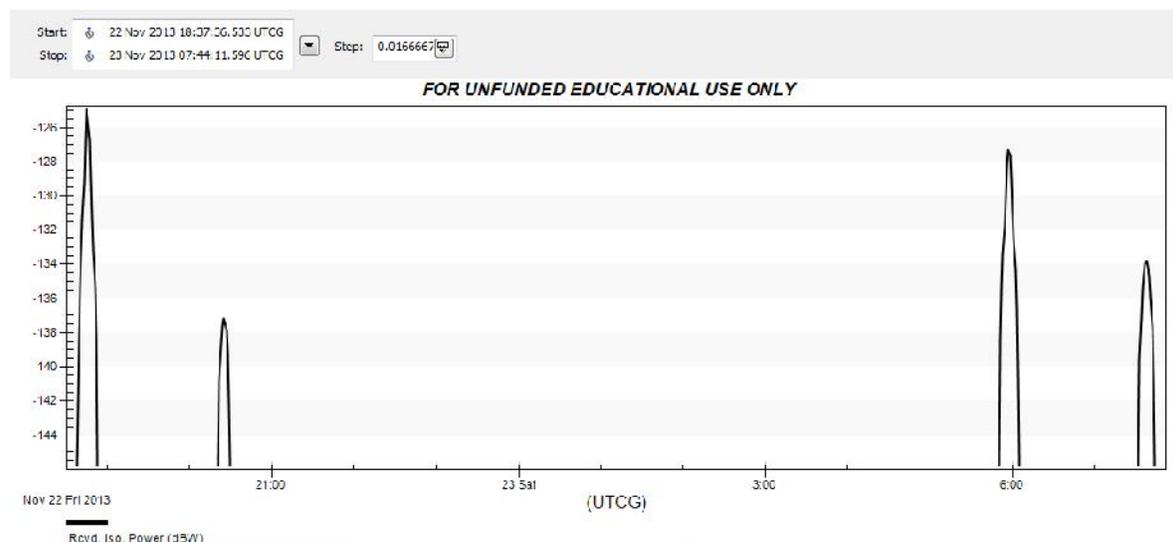
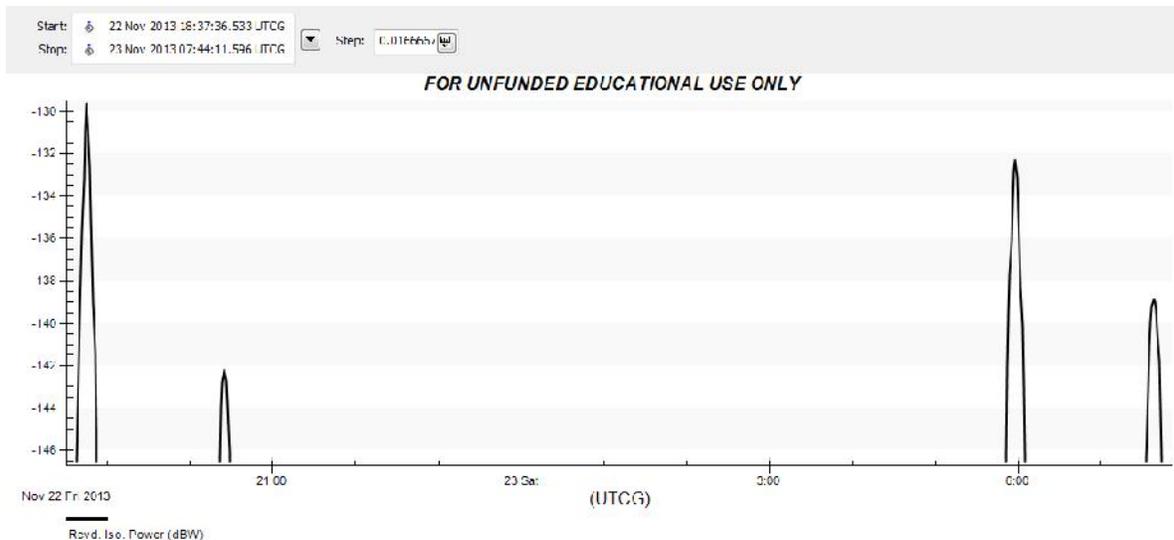


Figura 4.36 Modificando parámetros de transmisión para mejorar el valor del RIP

Si comparamos los resultados nuevamente del valor del RIP veremos nuevamente las mejoras que se obtienen

a)





b)

Figura 4.37 Valores de la potencia isotrópica recibida a) aumentando el nivel de potencia b) sin aumentar la potencia

Ahora analizaremos el caso cuando restringimos el valor del parámetro desplazamiento Doppler, dicho parámetro se encuentra relacionado con la capacidad del receptor de ajustar su frecuencia ante las posibles variaciones que presente en función del movimiento que lleva a cabo el satélite.

La expresión empleada para calcular la frecuencia recibida en función del desplazamiento Doppler se presenta a continuación, como se observa la frecuencia de recepción es función tanto de la frecuencia de operación del transmisor y de las correspondientes variaciones que existen entre el equipo transmisor del satélite y receptor de la estación terrena

$$\text{Frecuencia recibida por el efecto Doppler: } f_{RX} = f_{TX} \sqrt{\frac{c - \dot{r}}{c + \dot{r}}}$$

Donde $c = 3 \times 10^8$ [m/s] y \dot{r} : Velocidad relativa entre el transmisor y el receptor

Antes de comenzar debemos de quitar la limitante establecida al parámetro RIP, la modificación del diámetro de la antena y el nivel de potencia de transmisión realizado para corregir la limitación del RIP, es decir, debemos de regresar al estado inicial del escenario. Habiendo realizado esto damos clic en el icono "Refresh" para actualizar el reporte. Si analizamos el reporte previo en la columna referente al parámetro de desplazamiento Doppler vemos que se presenta una variación máxima de aproximadamente de ± 80 KHZ.

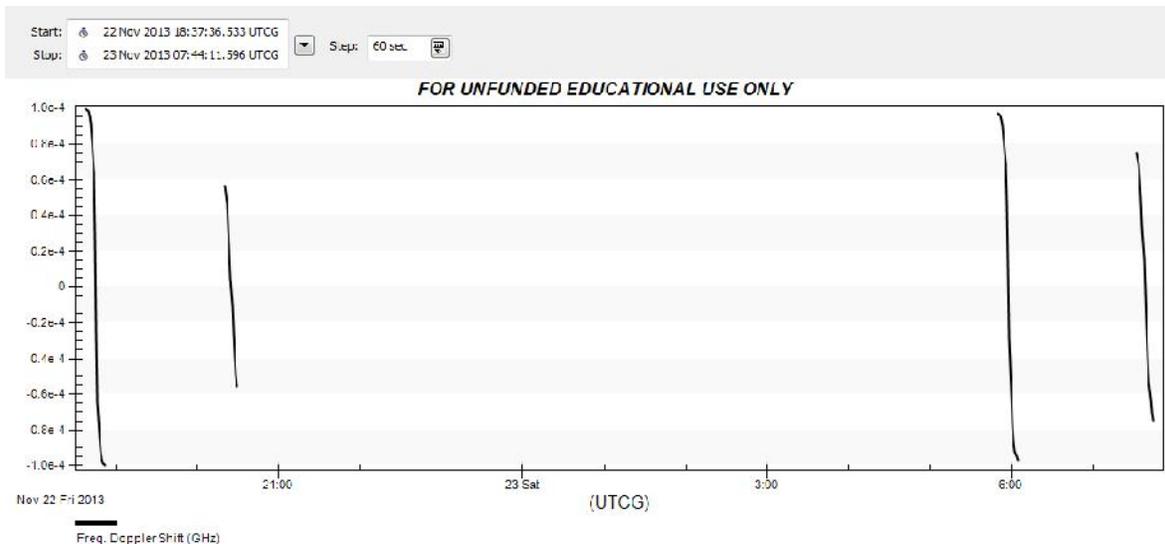


Figura 4.38 Valores del desplazamiento de frecuencia por efecto Doppler

En este caso restringiremos el valor que puede tomar dicho desplazamiento Doppler, lo limitaremos a un rango entre $\pm 50\text{kHz}$. Para ello damos doble clic sobre el receptor, se nos abre la ventana de propiedades de este elemento. Nos dirigimos a la opción “Constraints” y el apartado “Comm”, establecemos el valor mínimo para el desplazamiento Doppler de -50kHz y el máximo valor de 50kHz . Damos clic en “Apply”

En el caso del reporte, después de dar clic en “Refresh” vemos que el parámetro “Shift Doppler” ahora se encuentra limitado a los valores que ingresamos para el receptor en las restricciones para dicho parámetro

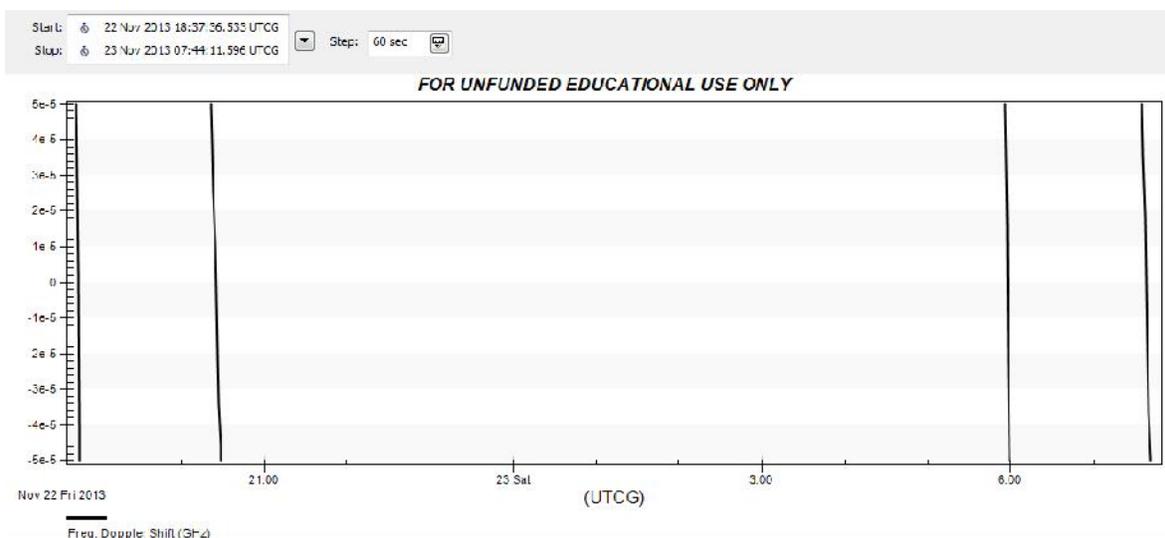


Figura 4.38 Valores del desplazamiento de frecuencia por efecto Doppler después de limitarlo

Analizamos el comportamiento del escenario bajo esta restricción en el desplazamiento Doppler, en el caso de la representación 2D vemos nuevamente el impacto que tiene dicha restricción comparado con la representación del escenario original sin restricción de parámetros.

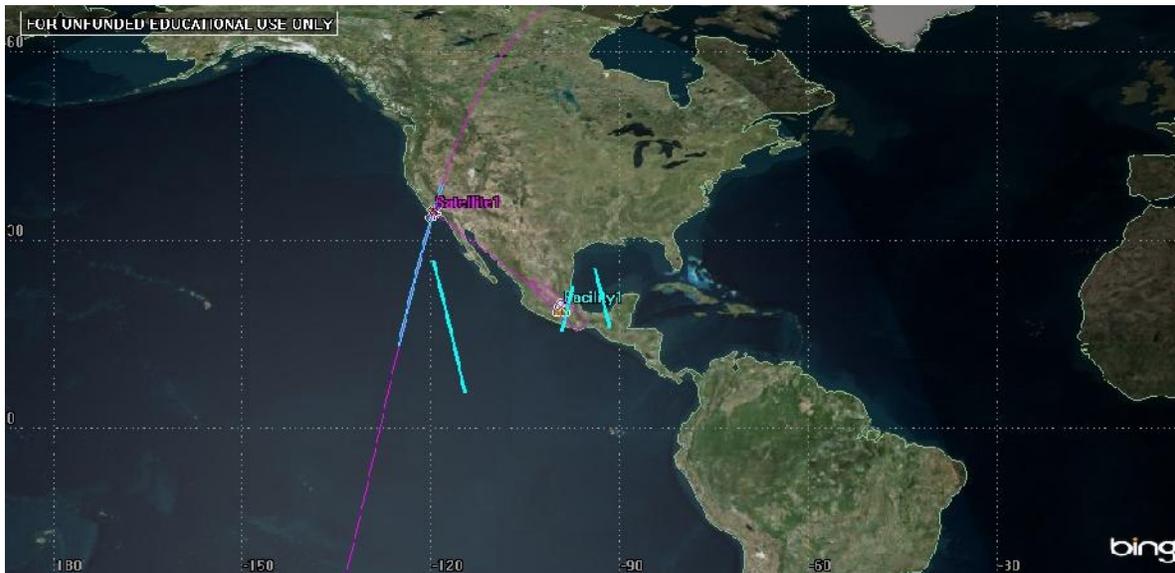


Figura 4.39 Gráfico 2D después de establecer la limitación en el desplazamiento Doppler

En este caso, los cambios de frecuencia por efecto Doppler no pueden ser corregidos a través de modificaciones de los parámetros ya sea del transmisor o receptor dado que es un fenómeno externo producido por los movimientos del satélite alrededor de su órbita. Por lo tanto en este caso las limitaciones de las variaciones de frecuencia por efecto Doppler pueden ser empleadas para seleccionar algún tipo de órbita en específico que permite minimizar las variaciones que presenta por efectos Doppler o para poder corregir las variaciones que se pudieran presentar en cuanto al movimiento del satélite alrededor de su órbita.

Ahora realizaremos una restricción del parámetro densidad de flujo "Flux Density", para ello primero debemos de quitar las restricciones impuestas al desplazamiento Doppler, por lo cual damos doble clic sobre el receptor y quitamos las restricciones. De igual manera nos ubicamos en la pestaña "Report", ahora vemos que los valores toma el parámetro "Flux Density" están en el rango de $-100\text{dBW}/\text{m}^2$ y $-123\text{dBW}/\text{m}^2$.

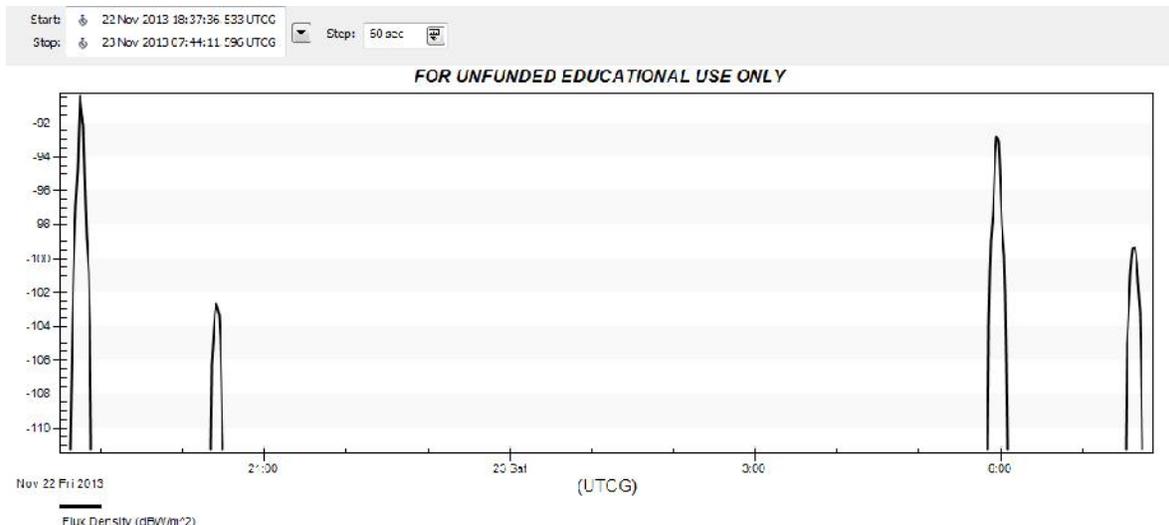


Figura 4.40 Valores del parámetro densidad de flujo para el enlace de comunicaciones.

Ahora consideramos que deseamos restringir el valor de la densidad de flujo “Flux Density” a valores mayores que $-110\text{dBW}/\text{m}^2$ para ello damos doble clic sobre el transmisor dado que este parámetro se encuentra relacionado con el valor del PIRE que nos da el transmisor. Ahora nos ubicamos en la opción de “Constraints” y el apartado “Comm”, y por último restringimos el valor de “Flux Density” para que tenga un valor mínimo de $-110\text{dBW}/\text{m}^2$



Figura 4.41 Limitación impuesta al valor de la densidad de flujo en el transmisor

Después de dar clic en “Apply”, observamos el comportamiento en la representación 2D; en este caso resulta claro el impacto de la restricción impuesta al parámetro “Flux Density” con una reducción de los trayectos descritos por la órbita del satélite que cumplan con los requerimientos impuestos al parámetro densidad de flujo.

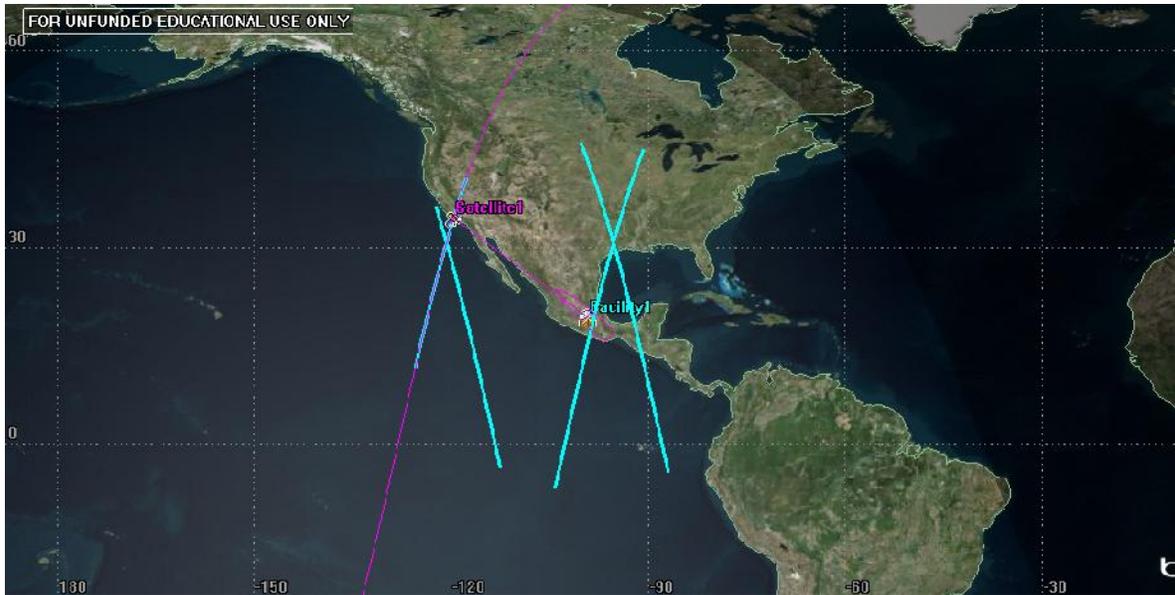


Figura 4.42 Gráfico 2D del escenario después de limitar el valor de la densidad de flujo

Si analizamos el reporte después de dar clic en el icono “Refresh” veremos que ahora los valores que toma el parámetro “Flux Density” se encuentran por debajo de $-110\text{dBW}/\text{m}^2$ que corresponden a la restricción impuesta previamente en este parámetro

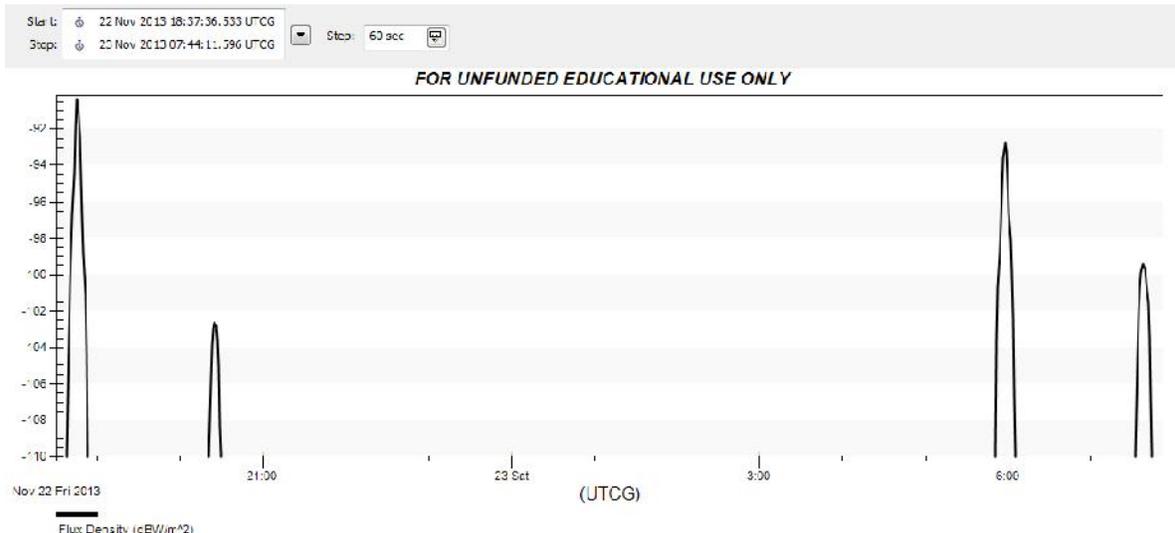


Figura 4.43 Valores de la densidad de flujo después de limitar su valor

Al igual que en el caso de la potencia isotrópica recibida RIP, el parámetro densidad del flujo “Flux Density” no es susceptible de mejorarse a través de ajustes en las propiedades del receptor, pero puede ser mejorada a través de modificaciones en las propiedades del transmisor como por ejemplo eliminar las pérdidas de apuntamiento de -1dB . Otra forma de mejorar las características del enlace ante la limitación impuesta es de a través de un incremento en un nivel de potencia de transmisión de 5dBW a 10dBW .

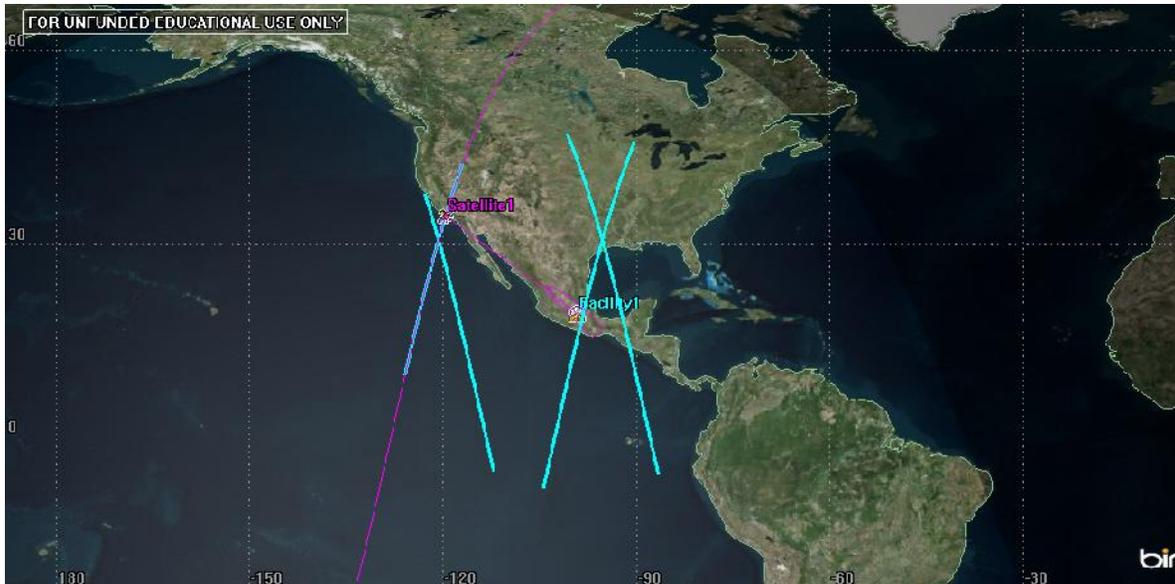


Figura 4.44 Representación 2D del acceso al satélite tras incrementar el nivel de potencia con limitación de la densidad de flujo

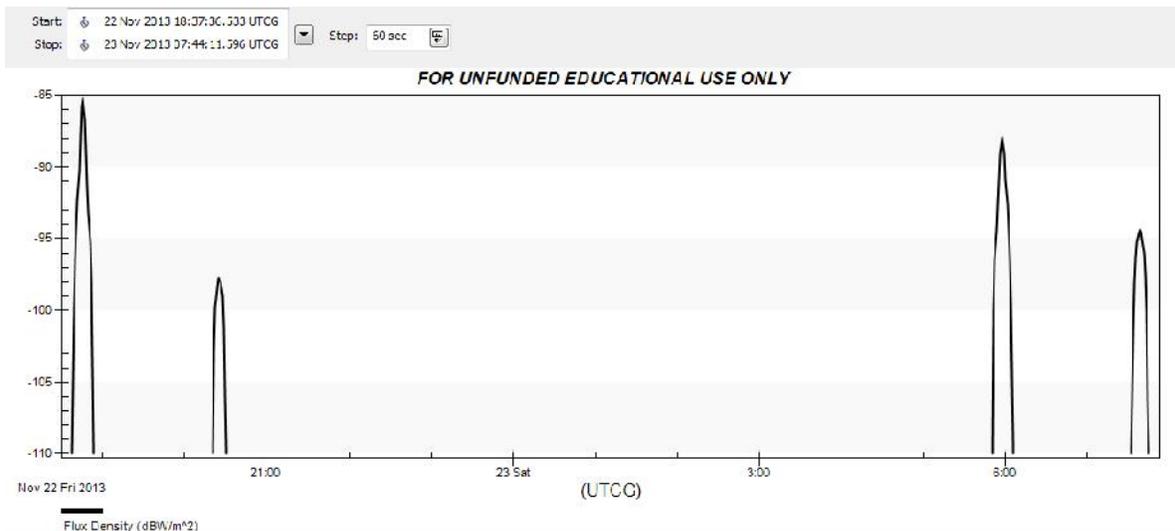


Figura 4.45 Valores de la densidad de flujo de potencia al aumentar el nivel de potencia a 10[dBW]

Ahora analizaremos el caso en que restringimos el valor que puede tomar el parámetro (C/N_0) (relación portadora a densidad de ruido) para ello antes de iniciar debemos de eliminar todas las restricciones que existan, para ello revisamos las propiedades del transmisor y receptor en la opción de “Constraints” en el apartado “Comm”.

Una vez realizado esto actualizamos el reporte generado para observar que los valores que toma el parámetro (C/N_0). En este caso vemos que dicho parámetro (C/N_0) tiene variación en el rango de 64dBHz a 93dBHz, mientras que el parámetro (C/N) varía en el rango de -10dB a 17dB.

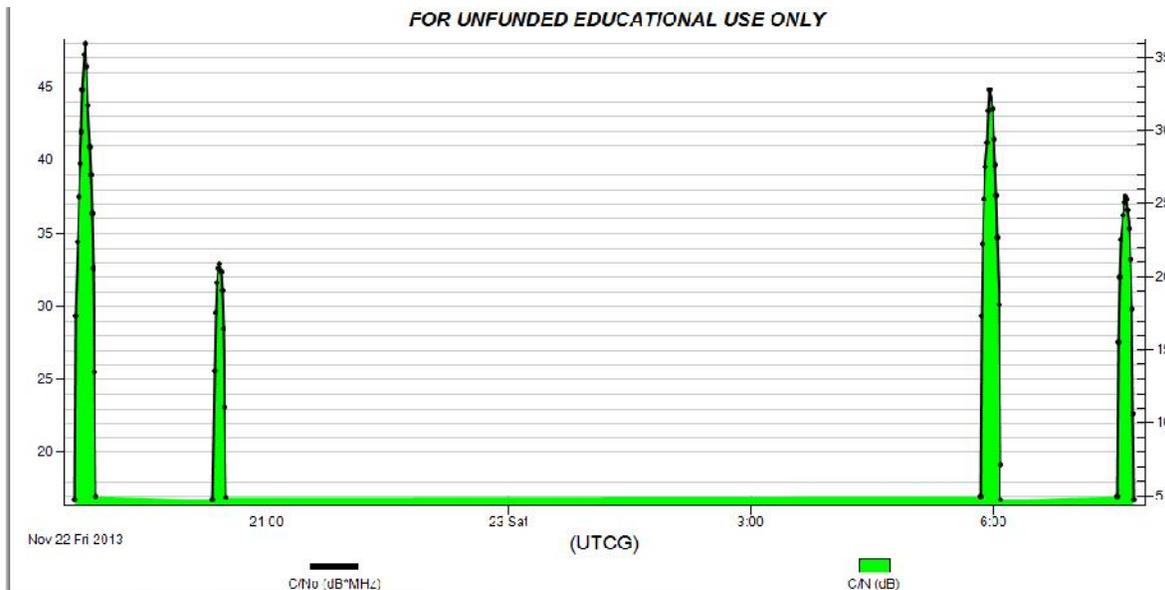


Figura 4.46 Variación de los parámetros (C/N_0) y (C/N)

Ahora procederemos a restringir el valor de (C/N) a un mínimo de 10dB para ello debemos de dar doble clic en el receptor y establecer un valor mínimo de (C/N) de 10dB en la opción “Constraints” en el apartado “Comm” como se muestra a continuación. Al dar clic en “Apply”, nos dirigimos a la representación 2D y nos daremos cuenta claramente de cuál es el impacto de dicha restricción en el valor de este parámetro (C/N)

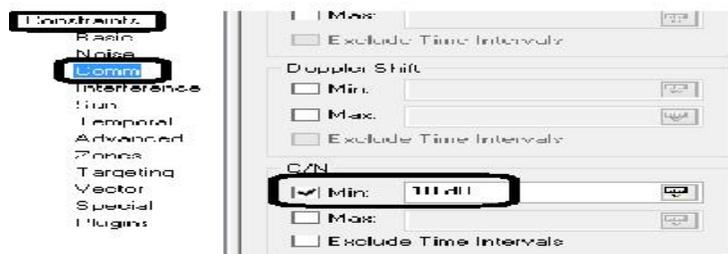


Figura 4.47 Limitando los valores del parámetro C/N

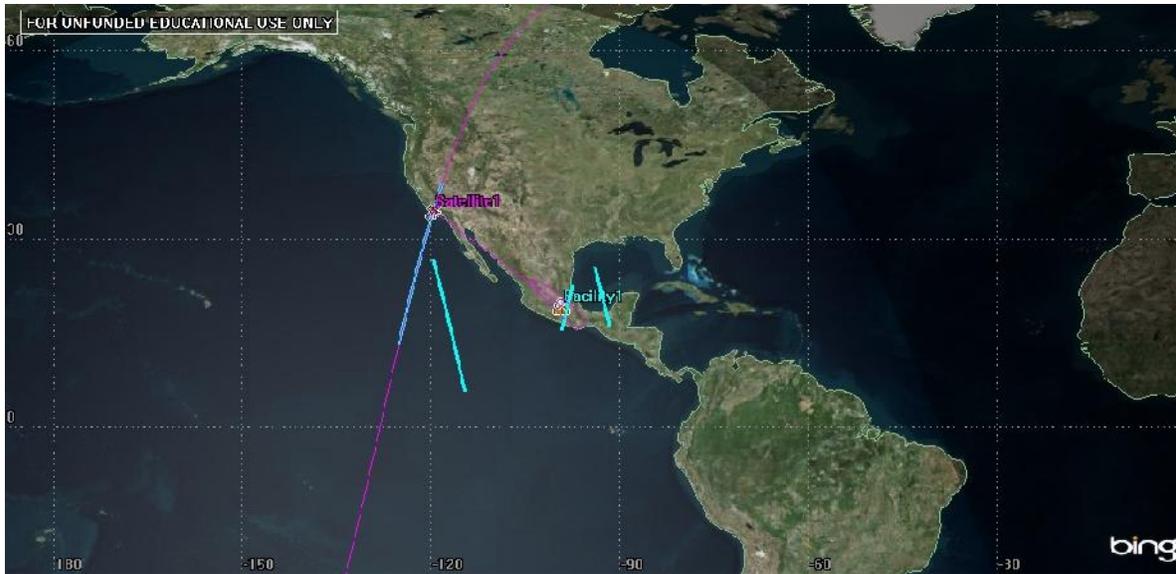


Figura 4.48 Representación 2D del escenario ante la limitación del valor de (C/N)

En el caso del reporte al dar clic en “Refresh” vemos que ahora el conjunto de valores que toma el parámetro (C/N) está restringido a 10dB. Y en este caso dado que el parámetro (C/N_0) está relacionado con (C/N) ahora el conjunto de valores que toma se encuentra en el rango de valores de 85dB/Hz a 90dB/Hz.

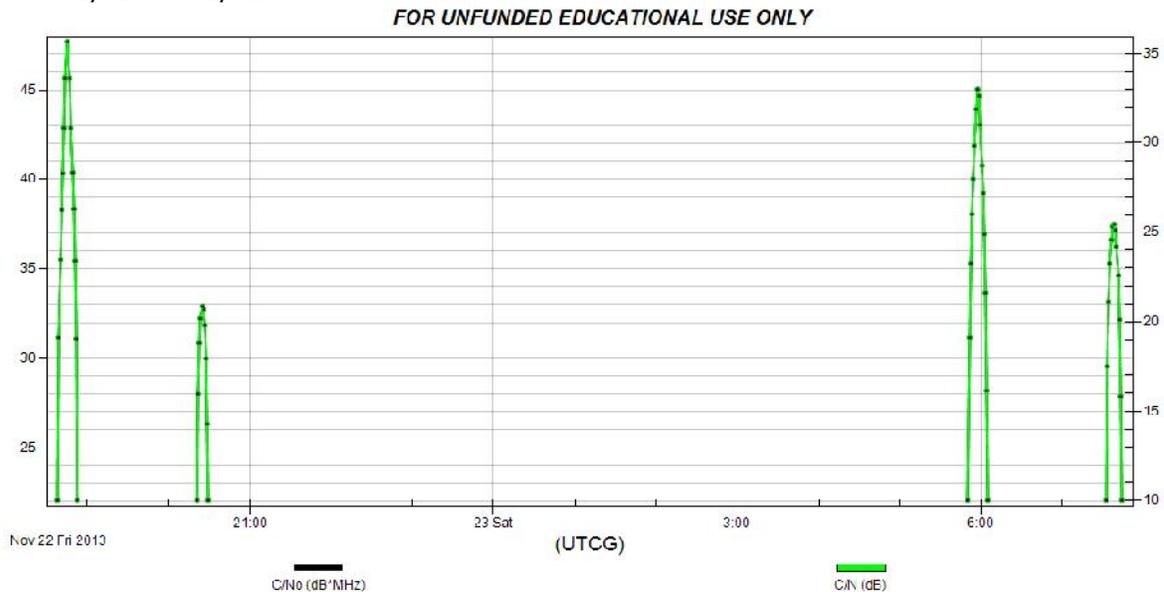


Figura 4.49 Valores de (C/N_0) y (C/N) después de limitar el valor de (C/N)

En contraste con los otros casos vistos, los valores que toman los parámetros (C/N_0) y (C/N) pueden ser mejorados a través de ajustes ya sea del equipo transmisor o receptor. Esto debido a que las expresiones para dichos parámetros según STK presentadas a continuación, se observa

claramente la dependencia que tienen con las características de ganancia tanto del transmisor como del receptor:

$$\left(\frac{C}{N_0}\right) = \frac{(EIRP)L_p L_a g_r}{kT_{eq}}$$

Donde L_p : pérdidas por espacio libre, L_a : Pérdidas atmosféricas, T_{eq} : Temperatura equivalente de ruido y EIRP: Potencia Isotrópica Radiada Efectiva y k constante de Boltzmann.

$$\left(\frac{C}{N}\right) = \frac{1}{BW_{RF}} \left(\frac{C}{N}\right)$$

Donde BW_{RF} : Ancho de banda RF .

Debido a ello podemos realizar las siguientes modificaciones tanto en el transmisor como en el receptor para mejorar los resultados obtenidos debido a la limitación impuesta, esto a través del análisis de los reportes generados y gráficamente en los resultados 2D. Primero modificaremos el nivel de ganancia del receptor

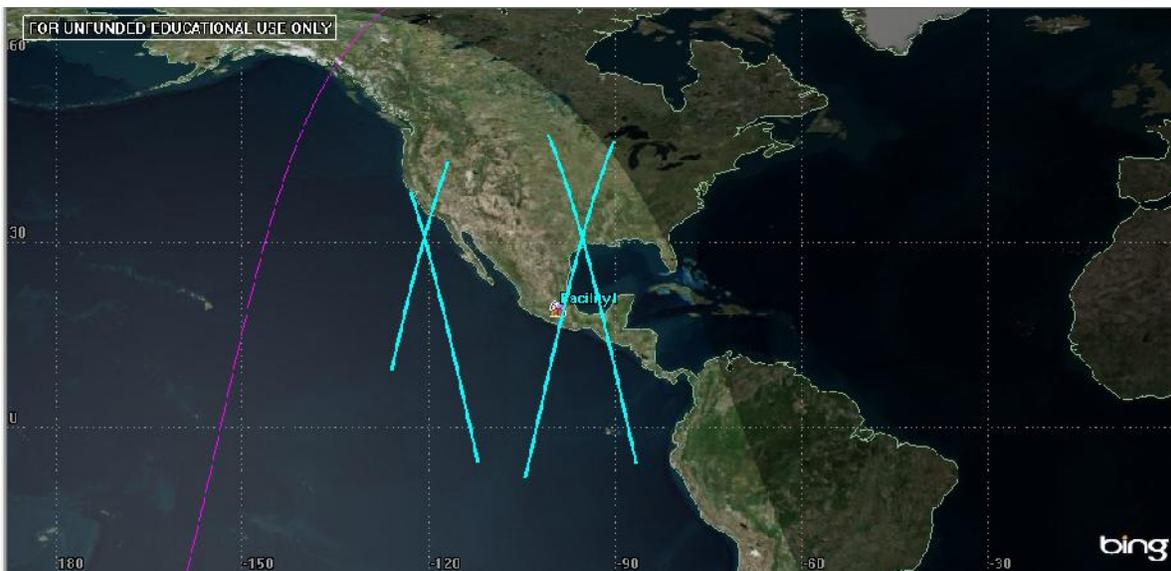


Figura 4.50 Efecto de incrementar el nivel de ganancia del receptor sobre el acceso al satélite

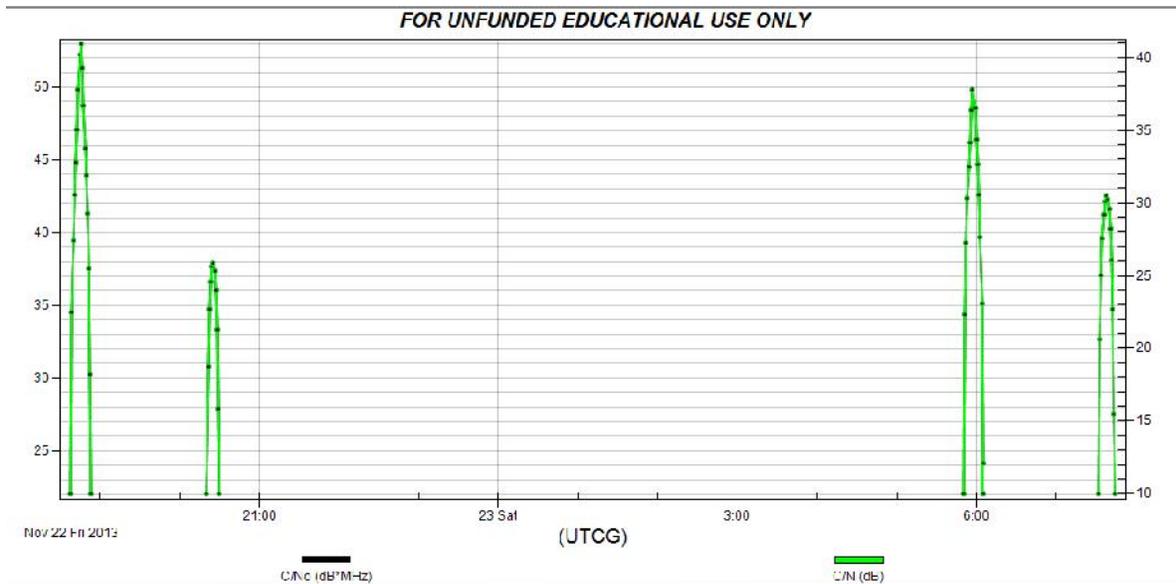


Figura 4.51 Valores de (C/N_0) y (C/N) después de incrementar el nivel de ganancia del receptor

Otra forma es reduciendo el valor de la figura de ruido en el receptor esto se conseguiría con la selección correcta de los elementos que conforman al receptor para poder obtener dicho nivel en la figura de ruido

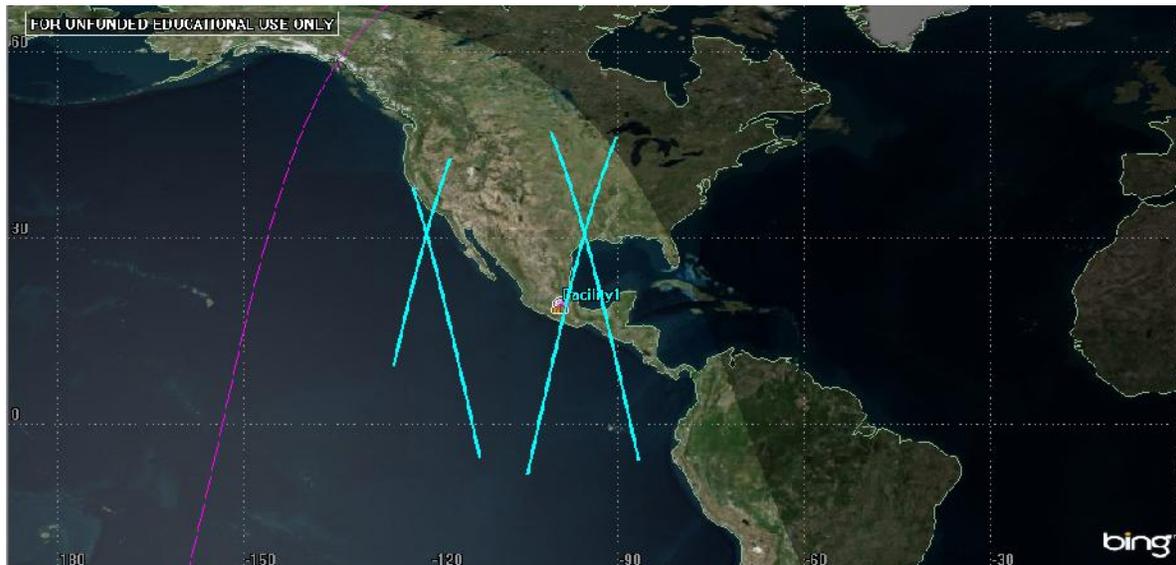


Figura 4.52 Efecto de reducir el nivel de la figura de ruido del receptor sobre el acceso al satélite

FOR UNFUNDED EDUCATIONAL USE ONLY

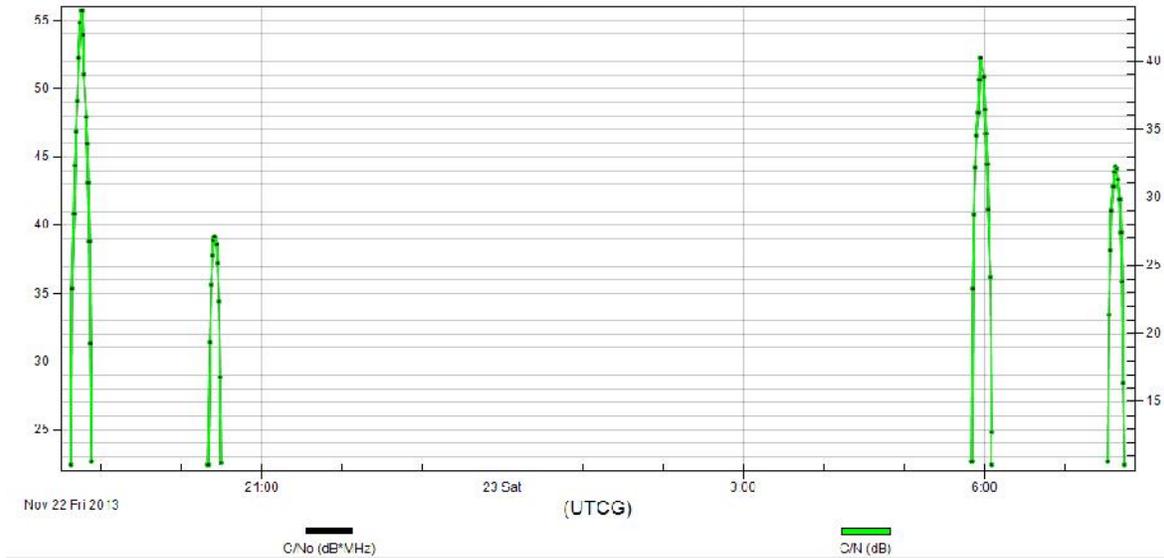


Figura 4.53 Valores de (C/No) y (C/N) después de reducir el valor de la figura de ruido del receptor

Otra manera de mejorar las condiciones del enlace bajo la restricción impuesta puede ser a través de cambiar el tipo de modulación empleada.

Otra manera es estableciendo en el receptor una pre-ganancia que permita mejorar las características del enlace. Por último, aprovechando la configuración particular de la órbita del satélite, se presentan las variaciones que presentan las atenuaciones por lluvia y por gases atmosféricos en función del ángulo de elevación.

Como vemos en la curva que define cada atenuación, se muestran sus niveles de atenuación y tienden a incrementarse a medida que los ángulos de elevación se reducen. Por otra parte, la contribución de atenuación generada por efectos de lluvia es mucho mayor que los niveles de atenuación generados por gases atmosféricos.

4.5 Propuesta de un Sistema Nacional de Percepción Remota

La carga útil es la combinación del hardware y el software en la nave espacial que interactúa con el sujeto (la porción de la parte del mundo exterior que la nave espacial está observando o interactuando para cumplir los objetivos de la misión. Las cargas útiles son típicamente únicas para cada misión y son la razón fundamental por la que la nave espacial es lanzada. El propósito del resto de la nave espacial es mantener la carga útil saludable, apuntando en la dirección correcta. Desde una perspectiva de la misión vale la pena tener en cuenta que el cumplimiento de estas exigencias es lo que impulsa en gran medida el tamaño de la misión, el costo y riesgo. En consecuencia, una parte crítica del análisis de la misión y diseño es entender lo que impulsa a un determinado conjunto de cargas útiles espaciales para que estos elementos puedan formar parte del proceso general del sistema diseñado para cumplir con los objetivos de la misión a un costo mínimo y el riesgo. En este capítulo se resume el proceso general del diseño de la carga útil y el tamaño. En general, la transformación de procesos de formación que son más aleatorias y produce huellas de ancho de banda más amplio, mientras que un proceso más organizado produce un retorno más coherente. Por ejemplo, el calor generado por un motor diésel se irradia en un amplio ancho de banda en el espectro infrarrojo, mientras que un láser (una transformación de la energía más organizada) genera radiación de banda estrecha. En la nave espacial teledetección nos ocupa mediciones de procesamiento de cuatro tipos espectrales primarios.

1. Seleccione los objetivos de la carga útil, estos objetivos, por supuesto, para el caso de nuestra propuesta. Sus objetivos son la de tomar imágenes de identificación de desastres naturales como incendios, ganadería pesca, recursos naturales, seguridad nacional etc.

2. Realizar Operaciones. Una parte clave de la operación objeto es determinar qué el sujeto es o debería ser. Para un sistema de comunicaciones móviles, es la mano del usuario receptor en espera. Aquí se debe determinar la cantidad de capacidad de poner en la unidad de usuario y cuánto poner en el satélite. Para nuestro satélite, podemos llegar a diferentes resultados si definimos como un ejemplo específico al sujeto como por ejemplo en particular la radiación IR producida por el fuego o como el humo o parpadeo visible que el fuego produce. Además de definir el tema, y determinar los umbrales de rendimiento a la que debe operar el sistema

3. Desarrollar el Concepto de Operaciones de carga. En última instancia, los datos o producto producido por la carga debe llegar al usuario en un formulario o formato adecuado. ¿Cómo será el usuario final de los datos de nuestro satélite a recibir y sobre los datos de satélite? ¿Cómo será el fabricante de la recuperación de los materiales y definir lo que se debe hacer en el siguiente vuelo? Operaciones de carga tendrán un impacto importante en el coste tanto de la nave espacial y operaciones de la misión. Las operaciones de carga útil pueden realizarlas los de la misma instalación y el personal que manejan la nave espacial, puede ser una actividad de operaciones completamente diferentes.

4. Determinar la capacidad de carga útil requerida. ¿Cuál es el rendimiento y el rendimiento requerido del equipo de carga para cumplir con los umbrales de rendimiento definido en el paso 2? Para nuestro satélite ¿cuál es la especificación de los equipos necesarios para cumplir con la temperatura, la resolución, o los requisitos de geolocalización?

5. Identificar Candidatos de cargas útiles. Aquí identificamos las posibles cargas y sus especificaciones. Para las misiones sencillas, habrá un único instrumento de carga útil. Para la mayoría de las misiones, habrá múltiples instrumentos o unidades que con frecuencia tienen que trabajar juntos para cumplir requisitos de la misión. Los diferentes complementos de equipos puede romper las tareas en diferentes formas e incluso puede trabajar con diferentes aspectos de la el sujeto. Por lo tanto, un sistema diseñado para identificar la fuente de las tormentas solares puede tener un reproductor de imágenes y un espectrómetro o un magnetómetro y un instrumento para asignar pequeña fluctuaciones de temperatura en la fotosfera o en el viento solar.

6. Estimar Candidatos de la carga útil y sus características: Aquí tenemos que determinar la características de rendimiento , el coste y el impacto en el autobús nave espacial y la tierra sistema, de manera que podamos entender el costo vs rendimiento para cada uno de los viables sistemas candidatos . Las cargas útiles serán diferentes en su rendimiento y el costo, sino también en el peso, el poder, el señalar, velocidad de datos, térmicas, soporte estructural, órbita, al mando, y requisitos de procesamiento. Debemos conocer todos estos impactos significativos para llevar a cabo el comercio

7. Evaluar a los candidatos y seleccionar una línea de base. Aquí examinamos las alternativas y hacer una selección preliminar de la combinación de carga útil que mejor se adapta a nuestros objetivos de costo y rendimiento. En la selección de una línea de base, debemos decidir qué elementos del desempeño valen la cantidad de dinero. La línea de base de carga útil es fuertemente en relación con la línea de base la misión y no se puede definir de manera aislada del resto de las partes de la misión y lo que será capaz de hacer para el usuario final.

8. Evaluar Costo del ciclo de vida y operatividad. En última instancia, queremos determinar misión utilidad como una función de coste. Por lo general no va a ser un simple nivel de costes frente a la caracterización del rendimiento. Más bienes un oficio complejo que requiere la interacción sustancial con los usuarios potenciales y con la organización que financia la actividad. Puede que sea necesario en este momento para relajarse o dar prioridad a algunos de los requisitos de la misión con el fin de cumplir con los objetivos de costes y el calendario.

9. Definir los requisitos de carga derivados. En este paso, se proporciona un detallado definición de los efectos de las cargas seleccionadas en los requisitos para el resto de la sistema (es decir, el bus de la nave espacial, el segmento de tierra y operaciones de la misión). Nuestro satélite tendrá el poder, el señalar, geolocalización, y los requisitos de velocidad de datos. En la nave espacial niveles de limpieza y control de jitter. Estos, a su vez, pueden imponer requisitos secundarios tales como el almacenamiento de los comandos a bordo o la estabilidad térmica para señalar y jitter de control.

10. Documentar y reiterar. Se hace un hincapié una vez más la necesidad de documentar lo que hemos decidido y por qué. La "por qué" es fundamental para permitir que las operaciones del sistema para proceder en un tiempo futuro. Podemos tomar decisiones preliminares para una amplia variedad de razones, pero debemos entender estas razones, a fin de continuar con inteligencia para hacer la carga útil y el sistema de comercio. Como todos los análisis misión espacial y el proceso de diseño, la definición de carga útil es iterativa. Nosotros volverá al proceso tantas veces como aprendemos más sobre las consecuencias de opciones preliminares.

Una vez vistos los pasos tenemos que tener en cuenta lo siguiente:

Frecuentemente se requiere una capacidad de carga útil y hay varias maneras de cumplir requisitos de la misión. Cómo ordenar a través de estos enfoques múltiples no siempre es evidente. El enfoque general para nosotros un esquema nos proporciona un marco repetible para la elección de una carga útil para satisfacer una remota detección de la misión. Una vez que seleccionamos una fenomenología física (por ejemplo, la medición térmica radiación infrarroja para detectar el bosque incendios, ganadería, pesca etc.), a continuación, dos cosas tienen que ser establecidas. La categorización de las misiones de teleobservación se complica por el hecho de que los sensores normalmente suelen tener múltiples usos, y se pueden clasificar de acuerdo con cualquier número de diferentes aspectos, tales como la técnica de medición (activa o pasiva), medidos según el evento (tales como incendio o deforestación, control de plagas, seguridad nacional, Ganadería, etc.), y la resolución de la medición (espacial, espectral, radiométrica, temporal). A modo de ejemplo, sin embargo, la tabla 4-3 ofrece una pequeña muestra de teledetección en cargas útiles y las correspondientes misiones de naves espaciales.

Purpose	Instrument Name	Size L x W x D (m)	Mass (kg)	Avg. Pwr. at 28 V (W)	Data Rate (Mbps)	Aper- ture (m)	Pointing Accu- racy (deg)
Solar Physics	Lyman-Alpha Coronagraph	2.8 x 0.88 x 0.73	250	87	13.5	—	0.003
	X-ray Telescope Spectrom.	2.7 x 1 dia.	485	30	0.4	—	0.003
	Solar Optical Telescope	7.3 x 3.8 dia.	6,800	2,000	50+	1.25	—
	Solar Magnetic Velocity Field	2 x 0.4 x 0.4	183	322	2+	—	0.003
	100 m Pinhole Camera	1 x 1 x 2	1,000	500	0.5	—	—
	Extreme UV Telescope Solar Gamma Ray Spectrom.	2.78 x 0.86 x 0.254 1 x 1 x 3	128 2,000	164 500	1.28 0.1	— 140 cm ²	— 0.003
Space Plasma Physics	Ion Mass Spectrometer	0.5 x 0.5 x 0.4	80	334	0.01	—	1
	Beam Plasma	0.6 x 0.7 x 0.7 + two 0.7 dia. ant.	17	38	0.016	—	8
	Plasma Diagnostics	—	2,000	250	50	—	—
	Doppler Imaging Interferom. Proton (Ion) Accelerators	(0.25) ³ 6.7 x 3.4 x 3.10	100 500	620 1,500	0.2 0.258 (4.2 TV)	—	— 1
High Energy Astro- physics	Gamma Ray Burst	2 x 4 dia.	1,000	120	0.01	3	—
	Cosmic Ray Transition	3.7 x 2.7 dia.	1,500	230	0.10	2.70	—
	X-ray Spectrom./Polarimeter	1.8 x 1.8 x 3	2,000	300	0.03	—	0.1
	Short X-ray	1 x 1 x 3	1,000	300	0.025	1 x 3	0.1
	Hi Energy Gamma Ray Tele.	3 dia. x 4	10,000	100	0.003	3	0.1
Resources	Gravity Gradiometer	0.23 m sphere	10	1	—	—	1-2
	Synthetic Aperture Radar	2.8 x 3.7 x 1.4	808	3,000	120	8 x 2.8	2.5
	Multi-Spectral Mid-IR	1.5 x 1 dia.	800	800	30	1	0.1
	Thematic Mapper	2 x 0.7 x 0.9	239	280	85	0.406	0.08
Materials Processing	Materials Experiment Assem.	1 x 1 x 2	900	500	0	—	—
	Solidification Experiment	—	1,100	3,000	0.02	—	—
Life Sciences	Life Science Lab Module	7 x 4 dia.	6,800	8-25 kW	1.0	—	—
Environ- mental	Limb Scanning Radiometer	4.8 x 1.9 dia.	~ 800	125	0.52	—	—
	Microwave Radiometer	4 x 4 x 4	325	470	0.20	4	±0.1
	Dual Frequency Scatterom.	4.8 x 1.5 x 0.3	150	200	0.01	4.8 x 0.3	1
	Ocean SAR	20 x 2 x 0.2	250	300	120	20 x 2	0.1
	Solar Spectrum	0.4 x 0.3 x 0.6	16	80	Low	—	±3
	Doppler Imager	1.25 x 0.6 x 0.8	191	165	20	—	±3
	Photometric Imaging	1.4 x 1.4 x 0.5	147	330	0.01	—	±1.8
Comm.	TDRS Comm. Payload	2.5 x 2.5 x 1	680	715	300 (x2) + 50	4.8	~ 0.3
	DSCS III	—	550	481	—	—	—

Tabla 4.3 Tabla de características típicas de carga útil. [5]

4.5.1 Diseño de procesos de carga útil de observación

La Tabla 4.4 contiene los detalles del proceso de diseño para sistemas en visible e infrarrojo. Comenzamos con los parámetros básicos de diseño, como la altura orbital, mínimo ángulo de observación y la resolución del suelo. A continuación, calculamos las cantidades que describen el rendimiento del instrumento en particular, definimos el procesamiento de parámetros de píxeles y la velocidad de datos del sistema, el tamaño de la óptica para un tamaño de pixel dado, y la radiometría del sensor. Los cálculos de nuestro satélite para la carga útil se dan en la tercera columna. La velocidad de datos requerida para cargas útiles de observación depende de la resolución, la cubierta la edad, y la precisión de la amplitud. Con el máximo ángulo de mirada, actitud nave espacial, h , y perpendicular a la trayectoria de tamaño de píxel, X , tenemos que la imagen $2\eta h/X$ píxeles por línea de barrido (cross-track). Con la nave espacial de la pista de tierra V_g velocidad y el tamaño de los píxeles a lo largo de la pista Y , tenemos que escanear V_g/Y líneas en un segundo.

Tabla 4.4 de cálculos de parámetros de diseño de sensores ópticos pasivos.

<i>Paso</i>	<i>cálculos</i>	<i>SATELITE</i>	<i>comentarios</i>
Paso 1 Definimos parámetros de orbita			
SE DEFINE ALTITUD DE LA ORBITA , h	DE LA SIMULACION	$h=700\text{km}$	ver simulación.
Calculo de periodo de órbita. P	Ecuación 1	$\rho=98.8[\text{min}]$	asumimos que es una órbita circular.
Calcular la velocidad de la pista de tierra, V_g	Ecuación 2	$V_g=6.78[\text{km/h}]$	asumimos que es una órbita circular.
Calculo de nodo, ΔL	Ecuación 3	$\Delta L =24.8 [^\circ]$	Función de inclinación.
Paso 2 Definir parámetros de visualización del sensor.			
Cálculo de radio angular de la Tierra, ρ	Ecuación 4	$\rho=64.3[^\circ]$	Depende de la altitud de la órbita.
Cálculo de la máxima Distancia de horizonte	Ecuación 5	$D_{max}=3,069[\text{Km}]$	Depende de la altitud de la órbita.
Definir el máximo Ángulo de incidencia, IA	Parámetro diseñado por IRC*	$IA=70[^\circ]$	Ajustar el ancho de franja para una buena cobertura.
Calculo del ángulo de visión del sensor (= ángulo nadir),	Ecuación 6	$\eta=57.9[^\circ]$	será menos que ρ

Calculo del ángulo mínimo de elevación $\epsilon=90-IA$		$\epsilon=20[^\circ]$	
Calculo Max. ángulo Central de la tierra, ECA_{max}	Ecuación 7	$ECA_{max}=12.1[^\circ]$	si se da ϵ , calcule ECA_{max}
Calcular la distancia oblicua, R_s	Ecuación 8	$R_s =1,578[\text{km}]$	
Encontrar ancho de franja	$2ECA_{max}$	$2ECA_{max} =24.2 [^\circ]$	Determina cobertura.

Paso 3 definir parámetros de píxeles y velocidad de datos

Especificar máx. distancia a lo largo de la pista de muestreo del suelo, $Y_{m\acute{a}x}$	parámetros de diseño	$Y_{m\acute{a}x}=681$	Basado en los requerimientos de resolución espacial ECA_{max}
Determinar el campo de visión instantáneo, IFOV	$IFOV = \frac{Y_{m\acute{a}x}}{R_s} \cdot \frac{180^\circ}{\pi}$	IFOV=0.00245 [°]	Un ancho de pixel.
Encontrar máx. cruz pista píxeles de resolución $X_{m\acute{a}x}$ en ECA_{max}	$X_{m\acute{a}x} = \frac{Y_{m\acute{a}x}}{\cos(IA)}$	$X_{m\acute{a}x} = 199.8[\text{m}]$	impulsado por la resolución con el alcance máximo de inclinación.
Determina la resolución de píxeles de tierra perpendicular a la trayectoria, X en el nadir	$X = IFOV \cdot h \cdot \left[\frac{\pi}{180^\circ}\right]$	X=30[m]	Mejor resolución perpendicular a la trayectoria de este instrumento
Determina la resolución de píxeles de tierra a lo largo de	$Y = IFOV \cdot h \cdot \left[\frac{\pi}{180^\circ}\right]$	Y=30[m]	Mejor resolución a lo largo de la trayectoria de este instrumento.

la pista, Y en el nadir			
Determina numero de ruta transversal píxeles Z_c	$Z_c = \frac{2\eta}{IFOV}$	$Z_c = 4.4 \times 10^4$	El tamaño de pixel sobre el terreno varia a lo largo de la franja
Encontrar el número de franjas registrado largo de la derrota en 1 segundo, Z_a	$Z_a = \frac{V_g * 1seg}{Y}$	$Z_a = 225.6$	Numero de hileras sucesivas sin lagunas en el nadir
Encuentra el número de píxeles recorridos en, Z	$Z = Z_c * Z_a$	$Z = 1.06 \times 10^7$	
especificar el numero de bits para codificar el pixel, B	Parámetros de diseño	8 bits	Basado sobre una radiométrica resolución requerido y rango dinámico
Paso 4. Definir los parámetros de integración de sensores			
Especificar el número de píxeles para Whiskbroom inst. N_m	Parámetro de diseño	$N_m = 256$	Debe ser lo suficientemente para permitir suficiente tiempo de Integración.
Encontrar pixel período de integración, T_i	$T_i = \frac{Y}{V_g} \cdot \frac{N_m}{Z_c}$	$T_i = 24.1 [\mu s]$	Tiempo de integración de cada pixel del detector.
Paso 5. Definir óptica del sensor			
Especificar el ancho de los detectores cuadrados, d	Parámetro de diseño	$d = 30 [\mu m]$	Típico para los detectores disponibles.
Especificar el factor de calidad de la imagen, Q	Parámetro de diseño	$Q = 1.1$	$0.5 < Q < 2$ ($Q = 1.1$ para buena calidad de imagen)
Especificar la operación de la longitud de onda, λ	Parámetro de diseño	$\lambda = 4.2 [\mu m]$	Basado en temas de oficios
Definir la longitud del focal, f	$f = \frac{h * d}{x}$	$f = 0.7 [m]$	Usar la altitud
Encontrar el limite	$D = \frac{2.44 * \lambda * f * Q}{d}$	$D = 0.263 [m]$	

de difracción de diámetro de apertura, D			
Cálculo de numero de de ópticas F, F#	$F\# = \frac{f}{D}$	F#=2,7	Típico rango=4-6
Calculo del campo de visión del sistema optico, FOV	$FOV = IFOV * N_m$	FOV=0.628[°]	Para la matriz de pixeles
Frecuencia de corte, F_c	$F_c = D/\lambda h$	$F_c = 0.09[\text{linepairs/m}]$	Referente al Nadir
Determinar la trayectoria perpendicular para la frecuencia de Nyquist	$F_{nc} = 1/2X$	$F_{nc} = 0.017[\frac{lp}{m}]$	Referido a la Tierra de la de la resolución del pixel del nadir
Determinar la trayectoria larga para la frecuencia de Nyquist	$F_{na} = 1/2Y$	$F_{na} = 0.017[\frac{lp}{m}]$	Referido a la Tierra de la de la resolución del pixel del nadir
Calculo de la frecuencia relativa de Nyquist F_{qc}, F_{qa}	$F_{qc} = \frac{F_{nc}}{F_c}; F_{qa} = \frac{F_{na}}{F_c}$	$F_{qc} = 19\%$ $F_{qa} = 19\%$	% de frecuencia de corte usado en este caso
Paso 6. Estimación Sensor Radiométrico (para Nadir)			
Definir la operación Del ancho de banda $\Delta\lambda$	Parámetro de diseño	$\Delta\lambda=1.9[\mu\text{m}]$	Sobre la base de operaciones sujetas
Definir el equivalente de temperatura de cuerpo negro . T	Parámetros de diseño	T=290[K]	Temperatura de cuerpo negro de la tierra
Calcular el poder De entrada, P_{en}	$P_{en} = \frac{L}{h^2} \cdot \left(\frac{D}{2}\right)^2 * \pi$	$P_{en}=4.3 \times 10^{-11}[\text{W}]$	P_{en} es la potencia de entrada de la óptica-

Definir el factor óptico de transmisión, τ_0	Parámetro de diseño	$\tau_0=0.75$	Típica valuación para sistemas ópticos.
Encontrar el poder de entrada en el detector del pixel, P_D	$P_D = P_{in} * \tau_0$	$P_D=3.2 \times 10^{-11} [W]$	Muy poca energía llega al pixel
Determinar la energía disponible después del tiempo de integración E	$E=P_D * T_I$	$E=7.8 \times 10^{-16} [W]$	Diseño radiométrico
Encontrar número de fotones disponibles N_p	$N_p=E\lambda/hc$	$N_p=1.7 \times 10^4$	h es la constante de planck y c es la velocidad de la luz
Definir la eficiencia Cuántica, QE, del Detector de λ	Parámetro de diseño	QE=0.5	Propiedad física típica de detector de material
Calcular el número de electrones disponible N_e	$N_e = N_p * QE$	$N_e=8.3 \times 10^3$	Valuado para un detector ideal
Determinar el número De electrones de ruido N_n	$N_n=\sqrt{N_e}$	$N_n=91$	Considere un disparo de ruido
Definir de número de lectura de los electrones de ruido N_r	Parámetro de diseño	$N_r=25$	Típica valuación
Determinar el número total De ruido de electrones N_T	$N_T = \sqrt{N_n^2 + N_r^2}$	$N_T=95$	Asume proceso de ruido no correlacionado
Encontrar la señal razón a ruido, SNR	$SNR=N_e/N_T$	SNR=88	Suponiendo que la señal domina el fondo

Un segundo reto con el diseño es la relativamente pobre relación señal-ruido de 88. Si consideramos un píxel en el límite del campo de vista, entonces la información radiométrica vuelve indistinguible de ruido. Finalmente el número F de la óptica de 2.7 (impulsado por la longitud focal de 0,7 m y una abertura diámetro de 26 cm) es un diseño óptico bastante exigente. Ahora seleccionamos un "instrumento similar" de la Tabla 9-13 para nuestro satélite. Parecemos tener dos opciones: el instrumento Thematic Mapper o el Multiespectral Mid-IR. Tentativamente seleccionamos el multiespectral de Mid-IR como nuestro instrumento similar y escalará de sus parámetros fundamentales de 1,5 m x 1 m de diámetro, 800kg de peso, y 900 W de potencia, por su 1-m de abertura. Primero calculamos el radio de apertura

$$R=0.26/1.0= 0.26$$

Con este radio fundamental, ahora estimaremos nuestros parámetros de la carga útil.

Tamaño=0.4m X 0.3 m diámetro

$$\text{Peso}= 2 \times 800 \times 0.26^3 =28\text{kg}$$

$$\text{Poder}= 2 \times 900 \times 0.26^3 = 32\text{W}$$

De todas las misiones de satélites de observación terrestre de la ESA encontramos uno en concreto que compartía muchas características con nuestros satélites. En la siguiente tabla 4.5 se muestra los diferentes aspectos con el satélite SPOT 6 y 7 para comprobar que ampliando algunos de ellos se podría implementar una constelación de satélites SATelite1 y SATelite2 de manera real. La constelación SPOT6 y 7 son satélites de observación terrestre. Su misión es medir uso de la tierra, la agricultura, la silvicultura, geología, cartografía, ordenación del territorio etc. Spot 6 y Spot 7 forman una constelación de satélites de observación de la Tierra diseñada para garantizar la continuidad de la disponibilidad de los datos de alta resolución y campo amplia cobertura hasta 2024. Sabemos también que la vida útil de estos satélites es de diez años operativos. SATelite1 y SATelite2 también son satélites de observación que pretenden tener las mismas aplicaciones como son la agricultura, geología, ganadería, ordenación del territorio entre otros. Analizamos 3 posibles alturas descartando las correspondientes a 200 y 300 km por la necesidad de un motor de iones para contrarrestar el *drag* generado por la atmósfera, por lo que SATelite1 y SATelite2 se sitúa a 700 km.

La inclinación obtenida (ecuación 4.2 de este Capítulo) era de 98,3 grados (inclinación no polar). SPOT 6 y 7 tiene una masa de 720 kg. Este peso tiene en cuenta tanto la carga útil como el combustible. Para obtener la masa de SATelite1 y SATelite2 hemos utilizado el coeficiente balístico y a una altura de 700 km la masa obtenida es de 500kg. SPOT 6 y 7 tiene paneles de 5.4m de diámetro. Por otro lado SATelite1 y SATelite2 utiliza paneles solares abatibles y su material elegido es Arseniuro de Galio. SPOT 6 y 7 tiene como sensores principales un 2 x NAOMI. SATelite1 y SATelite2 utiliza HRG ofrece imágenes con una resolución de 5 metros de una extensa capacidad de imagen stereo largo de la pista como instrumento de observación. Están hechas de Silicio como material principal.

Características del satélite SPOT6 y 7	
Nombre	SPOT6
Tipo de Orbita	Órbita: Spot 6 y 7 estarán en fase sobre la misma órbita que Pléyades 1 y 2, a 694 km. de altitud
Índice de masa	720 kg (incluyendo 60 kg de carga útil y 80 kg de combustible)
Dimensiones	Módulo de servicio: ~ 1,55 x 1,75 x 2,7 m
Altitud	694km
Sensores	2 x NAOMI
Resolución espacial	Pan: 2 m, MS: 8 m
Cargas adicionales	NO
Tipo de modulación	QPSK
Cobertura	Casi todo el planeta
Tiempo de actualización de datos	Cada 24Hrs
Bandas espectrales	Pancromática: 0,450-0,745 μm Azul: 0,450-0,520 μm Verde: 0,530-0,590 μm Rojo 0,625-0,695 μm Infrarrojo cercano: 0,760-0,890 μm Adquisición de datos simultánea en las 5 bandas.
Aplicaciones principales	uso de la tierra, la agricultura, la silvicultura, geología, cartografía, ordenación del territorio, anejo de desastres naturales entre otros
Vida útil	10 años

Tabla 4.5 Características generales de la constelación SPOT6 y 7

Ahora propondremos nuestro Sistema Nacional de Percepción Remota de acuerdo a todos los análisis estudiados y descritos con anterioridad se puede proponer dicho Sistema Nacional de Percepción Remota contara con una constelación de satélite llamados SATelite1 y SATelite2 ubicados en una órbita helio síncrona, a una altura de 700km básicamente está formado de CUATRO sensores HRG(PRINCIPAL) ,HRS, Vegetación y DORIS que operan en las bandas B1, B2, B3, SWIR y PAN estos sensores nos permitirán analizar grandes extensiones del territorio mexicano cubriendo una gran cantidad de aplicaciones.

En la siguiente tabla 4.6 se muestran las características y se presenta la propuesta de nuestro Sistema Nacional de Percepción Remota de los satélites SATelite1 y SATelite2.

Nombre(s)	SATelite1 y SATelite2.
Tipo de Orbita	Órbita SATelite1 y SATelite2, a 700 km. de altitud
Índice de masa	500 kg (incluyendo 28 kg de carga útil y 80 kg de combustible)
Dimensiones	Módulo de servicio: ~ 1,55 x 1,75 x 2,7 m
Altitud	Se consideran 3 diferentes alturas: · En las dos primeras órbitas correspondientes a 200 y 300 km. Sería necesario un motor de iones para contrarrestar el <i>drag</i> generado por la atmosfera. Se situará el satélite a 700 km ya que es la altura más utilizada en los satélites de observación terrestre. Además el efecto del <i>drag</i> es mucho menor a medida que la atmosfera se acaba, así que nos afecta mucho menos a 700 km. Es por esto que elegimos esta altura para SATelite1 y SATelite2.
Sensores	HRG
Resolución espacial	Pan: 5 m (2,5 m supermode), MS: 10 m, SWIR: 20 m
Cargas adicionales	VEGETATION, DORIS, HRS
Tipo de modulación	QPSK
Cobertura	Todo el territorio mexicano incluyendo dominio marítimo pudiendo ofrecer sus servicios en américa latina
Tiempo de actualización de datos	Cada 24Hrs
Bandas espectrales	PAN a 5m Banda1 visible, Banda2 Infrarrojo medio, Banda3 Vapor de agua a 10m , SWIR a 20m
Aplicaciones principales	Uso de la tierra, la agricultura, la silvicultura, geología, cartografía, ordenación del territorio, y de desastres naturales entre otros
Vida útil	5 años
Inclinaciones	Las inclinaciones utilizadas han sido el producto de la ecuación 4.2. Para los dos primeros casos obtuvimos inclinaciones de 96,42grados y 96,77grados. Para el caso de SATelite1 y SATelite2. La inclinación obtenida era de 98,3grados.

Tabla 4.6 Características generales y propuesta de nuestro Sistema Nacional de Percepción Remota

[1] Ing. Martínez Muñoz Julio, Percepción Remota “Fundamentos de Teledetección Espacial”, Primera edición 2005.

[2] <http://www.nasa.gov/multimedia/imagegallery/index.html>

[3] http://www.ehowenespanol.com/efectos-radiacion-solar-sobre_85799/

[4] <http://www.astromia.com/glosario/ciclosolar.htm>

[5] Robert A. Schowengerdt, REMOTE SENSING models and methods for image Processing, Third edition 2006.

CAPITULO 5

5.1 ALGUNOS EJEMPLOS DE SATELITES DE OBSERVACIÓN DE LA TIERRA Y SUS CARACTERÍSTICAS TÉCNICAS.

5.1.2 El Programa Landsat

Los satélites Landsat, administrados por la United States Geological Survey (USGS- Servicio Geológico de los Estados Unidos) – y la NASA, han tomado imágenes de resolución espacial media desde el año 1972. La misión más actual, Landsat 7 ETM+ (Enhanced Thematic Mapper +) fue lanzada en abril de 1999 (Figura 5.2). Provee imágenes útiles para diversas aplicaciones como la identificación de recursos de la Tierra, el estudio de la superficie del terreno e identificación de coberturas, monitoreo ambiental, agricultura y forestación, monitoreo y evaluación de desastres, detección de coberturas de nieve y hielo, y el monitoreo del cambio geológico.



Figura 5.2 Representación del satélite Landsat 7 en órbita. Crédito de la imagen: NASA

5.1.2.1 LANDSAT 7

Actualmente se tiene un último satélite de esta serie, el denominado LANDSAT 7. Este satélite tiene un peso de 1,969 Kg, perigeo de 701 Km, apogeo de 703 Km e inclinación de 98.2°. LANDSAT 7 consta, al igual que sus predecesores de los instrumentos anteriores a bordo, aunando además: Scanner multiespectral (MSS): Tiene esta cámara una resolución de 30m para todas sus bandas, excepto para el infrarrojo térmico que consigue resoluciones espaciales de 60m. Este instrumento brinda la posibilidad de realizar mapas temáticos. Cámara pancromática (Pan): Con una resolución de hasta 15 metros, la utilización de esta cámara por los científicos se desarrolla dentro del campo de la cartografía. Cuenta además con un nuevo sensor denominado ETM+ (Enhanced Thematic Mapper Plus). Su operación es administrada por la NASA (National Space and Space Administration) y la producción y comercialización de imágenes depende del USGS (United States Geological Survey). Una imagen LANDSAT 7 ETM+ está compuesta por 8 bandas espectrales que pueden ser combinadas de distintas formas para obtener variadas composiciones de color u opciones de procesamiento. Entre las principales mejoras técnicas respecto de su antecesor, el satélite LANDSAT 5, se destaca la adición de una banda espectral (Banda Pancromática) con resolución de 15 metros. También, cuenta con mejoras en las características geométricas y radiométricas y una mayor resolución espacial de la banda térmica para 60 m. Estos avances permiten emplear datos del LANDSAT 7 en aplicaciones directas hasta una escala de 1:25.000,

principalmente, en áreas rurales o territorios de grandes extensiones. El intervalo espectral y espacial del Satélite LANDSAT 7 se muestra en la siguiente Tabla 5.2:

Banda.	Número de rango espectral (micras).	Resolución espacial (m).
1	0.45 a 0.515	30
2	0.525 a 0.605	30
3	0.63 a 0.690	30
4	0.75 a 0.90	30
5	1.55 a 1.75	30
6	10.40 a 12.5	60
7	2.09 a 2.35	30
8 (Pan)	0.52 a 0.90	15

Tabla 5.2

5.1.3 Envisat (Environmental Satellite)

Fue lanzado en marzo de 2002 por la ESA (Figura 5.3). Su principal objetivo es brindarle a las naciones europeas una plataforma de percepción remota para colaborar en estudios medioambientales. Lleva un sensor activo llamado Advanced Synthetic Aperture Radar (ASAR-Radar de Apertura Sintética Avanzado). Este instrumento es muy útil para una amplia variedad de aplicaciones, incluyendo el estudio de las corrientes oceánicas, la topografía oceánica y del terreno, la detección y monitoreo de los derrames de petróleo en el mar, etc. Además a bordo del ENVISAT se encuentra un sensor óptico pasivo que se utiliza para aplicaciones atmosféricas, del terreno y del océano y regiones costeras como imágenes de color oceánico, de vegetación y cobertura de nubes y/o precipitaciones. Posee también un sensor infrarrojo que proporciona con gran exactitud datos sobre la temperatura superficial del mar y la vegetación del suelo. Un paquete de tres instrumentos que miden concentraciones de elementos químicos atmosféricos proporciona datos acerca de los gases residuales menores y de contaminantes atmosféricos.



Figura 5.3 Representación del satélite Envisat. Crédito de la imagen: Agencia Espacial Europea.

Los sensores que utiliza son:

*ASAR (advanced synthetic aperture radar).- Vigila la superficie del planeta generando imágenes de amplia o reducida cobertura geográfica, que supervisa el relieve terrestre.

*MERIS (medium resolution imaging spectrometer instrument).- Toma imágenes de la superficie del planeta y de las nubes capturando la luz de las zonas visible e infrarroja del espectro electromagnético. Es capaz de conocer el color exacto de la superficie oceánica y zonas costeras, reflejar la actividad biológica, observar las nubes, detectar el vapor de agua invisible de la atmósfera e identificar las distintas etapas de crecimiento de las plantas.

*RA-2 Y MWR (radar altimeter 2 & microwave radiometer).- Miden con una exactitud de 4.5 cm la distancia desde el satélite hasta la superficie del planeta. Su combinación con otros datos permite trazar el perfil de la superficie del mar o hielo, condiciones de las olas y velocidad del viento en el océano.

*GOMOS (global ozone monitoring by occultation of stars).- Sigue las estrellas y mide sus espectros electromagnéticos. Es capaz de producir tantos datos como una red de 360 estaciones de terreno.

*MIPAS (michelson interferometer for passive atmospheric sounding).- Observa la atmósfera en el rango infrarrojo medio y es capaz de rastrear agentes contaminadores industriales y gases de efecto invernadero.

*AATSR (advanced along track scanning radiometer).- Explora la superficie del océano en varias frecuencias infrarrojas y visibles para medir exactamente su temperatura. La de la superficie del mar la precisa a una exactitud de 0.3 °C.

*DORIS Y EL LLR (doppler orbitography and radiopositioning integrated by satellite & laser retroreflector).- Miden su posición orbital con una exactitud de 4.5 cm y su velocidad orbital con una exactitud de 0.4 mm/s. Producen mapas de la superficie del océano y de la topografía terrestre.

*SCIAMACHY (scanning imaging absorption spectrometer for atmospheric cartography).- Vigila la atmósfera en un amplio rango de longitudes de onda, lo que permite medir cantidades totales y perfiles de gases.

La siguiente Tabla 5.1 muestra un resumen técnico de los sensores del satélite ENVISAT.

INSTRUMENTO	CICLO	RESOLUCIÓN GEOMÉTRICA	LONGITUD DE ONDA	RANGO DE FRECUENCIA
ASAR	Continuo Imagen-30 min	Imagen: 30X30 m Ancho de barrido: 150 X150 Km Global: 1X1 km	Banda C	5.3331 GHz
GOMOS	Continuo	17 Km vertical	UV, Visible IR cercano	250-952 nm
LLR			Visible	532-694 nm
MERIS	Solo de día (43 min)	Completo: 250 X250 m Reducido: 1 X 1 Km	Visible IR Cercano	390-1,040 nm
MIPAS	Continuo	3 Km vertical	IR medio	4.2-14.6 μ m
MWR	Continuo	20 km	Banda K y Ka	23.8 GHz 36.5 GHz
RA-2	Continuo		S-,Banda Ku	3.2 GHz
AATSR	Continuo	1X1 Km.	Visible IR cercano IR medio	13.57 GHz
DORIS	Continuo	Orbita: 10m radial 25 m otras	Banda S	0.55;0.67;0.865;1.6;3. 7;10.85;12 μ m
SCIAMACHY	Continuo	3 Km vertical	UV, visible, IR cercano	240-2,380 nm

Tabla 5.1 Características principales de los sensores de ENVISAT.

5.1.4 IKONOS

5.1.4.1 Disposición de datos de IKONOS

El satélite IKONOS-2 fue lanzado en septiembre de 1999 y ha estado entregando datos comerciales desde principios de 2000. IKONOS es el primero de la generación de satélites espaciales de alta resolución. Esto significa que el satélite IKONOS es el primer satélite de tipo comercial que posibilita la captación de imágenes con un metro de resolución espacial. El término "IKONOS" proviene del griego y significa "imagen". IKONOS colecta información de cualquier área en promedio dos veces al día, cubriendo áreas de 20,000 km² en una misma pasada y produciendo como resultado imágenes de 1 metro de resolución cada tres días y de 2 m de resolución todos los días. El satélite IKONOS pesa unos 720 Kg. y órbita la Tierra cada 98 minutos a una altitud de casi 680 Km. en forma sincronizada con el Sol, pasando sobre un determinado lugar aproximadamente a las 10:30 a.m. hora local. La órbita cubierta por el satélite se concentra lejos del área directamente debajo del recorrido del mismo, y los datos de un lugar determinado puede ser captados casi diariamente, si bien no en todos los casos con 1 m de resolución. El sensor digital de imágenes del satélite está diseñado para producir imágenes con elevado contraste, resolución espacial y precisión. Fecha de lanzamiento del satélite: 24/09/99

- Lugar de lanzamiento: Vandenberg Air Force Base, California /USA
- Altitud: 681 km
- Inclinación: 98.1°
- Velocidad: 7km/s
- Sentido de la órbita: descendente

- Duración de la órbita: 98 minutos
- Tipo de órbita: sincrónica con el sol
- Angulo de vista: rápida alternancia entre diferentes ángulos
- Tiempo de revista: 1 a 3 días
- Resolución en el terreno de cada banda:

f Pancromática: 1m (considerando posición nominal de 26º para el nadir)

f Multiespectral: 4m (considerando posición nominal de 26º para el nadir)

- Bandas espectrales:

f Pan: 0.45 - 0.90 μm

f Azul: 0.45 - 0.52 μm

f Verde: 0.52 - 0.60 μm

f Rojo: 0.63 - 0.69 μm

f Infrarrojo próximo: 0.76 - 0.90 μm

- Rango Dinámico: posibilita que la información sea almacenada en 11 bits por píxel, con lo cual redundante en un mayor rango dinámico que facilita el contraste y discriminación de la información. No obstante, los productos pueden ser entregados al usuario en 8 bits por píxel.
- La operación de sus bandas se resume en la tabla 5.3

	<u>Ancho de banda</u>	Resolución espacial
Pancromático	0,45 - los 0.90 μm	1 metro
Banda 1	0,45 - los 0.53 μm (azul)	4 metros
Banda 2	0,52 - los 0.61 μm (verde)	4 metros
Banda 3	0,64 - los 0.72 μm (rojo)	4 metros
Banda 4	0,77 - los 0.88 μm (cerca de infrarrojo)	4 metros

Tabla 5.3

5.1.4.2 Aplicaciones y ventajas de las imágenes IKONOS

Por el hecho de ser IKONOS el primer satélite comercial que brinda un producto de 1 m de resolución espacial, se tiene la posibilidad de definir los tipos de estándares para imágenes de alta resolución. A través de estas imágenes, ofrece más que simples datos, ya que brinda valiosa información que ayudará a los usuarios a tomar decisiones sobre la base de un cubrimiento diario. A través de la utilización de productos elaborados por IKONOS y otros satélites tales como LANDSAT, actualmente es posible que:

- Los agricultores pueden monitorear con mayor precisión la condición y vitalidad de sus cultivos y predecir con mayor acierto sus volúmenes de cosecha; además, pueden prevenir problemas y ahorrar importantes sumas de dinero a través de su determinación en estados tempranos.
- Los científicos ambientalistas pueden predecir tendencias en áreas de elevada fragilidad ambiental.
- Los planeadores urbanísticos pueden evaluar los avances de planes comunales de viviendas y las compañías de seguros pueden medir y mapear daños a propiedades luego de desastres naturales.
- Los geólogos ya no necesitarán recurrir a vuelos fotográficos para interpretaciones geológico-estructurales. A partir de la posibilidad que ofrece IKONOS de generar productos con elevado nivel de resolución y recubrimiento estereoscópico, estas imágenes resultan comparativamente más ventajosas que las fotografías aéreas. Entre las ventajas merecen citarse:

1.- Mejor calidad métrica y geométrica. Con IKONOS es posible obtener una orto imagen que cubra totalmente el área de interés, a partir de sólo unos pocos puntos de control terrestre, reduciendo así considerablemente el tiempo de procesamiento.

2.-No requieren procesos de mosaicos.

3.- Posibilitan la visualización e interpretación estereoscópica tradicional, más la posibilidad de realizar estéreo análisis digital

4.- La interpretación estereoscópica digital facilita el y la integración de la información en una base de datos georreferenciada, posibilitando la superposición y el modelado espacial.

5.- Permite la utilización de diferentes combinaciones de bandas espectrales, incluyendo productos en infrarrojo, lo que aumenta considerablemente las capacidades de diferenciación y discriminación.

6.- Posibilitan la obtención de cartografía de alta calidad en diferentes escalas y combinaciones de bandas, a partir de composiciones de mapas que incluyen diferentes capas temáticas superpuestas, símbolos cartográficos, leyendas, etc.

5.2 Conclusiones

La capacidad de la percepción remota tuvo un importante impacto en la primera década del siglo XXI ya que se agregaron cerca de 100 satélites a la configuración de la constelación actual. El desarrollo futuro de la percepción remota puede ubicarse en los esfuerzos que se hacen para satisfacer las diversas necesidades de los usuarios de información geográfica a través de la continua mejora en la resolución espacial de las imágenes; a este respecto, es probable que el detalle de observación tienda a desplazar el uso de la actual fotografía aérea para fines cartográficos. En el otro extremo, la disponibilidad de imágenes de baja resolución para amplias coberturas permitirá el monitoreo de las condiciones ecológicas en visiones nacionales, continentales y/o globales.

La frecuencia con la cual se podrá observar el territorio deberá ser también un aspecto en el que los sensores remotos habrán de competir. En esta amplia oferta de información cada vez más precisa y con mayor contenido, el usuario tendrá la posibilidad de emplear imágenes digitales georreferenciadas en complemento a los tradicionales mapas.

Entre las principales necesidades de información que se tienen y en las cuales la percepción remota ocupa un lugar estratégico están la naturaleza de los recursos forestales, localización de zonas agrícolas, ubicación de regiones ganaderas, distribución de recursos pesqueros, prevención y mitigación de desastres naturales, regulación de la tenencia de la tierra, situación de los recursos hidráulicos y la observación de fenómenos meteorológicos.

En los países en desarrollo, en donde los recursos económicos, humanos y materiales para la observación de su territorio son limitados, se requiere de organismos administradores de datos de percepción remota que hagan más eficientes las inversiones dedicadas a este rubro, armonicen el desarrollo de estas tecnologías y constituyan bancos de información para cualquier consulta. Las facilidades que otorga la tecnología de la comunicación en nuestros días ofrecen interesantes herramientas para el logro de estas funciones.

La mayoría de los países cuentan con programas de cartografía apoyados en mayor parte en datos satelitales, incluyendo al sistema de posicionamiento global (GPS)

Además de la gran cantidad de satélites que permiten múltiples posibilidades y combinaciones entre ellas, cada nueva misión tiene como meta incrementar la calidad de los datos (sensores más precisos, resolución espacial, la periodicidad o mejor selección de bandas). El detalle espacial y la cantidad de bandas son los aspectos sobresalientes.

La disparidad de los avances en percepción remota de cada país es un reflejo de las diferencias económicas, intereses políticos y sociales entre ellos. Así, mientras en los países desarrollados la teledetección es ya una técnica sólidamente establecida e integrada en su totalidad a otras ramas de la investigación; en los países de menor desarrollo la teledetección está lejos de integrarse plenamente a la solución de los problemas reales.

El establecimiento de estas soluciones autóctonas requiere una fuerte inversión en tecnología y capacidad, inversión de la cual se carece todavía en muchas regiones en desarrollo. En África, por ejemplo, la infraestructura de teledetección de muchos países (exceptuando Sudáfrica) sufre una grave escasez de recursos financieros, experiencia técnica y compromiso político.

Pocos países en el continente tienen programas espaciales activos, y muchos generadores de política simplemente no reconocen a la teledetección como una herramienta útil para el desarrollo.

Algunas organizaciones internacionales trabajan para mejorar esta situación. La UN plataforma for Space-based Information for Disaster Management and Emergency Response (UNSPIDER) realiza talleres regionales y proporciona asesoría técnica a países de manera individual. En 2008 envió un grupo técnico a Burkina Faso para asesorar al gobierno en como incluir la tecnología espacial en sus planes de desarrollo.

De las conclusiones citadas anteriormente surge la necesidad de que México desarrolle su propio sistema de percepción remota ya que actualmente en América Latina varios países como Colombia, Chile, Venezuela, Perú entre otros ya cuenta o están desarrollando sus propios sistemas de percepción remota y por eso es la necesidad de hacer un análisis de viabilidad de un sistema de percepción remota para el territorio mexicano

Cabe recalcar que dentro de este trabajo se tuvieron grandes obstáculos ya que casi no se cuenta con mucha información en satélites de observación terrestre y fue un reto porque se tuvo que hacer una configuración general de lo que fue la carga útil, además que también se tuvieron que buscar herramientas de trabajo como los softwares SPENVIS y STK.

Es importante señalar que en este trabajo nos podemos dar cuenta que hace falta adentrarse y/o conocer más profundamente los sistemas de percepción remota. Se podría hacer un análisis de bandas espectrales, de sensores, resolución en los casos volcanes, derrames de petróleo, evaluación de riesgos sísmicos y porque no hacer mejoras a la propuesta más detalladas de este trabajo

En los primeros capítulos 1,2 y 3 nos dio una visión muy general de cómo opera la percepción remota ya que no se contaba con conocimientos específicos de la percepción remota y sirvió de gran ayuda ya que para el capítulo 4 nos pudimos dar cuenta de que herramientas y que es lo que teníamos que hacer para hacer una propuesta y un análisis de un satélite de observación terrestre, y como se pudo observar se incluyen en un principio poner un primer satélite y después otro todo esto para formar una constelación de satélites de observación de la Tierra

diseñada para garantizar la continuidad de la disponibilidad de los datos de alta resolución. Gracias a esta capacidad es posible actualizar regularmente la cartografía nacional liberándose de los condicionantes derivados de los efectos estacionales y además que están en fase a 180° sobre la misma órbita de la constelación

REFERENCIAS BIBLIOGRAFICAS

1. Ruiz de Angulo J.J.G, Los Satélites de comunicaciones, Volumen II año 1989 editorial Boixareu
2. Rosado Carlos, comunicación por satélite, limusa 1999.
3. Firro Sebastiano, Satellite Communication Systems Design, first printing June 1993, Editorial Plenum Press.
4. Wilbur L. Pritchard, Henri G. Suyderhoud and Robert A. Nelson, "Satellite communication systems engineering", Prentice-Hall, Second edition, 1993.
5. Rodolfo Neri Vela, "Comunicaciones por satélite", México, Thomson, 2003.
6. Madhavendra Richharia, "Satellite communications systems: design principles", United States of America, McGraw-Hill, 1999.
7. José Sanjurjo Vílchez y Risto Kalliola, Iquitos Perú, Instituto de investigaciones de la amazonia Peruana, 2004, Manual para la elaboración de mosaicos de imagines de satélite Landsat TM para la selva baja peruana
8. Ing. Julio Martínez Muñoz, México, Comisión Nacional del Agua, 2005
9. Ing. Alberto Cortez Farfán, Lima, Perú 2009, Clasificación de los sensores remotos
10. Uriel Pérez G. Tolima, Colombia. Universidad de Tolima, 2005.
11. Ing. Fabián Reuter. Santiago del Estero, Argentina, Universidad Nacional de Santiago del Estéreo, 2009, Plataformas Orbitales y Sensores.

Fuentes de internet:

12. SciDevNet (Red de Ciencia y Desarrollo)
<http://www.scidev.net/es/new-technologies/remote-sensing-for-natural-disasters-1/opinions/-constelaci-n-de-sat-lites-para-manejo-de-desastres-.html>
13. Emagister
<http://grupos.emagister.com/ficheros/dspflasview?idFichero=483376>