

GRADO EN INGENIERÍA EN TECNOLOGÍAS DE TELECOMUNICACIÓN



Universidad
Carlos III de Madrid

ESCUELA POLITÉCNICA SUPERIOR

DEPARTAMENTO DE TEORÍA DE LA SEÑAL Y COMUNICACIONES

TRABAJO FIN DE GRADO

HERRAMIENTA SOFTWARE PARA DETERMINAR COBERTURAS EN UN SISTEMA DE COMUNICACIONES POR SATÉLITE

Autor: **Aarón Rubio Fernández**

Tutor: **Dr. Víctor P. Gil Jiménez**

Madrid, Junio de 2015

Agradecimientos.

A mis padres, por todo su trabajo y esfuerzo, sin los cuales no hubiera podido llegar hasta aquí. Si todas las personas fueran como ellos, el mundo sería justo.

En segundo lugar agradecer a mi tutor Víctor la oportunidad de poder realizar este trabajo fin de grado. Hay que agradecer su gran implicación en la formación de los alumnos, que debe ser objeto de reconocimiento.

Finalmente agradecer a mi amigo Boris todos los momentos buenos y malos que hemos pasado juntos. *Unbowed Unbent Unbroken.*

Este es Stannis Baratheon. El hombre que luchará hasta el final y algo más.

Aquellos que cambian libertad por seguridad, no merecen ni libertad ni seguridad.

Sus caballeros irán a caballo, los nuestros deberán luchar a pie. Sus hombres estarán bien nutridos y los nuestros entrarán a batallar con el estomago vacío. No importa. Ser Estúpido, Lord Demasiado-Gordo, el Bastardo, que vengan. Tenemos la tierra y esa va a ser nuestra ventaja.

Índice.

Índice de figuras.....	3
Índice de tablas	5
Listado de ecuaciones	6
Glosario de términos	8
Glosario de símbolos	10
Resumen	15
Abstract	16
1. Introduction.....	18
1.1. Motivation of the program	19
1.2. Socioeconomic environment.....	21
1. Introducción	24
1.1. Motivación de la herramienta	25
1.2. Entorno socioeconómico	27
2. Estado del arte	30
3. Mecánica orbital	35
3.1. Leyes de Kepler	35
3.2. Leyes de Newton	37
3.3. Órbita de un satélite	38
3.4. Ángulos de visión	52

4. Comunicaciones por satélite	59
4.1. Satélite artificial	59
4.2. Sistema de comunicaciones por satélite	61
4.3. Aspectos clave del diseño de sistemas de comunicación por satélite	62
4.4. Balance de enlace	68
5. Java. Desarrollo de la herramienta	79
5.1. Visión general de la herramienta	79
5.2. Uso de bibliotecas adicionales	80
5.3. Particularidades de la herramienta	81
5.4. Funcionamiento básico de la herramienta. Manual de usuario	83
6. Evaluación y validación de la herramienta	87
6.1. Prueba I. Balance de enlace	87
6.2. Prueba II. Balance de enlace	90
6.3. Prueba III. Órbita del satélite	95
6.4. Prueba IV. Órbita del satélite	97
7. Conclusiones. Trabajos futuros	100
7. Conclusions. Future works	103
A. Alternativas de diseño	106
B. Marco regulador	110
C. Planificación	113
D. Summary	116
Bibliografía.....	126

Índice de figuras.

1. Introducción.	
1.1. Sputnik I.....	24
3. Mecánica orbital.	
3.1. Primera Ley de Kepler	35
3.2. Segunda Ley de Kepler	36
3.3. Sistema de coordenadas en el que situamos al satélite	38
3.4. Sistema de coordenadas plano orbital.....	41
3.5. Plano orbital satélite	43
3.6. Plano orbital. Anomalía excéntrica.....	45
3.7. Sistema geocéntrico ecuatorial	47
3.8. Ascensión recta del nodo ascendente, inclinación y argumento del perigeo	48
3.9. Sistema de coordenadas rectangular rotativo. Sistema de coordenadas en el que situamos al satélite	49
3.10. Ángulos de visión	52
3.11. Ángulo central	53
3.12. Triángulo esférico.....	55
4. Comunicaciones por satélite.	
4.1. Estructura del sistema de comunicaciones por satélite.....	61
4.2. Tipos de órbitas.....	63
4.3. Técnicas de acceso múltiple	66
4.4. Cinturones de Van Allen.....	67
4.5. Pérdidas por desapuntamiento	73
5. Java. Desarrollo de la herramienta.	
5.1. Anomalía excéntrica en Java.....	81
5.2. Ventana principal	83
5.3. Ventana de simulación.....	84
5.4. Tasa de error de bit.....	85
5.5. Ruta	85

6. Evaluación y validación de la herramienta.	
6.1. Balance de enlace (I) en nuestra herramienta	89
6.2. Balance de enlace (II) en nuestra herramienta	94
6.3. Órbita Tundra en nuestra herramienta	95
6.4. Órbita Tundra de referencia	96
6.5. Órbita GPS en nuestra herramienta	97
6.6. Órbita GPS de referencia	98
C. Planificación.	
C.1. Línea temporal del desarrollo de la herramienta	114

Índice de tablas.

1. Introducción.	
1.1. Presupuesto de la herramienta	28
3. Mecánica orbital.	
3.a. Ángulo de Acimut. Caso I.....	57
3.b. Ángulo de Acimut. Caso II	57
4. Comunicaciones por satélite.	
4.1. Comparativa de órbitas.....	64
C. Planificación.	
C.1. Tiempo necesario para desarrollar la herramienta.....	113

Listado de ecuaciones.

3. Mecánica orbital.

- 3.1a Segunda ley del movimiento de Newton. Forma I.
- 3.1b Segunda ley del movimiento de Newton. Forma II.
- 3.2 Ley de la gravitación universal.
- 3.3 Ecuación de la órbita de un satélite.
- 3.4 Ecuación de la órbita de un satélite. Forma reducida.
- 3.5 Periodo orbital.
- 3.6 Velocidad angular media.
- 3.7a Anomalía excéntrica. Forma I.
- 3.7b Anomalía excéntrica. Forma II.
- 3.8a Anomalía media. Forma I.
- 3.8b Anomalía media. Forma II.
- 3.9 Transformación de coordenadas plano orbital - sistema geocéntrico ecuatorial.
- 3.10 Transformación de coordenadas sistema geocéntrico ecuatorial - sistema rotativo.
- 3.11 Latitud norte del punto subsatélite.
- 3.12 Longitud oeste del punto subsatélite.
- 3.13 Ángulo central.
- 3.14 Distancia estación terrena - satélite.
- 3.15 Ángulo de elevación.
- 3.16 Ángulo polar.
- 3.17a Ángulos X, Y. Caso I.
- 3.17b Ángulos X, Y. Caso II.
- 3.18 Condición de visibilidad del satélite.
- 3.19 Condición de visibilidad del satélite en nuestra herramienta.

4. Comunicaciones por satélite.

4.1 Potencia de señal disponible a la entrada del receptor.

4.2a Enlace ascendente:
$$\frac{\text{Potencia portadora}}{\text{Densidad espectral de ruido}} \equiv \frac{C}{N_0}$$

4.2b Enlace ascendente:
$$\frac{\text{Potencia portadora}}{\text{Potencia ruido}} \equiv \frac{C}{N}$$

4.3a Enlace descendente:
$$\frac{\text{Potencia portadora}}{\text{Densidad espectral de ruido}} \equiv \frac{C}{N_0}$$

4.3b Enlace descendente:
$$\frac{\text{Potencia portadora}}{\text{Potencia ruido}} \equiv \frac{C}{N}$$

4.4 Relación:
$$\frac{\text{Energía por bit}}{\text{Densidad espectral de ruido}} \equiv \frac{e_b}{n_0}$$

4.5a Cálculo de la tasa de error de bit (BER) para modulaciones BPSK y QPSK.

4.5b Cálculo de la tasa de error de bit (BER) para modulaciones M-PSK.

4.5c Cálculo de la tasa de error de bit (BER) para modulaciones M-QAM.

4.6a Pérdidas por despolarización. Forma I.

4.6b Pérdidas por despolarización. Forma II.

4.7 Pérdidas por desapuntamiento.

4.8a Pérdidas atmosféricas. Contribución del oxígeno.

4.8b Pérdidas atmosféricas. Contribución del vapor de agua.

4.8 Pérdidas atmosféricas.

4.9a Pérdidas por lluvia. Atenuación específica para el 0.01% del año.

4.9b Pérdidas por lluvia. Altura de la lluvia. Forma I.

4.9c Pérdidas por lluvia. Altura de la lluvia. Forma II.

4.9d Pérdidas por lluvia. Longitud del trayecto de la señal a través de la lluvia.

4.9e Pérdidas por lluvia. Factor de reducción.

4.9f Pérdidas por lluvia. Atenuación por lluvia durante el 0.01% del año.

4.9 Pérdidas por lluvia.

Glosario de términos.

2D: dos dimensiones.

3D: tres dimensiones.

Carrera espacial: enfrentamiento tecnológico entre la URSS y los Estados Unidos. El objetivo de cada uno era llevar la delantera, sobre el otro, en la exploración espacial y en el envío de seres humanos a la órbita terrestre y a la Luna.

Constante dieléctrica (ϵ_r): constante física adimensional de un material. Describe la relación entre la capacidad de un condensador relleno completamente de dicho material y la capacidad de un condensador idéntico vacío.

Día juliano: número de días (y fracción de día) que han pasado desde el mediodía del 1 de enero del año 4713 a.C. Se utiliza en astronomía ya que es muy útil para calcular intervalos de tiempo, simplemente se restan los días julianos de las diferentes fechas.

Entorno de desarrollo integrado: aplicación software que proporciona facilidades para el desarrollo de otras herramientas software.

Espectro radioeléctrico: recurso natural limitado compuesto por todas aquellas frecuencias de radiación electromagnética empleadas en las comunicaciones inalámbricas.

Estudio de mercado: proceso que tiene como objetivo estimar la viabilidad comercial de una determinada actividad económica.

Fase de explotación comercial: periodo de tiempo en el que se consigue generar beneficios con la actividad económica. Esta fase es la que suele permitir recuperar la inversión inicial.

GUI (Interfaz gráfica de usuario): conjunto de imágenes y de objetos gráficos, mostrados en pantalla, que facilitan la interacción entre el usuario y el computador.

HEO (Highly elliptical orbit): órbita de alta altura e inclinada.

Hidrometeoro: partícula acuosa situada en la atmósfera del planeta.

Ionosfera: parte de la atmósfera terrestre permanentemente ionizada debido a la radiación emitida por el Sol. Tiene una influencia sobre las ondas electromagnéticas que debe ser tenida en cuenta a la hora de diseñar el sistema de comunicación por satélite.

ITU (Unión Internacional de Telecomunicaciones): organización que se encarga de armonizar las telecomunicaciones a nivel internacional. Realizan estudios y formulan recomendaciones.

LEO (Low Earth Orbit): órbita de baja altura.

Magnetosfera: región alrededor de un planeta, en la que se desvía la mayor parte de las partículas cargadas de alta energía procedentes de su sol (o de sus soles). Este escudo protector existe gracias al campo magnético del planeta.

MEO (Medium Earth Orbit): órbita de media altura.

NASA (National Aeronautics and Space Administration): agencia del gobierno estadounidense que se encarga del programa espacial civil de los Estados Unidos. También realiza proyectos de investigación aeroespacial.

ONU (Organización de las Naciones Unidas): organización internacional compuesta por 193 estados (actualmente), cuyo objetivo es la cooperación entre países para fomentar la paz, promover los derechos humanos y, en general, mejorar la vida de las personas.

PIRE: Potencia Isotrópica Radiada Equivalente.

Radioenlace: canal de comunicaciones a través de un medio no guiado, en el que se utilizan ondas electromagnéticas para el envío de la información.

Semilatus rectum: en una elipse, distancia entre el foco y el punto de corte entre la elipse y una recta perpendicular al semieje mayor que pase por dicho foco. Hay dos puntos de corte, sirve cualquiera de los dos.

Sistema de comunicaciones inalámbrico: sistema de telecomunicación que no necesita cables para transmitir (y recibir) la información.

Telecomunicación (definición según la ITU): cualquier transmisión, emisión o recepción de signos, señales, escritura, imágenes y sonidos, o inteligencia de cualquier naturaleza por medio de sistemas de cable, radio, ópticos o cualquier otro sistema electromagnético.

Tiempo universal coordinado (UTC): principal estándar para la regulación del tiempo. Es uno de los sucesores del tiempo medio de Greenwich (GMT).

URSS: Unión de Repúblicas Socialistas Soviéticas.

Vector posición: vector que une el centro de coordenadas del sistema de referencia, con el punto en el que se encuentra el elemento. Representa la posición de dicho elemento en el sistema de coordenadas de referencia.

Glosario de símbolos

\bar{F} : Fuerza

m : Masa del cuerpo

$\frac{d^2r}{dt^2}$: Magnitud del vector aceleración

\hat{r} : Dirección del vector aceleración

G : Constante de gravitación universal = $6.67384 \times 10^{-11} \left[\frac{N m^2}{Kg^2} \right]$

r : Distancia entre los centros de dos cuerpos

Γ : Variable = $r\hat{r}$

h : Momento angular de la órbita del satélite

(x_0, y_0) : Plano orbital, coordenadas cartesianas

(\hat{r}_0, ϕ_0) : Plano orbital, coordenadas polares

ρ : Semilatus rectum

e : Excentricidad de la elipse

θ_0 : Orientación de la elipse con respecto al plano orbital

a : Longitud del semieje mayor de la elipse

T : Periodo orbital

η : Velocidad angular media

E : Anomalía excéntrica

$t - t_p$: Tiempo transcurrido desde el último paso del satélite por el perigeo

M : Anomalía media

(x_i, y_i, z_i) : Sistema geocéntrico ecuatorial, coordenadas cartesianas

Ω : Ascensión recta del nodo ascendente

i: Inclinación

ω : Argumento del perigeo

(x_r, y_r, z_r) : Sistema rectangular rotativo, coordenadas cartesianas

Ω_e : Velocidad angular del sistema rectangular rotativo

T_e : Tiempo que tarda el eje x_r en volver a encontrarse con el eje x_i

T_c : Siglos julianos transcurridos desde el 31-12-1899 a las 12:00:00

α : Ascensión recta del meridiano de Greenwich a las 00:00:00(UTC) del día juliano del cálculo

L_{ET} : Latitud norte de la estación terrena

L_s : Latitud norte del punto subsatélite

l_{ET} : Longitud oeste de la estación terrena

l_s : Longitud oeste del punto subsatélite

γ : Ángulo central

h_s : Distancia desde el centro de la Tierra al satélite

h_e : Distancia desde el centro de la Tierra a la estación terrena

d : Distancia desde la estación terrena al satélite

EL : Ángulo de elevación

l_a : Longitud oeste del punto "A"

l_b : Longitud oeste del punto "B"

C : Ángulo polar

X : Ángulo auxiliar

Y : Ángulo auxiliar

L_a : Latitud norte del punto "A"

L_b : Latitud norte del punto "B"

$$\frac{C}{N_0}: \frac{\text{Potencia portadora}}{\text{Densidad espectral de ruido}}$$

$$\frac{C}{N}: \frac{\text{Potencia portadora}}{\text{Potencia ruido}}$$

PIRE_{ET}: Potencia transmisión _{ET} + Ganancia antena transmisión _{ET}

$$\text{Factor mérito}_{\text{sat}}: \left(\frac{\text{Ganancia antena}_{\text{RX}}}{\text{Temperatura de ruido del receptor}} \right)_{\text{Sat}}$$

L_{prop}: Pérdidas de propagación en el enlace

$$\mathbf{K}: \text{Constante de Boltzmann} = 1.3806504 \times 10^{-23} \left[\frac{\text{Julios}}{\text{Grados Kelvin}} \right]$$

B: Ancho de banda del canal

$$\frac{e_b}{n_0}: \frac{\text{Energía por bit}}{\text{Densidad espectral de ruido}}$$

R_b: Tasa binaria

$$\mathbf{Q}: \text{Función } Q(x) = \frac{1}{\sqrt{2\pi}} \int_x^{\infty} \exp\left(-\frac{t^2}{2}\right) dt$$

M: Número de símbolos de la constelación

k: Número de bits por símbolo = $\log_2 M$

$\hat{\rho}_{\text{Antena}_{\text{tx}}}$: Vector unitario de polarización de la antena transmisora

$\hat{\rho}_{\text{Antena}_{\text{rx}}}$: Vector unitario de polarización de la antena receptora

α_T : Ángulo de desapuntamiento en transmisión

α_R : Ángulo de desapuntamiento en recepción

θ_{3dB} : Anchura de haz de la antena a 3dB

f: Frecuencia de la señal

λ : Longitud de onda

γ_0 : Contribución del oxígeno a las pérdidas atmosféricas

ρ_w : Densidad promedio de vapor de agua en superficie

γ_w : Contribución del vapor de agua a las pérdidas atmosféricas

h_0 : Altura equivalente de un medio vertical uniforme

h_s : Altura de la estación terrena

h_w : Altura equivalente

$R_{0.01}$: Intensidad de lluvia durante el 0.01 % de un año medio,
con un tiempo de integración de un minuto.

k : Parámetro

α : Parámetro

γ_r : Atenuación específica para el 0.01% del año

h_r : Altura de la lluvia

$h_{0_{isoterma}}$: Valor medio de la altura de la isoterma de 0°C

L_s : Longitud del trayecto de la señal a través de lluvia

$r_{0.01}$: Factor de reducción

$A_{0.01}$: Atenuación por lluvia durante el 0.01% del año

p : Porcentaje de tiempo en el año del cálculo. Intervalo [0.001%, 1%]

x : Parámetro = $-(0.546 + 0.043 \log(p))$

Resumen.

Desde el inicio de la exploración espacial, los sistemas de comunicación por satélite han sido una alternativa viable para la transmisión de información.

Como se verá en el presente documento, los sistemas de comunicación por satélite son complejos, se requieren multitud de cálculos para conseguir los resultados esperados. Por ello, son necesarias herramientas informáticas que permitan diseñar y simular las órbitas y coberturas en un sistema de comunicaciones por satélite.

El presente trabajo fin de grado pretende, precisamente, desarrollar una herramienta que permita diseñar y simular las órbitas y coberturas en un sistema de comunicaciones por satélite. Hay que decir que nuestra herramienta no se limita a estos requisitos; nuestra herramienta proporciona una interfaz gráfica muy útil para el usuario, también dispone de varias funcionalidades adicionales como, por ejemplo, la visualización 2D y 3D de la simulación y el establecimiento de rutas. Gracias a dichas funcionalidades adicionales, se ha conseguido una función didáctica para nuestra herramienta ya que facilita la comprensión de los parámetros básicos de un sistema de comunicaciones por satélite.

Se presentarán los fundamentos de la mecánica orbital y de las propias comunicaciones por satélite, con el fin de mostrar la base sobre la que se sostiene nuestra herramienta.

Se ha utilizado el lenguaje de programación Java para el desarrollo de la herramienta. No obstante, se han considerado otras alternativas para dicho desarrollo, siendo Java la mejor opción según nuestro criterio.

Una vez desarrollada la herramienta, se ha evaluado su rendimiento mediante diferentes pruebas, a fin de comprobar su correcto funcionamiento.

Palabras clave: comunicaciones por satélite, herramienta informática, herramienta software, órbita satélite, comunicaciones espaciales, herramienta Java.

Abstract.

From the beginning of the space exploration, the satellite communications systems have been a viable alternative for the transmission of information.

As we will see later, the satellite communications systems are complex, it is required lots of calculus to obtain the expected results. Therefore, we will need computing programs that allow design and simulate orbits and coverages in a satellite communications system.

The goal of this final degree project is develop a program that allows to design and simulate orbits and coverages in a satellite communications system. We have to point out that our program isn't limited to these requirement, it works with a graphic interface very useful for the user, also has various additional functionalities like, for instance, the 2D and 3D visualization of the simulation and the establishment of routes. Thanks to these additional functionalities, the program has a didactic function, as it facilitates the understanding of the basic parameters of a satellite communications system.

We will see the foundations of the orbital mechanics and the foundations of the satellite communications, in order to show the base of our program.

We have used the Java programming language for the development of the program. Nevertheless, we have considered others alternatives for this development. According to our opinion, Java is the best option considering the different alternatives.

Once the program has been developed, we have evaluated its performance by different tests. Our main purpose is to check the correct working of the program.

Keywords: satellite communications, program, software tool, satellite orbit, space communications, Java program.

Chapter 1.

Introduction.

Since the beginning of human history, people have wanted to know the nature of their environment, understand the events that could affect them and anticipate to them.

With the development of the technology and the understanding of the universe, we wanted to take a step further of the Earth for increase our knowledge.

On 4 October 1957 the mankind established the base of this aim, thanks to the launch, by the URSS, of the Sputnik I the first artificial satellite. This historic event, started the space race between the URSS and the United States. The high point of the space race was the Moon landing in 1969 (Neil Armstrong and Edwin Aldrin, United States).



Figure (1.1). Sputnik I. [29]

The Sputnik I was the first of many artificial satellites deployed in the orbit of the Earth.

The artificial satellites have diverse missions, communications, geographic recognition, meteorology, universe exploration (radio telescopes), etcetera.

Independently of their mission, all artificial satellite has an TT&C system (Telemetry, Tracking and Command), this system allows the satellite to collect information and send this information to the ground station, as well as to the ground station send commands to the satellite (e.g., commands for correct his orbit).

Since their first models, the artificial satellites have had an immense potential from the view point of telecommunications. Have a link that doesn't need ground infrastructure (beyond transmitter and receiver) is a big advantage in scenes where it isn't possible (or profitable) install more ground infrastructure.

This doesn't mean that artificial satellites and wireless communications appeared at the same time. The wireless communications appeared in the XIX century.

The foundations of wireless communications were established at the end of XIX century, thanks to the work of many persons. The starting point was the Faraday's and Maxwell's works, these works created the foundations of electromagnetism and modelled the transmission of electromagnetic waves in free space (among many other things). Afterwards, Hertz proved the existence of electromagnetic waves, and verified Faraday's model and Maxwell's model, this started the practical use of the wireless communications.

The first wireless communication system through electromagnetic waves, was patented by Tesla in 1897 (before Marconi).

The development of the wireless communication systems continued throughout XX century, improving the efficiency and reducing the size of the equipments. The transistors allowed most of these improvements. This development continued, causing the transition from analog system to digital system. Nowadays, the development of wireless communication systems continues, above all in "terrestrial" technologies like the terrestrial mobile communications.

It is relevant to know that artificial satellites, especially the communications satellites, have worked with the wireless communication systems characteristics of their time, contributing to the progress of these wireless communication systems.

In the art state, we'll see the advantages and disadvantages of a satellite communications system, but we can anticipate that the satellite communications are a viable alternative to others communications systems, like submarine cables. For this reason the satellite communications systems continue to be used, motivating programs for designing satellite links, programs like our program.

1.1. Motivation of the program.

The satellite communication systems are complex, require extensive planning and careful design to achieve their objectives. To design satellite communications systems, we need programs that allow design and simulate orbits and coverages, programs like ours. Besides, our program can have a didactic function, so it may be useful in the Carlos III University where the basic foundations of satellite communications are imparted. For its relative simplicity and its large number of visualizations, the program can help to understand multitude of key concepts, like the relation between the orbit altitude and the coverage area or, the vision angles.

Finally, I would like to highlight that our program can be seen like an evolution of the program designed by “Roberto Pérez Pérez” in his final degree project “Sistema gráfico para determinar coberturas en constelaciones LEO” [35]. Our program can be seen as an evolution (although our program has developed completely from scratch, all the Java code is ours), because incorporates the functionalities of the Roberto’s program (like the graphic visualization of the Earth in two dimensions) and adds many others functionalities. Our program, besides the calculus of the link budget and the visualization of the Earth in two dimensions, adds the following functionalities.

- Visualization of the Earth and satellites in three dimensions.
- Specific visualization of the satellite orbit in an additional window.
- We can work with any orbit type (geostationary orbit, LEO, MEO and HEO).
- It’s possible use different constellations at the same time, although we have to introduce the parameters of the satellites individually.
- Functionality to establish a route and calculate the link budget in the points of this route.

Although all the Java code is ours, it’s fair to say that thanks to the work of Roberto we have saved time in the design of our program. The summary of the orbital mechanics and the search of bibliography on the part of Roberto has saved us much time, time that has been invested in others aspects of the program.

It’s reasonable that starting from scratch, and with the same work time, is not possible to develop many functionalities. Therefore, if we have a certain base, we have to offer extra functionalities, like ours, that involving a work equivalent to the work necessary for the “construction” of that base.

1.2. Socioeconomic environment.

In the current situation of economic and social crisis, it is worth considering whether the develop of satellite communications systems will be affected. It's logical to have this concern, since the satellite communications systems need high investments that, in economic crisis situations, may not be possible. Also, the design and deployment of the satellite communications systems require a long process, measured in years.

For instance, the European satellite navigation system, GALILEO, began in 2000 and have not yet been deployed many satellites of the constellation, consequently the commercial operating phase of GALILEO hasn't begun yet ([25], [26]).

As the satellite communications systems have a high cost, it's necessary to do a very precise market research, the benefits of the system have to compensate all the costs, the develop cost, the deployment cost and the maintenance cost. Besides, it is required years for complete a satellite communications system, this demands a constant investment over time.

For all these reasons, we can say that if the satellite communications system was already developing, the system shouldn't be affected by the current socioeconomic environment (reduce the investment at the middle of process is counterproductive, it's produces a prohibitive delay).

Another issue is the develop of new satellite communications systems, in the current situation. It's complicated invest in a system that needs much time and resources to start generating benefits. For this reason, the future satellite communications systems will be affected by the current socioeconomic situation.

We have seen that it's necessary a very precise market research, when deciding whether we develop a satellite communications system. It's reasonable to ask whether the demand, actual and future, justifies the develop of these systems.

On the one hand, the strategic applications of the satellite communications systems, as well as the exclusive applications (like coverage in remote areas), assure a constant develop and deployment of the satellite communications systems. Especially systems that provide strategic services, like military communications, or emergency communications during natural disasters.

But, on the other hand, the constant development of the terrestrial mobile communications, each time with more coverage and capacities, involve a limitation of the satellite communications systems to the services mentioned previously. As the terrestrial mobile communications have a smaller cost and a shorter development time, it's not very profitable develop and deploy mobile satellite communications systems for civil use.

As we have seen, the satellite communications systems will be affected by the socioeconomic situation. Therefore, the development of our program will also be affected for this situation.

About the cost of our program, we can take as a reference the following budget. For develop the program, we have used the integrated development environment Eclipse; Eclipse has free software license. We don't use any payment complement (plugin), so we don't need any economic outlay in this regard. Also, as we develop the program from scratch, we don't have to worry about licenses of "external" software. We have "only" to consider the required time by one or various engineers for develop the program (the hours of work are justified in the section "Planificación"). We have used an average hourly wage of 40 € for junior engineer and 70 € for project manager.

Type of expenditure	Units	Unitary cost (€)	Cost (€)
Development environment	1	0	0
Licenses	0	-	0
Hours of work Junior engineer	982.8	40	39312
Hours of work Project manager	109.2	70	7644
Total hours of work	1092		
Total cost			46956 €

Table (1.1). Budget of the program.

We can see that the cost of the program is tiny, if we compare it with the millions of euros that costs any satellite communications system.

For example, it's estimated that GALILEO will cost 7000 millions of euros (in the first budget the cost was about 2200-2950 millions of euros). ([27], [28]).

Capítulo 1.

Introducción.

Desde sus inicios, la humanidad ha querido conocer la naturaleza de su entorno, comprender los sucesos que le podrían afectar y anticiparse a ellos. Con el desarrollo de la tecnología y la comprensión de la inmensidad del universo, quisimos dar un paso más allá de la Tierra en aras del conocimiento.

El día 4 de Octubre de 1957 la humanidad estableció los cimientos de esta meta, gracias al lanzamiento, por parte de la URSS, del Sputnik I el primer satélite artificial. Este hecho marcó el comienzo de la carrera espacial entre la URSS y Estados Unidos, cuyo punto culminante fue la llegada a la Luna en 1969 (Neil Armstrong y Edwin Aldrin, Estados Unidos).



Figura (1.1). Sputnik I. [29]

El Sputnik I fue el primero de muchos satélites artificiales desplegados en la órbita terrestre. Los satélites artificiales tienen multitud de misiones, comunicaciones, reconocimiento geográfico, meteorología, exploración del universo (radiotelescopios), etcétera. Independientemente de su misión, todo satélite artificial tienen un sistema TT&C (Telemetry, Tracking and Command), dicho sistema permite al satélite recoger información y mandarla a la estación de tierra, también permite a la estación de tierra mandar comandos al satélite para que éste realice diferentes tareas, por ejemplo corregir su órbita.

Desde sus primeros modelos, los satélites artificiales siempre han tenido un potencial inmenso desde el punto de vista de las telecomunicaciones. Establecer un enlace en el que no se necesite infraestructura en tierra, más allá de transmisor y receptor, supone una gran ventaja en escenarios en el que por geografía, política, etcétera, no es posible (o rentable) instalar más equipos para la comunicación. Esto no quiere decir que los satélites artificiales surgieran a la vez que las comunicaciones inalámbricas, éstas surgieron mucho antes, en el siglo XIX.

Las bases de las comunicaciones inalámbricas se establecieron a finales del siglo XIX, gracias al trabajo de multitud de personas. El punto de partida fueron los trabajos de Faraday y Maxwell, gracias a los cuales se pudieron sentar las bases del electromagnetismo y modelar la transmisión de ondas electromagnéticas en un medio libre (entre otras muchas cosas). Posteriormente, Hertz demostró la existencia de las ondas electromagnéticas, y verificó el modelo de Faraday y Maxwell, lo que marcó el inicio del empleo práctico de las comunicaciones inalámbricas.

El primer sistema de comunicación inalámbrica mediante ondas electromagnéticas fue patentado por Tesla en 1897 (antes que Marconi).

El desarrollo de sistemas de comunicación inalámbrica siguió a lo largo del siglo XX, mejorando la eficiencia y reduciendo el tamaño de los equipos, estas mejoras se debieron fundamentalmente a la aparición de los transistores. Este desarrollo continuó, provocando la transición de sistema analógico a sistema digital con todas las consecuencias de dicho cambio. Hoy en día el desarrollo de sistemas de comunicación inalámbrica continúa, sobre todo en tecnologías “terrestres” como, por ejemplo, comunicaciones móviles terrestres.

Es conveniente saber que los satélites artificiales, especialmente los satélites de comunicaciones, han trabajado con los sistemas de comunicación inalámbrica propios de su tiempo, en muchas ocasiones contribuyendo en el progreso de dichos sistemas de comunicación inalámbrica.

En el estudio del arte veremos las ventajas e inconvenientes de un sistema de comunicaciones por satélite, pero podemos adelantar que las comunicaciones por satélite son una alternativa viable a otros sistemas de comunicaciones, como por ejemplo cables submarinos. Por ello los sistemas de comunicación por satélite siguen utilizándose, motivando aplicaciones de diseño de enlaces por satélite, aplicaciones como la presente.

1.1. Motivación de la herramienta.

Los sistemas de comunicación por satélite no son sistemas sencillos de diseñar. Requieren de una extensa planificación y de un cuidadoso desarrollo para poder cumplir con sus objetivos. En el diseño de un sistema de comunicaciones por satélite, son imprescindibles herramientas de diseño y simulación de órbitas y coberturas, herramientas como la presente. Además, dado que en la Universidad Carlos III se imparten las nociones básicas de las comunicaciones por satélite (en los correspondientes grados), esta herramienta puede tener una función didáctica. Por su relativa simplicidad y su gran abanico de visualizaciones, la herramienta puede ayudar a comprender multitud de conceptos clave de las comunicaciones por satélite como, por ejemplo, la relación entre la órbita del satélite y el área de cobertura o, los ángulos de visión.

Por último decir, que nuestra herramienta puede verse como una evolución de la herramienta desarrollada por “Roberto Pérez Pérez” en su trabajo fin de grado “Sistema gráfico para determinar coberturas en constelaciones LEO” [35]. Decimos que nuestra herramienta puede verse como una evolución (aunque ha sido desarrollada completamente desde cero, el código Java es totalmente propio), porque incorpora las funcionalidades de la herramienta de Roberto (como por ejemplo la visualización gráfica de la Tierra en dos dimensiones) y añade multitud de otras funcionalidades. Nuestra herramienta, además del cálculo del balance de enlace y la visualización de la Tierra en dos dimensiones, añade las siguientes funcionalidades.

- Visualización del escenario en tres dimensiones.
- Visualización específica de la órbita del satélite en una ventana adicional.
- Podemos trabajar con cualquier tipo de órbita (geoestacionaria, LEO, MEO y HEO).
- Es posible utilizar distintas constelaciones al mismo tiempo, aunque se deben introducir los parámetros de los satélites individualmente.
- Funcionalidad para establecer una ruta y calcular el balance de enlace en los puntos de dicha ruta.

Aunque todo el código Java es propio, es justo decir que gracias al trabajo de Roberto se han ahorrado semanas en el desarrollo de nuestra herramienta. El resumen de la mecánica orbital y la búsqueda de la bibliografía correspondiente por parte de Roberto, nos ha ahorrado mucho tiempo que se ha podido invertir en otros aspectos de la herramienta. Es lógico que partiendo desde cero, y con el mismo tiempo de trabajo, no se pueden desarrollar tantas funcionalidades. Por ello, al tener una cierta base, es necesario aportar unas funcionalidades extra, como las nuestras, que impliquen un trabajo equivalente a la “construcción” de dicha base.

1.2. Entorno socioeconómico.

En la situación actual de crisis económica y social, cabe preguntarse si el desarrollo de sistemas de comunicaciones por satélite se verá afectado. Es lógico tener esta inquietud, ya que los sistemas de comunicaciones por satélite requieren de altas inversiones que, en situaciones de crisis económicas, pueden no ser posibles. Además, el diseño y despliegue de los sistemas de comunicación por satélite requiere de un largo proceso, medido en años. Por ejemplo, el sistema de navegación por satélite europeo, GALILEO, comenzó en el año 2000 y todavía no se han desplegado todos los satélites de la constelación, por lo que no se ha podido entrar en la fase de explotación comercial [25], [26].

Como los sistemas de comunicación por satélite tienen un coste elevado, es necesario realizar un estudio de mercado muy exacto, ya que los beneficios del sistema tienen que compensar todos los costes, tanto los costes de desarrollo y despliegue como los costes de mantenimiento. Además, como se requieren años para completar el sistema de comunicaciones por satélite, es necesaria una inversión constante a lo largo del tiempo.

Por todo esto, podemos decir que si el sistema de comunicaciones por satélite ya se estaba desarrollando, no tendría que verse afectado por el entorno socioeconómico actual, ya que reducir la inversión a mitad del proceso sería contraproducente, debido al retraso prohibitivo que implicaría dicha reducción.

Otra cuestión es el desarrollo de nuevos sistemas de comunicaciones por satélite en la situación de crisis actual. En este escenario, es difícil invertir en un sistema que va a requerir de mucho tiempo y recursos para poder empezar a generar beneficios. Por lo que sí que se verán afectados los sistemas de comunicaciones por satélite futuros.

Hemos visto que es necesario un estudio de mercado muy exacto, a la hora de decidir si desarrollamos un sistema de comunicaciones por satélite. Es bueno preguntarse si la demanda, actual y futura, justifica el desarrollo de dichos sistemas.

Por una parte, las aplicaciones estratégicas de los sistemas de comunicaciones por satélite, así como las aplicaciones exclusivas de dichos sistemas (por ejemplo cobertura en zonas remotas), aseguran un constante desarrollo y despliegue de sistemas de comunicaciones por satélite. Especialmente sistemas que proporcionen servicios estratégicos, como las comunicaciones militares, o las comunicaciones de emergencia durante desastres naturales.

Pero, por otra parte, el desarrollo constante de las comunicaciones móviles terrestres, cada vez con más cobertura y capacidades, implica una limitación de los sistemas de comunicaciones por satélite a los servicios comentados anteriormente. Como las comunicaciones móviles terrestres tienen un menor coste y un menor tiempo de desarrollo, no es muy rentable desarrollar y desplegar sistemas de comunicaciones móviles por satélite para uso civil.

Como ya hemos visto, los sistemas de comunicación por satélite se verán afectados por el entorno socioeconómico. Por tanto, el desarrollo de herramientas como la presente también será afectado por dicho entorno.

En cuanto al coste de nuestra herramienta, podemos tomar como referencia el siguiente presupuesto.

Para desarrollar la herramienta, se ha utilizado el entorno de desarrollo integrado Eclipse que tiene licencia de software libre, no se utiliza ningún tipo de complemento de pago, por lo que no se necesita un desembolso económico en este sentido. Además, como desarrollamos la herramienta desde cero, no tenemos que preocuparnos de licencias de software externo.

Por tanto, “sólo” tenemos que tener en cuenta el tiempo requerido por uno o varios ingenieros para desarrollar la herramienta (en el apartado “Planificación” se encuentran justificadas las hora de trabajo empleadas). Se ha considerado un sueldo medio de 40 euros por hora para el ingeniero junior y de 70 euros por hora para el jefe del proyecto.

Aspecto	Unidades	Coste unitario (€)	Coste (€)
Entorno de desarrollo	1	0	0
Licencias	0	-	0
Horas de trabajo Ingeniero Junior	982.8	40	39312
Horas de trabajo Jefe del proyecto	109.2	70	7644
Total horas de trabajo	1092		
Coste total			46956 €

Tabla (1.1). Presupuesto de la herramienta.

Podemos ver que el coste del desarrollo de la herramienta es ínfimo, si lo comparamos con los millones de euros que cuesta cualquier sistema de comunicaciones por satélite.

Por ejemplo, se estima que GALILEO implicará un coste de 7000 millones de euros, (el presupuesto inicial fue de 2200-2950 millones de euros) [27], [28].

Capítulo 2.

Estado del arte.

Desde su aparición, los satélites artificiales han sido una opción viable para establecer un sistema de comunicaciones. Lógicamente, las capacidades de las comunicaciones por satélite no han sido las mismas a lo largo del tiempo, no son lo mismo los 24 canales de televisión en color ó los 24000 circuitos telefónicos del sistema SATCOM1 (1969-1978) [1], que los varios Mbps, tanto en el enlace de subida como en el enlace de bajada, de los satélites de comunicaciones actuales [2].

Como cualquier sistema, los sistemas de comunicaciones por satélite tienen sus ventajas e inconvenientes.

Las principales ventajas de establecer una comunicación por satélite son las siguientes.

- No se necesita infraestructura en tierra más allá de transmisor y receptor. Esto es muy importante cuando no es posible o rentable desplegar infraestructura terrestre, por motivos políticos, medioambientales, económicos, etcétera.
- Ante situaciones de desastres naturales, las comunicaciones por satélite pueden seguir funcionando (siempre que no se hayan dañado las estaciones de transmisión y recepción), allí donde otros sistemas pueden haber sido dañados y haber dejado de funcionar.
- Se puede tener cobertura en zonas de difícil acceso, zonas en las que no se puede desplegar infraestructura para el sistema de comunicaciones, y por tanto sólo los enlaces por satélite pueden proporcionar comunicación. Por ejemplo, para establecer una comunicación en la profundidad de la selva, sólo es viable una comunicación por satélite (siempre que la vegetación permita ver al satélite).
- Las zonas de cobertura son muy flexibles, pueden abarcar desde ciudades hasta continentes.

Los principales inconvenientes de establecer un radioenlace por satélite son los siguientes.

- Se requiere una fiabilidad muy alta, debido a la imposibilidad de reparar el satélite en órbita (excepto en casos muy especiales, como el telescopio espacial Hubble). Esta alta fiabilidad implica un coste mucho mayor en los componentes del sistema, así como un sistema de comprobación y validación mucho más exigente que en otros sistemas.

- Existe un riesgo considerable de destrucción en el lanzamiento del satélite. Los seguros económicos son muy caros debidos a este riesgo, pero necesarios para proteger la inversión.
- Situar al satélite en órbita tiene un coste muy elevado, cada kilogramo puesto en órbita implica miles de dólares (el precio varía dependiendo del tipo de cohete utilizado). Además, el peso del satélite es un factor muy influyente a la hora de mantener el satélite en su órbita.
- El seguimiento del satélite en su órbita, así como el control necesario es complejo. Se requiere mucha energía y tiempo para que el satélite siga la órbita prevista.
- La órbita del satélite afecta al retardo. Las distancias entre las estaciones terrenas y el satélite implican unos retardos de propagación que pueden llegar a ser intolerables para ciertas aplicaciones. Por ejemplo, en comunicaciones móviles se suelen utilizar órbitas de baja altura (LEO), que tienen un área de cobertura menor y un seguimiento más complicado que las órbitas geoestacionarias, sólo por su retardo menor.
- El espectro radioeléctrico es un recurso limitado.

Una vez vistas las ventajas e inconvenientes de las comunicaciones por satélite, podemos decir que los sistemas de comunicación por satélite son una alternativa viable para establecer radioenlaces. En muchas ocasiones, el sistema de comunicación por satélite actúa como sistema de respaldo, para operar en situaciones de caídas del sistema principal. Pero, en otras ocasiones el sistema de comunicación por satélite es el sistema de comunicaciones principal. La elección de un sistema de comunicaciones u otro, por ejemplo fibra óptica submarina o enlace por satélite, depende del escenario en el que estemos. Hay que considerar las ventajas e inconvenientes de cada sistema y elegir la mejor opción en cada caso.

Los sistemas de comunicación por satélite pueden ofrecer multitud de servicios de radiocomunicación, los principales son los siguientes [3].

- Servicio fijo: enlace entre dos puntos terrestres fijos.
- Servicio móvil: enlace entre uno o más puntos fijos y puntos móviles.
- Servicio de radiodifusión (sonido e imagen): enlace entre uno o más puntos fijos y terminales dispersos.
- Servicio de radio-determinación.
- Servicio de exploración de la Tierra.
- Servicio de exploración del espacio.
- Servicio de radioaficionados.
- Servicios entre satélites.

Con toda esta información, podemos afirmar que en el futuro los sistemas de comunicación por satélite seguirán desarrollándose y utilizándose. Dicha afirmación está soportada no sólo por la evidente necesidad de establecer radioenlaces por satélite, ya sea para fines civiles o militares, sino por el desarrollo de proyectos de sistemas de comunicación por satélite, tales como el sistema de posicionamiento global europeo (GALILEO) [4], o la plataforma “Small GEO” de comunicaciones [5].

Dada la necesidad, presente y futura, de las comunicaciones por satélite, son necesarias aplicaciones para el diseño y simulación de órbitas y coberturas. Es lógico pensar que necesitamos herramientas computacionales que ahorren trabajo y esfuerzo en el, ya de por sí complejo, diseño de sistemas de comunicación por satélite. Pero, ¿por qué desarrollar una herramienta desde cero si ya hay herramientas comerciales en el mercado que realizan esta tarea? Vamos a ver el motivo, estudiando las posibilidades de diferentes herramientas.

La primera herramienta que vemos es STK (Systems Tool Kit [6]). Dicha herramienta permite, entre muchas otras opciones, el modelado de órbitas y coberturas en un sistema de comunicaciones por satélite.

La herramienta STK posee una versión básica y distintos módulos que implementan diferentes funcionalidades. Es una herramienta muy completa y utiliza un entorno gráfico muy elaborado. Es un software comercial, y por tanto no tenemos acceso al código del programa.

La segunda herramienta que vamos a tener en cuenta es GMAT (General Mission Analysis Tool [7]). Esta herramienta de código abierto, gratuita y diseñada por la NASA (junto con la industria privada) permite el diseño, análisis y optimización de trayectorias en el espacio. GMAT se centra en los desplazamientos espaciales, por tanto sería muy útil para el diseño y simulación de la órbita del satélite. La parte negativa es que no incorpora herramientas para el diseño y simulación de coberturas.

Por último, vamos a ver la herramienta SaVi (Satellite constellation Visualizer, [8]). Esta herramienta permite simular constelaciones de satélites (tanto sus órbitas como sus zonas de cobertura). SaVi posee una interfaz gráfica elaborada, con visualizaciones 2D y 3D de los escenarios en los que se está trabajando. Esta herramienta gratuita, desarrollada en “SourceForge” es de código abierto, por tanto se puede acceder a dicho código.

Una vez vistas estas herramientas, vamos a ver qué ventajas e inconvenientes presentan cada una de ellas.

El primer paso consiste en comparar una herramienta de código abierto frente a una herramienta comercial en la que no se tiene acceso al código.

Tener acceso al código de la herramienta, como en GMAT y SaVi, permite ver qué hay por debajo, cómo se realizan las tareas y comprender lo que se está haciendo. Por otra parte, la herramienta comercial STK, no proporciona su código, por tanto no se puede saber

cómo se realizan las tareas, todo lo que hay por debajo del entorno gráfico no se puede saber a ciencia cierta.

En cuanto al coste de la herramienta, una herramienta de pago como STK (en sus versiones completas) proporciona un soporte técnico y unas garantías obligatoriamente. Mientras que las aplicaciones gratuitas no tienen por qué ofrecer ni soporte, ni garantías. Por último vamos a ver si las herramientas realizan las tareas que queremos, el diseño y simulación de órbitas y de áreas de coberturas. Podemos ver que la herramienta STK y la herramienta SaVi si que ofrecen ambas tareas, mientras que GMAT “sólo” está pensada para trayectorias en el espacio.

Por lo que hemos visto, parece que la mejor opción sería bien SaVi, gratuita, de código abierto y con todo lo que necesitamos, o bien STK, con garantías, realiza las tareas que queremos. Así que, nos preguntamos de nuevo, ¿por qué desarrollar una aplicación desde cero? La respuesta es simple, por flexibilidad.

Una herramienta de código abierto proporciona el código, y por tanto es posible entender las tareas que realiza y ver su implementación. Pero una cosa es que sea posible y otra que sea eficiente. Para entender el código de una herramienta hay que emplear mucho tiempo estudiando dicho código. En herramientas relativamente complejas, este tiempo puede ser demasiado alto, y por tanto, puede ser mejor partir desde cero con una implementación propia.

Por otra parte, el precio de una aplicación de pago puede ser inasumible para proyectos relativamente simples, por tanto, puede ser mejor desarrollar una aplicación propia con peores prestaciones (en teoría) pero que nos de la suficiente funcionalidad para poder evitar el desembolso de grandes cantidades de dinero.

Podemos ver que hemos reducido los puntos fuertes de ambos tipos de aplicación. Esto justifica el desarrollo de una aplicación propia desarrollada desde cero. Por supuesto que las prestaciones van a ser peores que todas estas herramientas, ya que en su desarrollo se han dedicado muchísimas horas de esfuerzo y, no es comparable lo que puede hacer una persona respecto al trabajo necesario para realizar estas herramientas.

Pero, desarrollando una aplicación desde cero tenemos la flexibilidad de conocer el funcionamiento de la aplicación, sus puntos fuertes y débiles, y la flexibilidad del coste económico, podemos concentrar el esfuerzo del desarrollo (y por tanto el coste de la aplicación) en aquellas funcionalidades básicas para nosotros.

Capítulo 3.

Mecánica orbital.

La mecánica orbital se encarga de estudiar el movimiento de los cuerpos celestes, en función de las fuerzas gravitatorias que ejercen sobre ellos otros cuerpos celestes.

En nuestro caso, la mecánica orbital nos permitirá describir matemáticamente el desplazamiento del satélite a lo largo de su órbita. Por tanto, gracias a la mecánica orbital, podemos determinar la posición de un satélite en un instante de tiempo determinado.

La base de la mecánica orbital se apoya en las leyes de Kepler y en las leyes de Newton. Por tanto, nuestro punto de partida serán dichas leyes.

3.1. Leyes de Kepler.

Las leyes de Kepler permiten describir matemáticamente el movimiento de los planetas alrededor del Sol. Kepler definió tres leyes [9].

Primera ley de Kepler.

Todos los planetas del Sistema Solar se mueven alrededor del Sol describiendo órbitas elípticas. El Sol está situado en uno de los focos de la elipse.

El punto de la órbita más cercano al Sol se denomina perihelio. El punto de la órbita más alejado del Sol se denomina afelio.

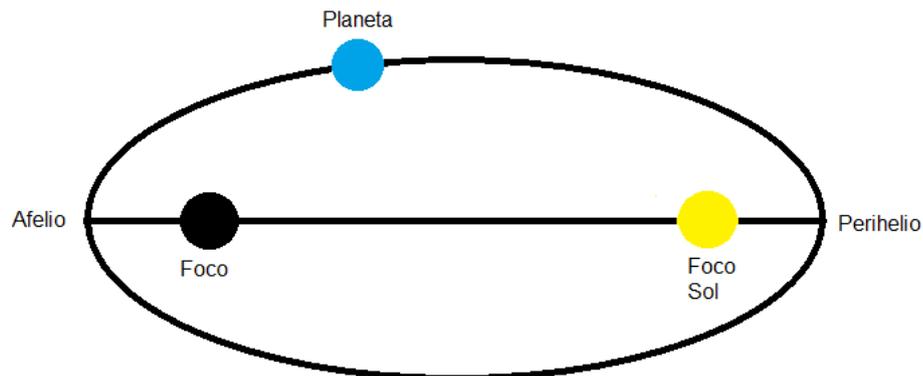


Figura (3.1). Primera Ley de Kepler.

Segunda ley de Kepler. (Ley de las áreas).

El vector posición de un planeta con respecto al Sol cubre áreas iguales de la elipse en tiempos iguales. Por tanto, el planeta se moverá más rápidamente cuando esté cerca del Sol y más lentamente cuando esté lejos del Sol.

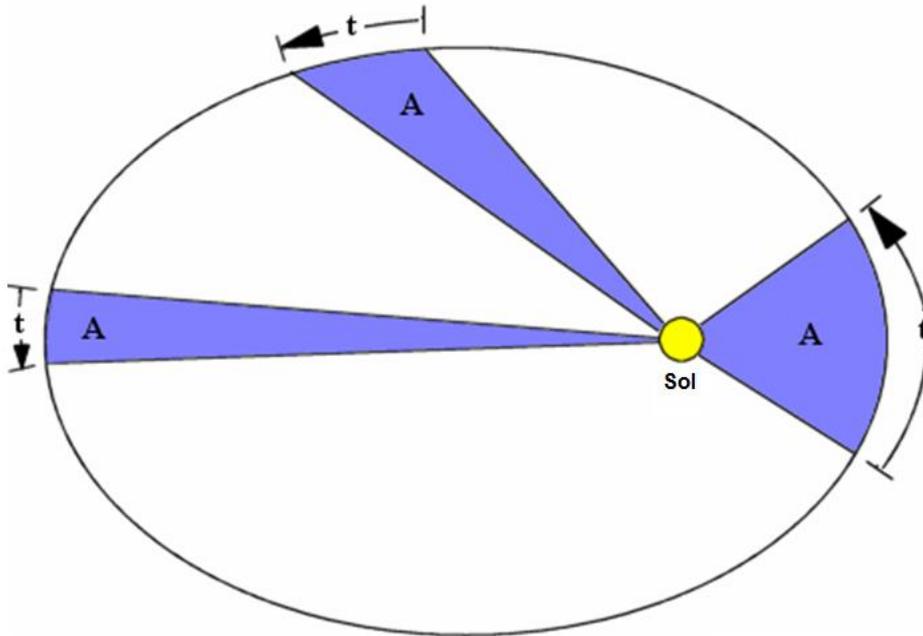


Figura (3.2). Segunda Ley de Kepler. [30]

Podemos observar que todas las áreas "A", que han sido barridas en el mismo tiempo "t", son iguales.

Tercera ley de Kepler.

El cuadrado del periodo orbital de un planeta, es directamente proporcional al cubo de la distancia media entre el planeta y el Sol.

3.2. Leyes de Newton.

Debemos comprender dos leyes formuladas por Newton, la Segunda ley del movimiento y la ley de la gravitación universal. Vamos a verlas.

Segunda ley del movimiento.

La segunda ley del movimiento de Newton establece que la fuerza es igual al producto de la masa por la aceleración. Es decir:

$$\text{Fuerza} = \text{masa} \times \text{aceleración} \quad (3.1a)$$

O lo que es lo mismo:

$$\bar{F} = m \frac{d^2r}{dt^2} \hat{r} \quad (3.1b)$$

Siendo.

\bar{F} : Fuerza

m : Masa del cuerpo

$\frac{d^2r}{dt^2}$: Magnitud del vector aceleración

\hat{r} : Dirección del vector aceleración

Ley de la gravitación universal.

La ley de la gravitación universal permite analizar el movimiento de todos los cuerpos celestes conocidos hasta el momento. Newton estudió el trabajo de Kepler a la hora de formular la ley de la gravitación universal. Vamos a ver dicha ley.

$$\bar{F} = - \frac{G m_1 m_2}{r^2} \hat{r} \quad (3.2)$$

Siendo.

\bar{F} : Fuerza de atracción

G : Constante de gravitación universal = $6.67384 \times 10^{-11} \left[\frac{N m^2}{Kg^2} \right]$

m_1 : Masa del cuerpo 1

m_2 : Masa del cuerpo 2

r : Distancia entre los centros de los dos cuerpos (cuerpos 1 y 2)

\hat{r} : Vector unitario de un cuerpo al otro

3.3. Órbita de un satélite.

Vamos a intentar describir matemáticamente la órbita que sigue un satélite. Nuestro objetivo es poder conocer la posición del satélite en un momento de tiempo determinado.

Lo primero que necesitamos es un sistema de coordenadas sobre el que trabajar. Vamos a utilizar el siguiente sistema de coordenadas, centrado en el centro de la Tierra y que gira con ella.

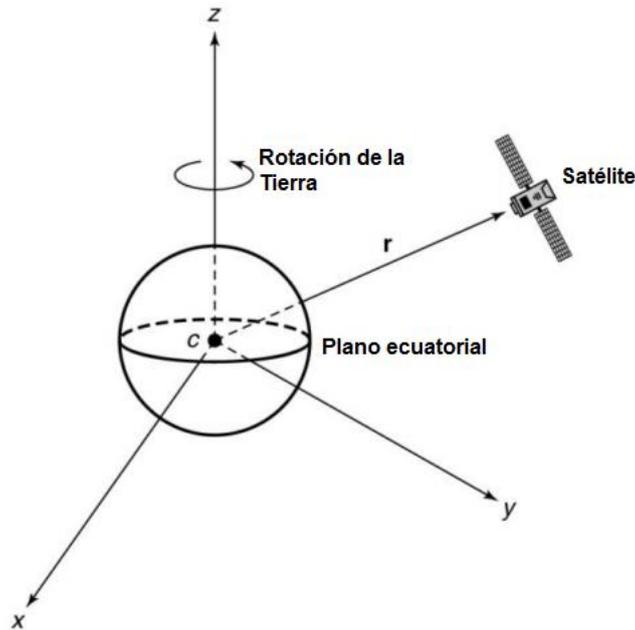


Figura (3.3). Sistema de coordenadas. [10]

Una vez visto el sistema de coordenadas en el que situaremos el satélite, vamos a intentar obtener las ecuaciones que describen la órbita del satélite.

Nota: el desarrollo matemático se ha obtenido de [10] y [11].

El primer paso consiste en calcular la fuerza gravitatoria que ejerce la Tierra sobre el satélite. Utilizamos la ley de la gravitación universal (ecuación (3.2)) para calcularla.

$$\vec{F} = \frac{-G m_{Tierra} m_{sat}}{r^2} \hat{r}$$

El satélite deberá ejercer la misma fuerza para mantenerse en órbita. Calculamos dicha fuerza a través de la segunda ley del movimiento de Newton (ecuación (3.1b)).

$$\vec{F} = m_{sat} \frac{d^2 r}{dt^2} \hat{r}$$

Igualamos ambas fuerzas y simplificamos.

$$\frac{-G m_{Tierra} m_{Sat}}{r^2} \hat{r} = m_{Sat} \frac{d^2 r}{dt^2} \hat{r}$$

$$\frac{-G m_{Tierra}}{r^2} \hat{r} = \frac{d^2 r}{dt^2} \hat{r}$$

Tenemos una ecuación diferencial de segundo grado que define la trayectoria del satélite. Como hay tres incógnitas ($\hat{r}(x, y, z)$), y la ecuación diferencial es de segundo grado, necesitaremos seis parámetros para definir una órbita. Dichos parámetros se denominan parámetros orbitales, los veremos más adelante.

Una vez obtenida la ecuación diferencial de segundo grado, vamos a tratar de obtener información acerca del tipo de movimiento del satélite.

Tomamos una variable, Γ . Dicha variable la definimos como $\Gamma = r\hat{r}$.

$$\frac{-G m_{Tierra}}{r^3} \Gamma = \frac{d^2 \Gamma}{dt^2}$$

Pasamos todos los términos a un lado.

$$\frac{d^2 \Gamma}{dt^2} + \frac{G m_{Tierra}}{r^3} \Gamma = 0$$

Producto vectorial en ambos lados de la ecuación.

$$\Gamma \times \left(\frac{d^2 \Gamma}{dt^2} + \frac{G m_{Tierra}}{r^3} \Gamma \right) = \Gamma \times 0$$

Separamos términos.

$$\Gamma \times \left(\frac{d^2 \Gamma}{dt^2} \right) + \Gamma \times \left(\frac{G m_{Tierra}}{r^3} \Gamma \right) = 0$$

El producto vectorial de un vector por sí mismo es cero, por tanto.

$$\Gamma \times \left(\frac{d^2 \Gamma}{dt^2} \right) = 0$$

Utilizamos las reglas de las derivadas. En nuestro caso tenemos la derivada de un producto vectorial.

Si nos fijamos en la siguiente derivada.

$$\frac{d\left(\Gamma \times \frac{d\Gamma}{dt}\right)}{dt} = \Gamma \times \left(\frac{d^2\Gamma}{dt^2}\right) + \frac{d\Gamma}{dt} \times \frac{d\Gamma}{dt}$$

Podemos ver que en nuestra ecuación aparece el término $\Gamma \times \left(\frac{d^2\Gamma}{dt^2}\right)$. Despejamos dicho término en la derivada que acabamos de ver, y sustituimos en nuestra ecuación.

$$\frac{d\left(\Gamma \times \frac{d\Gamma}{dt}\right)}{dt} - \frac{d\Gamma}{dt} \times \frac{d\Gamma}{dt} = 0$$

El producto vectorial de un vector por sí mismo es cero, por tanto.

$$\frac{d\left(\Gamma \times \frac{d\Gamma}{dt}\right)}{dt} = 0$$

Esta ecuación implica que el producto vectorial debe ser constante respecto al tiempo, es decir.

$$\Gamma \times \frac{d\Gamma}{dt} = \text{constante} = h$$

El producto vectorial $\Gamma \times \frac{d\Gamma}{dt}$ equivale al momento angular de la órbita del satélite.

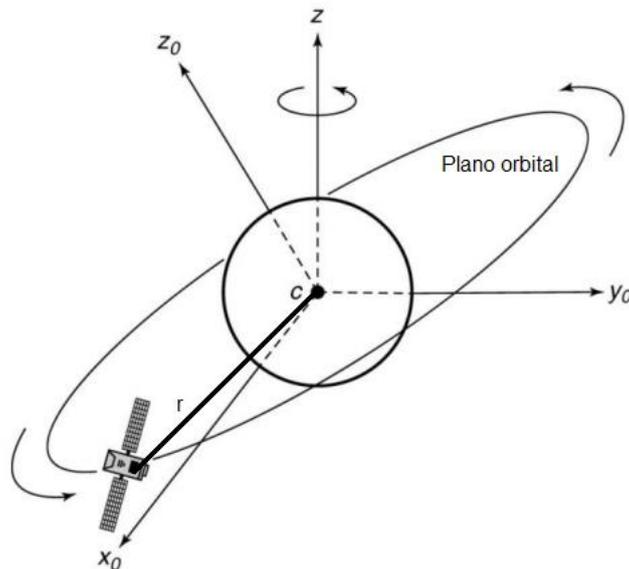
El momento angular sólo puede ser constante si se encuentra en un plano. Por tanto, el satélite se mueve dentro de un mismo plano.

Una vez visto que el movimiento del satélite se limita al movimiento dentro de un mismo plano, vamos a tratar de resolver la ecuación diferencial de segundo orden que define la órbita del satélite. Volvemos a dicha ecuación.

$$\frac{-G m_{Tierra}}{r^2} \hat{r} = \frac{d^2 r}{dt^2} \hat{r}$$

No es sencillo resolver esta ecuación diferencial, para facilitar la tarea utilizamos coordenadas referidas al plano en el que se mueve el satélite. Es decir, trabajamos con un sistema de coordenadas referido al plano orbital.

Gráficamente, el plano orbital se ve más claro.



Sistema de coordenadas plano orbital. Figura (3.4). [10]

Si utilizamos este sistema de coordenadas tenemos que.

$$r = \sqrt{x_0^2 + y_0^2}$$

$$\hat{r} = \frac{1}{\sqrt{x_0^2 + y_0^2}} (x_0 \hat{x}_0 + y_0 \hat{y}_0) \text{ (Vector unitario)}$$

Sustituimos en nuestra ecuación diferencial.

$$\frac{-G m_{Tierra}}{x_0^2 + y_0^2} \frac{1}{\sqrt{x_0^2 + y_0^2}} (x_0 \hat{x}_0 + y_0 \hat{y}_0) = \frac{d^2 (\sqrt{x_0^2 + y_0^2})}{dt^2} \frac{1}{\sqrt{x_0^2 + y_0^2}} (x_0 \hat{x}_0 + y_0 \hat{y}_0)$$

Simplificamos.

$$\frac{-G m_{Tierra}}{x_0^2 + y_0^2} (x_0 \hat{x}_0 + y_0 \hat{y}_0) = \frac{d^2 \sqrt{x_0^2 + y_0^2}}{dt^2} (x_0 \hat{x}_0 + y_0 \hat{y}_0)$$

Operando llegamos a la siguiente expresión.

$$\frac{G m_{Tierra}}{(x_0^2 + y_0^2)^{3/2}} (x_0 \hat{x}_0 + y_0 \hat{y}_0) + \hat{x}_0 \left(\frac{d^2 x_0}{dt^2} \right) + \hat{y}_0 \left(\frac{d^2 y_0}{dt^2} \right) = 0$$

Convertimos las coordenadas cartesianas (x_0, y_0) en coordenadas polares (r, ϕ) . Utilizamos las siguientes transformaciones.

$$x_0 = r_0 \cos \phi_0$$

$$\hat{x}_0 = \hat{r}_0 \cos \phi_0 - \hat{\phi}_0 \sin \phi_0$$

$$y_0 = r_0 \sin \phi_0$$

$$\hat{y}_0 = \hat{r}_0 \sin \phi_0 + \hat{\phi}_0 \cos \phi_0$$

Sustituyendo en nuestra ecuación y separando componentes, llegamos a las siguientes expresiones.

$$\frac{d^2 r_0}{dt^2} - r_0 \left(\frac{d\phi_0}{dt} \right)^2 = \frac{-(G m_{Tierra})}{r_0^2}$$

$$r_0 \left(\frac{d^2 \phi_0}{dt^2} \right) + 2 \left(\frac{dr_0}{dt} \right) \left(\frac{d\phi_0}{dt} \right) = 0$$

La solución de este sistema de ecuaciones diferenciales, y por tanto, la ecuación de la órbita de un satélite, resultar ser la siguiente.

$$r_0 = \frac{\rho}{1 + e \cos(\phi_0 - \theta_0)} \quad (3.3)$$

Siendo.

ρ : Semilatus rectum

e : Excentricidad de la elipse

θ_0 : Orientación de la elipse con respecto al plano orbital

Hemos conseguido resolver la ecuación diferencial de segundo grado que define la trayectoria del satélite. Si nos fijamos, dicha ecuación posee las siguientes características.

Si $e < 1$, la ecuación es, valga la redundancia, la ecuación de una elipse.

Si $e = 0$, la órbita es un círculo con la Tierra en su centro.

Por tanto, los satélites describen órbitas elípticas (siempre que la excentricidad sea menor que uno y mayor o igual que cero). La órbita circular es un caso particular de una elipse con excentricidad cero.

Si nos fijamos en la ecuación de la órbita de un satélite (ecuación (3.3)), sería muy útil poder anular la orientación de la elipse con respecto al plano orbital, es decir $\theta_0 = 0$. Esto se puede conseguir situando el eje x_0 , del sistema de coordenadas referido al plano orbital, de tal forma que pase por la recta que une el apogeo con el perigeo. Gráficamente, el plano orbital con esta condición resultaría ser el siguiente.

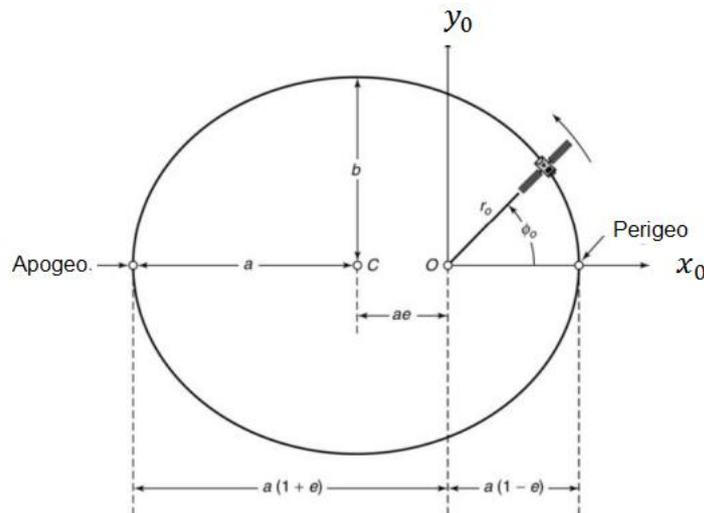


Figura (3.5). Plano orbital satélite. [10]

El origen de coordenadas (O), es el centro de la Tierra.

La ecuación de la órbita de un satélite queda reducida a la siguiente expresión.

$$r_0 = \frac{\rho}{1 + e \cos(\theta_0)}$$

El semieje mayor de la elipse, a , se puede expresar de la siguiente forma.

$$a = \frac{\rho}{1 - e^2}$$

Si sustituimos ρ en la ecuación de la órbita de un satélite (con $\theta_0 = 0$), obtenemos la siguiente expresión.

$$r_0 = \frac{a(1 - e^2)}{1 + e \cos(\varnothing_0)} \quad (3.4)$$

El periodo orbital del satélite, se puede calcular mediante la siguiente expresión.

$$\text{Periodo orbital} \equiv T = 2\pi a \sqrt{\frac{a}{G m_{\text{Tierra}}}} \quad (3.5)$$

Pero, aún no hemos acabado. Recordamos que definimos un sistema de coordenadas en el que situaríamos al satélite (figura 3.3). Nosotros “sólo” tenemos la ecuación que describe la órbita de un satélite. Necesitamos localizar al satélite en el sistema de coordenadas de la figura “3.3”. Para conseguirlo tendremos que, en primer lugar, localizar al satélite en su órbita (plano orbital), después tendremos que localizar al satélite con respecto a la Tierra y por último localizaremos al satélite con respecto a la Tierra en un sistema que rote con ella (sistema de coordenadas de la figura 3.3).

Localización del satélite en su órbita.

Nuestro punto de partida será la ecuación de la órbita de un satélite (ecuación (3.4)).

$$r_0 = \frac{a(1 - e^2)}{1 + e \cos(\varnothing_0)}$$

El ángulo \varnothing_0 se denomina anomalía verdadera. Dicho ángulo se mide positivamente en la dirección del movimiento, entre el perigeo y la posición del satélite. La anomalía verdadera nos permite conocer la posición instantánea del satélite tomando como referencia el perigeo.

Además de la anomalía verdadera, necesitamos ver varios conceptos para poder localizar el satélite en su órbita.

- Velocidad angular media, η .

La velocidad angular media es la velocidad de un cuerpo que da una vuelta al círculo circunscrito a la elipse (a la órbita) en el mismo tiempo que tarda el satélite en dar una vuelta a la elipse.

$$\eta = \frac{2\pi}{T} \quad (3.6)$$

- Anomalía excéntrica, E .

La anomalía excéntrica es el ángulo formado entre el eje x_0 y la recta que pasa por el centro de la elipse y por el punto "A". El punto "A" es el punto de corte entre el círculo circunscrito a la elipse y la recta paralela al eje y_0 que pasa por el satélite. Hay dos puntos de corte, se escoge el punto que esté en el mismo semieje y_0 que el satélite.

Gráficamente se entiende mejor.

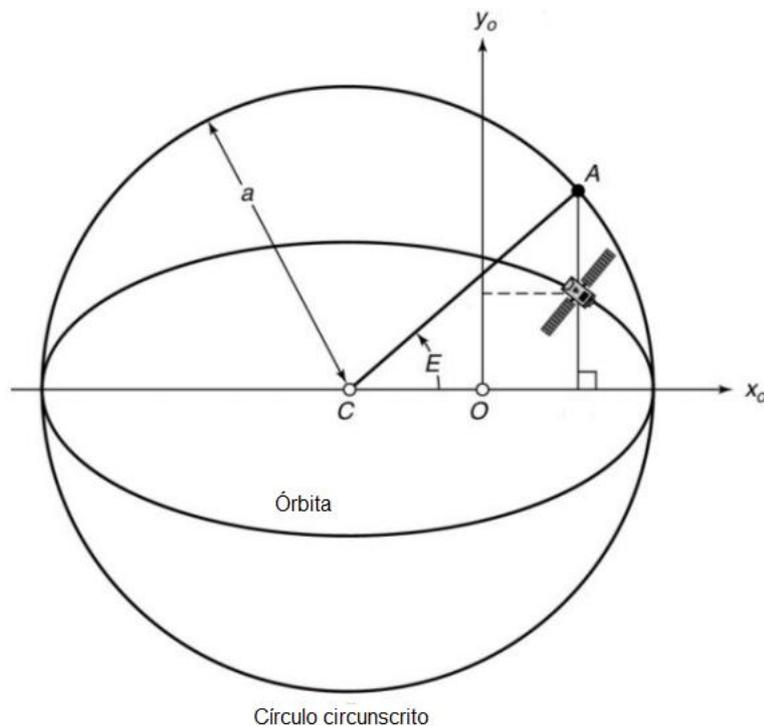


Figura (3.6). Plano orbital, anomalía excéntrica. [10]

La anomalía excéntrica, E , se puede obtener de las siguientes formas.

$$r_0 = a (1 - e \cos E) \quad (3.7a)$$

$$\eta (t - t_p) = E - e \sin E \quad (3.7b)$$

Siendo.

$t - t_p$: Tiempo transcurrido desde el último paso del satélite por el perigeo

- Anomalía media, M .

La anomalía media es el ángulo que recorrería el satélite si se estuviera moviendo por un círculo circunscrito a la elipse, con una velocidad angular media η , y hubiera transcurrido el mismo tiempo desde su último paso por el perigeo.

La anomalía media se puede obtener mediante la siguiente expresión.

$$M = \eta (t - t_p) \quad (3.8a)$$

Podemos relacionar la anomalía media (M), con la anomalía excéntrica (E).

$$M = E - e \sin E \quad (3.8b)$$

- Una vez vistos estos conceptos, somos capaces de localizar el satélite en su órbita. Únicamente necesitamos la longitud del semieje mayor de la elipse (a), la anomalía media (M) y la excentricidad de la elipse (e) para poder calcular la posición del satélite en el plano orbital (x_0, y_0) .

Por tanto, la longitud del semieje mayor de la elipse (a), la anomalía media (M) y la excentricidad (e) son tres de los seis parámetros que definen una órbita.

El proceso para obtener la posición del satélite en el plano orbital es el siguiente.

1. Calcular la anomalía excéntrica, E , resolviendo la ecuación (3.8b).

$$M = E - e \sin E$$

2. Calcular la coordenada r_0 a partir de la ecuación (3.7a).

$$r_0 = a (1 - e \cos E)$$

3. Calcular la coordenada ϕ_0 resolviendo la ecuación (3.4).

$$r_0 = \frac{a (1 - e^2)}{1 + e \cos(\phi_0)}$$

4. Calcular las coordenadas x_0, y_0 mediante las coordenadas polares r_0, ϕ_0 .

$$x_0 = r_0 \cos \phi_0$$

$$y_0 = r_0 \sin \phi_0$$

Localización del satélite con respecto a la Tierra.

Nuestro punto de partida será un sistema de coordenadas rectangulares (x_i, y_i, z_i) con origen en el centro de la Tierra y que no rota con ella. Este sistema de coordenadas se denomina geocéntrico ecuatorial.

En el sistema geocéntrico ecuatorial el eje z_i coincide con el eje de rotación de la Tierra, y pasa por el norte geográfico. El eje x_i apunta hacia una dirección denominada “primer punto de Aries” (o dirección del equinoccio vernal), esta dirección se corresponde a la recta que une el centro de la Tierra con el centro del Sol en el primer día de la primavera. Es fundamental definir correctamente la dirección del equinoccio vernal.

El plano $x_i y_i$ se denomina plano ecuatorial ya que contiene al ecuador terrestre.

Gráficamente, el sistema geocéntrico ecuatorial resulta ser el siguiente.

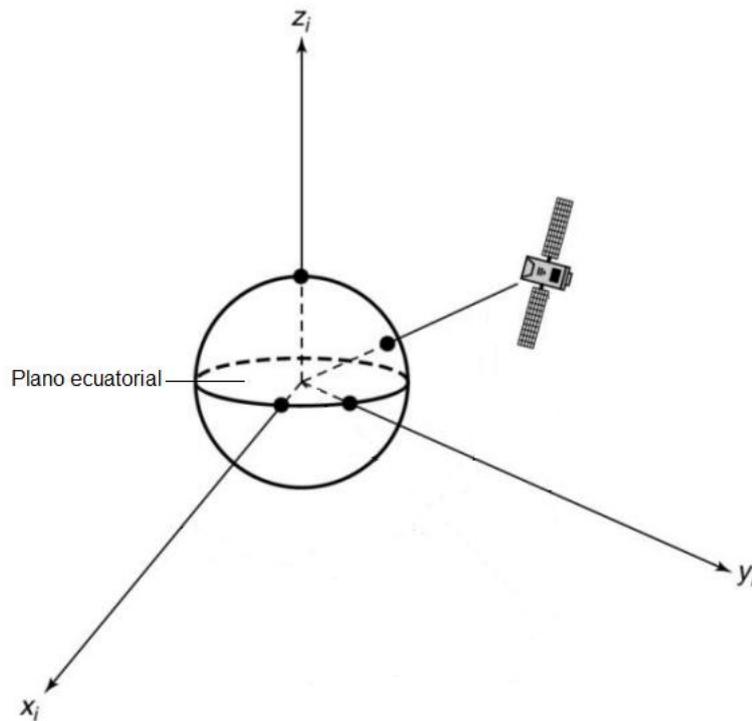


Figura (3.7). Sistema geocéntrico ecuatorial. [10]

Para poder localizar al satélite con respecto a la Tierra, son necesarios varios parámetros orbitales. Vamos a ver tres nuevos parámetros orbitales que son, la ascensión recta del nodo ascendente (Ω), la inclinación (i) y el argumento del perigeo (ω).

Los dos puntos en los que la órbita corta con el plano ecuatorial se denominan nodos. Si el satélite se mueve hacia arriba con respecto al plano ecuatorial, el punto de corte se denomina nodo ascendente. Si el satélite se mueve hacia abajo con respecto al plano ecuatorial, el punto de corte se denomina nodo descendente.

El ángulo comprendido entre el eje x_i y el punto de corte del plano $x_i y_i$ con la recta paralela al eje z_i que pasa por el satélite se denomina ascensión recta. Cuando el punto de corte coincide con el nodo ascendente hablamos de ascensión recta del nodo ascendente (Ω).

El ángulo formado entre el plano orbital y el plano ecuatorial se denomina inclinación (i). Además de la ascensión recta del nodo ascendente y de la inclinación, debemos ver el argumento del perigeo (ω). El argumento del perigeo es el ángulo medido en el plano orbital desde el nodo ascendente hacia el perigeo, en el sentido del movimiento.

Gráficamente, se entienden mejor estos parámetros.

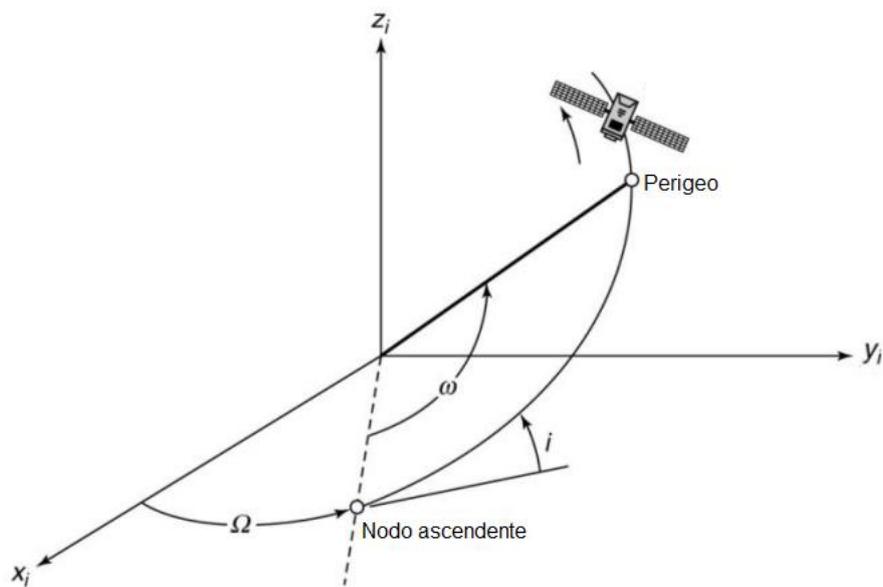


Figura (3.8). Ascensión recta del nodo ascendente, inclinación y argumento del perigeo. [10]

Necesitamos relacionar las coordenadas del satélite en el plano orbital (x_0, y_0) , con las coordenadas del satélite en el sistema geocéntrico ecuatorial (x_i, y_i, z_i) . Si lo conseguimos, estaremos un paso más cerca de poder localizar al satélite en el sistema de coordenadas de referencia (figura 3.3).

Las coordenadas en el plano orbital y en el sistema geocéntrico ecuatorial se relacionan mediante la siguiente transformación lineal.

$$\begin{pmatrix} x_i \\ y_i \\ z_i \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \cos(\Omega) \cos(\omega) - \sin(\Omega) \cos(i) \sin(\omega) & -\cos(\Omega) \sin(\omega) - \sin(\Omega) \cos(i) \cos(\omega) & \sin(\Omega) \sin(i) \\ \sin(\Omega) \cos(\omega) + \cos(\Omega) \cos(i) \sin(\omega) & -\sin(\Omega) \sin(\omega) + \cos(\Omega) \cos(i) \cos(\omega) & -\cos(\Omega) \sin(i) \\ \sin(i) \sin(\omega) & \sin(i) \cos(\omega) & \cos(i) \end{pmatrix} \begin{pmatrix} x_0 \\ y_0 \\ 0 \end{pmatrix} \quad (3.9)$$

Localización del satélite con respecto al sistema de referencia.

Una vez llegados a este punto podemos localizar al satélite respecto al sistema de coordenadas de referencia (figura 3.3). Dicho sistema de coordenadas es un sistema rectangular rotativo (x_r, y_r, z_r) , es decir, es un sistema que rota con la Tierra.

El origen del sistema está situado en el centro de la Tierra. El eje z_r coincide con el eje z_i del sistema geocéntrico ecuatorial. El eje x_r apunta continuamente al punto de corte entre el ecuador y el meridiano de Greenwich. El plano $x_r y_r$ coincide con el plano $x_i y_i$ del sistema geocéntrico ecuatorial.

Recordamos cómo era el sistema de coordenadas rotativo.

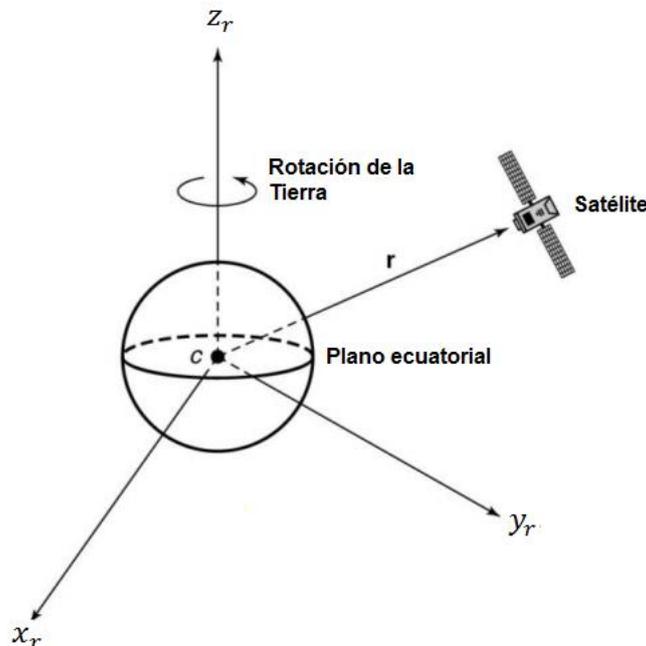


Figura (3.9). Sistema de coordenadas rectangular rotativo. [10]

El sistema rotativo gira a una velocidad angular Ω_e . El tiempo que tarda el eje x_r en volver a encontrarse con el eje x_i del sistema geocéntrico ecuatorial se denota como T_e .

Esta coincidencia sucede una vez cada día, pero en diferentes momentos ya que la Tierra gira alrededor del Sol.

Mediante la velocidad angular (Ω_e) y el tiempo (T_e), podemos relacionar las coordenadas en el sistema rotativo con las coordenadas en el sistema geocéntrico ecuatorial. Dicha relación se expresa mediante la siguiente transformación lineal.

$$\begin{pmatrix} x_r \\ y_r \\ z_r \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \cos(\Omega_e T_e) & \sin(\Omega_e T_e) & 0 \\ -\sin(\Omega_e T_e) & \cos(\Omega_e T_e) & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} x_i \\ y_i \\ z_i \end{pmatrix} \quad (3.10)$$

Lo único que nos falta es conocer el modo de calcular el producto $\Omega_e T_e$. Esta expresión se calcula utilizando días Julianos. Seguimos el siguiente proceso.

1. Calculamos el número de siglos julianos transcurridos desde el 31-12-1899 a las 12:00:00. Denotaremos esta variable como T_c .

$$T_c = \frac{\text{Día juliano del cálculo} - 2415020}{36525} \quad (\text{siglos julianos})$$

Siendo.

2415020 : Número de días julianos transcurridos el día 31-12-1899 a las 12:00:00

36525: Número de días julianos transcurridos el día 1-1-4613 a. C. a las 12:00:00

2. Calculamos la ascensión recta del meridiano de Greenwich a las 00:00:00 tiempo universal coordinado (UTC) del día juliano del cálculo. Denotamos esta variable como α .

$$\alpha = 99.6909833 + 36000.7689 T_c + 0.00038708 T_c^2 \quad (\text{grados})$$

3. Calculamos el producto $\Omega_e T_e$.

$$\Omega_e T_e = \alpha + 0.25068447 t \quad (\text{grados})$$

Siendo.

t : Número de minutos transcurridos desde la medianoche, 00:00:00 UTC, del día del cálculo

Llegados a este punto, sabemos que para definir una órbita, y por tanto, para conocer la posición de un satélite en un momento determinado de tiempo se necesitan seis parámetros orbitales.

- Longitud del semieje mayor de la elipse (a).
- Anomalía media (M).
- Excentricidad de la elipse (e).
- Ascensión recta del nodo ascendente (Ω).
- Inclinação (i).
- Argumento del perigeo (ω).

Estos seis parámetros orbitales serán datos de entrada de nuestra aplicación. El usuario los introducirá para poder simular la órbita del satélite.

Satélites con la misma órbita.

Si queremos que varios satélites sigan la misma órbita, tenemos que utilizar unos parámetros orbitales determinados. La longitud del semieje mayor de la elipse (a), la excentricidad de la elipse (e), la inclinación (i) y el argumento del perigeo (ω) deben ser el mismo para todos los satélites. Por otro lado, las anomalías medias (M) y las ascensiones rectas del nodo ascendente (Ω) deben cumplir la siguiente relación.

Para el satélite i -ésimo.

$$\text{Anomalía media} \equiv M_i = M_0 - i \frac{2\pi m}{n}$$

$$\text{Ascensión recta del nodo ascendente} \equiv \Omega_i = \Omega_0 + \frac{2\pi}{n} i$$

Siendo.

M_0 : Anomalía media del primer satélite

Ω_0 : Ascensión recta del nodo ascendente de la órbita que deseamos

m : Número de revoluciones por día (número de vueltas a la Tierra)

n : Número de satélites

i : Índice del satélite $0 \leq i \leq n - 1$

3.4. Ángulos de visión.

Los ángulos de visión permiten orientar la antena de la estación terrena hacia el satélite correspondiente. Tenemos dos ángulos de visión, el ángulo de Acimut y el ángulo de elevación. Vemos gráficamente los ángulos de visión.

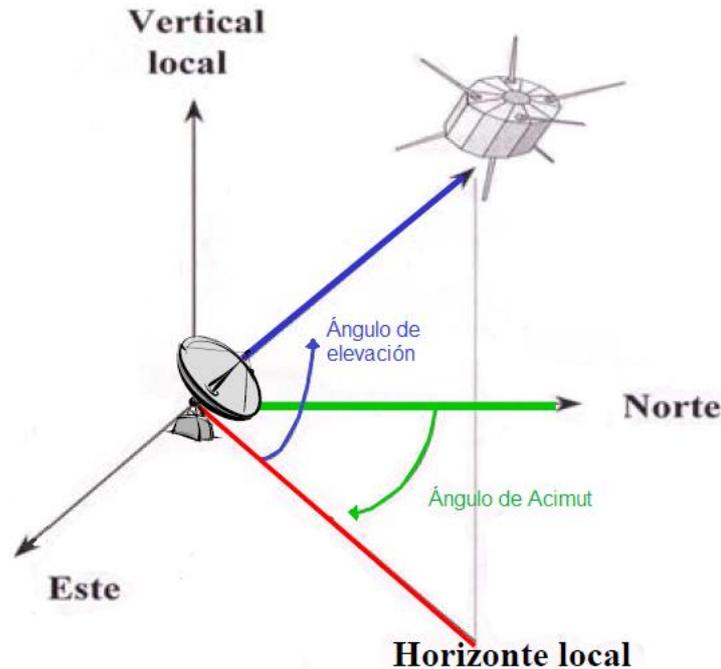


Figura (3.10). Ángulos de visión. [3]

Para calcular los ángulos de visión necesitaremos obtener la latitud y la longitud del punto subsatélite. Vamos a ver primero qué es el punto subsatélite.

Punto subsatélite.

El punto subsatélite es el punto de intersección entre la superficie de la Tierra y la recta que une el centro de la Tierra con el satélite. Podemos calcular el ángulo de elevación y el ángulo de Acimut a partir del punto subsatélite. Pero antes debemos averiguar la latitud y la longitud del punto subsatélite.

La latitud norte del punto subsatélite se obtiene a partir de las coordenadas del satélite en el sistema rotativo que vimos anteriormente.

Si las coordenadas del satélite en el sistema rotativo son (x_r, y_r, z_r) entonces la latitud norte del punto subsatélite se obtiene mediante la siguiente expresión.

$$\text{Latitud norte} = 90^\circ - \cos^{-1} \left(\frac{z_r}{\sqrt{x_r^2 + y_r^2 + z_r^2}} \right) \text{ (grados)} \quad (3.11)$$

La longitud oeste del punto subsatélite, también se obtiene a partir de las coordenadas del satélite en el sistema rotativo (x_r, y_r, z_r) .

$$\text{Longitud oeste (grados)} = \begin{cases} -\tan^{-1}\left(\frac{y_r}{x_r}\right) & \text{si } y_r \geq 0 \text{ y } x_r \geq 0 \text{ (Primer cuadrante)} \\ 180^\circ + \tan^{-1}\left(\frac{y_r}{|x_r|}\right) & \text{si } y_r \geq 0 \text{ y } x_r \leq 0 \text{ (Segundo cuadrante)} \\ 90^\circ + \tan^{-1}\left(\frac{|x_r|}{|y_r|}\right) & \text{si } y_r \leq 0 \text{ y } x_r \leq 0 \text{ (Tercer cuadrante)} \\ \tan^{-1}\left(\frac{|y_r|}{x_r}\right) & \text{si } y_r \leq 0 \text{ y } x_r \geq 0 \text{ (Cuarto cuadrante)} \end{cases} \quad (3.12)$$

Una vez obtenidos la latitud y la longitud del punto subsatélite, podemos calcular el ángulo de elevación y el ángulo de Acimut de la estación terrena.

Ángulo de elevación.

Para calcular el ángulo de elevación realizamos el siguiente proceso.

1. Calculamos el ángulo central γ .

El ángulo central (γ) es el ángulo formado entre la recta que pasa por el centro de la Tierra y la estación terrena, y la recta que pasa por el centro de la Tierra y el satélite. Vemos gráficamente, el ángulo central.

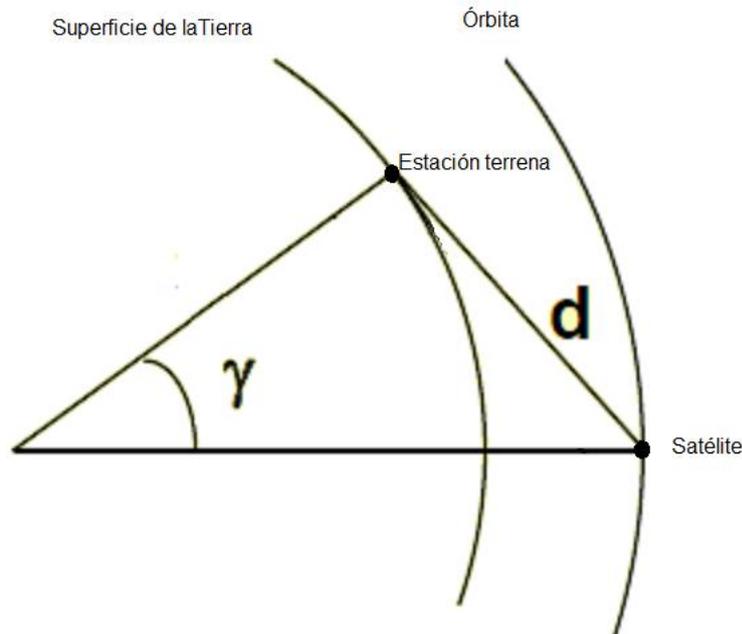


Figura (3.11). Ángulo central. [3]

Para calcular el ángulo central (γ) utilizamos la siguiente expresión.

$$\cos(\gamma) = \cos(L_{ET}) \cos(L_S) \cos(l_{ET} - l_S) + \sin(L_{ET}) \sin(L_S) \quad (3.13)$$

Siendo.

L_{ET} : Latitud norte de la estación terrena

L_S : Latitud norte del punto subsatélite

l_{ET} : Longitud oeste de la estación terrena

l_S : Longitud oeste del punto subsatélite

2. Calculamos la distancia desde la estación terrena al satélite, distancia “d”.

$$d = h_s \sqrt{1 + \left(\frac{h_e}{h_s}\right)^2 - 2 \left(\frac{h_e}{h_s}\right) \cos(\gamma)} \quad (3.14)$$

Siendo.

h_s : Distancia desde el centro de la Tierra al satélite

h_e : Distancia desde el centro de la Tierra a la estación terrena

γ : Ángulo central

3. Calculamos el ángulo de elevación “EL”.

$$\cos(EL) = \frac{\sin(\gamma) h_s}{d} \quad (3.15)$$

Siendo.

d : Distancia desde la estación terrena al satélite

Para que la estación terrena pueda ver al satélite, el ángulo de elevación debe ser mayor de cero grados. Usualmente se establece una elevación mínima de 5 grados, debido a los obstáculos del terreno. Nosotros realizaremos esta consideración.

Si el ángulo de elevación es de 90 grados, entonces el punto subsatélite coincide con la posición de la estación terrena.

Ángulo de Acimut.

Para calcular el ángulo de Acimut necesitamos ecuaciones de trigonometría esférica.

Vamos a tomar dos puntos genéricos sobre la superficie de la Tierra, el punto "A" y el punto "B". Cualquiera de los dos puntos puede ser la estación terrena o el punto subsatélite. El punto "B" debe estar más cerca del polo (norte o sur) que el punto "A"; si es posible, el punto "B" debe estar en el hemisferio norte. El polo (norte o sur) y los puntos "A" y "B" forman un triángulo esférico con tres ángulos. Dichos ángulos son, el ángulo "X" en el vértice del punto "A", el ángulo "Y" en el vértice del punto "B" y el ángulo "C" en el vértice del polo. Gráficamente, nuestro escenario es el siguiente.

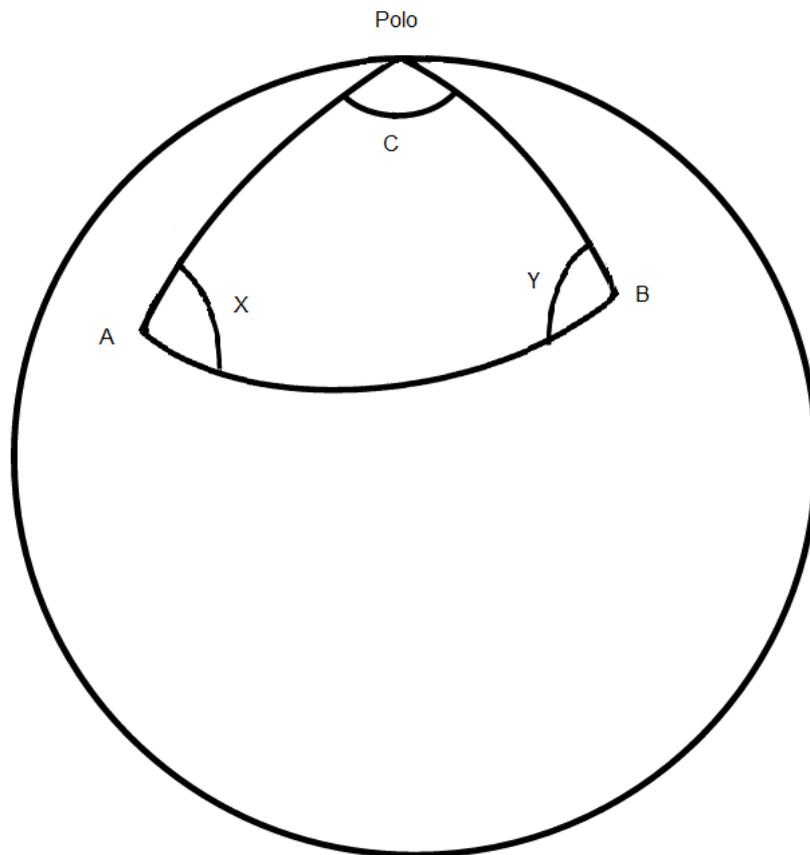


Figura (3.12). Triángulo esférico. Modificación de [31]

Una vez vista la geometría del problema, vamos a ver cómo calcular el ángulo de Acimut. Podemos observar que dependeremos del punto "B", del hemisferio en el que se encuentre. Siguiamos el siguiente proceso.

1. Calculamos el ángulo polar, es decir, el ángulo C .

$$C = \begin{cases} |l_a - l_b| & \text{si } |l_a - l_b| \leq 180^\circ \\ 360^\circ - |l_a - l_b| & \text{si } |l_a - l_b| > 180^\circ \end{cases} \quad (3.16)$$

Siendo.

l_a : Longitud oeste del punto "A" (grados)

l_b : Longitud oeste del punto "B" (grados)

$C \leq 180^\circ$

2. Calculamos los ángulos "X" e "Y". Tenemos dos casos posibles.

Si el punto "B" está en el hemisferio norte, tenemos el siguiente sistema de ecuaciones.

$$\begin{aligned} \tan(0.5(Y - X)) &= \frac{\cot(0.5 C) \sin(0.5 (L_b - L_a))}{\cos(0.5 (L_b + L_a))} \\ \tan(0.5 (Y + X)) &= \frac{\cot(0.5 C) \cos(0.5 (L_b - L_a))}{\sin(0.5 (L_b + L_a))} \end{aligned} \quad (3.17a)$$

Si ambos puntos están en el hemisferio sur, tenemos el siguiente sistema de ecuaciones.

$$\begin{aligned} \tan(0.5(Y - X)) &= \frac{\cot(0.5 C) \sin(0.5 (|L_b| - |L_a|))}{\cos(0.5 (|L_b| + |L_a|))} \\ \tan(0.5 (Y + X)) &= \frac{\cot(0.5 C) \cos(0.5 (|L_b| - |L_a|))}{\sin(0.5 (|L_b| + |L_a|))} \end{aligned} \quad (3.17b)$$

Siendo en ambos casos.

L_a : Latitud norte del punto "A" (radianes)

L_b : Latitud norte del punto "B" (radianes)

C : Ángulo polar calculado en el primer paso (radianes)

3. Calculamos el ángulo de Acimut. Volvemos a tener dos casos.

Si el punto "B" está en el hemisferio norte.

Punto subsatélite	Estación terrena	Posición	Acimut (°)
A	B	A al oeste de B	360° - Y
B	A	A al oeste de B	X
A	B	A al este de B	Y
B	A	A al este de B	360 - X

Tabla (3a). Ángulo de Acimut.

Si el punto "B" está en el hemisferio sur.

Punto subsatélite	Estación terrena	Posición	Acimut (°)
A	B	A al oeste de B	180 + Y
B	A	A al oeste de B	180 - X
A	B	A al este de B	180 - Y
B	A	A al este de B	180 + X

Tabla (3b). Ángulo de Acimut.

Siendo en ambos casos.

X: Ángulo X calculado en el segundo paso (grados)

Y: Ángulo Y calculado en el segundo paso (grados)

Visibilidad del satélite.

Vimos que para que la estación terrena pueda ver al satélite, el ángulo de elevación debía ser positivo, es decir, mayor que cero. El ángulo de elevación es mayor que cero, si se cumple la siguiente condición.

$$h_s \geq \frac{h_e}{\cos(\gamma)} \quad (3.18)$$

Siendo.

h_s : Distancia desde el centro de la Tierra al satélite

h_e : Distancia desde el centro de la Tierra a la estación terrena

γ : Ángulo central

Aunque nosotros, en nuestra herramienta, consideraremos que el satélite es visible siempre y cuando el ángulo de elevación sea mayor o igual que cinco grados. De esta forma tenemos en cuenta los obstáculos del terreno.

$$\text{Satélite visible} \equiv \text{Ángulo de elevación} \geq 5^\circ \quad (3.19)$$

Capítulo 4.

Comunicaciones por satélite.

Un sistema de comunicaciones por satélite permite establecer radioenlaces entre estaciones, fijas o móviles, mediante repetidores situados en la órbita terrestre.

Recordamos que los sistemas de comunicaciones por satélite son una alternativa viable a la hora de diseñar un sistema de comunicaciones, por ello vamos a ver los aspectos más importantes de las comunicaciones por satélite.

Nota: en este capítulo se ha utilizado [3].

4.1. Satélite artificial.

Los satélites artificiales tienen fundamentalmente dos partes, la plataforma y la carga útil. La plataforma se compone de todos los subsistemas y estructuras auxiliares que no intervienen en la misión (en lo que va a hacer el satélite), pero que son indispensables para el funcionamiento del satélite.

La carga útil se compone de todos los subsistemas y estructuras que intervienen en la misión. Por ejemplo, en una misión de comunicaciones el conjunto de repetidores y antenas sería la carga útil del satélite.

Vamos a ver la plataforma y la carga útil de un satélite de comunicaciones.

Plataforma de un satélite de comunicaciones.

Está compuesta por los siguientes subsistemas y estructuras.

- Subsistema de estructura.
- Control térmico.
- Subsistema de propulsión.
- Subsistema de control orbital y de posición (AOCS).
- Mecanismo de despliegue de antenas.
- Subsistema TT&C (Telemetry, Tracking and Command).

Este subsistema se encarga de mantener al satélite en su órbita y de mantener apuntadas las antenas a tierra y los paneles solares al Sol.

- Subsistema de energía.
- Este subsistema se encuentra tanto en el satélite como en la estación terrena. Se encarga de medir parámetros del satélite y del envío de comandos de corrección al satélite.

Carga útil de un satélite de comunicaciones.

Se compone de los siguientes elementos.

- Antenas.
- Transpondedores.

Permiten convertir la frecuencia y amplificar la señal. Los transpondedores se encargan de la recepción y de la transmisión de la señal.

Satélite de comunicaciones.

Los satélites de comunicaciones pueden ser de dos tipos, analógicos o digitales. Los satélites analógicos amplifican la señal y pueden cambiar la frecuencia, pero no modifican la modulación. Los satélites digitales toleran el acceso múltiple, amplifican la señal y pueden cambiar la frecuencia. Existen dos tipos de satélites digitales, regenerativos y transparentes. Los satélites digitales regenerativos demodulan la señal, corrigen los errores y la vuelve a modular. Los satélites digitales transparentes no realizan este proceso, simplemente amplifican la señal y pueden cambiar la frecuencia.

Al amplificar la señal, hay que tener en cuenta que los amplificadores no tienen una respuesta lineal siempre. El objetivo es trabajar en la zona lineal, por ello puede ser necesario reducir la potencia a la entrada del amplificador (en este caso hablamos de back-off de entrada) y/o reducir la potencia de salida del amplificador (en este otro caso hablamos de back-off de salida).

Los satélites de comunicaciones utilizan diferentes tipos de antenas. Pueden utilizar antenas de hilo, bocinas, reflectores y arrays. Lógicamente, cada tipo de antena proporcionará diferentes coberturas.

4.2. Sistema de comunicaciones por satélite.

Una vez vistos los satélites de comunicaciones, vamos a estudiar la estructura de un sistema de comunicaciones por satélite. Nuestro objetivo es tener una visión general del escenario en el que trabajamos. Gráficamente, el escenario es el siguiente.

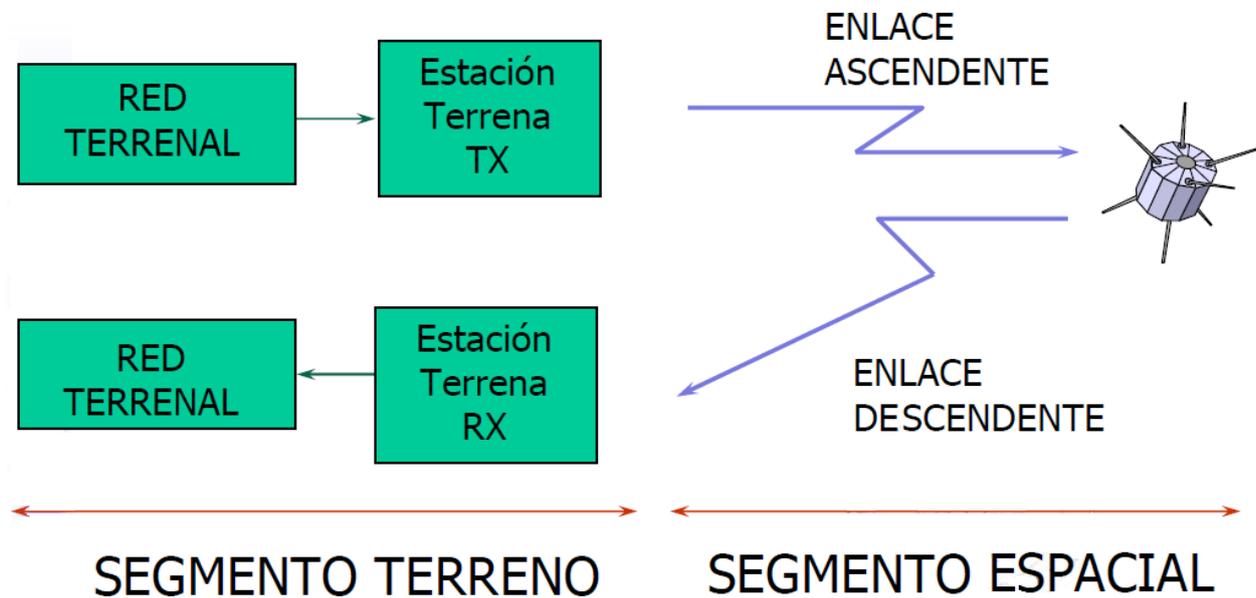


Figura (4.1). Estructura del sistema de comunicaciones por satélite. [3]

- Estación terrena transmisora: le llega la señal en banda base, modula dicha señal y la pasa a una frecuencia intermedia. Tras este proceso, se vuelve a subir la frecuencia de la señal. Este cambio de frecuencia en dos pasos, permite reducir el ruido. Finalmente se transmite la señal al satélite.
- Enlaces ascendente y descendente: la señal se propaga en espacio libre. Tanto la atmósfera como la lluvia afectan a la señal. La atenuación de la señal es proporcional al cuadrado de la frecuencia y al cuadrado de la distancia.
- Satélite: es la estación repetidora.
- Estación terrena receptora: recibe la señal mediante una antena muy directiva.
- Segmento espacial: las distancias son muy grandes, por ello el retardo de propagación es considerable y no se puede despreciar.

4.3. Aspectos clave del diseño de sistemas de comunicación por satélite.

El diseño de un sistema de comunicaciones por satélite dependerá de múltiples factores, tanto geométricos como radioeléctricos. Los factores más influyentes son los siguientes.

- Órbita: la distancia entre el satélite y la Tierra afecta mucho al retardo sufrido y a la atenuación. Dependiendo de la aplicación, podemos vernos obligados a utilizar una determinada órbita. Por ejemplo, en comunicaciones móviles por satélite se suelen utilizar órbitas de baja altura (LEO) por su menor retardo y atenuación.
- Cobertura: hay que considerar el tamaño de la zona a la que queremos dar cobertura. No es lo mismo dar cobertura a un continente que a una zona de pocos kilómetros cuadrados.
- Conectividad: capacidad de efectuar enlaces vía satélite entre estaciones terrenas. Dependeremos de la capacidad del sistema y de las técnicas de acceso múltiple utilizadas.
- Acceso múltiple: cómo se reparte el acceso al satélite. Las técnicas más habituales de acceso múltiple son FDMA, TDMA y CDMA.
- Banda de frecuencia y ancho de banda: estamos ante un sistema limitado por interferencia. Por tanto, la banda de frecuencia utilizada y el ancho de banda marcarán el funcionamiento y las capacidades del sistema de comunicaciones por satélite.
- Potencia: la energía es crítica en los satélites. Hay que tener un compromiso entre la distancia del satélite con la Tierra y las limitaciones de energía a bordo. Por este motivo, los satélites utilizan las frecuencias más bajas del sistema, porque son las frecuencias que menos potencia requieren.
- Cinturones de radiación de Van Allen: en la magnetosfera terrestre, existen ciertas zonas con partículas de alta energía. Dichas partículas pueden afectar de forma significativa a los satélites artificiales y a los seres vivos.

Vamos a ampliar un poco más varios de estos factores. En concreto, nos centraremos en la órbita del satélite, en las técnicas de acceso múltiple y en los cinturones de radiación de Van Allen.

Órbita de un satélite.

La órbita del satélite es un factor fundamental en el diseño de un sistema de comunicaciones por satélite. La elección de la órbita apropiada para el sistema de comunicaciones por satélite, dependerá (principalmente) del tipo de cobertura que deseemos, de la aplicación y de los recursos financieros disponibles.

Las órbitas son un recurso natural limitado, por ello se debe seguir una cuidadosa planificación a la hora de utilizar dichas órbitas.

Existen dos tipos de órbitas, órbitas geoestacionarias (GEO) y órbitas oblicuas (no GEO), vamos a verlas.

- Órbita geoestacionaria (GEO): esta órbita es circular y ecuatorial. El satélite en esta órbita se mueve a la misma velocidad que la Tierra, es decir, el periodo orbital del satélite coincide con el periodo de rotación de la Tierra.

Si se utiliza una órbita geoestacionaria, el sistema de seguimiento de la estación terrena es muy simple, ya que los ángulos de visión (elevación y Acimut) no varían. Desde la perspectiva de la estación terrena el satélite no se mueve.

- Órbita oblicua (no GEO): como vimos en el capítulo 3, los satélites seguirán una órbita elíptica (recordamos que un círculo es una elipse con excentricidad cero). Dentro de las órbitas oblicuas, se encuentran las órbitas de baja altura (LEO), las órbitas de media altura (MEO) y las órbitas de alta altura e inclinada (HEO). En cualquier caso, el satélite sólo es visible durante un periodo de tiempo determinado, decimos que el satélite sale y se pone.

Gráficamente, las órbitas resultan ser de la siguiente forma.

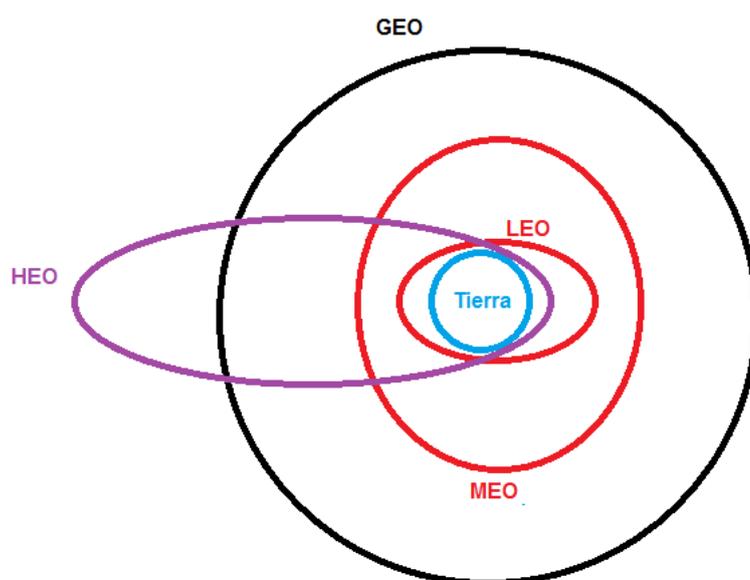


Figura (4.2). Tipos de órbitas. Modificación de [32]

Tanto las órbitas geoestacionarias como las órbitas oblicuas tienen ventajas e inconvenientes. Hay que ver que órbita se ajusta mejor a los requisitos del sistema y elegir en consecuencia. Vamos a ver algunas de estas ventajas e inconvenientes.

- Cuanto más alta sea la órbita, mayores serán el retardo y el coste (el cohete necesitará más combustible para dejar al satélite en órbita). Además la potencia de transmisión necesaria aumenta con la altura, porque hay que compensar la atenuación (que aumenta con la distancia).
- Las órbitas geoestacionarias permiten cubrir grandes áreas (un tercio de la Tierra aproximadamente). Además las antenas en tierra no se tienen que ir moviendo, para ellas el satélite no se mueve.
- Las órbitas geoestacionarias no permiten cubrir regiones de latitudes elevadas, como por ejemplo los polos.
- Cuanto más alta sea la órbita mayor área se cubre.

Una vez vistas las órbitas y sus ventajas e inconvenientes, vamos a ver un concepto relacionado con las órbitas antes de pasar al siguiente factor en el diseño del sistema de comunicaciones por satélite, el acceso al medio.

Vamos a ver la órbita de alta altura e inclinada (HEO) Molniya.

La órbita Molniya es una órbita HEO bastante utilizada por Rusia (y anteriormente por la URSS). La órbita Molniya es muy elíptica, permite dar cobertura a zonas de latitudes elevadas (por ejemplo las zonas polares). Por este motivo es utilizada por Rusia, ya que sus regiones polares pueden ser cubiertas con esta órbita. En algunos puntos el satélite está más alto que en las órbitas geoestacionarias, la comunicación se realiza en estos puntos (cerca al apogeo) porque es cuando el satélite se mueve más despacio (como ya vimos con la Segunda Ley de Kepler).

Finalmente, vamos a ver una tabla comparativa de las diferentes órbitas, en relación con su altura y con el número de satélites necesarios para una cobertura prácticamente global.

Órbita	Altura (km)	Número de satélites
Geoestacionaria	35876	3
LEO	De 200 hasta 3000	De 60 a 90
MEO	De 3000 hasta 11000	De 8 a 12
HEO	Hasta 40000	(Cubre zonas polares)

Tabla (4.1). Comparativa de órbitas.

Acceso múltiple.

Vamos a ver las técnicas de acceso múltiple más utilizadas en comunicaciones por satélite. Recordamos que el acceso múltiple permite a varios usuarios compartir el medio de transmisión.

- FDMA.

El canal se reparte entre las estaciones participantes. Cada estación tiene asignado un subcanal (una banda de frecuencia) para transmitir y otro subcanal para recibir.

Los subcanales se separan mediante bandas de guarda.

En comunicaciones por satélite, el satélite tiene como subcanal de transmisión el conjunto de todos los subcanales de recepción de las estaciones terrenas. Es decir, el satélite difunde su subcanal de transmisión y las estaciones terrenas sintonizan (obtienen) las portadoras destinadas a ellas.

- TDMA.

Cada estación participante sólo puede utilizar el canal durante una fracción de tiempo (cada fracción de tiempo de uso se denomina "slot").

Cuando se puede utilizar el canal, se utiliza al completo, es decir, utilizamos todo el ancho de banda disponible. Cada estación participante tiene asignado un "slot" de tiempo para transmitir y un "slot" de tiempo para recibir.

En comunicaciones por satélite, se suele utilizar tiempos de guarda, debido a la problemática de la sincronización entre los satélites y las estaciones terrenas.

Si utilizamos TDMA, debemos tener una o dos estaciones terrenas que se encarguen exclusivamente del control de acceso al satélite y de la sincronización.

El acceso múltiple TDMA sólo se utiliza en el enlace ascendente. En el enlace descendente, el satélite transmite todas las tramas multiplexadas por división en el tiempo (TDM), es decir se transmite continuamente y cada "slot" de tiempo está destinado a una determinada estación terrena.

- CDMA.

En el acceso múltiple por división de código (CDMA), las estaciones participantes utilizan las mismas frecuencias para la transmisión, pudiendo transmitir en el mismo instante de tiempo. Para diferenciar las transmisiones, las estaciones participantes utilizan un código ortogonal a los demás códigos de las demás estaciones participantes.

Comparando las tres técnicas de acceso al medio, puede parecer que CDMA es la mejor opción, ya que permite utilizar todo el ancho de banda en cualquier momento. Pero no todo son ventajas. Por un lado, los códigos ortogonales son finitos, es decir, existen un número máximo posible de estaciones participantes. Por otro lado, y como factor más crítico, si se utiliza CDMA las estaciones participantes se complican mucho. Para poder trabajar con CDMA una estación participante tiene que ser bastante más compleja que si utilizara FDMA o TDMA.

Por esto, hay que considerar siempre las ventajas y desventajas de cualquier sistema.

De la misma forma, FDMA y TDMA tienen sus ventajas e inconvenientes.

Si nos centramos en FDMA, podemos decir que tiene dos ventajas fundamentales. Por un lado no requiere temporización, por lo que se evita todo el sistema de sincronización de tiempo. Por otro lado, implementar FDMA en una estación participante es relativamente sencillo. El principal inconveniente de FDMA es el ruido de intermodulación (la interferencia entre portadoras). Si nos centramos en TDMA, podemos destacar dos ventajas principales. Por una parte, se puede utilizar todo el ancho de banda del canal. Por otro lado, el ajuste de los intervalos de tiempo (de los "slots") es dinámico, por tanto se puede adaptar a la variabilidad del tráfico. Como principales inconvenientes podemos destacar la necesidad de una temporización estricta y todo lo que ello supone, así como un retardo añadido debido a los tiempos de guarda necesarios para el correcto funcionamiento del sistema.

Si nos centramos en el uso de la frecuencia y del tiempo, las tres técnicas de acceso múltiple que hemos visto operan de la siguiente forma.

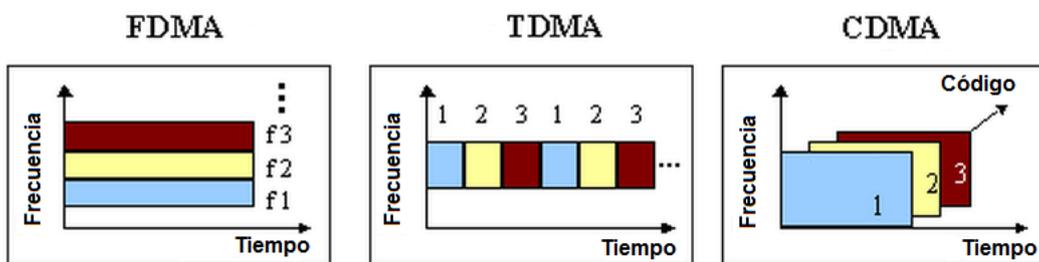


Figura (4.3). Técnicas de acceso múltiple. [33]

Cinturones de radiación de Van Allen.

En la magnetosfera terrestre existen dos grandes zonas con una gran concentración de partículas cargadas de alta energía (por tanto estamos ante zonas con alta radiación). Dichas zonas se denominan cinturones de radiación de Van Allen, o simplemente cinturones de Van Allen.

El Sol emite partículas altamente cargadas. La mayoría de estas partículas son detenidas, en los cinturones de Van Allen, si se acercan a la Tierra. El campo magnético terrestre nos proporciona esta protección, que permite la vida en la Tierra.

Existen dos cinturones de Van Allen. Uno interior en el que se detienen principalmente los protones de alta energía, y uno exterior en el que se detienen principalmente los electrones de alta energía.

A la hora de diseñar la órbita del satélite, hay que tener en cuenta los cinturones de Van Allen. Por una parte, hay que intentar que el satélite pase el mínimo tiempo posible en dichos cinturones de Van Allen. Por otra parte, hay que evitar las zonas de los cinturones de Van Allen con mayor radiación.

Huelga decir que la radiación es muy perjudicial, tanto para los equipos electrónicos como para los seres vivos.

Podemos ver gráficamente los cinturones de Van Allen.

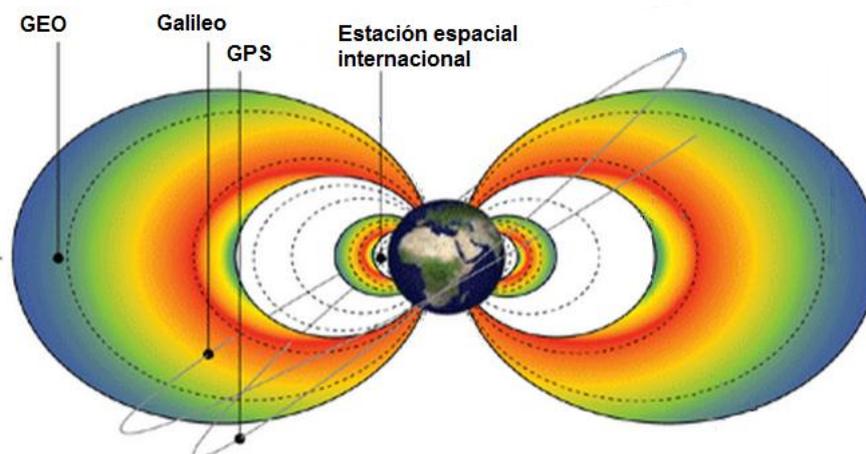


Figura (4.4). Cinturones de Van Allen. [34]

4.4. Balance de enlace.

Para determinar la calidad de los enlaces en un sistema de comunicaciones, es necesario realizar un cálculo de potencias. Este cálculo de potencias se denomina balance de enlace.

El balance de enlace es un proceso que consta de dos pasos.

El primer paso consiste en calcular la potencia de señal disponible a la entrada de los receptores.

$$P_{rx} = P_{tx} + \sum \text{Ganancias} - \sum \text{Pérdidas} \quad (4.1)$$

El segundo paso consiste en verificar que las especificaciones de calidad para el enlace se cumplen.

Vamos a ver estos dos pasos un poco más en detalle.

1. Cálculo de la potencia de señal disponible a la entrada del receptor.

Dependeremos de si el enlace es ascendente o descendente. Podemos trabajar con la densidad espectral de ruido o, con la potencia de ruido.

$$\frac{\text{Potencia portadora}}{\text{Densidad espectral de ruido}} \equiv \frac{C}{N_0}$$

$$\frac{\text{Potencia portadora}}{\text{Potencia ruido}} \equiv \frac{C}{N}$$

- Si el enlace es ascendente.

$$\frac{C}{N_0} = PIRE_{ET} + \text{Factor mérito}_{Sat} - L_{prop} - 10 \log(K) - \sum \text{Pérdidas adicionales} \quad [\text{dB Hz}] \quad (4.2a)$$

$$\frac{C}{N} = PIRE_{ET} + \text{Factor mérito}_{Sat} - L_{prop} - 10 \log(K B) - \sum \text{Pérdidas adicionales} \quad [\text{dB}] \quad (4.2b)$$

Siendo.

$PIRE_{ET}$: Potencia transmisión ET + Ganancia antena transmisión ET [dB]

$\text{Factor mérito}_{Sat}$: $\left(\frac{\text{Ganancia antena } RX}{\text{Temperatura de ruido del receptor}} \right)_{Sat} \left[\frac{\text{dB}}{\text{Grados Kelvin}} \right]$

L_{prop} : Pérdidas de propagación en el enlace [dB]

K : Constante de Boltzmann = $1.3806504 \times 10^{-23} \left[\frac{\text{Julios}}{\text{Grados Kelvin}} \right]$

B : Ancho de banda del canal [Hz]

- Si el enlace es descendente.

$$\frac{C}{N_0} = PIRE_{Sat} + \text{Factor mérito}_{ET} - L_{prop} - 10 \log(K) - \sum \text{Pérdidas adicionales [dB Hz]} \quad (4.3a)$$

$$\frac{C}{N} = PIRE_{Sat} + \text{Factor mérito}_{ET} - L_{prop} - 10 \log(K B) - \sum \text{Pérdidas adicionales [dB]} \quad (4.3b)$$

2. Calidad del enlace.

La calidad del enlace dependerá del tipo de sistema con el que trabajemos. Si el sistema es analógico, nos basta con las relaciones que acabamos de ver $\left(\frac{C}{N_0}, \frac{C}{N}\right)$.

Sin embargo, si el sistema es digital, lo que más información aporta sobre la calidad del enlace es la tasa de error de bit (Bit Error Rate, BER). Vamos a ver cómo calcular la tasa de error de bit (BER).

El primer paso consiste en calcular la relación $\frac{\text{Energía por bit}}{\text{Densidad espectral de ruido}}$.

$$\frac{\text{Energía por bit}}{\text{Densidad espectral de ruido}} \equiv \frac{e_b}{n_0} = \frac{c}{n_0} \frac{1}{R_b} \quad (4.4)$$

Siendo.

$$\frac{c}{n_0}: \frac{\text{Potencia portadora}}{\text{Densidad espectral de ruido}} \text{ (en unidades naturales)}$$

R_b : Tasa binaria (bps)

Si estamos ante un enlace de subida y de bajada, se puede calcular la calidad del enlace total de la siguiente forma. Siempre y cuando el ruido se distribuya uniformemente en todo el ancho de banda.

$$\left(\frac{c}{n_0}\right)_{Total}^{-1} = \left(\frac{c}{n_0}\right)_{Subida}^{-1} + \left(\frac{c}{n_0}\right)_{Bajada}^{-1}$$

Independientemente del ruido, siempre se cumple lo siguiente.

$$\left(\frac{c}{n}\right)_{Total}^{-1} = \left(\frac{c}{n}\right)_{Subida}^{-1} + \left(\frac{c}{n}\right)_{Bajada}^{-1}$$

Una vez calculada la relación $\left(\frac{e_b}{n_0}\right)$, se puede calcular la tasa de error binario (BER). Dependiendo de la modulación, el cálculo de la “BER” varía.

- Modulaciones BPSK y QPSK.

$$BER \approx Q\left(\sqrt{2 \frac{e_b}{n_0}}\right) \quad (4.5a)$$

- Modulaciones M-PSK. Utilizando código Gray.

$$BER \approx \frac{2}{k} Q\left(\sqrt{2 \frac{e_b}{n_0} k \sin\left(\frac{\pi}{M}\right)}\right) \quad (4.5b)$$

- Modulaciones M-QAM rectangulares y utilizando código Gray.

$$BER \approx \frac{4}{k} \left(1 - \frac{1}{\sqrt{M}}\right) Q\left(\sqrt{\frac{3k}{M-1} \frac{e_b}{n_0}}\right) \text{ si } k \text{ es un número par}$$

$$BER \approx \frac{4}{k} Q\left(\sqrt{\left(\frac{3k}{M-1} \frac{e_b}{n_0}\right)}\right) \text{ si } k \text{ es un número impar}$$

(4.5c)

Siendo.

$$Q: \text{Función } Q(x) = \frac{1}{\sqrt{2\pi}} \int_x^\infty \exp\left(\frac{-t^2}{2}\right) dt$$

$$\frac{e_b}{n_0}: \frac{\text{Energía por bit}}{\text{Densidad espectral de ruido}}$$

$$k: \text{Número de bits por símbolo} = \log_2 M$$

Vimos que en el balance de enlace, aparecía un sumatorio de pérdidas adicionales. Pero, ¿cuáles son estas pérdidas? Se van a considerar las siguientes pérdidas adicionales.

- Pérdidas en el equipo transmisor [dB].
- Pérdidas en el equipo receptor [dB].
- Pérdidas por “back-off” de entrada (IBO) [dB].
- Pérdidas por “back-off” de salida (OBO) [dB].
- Pérdidas por despolarización [dB].
- Pérdidas por desapuntamiento [dB].
- Pérdidas atmosféricas [dB].
- Pérdidas por lluvia [dB].

Las pérdidas en el equipo transmisor y en el equipo receptor, son pérdidas adicionales debidas a diferentes factores en dichos equipos.

Recordamos que queremos trabajar en la zona lineal de los amplificadores. Por tanto puede ser necesaria una reducción de potencia a la entrada o a la salida de los amplificadores. Dicha reducción de potencia es a fin y al cabo una pérdida adicional, y es lo que tenemos en cuenta con las pérdidas de “back-off”.

Las demás pérdidas son algo más complejas de explicar, por ello vamos a verlas más en detalle.

Pérdidas por despolarización.

Recordamos que las ondas electromagnéticas se componen de un campo eléctrico y de un campo magnético. Ambos campos son perpendiculares a la dirección de propagación.

Si observamos el campo eléctrico en el plano perpendicular a la dirección de propagación, podemos comprobar que el vector campo eléctrico ($\vec{E}(t)$) puede seguir tres tipos de direcciones. Como la polarización “describe” el comportamiento del campo eléctrico en el plano perpendicular a la dirección de propagación, a cada tipo de “movimiento” del campo eléctrico le corresponde una polarización diferente.

Hablamos de polarización lineal, polarización circular y polarización elíptica.

Como ya vimos, el espectro radioeléctrico es un recurso natural muy limitado, por tanto se utilizan muchos métodos para aumentar la eficiencia. Uno de estos métodos consiste en utilizar dos señales con la misma frecuencia, pero con polarizaciones ortogonales. De esta forma se dobla la capacidad del canal, aumentando la eficiencia. El problema de este método es que necesita un buen aislamiento entre las dos señales, para reducir al mínimo la interferencia entre ellas. Si el medio fuera ideal, no habría interferencia entre las señales, pero en la realidad esto no ocurre. A medida que la señal se propaga, la polarización varía, produciéndose interferencias entre las señales y, por tanto, pérdidas. A la variación de la polarización es a lo que llamamos despolarización.

En comunicaciones por satélite, se suele utilizar polarizaciones circulares si la frecuencia es menor que 5.85 GHz ([12]). El motivo es la rotación de Faraday que, en comunicaciones por satélite, sucede en la ionosfera. Básicamente, cuando las ondas electromagnéticas, polarizadas linealmente, atraviesan la ionosfera sufren una rotación de su vector de polarización. Esto implica la recepción de una señal polarizada de forma diferente (el cambio puede ser más o menos significativo) a la señal transmitida, lo que implica pérdidas, ya que el receptor está optimizado para señales con una determinada polarización (por ejemplo, una polarización lineal en un eje del plano de polarización en vez de en el otro eje).

La rotación de Faraday afecta muchísimo menos a la polarización circular, además es inversamente proporcional a la frecuencia, por ello se prefiere utilizar polarizaciones circulares si la frecuencia es menor que 5.85 GHz.

Finalmente, vamos a ver cómo calcular las pérdidas debidas a la despolarización. Vamos a trabajar con los vectores de polarización de las antenas transmisora y receptora.

$$\text{Pérdidas despolarización} = \left| \left(\hat{\rho}_{Antena_{tx}} \right) \text{ producto escalar } \left(\hat{\rho}_{Antena_{rx}} \right) \right|^2 \quad (4.6a)$$

$$\text{Pérdidas despolarización [dB]} = 10 \log(\text{Pérdidas despolarización}) \quad (4.6b)$$

Siendo.

$\hat{\rho}_{Antena_{tx}}$: Vector unitario de polarización de la antena transmisora

$\hat{\rho}_{Antena_{rx}}$: Vector unitario de polarización de la antena receptora

Pérdidas por desapuntamiento.

Las antenas cumplen un principio de reciprocidad, la ganancia es la misma para la transmisión y para la recepción. De la misma forma, los demás parámetros de radiación son los mismos para la transmisión y para la recepción. Por ello, el caso ideal sería que la antena transmisora y la antena receptora estuvieran alineadas, de esta forma no habría pérdidas por desapuntamiento. En la realidad esto no pasa (salvo muy raras excepciones) y, por tanto, hay pérdidas por desapuntamiento.

Vamos a ver cómo calcular las pérdidas por desapuntamiento [12].

$$\text{Pérdidas desapuntamiento} = 12 \left(\frac{\alpha_T}{\theta_{3dB}} \right)^2 + 12 \left(\frac{\alpha_R}{\theta_{3dB}} \right)^2 \quad [dB] \quad (4.7)$$

Siendo.

α_T : Ángulo de desapuntamiento en transmisión

α_R : Ángulo de desapuntamiento en recepción

θ_{3dB} : Anchura de haz de la antena a 3dB

Gráficamente, los ángulos α_T, α_R se ven mejor.

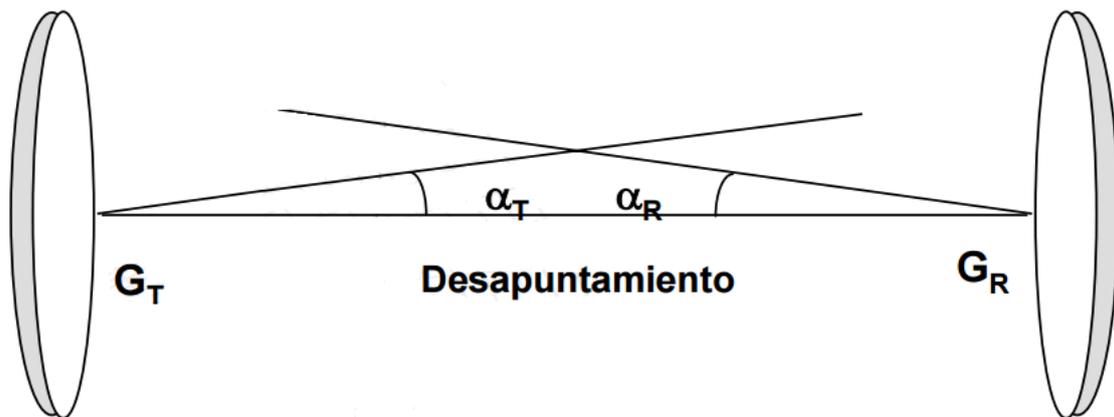


Figura (4.5). Pérdidas por desapuntamiento. [12]

Pérdidas atmosféricas.

Las ondas electromagnéticas pueden ser absorbidas en la atmósfera, en mayor o menor medida dependiendo de su frecuencia. Los responsables de esta absorción son dos, el oxígeno y el vapor de agua, ambos presentes en la atmósfera.

Las pérdidas atmosféricas suelen ser despreciables a frecuencias menores de 10 GHz, pero a frecuencias superiores pueden ser muy significativas.

Vamos a ver cómo calcular las pérdidas atmosféricas [12].

- Contribución del oxígeno a las pérdidas atmosféricas.

$$\gamma_0 = \left(\frac{7.1}{f^2 + 0.36} + \frac{4.5}{(f - 57)^2 + 0.98} \right) f^2 10^{-3} \left[\frac{dB}{km} \right] \text{ Para frecuencias } < 50 \text{ GHz} \quad (4.8a)$$

Siendo.

f : Frecuencia de la señal en GHz

- Contribución del vapor de agua a las pérdidas atmosféricas.

$$\gamma_w \cong \left(0.067 + \frac{3}{(f - 22.3)^2 + 7.3} \right) \rho_w f^2 10^{-4} \left[\frac{dB}{km} \right] \quad (4.8b)$$

Siendo.

f : Frecuencia de la señal en GHz

ρ_w : Densidad promedio de vapor de agua en superficie $\left[\frac{g}{m^3} \right]$

Las pérdidas atmosféricas en el enlace se obtienen de la siguiente forma.

$$\text{Pérdidas atmosféricas} = \frac{\gamma_0 h_0 e^{\frac{-h_s}{h_0}} + \gamma_w h_w}{\sin(EL)} \text{ [dB]} \quad (4.8)$$

Siendo.

h_0 : Altura equivalente de un medio vertical uniforme = 6 km

h_s : Altura de la estación terrena [km]

h_w : Altura equivalente = $2.2 + \frac{3}{(f-22.3)^2+3}$ [km]

f : Frecuencia de la señal en GHz

EL : Ángulo de elevación de la antena

γ_0 : Contribución del oxígeno a las pérdidas atmosféricas

γ_w : Contribución del vapor de agua a las pérdidas atmosféricas

Podemos ver claramente, que las pérdidas atmosféricas varían según cambia el ángulo de elevación de la antena.

Pérdidas por lluvia.

Durante la propagación de la señal se producen atenuaciones (en dicha señal) debidas a hidrometeoros como la lluvia, nieve granizo o niebla. Dichos hidrometeoros provocan la absorción y la dispersión de la señal, lo que se traduce en pérdidas.

La atenuación por lluvia puede despreciarse a frecuencias menores de 5 GHz, pero a frecuencias superiores es significativa (mayor atenuación cuanto mayor sea la frecuencia).

El proceso que vamos a seguir es el siguiente [13], [14].

Para calcular la atenuación debida a la lluvia, nos tenemos que basar en un modelo estadístico de las lluvias. El primer paso consiste en calcular la atenuación específica (γ_r) para el 0.01% del año.

$$\gamma_r = k R_{0.01}^\alpha \left[\frac{dB}{km} \right] \quad (4.9a)$$

Siendo.

$R_{0.01}$: Intensidad de lluvia durante el 0.01 % de un año medio,
con un tiempo de integración de un minuto. Unidades $\left[\frac{mm}{hora} \right]$

k : Parámetro

α : Parámetro

Los parámetros "k" y "α" se pueden estimar de la siguiente forma.

$$k = \begin{cases} 4.21 f^{2.42} 10^{-5} & \text{si } 2.9 \leq f \leq 54 \\ 4.09 f^{0.699} 10^{-2} & \text{si } 54 \leq f \leq 180 \end{cases}$$

$$\alpha = \begin{cases} 1.41 f^{-0.0779} & \text{si } 8.5 \leq f \leq 25 \\ 2.63 f^{-0.272} & \text{si } 25 \leq f \leq 164 \end{cases}$$

Siendo.

f : Frecuencia de la señal en GHz

El siguiente paso consiste en calcular la altura de la lluvia, h_r .

Según la referencia [15].

$$h_r = h_{0_{isoterma}} + 0.36 [km] \quad (4.9b)$$

Siendo.

$h_{0_{isoterma}}$: Valor medio de la altura de la isoterma de 0°C [km]

Nota: la isoterma de 0° nos indica la altura a la que se registran en media 0 grados centígrados.

Una buena aproximación que nos permite calcular la altura de la lluvia (h_r) mediante la latitud de la estación terrena es la siguiente [13].

$$h_r [km] = \begin{cases} 4 & \text{si } 0 < |L_{ET}| < 36 \\ 4 - 0.075 (|L_{ET}| - 36) & \text{si } |L_{ET}| \geq 36 \end{cases} \quad (4.9c)$$

Siendo.

L_{ET} : Latitud norte de la estación terrena (grados)

Nuestro siguiente objetivo es calcular la longitud del trayecto de la señal a través de lluvia. Dicha longitud se denomina L_s .

$$L_s [km] = \frac{h_r - h_s}{\sin(EL)} \quad \text{si } EL \geq 5^\circ \quad (4.9d)$$

Siendo.

h_r : Altura de la lluvia [km]

h_s : Altura de la estación terrena [km]

EL : Ángulo de elevación de la antena

Es suficiente con esta expresión para el cálculo de la longitud del trayecto a través de la lluvia (L_s), ya que consideramos que el satélite sólo es visible cuando el ángulo de elevación de la antena es mayor o igual que 5° .

El siguiente paso consiste en calcular un factor de reducción $r_{0.01}$.

$$r_{0.01} = \frac{1}{1 + 0.045 L_s \cos(EL)} \quad (4.9e)$$

Siendo.

L_s : Longitud del trayecto de la señal a través de la lluvia [km]

EL : Ángulo de elevación de la antena

Calculamos la atenuación por lluvia durante el 0.01% del año ($A_{0.01}$).

$$A_{0.01} = \gamma_r L_s r_{0.01} \quad [dB] \quad 4.9f$$

Siendo.

γ_r : Atenuación específica para el 0.01% del año

L_s : Longitud del trayecto de la señal a través de la lluvia [km]

$r_{0.01}$: Factor de reducción

Llegados a este punto, ya podemos calcular la atenuación debida a la lluvia, o lo que es lo mismo, las pérdidas por lluvia.

$$\text{Pérdidas por lluvia} = A_{0.01} 0.12 p^x \text{ [dB]} \quad (4.9)$$

Siendo.

$A_{0.01}$: Atenuación por lluvia durante el 0.01% del año

p : Porcentaje de tiempo en el año del cálculo. Intervalo [0.001%, 1%]

x : Parámetro = $-(0.546 + 0.043 \log(p))$

Como en las pérdidas atmosféricas, las pérdidas por lluvia dependen del ángulo de elevación de la antena de la estación terrena. Por lo que varían si cambia dicho ángulo de elevación.

Capítulo 5.

Java. Desarrollo de la herramienta.

Nuestra herramienta, de diseño y simulación de órbitas y coberturas en un sistema de comunicaciones por satélite, se ha desarrollado mediante el lenguaje de programación Java. Dicho lenguaje no es la única alternativa para desarrollar nuestra herramienta (como se podrá ver posteriormente) pero es la mejor opción en nuestro caso.

Vamos a ver los puntos más importantes del desarrollo de la herramienta. Comenzaremos con la distribución de las clases Java.

5.1. Visión general de la herramienta.

Las clases Java están separadas en cinco paquetes Java diferentes. Cada paquete contiene las clases necesarias para realizar una determinada tarea.

Dichos paquetes son los siguientes.

- Paquete “**balanceEnlace**”: contiene las clases Java que se encargan de calcular el balance de enlace en el escenario. También incluye clases que se encargan de las coberturas de los satélites.
- Paquete “**sistemaCoords**”: contiene las clases Java que se encargan de calcular las posiciones de los satélites, así como de calcular los ángulos de visión de las estaciones terrenas.
- Paquete “**controlSimu**”: este paquete contiene las clases Java que se encargan de controlar la simulación actual. Dicha clases controlan el balance de enlace, las coberturas y los desplazamientos.
- Paquete “**ventanaPrincipal**”: contiene las clases Java que se encargan de mostrar la ventana principal de nuestra herramienta. También incluye las clases que se encargan de recoger los parámetros necesarios para la simulación.
- Paquete “**ventanaSimu**”: este paquete contiene las clases Java que se encargan de mostrar la ventana de simulación. Dicha ventana muestra el escenario actual, los parámetros más destacados de la simulación y el acceso a la funcionalidad que permite crear una ruta.

Nota: una clase Java contiene los atributos y métodos de un determinado objeto. Recordamos que Java es un lenguaje de programación orientado a objetos.

Una vez vista la distribución de las clases en los diferentes paquetes, vamos a ver qué bibliotecas Java adicionales, es decir, bibliotecas no incluidas en el “Java Standard Edition Runtime Environment” (se compone de las bibliotecas fundamentales de Java), utilizamos en nuestra herramienta.

5.2. Uso de bibliotecas adicionales.

La única biblioteca Java que utilizamos, fuera del “Java Standard Edition Runtime Environment”, es la biblioteca “Java3D”.

La biblioteca “Java3D” permite la representación gráfica del escenario 3D. Dicha biblioteca es una biblioteca antigua, pero útil para nuestros objetivos.

Utilizamos esta biblioteca porque permite crear el escenario 3D y los objetos en dicho escenario de forma simple y clara. Con claridad nos referimos al hecho de saber qué estamos haciendo y cómo lo hacemos. La claridad permite ahorrarnos tiempo a la hora de depurar una herramienta, ya que si sabemos cómo se realiza una tarea podemos identificar errores, y corregirlos, rápidamente.

Bibliotecas más complejas (como por ejemplo “OpenGL”), con más utilidades, implican utilizar funciones que sabemos lo que hacen pero no sabemos cómo lo hacen. Si aparecen errores, cuanto menos sepamos de la forma de realizar las tareas, más tiempo necesitaremos para detectar y corregir dichos errores. Por ello hemos preferido utilizar la biblioteca “Java3D”.

5.3. Particularidades de la herramienta.

Una vez vistas la distribución de las clases Java, y la biblioteca adicional que hemos utilizado (Java3D), vamos a ver ciertas particularidades de la herramienta.

Estas particularidades se deben a ciertos elementos de las comunicaciones por satélite, que tienen que ser adaptados en la herramienta. Dichas particularidades son las siguientes.

- Anomalía excéntrica.
- Función Q.
- Coberturas.
- Sistema de coordenadas del escenario 3D.
- Ejecución de la ventana de simulación.

Anomalía excéntrica.

Como ya vimos, para obtener las coordenadas del satélite en el plano orbital, es necesario calcular la anomalía excéntrica (ecuación (3.7a)).

Para implementar este cálculo en Java se ha utilizado el método de las aproximaciones sucesivas. Básicamente, consiste en calcular la anomalía excéntrica hasta que los valores entre dos cálculos sucesivos prácticamente no cambien (es decir hasta que su diferencia sea menor que una determinada tolerancia). En Java, el algoritmo es el siguiente.

```
double anomaliaExcAct;//E0
double anomaliaExcSig;//E1
//Anomalia media, M = E - excentricidad * sen(E) .
//Primera iteración, E0 = M, E1 = M + sen(E0) .
anomaliaExcAct = anomaliaMedia;
anomaliaExcSig = anomaliaMedia +2*tol;
//Iteramos, hasta que la diferencia E1-E0 sea menor que la cota.
while(Math.abs(anomaliaExcSig-anomaliaExcAct) >= tol){
    anomaliaExcAct = anomaliaExcSig;
    anomaliaExcSig = anomaliaMedia+excen*Math.sin(anomaliaExcAct);
}
```

Figura (5.1). Anomalía excéntrica en Java.

Función Q.

Vimos que para calcular la BER (Bit Error Rate) es necesario utilizar la función Q(x).

La implementación de dicha función en Java, se ha realizado mediante una aproximación.

La idea es utilizar los valores conocidos de la función Q para determinados argumentos (x), y realizar una aproximación para los argumentos cuyo resultado no conozcamos.

Existen tablas de resultados de la función Q, que proporcionan el valor de la función Q para diferentes argumentos. Si se tiene el valor de la función Q para un determinado argumento, se utiliza dicho resultado. Pero si no se tiene el valor de la función Q, se calcula una media de los valores del argumento mayor más cercano y del argumento menor más cercano (es decir, se realiza una aproximación).

Coberturas.

La visualización de las coberturas no es una representación exacta. Este hecho se debe a varios motivos. El primero de ellos es que la visualización es un apoyo visual de la herramienta pero no es el eje principal de su funcionamiento. Lo más importante, y por tanto lo que mayor exactitud debe tener, es el cálculo de la BER (Bit Error Rate). La visualización permite darnos una idea de la cobertura, pero lo que nos dice si puede haber o no comunicación es la tasa de error de bit (BER). El segundo motivo es que los mapas utilizados no son exactos, por tanto aunque se trate de ser exacto al milímetro nunca podremos conseguir esta exactitud ya que debemos utilizar dichos mapas.

Todo esto no significa que la herramienta no sea funcional, si un punto se sitúa en Europa, no aparece en África, ni en América. La herramienta es lo suficientemente precisa como para fiarnos de las localizaciones en los mapas, pero esto no quita que tengamos que ser conscientes de sus limitaciones.

Sistemas de coordenadas en el escenario 3D.

En el escenario 3D se utilizan las coordenadas en el sistema rotativo. Por tanto, la visualización del movimiento del satélite no es la “clásica”, es decir, la trayectoria mostrada no es la órbita elíptica (ésta se puede observar en la pantalla a la derecha de la ventana de simulación). La trayectoria del satélite en el escenario 3D, se puede ver como la diferencia entre el movimiento de rotación de la Tierra y el movimiento del satélite. Por eso si el satélite es geoestacionario la imagen es estática, porque el satélite y la Tierra realizan el mismo movimiento de rotación, la Tierra rota sobre su eje de rotación y el satélite rota alrededor de la Tierra en una órbita circular.

Recordamos que el sistema de coordenadas rectangular rotativo (sistema rotativo), permite localizar al satélite con respecto a un punto de la Tierra que está rotando. De ahí esta visualización.

Ejecución de la ventana de simulación.

La ventana de simulación se ejecuta en un nuevo hilo, (por tanto puede ejecutarse al mismo tiempo que la ventana principal).

Como la simulación considera el paso del tiempo, se deben actualizar periódicamente los parámetros de la simulación, lo que implica trabajar con un bucle infinito. Este es el motivo por el que se utiliza un nuevo hilo a la hora de trabajar con la ventana de simulación.

Gracias al nuevo hilo, se pueden actualizar periódicamente los parámetros de la simulación y mostrar los escenarios gráficos con los nuevos datos.

La funcionalidad que permite crear una ruta se ejecuta en un nuevo hilo, independiente de la ventana de simulación. De esta forma se puede realizar el cálculo de la tasa de error de bit en los puntos de la ruta, independientemente de lo que ocurra en la ventana de simulación.

5.4. Funcionamiento básico de la herramienta. Manual de usuario.

La herramienta se compone de dos ventanas gráficas, la ventana principal y la ventana de simulación. La ventana principal se encarga de recoger los datos necesarios para la simulación. La ventana de simulación se encarga de mostrar los escenarios 2D y 3D, también se encarga de simular el paso del tiempo y de mostrar los parámetros más importantes de la simulación. Vamos a ver el funcionamiento básico de ambas ventanas.

Ventana principal.

La ventana principal es la siguiente.

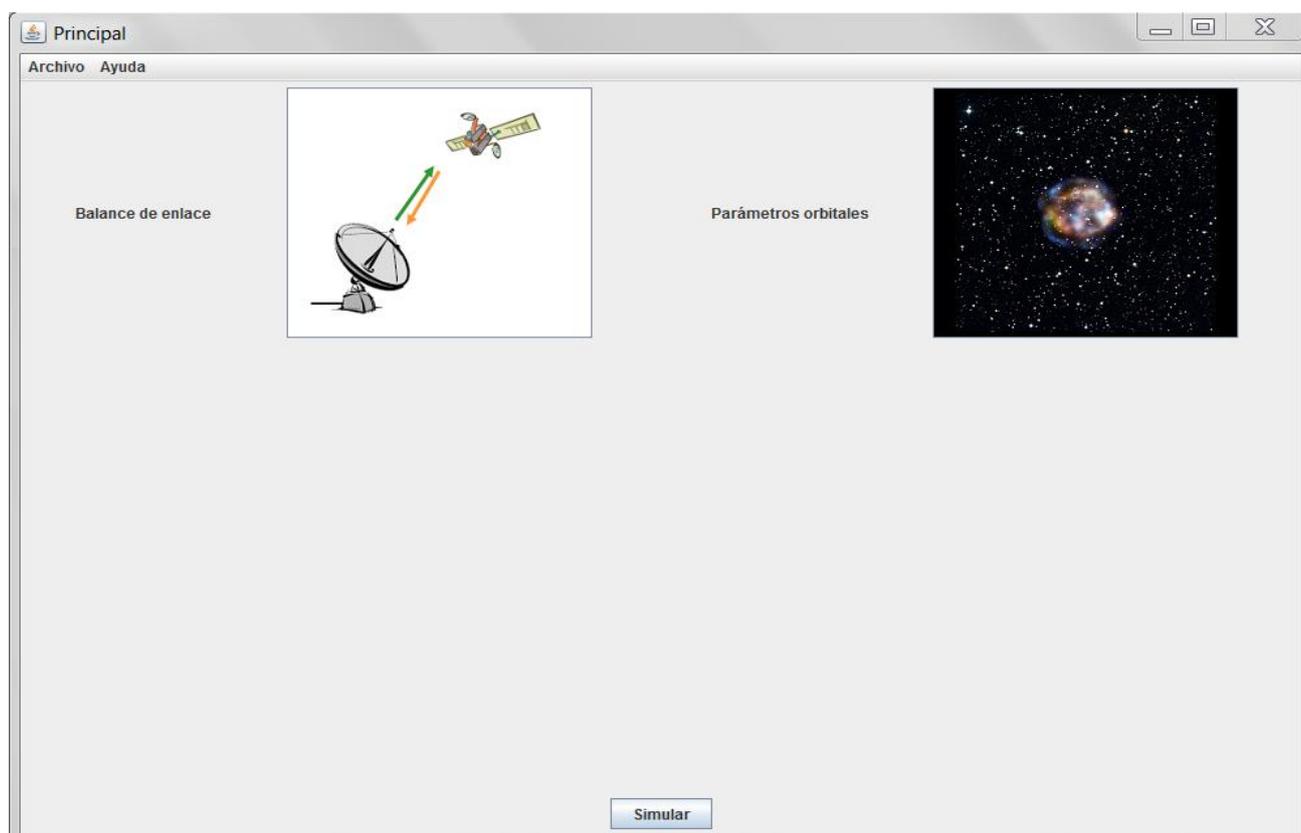


Figura (5.2). Ventana principal de la herramienta.

Para iniciar la simulación se deben introducir dos tipos de datos. Por una parte, hay que introducir los parámetros orbitales. Por otra parte, se tienen que introducir los datos del balance de enlace.

Los parámetros orbitales se introducen pulsando en la imagen a la derecha de la etiqueta "Parámetros orbitales".

Los datos del balance de enlace se introducen pulsando en la imagen a la derecha de la etiqueta "Balance de enlace".

Hay que tener en cuenta que el formato de los números decimales es el siguiente "0.00", es decir, que la parte decimal se indica con un punto y no con una coma.

Los datos introducidos se pueden guardar en un archivo para utilizarlos en otra ocasión.

Para guardar una determinada simulación hay que pulsar "Archivo" y después "Guardar".

Si tenemos una simulación guardada en un archivo, podemos cargarla sin tener que volver a introducir sus datos. Para cargar una simulación hay que pulsar “Archivo” y después “Abrir”.

Podemos observar que en la ventana principal, aparece una pestaña de ayuda. Esta ayuda consiste en una pequeña colección de las preguntas más frecuentes al utilizar la herramienta.

Una vez introducidos los datos de la simulación, se inicia la simulación pulsando en el botón “Simular” en la parte inferior de la ventana principal.

Ventana de simulación.

La ventana de simulación se crea al iniciar la simulación, permite visualizar gráficamente el escenario, también muestra los parámetros más importantes de dicha simulación (por ejemplo la tasa de error de bit, BER). La ventana de simulación se divide en tres partes, vamos a verlas.

- Visualización gráfica del escenario 2D o 3D, pudiendo mostrar cualquiera de los dos en cualquier momento.
- Parámetros más importantes de la simulación.
- Pantalla adicional en la que se muestra al satélite en su plano orbital, por tanto se muestra la órbita del satélite alrededor de la Tierra.

Desde la ventana de simulación tenemos acceso a la funcionalidad que permite establecer una ruta y calcular el balance de enlace en los puntos de dicha ruta. Para acceder a dicha funcionalidad hay que pulsar en el botón “Ruta”.

Un ejemplo de ventana de visualización es el siguiente.

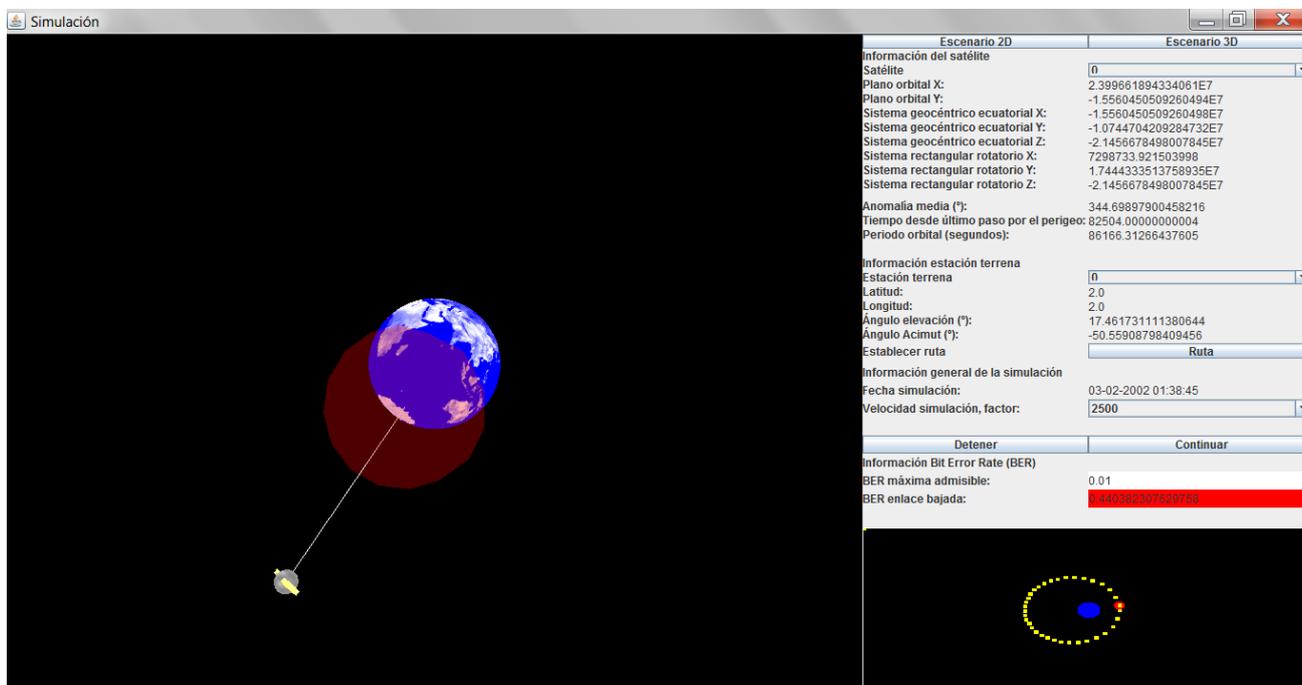


Figura (5.3). Ventana de simulación.

Como ya sabemos, el dato más relevante de la ventana de simulación es la tasa de error de bit (BER). Si la tasa de error de bit (BER) del enlace es mayor que la máxima tasa de error de bit admisible, el color de fondo del cuadro donde se muestra la BER del enlace es rojo. Por el otro lado, si estamos dentro de los límites admisibles de la BER, el color del fondo de dicho cuadro es verde. Se puede cambiar el valor de la máxima BER admisible en cualquier momento, sin más que cambiar el valor en el cuadro de texto que contiene dicho valor. Un ejemplo en el que la BER del enlace es mayor que la máxima BER admisible es el siguiente.



Figura (5.4). Tasa de error de bit en un enlace.

En cuanto a la funcionalidad que permite crear una ruta, se puede decir que sigue un proceso muy intuitivo. Tras indicar el número de puntos de nuestra ruta y el intervalo de tiempo entre puntos adyacentes de la ruta, aparece un mapa de la Tierra en dos dimensiones. Para introducir un punto de la ruta, sólo hay que pulsar en el mapa. Por cada punto, aparece un cuadro de diálogo que permite ajustar la latitud y la longitud del punto de la ruta. Para introducir el punto hay que pulsar "Aceptar". Si no queremos utilizar todos los puntos que hemos indicado anteriormente, pulsando "Cancelar" se detiene la introducción de puntos.

Una vez conocidos los puntos de la ruta, aparecerán dos cuadros de diálogo con los que se indican los datos del balance de enlace. Se ha considerado un enlace bidireccional entre el satélite y un punto de la ruta genérico (obviamente cada punto se encuentra en una posición determinada). Tras introducir los datos del balance de enlace, la herramienta calculará la BER de los puntos de la ruta introducidos. Un ejemplo del resultado de este proceso es el siguiente.

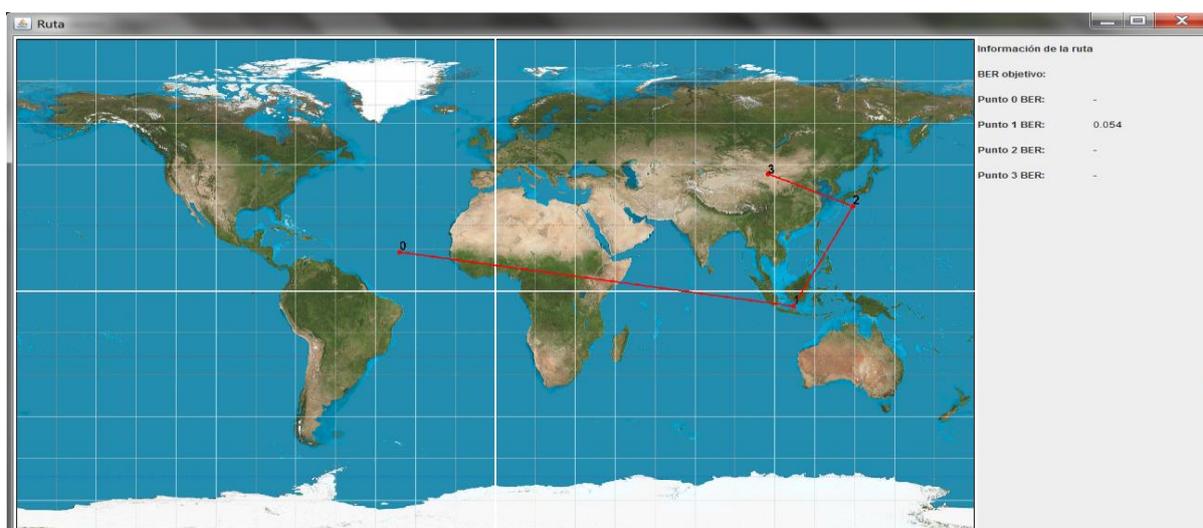


Figura (5.5). Ruta.

Capítulo 6.

Evaluación y validación de la herramienta.

Nuestra herramienta de diseño y simulación de órbitas y coberturas, ha sido evaluada de diferentes formas. Por un lado, se ha comprobado el correcto funcionamiento de cada clase Java mediante pequeños programas de prueba. Por otro lado, se ha realizado una serie de pruebas con el objetivo de comprobar la herramienta en su conjunto.

Como las pruebas de cada clase Java son muy numerosas y no aportan una información crítica (nos basta con conocer que las clases Java hacen lo que deben), nos vamos a centrar en las pruebas que evalúan la herramienta.

La herramienta tiene dos funcionalidades básicas, calcular el balance de enlace y calcular la órbita de los satélites. Por tanto, las pruebas que evalúan la herramienta se tienen que centrar en dichas funcionalidades básicas. Hemos realizado dos pruebas para el balance de enlace y otras dos pruebas para la órbita de los satélites, vamos a ver dichas pruebas.

6.1. Prueba I. Balance de enlace.

El problema que se utiliza para evaluar la herramienta es el siguiente [16].

“El sistema IRIDIUM proporciona servicios de telecomunicaciones a móviles mediante una constelación de 66 satélites distribuidos en 6 planos a 780 km de altura. El ángulo mínimo de elevación es de 8.2° . Se garantiza un retardo mínimo de 2.6 ms y un retardo máximo de 8.22 ms en cada sentido de la comunicación entre el móvil y el satélite. Las frecuencias utilizadas para los enlaces móvil-satélite son 1616 - 1626.5 MHz tanto en el UL como en el DL. El sistema de acceso múltiple empleado es un esquema FDMA/TDMA/TDD, de forma que el ancho de banda de cada canal es de 1.2 kHz.

Se desea estudiar un servicio de transmisión de datos a 2.4 kbps con modulación QPSK, considerando el valor medio de la elevación entre el mínimo y el máximo especificados. La PIRE del satélite por canal de dato es de -10 DBW, y el factor de mérito de los receptores es de -20 dB/K.

Calcule la probabilidad de error de bit en el receptor del móvil.

Dato adicional: la distancia entre el satélite y el móvil es de 992 km”

- Resolvemos el problema, realizando nosotros los cálculos.

El primer paso consiste en calcular $\left(\frac{C}{N_0}\right)$ en el enlace de bajada.

$$\left(\frac{C}{N_0}\right)_{\downarrow} = PIRE_{sat} + \left(\frac{G}{T}\right)_{móvil} - \text{Pérdidas propagación} - 10 \log(K) \cong 42 \text{ [dB Hz]}$$

Cálculos de cada término.

$$PIRE_{sat} = -10 \text{ [dBw]}$$

$$\left(\frac{G}{T}\right)_{móvil} = -20 \left[\frac{\text{dB}}{\text{K}}\right]$$

$$\text{Pérdidas propagación} = 20 \log\left(\frac{4\pi d}{\lambda}\right) = 20 \log\left(\frac{4\pi \cdot 992000}{0.1844}\right) = 156.6 \text{ [dB]}$$

$$\lambda = \frac{\text{velocidad de la luz en el vacío}}{f_{\text{caso peor}}} \cong 0.1844 \text{ metros}$$

$$f_{\text{caso peor}} = 1626.5 \text{ MHz} - 1.2 \text{ kHz} = 1626.4988 \text{ MHz}$$

$$d \equiv \text{distancia entre el móvil y el satélite} = 992000 \text{ metros}$$

$$10 \log(K) = -228.599 \text{ [dB]}$$

$$K = \text{Constante de Boltzmann}$$

Calculamos la calidad del enlace $\left(\frac{e_b}{n_0}\right)$.

$$\frac{e_b}{n_0} = \frac{c}{n_0} \frac{1}{\text{Tasa binaria}} = 10^{4.2} \frac{1}{2400} = 6.6$$

Siendo.

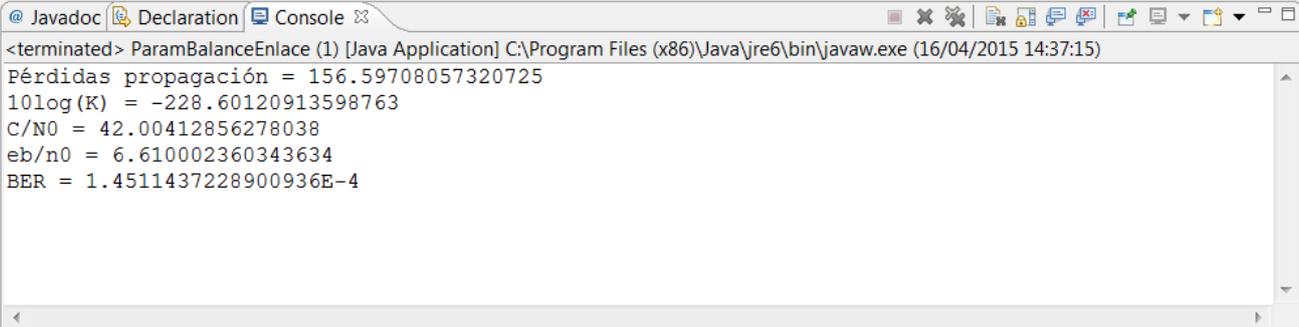
$$\frac{c}{n_0}: \text{Balance de enlace en unidades naturales} \equiv 10^{\left(\frac{c}{N_0}/10\right)} = 10^{4.2}$$

Calculamos la tasa de error de bit (BER).

$$BER = Q\left(\sqrt{2 \frac{e_b}{n_0}}\right) = Q(3.63)$$

$$BER \cong 1.4 \times 10^{-4}$$

- Si resolvemos el problema con nuestra herramienta, obtenemos los siguientes resultados.



```
<terminated> ParamBalanceEnlace (1) [Java Application] C:\Program Files (x86)\Java\jre6\bin\javaw.exe (16/04/2015 14:37:15)
Pérdidas propagación = 156.59708057320725
10log(K) = -228.60120913598763
C/N0 = 42.00412856278038
eb/n0 = 6.610002360343634
BER = 1.4511437228900936E-4
```

Figura (6.1). Balance de enlace (I).

Podemos observar que obtenemos prácticamente los mismos resultados. Las diferencias mínimas que se dan, se deben a las diferentes precisiones en los números decimales (cuando resolvemos nosotros el problema, utilizamos menos cifras decimales).

6.2. Prueba II. Balance de enlace.

El problema que utilizamos en esta prueba es el siguiente [16].

“En una red VSAT ofrecida por el satélite HISPASAT 1D (30°O) y 35685 km de altura, el HUB está compuesto por un equipo que es capaz de dar servicio a 10 terminales VSAT y un amplificador de potencia cuya PIRE es de 20 dBW y con un ancho de banda de 6 MHz. La antena tiene unas dimensiones de 6 m de diámetro y una eficiencia del 85%. La temperatura de ruido es de 250 K. El transpondedor utilizado para ofrecer el servicio por parte del satélite tiene un ancho de banda de 36 MHz, una PIRE de 30 dBW en toda la banda, un back-off de entrada de 3 dB y uno de salida de 2 dB. La antena utilizada es de 5 metros de diámetro, y una eficiencia del 95 %. La temperatura se puede considerar igual que la del HUB. Por último, los terminales VSAT transmiten una potencia de 5 W utilizando una antena de 2 metros de diámetro y una eficiencia del 70%. Como son terminales baratos, tienen unas pérdidas adicionales en recepción de 1 dB y en transmisión de 2 dB. La temperatura se puede asumir que es la misma que el HUB.

La tasa binaria de las estaciones VSAT es de 400 kbps bidireccionales. La modulación utilizada es QPSK tanto en el inbound como en el outbound. Las frecuencias son las siguientes: 1.5 / 13 GHz para comunicación HUB-Satélite y 1.6 / 12 GHz para satélite-VSAT. El sistema utiliza TDM/TDMA.

Se le pide calcular la tasa de error de bit (BER) para el outbound de una estación terrena receptora (VSAT).

Datos adicionales:

Distancia HUB - satélite = 37984.97 km

Distancia satélite - estación = 39080.97 km

Modulación QPSK con una eficiencia de 2bps/Hz”

- Como antes, primero resolvemos el problema realizando nosotros los cálculos.

Calculamos $\left(\frac{C}{N_0}\right)$ en el enlace de subida del outbound (HUB → Satélite → VSAT).

$$\left(\frac{C}{N_0}\right)_{\uparrow} = PIRE_{HUB} + \left(\frac{G}{T}\right)_{sat} - Pérdidas propagación_{\uparrow} - 10 \log(K) - IBO = 66.972 [dB Hz]$$

Cálculos de cada término.

$$PIRE_{HUB} = 20 dBw - 10 \log\left(\frac{\text{Ancho banda amplificador}}{\text{Ancho banda HUB}}\right) = 15.228 [dBw]$$

$$\text{Ancho banda amplificador} = 6 MHz$$

$$\text{Ancho banda HUB} = 10 \text{ Ancho banda VSAT} = 2 MHz$$

$$\text{Ancho banda VSAT} = \frac{400 kbps}{2 bps/Hz} = 200 kHz$$

$$\left(\frac{G}{T}\right)_{sat} = G_{Antena rx} - 10 \log(T) = 56.465 - 10 \log(250) = 32.485 \left[\frac{dB}{K}\right]$$

$$T = 250 [K]$$

$$G_{Antena rx} = 10 \log\left(\text{eficiencia} \left(\frac{\pi \text{ diámetro}}{\lambda}\right)^2\right) = 56.465 [dB]$$

$$\text{eficiencia} = 0.95$$

$$\text{diámetro} = 5 \text{ metros}$$

$$\text{frecuencia} = 13 GHz \rightarrow \lambda = 0.02307 \text{ metros}$$

$$Pérdidas propagación_{\uparrow} = 10 \log\left(\left[\frac{4\pi \text{ distancia}_{HUB-sat}}{\lambda}\right]^2\right) = 206.34 [dB]$$

$$\text{distancia}_{HUB-sat} = 37984.97 Km$$

$$10 \log(K) = -228.599 [dB]$$

$$K = \text{Constante de Boltzmann}$$

$$IBO = 3 [dB]$$

Calculamos $\left(\frac{C}{N_0}\right)$ en el enlace de bajada del outbound.

Recordamos que tenemos una pérdida adicional de 1 dB, debida al equipo receptor del VSAT.

$$\left(\frac{C}{N_0}\right)_{\downarrow} = PIRE_{Sat} + \left(\frac{G}{T}\right)_{VSAT} - Pérdidas_{prop\downarrow} - 10 \log(K) - OBO - 1 = 49.658 [dB Hz]$$

Cálculos de cada término.

$$PIRE_{Sat} = 30 dBw - 10 \log\left(\frac{\text{Ancho banda transpondedor}}{\text{Ancho banda VSAT}}\right) = 7.447 [dBw]$$

$$\text{Ancho banda transpondedor} = 36 MHz$$

$$\text{Ancho banda VSAT} = \frac{400kbps}{2 bps / Hz} = 200kHz$$

$$\left(\frac{G}{T}\right)_{VSAT} = G_{Antena rx} - 10 \log(T) = 28.954 - 10 \log(250) = 4.975 \left[\frac{dB}{K}\right]$$

$$G_{Antena rx} = 10 \log\left(\text{eficiencia} \left(\frac{\pi \text{ diámetro}}{\lambda}\right)^2\right) = 28.954 [dB]$$

$$\text{eficiencia} = 0.7$$

$$\text{diámetro} = 2 \text{ metros}$$

$$\text{frecuencia} = 1.6 GHz \rightarrow \lambda = 0.1875 \text{ metros}$$

$$T = 250 [K]$$

$$Pérdidas_{prop\downarrow} = 10 \log\left(\left[\frac{4\pi \text{ distancia}_{Sat-VSAT}}{\lambda}\right]^2\right) = 188.363 [dB]$$

$$\text{distancia}_{Sat-VSAT} = 39080.97 Km$$

$$10 \log(K) = -228.599 [dB]$$

$$K = \text{Constante de Boltzmann}$$

$$OBO = 2 [dB]$$

Para calcular la calidad del enlace $\left(\frac{e_b}{n_0}\right)$ necesitamos calcular el balance de enlace total.

$$\left(\frac{c}{n_0}\right)_{Total}^{-1} = \left(\frac{c}{n_0}\right)_{\uparrow}^{-1} + \left(\frac{c}{n_0}\right)_{\downarrow}^{-1}$$

Siendo.

$$\left(\frac{c}{n_0}\right): \text{Balance de enlace en unidades naturales} = 10^{\left(\frac{c}{N_0/10}\right)}$$

Por tanto.

$$\begin{aligned} \left(\frac{c}{n_0}\right)_{Total}^{-1} &= (10^{6.6972})^{-1} + (10^{4.9658})^{-1} \\ \left(\frac{c}{n_0}\right)_{Total} &= \frac{1}{\frac{1}{10^{6.6972}} + \frac{1}{10^{4.9658}}} = 90742.968 \end{aligned}$$

Calculamos la calidad del enlace $\left(\frac{e_b}{n_0}\right)$.

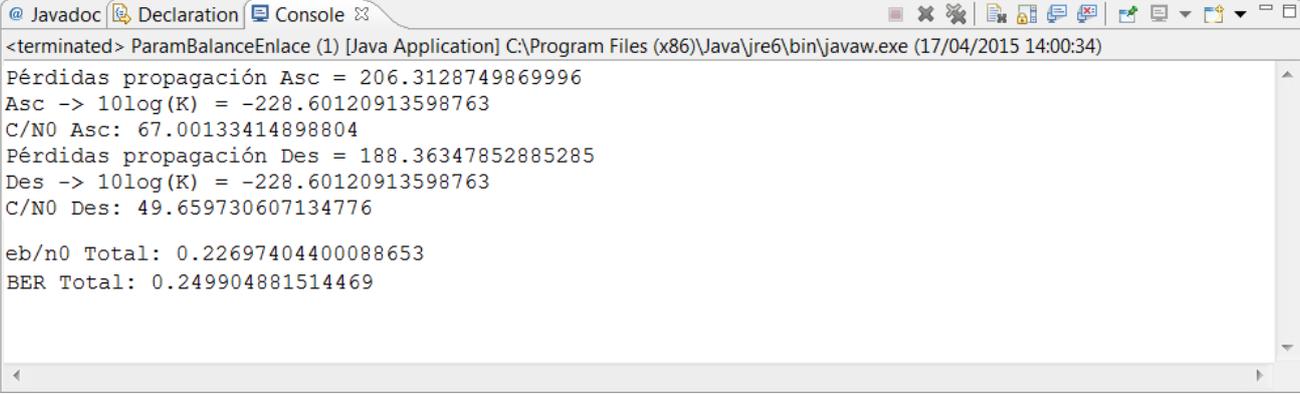
$$\left(\frac{e_b}{n_0}\right) = \left(\frac{c}{n_0}\right)_{Total} \frac{1}{\text{Tasa binaria}} = 90742.968 \frac{1}{400k} = 0.226$$

Calculamos la tasa de error de bit (BER).

$$BER_{QPSK} = Q\left(\sqrt{2\frac{e_b}{n_0}}\right) = Q(0.672)$$

$$BER_{QPSK} \cong 0.251$$

- Si resolvemos este mismo problema con nuestra herramienta, obtenemos los siguientes resultados.



```
@ Javadoc Declaration Console
<terminated> ParamBalanceEnlace (1) [Java Application] C:\Program Files (x86)\Java\jre6\bin\javaw.exe (17/04/2015 14:00:34)
Pérdidas propagación Asc = 206.3128749869996
Asc -> 10log(K) = -228.60120913598763
C/N0 Asc: 67.00133414898804
Pérdidas propagación Des = 188.36347852885285
Des -> 10log(K) = -228.60120913598763
C/N0 Des: 49.659730607134776

eb/n0 Total: 0.22697404400088653
BER Total: 0.249904881514469
```

Figura (6.2). Balance de enlace (II).

Podemos ver que obtenemos prácticamente los mismos resultados. Las ligeras variaciones se deben, como en la primera prueba, a las diferentes precisiones en los números decimales.

6.3. Prueba III. Órbita del satélite.

La órbita Tundra es una órbita HEO (alta altura e inclinada), se utiliza para cubrir regiones situadas en latitudes elevadas. Vamos a simular la órbita Tundra en nuestra herramienta. Compararemos la traza del punto subsatélite en nuestra herramienta, con la traza de una órbita Tundra conocida [17].

Los parámetros orbitales que permiten simular la órbita Tundra son los siguientes.

Longitud del semieje mayor de la elipse, $a = 42164$ km

Excentricidad (e), intervalo $[0.25, 0.4]$. En nuestra simulación $e = 0.25$

Anomalía media, $M = 0^\circ$

Inclinación, $i = 63.4^\circ$

Argumento del perigeo, $\omega = 270^\circ$

Ascensión recta del nodo ascendente, $\Omega = 0^\circ$

Nuestra herramienta, simula la siguiente traza.

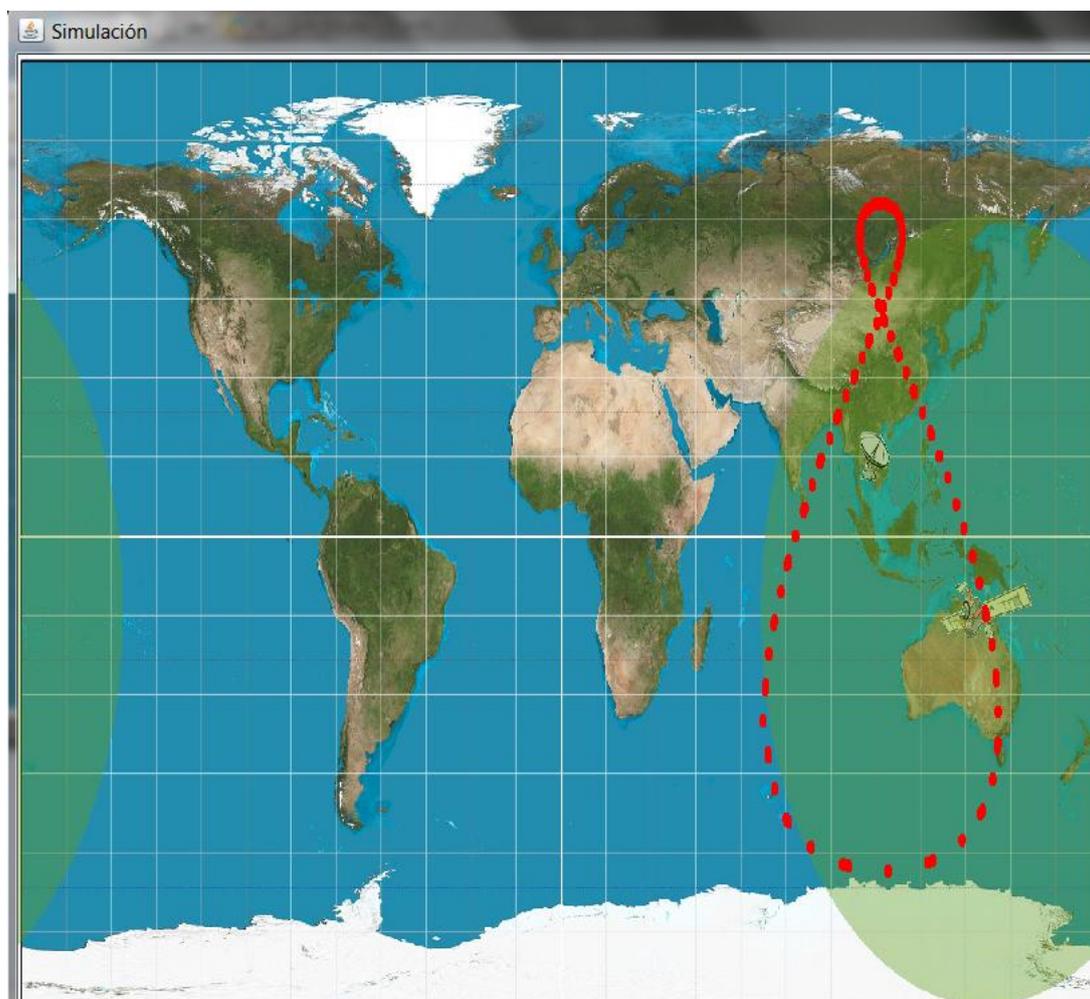


Figura (6.3). Órbita Tundra en nuestra herramienta.

La traza de la órbita Tundra con la que comparamos nuestra simulación, es la siguiente.



Figura (6.4). Órbita Tundra de referencia. [17]

Podemos observar que la traza del punto subsatélite es muy similar en ambos casos. Las diferencias se deben a la excentricidad utilizada (marca la anchura de cada lóbulo) y a la fecha en la que se recogieron los parámetros orbitales (marca la latitud y la longitud del punto subsatélite).

Lo que nos importa es que la traza en nuestra simulación es la de una órbita Tundra, por tanto, la órbita del satélite en nuestra herramienta es la correcta.

6.4. Prueba IV. Órbita del satélite.

El sistema de radiodeterminación GPS utiliza una órbita MEO (media altura) para sus satélites. Vamos a simular la órbita del sistema GPS en nuestra herramienta. De esta forma, podremos comparar los resultados de nuestra herramienta con los resultados de la órbita GPS de referencia [17].

Los parámetros orbitales que permiten simular la órbita del sistema GPS son los siguientes. Tendremos una constelación de 4 satélites.

Longitud del semieje mayor de la elipse, $a = 26570$ km

Excentricidad, $e = 0.0094$

Anomalía media, $M = 0^\circ$

Inclinación, $i = 55^\circ$

Argumento del perigeo, $\omega = 173.16^\circ$

Ascensión recta del nodo ascendente, $\Omega = 57.6^\circ$

Nuestra herramienta proporciona la siguiente traza del punto subsatélite.

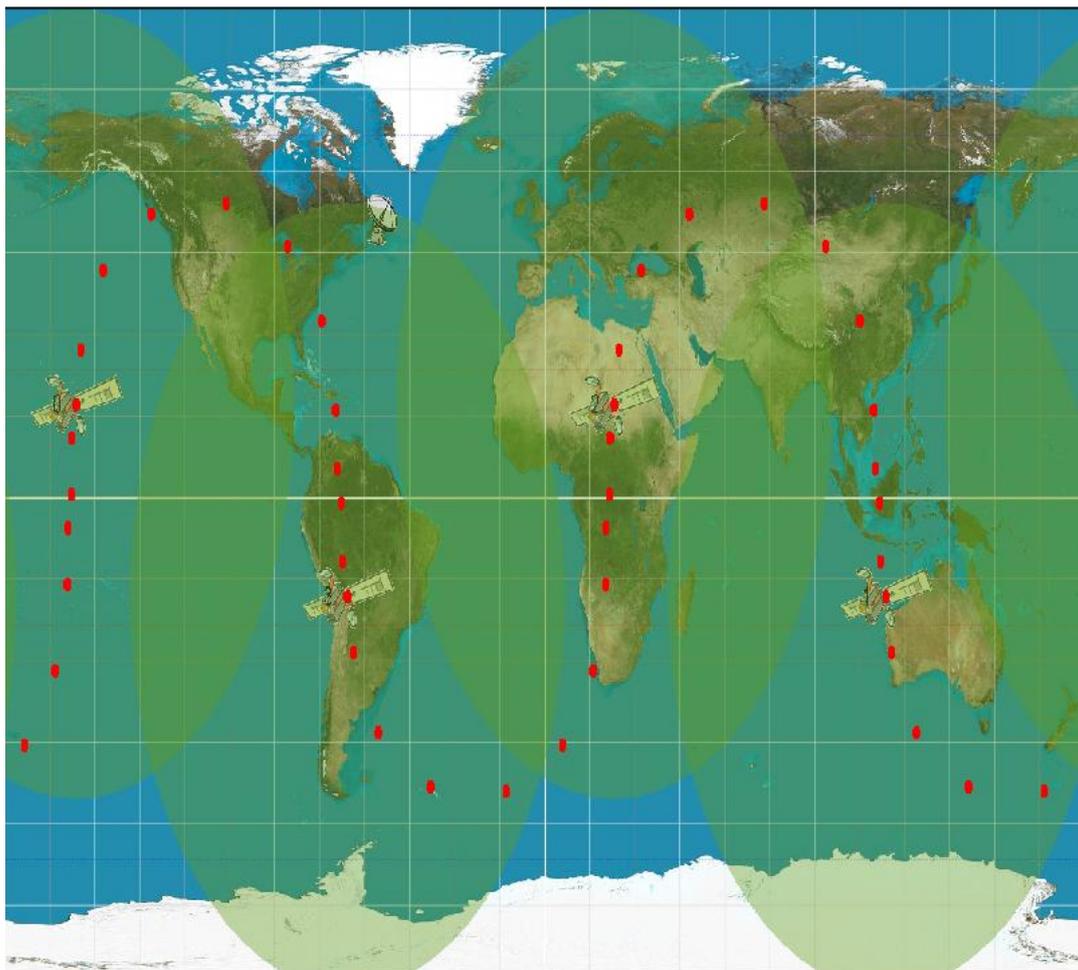


Figura (6.5). Órbita GPS en nuestra herramienta.

La traza de la órbita GPS de referencia es la siguiente.

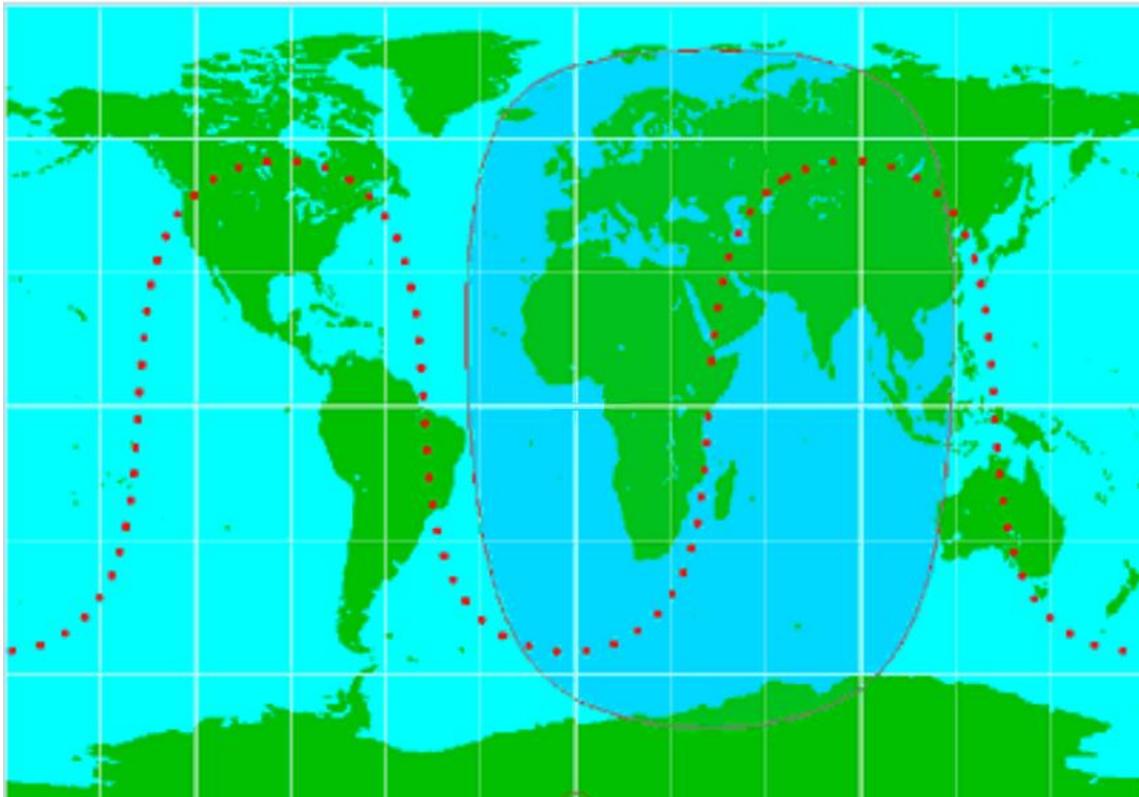


Figura (6.6). Órbita GPS de referencia. [17]

Podemos ver que la traza del punto subsatélite es prácticamente la misma. Las pequeñas diferencias se deben a la distinta fecha en la que se recogieron los parámetros orbitales. Viendo los resultados que arroja nuestra herramienta, se puede concluir que simula la órbita de forma correcta.

Gracias a todas las pruebas que hemos realizado, se ha podido comprobar que la herramienta trabaja correctamente. Como en cualquier sistema relativamente complejo, no se pueden comprobar todas las posibilidades; pero evaluando los puntos críticos (en nuestro caso el balance de enlace y la órbita del satélite) se puede comprobar que la herramienta es lo suficientemente fiable como para operar con ella.

Capítulo 7.

Conclusiones. Trabajos futuros.

Nuestra herramienta permite diseñar y simular órbitas y coberturas en un sistema de comunicaciones por satélite. Pero, ¿por qué la necesitamos?, vamos a recordarlo.

Vimos que los sistemas de comunicación por satélite son, y serán, una alternativa viable para establecer un sistema de comunicaciones. Los sistemas de comunicación por satélite son complejos, por tanto son necesarias herramientas informáticas que ayuden en el diseño de dichos sistemas y permitan simular su funcionamiento, herramientas como la presente. Además, nuestra herramienta tiene una función didáctica, puede utilizarse para comprender los factores más relevantes de un sistema de comunicaciones por satélite.

Por tanto, podemos concluir que hemos satisfecho la necesidad que ha motivado el desarrollo de nuestra herramienta. Adicionalmente hemos conseguido, como valor añadido, que la herramienta tenga una función didáctica.

Como todo, nuestra herramienta puede mejorarse. Vamos a ver unos cuantos puntos que pueden ser objeto de desarrollo en el futuro.

Una posible mejora de nuestra herramienta es el aumento de la eficiencia.

Al desarrollar la herramienta, se ha tratado de ser lo más eficiente posible en la implementación de los algoritmos. A pesar de ello hay margen de mejora, las clases Java pueden hacer lo mismo utilizando menos recursos informáticos.

Poder optimizar el número de satélites del sistema sería una interesante funcionalidad extra para nuestra herramienta. Dicha funcionalidad permitiría obtener el número mínimo de satélites para conseguir una determinada tasa de error de bit (BER), en un determinado punto de la Tierra, durante un cierto periodo de tiempo. Esta funcionalidad no sería excesivamente compleja de implementar, ya que existen funcionalidades en la herramienta, como el cálculo de la BER en un determinado punto, que simplificarían el desarrollo. La idea básica sería calcular las tasas de error de bit durante un periodo orbital, variando el número de satélites. De esta forma, podemos obtener el caso óptimo en el que se utilizan el mínimo número de satélites posible.

Otro punto en el que se podría trabajar se centra en los archivos de datos. En nuestra herramienta, los datos de la simulación se almacenan en archivos mediante clases “serializables” de Java (los objetos de estas clases pueden convertirse en un array de bytes y viceversa, estas clases implementan la interfaz “Serializable”). Por tanto, no se pueden modificar fácilmente mediante un editor de texto. Si se definiera formalmente un formato para los archivos de la herramienta, y dicho formato estuviera orientado a la edición por parte del usuario, podríamos modificar fácilmente cualquier parámetro de la simulación sin más que abrir el archivo de simulación con un editor de texto.

Finalmente, podríamos adaptar la herramienta para diseñar sistemas de comunicación por satélite en cualquier planeta o satélite natural (como la Luna). Es una evolución futurista pero interesante, ya que adaptamos la herramienta a cualquier escenario posible (no nos limitamos a trabajar con la Tierra). Además sería muy sencillo de implementar, sólo tendríamos que generalizar el radio equivalente del cuerpo celeste, su masa, y la constante dieléctrica de su atmósfera. De esta forma podríamos trabajar con cualquier planeta o satélite natural.

Chapter 7.

Conclusions. Future works.

Our program allows us to design and simulate orbits and coverages in a satellite communications system.

We saw that the satellite communications systems are, and will be, a viable alternative for establish communications system. The satellite communications systems are complex, therefore we need programs that help in the design of these systems and allow simulate their working, programs like our program. Also, our program has a didactic function, it can be used for understand the most important factors of a satellite communications system.

So, we can conclude that we have satisfied the necessity that has motivated the design of our program. Additionally we have achieved, like added value, a didactic function for the program.

Having said this, even a good program can always be improved. We should look a little more closely at some points.

A possible improvement is the increase of the efficiency.

We have developed the program trying to be the more efficient possible in the implementation of the algorithms. Nevertheless, there be margin of improvement, Java classes can do the same things using less computing resources.

Optimize the number of satellites, could be an extra functionality very interesting for our program. With this functionality, we can know the minimum number of satellites for obtain a certain Bit Error Rate (BER), in a specific point of Earth, during a certain period of time.

This functionality isn't excessively complex to implement, the program has various functionalities, like the BER calculus in a specific point of Earth, that simplify the development of this extra functionality.

The basic idea would be calculate the BER during an orbital period, changing the number of satellites. In this way, we can obtain the optimum case wherein we use the minimum number of satellite possible.

Another improvement could focus in the data files. In our program, the simulation data are stored in files through Java classes that implement interface “Serializable” (the objects of these classes can be transformed in a byte array and vice versa). Therefore, we can't modify easily these files with a text editor. If a standard was defined for these files, and this standard is oriented to the user's edition, we could modify easily any parameter of the simulation with a text editor.

Finally, we could adapt our program to design satellite communications systems in any planet or natural satellite (like the Moon). It's a futuristic upgrade but interesting, since we adapt the program to any possible scene (we aren't limited to work with the Earth). Moreover, it would be very simple to implement, only we have to generalize the equivalent radius of celestial body, its mass, and the relative permittivity of its atmosphere. With these minimal changes, we can work with any planet or natural satellite.

Anexo A.

Alternativas de diseño.

Nuestra herramienta de diseño y simulación de órbitas y coberturas, ha sido desarrollada mediante el lenguaje de programación Java. Esto no implica que Java fuera la única opción posible. Vamos a ver un par de alternativas para el desarrollo de nuestra herramienta y los motivos que nos han hecho elegir el lenguaje de programación Java. Estas dos alternativas son el lenguaje de programación C y la herramienta de software matemático Matlab.

Lenguaje de programación C.

El lenguaje de programación C fue creado en 1972 por Dennis M. Ritchie. C posee características de los lenguajes de alto nivel (como la expresión de los algoritmos de forma más próxima al lenguaje “humano” que al lenguaje “máquina”) y características de los lenguajes de bajo nivel (como el acceso a memoria). Al estar entre ambos tipos de lenguajes, C se define como un lenguaje de medio nivel [18].

Lo que más nos puede interesar de C para el desarrollo de nuestra herramienta, es la posibilidad de acceso a memoria. Dicho acceso a memoria puede verse como una ventaja de C frente a Java y a Matlab, ya que éstos no dan cabida a dicha posibilidad. El acceso a memoria, la reserva y liberación de recursos cuando el desarrollador lo desea, implica una mejor eficiencia, ya que nosotros sabemos exactamente cuándo necesitamos unos recursos y cuándo podemos liberarlos. Pero, esta posibilidad implica también una complicación en el desarrollo, ya que para conseguir esa eficiencia hay que manejar muy bien la reserva y liberación de memoria, no es algo que se pueda utilizar a la ligera.

Otro punto negativo de C, es la complejidad de implementar una interfaz gráfica en dicho lenguaje. En comparación con las otras alternativas, Java y Matlab, C es la peor parada en cuanto a la complejidad de la implementación de la interfaz gráfica, por no hablar del tratamiento de gráficos 2D y 3D. Este punto es fundamental para descartar C frente a Java y a Matlab, ya que la herramienta tiene una parte muy importante de interfaz gráfica cuya implementación en C implicaría un esfuerzo mucho mayor que en las otras alternativas.

Por tanto, la posible mejora en cuanto a la eficiencia de la herramienta no compensa el esfuerzo requerido para la implementación de la interfaz gráfica.

Matlab (Matrix Laboratory).

Matlab es una herramienta de software matemático que se compone de un entorno de desarrollo integrado (IDE) y de un lenguaje de alto nivel. Matlab se ideó para trabajar con matrices, por ello realiza operaciones con matrices de forma muy eficiente. También permite la representación de gráficos 2D y 3D de forma simple y eficaz [19].

Para el desarrollo de nuestra herramienta, Matlab tiene ventajas e inconvenientes, pero ¿compensan las ventajas a los inconvenientes?

Hemos visto que Matlab se ideó para trabajar con matrices, esto implica que va a ser la alternativa más eficiente en cuanto al trabajo con matrices y en cuanto al trabajo con operaciones matemáticas complejas. Además, la implementación de la interfaz gráfica es más simple que en C, pero más compleja que en Java y con más limitaciones.

Matlab permite la representación de gráficos 2D y 3D de forma simple y eficaz, pero dichos gráficos están pensados para representar funciones, no para representar un escenario 3D como es el nuestro con la Tierra, las órbitas, las coberturas y los satélites en movimiento. Representar todos estos elementos no es nada fácil en Matlab.

En nuestra herramienta, no realizamos cálculos excesivamente complejos, por lo que la ganancia en cuanto a las operaciones matemáticas no es muy grande. Lo que sí que necesitamos es poder representar el escenario 3D de una forma simple y eficaz. Por estos motivos no hemos utilizado Matlab para el desarrollo de la herramienta y nos hemos decantado por Java.

Java.

El lenguaje de programación Java fue creado por Sun Microsystems. Java es un lenguaje de alto nivel, multiplataforma, orientado a objetos [20].

El desarrollo de nuestra herramienta mediante Java tiene varias ventajas e inconvenientes (como cualquier otra opción). Vamos a ver las implicaciones del uso de Java en el desarrollo de nuestra herramienta, y el motivo de nuestra elección.

Java proporciona una potente interfaz gráfica, que permite una gran variedad de opciones gráficas para que el usuario interactúe con el programa. Además, el uso de dicha interfaz gráfica es bastante simple, sobre todo si lo comparamos con C.

Otro punto a favor es la existencia de varias bibliotecas Java que facilitan el trabajo en escenarios 2D y 3D (por ejemplo, la biblioteca Java3D). De esta forma, se simplifica mucho la creación y manejo de escenas tanto 2D como 3D. En nuestra aplicación esto es fundamental, ya que todo el sistema de comunicaciones por satélite se tiene que mostrar gráficamente. Esta es la principal ventaja de Java sobre Matlab, la facilidad de crear la escena del sistema de comunicaciones por satélite.

Por otra parte, Java no permite el acceso a memoria, por lo que no podemos elegir cuando se reservan y liberan los recursos. Esta es la principal desventaja con respecto a C.

Por último decir, que las operaciones con matrices y las operaciones matemáticas complejas son menos eficientes en Java que en Matlab.

Viendo el problema en perspectiva, podemos ver que las ventajas de Java (interfaz gráfica potente y simple, facilidad creación escenario 3D) coinciden con las necesidades de nuestra herramienta (interfaz gráfica y escenario 3D). Mientras que las desventajas de Java (no puede acceder a memoria, menos eficiente con matrices y operaciones matemáticas complejas) no son críticas en nuestra herramienta (la eficiencia no es un factor crítico, no necesitamos realizar operaciones muy complejas).

Por este motivo hemos elegido Java para el desarrollo de nuestra herramienta de diseño y simulación de órbitas y coberturas en un sistema de comunicaciones por satélite.

Anexo B.

Marco regulador.

Los sistemas de comunicaciones por satélite requieren del uso de dos recursos naturales limitados y estratégicos, el espectro radioeléctrico y las órbitas de satélite. Para un uso eficiente y responsable de dichos recursos es necesaria una regulación a nivel internacional.

La ITU (Unión Internacional de Telecomunicaciones) es un organismo de las Naciones Unidas (ONU) que se encarga de armonizar las telecomunicaciones a nivel internacional. Además de estados, muchas empresas también son parte de la ITU [21].

El sector de la ITU encargado de las radiocomunicaciones, se denomina ITU-R; dicho sector realiza estudios y formula recomendaciones en relación con las radiocomunicaciones. Las recomendaciones ITU-R son una serie de normas técnicas internacionales que, entre otras cosas, regulan la gestión del espectro radioeléctrico y las órbitas de satélite. Hay que decir que las recomendaciones no son de obligado cumplimiento, aunque en la práctica se aplican en todo el mundo [22].

El departamento del sector ITU-R que se encarga de los servicios espaciales se denomina SSD (Departamento de Servicios Espaciales, Space Services Department) [23]. Por tanto, la ITU se encarga de atribuir el espectro radioeléctrico y las órbitas de satélite.

En cuanto al espectro radioeléctrico, debemos saber que son los estados los que tienen que gestionar la asignación del espectro radioeléctrico, es decir, la ITU regula qué bandas de frecuencia se utilizan para qué servicios, y los estados deciden quién utiliza dichas bandas y cómo se deben utilizar. Los estados son los beneficiarios económicos de la “venta” del espectro, por ejemplo para las comunicaciones móviles se subastan las diferentes bandas asignadas para dicho servicio y el estado recibe la compensación económica correspondiente. En España, el organismo que se encarga de asignar las bandas de frecuencia es el “Centro Nacional de Atribución de Frecuencias” (CNAF), que depende del Ministerio de Industria.

En cuanto a las órbitas de satélite, es la ITU quién se encarga de atribuir la órbita que debe seguir un satélite. El procedimiento que sigue la ITU se basa en una solución de compromiso. Por una parte se intenta facilitar la atribución de órbitas, siguiendo un método basado en la idea de “primero en llegar, primero en ser servido” (First come, first served). Pero por otra parte, se intenta evitar el acaparamiento de órbitas que impidan en un futuro a otras entidades utilizar dichas órbitas. Este hecho de acaparamiento es muy significativo en las órbitas geoestacionarias, ya que muchos países en desarrollo no pueden desarrollar un programa de comunicaciones por satélite, por lo que los países desarrollados utilizan “sus posiciones”. Si no se favorece a los países en desarrollo, cuando éstos quieran desplegar satélites verán que no quedan órbitas disponibles.

Por ello la ITU intenta ofrecer una solución de compromiso, ofreciendo órbitas a los primeros en solicitarlas, pero favoreciendo a las entidades que no “tengan” ninguna órbita [24].

Una vez visto el marco regulador de los sistemas de comunicaciones por satélite, vamos a estudiar si afecta al desarrollo de nuestra herramienta. Podemos comprender que a nosotros, como desarrolladores de la herramienta, no nos va a afectar este marco regulador. Es al usuario de la herramienta al que le afecta dicha regulación. Este usuario, al diseñar el sistema de comunicaciones por satélite, debe utilizar unas frecuencias de trabajo y unas órbitas obtenidas en el marco regulador que acabamos de ver.

Es cierto que podríamos limitar las frecuencias y las posiciones orbitales, al conjunto de frecuencias y posiciones orbitales libres actualmente, pero esto no sería buena idea ya que nos quitaría flexibilidad. ¿Qué ocurre si en el futuro estas limitaciones cambian, y se pueden utilizar otras frecuencias u órbitas distintas a las disponibles actualmente? Por ello no limitamos las frecuencias ni las posiciones orbitales.

Anexo C.

Planificación.

El presente trabajo fin de grado se ha dividido en diversos bloques con el fin de seguir una adecuada planificación. De esta forma se facilita el desarrollo, ya que se centra el esfuerzo en unos objetivos a corto o medio plazo y no en el objetivo genérico de completar el trabajo. Además, mediante la división en bloques de trabajo se puede conocer el tiempo utilizado para completar cada bloque, así como la cantidad de trabajo restante para finalizar.

Vamos a ver los bloques de trabajo y el tiempo requerido para completarlos. La unidad de medida es el día; se considera que cada día de trabajo ocupa entre 6 y 8 horas, por tanto podemos hacer una media de 7 horas por cada día de trabajo.

Índice bloque	Bloque	Tiempo de trabajo (días)
1	Determinar los objetivos del proyecto	3
2	Determinar los bloques del proyecto	5
3	Conceptos básicos: Java interfaz gráfica	4
4	Conceptos básicos: Java 3D	7
5	Conceptos clave: comunicaciones por satélite	8
6	Java: comunicaciones por satélite	8
7	Conceptos clave: mecánica orbital	9
8	Java: mecánica orbital	12
9	Memoria: introducción	3
10	Memoria: alternativas de diseño	2
11	Memoria: estado del arte	3
12	Java: interfaz gráfica ventana principal	13
13	Memoria: marco regulador	3
14	Memoria: entorno socioeconómico	2
15	Java: simulación	15
16	Memoria: mecánica orbital	8
17	Java: interfaz gráfica ventana de simulación	16
18	Memoria: comunicaciones por satélite	7
19	Memoria: desarrollo de la herramienta	4
20	Memoria: evaluación de la herramienta	3
21	Memoria: conclusiones y trabajos futuros	2
22	Java: correcciones y comprobaciones	4
23	Memoria: resumen	1
24	Memoria: elementos en inglés	9
25	Memoria: correcciones	5
Total días:		156 días
Total horas (7 horas en media por día)		1092 horas

Tabla (C.1). Tiempo necesario para desarrollar la herramienta.

El desarrollo de la herramienta puede observarse día a día en el siguiente gráfico. Los números representan el índice de bloque correspondiente.

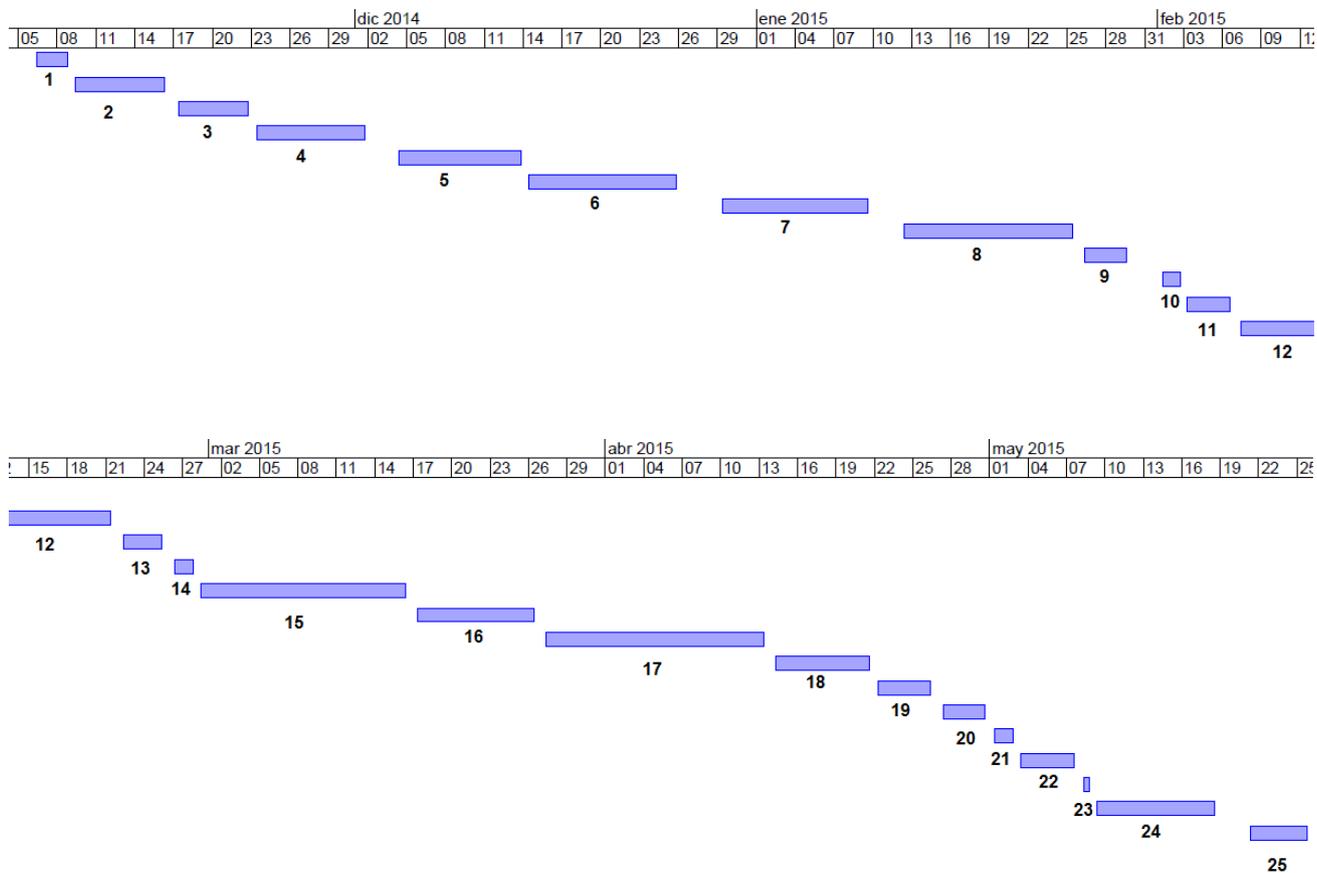


Figura (C.1). Línea temporal del desarrollo de la herramienta.

Anexo D.

Summary.

The satellite communication systems are a viable alternative for establish a communications system. Let's take a look and see the principal advantages and disadvantages of the satellite communication systems, in this way we can compare the satellite communication systems with other communication systems.

On the one hand, the principal advantage of the satellite communications systems is that don't need ground infrastructure beyond transmitter and receiver. This is relevant when it's not possible or profitable to deploy ground infrastructure. On the other hand, the coverage areas are very flexible, can include from cities to continents.

The main disadvantage of the satellite communications systems is the high cost of the launch. Each kilogramme placed in orbit involves thousands of dollars. Moreover, is required a high reliability. It's impossible to repair the satellite when it's in orbit (except very special cases, like the Hubble).

The satellite communication systems are based on two fields of study, the orbital mechanics and the satellite communications. The orbital mechanics focuses on the orbit of the satellite, in the movement of the satellite around the Earth. The satellite communications focus on the sending and reception of information through electromagnetic waves.

We will see both areas of study, in this summary we focus in the key concepts of these areas.

Orbital mechanics.

The orbital mechanics is based on the works of Kepler and Newton. Briefly, it is noteworthy to point out that a satellite orbiting the Earth moves in a same plane, describing an elliptical movement. We need six orbital elements to describe the orbit, the longitude of the semi-major axis of the ellipse (a), the mean anomaly (M), the eccentricity of the ellipse (e), the inclination (i), the right ascension of the ascending node (Ω) and the argument of perigee (ω). We place the satellite in the following coordinate system.

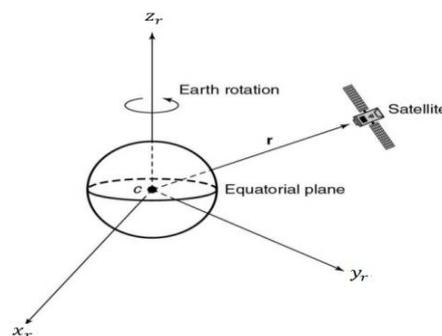


Figure (3.3). Reference coordinate system. [10]

Due to the complexity of the differential equations, various transforms are needed to place the satellite in the reference coordinate system.

Firstly, we locate the satellite in his orbital plane. The process to obtain the coordinates in the orbital plane (x_0, y_0) is the following.

1. Calculate the Eccentric anomaly, E , solving the equation (3.8b).

$$M = E - e \sin E$$

2. Calculate the coordinate r_0 , on the basis of the equation (3.7a).

$$r_0 = a (1 - e \cos E)$$

3. Calculate the coordinate ϕ_0 , solving the equation (3.4).

$$r_0 = \frac{a (1 - e^2)}{1 + e \cos(\phi_0)}$$

4. Calculate the coordinates x_0, y_0 using the polar coordinates r_0, ϕ_0 .

$$\begin{aligned} x_0 &= r_0 \cos \phi_0 \\ y_0 &= r_0 \sin \phi_0 \end{aligned}$$

Secondly we calculate the position of the satellite in the geocentric equatorial system (x_i, y_i, z_i) . We use the following linear transformation.

$$\begin{pmatrix} x_i \\ y_i \\ z_i \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \cos(\Omega) \cos(\omega) - \sin(\Omega) \cos(i) \sin(\omega) & -\cos(\Omega) \sin(\omega) - \sin(\Omega) \cos(i) \cos(\omega) & \sin(\Omega) \sin(i) \\ \sin(\Omega) \cos(\omega) + \cos(\Omega) \cos(i) \sin(\omega) & -\sin(\Omega) \sin(\omega) + \cos(\Omega) \cos(i) \cos(\omega) & -\cos(\Omega) \sin(i) \\ \sin(i) \sin(\omega) & \sin(i) \cos(\omega) & \cos(i) \end{pmatrix} \begin{pmatrix} x_0 \\ y_0 \\ 0 \end{pmatrix}$$

Finally, we calculate the position of the satellite in the reference system (x_r, y_r, z_r) .

We need to use this linear transformation.

$$\begin{pmatrix} x_r \\ y_r \\ z_r \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \cos(\Omega_e T_e) & \sin(\Omega_e T_e) & 0 \\ -\sin(\Omega_e T_e) & \cos(\Omega_e T_e) & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} x_i \\ y_i \\ z_i \end{pmatrix}$$

Where $\Omega_e T_e$ is calculated as follows.

$$T_c = \frac{\text{Julian day of the calculus} - 2415020}{36525} \quad (\text{Julian centuries})$$

$$\alpha = 99.6909833 + 36000.7689 T_c + 0.00038708 T_c^2 \quad (\text{degrees})$$

$$\Omega_e T_e = \alpha + 0.25068447 t \quad (\text{degrees})$$

Now, we see the look angles, that are very related with the movement of the satellite. The look angles allow to orientate the antenna of the ground station toward the satellite. Therefore, if the satellite moves, the look angles change. There are two look angles, the elevation angle and the Azimuth angle. We see them graphically.

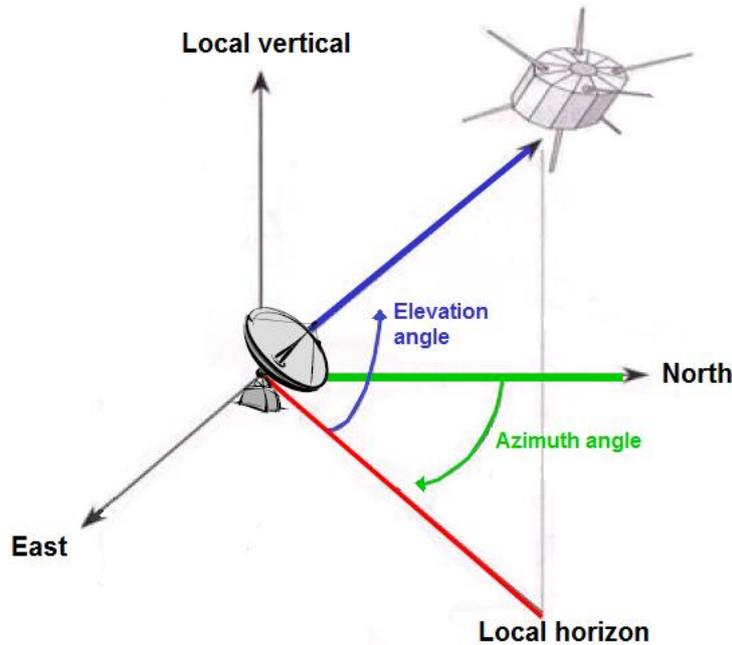


Figure (3.10). Look angles. [3]

We are going to see how to calculate both angles.

For calculate the **elevation angle** we have to follow these steps.

1. Calculate the central angle (γ).

$$\cos(\gamma) = \cos(L_{ET}) \cos(L_S) \cos(l_{ET} - l_S) + \sin(L_{ET}) \sin(L_S)$$

Where.

L_{ET} : North latitude of the ground station

L_S : North latitude of the subsatellite point

l_{ET} : West longitude of the ground station

l_S : West longitude of the subsatellite point

2. Calculate the distance between the ground station and the satellite, distance “d”.

$$d = h_s \sqrt{1 + \left(\frac{h_e}{h_s}\right)^2 - 2 \left(\frac{h_e}{h_s}\right) \cos(\gamma)}$$

Where.

h_s : Distance from the center of the Earth to the satellite

h_e : Distance from the center of the Earth to the ground station

γ : Central angle

3. Calculate the elevation angle “EL”.

$$\cos(EL) = \frac{\sin(\gamma) h_s}{d}$$

Where.

d : Distance between the ground station and the satellite

If the elevation angle is greater than zero degrees, the satellite is visible. It is customary to establish a minimum elevation of five degrees, due to the ground obstacles.

In our program, if the elevation angle is less than five degrees, the ground station can't see the satellite.

To calculate the **Azimuth angle**, we need spherical trigonometry equations.

As reference, we take two generic points on the surface of the Earth, the point “A” and the point “B”. Any of the two points can be the ground station or the subsatellite point. The point “B” must be closer to the pole (north or south) than the point A; if it's possible, the point “B” must be in the Northern Hemisphere. The pole (north or south) and the points “A” and “B” form a spherical triangle with three angles. These angles are, the angle “X” in the vertex of the point “A”, the angle “Y” in the vertex of the point “B” and the angle “C” in the vertex of the pole.

Once seen the geometry of the problem, we are going to see how to calculate the Azimuth angle. The process is the following.

Note: we depend on the hemisphere of the point “B”.

1. We calculate the polar angle, the angle “C”.

$$C = \begin{cases} |l_a - l_b| & \text{if } |l_a - l_b| \leq 180^\circ \\ 360^\circ - |l_a - l_b| & \text{if } |l_a - l_b| > 180^\circ \end{cases}$$

Where.

l_a : West longitude of the point “A” (degrees)

l_b : West longitude of the point “B” (degrees)

$C \leq 180^\circ$

2. We calculate the angles “X” and “Y”. We have two possible cases.

If the point “B” is in the Northern hemisphere.

$$\tan(0.5(Y - X)) = \frac{\cot(0.5 C) \sin(0.5 (L_b - L_a))}{\cos(0.5 (L_b + L_a))}$$

$$\tan(0.5 (Y + X)) = \frac{\cot(0.5 C) \cos(0.5 (L_b - L_a))}{\sin(0.5 (L_b + L_a))}$$

If the point “B” is in the Southern hemisphere.

$$\tan(0.5(Y - X)) = \frac{\cot(0.5 C) \sin(0.5 (|L_b| - |L_a|))}{\cos(0.5 (|L_b| + |L_a|))}$$

$$\tan(0.5 (Y + X)) = \frac{\cot(0.5 C) \cos(0.5 (|L_b| - |L_a|))}{\sin(0.5 (|L_b| + |L_a|))}$$

Where.

L_a : North latitude of the point "A" (radians)

L_b : North latitude of the point "B" (radians)

C : Polar angle (radians)

3. We calculate the Azimuth angle. We also have two cases.

If the point “B” is in the Northern Hemisphere.

Subsatellite point	Ground station	Position	Azimuth ($^{\circ}$)
A	B	A to the west of B	$360^{\circ} - Y$
B	A	A to the west of B	X
A	B	A to the east of B	Y
B	A	A to the east of B	$360 - X$

Table (3a). Azimuth angle.

If both points are in the Southern hemisphere.

Subsatellite point	Ground station	Position	Azimuth ($^{\circ}$)
A	B	A to the west of B	$180 + Y$
B	A	A to the west of B	$180 - X$
A	B	A to the east of B	$180 - Y$
B	A	A to the east of B	$180 + X$

Table (3b). Azimuth angle.

Where.

X : Angle in the vertex of point "A" (degrees)

Y : Angle in the vertex of point "B" (degrees)

Satellite communications.

Our supreme intention is to send and receive information through the satellite using electromagnetic waves. Knowing the quality of the link, we can determine whether it's possible establish the communication.

For determine the quality of the links in a satellite communications system, it's necessary to perform a calculus of powers. This calculus of powers is called link budget.

The link budget is a process that consists of two steps.

1. Calculate the power of signal available at the receiver input.

The calculus depends on whether the link is an uplink or a downlink. We can work with the noise power spectral density or with the noise power.

$$\frac{\text{Carrier power}}{\text{Noise power spectral density}} \equiv \frac{C}{N_0}$$

$$\frac{\text{Carrier power}}{\text{Noise power}} \equiv \frac{C}{N}$$

- Uplink.

$$\frac{C}{N_0} = PIRE_{GS} + \text{Merit factor}_{Sat} - L_{prop} - 10 \log(K) - \sum \text{Additional losses [dB Hz]}$$

$$\frac{C}{N} = PIRE_{GS} + \text{Merit factor}_{Sat} - L_{prop} - 10 \log(K B) - \sum \text{Additional losses [dB]}$$

Where.

GS: Ground Station

PIRE_{GS}: Transmission power_{GS} + Gain of the transmission antenna_{GS} [dB]

Merit factor_{Sat}: $\left(\frac{\text{Gain of the antenna}_{RX}}{\text{Noise temperature of the receiver}} \right)_{Sat} \left[\frac{dB}{\text{Kelvin degrees}} \right]$

L_{prop}: Losses of propagation in the link [dB]

K: Boltzmann constant = $1.3806504 \times 10^{-23} \left[\frac{\text{Joules}}{\text{Kelvin degrees}} \right]$

B: Bandwidth of the channel [Hz]

- Downlink.

$$\frac{C}{N_0} = PIRE_{Sat} + \text{Merit factor}_{GS} - L_{prop} - 10 \log(K) - \sum \text{Additional losses [dB Hz]}$$

$$\frac{C}{N} = PIRE_{Sat} + \text{Merit factor}_{GS} - L_{prop} - 10 \log(K B) - \sum \text{Additional losses [dB]}$$

2. Quality of the link.

The quality of the link will depend on the type of system used (analog or digital).

If the system is analog, it's enough with the previous parameters $\left(\frac{c}{N_0}, \frac{c}{N}\right)$.

However, if the system is digital, what more information gives about the quality of the link is the Bit Error Rate (BER). We will see how to calculate the Bit Error Rate (BER).

The first step is to calculate the parameter $\frac{\text{Energy per bit}}{\text{Noise power spectral density}}$.

$$\frac{\text{Energy per bit}}{\text{Noise power spectral density}} \equiv \frac{e_b}{n_0} = \frac{c}{n_0} \frac{1}{R_b}$$

Where.

$$\frac{c}{n_0}: \frac{\text{Carrier power}}{\text{Noise power spectral density}} \text{ (in natural units)}$$

R_b : Bit rate (bps)

If the link is “double”, if we have an uplink and a downlink, we can calculate the total quality of the link as follows. Provided that the noise is distributed evenly throughout the bandwidth.

$$\left(\frac{c}{n_0}\right)_{\text{Total}}^{-1} = \left(\frac{c}{n_0}\right)_{\text{Uplink}}^{-1} + \left(\frac{c}{n_0}\right)_{\text{Downlink}}^{-1}$$

Regardless of the distribution of the noise, the following applies.

$$\left(\frac{c}{n}\right)_{\text{Total}}^{-1} = \left(\frac{c}{n}\right)_{\text{Uplink}}^{-1} + \left(\frac{c}{n}\right)_{\text{Downlink}}^{-1}$$

Once the parameter $\left(\frac{e_b}{n_0}\right)$ has been obtained, we can calculate the Bit Error Rate (BER). Depending on the modulation, the calculus of the BER varies.

BPSK and QPSK modulations.

$$BER \approx Q\left(\sqrt{2 \frac{e_b}{n_0}}\right)$$

M-PSK modulations. Using Gray code.

$$BER \approx \frac{2}{k} Q\left(\sqrt{2 \frac{e_b}{n_0} k \sin\left(\frac{\pi}{M}\right)}\right)$$

Rectangular M-QAM modulations. Using Gray code.

$$BER \approx \frac{4}{k} \left(1 - \frac{1}{\sqrt{M}}\right) Q\left(\sqrt{\frac{3 k}{M-1} \frac{e_b}{n_0}}\right) \text{ if } k \text{ is even}$$

$$BER \approx \frac{4}{k} Q\left(\sqrt{\left(\frac{3 k}{M-1} \frac{e_b}{n_0}\right)}\right) \text{ if } k \text{ is odd}$$

Where.

$$Q(x): Q\text{-function} = \frac{1}{\sqrt{2\pi}} \int_x^\infty \exp\left(\frac{-t^2}{2}\right) dt$$

$$\frac{e_b}{n_0}: \frac{\text{Energy per bit}}{\text{Noise power spectral density}}$$

$$k: \text{Bits per symbol} = \log_2 M$$

At this point, we can intuit that the satellite communications systems are complex. We need programs that allow to design and simulate orbits and coverages in a satellite communications system, programs like ours.

We are going to see how we have implemented the program.

We have used the Java programming language for develop the program. Nevertheless, we have considered others alternatives like Matlab or “C” for the development of the program. Java is the best option from our point of view, that’s why we use it.

We have used the library “Java3D” for the graphic representation of the 3D scenario. It’s an old library, but it’s useful for our purposes.

Once the program has been developed, we have made different tests for check its working. On the one hand, it has checked the working of every Java class, using small test programs. On the other hand, it has made a series of tests for check the program as a whole.

As the tests of every Java class are very numerous and don’t contribute a critical information (we only have to know that the Java classes work correctly), we will focus on the tests that check the program. The program has two basic functionalities, calculate the link budget and calculate the orbit of the satellites. Therefore, the tests that check the program have been focused in these basic functionalities.

Finally, we can say that the necessity of programs that allow to design and simulate orbits and coverages in a satellite communications system, has motivated the development of our program. In addition to these functionalities, our program has extra functionalities like, for example, the establishment of routes (the program calculates the link budget at the points of the route).

All can be improved, our program too. A pair of interesting improvements would be, the optimization of the number of satellites (calculate the minimum of satellites for obtain a determinate coverage) and adapt the program to be able to work with others planets or natural satellites (like the Moon).

Bibliografía.

- [1] SP-4012 NASA HISTORICAL DATA BOOK: VOLUME III PROGRAMS AND PROJECTS 1969-1978
<http://history.nasa.gov/SP-4012/vol3/table4.141.htm> [Consulta 09-06-2015]
- [2] INTELSAT. Bandwidth boost
http://www.intelsatgeneral.com/sites/default/files/Digital%20Battlespace_Satcom%20bandwidth_July%202012.pdf [Consulta 09-06-2015]
- [3] Víctor P. Gil Jiménez. Apuntes de la asignatura “Sistemas de Telecomunicación”. Grado en Tecnologías de Telecomunicación, curso 2013/2014. Escuela Politécnica Superior UC3M.
- [4] Agencia Espacial Europea. What is GALILEO?
http://www.esa.int/Our_Activities/Navigation/The_future_-_Galileo/What_is_Galileo [Consulta 09-06-2015]
- [5] HISPASAT. HISPASAT AG-1
<http://www.hispasat.com/es/flota-de-satelites/futuros-satelites/hispasat-ag1> [Consulta 09-06-2015]
- [6] STK Systems Tool Kit
<http://www.agi.com/products/stk/> [Consulta 09-06-2015]
- [7] General Mission Analysis Tool
<http://gmtcentral.org/display/GW/GMAT+Wiki+Home> [Consulta 09-06-2015]
- [8] Satellite constellation Visualizer
<http://savi.sourceforge.net/> [Consulta 09-06-2015]
- [9] Física (5ª Edición). Jerry D.Wilson, Anthony J.Buffa. Páginas 243, 244, 245.
- [10] Satellite communications. T.Pratt and C.W. Bostian. 1986.
- [11] Fernando D. Quesada Pereira. Apuntes de la asignatura “Comunicaciones Espaciales”. Universidad Politécnica de Cartagena. 2010.
- [12] Miguel Calvo Ramón, Ramón Martínez Rodríguez-Osorio. Apuntes de la asignatura “Comunicaciones por satélite”. Universidad Politécnica de Madrid. Curso 2008-2009.
- [13] Satellite Communication Systems Design. Sebastiano Tírró. 1993.
- [14] Unión Internacional de Telecomunicaciones. UIT-R P.618-11.
- [15] Unión Internacional de Telecomunicaciones. UIT-R P.839-4.
- [16] Víctor P. Gil Jiménez. Problemas de la asignatura “Sistemas de Telecomunicación”. Grado en Tecnologías de Telecomunicación, curso 2013/2014. Escuela Politécnica Superior UC3M.
- [17] Miguel Calvo Ramón, Ramón Martínez Rodríguez-Osorio. Apuntes de la asignatura “Comunicaciones por satélite”. Universidad Politécnica de Madrid. Curso 2010-2011.

- [18] Lenguaje de programación C.
http://es.wikipedia.org/wiki/C_%28lenguaje_de_programaci%C3%B3n%29 [Consulta 09-06-2015]
- [19] Herramienta de software matemático Matlab.
<http://es.wikipedia.org/wiki/MATLAB> [Consulta 09-06-2015]
<http://es.mathworks.com/products/matlab/index.html> [Consulta 09-06-2015]
- [20] Lenguaje de programación Java.
http://en.wikipedia.org/wiki/Java_%28programming_language%29 [Consulta 09-06-2015]
- [21] ITU Unión Internacional de Telecomunicaciones.
<http://www.itu.int/es/about/Pages/overview.aspx> [Consulta 09-06-2015]
- [22] ITU-R
<http://www.itu.int/pub/R-REC/es> [Consulta 09-06-2015]
- [23] ITU-R. Departamento SSD.
<http://www.itu.int/ITU-R/go/space/es> [Consulta 09-06-2015]
- [24] ITU. Orbit/Spectrum International Regulatory Framework 2012. Páginas 5, 15, 17.
<http://www.itu.int/en/ITU-R/space/Presentations/R12-WRS12-SP-0012!!PDF-E.pdf>
[Consulta 09-06-2015]
- [25] Comisión Europea. GALILEO Project. Página 6.
http://ec.europa.eu/dgs/energy_transport/galileo/doc/galilei_brochure.pdf [Consulta 09-06-2015]
- [26] European GNSS Service Centre. Información de la constelación GALILEO.
<http://www.gsc-europa.eu/system-status/Constellation-Information> [Consulta 09-06-2015]
- [27] Comisión europea. Galileo 2014.
http://europa.eu/rapid/press-release_MEMO-14-509_en.htm [Consulta 09-06-2015]
- [28] Unión europea. Galileo, informe 1999.
http://europa.eu/legislation_summaries/internal_market/single_market_for_goods/motor_vehicles/interactions_industry_policies/l24205_es.htm [Consulta 09-06-2015]
- [29] Agencia Espacial Europea, ESA.
- [30] Segunda ley de Kepler.
"Kepler2". Licensed under CC BY-SA 2.0 at via Wikimedia Commons –
<http://commons.wikimedia.org/wiki/File:Kepler2.gif#/media/File:Kepler2.gif> [Consulta 09-06-2015]
- [31] Trigonometría esférica.
"Spherical trigonometry basic triangle" by Peter Mercator - Own work. Licensed under CC BY-SA 3.0 via Wikimedia Commons - http://commons.wikimedia.org/wiki/File:Spherical_trigonometry_basic_triangle.svg#/media/File:Spherical_trigonometry_basic_triangle.svg [Consulta 09-06-2015]
- [32] Altura de las diferentes órbitas.
<http://personal.ee.surrey.ac.uk/Personal/L.Wood/constellations/tables/overview> [Consulta 09-06-2015]

- [33] Técnicas de acceso múltiple.
<http://www.itu.int/osg/spuold/ni/images/codedivision.gif> [Consulta 09-06-2015]
- [34] Cinturones de radiación de Van Allen.
http://www.nature.com/nphys/journal/v3/n9/fig_tab/nphys703_F1.html [Consulta 09-06-2015]
- [35] Roberto Pérez Pérez. Trabajo fin de grado "Sistema gráfico para determinar coberturas en constelaciones LEO". Escuela Politécnica Superior UC3M.

Bibliografía de las imágenes utilizadas en la herramienta.

Ventana principal.

Parámetros orbitales: <http://www.jpl.nasa.gov/spaceimages/details.php?id=PIA16606> [Consulta 09-06-2015]

Balance de enlace: [3]

Escenario 2D.

Satélites y estaciones terrenas: [3]

Mapa de la Tierra: "Equirectangular projection SW" by Strebe - Own work.Licensed under CC BY-SA 3.0 via Wikimedia Commons -

http://commons.wikimedia.org/wiki/File:Equirectangular_projection_SW.jpg#/media/File:Equirectangular_projection_SW.jpg [Consulta 09-06-2015]

Escenario 3D.

Panel solar del satélite: "Earth horizon and International Space Station solar panel array (Expedition 17 crew, August 2008)"by NASA - <http://spaceflight.nasa.gov/gallery/images/station/crew-17/html/iss017e012652.html> (direct link).Licensed under Public Domain via Wikimedia Commons - [http://commons.wikimedia.org/wiki/File:Earth_horizon_and_International_Space_Station_solar_panel_array_\(Expedition_17_crew,_August_2008\).jpg#/media/File:Earth_horizon_and_International_Space_Station_solar_panel_array_\(Expedition_17_crew,_August_2008\).jpg](http://commons.wikimedia.org/wiki/File:Earth_horizon_and_International_Space_Station_solar_panel_array_(Expedition_17_crew,_August_2008).jpg#/media/File:Earth_horizon_and_International_Space_Station_solar_panel_array_(Expedition_17_crew,_August_2008).jpg) [Consulta 09-06-2015]

Mapa de la Tierra: galería de imágenes de la NASA.

<http://www.nasa.gov/multimedia/imagegallery/index.html> [Consulta 09-06-2015]