

UNIVERSIDAD AUTONOMA DE NUEVO LEON
FACULTAD DE INGENIERIA MECANICA
Y ELECTRICA



DETERMINACION DE LA ORBITA DE UN
SATELITE DE COMUNICACIONES
GEOESTACIONARIO PARA BRINDAR SERVICIOS
A MEXICO Y ESPAÑA

TESINA
QUE PARA OBTENER EL TITULO DE
ING. EN ELECTRONICA Y COMUNICACIONES

PRESENTA
NANCY ELIZABETH TORRES MARTINEZ

ASESOR: ING. FERNANDO ESTRADA SALAZAR

CD. UNIVERSITARIA

DICIEMBRE DE 1998

T

TK510

T6

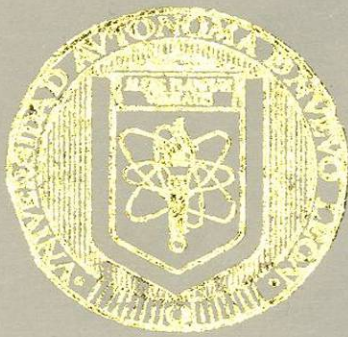
1998

c.1



1080096851

UNIVERSIDAD AUTONOMA DE NUEVO LEON
FACULTAD DE INGENIERIA MECANICA
Y ELECTRICA



DETERMINACION DE LA ORBITA DE UN
SATELITE DE COMUNICACIONES
GEOESTACIONARIO PARA BRINDAR SERVICIOS
A MEXICO Y ESPAÑA

TESINA
QUE PARA OBTENER EL TITULO DE
ING. EN ELECTRONICA Y COMUNICACIONES

PRESENTA
NANCY ELIZABETH TORRES MARTINEZ

ASESOR: ING. FERNANDO ESTRADA SALAZAR

CD. UNIVERSITARIA

DICIEMBRE DE 1998

T
TK5104
TG
1998





Universidad Autónoma de Nuevo León
Facultad de Ingeniería Mecánica y Eléctrica



Presenta :
Nancy Elizabeth Torres Martínez

Que para Obtener el Título de:
Ingeniero en Electrónica y Comunicaciones

Cd. Universitaria, Diciembre de 1998



Universidad Autónoma de Nuevo León
Facultad de Ingeniería Mecánica y Eléctrica



**DETERMINACION DE LA ORBITA DE UN SATELITE
DE COMUNICACIONES GEOESTACIONARIO PARA
BRINDAR SERVICIOS A MEXICO Y ESPAÑA.**

Cd. Universitaria, Diciembre de 1998

Agradecimientos.

A Dios, por darme la familia que tengo y por la gran fuerza que me diste para salir adelante , sobre todo en los momentos mas dificiles de esta carrera.

A mis Padres, por darme lo mas hermoso, que es la vida y por indicarme el camino correcto que debia de seguir en cuanto a mis estudios ya que sin su esfuerzo y sacrificio no hubiera podido conseguir terminar esta carrera, por todo eso y mas gracias.

A mis hermanos Lety, Chuy y Jorge, Por quererme tanto y por haber compartido conmigo todos esos momentos gratos de mi vida y por el ejemplo que me estan dando al salir adelante.

A mi esposo Félix, por haber compartido una parte de mi carrera, por apoyarme en mis estudios y en la elaboración de esta tesina.
Te doy gracias por estar conmigo en esta nueva etapa de mi vida, por quererme tanto y hacerme feliz.

A mis suegros, por el apoyo que nos han dado en estos dias y por el recibimiento que me dieron .



A Martha, Angelica y Lalo, por darme la oportunidad de compartir una etapa de mi vida con ellos.

A Armando, por su amplia colaboración en la realización de esta tesina.

A todos mis maestros, Por la gran labor que tienen al enseñarnos todos sus conocimientos, por su esfuerzo en su labor magisterial y por lo que he aprendido de ellos.

A los Ing. Fernando Estrada Salazar, Julián Hernández V., Mario Carrizales López, Por darme todo su apoyo y amistad durante todos estos años de mi formación académica.

A mis amigos de la escuela, Angélica, Claudia, Desiree, Adriana C., Maribel, Cecilia, Sandra, Carlos, Eduardo, Martin Samuel, Armando, Dante, David, Jose Luis, Victor, Nancy, Adriana, Dulce, etc., por recibir su apoyo y amistad.

Gracias.



CONTENIDO

INTRODUCCIÓNI

1. DEFINICIONES1

2. ANTECEDENTES2

3. DETERMINACIÓN DE LA ÓRBITA DE UN SATÉLITE DE COMUNICACIONES GEOESTACIONARIO PARA BRINDAR SERVICIO A MÉXICO Y ESPAÑA4

3.1 Cálculo de la altura sobre el nivel del mar y la velocidad de desplazamiento del satélite para poder ser geoestacionario6

 3.1.1 Cálculo de la velocidad del satélite en órbita10

 3.1.2 Cálculo de la altura sobre el nivel del mar, de la órbita del satélite12

3.2 Cálculo de una expresión matemática para cumplir con las condición De una elevación mínima de 5°14

3.3 Optimización de la posición del satélite dentro de la orbita geoestacionaria.....26

BIBLIOGRAFÍA31



INTRODUCCIÓN.

Un avance tecnológico, sostenido y progresivo en todos los ámbitos del conocimiento humano, es una de las principales características de este siglo XX que está por concluir.

Los sistemas de comunicación a larga distancia no fueron la excepción, avanzaron a pasos agigantados, dentro de este avance los satélites de comunicaciones representan una verdadera revolución, pues los problemas de comunicación terrestre fueron superados gracias al desarrollo de la tecnología de comunicación mediante satélites. De este modo, a partir de los años sesenta fue posible la comunicación telefónica, telegráfica y televisa entre regiones separadas por océanos, mares, desiertos, selvas y altas montañas, proporcionando una amplia cobertura no tan solo a las principales ciudades como sucedía con los anteriores sistemas, si no a todos los lugares donde un medio de comunicación rápido y eficaz se necesite, sin importar si se trata de una zona urbana o rural y sin importar si haya millones de usuarios, o tan solo uno.

Esta y muchas otras ventajas actualmente solo las puede brindar el uso y aprovechamiento de la tecnología satelital.

En el nacimiento de esta tecnología intervinieron muchas ramas del conocimiento humano, dentro de ellas, las ciencias exactas jugaron un papel relevante, pues intervinieron desde el lanzamiento, hasta el cálculo de la órbita en la cual sería colocado el satélite para lograr hacer un uso eficiente de el .



1. Definiciones.

Un **satélite artificial**, es una astronave colocada en órbita alrededor de un planeta. En el espacio libre de atmósfera, todo cuerpo tiende a conservar la velocidad, dirección y sentido del movimiento del que este animado. Sin embargo, la proximidad de un astro cercano y la fuerza atractiva de éste tienden a variar la dirección del movimiento.

De las dos fuerzas anteriormente mencionadas, surge una composición que tiende a convertir el movimiento del cuerpo en una parábola o en una circunferencia alrededor del planeta. En este principio se basan los satélites artificiales que, a una determinada altura alcanzan una velocidad tal que, al operar conjuntamente con la atracción del planeta les hacen describir una órbita alrededor de este.

Un **satélite de comunicaciones**, es solamente una repetidora en el rango de las microondas colocada en el espacio. Actualmente, el satélite no puede generar sus propios programas o señales y únicamente retransmiten a la Tierra la señal que reciben.



2. Antecedentes.

En 1945, Arthur C. Clarke, sugirió en una de sus publicaciones la posibilidad de colocar satélites artificiales una órbita tal que al observarlos desde un punto fijo sobre la superficie de la Tierra, pareciese como si no se moviesen. Los satélites no cambiarían aparentemente de posición y esto traería consigo grandes ventajas, pues su operación se simplificaría y el costo de los equipos terrestres necesarios para utilizarlos se reduciría en comparación con el uso de otros que se colocaran en una órbita diferente.

Para poder lograr lo anterior, el satélite debería desplazarse siguiendo una órbita circular en el mismo sentido de rotación de la Tierra, a una gran velocidad para no perder altura, debido a la atracción terrestre y además debería de completar una vuelta cada 24 horas.

Sin embargo, esta idea de Clarke tuvo que esperar algunos años para realizarse, debido a que en esa época aun no se poseía la tecnología adecuada para colocar algún artefacto a unos cientos de kilómetros de altura, mucho menos para colocarlo en órbita geoestacionaria (Alrededor de 36,000 Km. De altura sobre el nivel del mar).

El día 4 de Octubre de 1957, un objeto extraño atravesó velozmente el cielo, enviando señales de saludo por radio hacia el mundo a medida que volaba. Era el satélite artificial Sputnik I, cuyo vuelo tuvo gran resonancia mundial, dando así el inicio de la era espacial, fruto del avance en la tecnología de cohetes bélicos desarrollados durante la segunda guerra mundial.

Los primeros satélites de comunicaciones que se lanzaron al espacio (Incluyendo el Sputnik I), no fueron geoestacionarios, esto, debido a que los cohetes propulsores necesarios para ponerlos en la órbita geoestacionaria no poseían la tecnología adecuada para lograr ese propósito.

Después de varias pruebas con algunos satélites durante los primeros años, al fin se logro colocar en órbita el primer satélite geoestacionario del mundo, llamado Syncom, era el año de 1968, y al fin los sueños de Clarke se habían hecho realidad, 23 años después de haber publicado sus ideas.



Con la llegada de los satélites de comunicación en órbita geoestacionaria, se marca una importante fase en el desarrollo de las comunicaciones, por el hecho de orbitar de manera sincrónica con la Tierra, estos satélites logran una comunicación prácticamente ininterrumpida, abarcando un tramo extenso de longitud y de latitud terrestre, no dejando ni un solo punto o lugar geográfico incomunicado dentro de su zona de cobertura.



**3. Determinación De La Órbita
De Un Satélite De Comunicaciones Geoestacionario
Para Brindar Servicios A México Y España.**



Se pretende colocar un satélite en órbita que pueda proporcionar servicios de comunicación a México y España conjuntamente cumpliendo con los siguientes requisitos:

El satélite debe ser geoestacionario y debe de colocarse dentro de su órbita en una posición de tal manera que pueda ser "visto" por las diferentes estaciones terrenas localizadas en ambos países, con un ángulo de elevación superior a 5° .

Para comprender un poco mejor este problema, lo podemos a su vez dividir en tres partes, las cuales son:

- 1.- Determinar la altura sobre el nivel del mar, así como la velocidad que debe tener el satélite para que este sea geoestacionario.
- 2.- Determinación de una expresión matemática útil para cumplir con la condición de una elevación mínima de 5° .
- 3.- Optimización de la posición del satélite sobre la órbita geoestacionaria para cumplir con el requisito de una elevación mínima de 5° de el plato parabólico de las estaciones terrenas tanto de México como de España para captar la señal del satélite.



**3.1 Cálculo De La Altura Sobre El Nivel Del Mar
Y La Velocidad De Desplazamiento Del Satélite
Para Poder Ser Geoestacionario.**



Para cumplir con la primer condición la cual menciona que el satélite debe ser geostacionario, se procederá a continuación a:

- 1.- Encontrar la velocidad del satélite en órbita.
- 2.- Encontrar la altura sobre el nivel del mar de la órbita del satélite.

Cabe hacer mención de que en el procedimiento que a continuación se describe se hará uso de fórmulas ya preestablecidas, no siendo el objetivo de este ejercicio demostrarlas.

Debemos tomar en cuenta que en astronáutica, un satélite artificial es un artefacto construido por el hombre y lanzado al espacio. Se mueve alrededor de algún planeta bajo el efecto de la fuerza de atracción de masas. En particular la de atracción terrestre, que es contrarrestada por una fuerza equivalente en sentido contrario, que se denomina fuerza centrífuga, que depende de la masa y velocidad del satélite y de la distancia entre éste y el planeta.

Así mismo se deben considerar los requisitos para que el satélite sea en verdad fijo con respecto a un observador estacionario localizado en la superficie de la Tierra y que son:

- a).- La órbita del satélite debe ser circular, situada sobre el plano ecuatorial.
- b).- El satélite debe desplazarse en el mismo sentido de rotación de la Tierra.
- c).- El satélite debe completar una vuelta cada 24 horas.



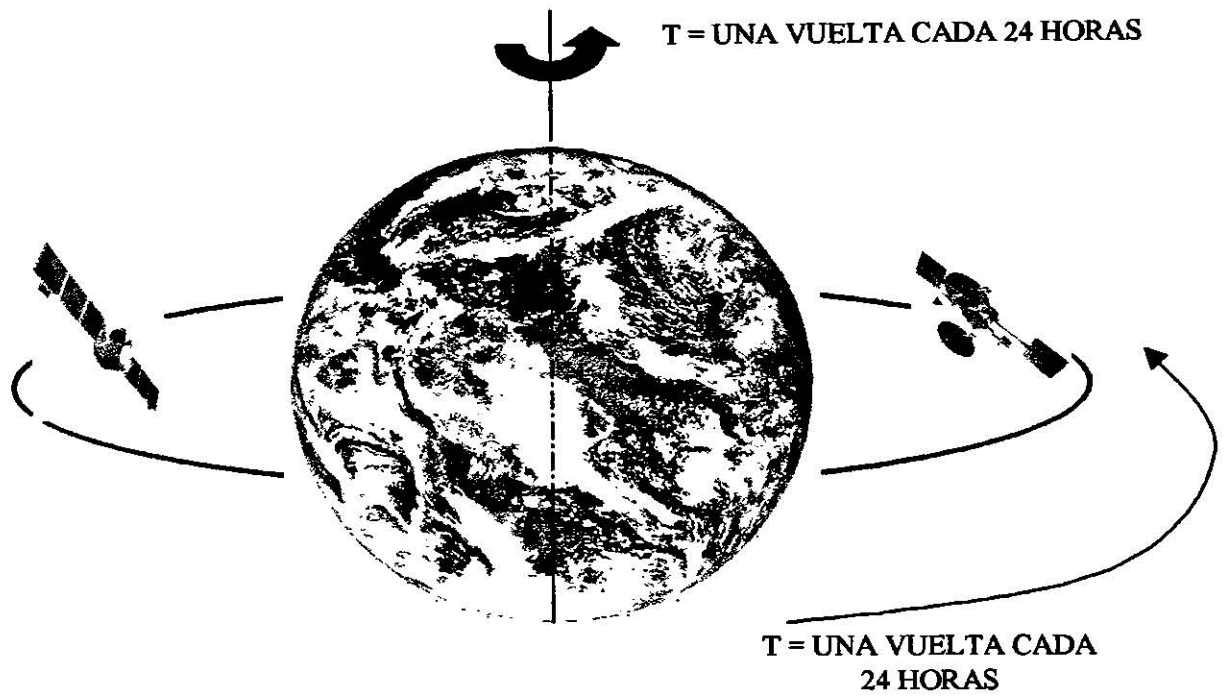


Figura 1 Condiciones para que un satélite sea geoestacionario



T = Tiempo que tarda el satélite en completar una vuelta alrededor de la Tierra
 T = 24 horas.

Fg= Fuerza gravitacional.

$$F_g = \frac{GMm}{r^2}$$

Fc= Fuerza centrífuga.

$$F_c = \frac{mV^2}{r}$$

Donde G es una constante.

$$G = 6.67 \times 10^{-11} \frac{N \cdot m^2}{Kg^2}$$

R = Radio terrestre.

R = 6378.5 Km.

M = Masa de la Tierra 6×10^{24} Kg.

m = Masa del satélite.

r = Distancia de el centro de la Tierra al satélite.

r = R+h.

V = Velocidad de el satélite.

D = Distancia recorrida por el satélite dentro de su órbita.

h= Altura del satélite sobre el nivel del mar.



OPERACIONES.

3.1.1 Cálculo De La Velocidad Del Satélite En Órbita.

$$F_g = F_c$$

Sustituyendo:

$$\frac{GMm}{r^2} = \frac{mV^2}{r}$$

$$GM = \frac{mr^2v^2}{mr}$$

$$GM = rV^2$$

Ecuación 1

$$D = 2\pi r$$

Sustituyendo D:

$$V = \frac{2\pi r}{T}$$

$$r = \frac{VT}{2\pi}$$

Ecuación 2

Sustituyendo la ecuación 2 en la ecuación 1 obtenemos:

$$GM = V^2 \left[\frac{VT}{2\pi} \right]$$

$$GM = \frac{V^3 T}{2\pi}$$

$$V^3 = \frac{2\pi GM}{T}$$

$$V = \sqrt[3]{\frac{2\pi GM}{T}}$$

Velocidad del Satélite en Orbita

Sustituyendo valores obtenemos:

$$V = 3\sqrt{\frac{2\pi\left(6.67 \times 10^{-11} \frac{N \cdot m^2}{Kg^2}\right)(5.977 \times 10^{24} Kg)}{24hrs.}}$$

Tomamos en cuenta que:

$$1Newton = 1 \frac{Kg \cdot m}{s^2}$$

$$24 Hrs. = 86400 \text{ seg.}$$

$$V = 3,072.027308 \text{ mts./seg.}$$



3.1.2 Cálculo De La Altura Sobre El Nivel Del Mar, De La Órbita Del Satélite.

Despejando la ecuación 1 tenemos:

$$GM = V^2 r$$

$$r = \frac{GM}{V^2}$$

Sustituyendo valores:

$$r = \frac{\left(6.67 \times 10^{-11} \frac{N \cdot m^2}{Kg^2}\right) (5.977 \times 10^{24} Kg)}{\left(3072.027308 \frac{m}{s}\right)^2}$$

$$r = 42,243,407.42 \text{ Mts.}$$

$$r = 42,243.4 \text{ Km.}$$

Donde r es la distancia del centro de la Tierra a la órbita del satélite.

$$r = R + h$$

$$h = r - R$$

Altura del satélite sobre el nivel del mar

$$h = 42,243.4 \text{ Km.} - 6,378.5 \text{ Km.}$$

$$h = 35,864.9 \text{ Km.}$$



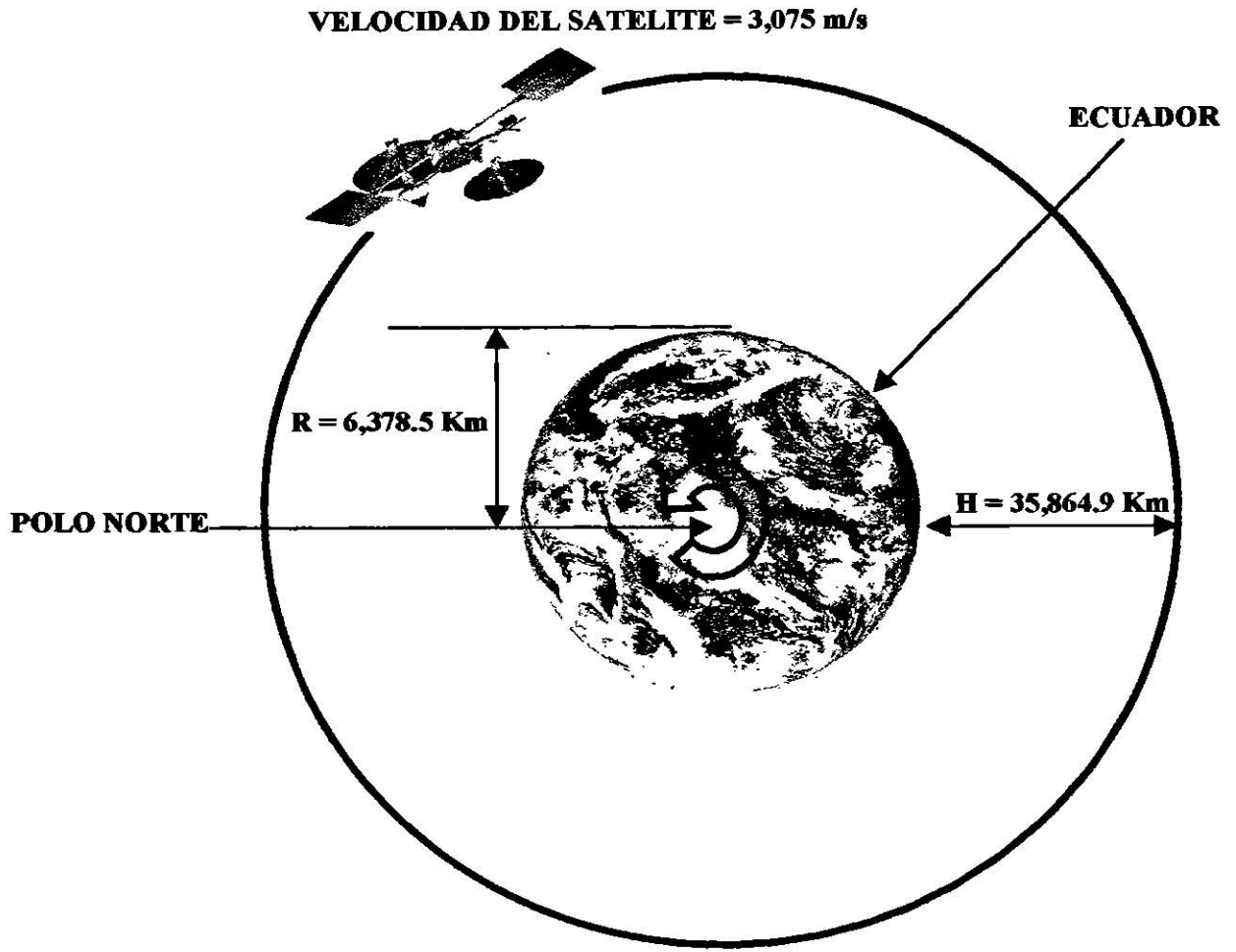


Figura 2 Ilustración de los valores obtenidos



**3.2 Cálculo De Una Expresión Matemática
Para Cumplir Con La Condición
De Una Elevación Mínima De 5°**



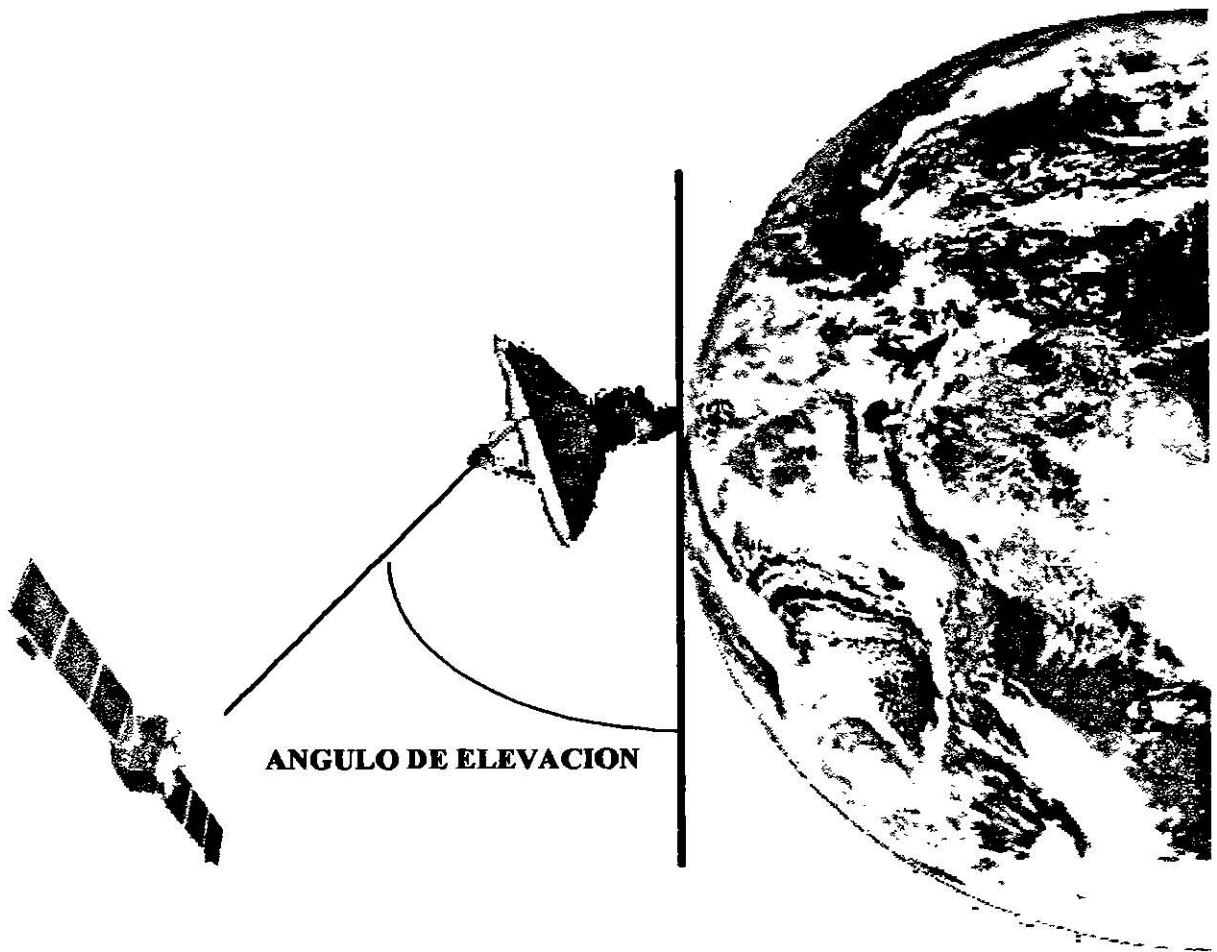


Figura 3 Interpretacion del angulo de elevacion



A continuación se enlistan fórmulas trigonométricas, de donde tomaremos algunas, para resolver este inciso:

Principales Fórmulas E Identidades Trigonométricas.

$$\text{Sen}^2(u) + \text{Cos}^2(u) = 1$$

$$\text{tg}(u) = \frac{\text{Sen}(u)}{\text{Cos}(u)}$$

$$\text{Cot}(u) = \frac{\text{Cos}(u)}{\text{Sen}(u)}$$

$$\text{Sen}(a+b) = \text{Sen}(a) \text{Cos}(b) + \text{Sen}(b) \text{Cos}(a)$$

$$\text{Sen}(a-b) = \text{Sen}(a) \text{Cos}(b) - \text{Sen}(b) \text{Cos}(a)$$

$$\text{Cos}(a+b) = \text{Cos}(a) \text{Cos}(b) - \text{Sen}(b) \text{Sen}(a)$$

$$\text{Cos}(a-b) = \text{Cos}(a) \text{Cos}(b) + \text{Sen}(b) \text{Sen}(a)$$

$$\text{Cos}(-u) = \text{Cos}(u)$$

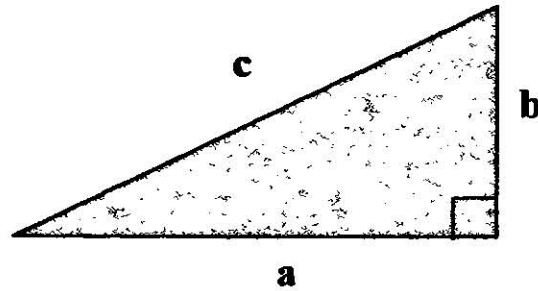
$$\text{Sen}(-u) = -\text{Sen}(u)$$

$$\text{Sen}(90^\circ + u) = \text{Cos } u$$

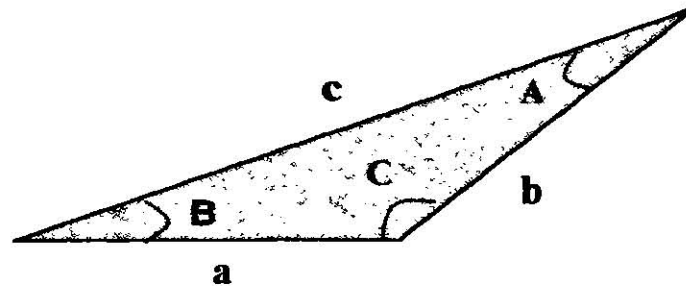
$$\text{Sen}(90^\circ - u) = \text{Cos}(-u) = \text{Cos}(u)$$



Relaciones Entre Elementos De Un Triángulo.



$$C^2 = a^2 + b^2$$



$$\frac{a}{\text{Sen}A} = \frac{b}{\text{Sen}B} = \frac{c}{\text{Sen}C}$$

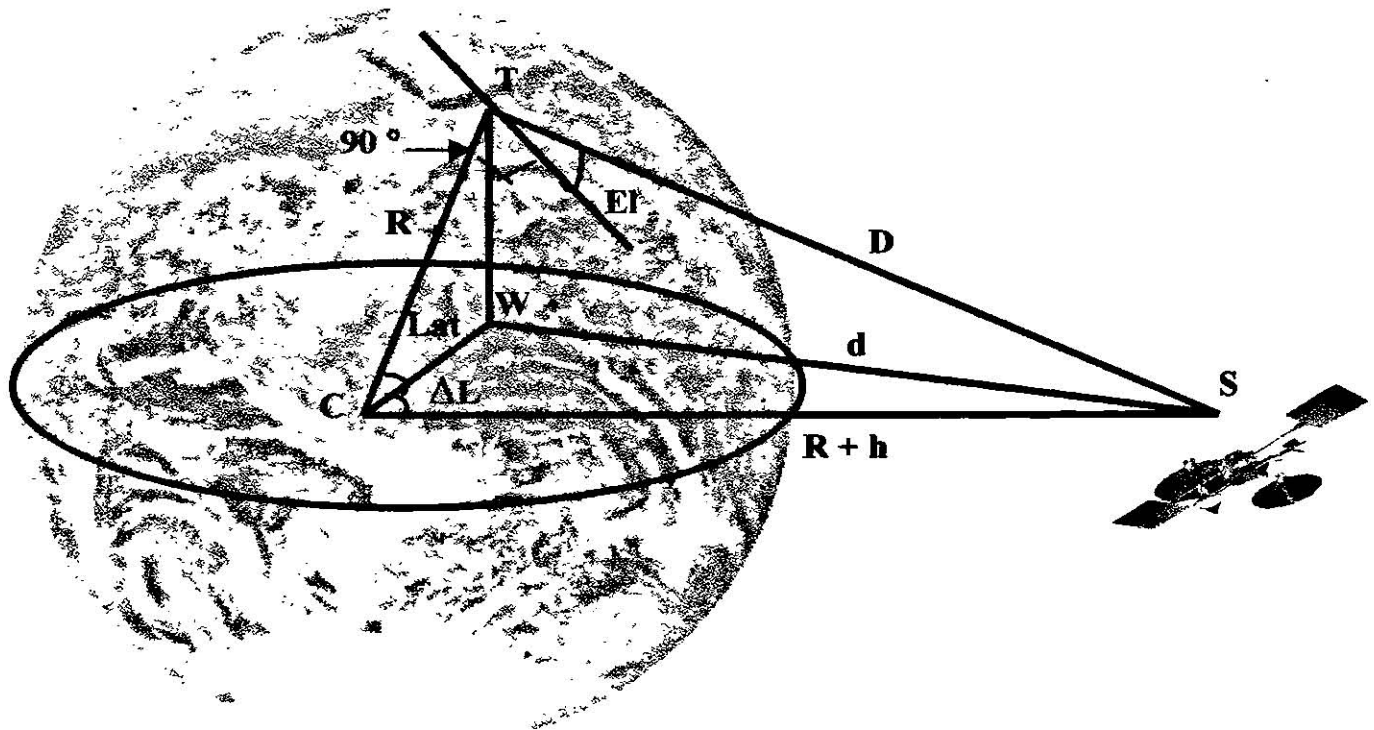
$$a^2 = B^2 + C^2 - 2 bc \text{ Cos}A$$

$$b^2 = a^2 + c^2 - 2 ac \text{ Cos}B$$

$$c^2 = a^2 + b^2 - 2 ab \text{ Cos}C$$



Cálculo de una expresión matemática para cumplir con la condición de una elevación mínima de 5°



Donde :

C = Centro de la tierra

T = Estación Terrena

S = Satélite

ΔL = Diferencia de longitud existente entre el satélite y la estación terrena

Lat = Latitud de la estación terrena

R = Radio de la tierra

R = 6378 Km.

h = Altura del satélite sobre el nivel del mar

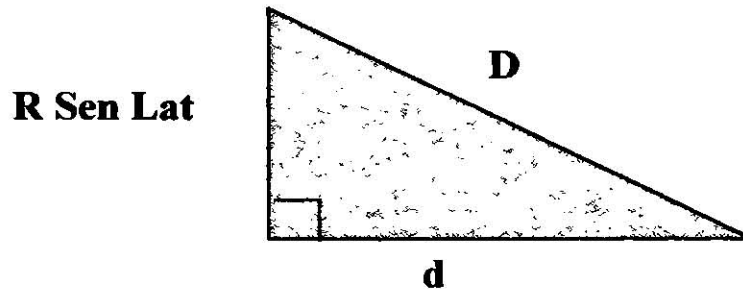
h = 35890 Km.

D = Distancia de la estación terrena al satélite

EI = Angulo de elevación

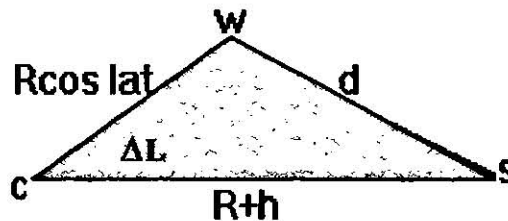


Triangulo De WTS



Utilizando el teorema de pitágoras:

$$1) D^2 = (R \text{ Sen Lat})^2 + d^2$$



Utilizando la ley de los cosenos:

$$2) d^2 = (R+h)^2 + (R \text{ Cos Lat})^2 - 2 (R+h) (R \text{ Cos Lat}) \text{ Cos } \Delta L$$

Ahora sustituyendo una fórmula en otra:

$$D^2 = (R \text{ Sen Lat})^2 + (R+h)^2 + (R \text{ Cos Lat})^2 - 2 (R+h) (R \text{ Cos Lat}) \text{ Cos } \Delta L$$

$$D^2 = R^2 \text{ Sen}^2 \text{ Lat} + (R+h)^2 + R^2 \text{ Cos}^2 \text{ Lat} - 2 (R+h) (R \text{ Cos Lat}) \text{ Cos } \Delta L$$

$$D^2 = R^2 (\text{Sen}^2 \text{ Lat} + \text{Cos}^2 \text{ Lat}) + (R+h)^2 - 2 (R+h) (R \text{ Cos Lat}) \text{ Cos } \Delta L$$



Si tomamos en cuenta la identidad trigonométrica.

$$\text{Sen}^2 u + \text{Cos}^2 u = 1$$

Obtenemos que:

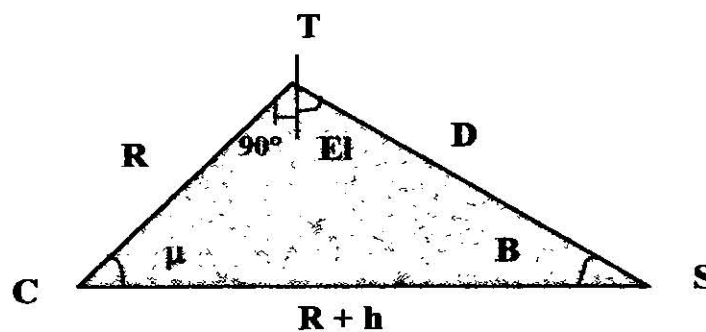
$$\text{Sen}^2 \text{Lat} + \text{Cos}^2 \text{Lat} = 1$$

Por lo tanto:

$$D^2 = R^2 + (R+h)^2 - 2(R+h)(R \text{ Cos Lat}) \text{Cos } \Delta L$$

$$3) D^2 = R^2 + (R+h)^2 - 2R(R+h) \text{Cos Lat} \text{Cos } \Delta L$$

Triangulo CTS



Aplicando la ley de los cosenos:

$$4) D^2 = R^2 + (R+h)^2 - 2R(R+h) \text{Cos } \mu$$



Utilizando las ecuaciones 3 y 4:

$$R^2 + (R+h)^2 - 2R(R+h) \cos \text{Lat} \cos \Delta L = R^2 + (R+h)^2 - 2R(R+h) \cos \mu$$

$$-2R(R+h) \cos \text{Lat} \cos \Delta L = \cancel{R^2 + (R+h)^2} - 2R(R+h) \cos \mu - \cancel{R^2 + (R+h)^2}$$

$$-2R(R+h) \cos \text{Lat} \cos \Delta L = -2R(R+h) \cos \mu$$

$$\cos \mu = \frac{-2R(R+h) \cos \text{Lat} \cos \Delta L}{-2R(R+h)}$$

$$5) \cos \mu = \cos \text{Lat} \cos \Delta L$$

Ahora utilizando la ley de los senos:

$$\frac{D}{\sin \mu} = \frac{R+h}{\sin(90^\circ + El)} = \frac{R}{\sin B}$$

$$B = 180^\circ - \mu - (90^\circ + El)$$

$$B = 90^\circ - \mu - El$$

$$B = 90^\circ - (\mu + El)$$

$$\frac{R+h}{\sin(90^\circ + El)} = \frac{R}{\sin[90^\circ - (\mu + El)]}$$

$$\frac{R+h}{\sin(90^\circ + El)} = \frac{R}{\cos[-(\mu + El)]}$$

Se toma en cuenta que $\cos(-u) = \cos(u)$

$$\frac{R+h}{\cos(El)} = \frac{R}{\cos(\mu + El)}$$

$$\frac{R}{R+h} (\cos El) = \cos(\mu + El)$$



Si $\cos(a+b) = \cos a \cos b - \sin a \sin b$

$$\frac{R}{R+h}(\cos El) = \cos \mu \cos El - \sin \mu \sin El$$

$$\sin \mu \sin El = \cos \mu \cos El - \frac{R}{R+h} \cos El$$

$$\sin \mu \sin El = \cos El \left[\cos \mu - \frac{R}{R+h} \right]$$

$$\frac{\sin El}{\cos El} = \frac{\cos \mu - \frac{R}{R+h}}{\sin \mu}$$

Aplicando $\operatorname{tg}(u) = \frac{\sin(u)}{\cos(u)}$ tenemos que:

$$\operatorname{tg} El = \frac{\cos \mu - \frac{R}{R+h}}{\sin \mu}$$



Tabulación de $tg El = \frac{Cos\mu - \frac{R}{R+h}}{Sen\mu}$ para distintos valores de μ y

R=6,378.5Km
h=35,864.9 Km

μ (Grados)	tg El	μ (Grados)	tg El	μ (Grados)	tg El
0	∞	29	1.49259	58	0.44682
1	48.63820	30	1.43006	59	0.42470
2	24.30971	31	1.37110	60	0.40299
3	16.19604	32	1.31539	61	0.38166
4	12.13607	33	1.26262	62	0.36069
5	9.69759	34	1.21253	63	0.34006
6	8.06983	35	1.16489	64	0.31973
7	6.90536	36	1.11949	65	0.29970
8	6.03043	37	1.07614	66	0.277994
9	5.34852	38	1.03468	67	0.26044
10	4.80174	39	0.99496	68	0.24117
11	4.35321	40	0.95684	69	0.22212
12	3.97838	41	0.92021	70	0.20328
13	3.66024	42	0.88495	71	0.18463
14	3.38663	43	0.85096	72	0.16615
15	3.14865	44	0.81816	73	0.14783
16	2.93961	45	0.78646	74	0.12966
17	2.75440	46	0.75578	75	0.11162
18	2.58905	47	0.72605	76	0.09311
19	2.44042	48	0.69722	77	0.07590
20	2.30600	49	0.66921	78	0.05818
21	2.18375	50	0.64199	79	0.04056
22	2.07201	51	0.91549	80	0.02300
23	1.96941	52	0.58967	81	0.00550
24	1.87480	53	0.56448	82	-0.01193
25	1.78722	54	0.53990		
26	1.70586	55	0.51587		
27	1.63001	56	0.49237		
28	1.55910	57	0.46936		



Con las gráficas anteriores se puede localizar rápidamente el valor de μ correspondiente para cada valor de tg (El).

Mediante este método podemos encontrar ΔL_{max} para cualquier ángulo mínimo de elevación requerido, no necesariamente el de 5° .

Cálculo De El Valor De μ Para Un Ángulo De Elevación Mínimo De 5°

$$\text{tg El} = \frac{\text{Cos}\mu - \frac{R}{R+h}}{\text{Sen}\mu}$$

$$\text{tg}(5^\circ) \leq \frac{\text{Cos}\mu - \frac{6378.5\text{Km}}{(6378.5\text{Km} + 35864.9\text{Km})}}{\text{Sen}\mu}$$

$$0.08748 \leq \frac{\text{Cos}\mu - 0.150994}{\text{Sen}\mu}$$

μ (Grados)	Tg El
76.1	0.09192
76.2	0.09014
76.3	0.08835
76.31	0.08817
76.32	0.08800
76.33	0.08782
76.34	0.08764
76.345	0.08755
76.347	0.08752
76.349	0.08748
76.350	0.08746



Por lo tanto el rango de valores que μ puede tomar definidos por:

$$0 \leq \mu \leq 76.349^\circ$$

Donde 76.349° es el valor máximo que puede tomar μ para que el ángulo de elevación no sea inferior a 5° .

Tomando en cuenta la fórmula número 5:

$$\cos \mu = \cos \Delta L \cos \text{Lat}$$

$$\frac{\cos \mu}{\cos \text{Lat}} = \cos \Delta L$$

$$\Delta l = \text{ArcCos} \left[\frac{\cos \mu}{\cos \text{Lat}} \right]$$

Para 5° de elevación:

$$\Delta l = \text{ArcCos} \left[\frac{\cos(76.349^\circ)}{\cos \text{Lat}} \right]$$

$$\Delta l = \text{ArcCos} \left(\frac{0.236}{\cos \text{Lat}} \right)$$



**3.3 Optimización De La Posición Del Satélite
Dentro De La Órbita Geoestacionaria**



Optimización De La Posición Del Satélite

En este punto se va a encontrar una posición orbital en la cual el satélite pueda ser instalado de tal forma que las estaciones terrenas de México y España puedan captarlo orientando sus platos parabólicos con un ángulo de elevación mayor ó igual a 5°.

México.

En México se tomarán en cuenta las coordenadas geográficas de su zona más occidental y más al norte del ecuador.

La zona en cuestión corresponde a lo que es la ciudad de Tijuana, Baja California Norte.

Latitud	Longitud
32.328° Norte	116.769° Oeste
32° 19' 40"	116° 47' 8"

$$\Delta L = \text{ArcCos}\left(\frac{0.236}{\text{CosLat}}\right)$$

$$\Delta L = \text{ArcCos}\left(\frac{0.236}{\text{Cos}(32.328^\circ)}\right)$$

$$\Delta L = 73.782^\circ$$

$$\text{Limite} = \text{Longitud} + \Delta L$$

$$\begin{aligned} \text{Limite 1 (Oeste)} &= 116.769^\circ + 73.782^\circ \\ &= 190.551^\circ \\ &= 190^\circ 33' 33'' \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} \text{Limite 2 (Este)} &= 116.769^\circ - 73.782^\circ \\ &= 42.987^\circ \\ &= 42^\circ 59' 13'' \end{aligned}$$



España.

En España se tomaran en cuenta las coordenadas de su zona más oriental y más al norte del ecuador.

Latitud	Longitud
42.454° Norte	3.212° Este
42° 27' 14"	3° 12' 43"

$$\Delta L = \text{ArcCos} \frac{0.236}{\text{CosLat}}$$

$$\Delta L = \text{ArcCos} \frac{0.236}{\text{Cos}42.454^\circ}$$

$$\Delta L = 71.2042^\circ$$

$$\begin{aligned} \text{Limite 1 (Oeste)} &= 3.312^\circ - 71.345^\circ \\ &= 68.133^\circ \\ &= 68^\circ 7' 58'' \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} \text{Limite 2 (Este)} &= 3.212^\circ + 71.345^\circ \\ &= 74.557^\circ \\ &= 74^\circ 33' 25'' \end{aligned}$$



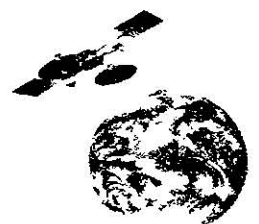
De lo anterior, obtenemos como resultado que el satélite deberá ser colocado en el rango comprendido entre **42° 59' 13"** a **68° 7' 58"** de **longitud Oeste** para cumplir con las condiciones exigidas.

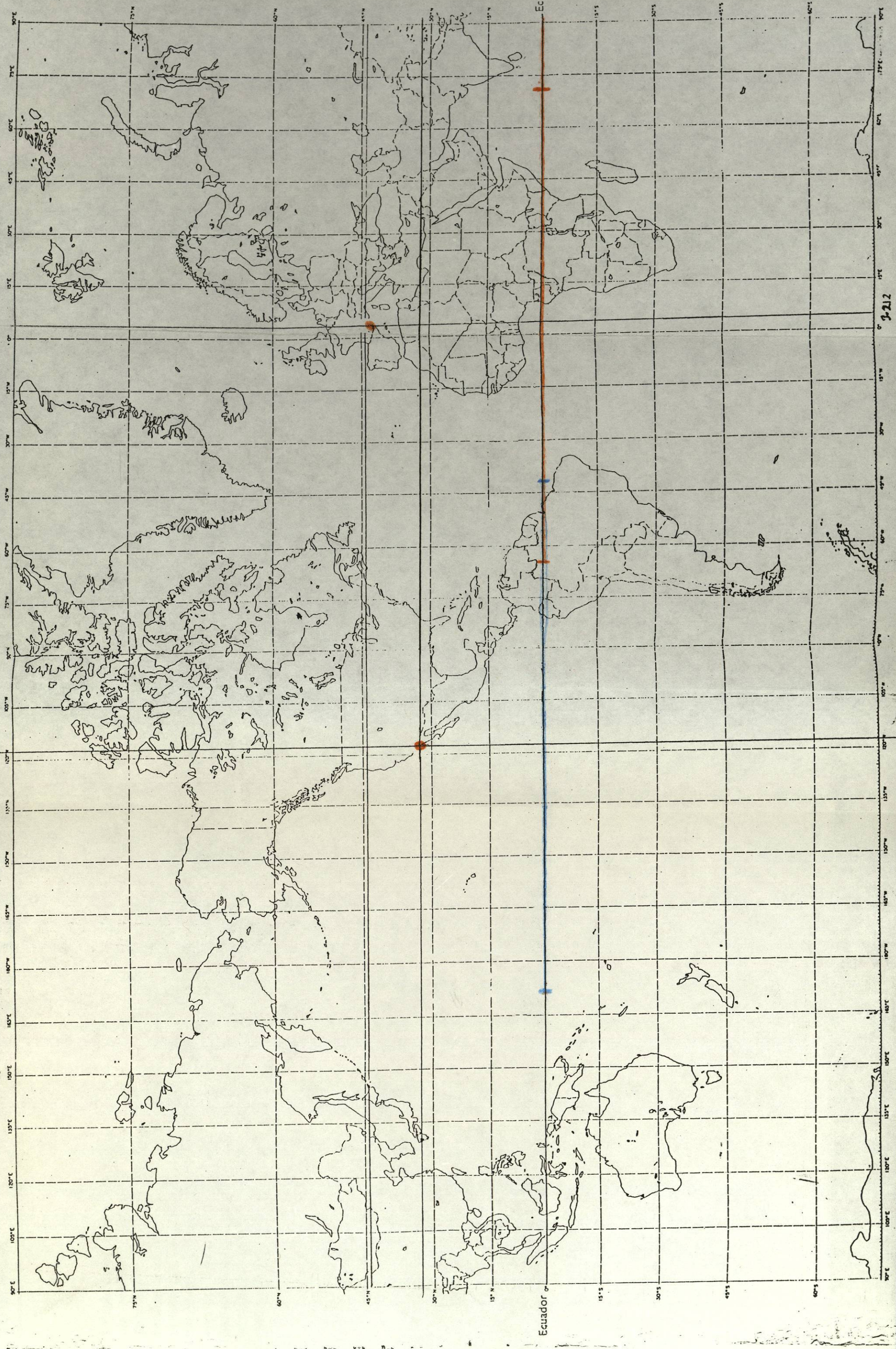
Resultados.

País	Latitud	Longitud	ΔL_{max}	Limite 1 (Oeste)	Limite 2 (Este)
México	32° 19' 40" (Norte)	116° 46' 8" (Oeste)	73° 46' 55 "	190° 33' 3" (Oeste)	42° 59' 13"
España	42° 27' 14 " (Norte)	3° 12' 43" (Este)	71° 20' 42"	68° 7' 58" (Oeste)	74° 33' 25" (Este)

Solución Propuesta

El satélite deberá ser colocado a una altura de 35,864.9 Km sobre el nivel del mar en el pleno del ecuador para ser geostacionario, y en una posición orbital comprendida entre 42° 59' 13" y 68° 7' 58" de longitud Oeste.





3212

La transmisión de información por medio de un satélite ya es algo común alrededor del mundo, no solo en lo que se refiere a enlaces internacionales, si no también a gran parte del tráfico nacional. Cada vez son más los países que se ven a un sistema satelital propio como algo necesario, por la enorme flexibilidad que ofrece prestar una variedad de servicios con cobertura total inmediata. Al mismo tiempo, los países u organizaciones internacionales que ya poseen un sistema de satélites ven su tráfico y demanda de servicios aumentar año tras año. Esto exige el lanzamiento de cada vez más satélites, pero la orbita geoestacionaria tiene una capacidad limitada; actualmente, la separación de satélites adyacentes está restringida a un mínimo de dos grados de arco.



Bibliografía

- ❖ **Satélites De Comunicaciones**
Rodolfo Neri Vela
Mc Graw Hill

- ❖ **Construya E Instale Su Propia Antena Parabólica**
Rodolfo Neri Vela, Bernardo Martínez Avalos
Tuki Tercera Edición

- ❖ **Las Actividades Espaciales En México**
Ruth Gal Et Al
SEP Fondo de Cultura Económica

- ❖ **Diccionario Enciclopédico Salvat**
Salvat
Salvat Editores, S.A.

- ❖ **Enciclopedia Interactiva Compton's**
Compton's New Media
1996

- ❖ **Enciclopedia Microsoft Encarta**
Encarta 1998



