

UNIVERSIDAD AUTONOMA DE NUEVO LEON
FACULTAD DE CIENCIAS FISICO-MATEMATICAS



ENTENDIENDO LA ARQUITECTURA DEL
SATELITE Y APLICACIONES

T E S I S

PARA OBTENER EL TITULO DE:
LICENCIADO EN CIENCIAS COMPUTACIONALES

P R E S E N T A :

CARLOS HERNAN MOLINA HINOJOSA

MONTERREY, N. L.

SEPTIEMBRE DE 1989

TL

TK5104

.M655

1989

c.1



1080171526

UNIVERSIDAD AUTONOMA DE NUEVO LEON
FACULTAD DE CIENCIAS FISICO-MATEMATICAS



ENTENDIENDO LA ARQUITECTURA DEL
SATELITE Y APLICACIONES

T E S I S

PARA OBTENER EL TITULO DE:
LICENCIADO EN CIENCIAS COMPUTACIONALES

PRESENTA:

CARLOS HERNAN MOLINA HINOJOSA

MONTERREY, N. L.

SEPTIEMBRE DE 1989

AGRADECIMIENTOS

AGRADEZCO EL APOYO DE LOS MAESTROS:

ING. AURELIO RAMIREZ GRANADOS POR LA ASESORIA PARA LA ELABORACION DE ESTA TESIS

ING. GILBERTO REYES BARRERA

AGRADEZCO A LA SECRETARIA DE AGRICULTURA Y RECURSOS HIDRAULICOS LAS FACILIDADES PARA USAR SU EQUIPO DE COMPUTO

PROLOGO

El proposito de esta tesis es mostrar que la evolucion de los satelites artificiales se apoya basicamente en las ciencias FISICO-MATEMATICAS generadoras de conocimiento y en la COMPUTACION como un medio de realizacion.

Los dos primeros capitulos tienen el proposito de ubicarnos dentro del tema, definir conceptos y y mostrar el desarrollo de los satelites en 3 decadas de existencia para reconocer su importancia.

En los capitulos del 3 al 11 se exponen temas actualizados y nuevos a detalle con el proposito de de conocer mas y mejor la tecnologia de los satelites artificiales y la de aquellos elementos con los se relaciona.

INDICE

I.-	DEFINICION DE TELECOMUNICACION VIA SATELITE	1
II.-	HISTORIA DE LOS SATELITES	2
III.-	COMPANIAS CONSTRUCTORAS DE SATELITES	11
IV.-	COMO Y DONDE COLOCAR UN SATELITE EN EL ESPACIO ...	29
V.-	COMO Y DONDE CONSTRUIR UNA ESTACION TERRENA	71
*VI.-	ARQUITECTURA DE SATELITES	73
*VII.-	ARQUITECTURA DE UNA ESTACION TERRENA	108
*VIII.-	FACTORES A CONSIDERAR PARA UNA EFICIENTE TELECOMUNICACION	130
IX.-	LA COMPETICION EN LAS TELECOMUNICACIONES	134
X.-	APLICACIONES DE LOS SATELITES ARTIFICIALES EN LA AGRICULTURA, PESCA Y AVIACION	144

I.- CONCEPTO DE TELECOMUNICACION VIA SATELITE

1.1 DEFINICION DE TELECOMUNICACION

Se define telecomunicación como el proceso de envío y/o recepción de mensajes de un punto de origen (fuente) a un punto destino (receptor) mediando entre ambos sitios una distancia.

1.2 DEFINICION DE SATELITE

Satélite proviene de "satele", palabra que en la antigüedad era utilizada para designar a un capitán de guardaespaldas que escoltaba a los emperadores de oriente. Es por esto que se acostumbró a decir satélite a aquél que estaba al servicio de otro. Se puede decir que un satélite es aquél o aquello que tiene una dependencia por ser de menor orden en comparación con otro.

En astronomía éste término es utilizado para designar a un objeto celeste que gira alrededor de otro al cual se encuentra ligado por su atracción gravitacional. Estos son los llamados satélites naturales.

Existen otro tipo de satélites; los satélites artificiales. Los satélites artificiales son llamados así porque independientemente de la trayectoria que sigan, que les hace mantener cierta dependencia, estarán al servicio del hombre. Por el tipo de servicio que desempeñan se les clasifica como: Científicos, de Comunicaciones, Meteorológicos, Navegación, Militares y Extraterrestres (sonda).

Los satélites nos envían la información por medio de ondas de radio o de televisión. Algunos satélites son controlados por los científicos usando ondas de radio para manejarlos. Se les puede ordenar que cambien de lugar en la órbita utilizando sus cohetes. Se les puede pedir que envíen imágenes con sus cámaras, que enciendan sus instrumentos o que los apaguen. Los satélites no llevan pasajeros. Cada satélite tiene un trabajo propio que realizar.

1.3 DEFINICION DE ESTACION TERRENA

Es cualquier sistema transmisor o receptor que envía y/o recibe señales de un satélite. La estación terrena puede ser localizada sobre un barco en el mar o sobre un avión. La parte más visible de una estación terrena es usualmente la antena, que puede ser tan grande como 30 metros de diámetro en la red INTELSAT o tan pequeña como 0.7 m para recepción directa de un satélite de televisión (DBS-TV).

II.- HISTORIA DE LOS SATELITES

Muchas autoridades acreditan a Arthur C. Clarke, famoso escritor británico de ciencia ficción la original idea de satélites de comunicación sincrónica. En 1945 Clarke notó que un satélite en una órbita circular ecuatorial con un radio aproximado de 42,242 km tendría la velocidad angular que lo equipararía con el de la tierra. Entonces siempre permanecería estático sobre un punto en el espacio visto desde la tierra y podría recibir y enviar señales de casi un hemisferio. Con solo tres satélites espaciados a 120 grados podrían cubrir a la tierra completamente. Como ocurre con los escritores de ciencia ficción, Clarke tuvo ideas que lideraban en su tiempo. Fue hasta que la URSS lanzó el Sputnik I (Sputnik significa compañero) en octubre 4, 1957 en que la tecnología tuvo disponibilidad para poner un satélite en órbita baja. La órbita sincrónica no fue realizada hasta 1963 (18 años después de concebida la idea).

2.1 EL PRIMER SATELITE COMERCIAL

El Explorador I fué el primer satélite artificial que lanzó los Estados Unidos en 1958. Los primeros satélites comerciales fueron el ECHO I y II lanzados por AT&T en agosto 12, 1960 y enero 25, de 1964 respectivamente. El primer satélite comercial geosincrónico fue el ITELSAT I desarrollado por COMSAT para Intelsat. Este fué lanzado en abril 6, de 1965.

2.2 EL PRIMER SATELITE METEOROLOGICO

Las cámaras del satélite TIROS y su órbita polar le permitieron transmitir la primera cobertura global diaria del clima en 1965. TIROS son las siglas de Satélite de Televisión y Observación Infrarroja.

2.3 SATELITES EN SERVICIO

2.3.1 NUMERO DE SATELITES.

En el transcurso de los primeros 25 años de la era espacial más de 2,700 satélites fueron lanzados. Esto representa un promedio de 2 satélites por semana. En un lanzamiento pueden llevarse varios satélites. Los soviéticos colocan regularmente 8 satélites por lanzamiento. Entre 1957 y 1982 un poco más de 2,200 depósitos de lanzamiento (cohetes y una nave espacial) fueron puestos en las plataformas para hacerlos llegar al cosmos. Entre 1958 y 1965 los estadounidenses enviaron mayor número de satélites que los soviéticos; desde entonces éstos últimos han tomado la delantera. Anualmente llevan a cabo aproximadamente 100 misiones, mientras los estadounidenses tienen 25. Los japoneses y europeos empiezan con cerca de 4 por año. En 1981 hubo 120 lanzamientos, de ellos 100 fueron soviéticos 16 estadounidenses, dos europeos (Ariane), un japonés y un chino. Ver fig. 2.1 donde se denotan los satélites en servicio y los planeados.

2.3.2 TIPOS DE SATELITES.

Por su funcionamiento se les clasifica como:

CIENTIFICOS. Dado que los satélites son excelentes recabadores de datos, los satélites científicos los usan para conocer mejor la tierra, y los demás planetas. Los satélites científicos llevan diferentes clases de instrumentos, unos miden las fuerzas magnéticas de la tierra, otros dan informes sobre la tierra y sus yacimientos, reúnen información de las explosiones de el sol y la energía que se libera para detectar su influencia con el clima y atmósfera terrestre principalmente.

COMUNICACIONES. Son considerados los más útiles. Envían noticias e imágenes a todo el mundo. Estos satélites retransmiten ondas de radio y televisión a través de océanos y continentes. Así podemos ver acontecimientos de lugares lejanos al tiempo que suceden. Se puede hablar por teléfono con gente que está en otros países. Sin los satélites nos tomaríamos horas o días para comunicarnos.

METEOROLOGICOS. Se usan para mejorar la predicción del tiempo y comunicar cambios en el clima. Estos satélites son los llamados GOES que significa satélites operativos geoestacionarios del clima. Las imágenes que registran éstos satélites nos indican hacia dónde y con que intensidad se mueven las nubes, las tormentas y los huracanes.

NAVEGACION. Son los que envían ondas de radio constantes todo el tiempo. Una computadora especial en un barco puede sintonizar un satélite de navegación y en menos de un minuto la computadora calcula exactamente dónde está el barco. los satélites de navegación ayudan a evitar que los barcos se pierdan, choquen entre sí o con icebergs.

MILITARES. Aunque los datos existentes son escasos se calcula que más de la mitad de los satélites situados en órbita hasta 1973 estaban dedicados a aplicaciones militares o paramilitares. Por sus misiones se pueden agrupar en 5 clases

- 1) Reconocimiento fotográfico
- 2) Alarma contra proyectiles balísticos
- 3) Detección de pruebas nucleares
- 4) Bombardeo orbital
- 5) Apoyo táctico

El primer satélite de reconocimiento estadounidense fué el Samos 2 en 1961. Su principal característica fue que podía enviar imágenes a la tierra por ondas de radio.

EXTRATERRESTRES. Son aquellos satélites exploradores del espacio, también se les llama sondas. Gracias a ellos se pudieron preparar los viajes a la luna. Algunas sondas han llegado a Jupiter, Saturno y más allá.

SISTEMAS DE SATELITES DE COMUNICACION OPERANDO Y PLANEADOS

Nombre del programa	Clave de categoría (a)	Tipo de cobertura (b)	Estatus operacional (c)	Año de lanzamiento	Bandas de frecuencia	Situación de los satélites
ABC	F	G	IP	1986	Ku	2 operando + 1 de repuesto
AEROSAT	AM	R	IP	1987	C,L,VHF	2 planeados
AMERICANA SATELLITE	F	D	UC	1985	C,Ku	3 en construcc. (incluyendo repuesto)
ANIK A (Canada)	F	D	OP	1972	C	1 operando
ANIK B	F	D	OP	1978	C,Ku	1 operando
ANIK C	F	D	OP	1982	Ku	2 operando + 1 en construcc.
ANIK D	F	D	OP	1982	C	1 operando + 1 en construcc.
APPLE	F	D	OP	1981	C	1 operando
ARABSAT	F	D	UC	1984	C,L	2 en construcc.
ASETA (andino)	F	R	IP	1987	C,Ku	2 ó 3 planeados
AUSTRALIA	F	D	UC	1985	Ku	3 en construcc.
AUTOSAT	LM	D	IP	1987	UHF	1 planeado
BS-2 (Japón)	B	D	UC	1984	Ku	2 en construcc.
CBS	B	D	IP	1987	Kc,Ku	4 planeados + 1 ó 2 de repuesto

Nombre del programa	Clave de categoría (a)	Tipo de cobertura (b)	Estatus operacional (c)	Año de lanzamiento	Bandas de frecuencia	Situación de los satélites
CHINA	B	D	IP	1987	C,Ku	2 planeados
COMSTAR	F	D	OP	1976	C	4 operando
CS-2 (Japón)	F	D	OP	1973	C,Kc,K	2 operando
DBSC	B	D	IP	1986	Kc,Ku	3 planeados + 1 de repuesto
Red de satélites de video	B	D	IP	1987	Kc,Ku	2 planeados + 1 de repuesto
DSCS II	F/MM,Mi	G	OP	1966	X	8 operando
DSCS III	F/MM,Mi	G	OP	1982	X	1 operando
ECS (EU TELSAT)	F	R	OP	1983	Ku	1 operando + 4 planeados
EKRAN (URSS)	B	D	OP	1976	C,UHF	3 operando
FLTSAT COM	F/MM,Mi	G	OP	1978	UHF,X	5 operando
FORDSAT	F	D	IP	1987	C,Ku	3 planeados (incl.repuesto)
GALAXY	F	D	OP	1983	C	1 operando + 2 planeados
GALAXY KV	F	D	IP	1987	Ku	3 planeados
GALS (URSS)	F,Mi	G	IP	1987	X	4 planeados
GORIZONT (URSS)	F,Mi	R	OP	1978	C,X	4 operando

Nombre del programa	Clave de categoría (a)	Tipo de cobertura (b)	Estatus operacional (c)	Año de lanzamiento	Bandas de frecuencia	Situación de los satélites
GRAPHSAT	B	D	IP	1987	Kc,Ku	2 planeados + 1 repuesto
G-STAR	F	D	UC	1984	Ku	3 en construcc. + 1 planeado
MORELOS (México)	F	D	UC	1985	C,Ku	2 en construcc.
NSAT (India)	F,B	D	OP	1983	C,S	1 operando 1 planeado
INTELSAT IV	F	G	OP	1965	C	4 operando
INTELSAT IV-A	F	G	OP	1976	C	5 operando
INTELSAT V	F,MM	G	OP	1980	C,L,Ku	6 operando + 3 en construcc.
INTELSAT V-A	F	G	UC	1984	C,Ku	6 en construcc.
INTELSAT VI	F	G	UC	1986	C,Ku	5 en construcc. + de 11 planeados
ITALSAT	E	D	IP	1987	EHF,Kc	3 planeados (incluye preoperacional y repuesto)
LEASAT	Mo,Mi	G	UC	1984	C,VHF	4 en construcc.
LES	E/Mo,Mi	G	OP	1976	K,UHF	2 operando
LDUTCH (URSS)	F	R	IP/UP	1983	Ku	8 en construcc. ó planeados
LUXSAT (Luxemburgo)	B	R	IP	1986	Kc,Ku	2 planeados (incluye repuesto)

Nombre del programa	Clave de categoría (a)	Tipo de cobertura (b)	Estatus operacional (c)	Año de lanzamiento	Bandas de frecuencia	Situación de los satélites
MERECS	MM	G	OP	1982	C,L	1 operando + 1 planeado
MARISAT	MM	G	OP	1975	C,L,UHF	3 operando
MOLNIYA I (URSS)	F	G	OP	1965	C,UHF	Quizás 6 operando
MOLNIYA II (URSS)	F	G	OP	1974	C,UHF	Quizás 7 operando
NATO III	F,Mi	G	OP	1979	X	3 operando 2 en construcc.
NORDSAT (Escandinavo)	B	R	IP	198?	Kc,Ku	2 ó 3 planeados
OLYMPUS (Europeo)	B/E	R	UC	1986	Kc,Ku	1 en construcc.
OTS (Europeo)	E,F	R	OP	1978	Ku	1 operando
PALAPA I (Indonesia)	F	D	OP	1976	C	2 operando
PALAPA II (Indonesia)	F	R	OP	1983	C	1 operando 1 planeado
POSTSAT (Alemania Federal)	F	D	IP	1986	Kc,Ku	3 planeados
RADUGA (URSS)	F,Mi	G	OP	1975	C,X	Quizás 5 operando
RAINBOW	F	D	IP	198?	Ku	2 planeados + 1 de repuesto
RCA SATCOM	F	D	OP	1975	C	6 operando 2 en construcc

Nombre del programa	Clave de categoría (a)	Tipo de cobertura (b)	Estatus operacional (c)	Año de lanzamiento	Bandas de frecuencia	Situación de los satélites
RCA SATCOM Ku	F	D	UC	1985	Ku	3 en construcc
RCA DBS	B	D	IP	1985	Ku	4 planeados + 2 de repuesto
SATCOL (Colombia)	F	D	IP	198?	C ó Ku	2 ó 3 planeados
SARIT (Italia)	B	D	IP	1986	Kc,Ku	1 ó 2 planeados
Sistema de satélites sindicalizados	B	D	IP	198?	Kc,Ku	4 planeados + 1 de repuesto
SBS	F	D	OP	198?	Ku	3 operando 3 planeados
SBTS (Brasil)	F	D	UC	1985	C	En construcción
SKYNET IV (U.K.)	F,Mi	G	UC	1985	X	2 en construcc.
SPACENET	F	D	UC	1984	C,Ku	3 en construcc. 1 planeado de repuesto
STC	B	D	UC	198?	Kc,Ku	2 en construcc. + de 4 planeados
SYMPHONIE	F,E	R	OP	1974	C	1 operando
TDF	B	D	UC	1985	Kc,Ku	2 en construcc.
TELECOM	F	R,D	UC	1984	Ku	3 planeados (in cluye 2 de repu esto)

Nombre del programa	Clave de categoría (a)	Tipo de cobertura (b)	Estatus operacional (c)	Año de lanzamiento	Bandas de frecuencia	Situación de los satélites
TELE-X	E,F/B	R,D	UC	1987	K,Kc,Ku	1 en construcc.
TELESTAR 3	F	D	OP	1983	C	1 operando 2 planeados
TVSAT (Alemania)	B	D	UC	1985	Kc,Ku	1 ó 2 en constr.
UNISAT	B	D	IP	1986	Kc,Ku	1 planeado 2 de repuesto
USAT	F	D	IP	1985	Ku	2 planeados + 1 de repuesto
USSB	B	D	IP	1987	Kc,Ku	4 planeados + 1 de repuesto
VOLNA (URSS)	MM	G	IP	1987	L,VHF/UHF	7 planeados
WESTAR	F	D	OP	1974	C	5 operando + 3 planeados
WESTAR Ku	F	D	IP	1985	Ku	3 planeados
WESTERN UNION DBS	B	D	IP	1987	Kc,Ku	2 planeados + 2 de repuesto

(a) AM = Vehículo aeronautico, B = Difusión, E = Experimental
 F = Fijo, LM = Vehículo regional, Mo = Vehículo(general)
 Mi = Militar, MM = Vehículo marítimo

(b) G = Global, R = Regional, D = Doméstico

(c) IP = En planeación, OP = Operando, UC = En construcción

FIG. 2.1

III.- COMPAÑIAS CONSTRUCTORAS DE SATELITES

3.1 AMERICAN SATELLITE

La Compañía American Satellite (ASC) ha tomado una fuerte guía dentro de la comunicación vía satélites domésticos para la industria en servicio con el gobierno.

El presente nucleo de el ASC para la red del gobierno consiste de 5 estaciones terrestres localizadas en los siguientes lugares estrategicos:

- Base de la Fuerza Aerea Offutt cerca de Omaha
- Estación naval Moffett cerca de San Francisco
- Base de la Fuerza Aerea Fairchild cerca de Spokane, Washington
- Base de la Fuerza Aerea Loring en Maine
- Estación Naval Centerville cerca de Eureka, California

Estas 5 iniciales estaciones ASC para el gobierno fueron adquiridas bajo extensos términos de contratación por la agencia de defensa en comunicaciones.

En la actualidad las estaciones están sirviendo a los 2 principales departamentos para la defensa. El programa de Satélites Meteorológicos para la defensa de la Fuerza Aerea y la agencia de Proyectos de Investigación Avanzada. Los 2 usan la red para transmitir y recibir un mega bit digital. Esta red ASC representa un claro ejemplo del significativo avance que una red de satélites tiene para las comunicaciones domésticas sobre las convencionales comunicaciones terrestres.

Después del trabajo al gobierno el mercado de ASC ha tomado provecho de alguna de las ventajas de la transmisión por satélite que es el excepcional ancho de banda y los bajos costos de las estaciones terrestres.

El requerimiento inicial de la Fuerza Aerea Met Sat fué el pasar aproximadamente 3 megabit por segundo tráfico digital desde Loring AFB y Fairchild AFB dentro las computadoras Met Sat hasta Offutt AFB. En éste caso se coordinaron los sitios de estaciones terrenas hasta Loring AFB, Fairchild AFB y Offutt AFB.

Para utilizar las facilidades terrestres convencionales (telex, teléfono etc.) tendríamos que requerir un extenso sistema de microondas con sus exorbitantes costos.

Cada una de éstas estaciones en tierra han sido diseñadas para una casi ilimitada expansión de tráfico para servir las

nuevas necesidades del Met Sat tan bien como las necesidades de otros usuarios del gobierno.

En esta concesión otra vez el adelanto particular de facilidades del satélite sobre otras facilidades terrestres fué decisiva.

ASC está trabajando con otras muchas agencias del gobierno norteamericano quienes tienen un requerimiento potencial para usar la existente red de ASC, desde cada una de las 5 estaciones terrestres es capaz de manejar muchos adicionales anchos de banda y circuitos de banda cerrada. Bastantes otros usuarios potenciales como la NASA, Comando del Aire Estratégico, Marina, Administración Nacional del Océano y Atmósfera y la Administración General de Servicios están considerando las ventajas de usar satélites domésticos para comunicaciones específicas; requerimientos que podrían ser manejados más económicamente vía una red de trabajo; una importante característica de la red de del gobierno es la capacidad para enviar tráfico dentro de muchas otras regiones metropolitanas servidas por la red comercial ASC.

ASC está presente en redes comerciales incluyendo estaciones terrestres cerca de Nueva York, Dallas y Los Angeles.

Clientes localizados en la vecindad de éstas tres metropolis están pasando la línea privada a la red ASC.

Vía carga de cooperación terrestre ASC ha expandido su red comercial a areas como San Francisco, Pittsburgh, Chicago y Washington. De allí un usuario del gobierno puede tener acceso a todos los lugares servidos por la red comercial ASC. Estaciones del gobierno adicionales y estaciones comerciales serán adicionadas para ASC; cada año se planea la expansión de la red debido a los requerimientos existentes del mercado.

ASC también es cargado en los canales de programación de radio para ABC, CBS, y MBS por lo que tiene muchos cientos de circuitos ordenadores para el tráfico de línea privada.

LAS OPERACIONES DE ASC COMENZARON EN JULIO DE 1974.

Se propuso construir estaciones terrenas similares para servir gran cantidad de usuarios como la General Electric, Westinghouse, IBM, y la industria Petrolera. Esta enorme comunicación de usuarios, como el gobierno, están llegando a reconocer la economía y flexibilidad ofrecida por los servicios que dan los satélites de comunicación domésticos.

Una estación típica usa un reflector parabólico de 36 pies

montado sobre un pedestal que es igualmente transportable y económico para instalar. Todos los subsistemas electrónicos son caseros con diseño transportable y protegido. El equipo de banda base digital es usado para transmitir y recibir el dato y puede ser ajustado para la carga de dato digital en cualquier rango desde pocos kilobits hasta decenas de megabits.

Una área que concierne a ASC es el monopolio existente de el sistema Bell y Western Union para cargar el volumen de todo el tráfico de línea privada del gobierno de 4-khz bajo el sistema Bell Telepak.

Hace muchos años el grupo Joint Telpak en DECCD había adquirido 70,000 circuitos proveídos por el Bell System o Western Union. Fué inevitable que una pesada burocracia creciera alrededor como un enorme gobierno manejando un consorcio de líneas privadas. Hoy, día tras día mecanicos que manejan el sistema Telepak DECCD están tan rígidamente orientados hacia el Bell System y Western Union que los nuevos requerimientos de línea privada del gobierno estaban adjudicados solo al principio a Bell o Western Union y no son ofrecidos a otros portadores competitivos.

El tamaño inmenso de la red Telpak DECCD hace por sí misma ésto especialmente conveniente para DECCD unicamente negociar con el Bell System y Western Union para todos los requerimientos de tráfico en las líneas privadas. ASC intenta penetrar a éste monopolio Bell System-Western Union.

La red de Radio Aeronautica "A R I N C" presenta un ejemplo donde ASC tiene ofrecido tasas competitivas para una enorme comunicación de usuarios que previamente trabajaron principalmente con el Bell System. ARINC es una compañía de comunicaciones que se especializa en proveer servicios requeridos para completar los requerimientos de comunicaciones de la industria del transporte aereo. ASC está proveyendo servicio para un creciente número de aerolíneas dentro de la red ARINC.

3.2 COMPAÑIA INMARSAT

Inmarsat es la abreviación de Organización Internacional de Satélite Marítimo. Esta fué formalmente organizada en julio 1 de 1979 y empezó a funcionar en febrero 1, 1982. Actualmente tiene 38 naciones miembros. La mayor inversión es por parte de los Estados Unidos (23.33 por ciento) y la Unión Sovietica (14.07 por ciento).

En junio de 1984, la red Inmarsat incluía 2124 barcos para estaciones terrenas, 7 estaciones terrenas costeras. En 1987 el número de estaciones terrenas costeras fué de 29. Inmarsat se encuentra en Londres Inglaterra. Inmarsat arrienda trasponders de Marisat, ESA e Intelsat. Marisat es un sistema de Estados Unidos que sirve a la marina de los Estados Unidos y a la marina mercante; COMSAT es el sistema manejador y mayoritariamente accionista.

3.3 COMPANIA INTELSAT

Intelsat empezó en agosto 20, 1964 como una organización interna de 11 ciudades con el nombre inicial de Consorcio Internacional de Satélites de Telecomunicación. La estructura interna continuó hasta que fué reemplazada por dos nuevos acuerdos internacionales en febrero 12, de 1973.

A ése tiempo 80 ciudades le pertenecieron. Con los nuevos acuerdos el nombre fué cambiado a Organización Internacional de Satélites de Telecomunicación. Actualmente Intelsat tiene 109 miembros; proven servicios a más de 149 ciudades. Cada miembro posee una parte proporcional para usar el sistema del Intelsat. En 1982, el total de inversión en el segmento del espacio de el sistema Intelsat fué estimado en 1.076 billones de dólares. Para detalles de todas las áreas de Intelsat ver tablas 3.1 y 3.2

CARACTERISTICAS DE LOS SATELITES INTELSAT

Tipo de vehículo /Número de satélites lanzados	Capacidad del satélite (televisión y teléfono)	Características básicas de comunicación y mejoramientos	Características básicas espaciales	Costo Promedio por satélite (miles de dólares)	Costo Por lanzamiento	Vida útil (años)
--	--	---	------------------------------------	--	-----------------------	------------------

INTELSAT I (Abril 6 de 1965)

Delta/Es te fue el primer satélite lanzado en esta serie	240 circuitos de voz o televisión	Cubre la región del Norte del Atlántico, solo restringido a una comunicación punto a punto	Estabilización del giro en la órbita geosíncrona. Peso 68 kg al lanzarse 38 kg en órbita	7,000	4,700	1.5
--	-----------------------------------	--	--	-------	-------	-----

INTELSAT II (Octubre 26 de 1966)

Delta/3 satélites sucesivamente lanzados y un lanzamiento fallado	240 circuitos de voz o televisión	Covertura de radio global, comunicación multipunto	Estabilización del giro en órbita geosíncrona. Peso 162 kg al lanzarse, 86 kg en órbita	3,600	4,600	3.0
---	-----------------------------------	--	---	-------	-------	-----

INTELSAT III (Septiembre 18 de 1968)

Delta/5 satélites sucesivos	1200 circuitos de	Incremento quintuple en	Estabilización del giro	6,250	5,750	5.0
-----------------------------	-------------------	-------------------------	-------------------------	-------	-------	-----

Tipo de vehículo /Número de satélites lanzados	Capacidad del satélite (televisión y teléfono)	Características básicas de comunicación y mejoramientos	Características básicas espaciales	Costo Promedio por satélite (miles de dólares)	Costo Por lanzamiento	Vida útil (años)
--	--	---	------------------------------------	--	-----------------------	------------------

sivamente lanzados y 3 lanzamientos fallados	voz mas 2 canales de televisión	la capacidad de comunicación por eficiencia en la nueva capacidad para proporcionar tv y voz simultáneamente	en órbita geo sincrónica. Peso: 294 kg al lanzarse, 152 kg en órbita			
--	---------------------------------	--	--	--	--	--

INTELSAT IV (Enero 25 de 1971)

Atlas-Centaur/7 satélites sucesivamente lanzados y 1 lanzamiento fallado	4000 circuitos de voz más canales de televisión	El doble de capacidad que el Intel sat III como un resultado del incremento de energía y eficiencia de las nuevas.	Estabilización del giro en la órbita geo sincrónica Doble de energía que el Intelsat III. Peso: 1418 kg en el lanzamiento 732 kg en órbita.	14,000	18,500	7.0
--	---	--	---	--------	--------	-----

Tipo de vehículo /Número de satélites lanzados	Capacidad del satélite (televisión y teléfono)	Características básicas de comunicación y mejoramientos	Características básicas espaciales	Costo Promedio por satélite (miles de dólares)	Costo Por lanzamiento	Vida útil (años)
--	--	---	------------------------------------	--	-----------------------	------------------

INTELSAT IV-A (Septiembre 25 de 1975)

Atlas-Centaurus/5 fue la de los 6 satélites en esta serie sucesivamente lanzados	6000 circuitos de voz más canales de televisión	50 % de incremento en la capacidad mayor que Intelsat IV	Estabilización del giro en la órbita geosíncrona. Peso: 1516 kg al lanzarse; 863 kg en órbita	21,500	26,000	7.0
--	---	--	---	--------	--------	-----

INTELSAT V (Diciembre 6 de 1981)

Atlas-Centauro y Ariane /9 satélites lanzados en esta serie	12,000 circuitos de voz más 2 canales de televisión	El doble de la capacidad del Intelsat IV-A por el uso de la nueva frecuencia en 14/11 GHz. Capacidad de comunicación para barcos.	Estabilización del cuerpo en tres ejes a través del momento de giro. Despliegue arreglo solar. Peso: 1946 kg al lanzarse, 1012 kg en órbita.	30,000	50,000	7.0
---	---	---	--	--------	--------	-----

Tipo de vehículo /Número de satélites lanzados	Capacidad del satélite (televisión y teléfono)	Características básicas de comunicación y mejoramientos	Características básicas espaciales	Costo Promedio por satélite (miles de dólares)	Costo Por lanzamiento	Vida útil (años)
--	--	---	------------------------------------	--	-----------------------	------------------

INTELSAT V-A (1983)

Ariane, Atlas-Centauro o por Trasbordador	15,000 circuitos de voz más 2 canales de televisión	25 % de incremento en la capacidad mayor que Intelsat V, mayor poder EIRP para el servicio doméstico	Cuerpo estabilizado en tres ejes usando el momento de giro. Desplegable arreglo solar. Peso: 2141 kg al lanzarse, 1159 kg en órbita	35,000	50,000 ó 60,000	7.0
---	---	--	---	--------	-----------------	-----

INTELSAT VI (1986 ó 1987)

Ariane y Trasbordador	36,000 circuitos de voz más 2 canales de televisión	150 veces la capacidad del pájaro volador radio múltiple de antenas con sistema alimentador complejo. Operación de switcheo espacial TDMA/DSI, 38 repetidores en banda C y 10 en banda KU.	Energía para estabilizar el giro: células solares hasta el fin de su vida. Peso: 3600 kg al lanzarse; 1800 kg en órbita	?	?	10.0
-----------------------	---	--	---	---	---	------

TABLA 3.1

CRECIMIENTO DE LOS SATELITES INTELSAT EN LOS ULTIMOS 20 AÑOS

Tipo de satélite	Dimensiones	Banda de amplitud	Costo del circuito telefonico por año (dolares)	Contratista
Intelsat I	0.71 m largo x 0.59 m altura	50 MHz	23,000	Hughes
Intelsat II	1.42 m largo x 0.67 m alto	130 MHz	11,000	Hughes
Intelsat III	1.42 m largo x 1.98 m alto	360 MHz	1,600	TRW
Intelsat IV	2.38 m largo x 7.01 m alto	450 MHz	810	Hughes
Intelsat IV-A	2.38 m largo x 7.01 m alto	720 MHz	494	Hughes
Intelsat V	15.27 m largo x 6.71 m alto	2250 MHz	200	Hughes
Intelsat VI	3.6 m largo x 11.7 m alto	3360 MHz	?	Hughes

TABLA 3.2

MODELOS DE SOFTWARE PARA EL SISTEMA INTELSAT

La televisión mundial es solamente uno de los beneficios que podemos disfrutar gracias a la telecomunicación internacional por satélite (INTELSAT). Es posible a través de una serie compleja de programas de software que monitorean la exactitud de la transmisión.

Los sistemas de satélites para las telecomunicaciones internacionales proporcionan una cobertura mundial, telefonía internacional, televisión, telegrafía y servicio de transmisión de datos, tan bien que están siendo disponibles para uso doméstico. A mediados de 1982, 424 antenas de estaciones terrenas, con más de 55,000 canales de tiempo completo combinadas fueron usadas en el Intelsat. Un sistema de éste tamaño requiere modelos computarizados sofisticados para garantizar la fácil y oportuna operación. Los modelos de software son usados para determinar en forma rápida y precisa la ruta de el canal, optimizando la transmisión y monitorear la ejecución para los sistemas de calidad, seguridad y control. Específicamente, el sistema de software del Intelsat incluye los modelos siguientes, que reflejan las mayores funciones del sistema:

. **Procesar Datos.**— Los modelos usan planes para la transmisión inicial, la más reciente información en las estaciones terrenas y los parámetros para las antenas espaciales para determinar la mejor asignación de los recursos en el espacio.

. **Sistemas de Optimización.**— La mejor ejecución de el sistema bajo un cielo limpio y bajo condiciones hostiles es obtenido a través de la iterativa computación en la estación terrena. Los modelos son útiles al analizar la transmisión deteriorada y optimizar las condiciones del repetidor para verificar los requerimientos del canal en las ciudades usuarias mientras mantiene la conjunta realización de sus objetivos.

. **Análisis de Diagnostico.**— Los modelos analizan la ejecución del sistema. Los resultados son usados para desarrollar análisis de tendencias de la ejecución del sistema y para hacer los ajustes requeridos.

. **Ingeniería de análisis.**— Los modelos son usados para diseñar y evaluar los sistemas actuales y planeados.

PLANEACION DE LOS SISTEMAS DE TRANSMISION DEL INTELSAT

La aproximación básica para la planeación, optimización y control de el sistema de transmisión Intelsat es ilustrado en la fig. 1. Este proceso que ha sido refinado para varias generaciones de el espacio, involucra tres departamentos en la organización Intelsat:

(1) **Planes de operación:** Que establece el plan de frecuencia inicial para cada satélite en la red.

(2) **Operaciones de comunicación:** Que ejecuta la optimización final de los planes y vigila su implementación y control.

(3) **Ingeniería de comunicaciones:** Que ejecuta las directrices de la ingeniería, desarrolla modelos y garantiza que los apropiados parámetros del espacio y de la estación terrena sean usados.

En adición, coordinación extensiva es requerida con varios otros departamentos del Intelsat, incluyendo servicios de operación, operación de satélites, telemetría, rastreo, monitoreo y control de la red.

La planeación de la transmisión empieza con conocer el tráfico anual global, determinando las ciudades, la conectividad y los tipos de circuitos que existirán entre las ciudades en los años venideros.

Usando los resultados de la presentación, una base de datos del tráfico es derivada para alojar los canales requeridos entre las estaciones terrenas para los satélites diseñados. El actual plan de frecuencia para cada repetidor de un satélite dado es entonces desarrollado con la ayuda de programas de computación que indican como los canales podrían ser alojados para radiar al satélite. Refinamientos del software están en progreso para soportar la frecuencia inicial asignada y el rearreglo de frecuencias. Modelos que evalúan la ejecución del sistema bajo condiciones de cielo claro y aquellos en que la lluvia son usados para optimizar el plan de frecuencia inicial, que debe presentar estándares de la calidad en la transmisión de el Intelsat. Este software es usado extensamente durante la planeación tan bien como durante la operación para proporcionar la predicción de la ejecución del sistema. Después al plan de frecuencia que ha sido implementado, diseñándose las estaciones de monitoreo y de la medición de los parámetros de la transmisión en las estaciones terrenas que reciben y transmiten. Entonces éstos datos son comparados con el modelo del sistema predicho mediante el software de análisis. Los resultados de los programas son usados para detectar las discrepancias en las condiciones de operación y para establecer las tendencias de la ejecución.

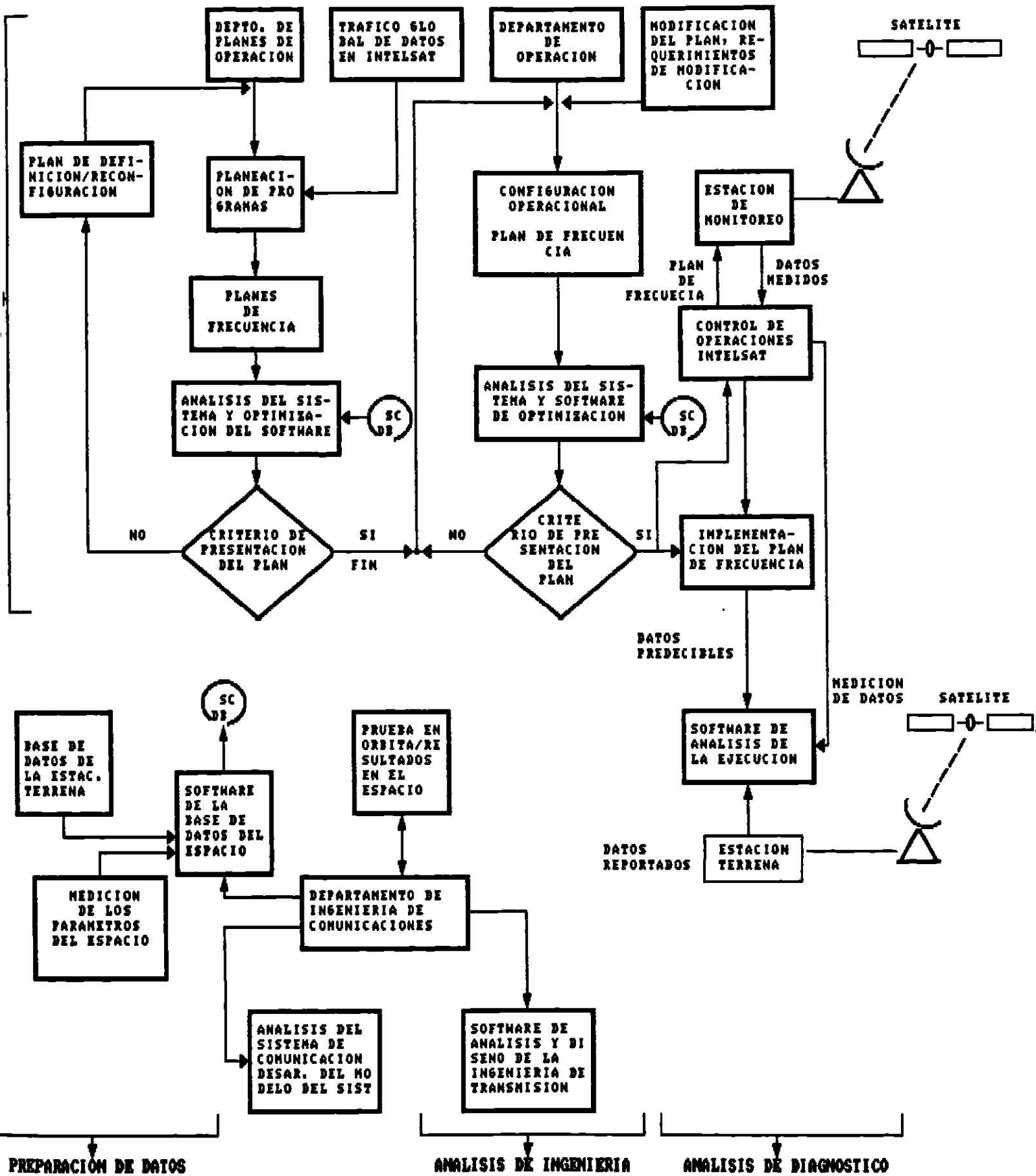


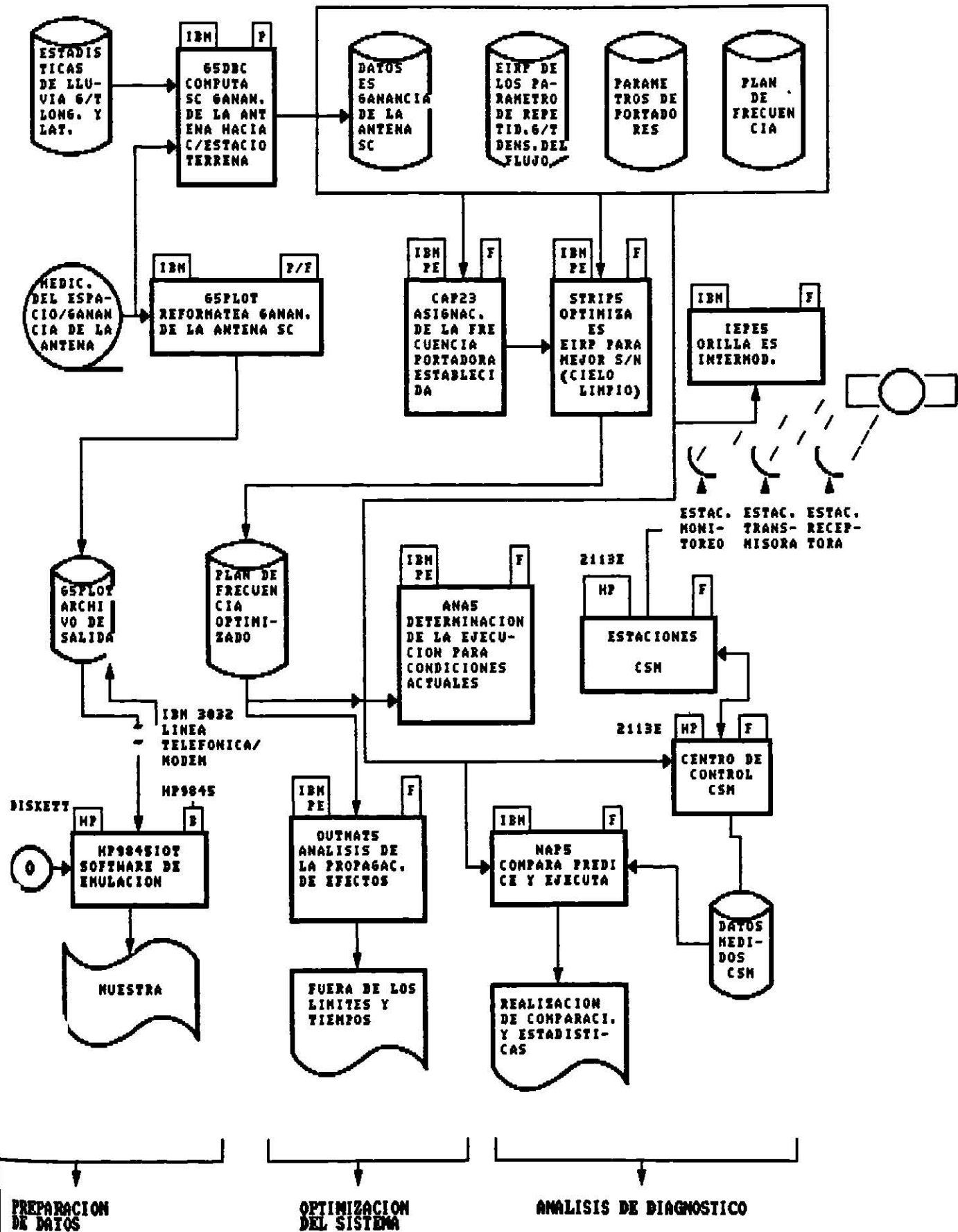
FIG.1 ESQUEMA DE LA PLANEACION Y ANALISIS DEL SISTEMA PARA LA TRANSMISION EN LA COMUNICACION DEL INTELSAT.

TRANSMISION DE COMUNICACIONES

Muchos modelos en el sistema están escritos en Fortran o PL/1 con unas pocas rutinas de software en lenguaje ensamblador. El software para soporte de la prueba en órbita está escrito en Basic. Los programas usualmente producen valores en la ingeniería de análisis cuando éstos son ejecutados en modo batch. Los modelos usados para el análisis de la transmisión Intelsat pueden ser divididos dentro de cuatro categorías según su función: Preparación de datos, Optimización del sistema, Análisis de diagnostico y Análisis de ingeniería. Un diagrama generalizado de éstos modelos es mostrado en la fig. 3.3 que también indica en que computadora el software reside y el lenguaje empleado. La comunicación intersistemas es hecha a través de archivos y bases de datos; algunos contienen los parámetros de el espacio y la estación terrena, algunos contienen soluciones parciales y son salvados entre una corrida y otra y otros son simplemente guardados para ser usados para un trabajo particular.

DATOS DE LA ESTACION TERRENA

BASE DE DATOS DEL SISTEMA



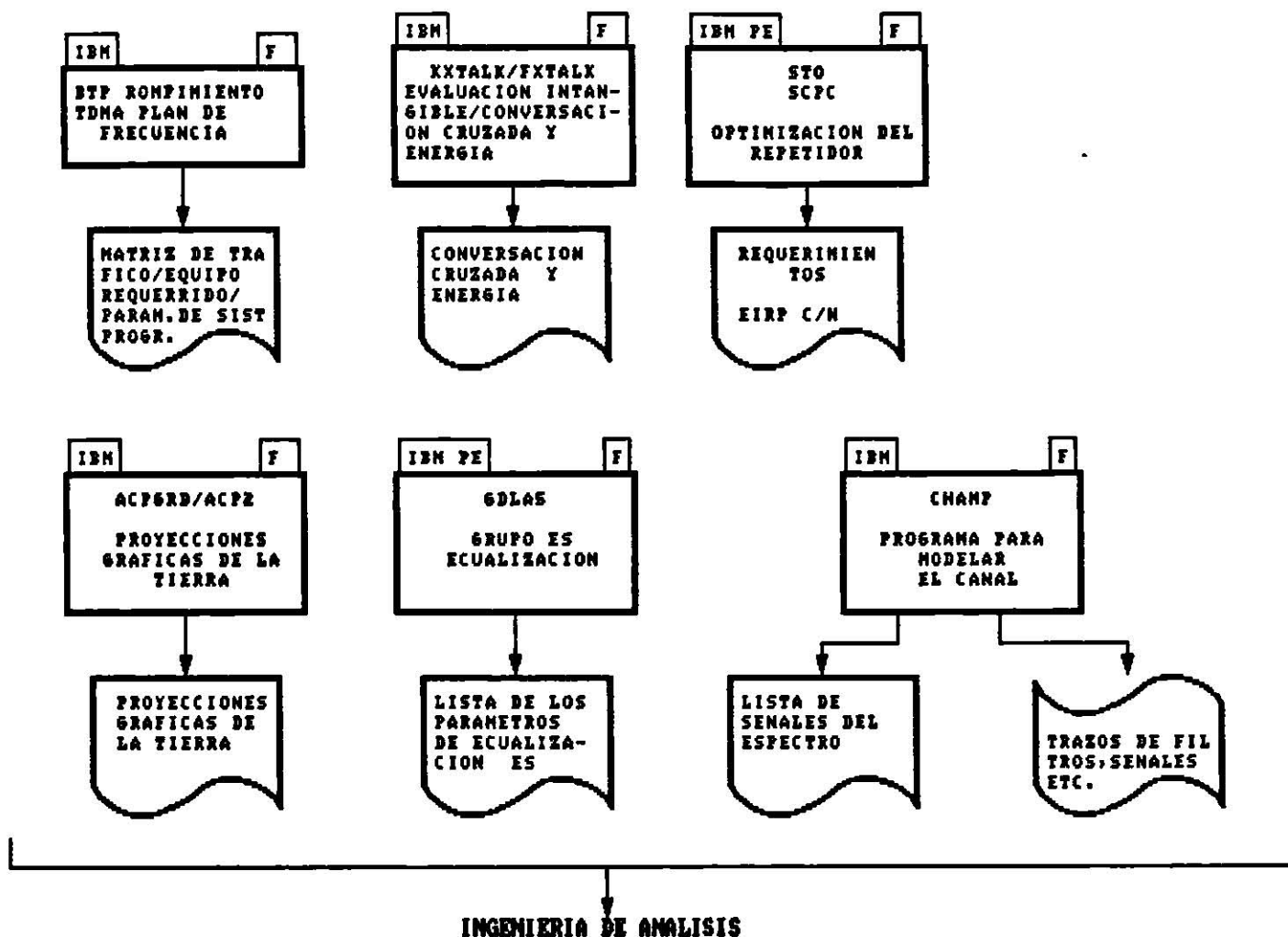


FIG. 3.3 ESQUEMA DE LOS MODULOS DE TRASMISION DE LAS COMUNICACIONES EN EL INTELSAT. SE INDICA EL HARDWARE Y EL LENGUAJE ASOCIADO CON CADA MODULO.

B = BASIC
 F = FORTRAN
 HP = HEWLETT PACKARD
 IBM = IBM 3032
 P = PL/1
 PE = PERKIN-ELMER

PREPARACION DE DATOS

Los parámetros de el espacio y de la estación terrena son proporcionados para la optimización de el sistema y los modelos de análisis del diagnostico, así que la ejecución del sistema debe ser exactamente determinado.

La localización de la estación terrena (latitud y longitud), la ganancia al ruido por temperatura, (G/T) y estadísticas de la lluvia están registradas en la base de datos de la estación terrena.

En el reporte se ilustra el contorno de la ganancia de la antena en el espacio y muestra que la realización de la comunicación varía dependiendo de la localización de la estación terrena con respecto a el satélite.

OPTIMIZACION DEL SISTEMA

El objetivo de los modelos de optimización del sistema es accionar un nivel de ejecución de el sistema; que muestre los objetivos para el ruido en el Intelsat. El ruido en un canal telefonico no deberá exceder un valor determinado. La transición desde la preparación de los datos a la optimización del sistema empieza con el desarrollo de un plan de frecuencia para cada repetidor en el satélite.

El programa de asignación de portador reclasifica el plan de frecuencia de un repetidor mientras mantiene los otros repetidores fijos. Este procedimiento es iterado hasta minimizar la interferencia en los canales.

Soluciones factibles son entonces tomadas desde la raíz del árbol. Este proceso es repetido hasta que se encuentren más soluciones. El resultado de el plan de frecuencia entonces puede ser optimizado por los modelos de el sistema. El programa STRIP5 es el principal encargado en el proceso de optimización en el análisis del deterioro en la transmisión de el satélite. Los deterioros de la transmisión modelados en el STRIP5 y en el OUTMAT5 es mostrado en la fig. 3.4

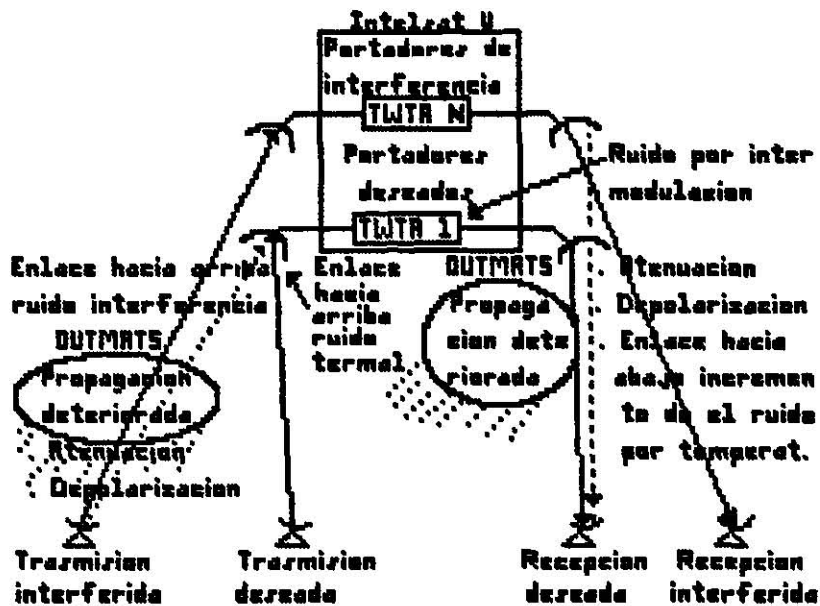


FIG. 3.4

FIG. 3.4 Todas las transmisiones deterioradas excepto éstas que involucran propagación degradada en condiciones de lluvia son moduladas por el programa STRIPS. Los deteriorados por lluvia son modelados por el OUTMATS.

ANALISIS DEL DIAGNOSTICO

Después de que el plan de frecuencia ha sido activado, el sistema es comunmente monitoreado y evaluado. El monitoreo es cumplido vía el monitor de el sistema de comunicación de el Intelsat y por los reportes recibidos desde la estación terrena. El avalúo es cumplido por el software que determina la acción bajo condiciones actuales y compara la realización predeterminada del modelo de optimización de el sistema con las mediciones monitoreadas. El equipo central de datos y el software obtienen el plan de frecuencia actual de la base de datos IBM y retrasmiten la información para los sitios apropiados así que la frecuencia dada puede ser monitoreada. Como los datos medidos son recibidos desde sus lugares, éstos pueden ser desplegados en las consolas del centro de datos o salvados para futuros procesos.

La herramienta de análisis principal de el Intelsat es el programa de análisis de la red, el NAP5; que compara los datos medidos por el monitor del sistema de comunicación (CSM) con los datos reportados de la estación terrena. Se generan estadísticas de lo predecido contra los márgenes del sistema actual y realiza trazos de los enlaces hacia arriba y hacia abajo de el EIRP y del ruido en la banda de salida. Un nuevo programa en la planeación es el programa de análisis del espacio ANAS. El programa, planea como una extensión del STRIP5, aceptará los niveles de enlace hacia arriba EIRP, parámetros de los repetidores y datos del plan de frecuencia. ANAS entonces calculará el conjunto de niveles no integrados; repetidores total e individual de los puntos de operación de los portadores, interferencia térmica, ruido por intermodulación y para predecir el ruido en la banda de salida. Los efectos de la emisión de la intermodulación de la frecuencia de radio (RF) de la estación terrena son analizados con el programa IEP5.

INGENIERIA DE ANALISIS

Los nuevos modelos están siendo desarrollados para acceder la transmisión protegida y poder eventualmente obtener parte del proceso de diagnostico y optimización. Los programas para éstas dos categorías son llamados modelos para la ingeniería de análisis. La organización Intelsat está planeando introducir el modo de acceso multiple de tiempo dividido (TDMA). De éste modo, cada usuario accesa el repetidor del satélite usando la misma portadora de frecuencia durante los intervalos de tiempo especificados relativos a un tiempo de referencia. A cada usuario de la red le es asignado intervalos de tiempo que explota con el sistema TDMA sobre las bases de transmisión y recepción. El formato de un típico sistema TDMA es mostrado en la fig. 3.5

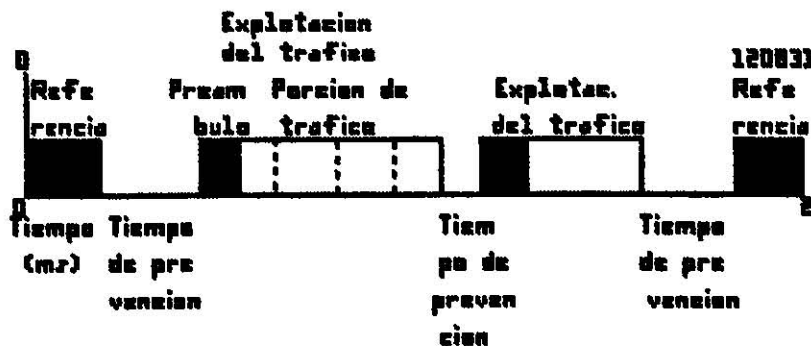


FIG.3.5 Estructura del formato TDMA para Intelsat.

IV COMO Y DONDE COLOCAR UN SATELITE EN EL ESPACIO

4.1 CONSIDERACIONES TEORICAS.

CONSIDERACIONES BASICAS PARA EL LANZAMIENTO

Situar un cuerpo en órbita alrededor de la tierra puede parecer un asunto sencillo, bastaría comunicarle una velocidad que cumpla la condición básica: perder 5 metros de altura a cada 8 km de recorrido (ver fig 4.1) esto equivale a desplazarse a 8 km/seg ó 28,800 km/hora. Sin embargo una velocidad así provocaría la pulverización del cuerpo por efecto del aire. Es por esto que la primer condición es sacar al satélite fuera de la atmosfera.

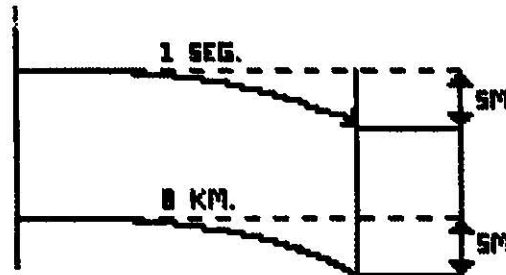


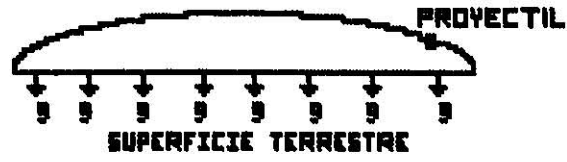
FIG. 4.1

Si experimentamos el disparo de un proyectil en un área pequeña se consideraría que el centro del área sería el centro de gravedad, entonces la trayectoria seguida por el proyectil sería parabólica. Si consideramos áreas más grandes donde la curvatura terrestre modifica el centro de gravedad hacia el centro de la tierra, la trayectoria seguida por el proyectil sería elíptica, a pesar de no completar su recorrido; si se le diese una mayor velocidad sin caer en algún punto de la tierra su trayectoria sería elíptica y completa, es decir daría vueltas completas alrededor de la tierra pasando por el punto de partida. Ver fig. 4.2

Si la velocidad del disparo fuese aumentando, la trayectoria elíptica se iría alargando en su extremo opuesto (llamado apogeo). Con una velocidad mayor de 11,2 km/seg. el cuerpo saldría despedido sin retorno siguiendo una trayectoria parabólica. A ésta velocidad crítica se le conoce como velocidad de escape. Ver fig. 4.3

Para que un objeto siga determinada trayectoria en el espacio dependerá a que altura se le libere y su velocidad de movimiento. Ver fig. 4.4

TRAYECTORIA PARABOLICA



TRAYECTORIA ELIPTICA

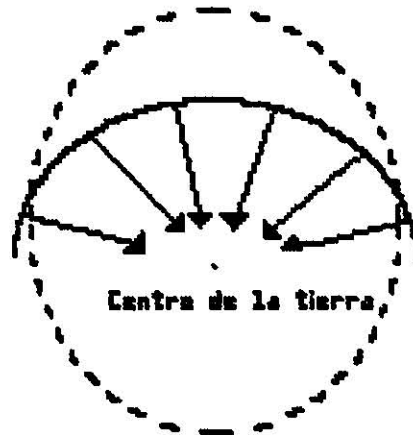
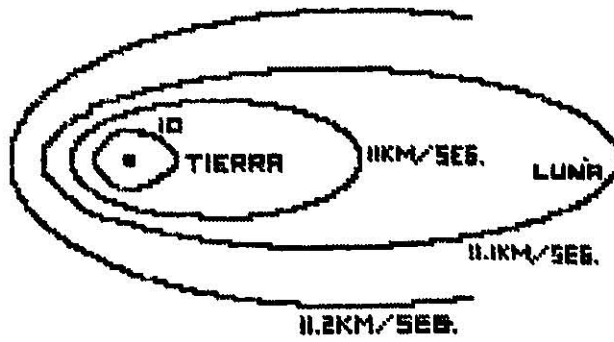


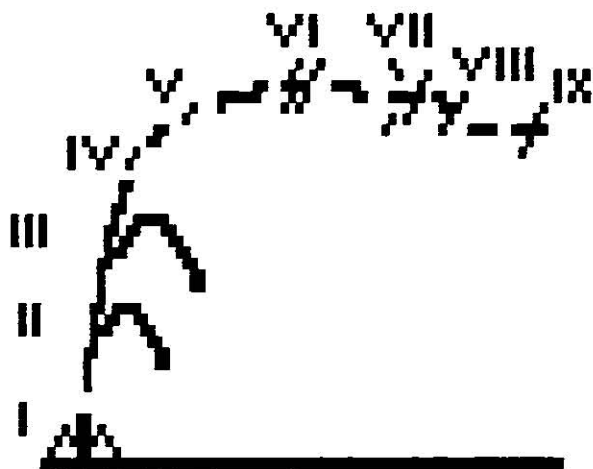
FIG. 4.2

TRAYECTORIA ELIPTICA



VELOCIDAD DE ESCAPE

FIG. 4.3



Esquema de puesta en órbita de un satélite artificial.

FIG. 4.4

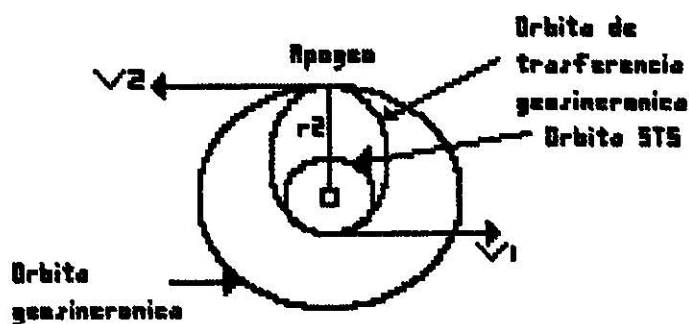
- 1.- Lanzamiento.
- 2.- Desprendimiento de la primera fase del cohete portador.
- 3.- Desprendimiento de la segunda fase.
- 4.- Fase de propulsión en la tercera etapa del cohete e inicio de la estabilización por efecto giroscópico.
- 5.- Se inicia el despliegue de los apéndices auxiliares del satélite.
- 6.- Despliegue del sistema "yo-yo" amortiguador de rotación.
- 7.- Desprendimiento del equipo "yo-yo".
- 8.- Separación del satélite de la tercera etapa del cohete portador.
- 9.- Estabilización y adopción de la posición crucero

La práctica ha demostrado que un satélite sólo puede mantenerse en órbita más allá de los 180 km. de altura. A menor altura, el rozamiento es excesivo, la órbita se hace inestable y el vehículo puede que no llegue a completar una vuelta. A 200 km de altura el satélite tiene garantizado una vida de varios días, quizás semanas, pero los residuos de aire todavía presentes lo frenarían poco a poco, haciéndolo perder altura paulatinamente. A 500 km de la superficie terrestre un satélite puede girar durante años; a 1000 km. su vida se cuenta por siglos. Sin embargo, antes o después todos acaban por sufrir el efecto de frenado provocado por partículas atmosféricas aún a grandes alturas.

El cohete es el único vehículo concebido para moverse sin aire. Su lanzamiento consta de varias fases, cada una provista de su grupo propulsor y de sus reservas de combustible. A medida que éstas reservas se agotan culmina su fase y se desprenden, al tiempo que reservas más pequeñas entran en acción en un medio de menor resistencia. Cuando el cohete impulsado con el satélite acoplado en su cono de proa llegan a su última fase, prácticamente ha alcanzado su órbita y en ese momento se le libera para que sus motores lo ubiquen en su órbita; cuando lo ha logrado sus motores se pueden apagar sin peligro de que éste caiga a la tierra.

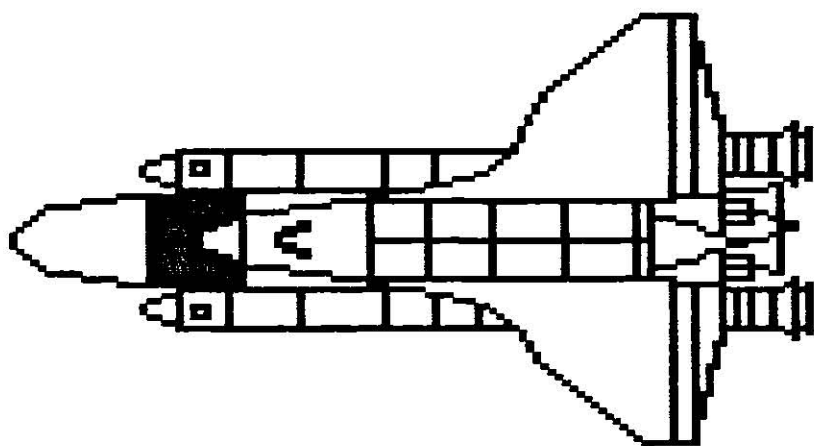
LAS MECANICAS DEL LANZAMIENTO DE UN SATELITE SINCRONICO

Mientras teóricamente un satélite podría ser colocado dentro de una órbita geosincrónica en una operación, consideraciones prácticas de costo y capacidad del vehículo lanzador determinan un proceso de dos o tres pasos, como es descrito en la fig. 4.5. Muchos de los lanzamientos de vehículos expandibles (ELV) como el Delta y Ariane (ver fig. 4.6) ponen al satélite en una órbita elíptica inclinada llamada una órbita de transferencia con un apogeo en altitud geosincrónica y de 185 a 370 km de perigeo. En el apogeo de la órbita de transferencia un cohete (AKM) pone al satélite dentro de una órbita geosincrónica circular con inclinación cero. El AKM es una parte integral de el satélite excepto en algunos lanzamientos del TITAN III C.

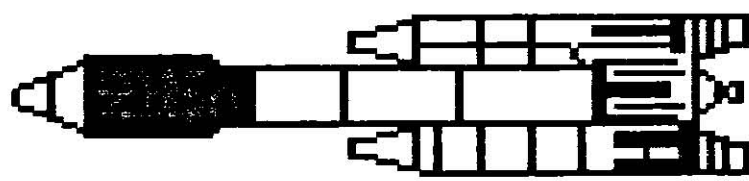


v_1 y v_2 son los incrementos de la velocidad que mueve al satélite dentro y fuera de la órbita de transferencia.

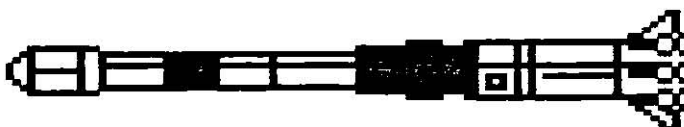
FIG 4.5



Space Shuttle
(STS)



Titan III
Centauro



Ariane



Delta Atlas
Centaur



Delta

FIG. 4.6

El AKM debe ser capaz de incrementar la velocidad del satélite de 1585 m/seg. en la órbita de transferencia a aproximadamente 3048 m/seg. en la órbita geosincrónica mientras simultaneamente reduce la inclinación orbital a cero. A mayor inclinación más energía se requiere. Aproximadamente 30 minutos transcurren entre el ascenso y la colocación de el satélite dentro de la órbita de transferencia. Con el sistema de transportación espacial (STS) el tiempo puede ser mucho mayor, dependiendo de el resto de las misiones del Lanzador. Después de la inserción en la órbita de transferencia, el control pasa de la agencia de lanzamiento a el propietario del satélite, quién determina cuando poner la nave espacial dentro de la órbita geosincrónica.

Resumiendo: un satélite no cae a la superficie porque en todo momento su peso está exactamente compensado por la fuerza centrífuga que actúa sobre él cuando gira alrededor de la tierra.

Para saber el peso del satélite en el espacio; no hay más que aplicar la fórmula de gravitación universal, que establece que dos cuerpos se atraen con una fuerza proporcional al producto de sus masas e inversamente proporcional al cuadrado de la distancia que media entre ellos. La velocidad (v) que debe tener un satélite para mantenerse en órbita circular a una altura h sobre la superficie de la tierra es:

$$v = \left[\frac{G \times M}{R + h} \right]^{\frac{1}{2}}$$

En la cual R y M representan respectivamente el radio y la masa de la tierra y G es la llamada constante de gravitación universal. Una observación importante es que la velocidad depende de la altura de vuelo y no de su masa. Para una altura h de 220 km, la velocidad del satélite ha de ser aproximadamente 7.8 km/seg; si la altura fuese de 1000 km. su velocidad sería de 7.4 km/seg.

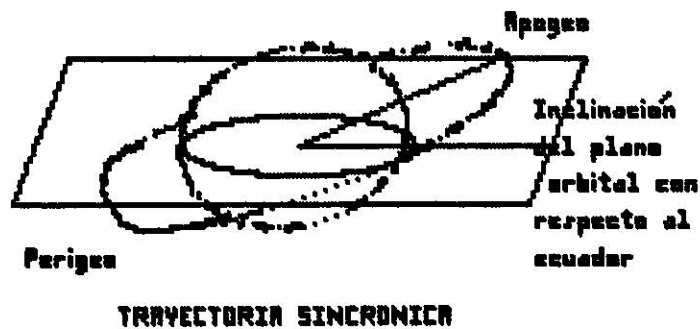
Así, cuanto más alto viaje un satélite, menor será su velocidad para mantenerse en órbita. A una altura mayor de 1'800,000 km sobre la tierra el satélite estaría influenciado por el sol y en lugar de girar alrededor de la tierra lo haría alrededor del sol.

Para conocer la órbita de un satélite artificial y en general de cualquier astro del sistema solar es necesario conocer cuatro parámetros: apogeo, perigeo, período orbital e inclinación con respecto a un plano de referencia, generalmente el ecuador.

El período orbital es el tiempo que tarda en efectuar una revolución completa. Hay dos maneras de medirlo: respecto a la órbita en sí (tiempo invertido en recorrer toda la elipse de apogeo a apogeo) o con respecto a una referencia fija en la superficie terrestre (por ejemplo el tiempo que tarda en cruzar dos veces consecutivas sobre el mismo meridiano). Ambos métodos proporcionan resultados ligeramente discrepantes debido a los diferentes sistemas de referencia adoptados. En el primer caso se trata de un sistema fijo (la propia órbita recorrida); en la segunda, es móvil, ya que en el tiempo que dura una revolución del satélite, la tierra también ha girado cierto ángulo, arrastrando consigo al meridiano de referencia. Para diferenciar ambos métodos se habla de período orbital y de período de revolución, respectivamente.

La inclinación orbital es el ángulo que forma el plano orbital con el plano del ecuador. Cuando éste ángulo es cero, ambos coinciden, se habla de trayectoria ecuatorial; cuando es de 90 grados a dicha inclinación, se le conoce como trayectoria polar, puesto que sobrevuela ambos polos terrestres.

El satélite estacionario permanece fijo sobre el ecuador; en cambio, el satélite sincrónico es aquel que mantiene su longitud geográfica (meridiano) fija, aunque varía en latitud a medida que se recorre su trayectoria (ver fig. 4.7).



TRAYECTORIA POLAR

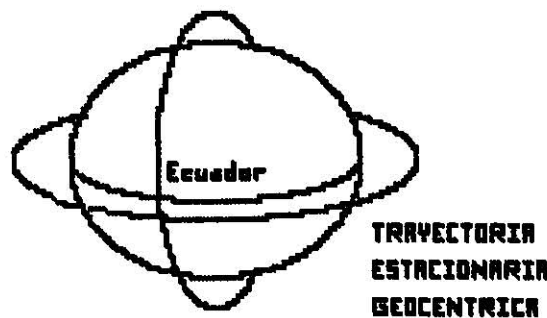


FIG. 4.7

Los satélites sincrónicos con el sol son los que no permiten que el satélite artificial penetre en el cono de sombra que proyecta la tierra; también existen las elípticas semisincrónicas o de 12 horas, las polares de 16 órbitas/día típicas de los satélites militares de reconocimiento, que cada día, a la misma hora, sobrevuelan los mismos puntos y una gran cantidad de trayectorias cuyo límite viene impuesto por la imaginación de los analistas de trayectorias.

La órbita de los satélites de comunicación es una órbita precisa que se sitúa a 36,000 km y permite a un satélite completar su revolución en 24 horas; como éste es el tiempo que necesita nuestro planeta para efectuar una rotación entera, sobre su propio eje, el satélite parecerá inmóvil en relación con la tierra y quedará estacionado arriba sobre un mismo punto. Se acostumbra llamársele "geoestacionario" a una órbita así.

La órbita de los satélites al servicio de la marina son altas a 20,230 km de la tierra. Esta altura les permite efectuar una revolución en 12 horas, de tal forma que pueden pasar a las mismas horas del día y de la noche sobre las mismas regiones. Estos satélites están razonablemente espaciados a fin de que siempre se puedan ver varios satélites desde cualquier lugar donde uno se encuentre. Las órbitas de éstos satélites de nevegación son rigurosamente controladas.

A CONTINUACION SE HARA UN ANALISIS MATEMATICO DE LA ORBITA DEL SATELITE

Empezaremos con el desarrollo de las ecuaciones para una órbita de los satélites con un sistema coordenado rectangular como el mostrado en la fig. 4.8 a). El origen es centro de la tierra y el eje z se extiende hacia el polo norte. Los ejes x y y pueden estar en forma libre. El sistema coordenado está fijado en el espacio y la tierra gira sobre el eje z. Asumiremos que el centro de masa de la tierra y sistema de satélite coinciden con el centro de masa de la tierra en el origen.

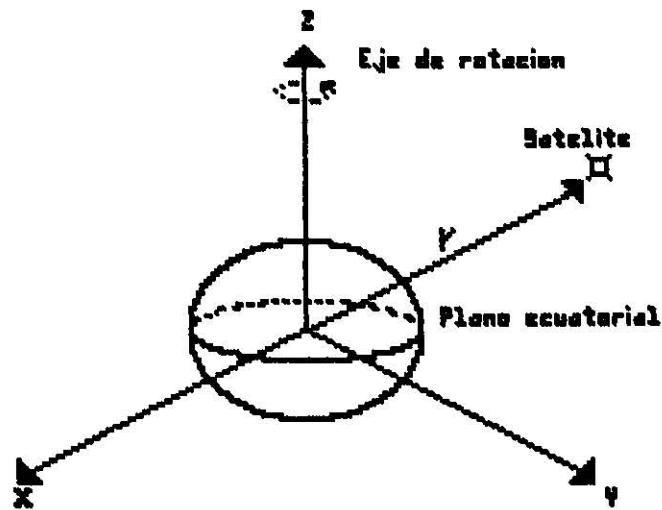


FIG. 4.8 a)

Aqui se plantea la igualdad de las formulas de gravitaci3n universal y la segunda ley de Newton

$$F = - \frac{G \times M_e \times m \times r}{r^2}$$

Para obtener la fuerza gravitacional sobre el sat3elite

Donde :

$G = 6.672 \times 10^{-11} \text{ Nm/kg.}$ (constante universal gravitacional)

M_e = Masa de la tierra

m = Masa del sat3elite

r = Vector unitario en la direcci3n r

El producto $G M_e = 3.9861352 \times 10^5 \text{ km}^3/\text{seg}^2$ es llamado la constante de Kepler designado por μ

$$F = \frac{m \, d^2}{dt^2} \hat{r} \quad \text{Segunda ley de Newton}$$

Igualando ambas formulas

$$-\frac{U r}{r^2} = \frac{z}{dt} \frac{r}{r^2}$$

Esta igualdad origina la ecuación de una elipse por lo que es la primera ley de Kepler.

En la fig. 4.8 b) el sistema rectangular está sobre el plano orbital y Zo es el eje de rotación del satélite. De ésta manera se puede expresar más fácilmente Xo y Yo

$$\begin{aligned} X_o &= r_o \cos \alpha \\ Y_o &= r_o \sin \alpha \end{aligned}$$

Donde α es el ángulo existente en el plano Xo y Yo (Ver fig. 4.9)

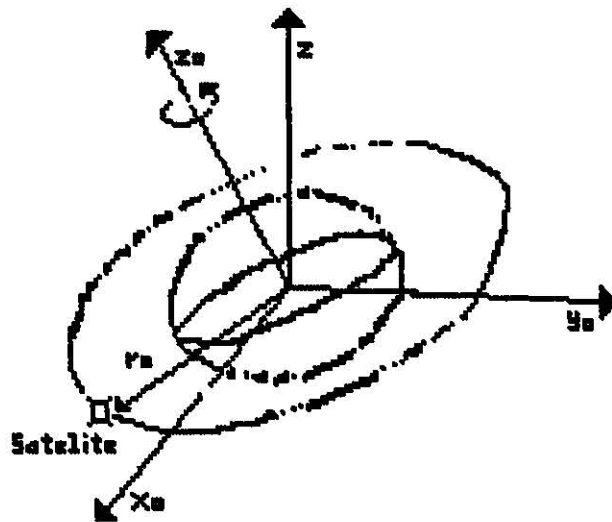


FIG. 4.8 b)

DESCRIBIENDO LA ORBITA

Si el ángulo del plano orbital y el de movimiento terrestre de rotación es cero, entonces la ecuación de la órbita está dado por:

$$r_o = \frac{p}{1 + e \cos \alpha}$$

Donde:

r_0 es la distancia del satélite al centro de la tierra
 e es la excentricidad de la elipse con el centro de la tierra

$$P = \frac{h^2}{u} \quad \text{y} \quad h = \frac{r_0^2 d\alpha}{dt} \quad \text{h es la magnitud del momento angular}$$

La trayectoria del satélite en el plano orbital es mostrado en la fig. 4.9 en donde las longitudes a y b están dadas por

$$a = \frac{p}{1 - e} \quad b = a(1 - e^2)^{1/2}$$

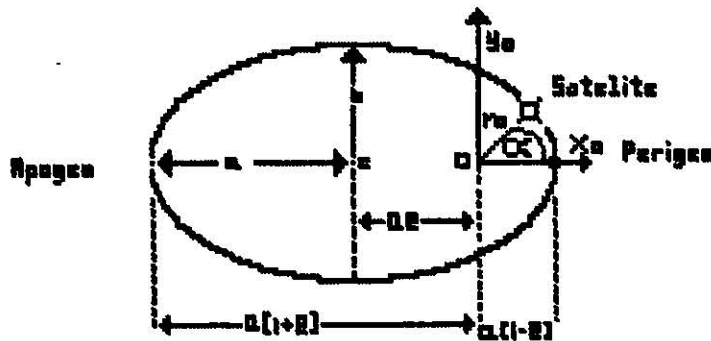


FIG. 4.9

El radio del vector al satélite barre áreas iguales en tiempos iguales. Esto es la segunda ley de Kepler de movimiento planetario.

Podemos usar ésta última expresión para calcular el radio de una órbita geosincrónica.

Tomando el período rotacional terrestre como 86,400 seg. (o sea 24 horas), sustituyendo este valor dentro de la ecuación y solucionando para a obtenemos $a = 42,241.558$ km. Desde un satélite geosincrónico debemos tener una velocidad angular constante, la órbita debe ser circular y el radio del círculo debe ser igual a la longitud de a .

Redondeando a kilómetros, el radio orbital de un satélite geosincrónico es 42,242 km. Una órbita geosincrónica que se sitúa en el plano ecuatorial de la tierra (órbita geosincrónica con inclinación cero) es geoestacionaria.

LOCALIZANDO AL SATELITE EN LA ORBITA

La ecuación de la órbita está dada por:

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

Las coordenadas rectangulares del satélite están dadas por:

$$\begin{aligned} X_o &= r_o \cos \alpha \\ Y_o &= r_o \sin \alpha \end{aligned}$$

En Resumen :

Iniciando con la segunda ley de Newton y la ecuación para la fuerza gravitacional sobre un satélite se demuestra que la posición de los satélites es descrita por un vector lineal de segundo orden de ecuación diferencial.

La órbita del satélite es una elipse con la tierra en un foco, tres elementos orbitales describen la forma de la elipse con respecto a la rotación de la tierra. Para una órbita geoestacionaria, la elipse degenera a un círculo próximo al centro de la tierra situado en el plano ecuatorial con un radio de 42,242 km.

Del radio orbital podemos calcular el azimuth y la elevación de el satélite desde cualquier punto de la tierra. Estos constituyen los angulos de observación del satélite; éstos son las coordenadas para que una antena de estación terrena debe ser apuntada para comunicarse con el satélite. Para un satélite geoestacionario los angulos de observación y el punto de subsatélite son constantes con el tiempo.

DETERMINACION DEL ANGULO DE OBSERVACION PARA LOCALIZAR AL SATELITE

Las coordenadas para que una antena de estación terrena pueda ser apuntada para comunicarse con un satélite son llamados los ángulos para la observación. Estos son: azimuth (az) y elevación (El), no obstante de otro par existente. Ver fig. 4.10

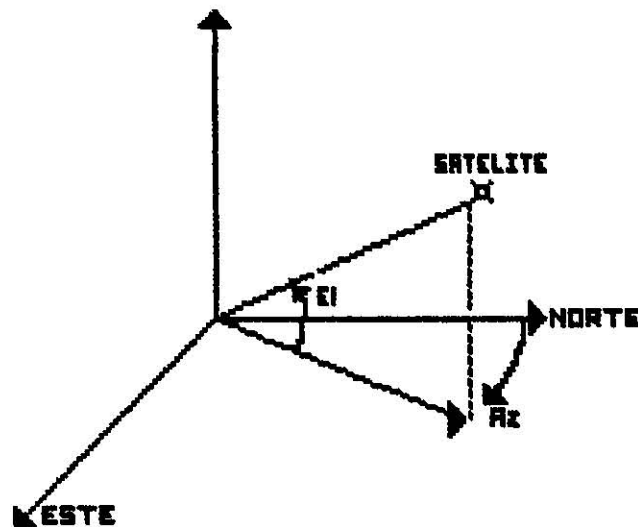


FIG 4.10

El azimuth es medido hacia el este desde el norte geográfico hasta la proyección del satélite sobre el plano horizontal de la estación terrestre.

La elevación es el ángulo medido hacia arriba desde el plano horizontal de la estación terrestre hacia el satélite.

LOCALIZANDO AL SATELITE MEDIANTE EL PUNTO DEL SUBSATELITE

No obstante que los ángulos de observación pueden ser calculados directamente desde las coordenadas del satélite (x_r, y_r, z_r). En la práctica para los satélites geostacionarios es convenientemente hecho usando las coordenadas geográficas de el punto del subsatélite como intermediarias, una vez obtenidas estas, se procedera a calcular los ángulos Az y El.

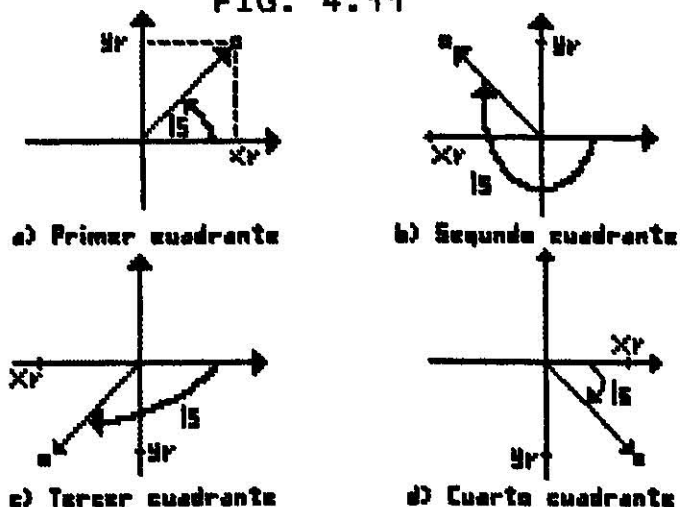
El punto del subsatélite es el lugar en la superficie de la tierra donde una línea dibujada desde el centro de la tierra a el satélite pasa a través de la superficie. Para un satélite geostacionario ideal el punto del subsatélite es sobre el ecuador en alguna longitud fija y esto es todo lo que se necesita recordar cuando se calcule los angulos de observación (más bien que con los 6 elementos orbitales). Representaremos la latitud norte del punto de subsatélite por L_s y la longitud oeste por l_s . En términos de las coordenadas del satélite (x_r, y_r, z_r) de el sistema de rotación la latitud del subsatélite L_s en grados norte es dado por:

$$L_s = 90^\circ - \cos^{-1} \frac{z_r}{\sqrt{x_r^2 + y_r^2 + z_r^2}}$$

La ecuación usada para calcular la longitud del subsatélite l_s depende sobre que cuadrante el punto (x_r, y_r) se sitúe. Estos valores en grados oeste es dado por:

$$l_s = \begin{cases} \tan^{-1} \left(\frac{y_r}{x_r} \right), & y_r \geq 0, x_r \geq 0 \text{ (primer cuadrante)} \\ 180^\circ + \tan^{-1} \left(\frac{y_r}{|x_r|} \right), & y_r \geq 0, x_r < 0 \text{ (segundo cuadrante)} \\ 90^\circ + \tan^{-1} \left(\frac{|x_r|}{y_r} \right), & y_r < 0, x_r < 0 \text{ (tercer cuadrante)} \\ \tan^{-1} \left(\frac{|y_r|}{x_r} \right), & y_r < 0, x_r \geq 0 \text{ (cuarto cuadrante)} \end{cases}$$

FIG. 4.11



OBTENCION DE LOS ANGULOS PARA LA LOCALIZACION DEL SATELITE

CALCULO DE LA ELEVACION

La fig. 4.12 muestra la geometría del ángulo de elevación. En esto r_s es el vector desde el centro de la tierra a el satélite, r_e es el vector desde el centro de la tierra a la estación terrena y d es el vector desde la estación terrena a el satélite.

Estos tres vectores se encuentran en el mismo plano y forman un triángulo. El ángulo γ medido entre r_e y r_s es el ángulo central entre la estación terrena y el satélite y X es el ángulo (dentro del triángulo) medido desde r_e a d . Definido así si éste no es negativo y γ es relativo a la estación terrestre de latitud norte L_e y longitud oeste l_e y el punto de subsatélite de latitud norte L_s y longitud oeste l_s por

$$\cos (\gamma) = \cos (L_e) \cos (L_s) \cos (l_s - l_e) + \sin (L_e) \sin (L_s)$$

Las magnitudes de los vectores uniendo el centro de la tierra, el satélite y la estación terrestre son relacionados por la ley de cosenos. Esto es

$$d = r_s \left[1 + \left(\frac{r_e}{r_s}\right)^2 - 2 \left(\frac{r_e}{r_s}\right) \cos (\gamma) \right]^{\frac{1}{2}} \quad (1)$$

Desde el plano horizontal local en la estación terrena es perpendicular a r_e , el ángulo de elevación E_l es relativo a el ángulo central X por

$$E_l = X - 90$$

$$\cos (E_l) = \frac{\sin (\gamma)}{\left[1 + \left(\frac{r_e}{r_s}\right)^2 - 2 \left(\frac{r_e}{r_s}\right) \cos (\gamma) \right]^{\frac{1}{2}}} \quad (2)$$

Las ecuaciones del $\cos (\gamma)$ y del $\cos (E_l)$ permiten que el ángulo de elevación E_l sea calculado usando las coordenadas del subsatélite y la estación terrena, el radio orbital r_s , y el radio terrestre r_e .

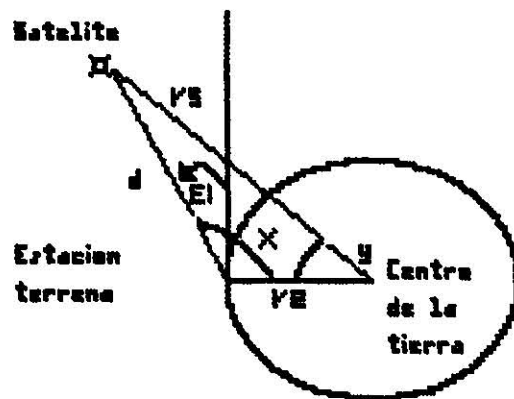


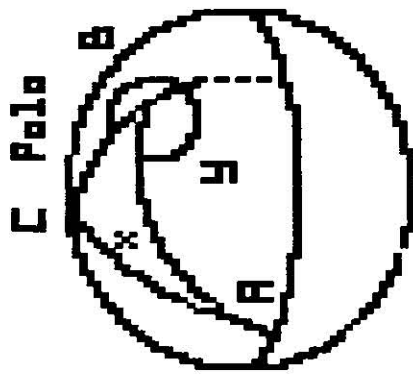
FIG. 4.12

CALCULO DEL AZIMUTH

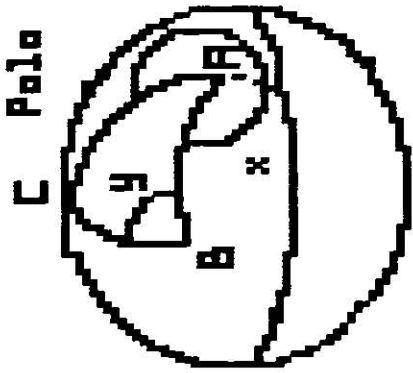
Desde la estación terrena, el centro de la tierra, el satélite y el punto del subsatélite, todos puestos en el mismo plano, el azimuth Az desde la estación terrena a el satélite es el mismo como el azimuth de la estación terrena a el punto del subsatélite. Esto es más difícil de calcular que el ángulo de elevación porque la exacta geometría involucrada depende de si el punto del subsatélite está al este u oeste de la estación terrena, y sobre que hemisferio la estación terrena y punto del subsatélite estén contenidos. El problema se simplifica algo para satélites geosincrónicos ideales o para casos donde el punto del subsatélite y la estación terrena estén en el mismo hemisferio.

Nuestra solución para el caso general sigue el procedimiento presentado para encontrar los azimuths entre cualquier dos puntos A y B sobre la superficie.

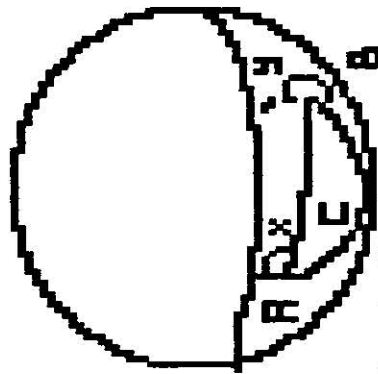
Sus latitudes en grados norte son LA y LB , sus longitudes en grados oeste son lA y lB . Cualquiera de los puntos A ó B puede ser la estación terrena; el otro debe ser el punto del subsatélite. Los puntos A, B y el polo forman un triángulo esférico con ángulo polar C y ángulos Y en el vértice B y ángulo X en el vértice A. La geometría de el triángulo depende de la colocación de A y B. La fig. 4.13 muestra como se miden los ángulos X y Y dependiendo de donde se ubiquen los puntos A y B.



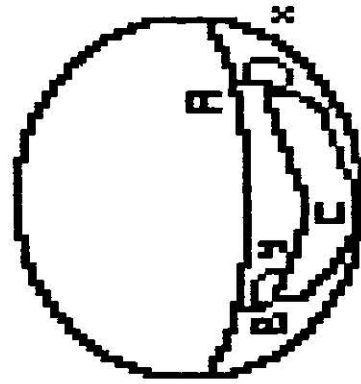
A] Hemisferio norte.
A al oeste de B



B] Hemisferio norte.
A al este de B



C] Hemisferio sur.
A al oeste de B



D] Hemisferio sur.
A al este de B

FIG. 4.13

Para los cuatro posibles casos. El ángulo polar C es dado por

$$C = \begin{matrix} I & I \\ |lA - lBI \\ I & I \end{matrix} \quad \text{ó} \quad \begin{matrix} I & I & II \\ |360 - |lA - lBII \\ I & I & II \end{matrix} \text{ grados}$$

Cualquiera hace $C < 180$ grados

La relación entre X, Y y el azimuth Az depende sobre la identidad de los puntos A y B y sobre su relación geográfica. Esto se encuentra sintetizado en la tabla sig.

AL MENOS UN PUNTO EN EL HEMISFERIO NORTE

Punto subsatélite	Estación terrena	Relación	Azimuth
A	B	A oeste de B	$360 - Y$
B	A	A oeste de B	X
A	B	B oeste de A	Y
B	A	B oeste de A	$360 - X$

AMBOS PUNTOS EN EL HEMISFERIO SUR

Punto subsatélite	Estación terrena	Relación	Azimuth
A	B	A oeste de B	$180 + Y$
B	A	A oeste de B	$180 - X$
A	B	B oeste de A	$180 - Y$
B	A	B oeste de A	$180 + X$

CALCULO DEL AZIMUTH PARA SATELITES GEOESTACIONARIOS

El problema del cálculo del azimuth se simplifica considerablemente para satélites geoestacionarios, puesto que el punto del satélite está en el ecuador, tiene una longitud l_s y su latitud es cero, el radio geosincrónico es $r = 42,242$. Entonces la distancia d de la estación terrena a el satélite es dado segun (1) por :

$$d = 42,242 (1.02274 - 0.301596 \cos (y))^{\frac{1}{2}} \text{ km}$$

y el ángulo de elevación es dado segun (2) por :

$$\cos(E1) = \frac{\text{sen}(y)}{(1.02274 - 0.301596 \cos(y))^{1/2}}$$

La derivación de las ecuaciones necesitadas está basado sobre el triángulo esférico con vértices B, S, y G donde B es la estación terrena, S es el punto del subsatélite y G es el punto donde el meridiano de la estación terrena cruza el ecuador. La fig. 4.14 ilustra todas las posibles orientaciones de éste triángulo para varias localizaciones de el punto de subsatélite con respecto a la estación terrena. Los tres lados de el triángulo son arcos de longitud y , a y c . El primero es el ángulo central α y dado en la ecuación anterior; a y c son relativos a las coordenadas de la estación terrena y el punto del subsatélite por

$$a = \frac{|L_s - L_e|}{I}$$

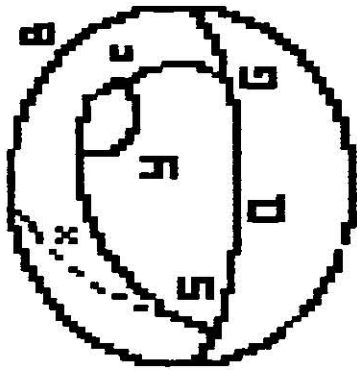
$$c = \frac{|L_e - L_s|}{I}$$

$$s = 0.5 (a + c + y)$$

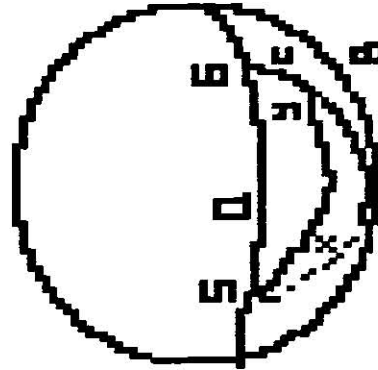
$$\alpha = 2 \tan^{-1} \frac{\text{sen}(s - y) \text{sen}(s - |L_e|)}{\text{sen}(s) \text{sen}(s - |L_e - L_s|)}$$

Ver tabla de cálculo del azimuth desde el triángulo esférico con ángulo α

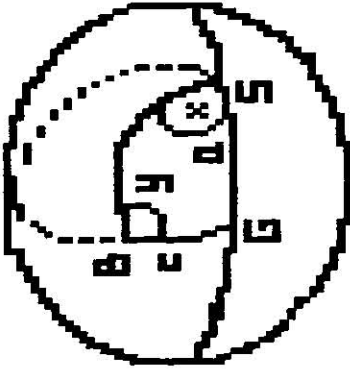
Situación	Ecuación
1. Punto de subsatélite al suroeste de la estación terrena	$Az = 180 + \alpha$
2. Punto de subsatélite al sureste de la estación terrena	$Az = 180 - \alpha$
3. Punto de subsatélite al noroeste de la estación terrena	$Az = 360 - \alpha$
4. Punto de subsatélite al noreste de la estación terrena	$Az = \alpha$



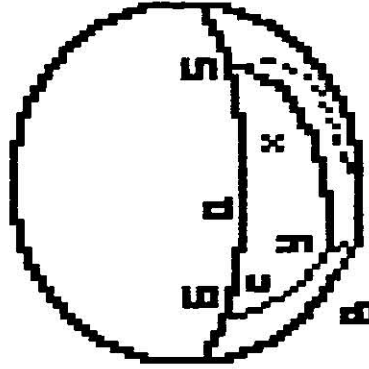
a) SSP al suroriente
de E5



c) SSP al noroeste
de E5



b) SSP al suroriente
de E5



d) SSP al noroeste
de E5

FIG. 4.14

APLICACION DEL SOFTWARE PARA EL CONTROL DE LA ORBITA DEL SATELITE

El software para el control orbital en los satélites de comunicación actuales deben incluir programas para cualquier evento desde la predicción de la órbita hasta las maniobras periódicas necesitadas para mantener la posición del satélite.

Inicialmente el software para control orbital incluía programas para predecir la posición y velocidad del primer satélite artificial. Con un programa diseñado para correr en una pequeña computadora de capacidad limitada que trabajaba a un tiempo mayor que el tiempo real, requiriendo dos horas para predecir una órbita de 90 minutos. El software para el control orbital ha crecido para incluir programas de planeación de maniobras, exactitud para predecir y determinar órbitas y realizar otras tareas útiles en la planeación de operaciones del satélite. Los requerimientos de control orbital discutidos aquí inician con la separación de el satélite desde el vehículo lanzador y se extiende a través de la transferencia y movimiento de la órbita para finalizar en la estación orbital asignada. Un sistema de software presenta los siguientes requerimientos:

- 1) **PREDICCIÓN ORBITAL.**— Precisión de la predicción orbital es necesaria para soportar la determinación del lanzamiento, planeación de maniobras orbitales, determinación de la órbita y para anticipar eventos como los eclipses.
- 2) **DETERMINACION DE LA ORBITA.**— La estimación actual de los elementos orbitales debe ser modificada periódicamente usando rastreo de datos. El software para la determinación de la órbita puede también ser requerido para mejorar la estimación de las mediciones y de los parámetros del modelo de fuerzas.
- 3) **PLANEACION DE LAS MANIOBRAS EN EL APOGEO.**— En la separación desde el punto del perigeo, el satélite está en una inclinada y altamente excentrica órbita de transferencia con una aproximación sincrónica de 19,327 millas nauticas de la altitud del apogeo y una altitud del perigeo de 100 a 160 millas nauticas. El remover la inclinación orbital y enderezar al perigeo para la altitud sincrónica puede ser acompletado mediante maniobras en el apogeo.
- 4) **ADQUISICION DE LA ESTACION.**— Siguiendo la maniobra del apogeo, una serie de maniobras causa al satelite tender hacia su ubicación y alcanzar la longuitud deseada; las maniobras paran su tendencia y empieza a circundar su órbita cuando su estación de contacto es alcanzada.

5) ESTACION DE CONTACTO.- Maniobras periódicas son requeridas para mantener la posición del satélite dentro de los límites especificados en longitud e inclinación orbital.

6) DETERMINACION DE LA ALTITUD.- La medición de datos deben ser procesados para determinar la actual altitud de el satélite, que debe ser mantenido dentro de los límites predeterminados.

7) PLANEACION DE LAS MANIOBRAS DE LA ALTITUD.- Previo a las maniobras del apogeo, la altitud del satélite es ajustado, así que el motor de introducción al apogeo será apropiadamente orientado. Subsecuentemente, la altitud debe ser alterada para las operaciones normales y pequeñas maniobras adicionales y así mantener ésta altitud.

8) COMANDAR MANIOBRAS.- Las maniobras de velocidad y de altitud que requieren ser transformadas dentro de una secuencia de comandos para transmitirse a el satélite y así activarlo a la introducción adecuada.

9) MANEJO DE BASE DE DATOS.- Una común base de datos proporciona un enlace de comunicación en los programas del software y normalmente incluyen las constantes físicas y numéricas, los datos variables como la órbita actual y datos importantes para los programas, para que los usuarios puedan desplegar, imprimir y modificar datos de la base de datos. (Ver fig. 4.15) A continuación se procederá a explicar éstos nueve incisos.

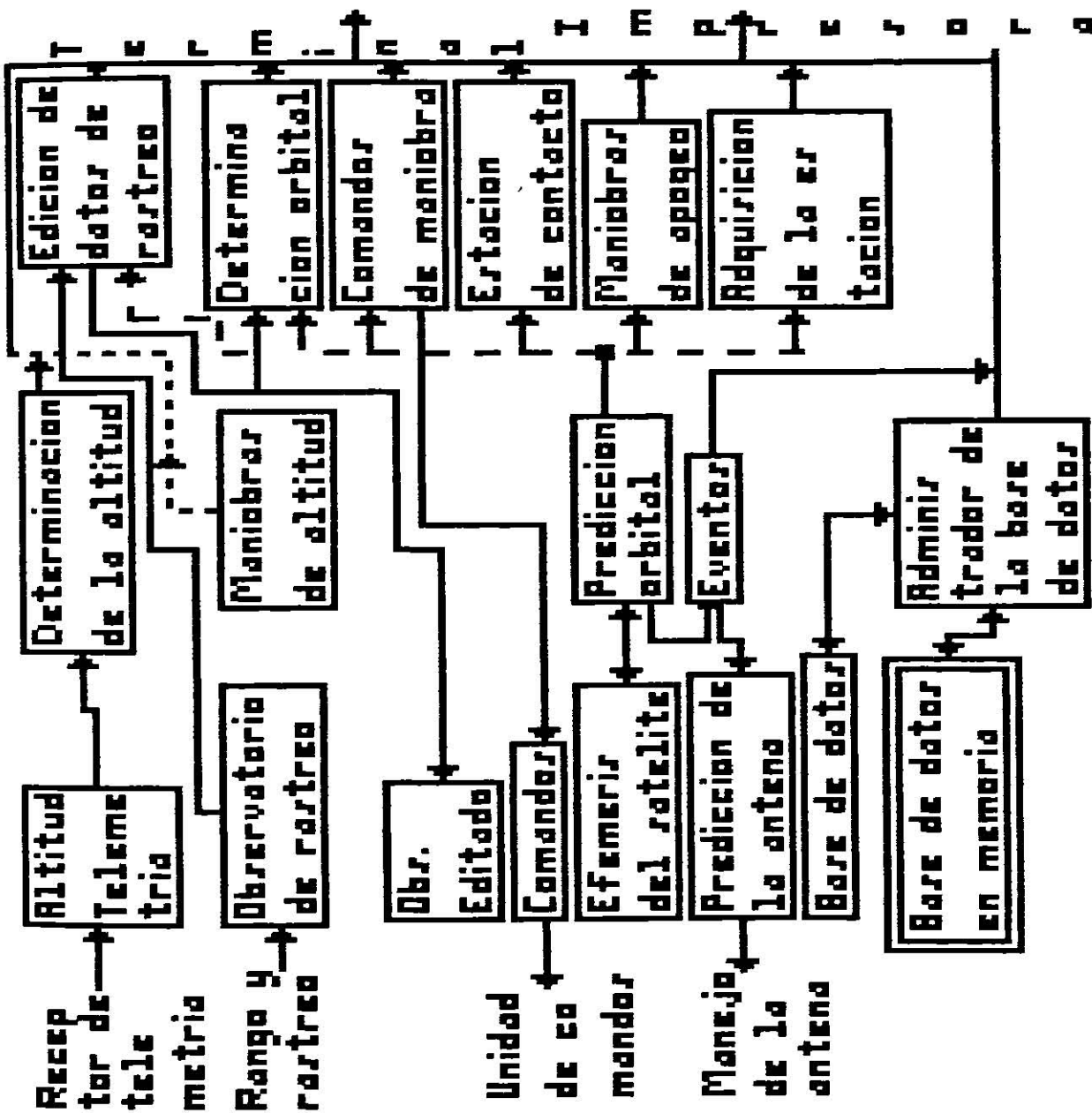


FIG. 4.15

PREDICCIÓN ORBITAL

Si la órbita fuera realmente en secciones cónicas la predicción sería sencilla. En realidad, los elementos para describir una sección cónica representan a la órbita solo instantáneamente. Las fuerzas perturbadoras continuamente cambian todos los elementos.

La precisión necesaria en predecir órbitas para los satélites de comunicación mantenidos dentro de sus posiciones límites requiere integración numérica de las ecuaciones del movimiento.

Para obtener los términos de aceleración requeridos para representar las fuerzas de perturbación, la integral ha incluido a un modelo a todas las fuerzas implicadas. Para satélites sincrónicos, el modelo de fuerzas generalmente incluye, al menos, un modelo gravitacional terrestre, lunar, solar, arrastre atmosférico (solo aplicado en la órbita de transferencia) y de la aceleración introductoria.

Para precisión, el método de integración numérica de predicción-corrección es comunmente usado, como un requisito para la automatización del control del tamaño orbital. Los programas de predicción orbital tienen varios propósitos. Como programas accesibles al usuario, ellos proporcionan listados y muestran la posición del satélite y velocidad en una variedad de elementos. Como los programas usualmente proporcionan salida en una amplia variedad de eventos relativos a la órbita, incluyendo la entrada y salida a los eclipses y el paso del apogeo al perigeo.

En suma, los programas pueden proporcionar las predicciones de la intromisión de el sol y la luna dentro de los campos de visibilidad de los sensores de altitud y de otros sensores. Primero para el lanzamiento, los soportes de predicción orbital determinan el ángulo del lanzamiento. Los lanzamientos oportunos están limitados por un número de requerimientos geométricos de la órbita de transferencia como las limitaciones en el ángulo entre el vector de giro del satélite y el vector del satélite al sol y a la altitud de las maniobras del apogeo y limitaciones en la duración del eclipse y en la orientación inercial de la órbita de transferencia. Como una subrutina interna en los programas de predicción proporciona a otros programas de control orbital los vectores de posición y velocidad en los tiempos requeridos.

PLANEAR MANIOBRAS EN EL APOGEO

Durante el tiempo de vida de un satélite se requerirá un número de velocidad ajustado para mantenerse dentro de los parámetros orbitales. Una maniobra ejecutada al inicio del apogeo en la órbita de transferencia acompleta varios cambios en uno solo. La órbita de transferencia es altamente excentrica; ésto tiene una altitud de apogeo proxima al sincrónico, una altitud de perigeo de 100 a 160 millas nauticas y una inclinación de aproximadamente 28 grados. Una sencilla maniobra en el apogeo es usada para levantar el perigeo a la altitud sincrónica, reduce la inclinación a cero y cambia la ascensión derecha de el nodo de ascención a un valor predeterminado. Estas maniobras de apogeo es comunmente realizado con un gran impulso, un motor de propulsión sólido que incrementa la velocidad de 5000 pies por segundo a 10,000 pies/seg. en aproximadamente medio minuto. Menos común es la maniobra ejecutada con un motor de apogeo o con un motor bipulsor líquido que lo introduzca en un período mucho menor con el mismo efecto.

Los tres cambios en la órbita son completados simultaneamente para la elección apropiada de tiempos y dirección del incremento de la velocidad. La órbita de transferencia es usualmente arreglada con éste apogeo casi coincidente con el nodo de ascención. La fig. 4.16 muestra el componente en el plano de la velocidad.

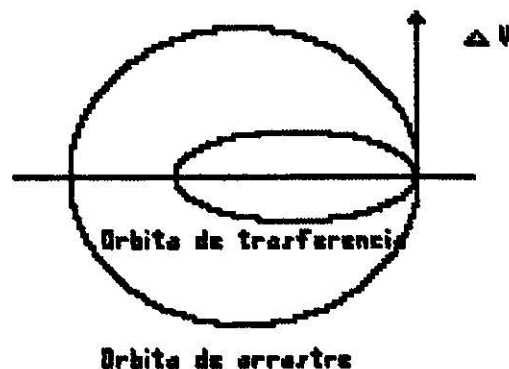


FIG. 4.16 Efecto en el plano de las maniobras de apogeo

Muchos programas de planeación de maniobras en el apogeo han sido diseñados para satélites estabilizados giratoriamente con un gran impulso de sus motores de propulsión sólido. Por el relativamente corto tiempo de encendido, la maniobra puede ser tratada satisfactoriamente como un impulso de velocidad discontinua. La magnitud de la velocidad es fijada por la carga del propulsor y la masa del satélite; la disponibilidad de control está limitada a el tiempo de la maniobra y a dos ángulos que definen la dirección de la velocidad. Con tres controles, tres limitaciones pueden ser satisfechas: inclinación, nodo de ascensión y el ángulo de la trayectoria de vuelo.

Desde el punto de vista del usuario puede ser más deseable para el programa encontrar un valor para éste tercer parámetro limitante tal que el propulsor requerido pueda alcanzar la longitud deseada y entonces detener su movimiento; sujetandose a un número de condiciones como el límite en el tiempo permitido para alcanzar la estación de contacto y el requerimiento de que el satélite pase un cierto mínimo de tiempo dentro de un corredor de longitud preescrito. Por las muchas posibles condiciones y complejidades involucradas, éste proceso de optimización frecuentemente da manera a un diseño de programa que permite al usuario especificar un rango de valores para tres limitaciones de la órbita de arrastre.

El programa entonces varía cada limitante mediante incrementos para crear una serie de casos para su evaluación y selección.

Debido a que el impulso de aproximación para el encendido no requiere integración, un gran número de casos de estudio pueden ser generados muy rápidamente. Para éste tipo de maniobras de apogeo, las maniobras de no impulso aproximan el efecto del encendido con suficiente precisión. En vez de ésto, es necesario integrar las ecuaciones de movimiento. La integración numérica es lenta, sin embargo permite un gran número de casos de estudio para ser generados. Aun así, el programa puede utilizar un impulso de aproximación con suficiente precisión que permita la selección de un caso para su refinamiento, que es completado por integración numérica. Este refinamiento final no es lineal y requiere corrección diferencial iterativa. El uso de un motor de apogeo con propulsor líquido proporciona una adicional variable de control que es la duración de el encendido. Estas cuatro limitantes pueden ser satisfechas: inclinación, nodo, radio orbital a el punto opuesto al encendido y el argumento de perigeo. Un líquido propulsor ofrece una flexibilidad adicional para permitir que el encendido sea dividido en dos o más apogeos. La planeación del programa puede ser arreglado para calcular la división de el encendido total requerido, así que al final del encendido, el satélite estará precisamente en la longitud final deseada.

ADQUISICION DE LA ESTACION

El programa de adquisición de la estación es requerido para computar una secuencia de maniobras que establezcan la proporción de introducción necesario para arribar a la longitud preescrita en un tiempo especificado y entonces detener su movimiento.

Con requerimientos no adicionales, el problema es simple. El cambio requerido en longitud y el tiempo permitido establece la proporción de introducción, que depende solamente sobre el eje semimayor de la órbita. No es difícil para computar el incremento de velocidad requerido, pero el problema rápidamente llega a complicarse con la introducción de condiciones de alineación. Para eficientizar el uso del propulsor, cada proporción de introducción o maniobras de excentricidad deberán ocurrir en cualquier apogeo o perigeo. Cuando la longitud requerida es alcanzada, la órbita deberá ser circular y tener un movimiento de introducción de cero. El diseño de el sistema de propulsión puede limitar el tamaño máximo de cualquier maniobra y entre maniobras un tiempo mínimo puede ser requerido para rastrear y determinar la órbita.

ESTACIONES DE CONTACTO

La estación de contacto, se refiere a mantener un conjunto de parámetros orbitales dentro de límites especificados. Más comunmente, ésto se refiere a mantener la posición de un satélite geostacionario sobre una posición fija en el ecuador. El cruce ecuatorial es elíptico, no obstante allí está también una fuerza transversal hacia el eje semimayor más próximo, como se muestra en la fig. 4.17

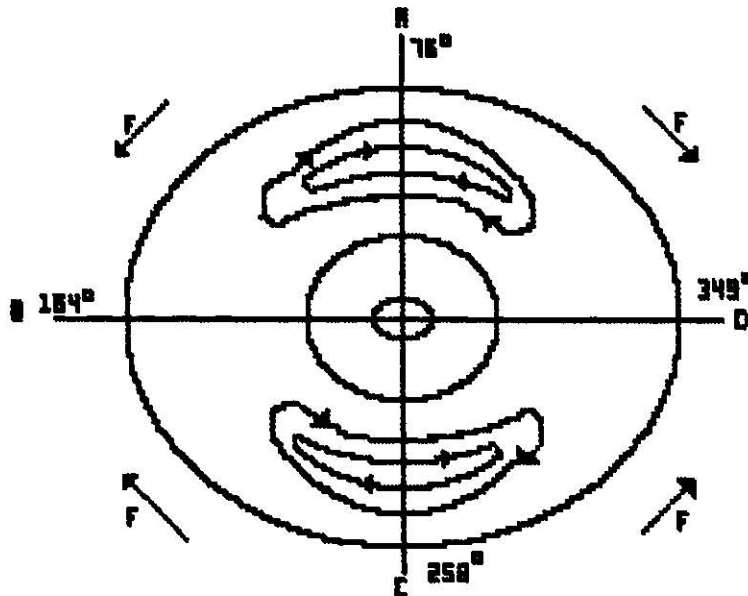


FIG.4.17 Trayectorias de orbitas geostacionarias.

Esta disipación de fuerzas sobre la extensión de el eje principal, de la elipse ecuatorial, son posiciones de equilibrio. Para un satélite en altitud sincrónica en alguna longitud arbitraria, la aceleración efectiva (con respecto al eje de rotación) estará opuesta en dirección a la fuerza y el satélite se moverá hacia el eje menor. Esta aparente paradoja puede ser explicada con la ayuda de la fig. 4.17

Considerar un satélite en altitud sincrónica en una longitud entre los semiejes C y D.

La fuerza transversal está en la misma dirección como la velocidad inercial, causando a la velocidad incrementos. El resultado está en un incremento en el radio orbital, un decremento en la velocidad angular para un valor menor que el terrestre y un movimiento aparente del eje de rotación hacia el eje semimayor C. En C la fuerza transversal desaparece pero porque el radio orbital está ahora creciendo tan sincrónico, que el aparente movimiento continua sobrepasando

C hacia B. Ahora la fuerza transversal se opone a la velocidad inercial, el satélite empieza a perder altitud y su velocidad angular empieza a incrementarse.

Algún lugar entre C y B el movimiento aparente invertirá la dirección y el satélite otra vez se moverá hacia C. El resultado es un gran término de liberación hacerca de C. Estos semiejes A y C definen las posiciones del equilibrio estable, mientras las posiciones B y D son inestables. Una estrategia para estaciones de contacto limitadas se muestra en la fig. 4.18

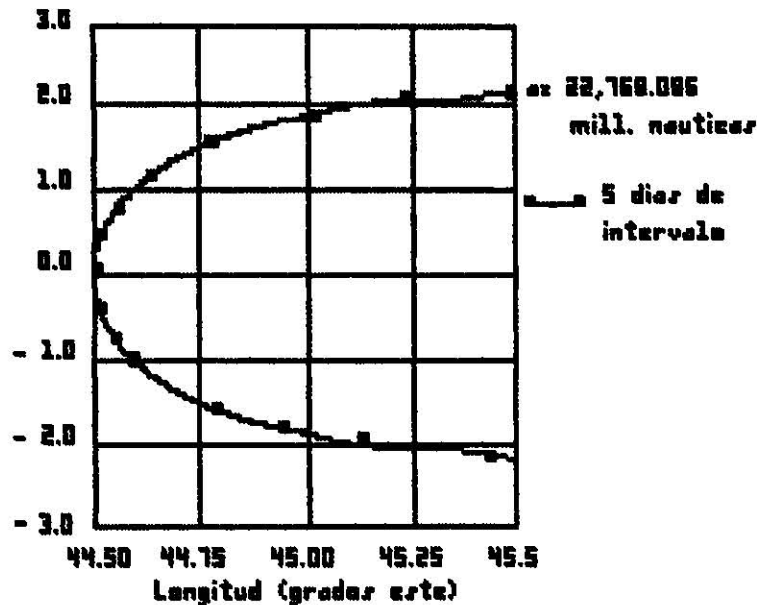


FIG. 4.18 Ciclo de estaciones de contacto Este-Oeste

Para éste ejemplo, la longitud deseada es de 45 grados este, con excursiones permitibles de 0.5 grados. El ciclo empieza en un punto de 45.5 grados este, con el eje semimayor de la órbita aproximadamente de 2.3 millas nauticas mayor que el sincrónico. El satélite inicialmente se mueve hacia el oeste y decrecienta su altitud. Si el eje semimayor inicial es elegido correctamente, el movimiento para y se cambia de dirección en 44.5 grados este. El satélite eventualmente alcanza el borde este, en éste momento, de cualquier forma, tiene un eje semimayor de aproximadamente 2.3 millas nauticas debajo del sincrónico. En este punto las maniobras de velocidad son requeridas para aumentar el eje semimayor para reiniciar el ciclo. La fig. 4.19 muestra los efectos gravitacionales lunar y solar no incluidos en la fig. 4.18

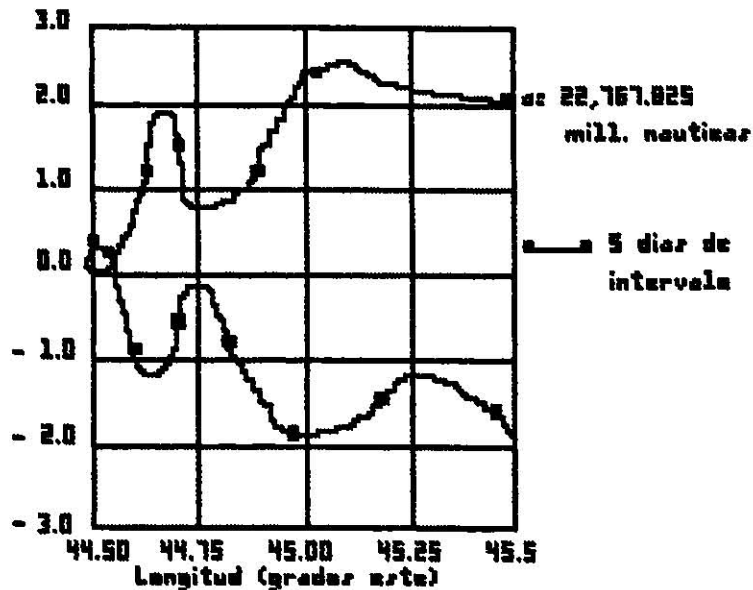


FIG.4.19 Ciclo de las estaciones de contacto Este-Oeste con efecto lunar-solar

Los requerimientos para estaciones de contacto Norte-Sur aumentarían las perturbaciones lunar-solar; en la ausencia de maniobras de corrección provoca la inclinación orbital para oscilar lentamente entre un valor de 7.5 grados (para altitud sincrónica) y aproximadamente 15 grados, entonces regresa de 7.5 a cero otra vez con un período total de aproximadamente 54 años. El promedio de variación para una inclinación próxima al cero es de 0.86 grados por año y una considerable velocidad de introducción es requerida para mantener la inclinación próxima al cero.

Mucha de ésta introducción puede ser salvada por colocar la órbita en su máxima inclinación permitible, con un nodo de ascensión seleccionado; así que la inclinación decrece otra vez. De hecho, un número de satélites han sido colocados en órbitas con un control de la inclinación totalmente pasivo que ha sido accionado de ésta forma. Para duración de misiones de 5 a 7 años, la inclinación puede ser mantenida pasivamente en aproximadamente 3 grados.

Los límites de inclinación de 0.5 a 0.1 grados son comunes. Una estrategia eficiente para mantener éstas inclinaciones bajas es inicializar la órbita en la inclinación máxima, con un nodo de ascensión seleccionado que cause a la inclinación decrementar hacia cero antes de incrementar otra vez a el valor máximo permitido. En éste punto una sencilla maniobra de cambio de velocidad es usado para regresar el nodo a su valor inicial, reiniciando el ciclo. Podemos razonablemente asumir que el máximo tiempo de ciclo es obtenido para tener el deslizamiento de la inclinación hacia cero, pero se ha demostrado que el nodo que maximiza el tiempo entre maniobras no es el nodo que causa a una inclinación cero ser rechazado. El programa de las estaciones de contacto es requerido para determinar el tiempo en que la inclinación alcanza su valor máximo permitido, el nodo de ascensión requerido para iniciar un nuevo ciclo y la maniobra sencilla que cambiará el nodo a el valor computado.

DETERMINACION DE LA ALTITUD

La determinación de la altitud para un satélite giratorio es como la determinación de la órbita en que uno empieza con una estimación inicial de la ubicación (en éste caso dos ángulos definiendo la orientación del vector del giro); una colección de mediciones reales, normalmente desde los sensores del tablero. La estimación es perfeccionada por corrección diferencial lineal y con el método de mínimos cuadrados. El proceso es el mismo para la determinación de la órbita, los programas de determinación de la altitud son usualmente más simples. En la determinación de la órbita, la posición y la velocidad son estimadas y varía de una medición a la siguiente, requiriendo integración de ecuaciones de movimiento en el momento de las observaciones. La altitud de un satélite giratorio, es comparativamente constante. Consecuentemente, la dinámica de la altitud es generalmente ignorada y la altitud es asumida como fija durante las observaciones.

La determinación de la altitud de un satélite estabilizado es casi siempre hecho en el computador, con las funciones de control y determinación integradas dentro de un sistema sencillo. Frecuentemente, no es requerido un procesador o un software, aún así, en algunos satélites estabilizados han sido usados pequeños procesadores digitales. Donde los procesadores son usados, el requerimiento del software depende de el diseño de el sistema de control.

PLANEANDO LAS MANIOBRAS DE CONTROL

En la separación del vehículo lanzado o punto de perigeo, un satélite giratorio estabilizado es girado hacia arriba, sin embargo la inyección de la altitud no es la misma que la requerida para las maniobras del apogeo. El software para planear las maniobras de altitud es requerido para aceptar la altitud actual y la deseada y computar las maniobras requeridas. Eventualmente, el eje del giro debe ser realineado así que ésto es normal al plano orbital. Las maniobras de altitud para satélites giratorios estabilizados son completados con uno o más propulsores localizados en o cerca de la circunferencia del satélite.

Si los pulsos inductorios ocurren en un ángulo constante con respecto a la referencia del sol, la trayectoria de el vector de el giro en éste sistema coordinado cruzará el meridiano de longitud en un ángulo constante. El software para planear las maniobras de la altitud adopta la altitud

inicial y la deseada a éste sistema coordinado especial y calcula el azimuth o ángulo para cruzar el meridiano y la distancia de la trayectoria total. El ángulo de desfase con respecto a la referencia del sol puede ser derivado desde el azimuth y el cálculo de el pulso para introducirse es determinado desde la longitud de la trayectoria. El tiempo de desfase y el cálculo del pulso puede entonces ser transmitido a el satélite para la ejecución de maniobras.

COMANDO DE MANIOBRAS

Para modelar la ejecución introductoria, el subprograma debe tener información almacenada acerca del flujo propulsor y el impulso específico para los varios introductores. Estos parámetros varían con la temperatura y presión de el propulsor y con la extensión del pulso. Los valores requeridos pueden ser obtenidos desde un conjunto de tablas almacenadas en la base de datos. Para los satélites giratorios estabilizados, el tiempo correcto de los pulsos con respecto a la referencia de el sol es crítico para accionar el movimiento en la dirección idónea. Para conocer la proporción de flujo del propulsor; el subprograma de maniobras-comando puede convenientemente calcular la propulsión total usada para la maniobra y modificar el valor en la base de datos para el propulsor especificado.

MANEJO DE LA BASE DE DATOS

Una base de datos común garantiza que todos los programas en el sistema han accedido a una sencilla fuente de constantes y datos variables y que los resultados computacionales pueden ser trasladados desde un programa a otro sin la intervención del usuario. Si el sistema es usado para satélites múltiples, algún control es necesario para garantizar que un programa activo usa la correcta sección de la base de datos para el satélite indicado.

El administrador de la base de datos deberá también ayudar a prevenir una incorrecta modificación de la base de datos por una anormal terminación de un programa.

Los varios programas pueden operar serialmente, desde que es generalmente innecesario ejecutar cálculos simultáneos para dos o más satélites.

A la iniciación de cada programa, el manejador de la base de datos determina la identificación del satélite y va a la apropiada sección de la base de datos para éste satélite requerido, con la sección independiente, dentro de la memoria principal, donde esto es accesado y modificado por un programa activo.

Con una buena terminación de cada programa y no de otro modo, la imagen de la base de datos en la memoria principal es gravada en los archivos del disco.

El administrador de la base de datos deberá también proporcionar el significado para suprimir las modificaciones del archivo en el disco como una opción del usuario. Además, esto es benéfico si los archivos del disco pueden ser salvados en archivos secuenciales o cintas magnéticas para la recuperación de errores y de archivos históricos. Un informe puede también ser proporcionado para desplegar o imprimir datos individuales seleccionados de la base de datos o blocks y para modificar las entradas manualmente cuando se necesite.

SOFTWARE EN TIERRA PARA SOPORTAR LA OPERACION DE SATELITES DE COMUNICACION

No obstante el uso del procesador para controlar la posición del satélite, su altitud y su incrementado volumen de funciones; es todavía controlado desde tierra. Existen dos clases en las funciones del software: la primera involucra la computación en línea asociado con la determinación de la órbita y la planeación de las maniobras para las estaciones de contacto. La segunda contiene la computación en línea que comanda a el satélite y monitorea su estatus. La fig. 4.20 es un esquema de funciones en línea y fuera de línea asociado con la determinación de la órbita y la planeación de maniobras

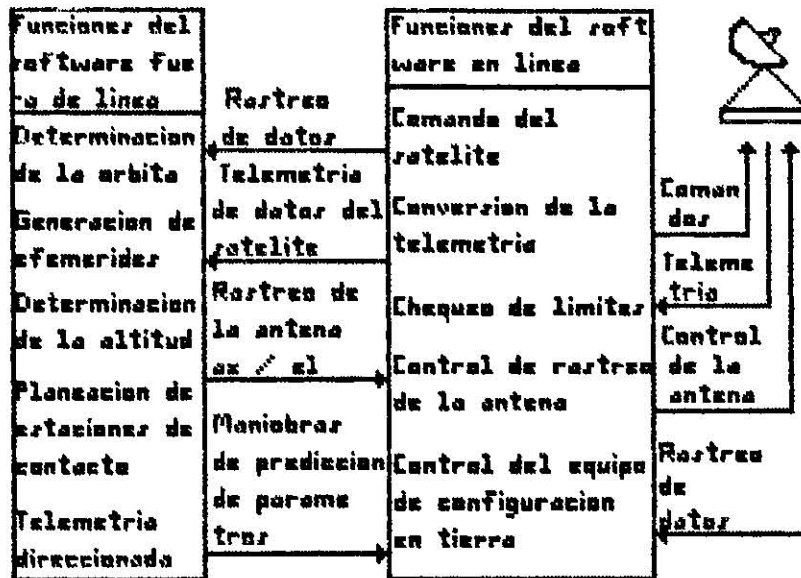


FIG.4.20

Esquema de las funciones en línea y fuera de línea

DETERMINACION DE LA ORBITA Y ESTACIONES DE CONTACTO

Las funciones de comunicación de satélites geostacionarios demandan un control preciso de la órbita y su altitud. Cada satélite de comunicación es asignado a una longitud en el arco geostacionario localizado a 35,900 km arriba del ecuador. Los satélites de comunicación normalmente efectúan rigurosos ejercicios de control de su órbita; la posición del satélite debe permanecer dentro de una pequeña banda de tolerancia de la longitud asignada. La necesidad de mantener un estrecho control es porque muchas antenas son del tipo de no autorastreo y una variación de su sintonización degrada la recepción de la señal. La fig. 4.21 ilustra la necesidad de encerrar el control de la posición del satélite.

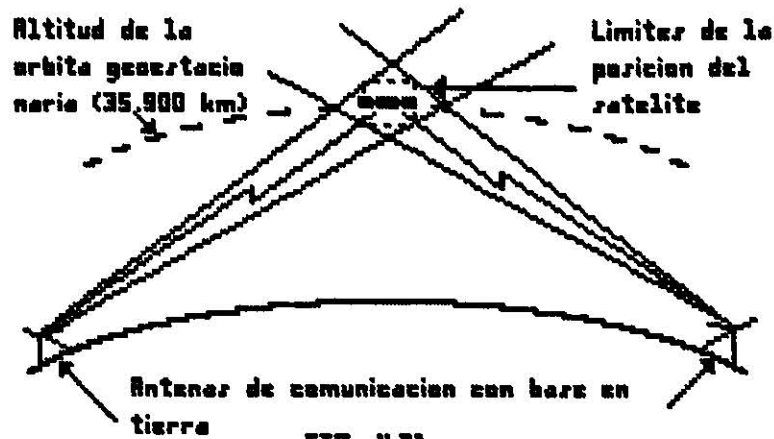


FIG. 4.21

La latitud y longitud del satélite debe ser estrechamente controlado para conocer los requerimientos de comunicación del sistema.

El tamaño tolerable aceptable de la banda depende sobre la frecuencia de la banda de comunicaciones. Para el popular sistema de banda C (6 GHz hacia arriba y 4 GHz hacia abajo), la tolerancia de la banda son típicamente ± 0.1 grados en longitud y ± 0.1 grados en latitud. Para el sistema de la banda K (14 GHz hacia arriba y 12 GHz hacia abajo), la banda de tolerancia es ± 0.05 grados en latitud y longitud. Los sistemas de banda K tienen mayor limitancia porque para un reflector con un diametro dado, las antenas en la banda K muestran una mucho menor amplitud del radio que las antenas con banda C. Las fuerzas naturales tienden a perturbar la órbita geostacionaria del satélite un poco. Entonces, solo una órbita precisa es aceptable, que no requiera corrección por varias semanas. En sistemas normales, la computación de la órbita es realizada 1 o 2 veces por semana, según se requiera.

El arreglo de datos proporciona el significado principal para la estabilización de la posición del satélite desde que son altamente exactos; la incertidumbre es de aproximadamente 15 m². Los ángulos de azimuth y elevación no pueden ser medidos con igual precisión, pero los datos de ángulos son todavía útiles como un suplemento para el arreglo de datos cuando ambos son apropiadamente medidos.

Un conjunto de observaciones de la posición del satélite debe ser coleccionado para determinar la órbita. El intervalo de colección de datos es normalmente en al menos 24 horas así que los datos están disponibles cuando menos para un período orbital. Durante éste intervalo, una secuencia de rango, mediciones del azimuth y de la elevación son coleccionados a cada 1 o 2 horas. El software para la determinación de la órbita procesa el conjunto de observaciones para computar la órbita del satélite en un tiempo dado (período).

Los datos observados deben ser convertidos y editados antes de que éstos puedan ser usados por la rutina de la determinación de la órbita.

Muchas de las actuales estaciones de rastreo para satélites de comunicación usan un esquema de rango multitono en que las diferencias en la fase (modulo de 360 grados) entre las señales transmitidas a un satélite y recibidas en un satélite son medidas y registradas. Para la determinación de la órbita, éstas diferencias de fases son convertidas por un software de preproceso para un verídico rango de observaciones. También el software de preproceso examina el dato de rastreo por una congruencia interna y compara el dato con valores pronosticados.

Otro ingrediente de el proceso de determinación de la órbita es una descripción de el conjunto de fuerzas naturales que accionan sobre el satélite. Nominalmente el satélite está en órbita circular, alrededor de la tierra, con un período de aproximadamente 1436 minutos. No obstante que la tierra no es completamente circular (triaxialmente), las asimetrías son incrementadas con el campo gravitacional, causando a un satélite arrastrarse de su longitud inicial. También la atracción gravitacional de el sol y la luna inclina la órbita del satélite, causando ésto doblar hacia afuera del plano ecuatorial. Existen otras fuerzas de perturbación sobre los satélites geostacionarios, pero los más importantes son los anteriormente mencionados. El software de determinación de la órbita usa modelos de las fuerzas naturales accionando sobre un satélite para contabilizar sus efectos sobre el movimiento del satélite.

Dado un conjunto de observaciones del satélite y modelos de fuerzas, el software de determinación de la órbita sigue el método de mínimos cuadrados para seleccionar la órbita con mayor exactitud. Un esquema común emplea un algoritmo iterativo de corrección diferencial para perfeccionar la estimación inicial de la órbita.

En el algoritmo de corrección diferencial, la estimación inicial de la órbita es extendido en el intervalo de colección de datos y las observaciones que hubiesen sido obtenidos en las estaciones de rastreo son computados. Estas observaciones computadas son comparadas con observaciones actuales y la estimación de la órbita inicial es corregida para reducir la suma de la diferencia de los cuadrados de las observaciones. Este proceso es repetido de forma iterativa hasta que los diferenciales son minimizados y la órbita estimada es corregida.

Además de proveer la estimación de la órbita en forma segura, el método de mínimos cuadrados también puede generar parámetros mejor estimados para el modelo de rastreo y de los coeficientes del modelo de las fuerzas usadas en el proceso de determinación de la órbita. La nueva órbita estimada, con coeficientes a lo largo del modelo modificado, es almacenado para su uso en futuras computaciones para la determinación de la órbita.

Conocer la determinación de la órbita donde el satélite estuvo en un cierto tiempo es importante, pero es más importante para el control orbital el señalar como ésta órbita (y entonces la posición de satélite) variará sobre un subsecuente intervalo de tiempo. Los siguientes 30 días, por ejemplo. La predicción de la órbita futura del satélite es comunmente llamada generación efemérides.

El software para la generación efemérides usa los resultados y modelos de fuerza natural de el procedimiento de determinación de la órbita.

La revisión manual o automática de éstos datos permiten la identificación de el tiempo en que la posición del satélite entrará al ángulo de la banda de tolerancia alrededor de las localidades de la órbita asignada. Este tiempo define cuando la maniobras para las estaciones de contacto serán requeridas.

La fig. 4.22 es un esquema de la determinación de la órbita y proceso de generación del efemérides . La efemérides de el satélite puede ayudar al sistema de operaciones en otros sentidos. Por ejemplo, esto puede revelar el tiempo y la duración de los eclipses del sol para facilitar el apropiado manejo de la energía. También, esto puede identificar los periodos en que el sol o la luna interferirán con la apropiada operación de el sensor terrestre de el sistema de control de altitud.

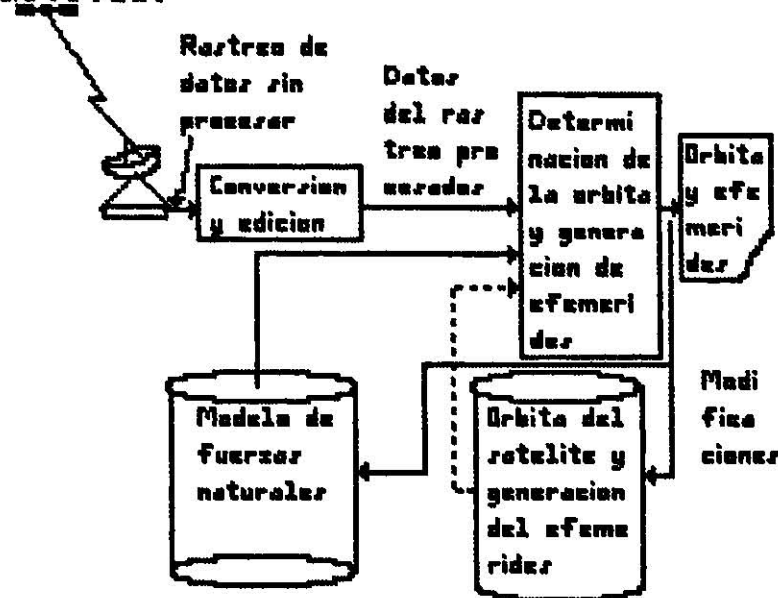


FIG. 4.22

Procesando la determinación de la órbita que emplea observaciones de rastreo y modelos de fuerza natural para estimar la órbita del satélite actual y para generar un efemérides del satélite.

SOFTWARE PARA LAS ESTACIONES DE CONTACTO

Las principales tareas de el software de las estaciones de contacto son asistir en la planeación de maniobras y la modificación del estatus de datos del satélite después de una maniobra completa. Generalmente, las maniobras para las estaciones de contacto son diseñadas para minimizar el consumo de combustible y maximizar el intervalo de tiempo para efectuar las correcciones de la órbita. De cualquier modo, una circunstancia especial puede dictar una estrategia diferente para cualquier maniobra dada. El software para las estaciones de contacto normalmente posee un preeliminar modo de planear. De éste modo, modelos simplificados dinámicos e introductorios realizan una rápida ejecución con soluciones aproximadas; así que un analista puede explorar el impacto de varias opciones y restricciones. Por ejemplo, un analista puede desear investigar:

- . Maniobras de un encendido contra dos encendidos para una corrección orbital.
- . El tiempo requerido para un mínimo combustible en una órbita correcta.
- . La cantidad de corrección conseguible con un tiempo de encendido máximo dado.

El puede usar modelos detallados disponibles en el software para determinar la exacta velocidad de cambio requerido para implementar ésta estrategia y el tiempo en que la corrección deberá ser hecha. Además, el software para las estaciones de contacto usa modelos de ejecución para una introducción detallada y aplica los datos en la geometría de introducción para determinar que inductor debe ser encendido y el tiempo del encendido. La fig. 4.23 es un esquema de el proceso para las estaciones de contacto. Después de maniobrar para una estación de contacto, el software para las estaciones de contacto genera modificaciones estimadas del combustible de sobra en la base de datos mediante el flujo de la telemetría del satélite. También, un conjunto de datos de rastreo es coleccionado y usado para determinar la nueva órbita. Una comparación de la nueva con la vieja órbita permite estimar el actual incremento de velocidad impuesto para el satélite y esto proporciona los datos para refinar la introducción.

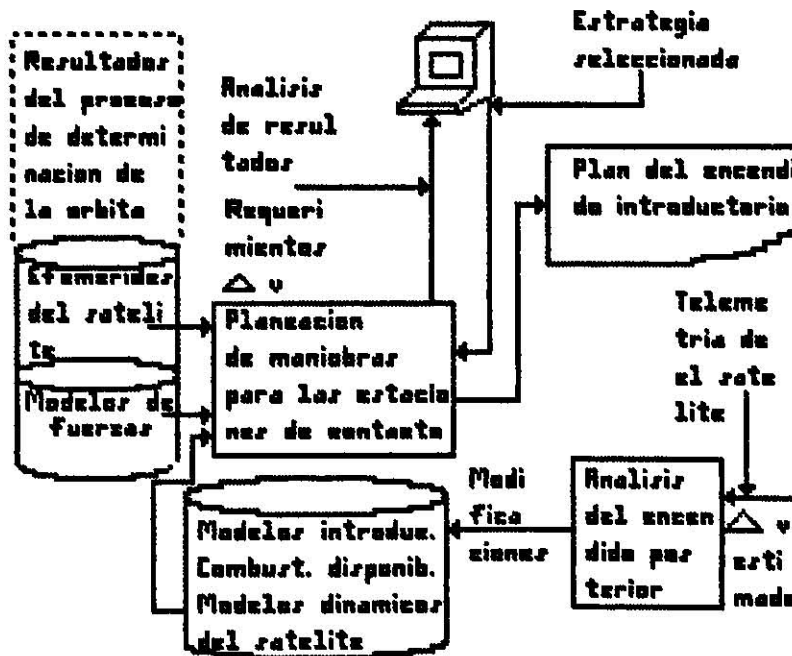


FIG. 4.23 Planeación de maniobras para las estaciones de contacto, modelos de fuerzas naturales y de introducción para determinar el plan del encendido para la introducción.

FUNCIONES PARA PROCESAR EL SOFTWARE EN LINEA

Las funciones para procesar dentro de un sistema de control del satélite en tierra son clasificadas como en línea o fuera de línea. Para algunos equipos de configuración TT&C éstas funciones están en computadoras separadas. Las típicas funciones fuera de línea requieren una exactitud de 32 bits; una precisión de 16 bits es suficiente para estar en línea, procesando en tiempo real.

Las funciones fuera de línea se ejecutan en un modo batch o como una tarea de último término que incluye:

- . Determinación de la órbita
- . Generación del efemérides
- . Determinación de la altitud de transferencia de la órbita
- . Planeación de maniobras

La unión de las funciones fuera de línea y en línea es tal vez mejor ilustrado en los ejemplos de los tipos de información que ellos intercambian. Ver fig. 4.24

En línea a fuera de línea	Fuera de línea a en línea
Extensión y rastros de datos	Parámetros para las estaciones de contacto
Parámetros para la realización de la introducción	Predicción de la antena de rastros
Datos de la altitud	Datos para direccionar

FIG. 4.24

La ejecución introductoria es modelada por parámetros que incluyen el número de veces que cada introductor es encendido, duración de los pulsos y temperaturas durante la introducción a la órbita. Los datos de altitud, normalmente coleccionados vía telemetría durante la órbita de transferencia; son procesados en la tierra para determinar la orientación en el espacio. Sobre la base de rastreo, extensión y datos de altitud, el software fuera de línea genera parámetros de maniobras para las estaciones de contacto. Las funciones para procesar el software en línea incluye:

- . Conversión entre el espacio y la tierra por el equipo de telemetría para las unidades de ingeniería
- . Telemetría de chequeo limitado y alarma de proceso
- . Redes de computadoras
- . Respaldo del control de la altitud
- . Manejo de redundancia
- . Tareas para operadores

La innovación de la telemetría digital es recibida como "cuentas" binarias convertidas a unidades de ingeniería para uso de un polinomio de quinto orden multiplicado por un factor escalar (para éstos datos particulares a ser desplegados sobre una banda de caracteres). La telemetría convertida es comparada con los límites de alarma rojo y amarillo. El límite rojo define los límites para las fallas (mínimo y máximo); el límite amarillo define los límites de precaución.

La telemetría obtiene los coeficientes del polinomio, la escala de los factores, el límite de valores y la descripción del texto; que son mantenidos en las bases de datos en línea. En la red de computo está el esfuerzo para el control de un sistema de satélites. No obstante esto es primariamente una función de entrada/salida, la red requiere un proceso claro para la detección del error, corrección y recuperación. El software monitorea éste proceso, así que un operador puede responder rápidamente a problemas de transmisión de datos entre estaciones.

Cuando está activado, éste software muestra al sensor de tierra y gira datos por telemetría, computa errores de altitud y automáticamente envía comandos de control para el satélite, para corregir los errores. El software debe acomodar normalmente el comando del satélite tan bien como procesar el control de la altitud en un tiempo crítico. Los satélites de control base de los multisatélites son normalmente configurados con un hardware de respaldo incluyendo computadoras, periféricos de computadoras, equipos de redes y algún equipo de RF. El software maneja redundancia en el manejo para detectar fallas en los dispositivos primarios y para switchear a sus respaldos.

Los procedimientos de operación y control del satélite iniciados por un operador normalmente incluyen:

- . Extensión y rastreo para la colección de datos
- . Creación y realización de los comandos para la ejecución
- . Transferencia de archivos dentro de la computadora
- . Reconfiguración de el equipo base
- . Despliegue de asignaciones de la página de la telemetría
- . Asignación de cobertura de la banda de caracteres

El software invoca éstas tareas que interactúan con el operador, ejecutan la tarea y regresa el control al operador. Los procedimientos predefinidos o los archivos de autorespuesta para sistemas basados en menues simplifican las rutinas de las tareas. Al mismo tiempo, el software reduce la probabilidad de errores de comandos para alertar a el operador para operaciones potencialmente riesgosas antes de ejecutarlas.

PRODUCTOS DEL SOFTWARE EN LINEA

Los comandos son la base primaria de los sistemas de control de la salida a el espacio.

El software envía comandos vía I/O programado como el hardware de generación de comandos de propósito especial. Estos dispositivos de banda base codifica cada comando e interfaces con el equipo de enlace hacia arriba RF usado para transmitir la señal del comando.

Una parte integral del comando es verificar la recepción de un comando transmitido. La verificación de el comando o CV, es accionado sobre la base de comparar el comando enviado con el contenido telemetreado de el registro de comando de el satélite. Después de sucesivos CV, un comando se ejecuta o un tono es enviado a la nave para activar el comando.

Normalmente, los comandos para cada satélite son mantenidos en una base de datos en línea. Esta contiene el código binario del comando, un mnemonico, descripción del texto y una clasificación de "riesgos" o "no riesgos".

Los comandos para el encendido introductorio o el apagado de un repetidor son considerados potencialmente peligrosos para las operaciones del satélite.

Por lo tanto, el software y el hardware de la TT&C proporciona una serie de candados que previenen su uso accidental.

El control de la antena es otra salida de la TT&C. El rastreo de satélites requiere que el sistema direcciona el rastreo de la antena a una posición predefinida o direcciona la antena para rastrear continuamente una órbita predeterminada. Los archivos para la predicción de la antena son generados por la determinación de la órbita y por las funciones de generación del efemérides de el software fuera de línea.

El software para el control de la antena principalmente soporta la adquisición de un satélite en una órbita de transferencia, pero éste software puede también efectuar operaciones de rastreo, del igual forma que en el evento de una falla en el subsistema de rastreo. El software normalmente efecta el control de la antena a travez de alguna interface I/O estandar.

El equipo de control en tierra es generalmente accionado por una combinación de hardware y software bajo la dirección del operador. Las funciones de control y monitoreo pueden estar solas o estar integradas con el software de control para el satélite en tiempo real. Las bases de datos en línea que soportan las operaciones de control son mayormente dependientes en la configuración y filosofía operacional. Los sistemas de control en tierra van desde lo más comúnmente sencillo manualmente hasta lo mayormente automatizado. El despliegue de productos de un software en línea incluye el despliegue de la telemetría en páginas de color o en blanco y negro, impresoras y trazos de la banda de caracteres del satélite seleccionado o la telemetría de la superficie, unidades de ingeniería o impresiones en hexadecimal de los equipos de telemetría, lista de comandos y bases de datos en línea. El operador inicia los requerimientos para la generación de éstos productos, que son empleados durante las operaciones tan bien como los diagnosticos de las anomalías. El software recupera información para desplegar desde las tablas con valores actuales y bases de datos historicas de términos cortos. Los datos de archivo son usados como un registro de tiempo terminado de la telemetría del satélite y de los comandos. Normalmente, éstos datos son retenidos de 30 a 60 días y entonces comprimidos para almacenamiento permanente. El software para la compresión puede registrar solo cambios en un valor de telemetría sobre un período de una hora o 24 horas.

V.- COMO Y DONDE CONSTRUIR UNA ESTACION TERRENA

5.1 CONSIDERACIONES TEORICAS

Los sistemas de comunicación por satélites y enlaces de microondas terrestres permiten compartir frecuencias comunes en un número de bandas. Esto significa que cuando una nueva estación terrena o enlace terrestre es planeado, la precaución debe ser tomada para asegurar que la nueva estación no interferirá con los sistemas existentes y que estará sujeto a no hacerlo. Este proceso es llamado coordinación de frecuencia y es muy importante debido también a lo estrecho de la banda de 4 a 6 Ghz. El área próxima a la estación terrena que interfiera con algún otro enlace debe ser considerado y es llamado la coordinación del área. Esto es limitado por una curva llamada la coordinación del contorno; la distancia de cualquier azimuth dado desde la estación terrena a la coordinación del contorno es llamado la coordinación de la distancia. La coordinación es efectuada por la elección de una posible localización de la estación terrena y determinando la coordinación de la distancia en varias direcciones y de éste modo es coordinado el contorno. Todas las estaciones de transmisión y recepción que comparten las frecuencias de las estaciones terrenas y se sitúan dentro de la coordinación del contorno son identificadas y la probabilidad de interferencia en los niveles de la señal son calculados, vigilando que éstos sean menores que el máximo permitido.

Un aspecto importante para la ubicación de la estación terrena es el requerimiento de la visibilidad. Para que un satélite pueda ser visible desde una estación terrena, el ángulo de elevación (El) debe ser mayor de 0 grados y máximo de 180 grados (ver fig. 5.1).

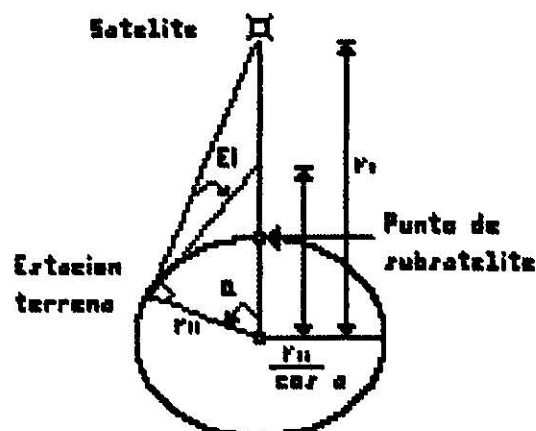


FIG. 5.1

Un ángulo de elevación positivo requiere:

$$r_1 \geq \frac{r_{11}}{\cos(a)}$$

Esto significa que la separación angular central máxima entre la estación terrena y el punto del subsatélite es limitado por:

$$y \leq \cos^{-1} \left(\frac{r_{11}}{r_1} \right)$$

O sea que una órbita geosincrónica debe estar en $a < 81.3$ grados para ser visible.

Las señales entre la estación terrena y el satélite no deberán ser obstaculizadas por ningún objeto como edificios, árboles, montañas, anuncios etc.

VI ARQUITECTURA DE SATELITES

Un satélite artificial es un conjunto de instrumentos sostenidos por una armazón metálica no muy resistente. De él sobresalen las antenas, pértigas y paneles, lo que le hace tener un aspecto extraño. Ningún avión de esa forma podría volar jamás en la atmósfera, ya que el simple rozamiento del aire bastaría para arrancar todos sus componentes. Pero en el espacio al no haber aire, desaparece la necesidad de darle una forma aerodinámica, además que su peso es muy pequeño, debido a la altura de su órbita y de la fuerza centrífuga producto de su movimiento; de modo que basta un simple tornillo para mantener unidas dos piezas de un centenar de toneladas.

Su estructura principal tiene dos misiones: al principio, resistir durante unos minutos la aceleración del cohete portador hasta el momento de la entrada en órbita; una vez en el espacio, mantener unidos los diferentes módulos del satélite y ofrecer una estructura rígida sobre la que puedan actuar esporádicamente los motorcitos de maniobras o de control de posición. Por lo demás, el esqueleto de la nave no está sujeto prácticamente a ningún esfuerzo. En cuanto a la cobertura exterior, sólo sirve para proteger a los componentes internos de la acción de los micrometeoritos y de los efectos de las radiaciones solares directas. A veces, desempeñan también un papel importante en el control térmico del vehículo, al absorber o reflejar en mayor o menor grado los rayos del sol.

En general, las estructuras de los vehículos espaciales están construidas a base de aleaciones metálicas ligeras (aluminio o magnesio), aunque se han fabricado también satélites de acero como el Explorer 17; de plástico aluminizado como el Echo y el Pageos; de fibra de vidrio etc.

Los apéndices exteriores de los satélites se preparan también con materiales muy ligeros, forjados a modo de secciones especiales que ofrezcan óptimas condiciones de rigidez. Aún así, muchas veces las pértigas de una nave espacial se extienden demasiado, en un equilibrio que sería imposible conseguir en la atmósfera de la tierra.

Por lo que respecta a la longitud de las antenas, la marca mundial la ostenta el Explorer 38, destinando a estudios de astronomía. Sus antenas receptoras estaban diseñadas para captar radioseñales de origen galáctico en frecuencias inferiores a 10 megaciclos y para ello se precisaban unas antenas de 450 metros de un extremo a otro. Estas antenas estaban fabricadas con un material que es aleación de cobre y de berilio y en el momento del lanzamiento estaban enrolladas sobre unos carretes situados en el interior del cuerpo del satélite.

Una vez completada la inserción en la órbita, se despliegan poco a poco hasta alcanzar su máxima longitud.

Estas antenas, como muchas otras pértigas y paneles de dimensiones más modestas, no habían podido ensayarse en un laboratorio, puesto que era imposible reproducir las condiciones de ingravidez en un espacio grande. El lanzamiento del Explorer 38 representó una oportunidad perfecta para estudiar éste dispositivo, televisando el gradual despliegue de cada antena y las flexiones y dilataciones a que era sometida al sufrir el calentamiento de el sol.

Los satélites artificiales son muy sensibles a los más pequeños desperfectos. Una falla en cualquiera de sus equipos representa dejar al vehículo parcial o totalmente fuera de uso. No cabe la solución de recuperarlo para su reparación. Un satélite ha de funcionar bien desde el primer momento o ya no funcionará en absoluto. Por eso, muchas veces los equipos más importantes (emisoras, control de la estabilización, etc) se instalan por duplicado o incluso por triplicado; si uno se avería, su gemelo puede reemplazarlo de inmediato. En otras ocasiones un mismo dispositivo puede desarrollar dos o tres funciones, o bien desconectarse por control remoto, si interfiere el trabajo de otros dispositivos.

Uno de los factores más importantes en el diseño de un satélite es la regulación de la temperatura, puesto que es necesario proteger a los delicados aparatos que lleva consigo de las variaciones de temperatura que oscilan desde más de 100 grados centígrados hasta de 50 grados centígrados bajo cero. Además de la energía que irradian los equipos electrónicos, los motores etc. Por lo que se tiene que pensar en partes que reflejen y otras que absorban la energía, utilizando colores claros u oscuros, un material adecuado a lo que tiene que proteger. Los instrumentos que tienen que estar protegidos de temperaturas extremas o del vacío espacial se instalan en compartimientos presurizados y dotados de dispositivos climatizadores. Otra forma de regular la temperatura consiste en revestirlo de una pared hermética y llenarlo con gas inerte al que se obliga a circular mediante pequeños ventiladores, para regularizar la temperatura evitando puntos calientes en el interior. Algunos satélites están dotados de persianas que al subir la temperatura se abren y los radiadores entran en acción emitiendo parte del calor hacia afuera, cuando disminuye el calor las persianas se cierran y los radiadores dejan de funcionar.

Otro factor importante en el diseño del satélite es la forma de estabilizarlo cuando se encuentre en órbita.

Una de éstas formas de estabilizarlo es por el efecto goscópico. Este movimiento permite al satélite mantenerse en una posición estática con respecto a su vector normal al movimiento.

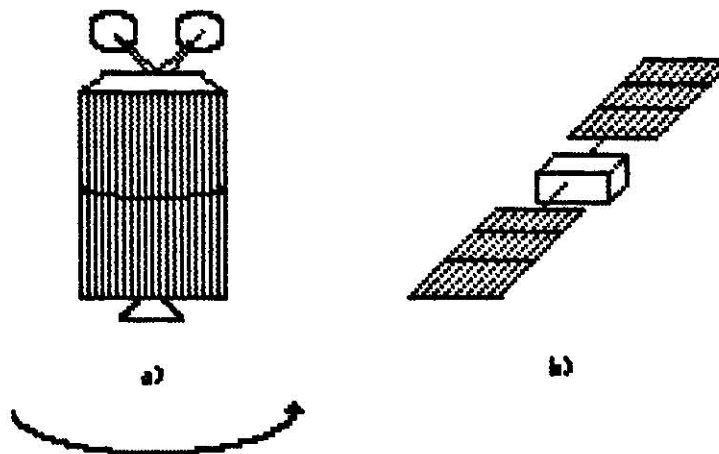
En esencia, el sistema de puesta en órbita del satélite estabilizado por efecto giroscópico es como sigue: durante la última fase de vuelo propulsor estando aún unido a la etapa final del cohete portador, un mecanismo auxiliar le imprime un rápido movimiento de rotación. Esto se consigue mediante un pequeño motor eléctrico o bien con el disparo de unos chorros de gas a presión situados tangencialmente al cuerpo del vehículo. Sea cual fuere el método empleado, lo importante es que el satélite entre en órbita con una elevada velocidad de rotación alcanzando de 500 a 1000 revoluciones por segundo; lo que garantizará una estabilidad perfecta, sin embargo esto plantea problemas adicionales puesto que habría que mantener a todos los equipos lo suficientemente rígidos para resistir la fuerza centrífuga.

Una vez estabilizado se puede reducir su velocidad de giro sin perder su estabilidad.

Las dos clases principales de satélites de comunicación son:

a) Giratorio

b) Estabilizado por tres ejes



EVOLUCION DEL PROCESADOR Y DEL SOFTWARE EN LOS VUELOS

Las funciones de control del tablero en el espacio para los satélites de comunicaciones soporta operaciones de transferencia orbital, estaciones de contacto en órbita y control de la altitud. Una secuencia de los eventos es descrita en la fig. 6 para un satélite estabilizado por tres ejes.

La función de control de altitud por el tablero mantiene las antenas de comunicación correctamente orientadas. Ver fig. 6

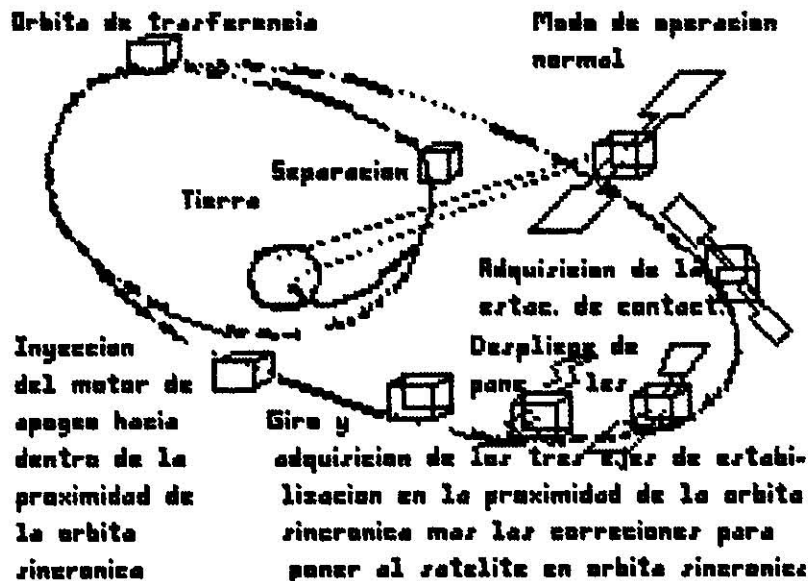


FIG.6 Escenario del lanzamiento para un satélite estabilizado en tres ejes.

La fig. 6.1 muestra un sistema de control de altitud estabilizado a tres ejes. El sensor horizontal, el sensor solar y la función de control de precisión del giro soportan la operación de la órbita de transferencia. Los sensores horizontales detectan los cruces terrestres mientras el cuerpo espacial está girando. Los tiempos de cruzamiento proporcionan los datos para la determinación exacta de la altitud del satélite. Ver fig. 6.1

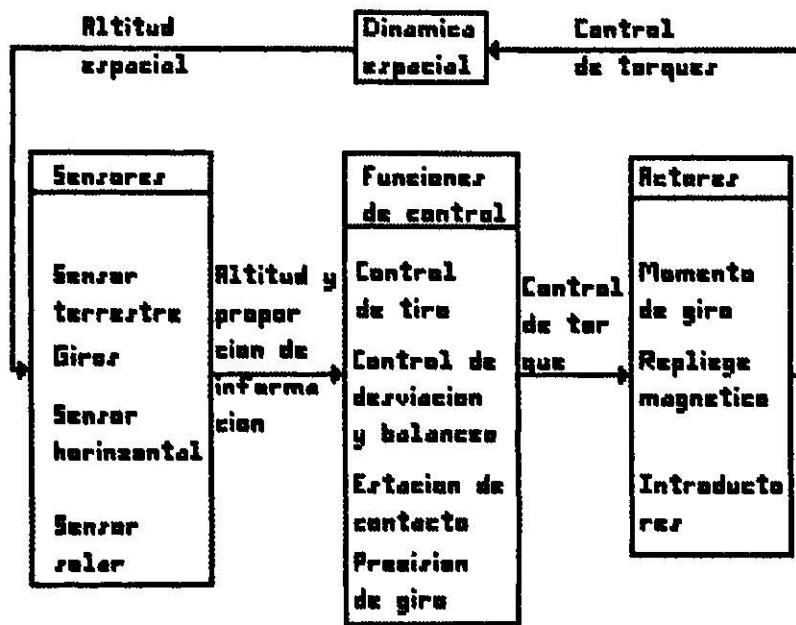


FIG.6.1 Sistema de control de altitud estab. en tres ejes

CONTROL ELECTRONICO DE LA ALTITUD (ACE)

Los satélites Satcom I y II de RCA lanzados a mediados de los 70, son del tipo de estabilizados a tres ejes. Estos satélites maniobran el control de la altitud y funciones de encendido introductorio a travez de un dispositivo hardware conocido como control electrónico de la altitud (ACE).

PROCESADOR LOGICO DE ALTITUD (ALP)

La siguiente generación de satélites Satcom (Satcom IIIR, IV, V, VI, y VII) consolidaron algo de el control de altitud y funciones del encendido introductorio dentro de una unidad llamada procesador lógico de la altitud (ALP).

El ALP utiliza un microprocesador CD1802 con 4k bytes de ROM y 2K bytes de RAM.

La ROM contiene toda la lógica de control introductorio a las órbitas de transferencia y operación de misiones a tierra; la RAM contiene parámetros comandables en tierra para controlar éstas operaciones. El software ROM, más apropiadamente referido como firmware, implementa las siguientes funciones:

- . Inicialización de la energía
- . Control de la ejecución ALP
- . Control introductorio por este-oeste y norte-sur a las estaciones de contacto
- . Lógica para descargar momentos
- . Prueba asegurada y respaldo de funciones fuera de tiempo
- . Telemetría de la misión crítica de modo variable

Respaldos temporales se implementan en la ejecución manual para el mantenimiento del firmware. El firmware continuamente checa por sí mismo el microprocesador y la memoria integral. Un chequeo total de ROM es constantemente computado y comparado con un inicial chequeo para el encendido. Cuando una diferencia existe durante una aplicación un error en el chequeo total es reportado al hardware del ALP y el control de la introducción es tomado desde afuera, en el microprocesador.

El ALP fue aplicado en el Satcom IIIR y IV, lanzado en octubre de 1981 y enero de 1982 respectivamente. Esto fue sucesivamente realizado en todas la funciones programadas. Las funciones del tablero de control del firmware han accionado una mejor precisión en el control de la altitud durante el encendido introductorio a la estación de contacto que podría ser accionado desde tierra. Además las partes son más pequeñas en sistemas controlados por firmware, así que son más ligeros y de mayor capacidad los satélites.

PROCESADOR ELECTRONICO DE LA ALTITUD (AEP)

El sucesor del ALP es el sistema electrónico del procesador de altitud, que actualmente está siendo construido para satélites de comunicación futuros. Estos retienen todas las funciones del ALP y también absorbe funciones que realizaban ciertas unidades del hardware.

Las funciones de transferencia de órbita han sido expandidas para incluir colección de datos de altitud y para formatear. Esto incrementa la colección de datos mientras el satélite realiza una función que previamente requería del software y hardware en tierra. Al perfeccionar la precisión de datos de la altitud le permite mayor precisión para apuntar el motor de encendido y esto contribuye a optimizar el combustible. El firmware ahora requiere 12 k bytes de ROM; la velocidad del reloj del microprocesador ha sido incrementado de 3.1 MHz a 3.6 MHz. El firmware está escrito en el lenguaje ensamblador 1802. La tabla I sintetiza la evolución del software.

Funcion de control	Satcom I de RCA		Satcom IIIR de RCA		Generacion actual	
	Hard ware	Firm ware	Hard ware	Firm ware	Hard ware	Firm ware
Control de tira	*		*			*
Control de desviacion y balanza	*		*			*
Momento de descarga				*		*
Estaciones de contacto	*		* (Respaldo)	*	* (Respaldo)	*

TABLA I

Evolucion de las funciones de control del satelite

SELECCION DEL COMPUTADOR PARA LOS SISTEMAS DE COMPUTACION DEL SATELITE

En los últimos 20 años, las computadoras del satélite en el espacio han desarrollado desde una secuencia lógica programable de bajo nivel hasta los sistemas distribuidos altamente tecnificados para minicomputadoras y microcomputadoras. Las computadoras hoy en día son responsables no solamente de los subsistemas de computación y lógica, sino también para el mantenimiento en el espacio y de la seguridad de la operación de los subsistemas y de las antenas de comunicación del satélite.

Actualmente, los diseñadores tienen una tarea extremadamente compleja cuando seleccionan la computadora a utilizar. Ellos deben cuidadosamente coleccionar y conformar sus requerimientos operacionales y las tendencias para una variedad de implementaciones en el sistema computacional. Para ejecutar ésta tarea, el diseñador no solamente debe estar enterado de las computadoras disponibles por los diferentes vendedores, sino también debe estar capacitado para evaluar las posibilidades que éstas ofrecen con lo que se requiere. Su evaluación no solo debe dirigirse a los parámetros cuantitativos como energía y peso, sino también a factores cualitativos como los riesgos de su uso y desarrollo. Analizaremos el proceso a efectuar para seleccionar un sistema de computación para los satélites. Los diseñadores de futuras misiones están demandando un mayor grado en la disponibilidad de computadores para el satélite y en su capacidad de proceso para los próximos 10 años. Esta demanda, además de la continua introducción de nuevas tecnologías, se combinará para incrementar el complicado proceso de selección de la computadora.

TENDENCIA DE LOS REQUERIMIENTOS

En los últimos 10 años, los requerimientos de computación en el espacio han pasado a través de dos fases básicas y están ahora sobre el límite de un tercero. En la fase inicial de el desarrollo de la computación en el espacio, el énfasis estaba en conocer los requerimientos básicos dictados por el medio ambiente en el espacio. Las obvias condiciones físicas para que el computador tenía que ser diseñado incluía significativas variaciones térmicas, de gravitación cero y tolerancia de radiación. Diseñadores e ingenieros enfrentan el desafío al aplicar los principios de la ingeniería del sonido en el espacio. Uno de los más cualitativos requerimientos que aparece en la fase inicial fue la alta realización, que es todavía extremadamente importante ahora.

El espacio algunas veces ha sido costoso para contruir y lanzar y el fracaso de un mayor subsistema tiene un tremendo costo sobre sus ramificaciones. Las misiones espaciales son consideradas eventos de un solo tiro y que ellos deben trabajar apropiadamente la primera vez, puesto que la oportunidad de la reparación en el espacio dista algunos años.

En respuesta a el requerimiento de realización, los ingenieros probaron el hardware exhaustivamente. Un especial hardware fue construido para la prueba de calificación. Fue sujetado a pruebas del medio ambiente más severas que aquellas que experimentarían en el espacio. Las primeras computadoras en el espacio fueron tan exitosas que los diseñadores de misiones empezaron a indagar por mayor capacidad en la computadora. Durante la segunda fase del desarrollo computacional en el espacio, mayor énfasis fue puesto en el procesamiento de la computadora. Los diseñadores de misiones y los especialistas en antenas requirieron mayor velocidad, mayor memoria y de menor volumen. Para satisfacer éstos requerimientos, los ingenieros se vieron forzados a utilizar la tecnología electrónica más avanzada a gran escala. No obstante esto proporcionó el funcionamiento adecuado.

Mucha de ésta tecnología había sido desafortunadamente desarrollada para aplicaciones comerciales.

Uno de los mayores problemas técnicos, es la suceptibilidad de los dispositivos integrados a gran escala (LSI) para la radiación. No obstante que los procesos han sido preparados para maximizar la tolerancia de la radiación de las partes electrónicas, éstos procesos no son generalmente compatibles con los bajos costos y mayor volumen en los procesos comerciales. Desde que los vendedores de componentes electrónicos pueden obtener mayores ganancias en el mercado comercial que en el mercado espacial, se muestran renuentes en dedicar mayor ingeniería y recursos en los procesos para la electrónica espacial. Al mismo tiempo que los requerimientos para incrementar la capacidad de computo estuvieron siendo instituidos, la facilidad de programar la computadora empezó a recibir considerable atención.

Las computadoras iniciales para el espacio tenían limitada la capacidad de registros, ejecutando solamente aritmética de punto fijo y fueron programadas en lenguaje assembler, pero en otras ocasiones fueron requeridas para realizar funciones numéricas intensivas así como el control de la altitud, mediante la incorporación de registros de propósito general y de la aritmética de punto flotante. Estas características, mejoraron el programar productivamente puesto que el programador no fue mayormente requerido para ejecutar el

análisis numérico necesitado para los operandos con escala en la aritmética de punto fijo. La inclusión de registros generales y del hardware de punto flotante además del desarrollo de un mayor orden en el lenguaje de los compiladores dió a los usuarios de la computadora para el espacio muchas de las mismas características que requerían y que se empleaban en la tierra.

La segunda fase de los requerimientos justamente descritos son reflejados en las computadoras LSI hoy en día. Los requerimientos de la tercera fase sobre la que estamos actualmente, es la cuestión de la autonomía espacial. La autonomía en éste contexto significa que en el espacio se podrá en lo sucesivo operar para períodos extensos con el mínimo o nulo soporte desde la tierra. Para acompletar su autonomía, el satélite debe ser capaz de continuar funcionando aún cuando los subsistemas le fallen. También, los datos generados en el espacio deberán ser completamente procesados en su computador, así que el resultado de la información enviada a la tierra puede ir directamente al usuario sin intermediar algún proceso en la tierra.

Los requerimientos de la tercera generación en las computadoras para el espacio desempeñan una mejor función de los sistemas. Para ésto los vendedores han colocado más circuitería en los chips y operan a mayor velocidad, incrementando el procesamiento de datos y reduciendo su volumen. Estas mejorías no son suficientes para satisfacer las necesidades futuras. Los diseñadores proponen el uso de redes de computo espaciales. Sin embargo el VLSI, VHSIC y las redes de computo parecen ser la solución para la computación en el espacio. Los problemas que dificultan ésto son: primero, que con base a la experiencia con los dispositivos LSI, se cree que los dispositivos VLSI y VHSIC despliegan una mayor susceptibilidad para la radiación; segundo, las redes de computo son más complejas de manejar en el espacio. La dificultad aparece desde que se intenta definir algoritmos que reconfigure el hardware en el caso de que un computador o interacción entre computadores falle. Un algoritmo que sea capaz de evitar el utilizar más tiempo por transferir datos entre las computadoras que en su procesamiento.

REQUERIMIENTOS DEL COMPUTADOR ESPECIFICADO

El procedimiento de selección del computador es una tarea bastante difícil. Su éxito depende en demandar un completo paquete de requerimientos, de respaldo técnico y de seguridad en proveer el computador en el tiempo y costo pactado.

El diseñador de la misión deberá proveer un diagrama de blocks y una descripción por escrito definiendo el concepto operacional de como el computador será usado. Deberá definir la aplicación, las funciones que el sistema del computador deberá realizar y como éstas interaccionarán con los subsistemas. Las características funcionales de los módulos del hardware del computador deberán ser especificadas y los siguientes tópicos deberán ser cubiertos.

UNIDAD CENTRAL DE PROCESO

- . Cuál es el mínimo conjunto de instrucciones aritméticas y lógicas requeridas?
- . Que tipo de datos debe el procesador manejar?
- . Cuál es la mínima precisión requerida para comandos de punto fijo y flotante?. Para operandos de punto flotante la precisión de el exponente y la mantisa deberá ser definido.
- . Cuál es el mínimo número de interrupciones requeridos y que interrupciones asignadas son necesarias.

MANEJO DE MEMORIA

- . Cuanta memoria deberá ser directamente direccionable.
- . Que política de protección de memoria es requerida? Protección de escritura? Protección de lectura y/o protección de ejecución?.
- . Si la detección de el error y corrección es requerido, cuantos bits por palabra deberán ser detectados y corregidos?

MEMORIA

- . Cuál es la mínima cantidad de memoria para ser implementada?
- . Es la capacidad de expansión de memoria requerida?
- . Puede la memoria ser volatil?

ENTRADA Y SALIDA

- . Cuál es el número y tipos (serie o paralelo) de los canales de entrada y salida?
- . Cuales son las tarifas del canal de datos individual.
- . Cuál es la mínima cantidad de datos agregados.

Los módulos del software de la computadora (así como los módulos del hardware de la computadora) deben tener sus capacidades definidas.

La siguiente lista identifica los tipos de paquetes del software normalmente surtidas por vendedores. Algunos vendedores están dispuestos a adquirir analizadores del código fuente y herramientas del análisis de la trayectoria.

- . Asembler absoluto
- . Asembler relocable y editor de enlace

- . Software para la subrutina de la librería
- . Conjunto de instrucciones simuladores/depuradores
- . Compiladores de lenguajes de mayor orden
- . Rutinas de diagnóstico y mantenimiento
- . Sistema operativo

El diseñador de misiones deberá clarificar sus requerimientos para evitar confusiones. Por ejemplo, el simulador de instrucciones podría ser de una función o de eventos.

Si ambos tipos de simulación son requeridas, éstas deberán ser precisadas. Las computadoras que van en el vuelo normalmente dependen de un computador en tierra en el que reside la prueba del software desarrollado, los vendedores deberán especificar la función de ésta computadora y justificar su soporte con su costo.

La estructura de abajo lista muchos de los argumentos que un diseñador de misiones quisiera encontrar desde el punto de vista de los requerimientos.

CONSIDERACIONES DE REQUERIMIENTOS PROGRAMATICOS

Características físicas

Peso

Mecánica

 Tamaño y configuración

 Centro de gravedad

 Factores de seguridad estructural

Energía eléctrica

 Regulación de voltaje

 Bus transitorio

 Interrupción

 Alto y bajo voltaje

 Distribución

- Consumo
- Diseño térmico
- Realización
 - Probabilidad de supervivencia
 - Falla de punto-sencillo
- Mantenimiento
- Seguridad
- Vida y medio ambiente
 - Vida útil
 - Medio ambiente
 - Temperatura de operación
 - Golpeo mecánico
 - Vibración senoidal y random
 - Aceleración fija
 - Almacenamiento, transportabilidad y manipuleo
 - Radiación de partículas
- Transportabilidad
- Diseño y construcción
 - Partes, materiales y procesos
 - Selección de partes y control
 - Microcircuitos
 - Dispositivos semiconductores
 - Dispositivos pasivos
 - Partes mecánicas
 - Sistemas monometalicos
 - Requerimientos de protección
 - Análisis físico destructivo
 - Control del origen
 - Inspección de entrada
 - Análisis de fallas
 - Delineaciones
 - Partes de realización crítica
 - Materiales y procesos
 - Electricidad
 - Electrificación
 - Conector de claves
 - Asignación del conector de clavijas
 - Protección de dispositivos
 - Aterrización
 - Interferencia electromagnética
 - Control de contaminación
 - Intercambiabilidad y reemplazabilidad
 - Identificación, marcación y serialización
 - Identificación
 - Número de partes surtidas
 - Designación de referencia
 - Simbolos
 - Reidentificación
 - Artículos de prueba

Identificación de la electrificación
Mano de obra
Ingeniería humana
Dispositivos de cierre positivo
Accesibilidad

Cuando especificamos los requerimientos ya sea de software, hardware o programáticos, el diseñador de la misión deberá señalar máximos, mínimos y metas. Con ésta información, el vendedor puede seleccionar su mejor sistema de computación adecuado para el espacio de aplicación.

COMPARACION DE COMPUTADORAS

El primer aspecto que una persona toma para comparar computadoras, es su velocidad de ejecución. Siendo que lo más probable es que no lo sea. Este parámetro es referido a las operaciones por segundo o instrucciones por segundo. El KIPS y MIPS (o KOPS y MOPS) referido a los miles y millones de instrucciones u operaciones por segundo respectivamente.

Un poco de confusión circunda éstos términos por las diferentes mezclas que resultan en la diferencia del tiempo de ejecución; además el tiempo de ejecución de las instrucciones individuales es frecuentemente dependiente de los datos. Para comparar la ejecución de la computadora, ciertos términos deben ser estandarizados. "Instrucción" deberá significar las instrucciones a nivel usuario, frecuentemente referido a una instrucción a nivel de lenguaje ensamblador. La intención aquí es para distinguir éste término de una instrucción de microciclo. Muchas máquinas ahora son ofrecidas microprogramadas. Estos microprogramas son normalmente residentes en la memoria de solo lectura (ROM) y no son reprogramables por el usuario. Una específica instrucción mezclada debe también ser probada. Una instrucción de mezcla frecuentemente citada para la medición de las computadoras es la mezcla Gibson. Inicialmente, la mezcla Gibson aparece para ser una representación adecuada en la ejecución en una computadora, pero para varios problemas se dificulta el usar esta mezcla. Algunos de éstos problemas involucran el hecho de que el tiempo de la instrucción puede variar dependiendo de los datos que se estén usando; esto es por la arquitectura de la computadora.

Algunas computadoras no soportan la aritmética de punto flotante y resulta decepcionante el comparar computadoras de punto flotante con las que no lo tienen. Además la mezcla Gibson no aplica alguna técnica para ordenar la secuencia en que son ejecutadas las instrucciones. Otro método de medición en la ejecución de la computadora es la prueba Whetstone desarrollado por la agencia Central de Computación de el gobierno británico. Este programa no resuelve un problema real; es una mezcla de estatutos en un lenguaje de mayor orden que refleja la frecuencia de estatutos probados en más de 900 programas científicos actuales. El programa computa una ejecución métrica de instrucciones Whetstone por segundo, o WIPS para un tipo de lenguaje de mayor orden que en la mezcla Gibson. Los tipos de operaciones ejecutadas son variables simples y arreglos direccionados, aritmética de punto fijo y flotante, llamados a subrutinas, parámetros temporales y funciones matemáticas estandar. La prueba Whetstone puede ser escrita en una variedad de lenguajes de mayor orden, incluyendo Fortran, Hal, Pascal y Ada.

La prueba Whetstone tiene varias desventajas puesto que no todos los lenguajes tienen funciones matemáticas como el ADA, además no refleja su capacidad de multiprogramación en una computadora y no incluye el manejo de interrupciones. Otros parámetros a considerar en las características de la computadora son el consumo de energía y su peso, características que no son tan ambiguas como la velocidad de ejecución. La comparación cualitativa entre las computadoras para el espacio es frecuentemente difícil por la parcialidad de la persona. La fig. 6.2 analiza un sistema de computación espacial con sus elementos

TECNOLOGIA FUTURA

Varios nuevos desarrollos impactarán en los sistemas de computación del computador en un futuro. Estos incluyen la iniciativa de la microelectrónica en la división para el espacio de la fuerza aérea, la actividad de estandares militares de los comandos del sistema de la fuerza aérea y el empuje de la estación espacial de la NASA. Se planea llamar al programa para producir una familia de chips que ejecuten la más comunmente ocurrencia de señales procesando funciones, mayor orden en las técnicas del diseño ayudado por computadora.

Texas Instruments, un contratista principal del VHSIC, estará produciendo un minicomputador de 16 bits en un solo chip sencillo que opera a 25 MHz y disipa 1.2 watts de energía. Una decepción mayor en el programa VHSIC es la falta de énfasis para la insensibilidad a la radiación. La meta VHSIC es ahora 1×10^4 rad que está lejos de los niveles deseados para muchas aplicaciones de la NASA. Para direccionar el problema de la insensibilidad a la radiación, la división del espacio de la fuerza aérea (AFSC) empezó la llamada microelectrónica para la insensibilidad en el espacio. El AFSC ha impuesto tres estándares actuales sobre las nuevas aplicaciones; éstas incluyen instrucción de 16 bits, un mayor orden en el lenguaje y una definición del multiplexor del bus de datos. Futuras aplicaciones incluirán instrucciones de 32 bits y otra definición de mayor orden del lenguaje. El lanzador espacial promete tener mayor impacto en todas las áreas de la tecnología espacial. La NASA está viendo explotar intensamente el lanzador espacial, tiene el propósito de desarrollar una gran plataforma espacial tripulada. La actitud presente es que la estación espacial sería de multipropósitos y ensamblada por partes para un período de varios años.

la NASA está interesada en conceptualizar sistemas que permitirían computar los recursos con los posibles incrementos de nuevos módulos. La energía potencial de un sistema de computo ensamblado en el espacio es mayor que cualquier sistema establecido. El trabajo no será simple, de cualquier modo, la capacidad del computador del satélite solo estará limitada por la imaginación de los diseñadores de las misiones.

SISTEMA COMPUTACIONAL

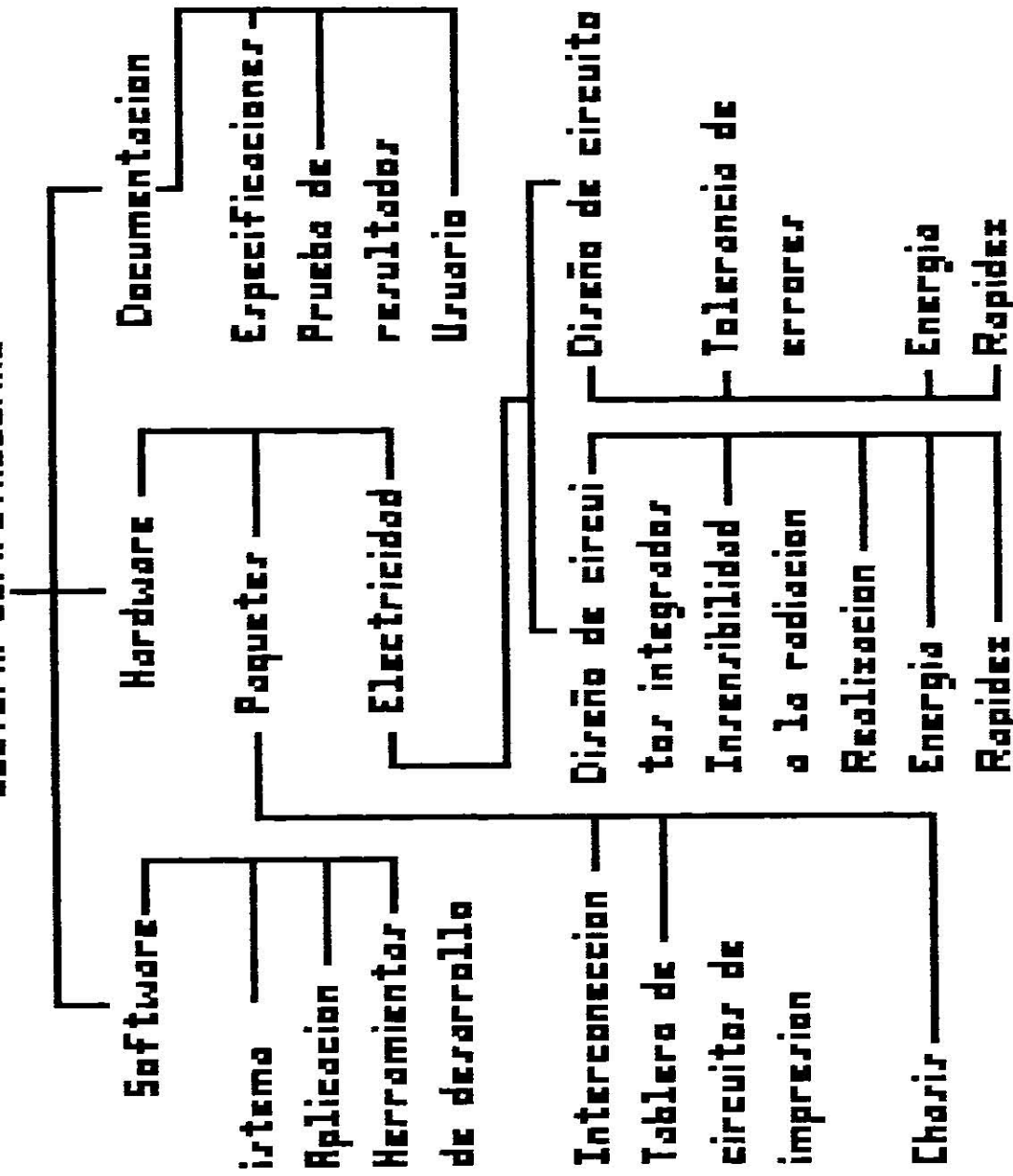


FIG. 6.2

ASPECTOS DEL SOFTWARE

En general, el sistema para modelar que se ha descrito puede ser categorizado desde el punto de vista del software como un enorme y complejo conjunto de software para aplicaciones científicas. Para la mayor parte, los modelos son computacionalmente orientados, de cualquier modo, muchos programas manipulan y mantienen la base de datos requerida por el sistema.

Los sistemas usan una amplia variedad de accesos al archivo de datos, incluyendo acceso secuencial y directo, acceso a discos y cintas magnéticas. De éste modo, el sistema de propósito general de la IBM proporciona una buena mezcla de la capacidad de computación científica y proceso de datos necesarios para soportar el sistema para modelar la transmisión.

INGENIERIA AYUDADO POR COMPUTADORA EN EL DISEÑO DE LOS SATELITES DE COMUNICACION

Una base de datos podría ser la clave para una total integración y automatización ya que la industria espacial continua incorporando la ingeniería con ayuda computacional. El desarrollo de los satélites de comunicación desde su diseño hasta su manufacturación requiere varios cientos de ingenieros y personal de manufactura.

Un problema adicional se acrecenta con la especialización de las partes.

Para establecer un canal de comunicación entre el diseño y la manufactura, la ingeniería ayudado por computadora está siendo incorporada a la industria espacial. La definición más simple de CAE es el uso de las computadoras para trasladar un requerimiento específico del producto hacia el diseño y manufactura de el producto final.

El CAE juega un papel muy importante en las áreas de diseño, documentación, programación controlada numéricamente, herramientas, fabricación, ensamble, control de calidad y pruebas. Aquí se verá el diseño y manufactura ayudado por computadora.

Describir la función de un satélite de comunicaciones ayudará a explicar el uso del CAE en la industria espacial. Un satélite de comunicaciones, es en esencia un radio retrasmisor en el cielo. Las señales son retrasmittidas a el cielo desde las antenas en la tierra y el satélite amplifica las señales y envía éstas de regreso. Para ejecutar éstas funciones, un satélite requiere los siguientes subsistemas:

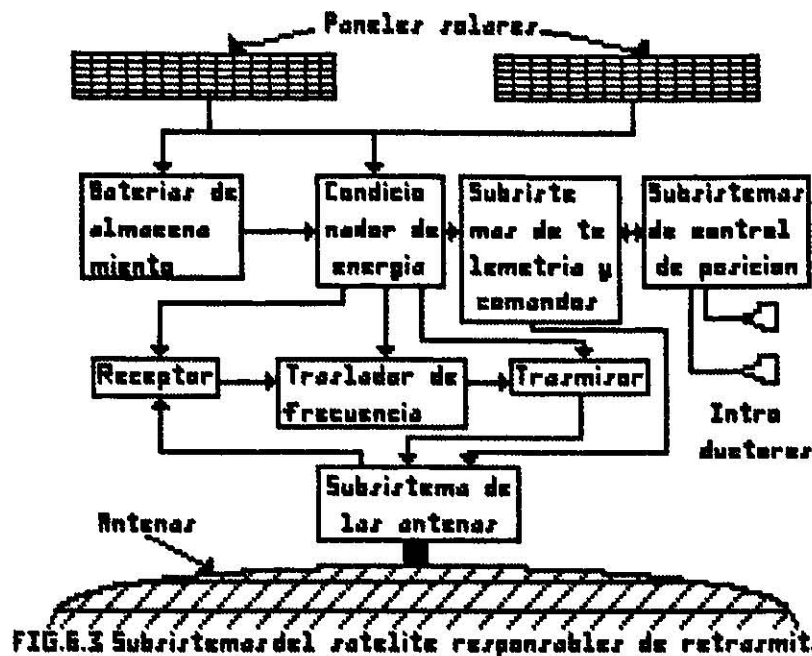


FIG.6.3 Subsistemas del satélite responsable de retransmitir.

- . Un subsistema de antenas para recibir y transmitir las señales.
- . Los repetidores conteniendo la electrónica para recibir y amplificar señales, cambiando su frecuencia y retransmitir éstas.
- . Un subsistema de generación de energía para llevar el satélite.
- . Un subsistema acondicionador de la energía para convertir la energía generada hacia la parte requerida por la electrónica
- . Un subsistema de comandos y telemetría para transmitir los datos del satélite a la tierra y recibir comandos de ella.
- . Un subsistema de introducción para hacer los ajustes a la altitud y posición de la órbita del satélite.
- . Un subsistema de estabilización para mantener a las antenas del satélite apuntando en la dirección correcta

De éste modo, la construcción de un satélite incluye el diseño, análisis y manufactura de éstos subsistemas. El diseño de un satélite es una función no lineal de su peso, generación de energía, propulsores, número de canales, vehículo lanzador, etc. Ver fig. 6.3

Además de éstos parámetros varias limitantes afectan a la integración del diseño del proceso.

El presente método de diseño es realmente un proceso de prueba y error solamente a nivel del subsistema; un programa de computadora sencillo no podría optimizar a un satélite integrado.

La configuración de el satélite y por lo mismo la estructura externa debe ser definido primeramente en el proyecto, porque la estructura es el primer elemento del hardware requerido en el programa de desarrollo. La estructura integrada de un satélite debe ser diseñada para sobrevivir a un número de condiciones adversas. Para satisfacer éste requerimiento, las técnicas de análisis y modelado ayudado por computadora son empleadas para predecir la respuesta de una estructura y del equipo cuando es sujetado a cargas específicas.

Además de la integración estructural, numerosas técnicas son involucradas en el diseño; por ejemplo, la dinámica y control, propulsión, control y rastreo por telemetría, mecánica y termodinámica. Las aplicaciones del CAE para éstas disciplinas serán descritas brevementes. Aquí describiremos las técnicas CAE empleadas en la industria espacial. Sin embargo varias herramientas para el análisis están disponibles. El mejor método para completar la automatización en el CAE es vía una base de datos integrada y distribuida en una red.

BASE DE DATOS INTEGRADA CAD/CAM

El uso de las computadoras en el diseño, trazo y manufactura de satélites está creando dos tendencias. La primera es la integración en una base de datos de el contenido de información del diseño, trazo y manufactura. La segunda es la derivación de ésta base datos requerida para automatizar éstas actividades. Para integrar el CAD y el CAM la industria (particularmente la industria espacial) debe reemplazar la tradicional aportación de la información geométrica. Esta nueva forma de información debe ser completa, consistente y precisa y debe estar disponible para soportar programas de aplicación automática.

Normalmente los sistemas CAD proporcionan una capacidad de trazos semiautomático. Por ejemplo, el usuario debe proporcionar información para que el sistema considere las líneas que son a ser trazadas. Similarmente, los sistemas CAM proporcionan solamente un control numérico semiautomático. En éste caso, el usuario de un sistema CAM debe especificar la velocidad de grabado; el debe convertir sus conocimientos geométricos en instrucciones hacia la base de datos.

Los problemas de la arquitectura de la base de datos integrada (IDB) han despertado interés internacional. En los Estados Unidos, la industria aeroespacial está extendiendo las fronteras del CAD/CAM con los programas integrados para los proyectos de diseño de aeronaves (IPAD). El IPAD publica un proyecto direccionando en una base de datos integrada. El desarrollo del sistema IPAD está cerradamente coordinado con los programas de diseño y manufactura ayudados por computadora implementados en la fuerza aerea (ICAD e ICAM).

El programa ICAM investiga los datos requeridos para la manufactura y el ICAD dirige un extenso sistema modelador geométrico. Mientras los programas IPAD, ICAM e ICAD direccionan los diferentes aspectos de la arquitectura de la IDB, la inicial especificación gráfica-cambio define un formato para el intercambio en la definición de productos de la base de datos entre los sistemas CAD y CAM.

ARQUITECTURA DE BASE DE DATOS INTEGRADAS

Una arquitectura IDB para la industria espacial es mostrado en la fig. 6.4

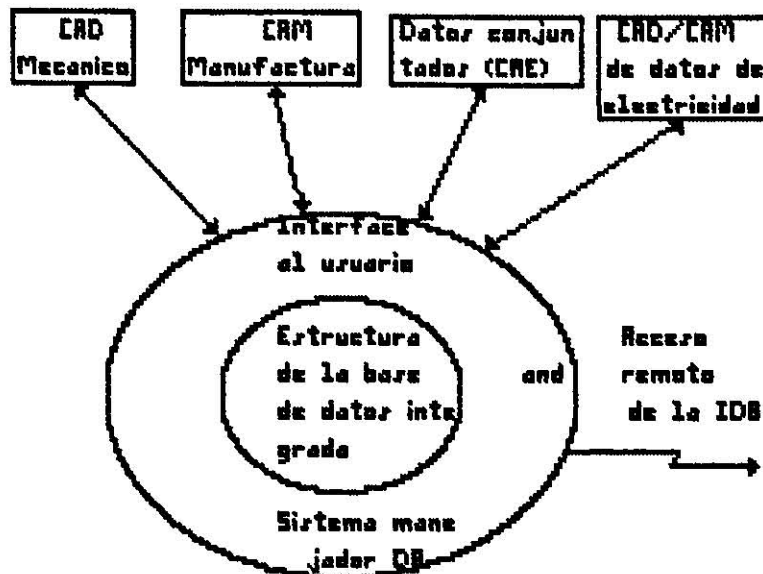


FIG. 6.4 Arquitectura del sistema para una base de datos integrada.

Esto consiste de una base de datos incorporados a un modelo de producto, un sistema administrador de la base de datos, una interface para el usuario y una red de comunicación. Una interface de usuario es necesitada para que cada aplicación pueda ser definida por subconjuntos del mismo modelo de producto. La red de comunicación es requerida para facilitar la transferencia rápida de datos entre la IDB y cualquier disciplina en la planta.

EL MODELO DEL PRODUCTO

Un modelo de producto es el elemento clave de un IDB y consiste de:

- . Una descripción física del producto.
- . Datos y procedimientos relevantes para el diseño y producción de un producto final.
- . El intercambio de información con actividades externas del sistema CAD/CAM.

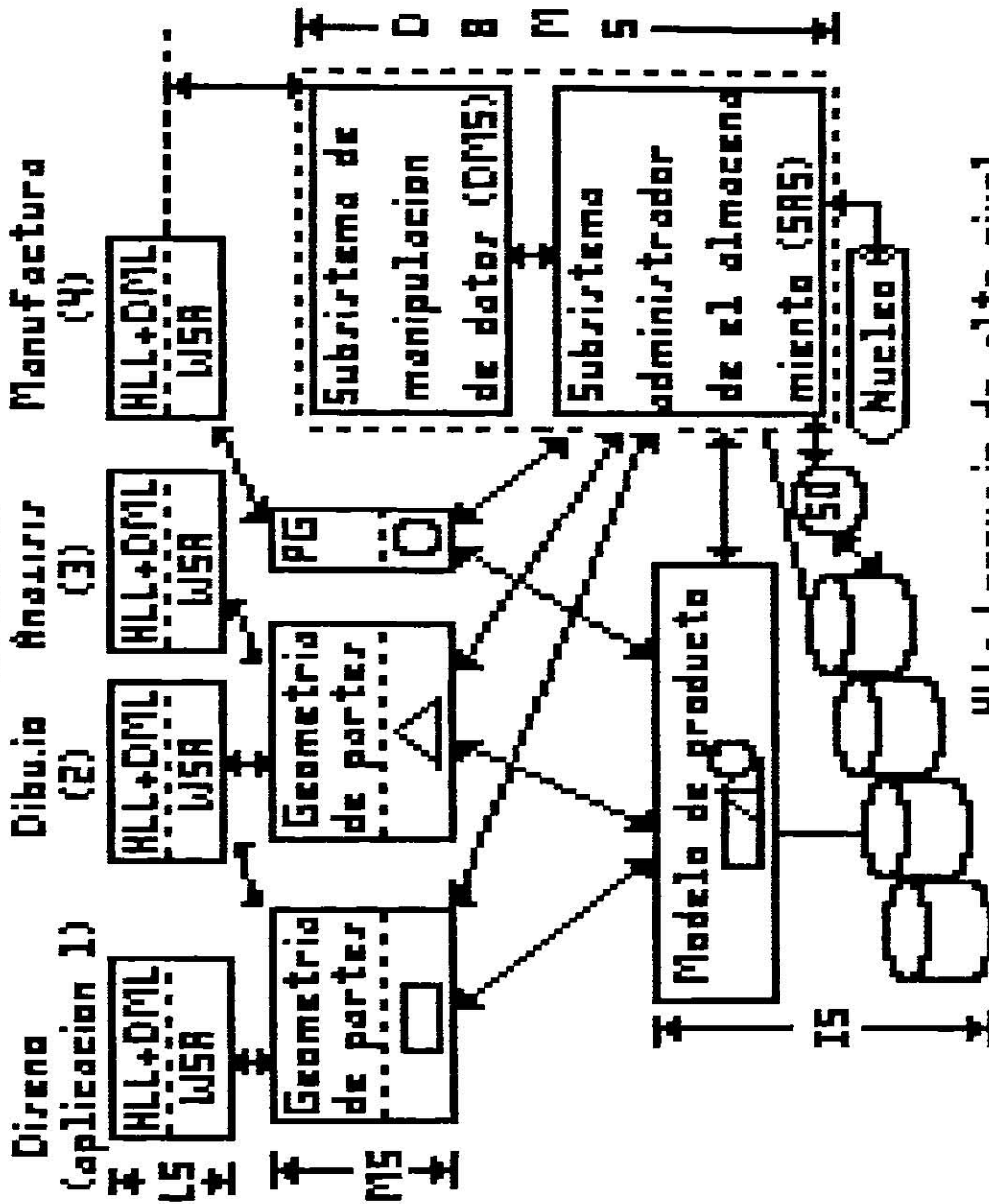
FUNCIONES DEL SISTEMA ADMINISTRADOR DE LA BASE DE DATOS (DBMS)

Un DBMS es requerido para administrar el modelo del producto y otras bases de datos y es uno de los elementos más críticos en la arquitectura IDB para sistemas integrados por CAD/CAM. Un DBMS minimamente debe satisfacer los siguientes elementos:

- . Acomodación de muchas diferentes vistas de datos de una variedad de usuarios y computando en dispositivos de almacenamiento.
- . Alojamiento de múltiples niveles de descripción de datos para soportar la amplia variedad de organizaciones y de tareas.
- . Permitir cambios fáciles en la definición de datos para trabajos avanzados.
- . Alojamiento de datos para ser distribuidos sobre las redes de computadoras heterogéneas.
- . Permitir definiciones de datos para ser prontamente extendido hacia las necesidades crecientes.
- . Soporte de definición y manipulación de información de producto.
- . Contenido adecuado de las características de la configuración manejada.
- . Capacidad extensa para manejar la información describiendo los datos.

(Ver Fig. 4) Arquitectura de un administrador de la base de datos para una base de datos integrada (IDB).

USUARIOS



HLL: Lenguaje de alto nivel

Base de datos integrada DML: Lenguaje manipulador de datos

WSR: Area de almacen. 50: Sistema operativo LS: Esquema

logico IS: Esquema interno MS: Esquema de mapeo

ARQUITECTURA DE LA INTERFACE DEL USUARIO.

Está dividido en cuatro componentes:

- 1.- El modelo del usuario. Es el usuario de la información el que manipula y aplica los procesos a ésta información.
- 2.- El lenguaje de comandos. Es el conjunto de comandos para manipular el sistema.
- 3.- El feedback. Este asiste a los usuarios para operar su programa.
- 4.- Despliege de la información. Es donde le muestra al usuario el estado de la información que está manipulando.

LA RED DE COMUNICACION

Es el elemento final y consiste de una red de computadoras eterogeneas, locales y remotas. La red de computo permite una rápida trasferencia de los datos entre la IDB y la organización.

APLICACIONES DE UNA BASE DE DATOS INTEGRADA

La IDB proporciona varias funciones importantes en el análisis mecánico de un satélite. Sirve como centro de información maestro durante el diseño integral y de la fase de análisis. Los ingenieros generan modelos mecánicos similares para propósitos diferentes. La IDB sirve también como un enlace para verificar y transmitir datos entre diferentes disciplinas de análisis. La fig. 6.6 muestra un diagrama de flujo simplificado de las aplicaciones de una IDB en las diferentes fases del análisis mecánico del satélite.

DESCRIPCION DE LOS DISTINTOS ANALISIS PARA OPTIMIZAR LA ARQUITECTURA DE LOS SATELITES

DETERMINACION DEL VOLUMEN DEL SATELITE

Para diseñar un satélite con la limitación del peso es necesario tener precisión con el control del peso. Los cálculos deben ser realizados contabilizando el peso y la inercia para cada elemento del satélite. La enorme cantidad de datos que deben ser contados y modificados requiere un modelo computacional para el volumen.

La IDB proporciona un medio ambiente ideal para almacenar la información necesitada para los cálculos de las propiedades del volumen.

La interface del usuario transforma éstos datos a un programa de análisis que calcula el peso, el centro de gravedad, el momento de la inercia de el satélite y el balance requerido del peso para el satélite.

GENERACION DEL MODELO MECANICO

Para garantizar que el diseño de un satélite estará disponible para satisfacer los requerimientos de la misión, diferentes análisis deben ser realizados. Estos análisis están usualmente basados en una representación matemática para una estructura real. Los datos básicos requeridos son la localización de los puntos claves de la estructura. Estos puntos están definidos en el modelo del producto de la IDB.

ANALISIS TERMICO

Un satélite en órbita está sujeto a un amplio rango de variación por el cambio diurno del ángulo solar y los cambios de estación. Esta variación de temperatura es nociva para el equipo en el satélite y puede causar distorsión estructural. El análisis térmico de un satélite o de cualquiera de los subsistemas es efectuado mediante un modelo térmico. Este modelo define a cada elemento su temperatura. Los programas de análisis térmico necesitan los datos de la superficie para describir la geometría del cuerpo térmico; datos de las propiedades del material para definir la emisión y absorción del calor y la radiación.

ANALISIS ESTRUCTURAL

Un poderoso cohete se requiere para llevar el satélite a la órbita geosincrónica. Este cohete generará una gran fuerza de aceleración durante la ascensión. Para garantizar que el diseño de la estructura de un satélite es lo suficientemente resistente para soportar éstas cargas de aceleración sin una falla, un programa de análisis de la presión es ejecutado en un lanzamiento. Una parte importante de esto depende del análisis de la distorsión térmica.

MODELO DE ELEMENTOS FINITOS

Este método hace más óptimo un análisis estructural. Este procedimiento básico representa a una estructura continua por un número finito de elementos estructurales como elasticidad, armazón, placas etc.

ANALISIS DINAMICO

Un diseño de satélite debe satisfacer los requerimientos rigoristas para evitar uniones dinámicas severas durante el lanzamiento y operación en la órbita. Para satisfacer éstos requerimientos, el análisis dinámico es realizado en un satélite completo y subsistemas mayores. El principal objetivo de el análisis dinámico es determinar el modelo de información, consiste de frecuencias naturales y formas de el satélite y subsistemas. La respuesta dinámica de un satélite es calculada con éste modo de información. Varios tipos de respuestas dinámicas son usualmente requeridas por un satélite; análisis de la vibración libre para determinar la frecuencia natural y la forma de un satélite y de subsistemas mayores, análisis de la fuerza de vibración transitorias para modelos acoplados en el espacio/impulsador para la determinación de la carga en el lanzamiento y análisis de respuestas forzadas por las fuerzas de vibración armonicas y random en la base del satélite o de los subsistemas para simular el medio ambiente de una prueba de laboratorio. Muchos programas para el análisis de elementos finitos sirven en el análisis dinámico de estructuras complejas.

ANALISIS DE LA PRESION

Uno de los propósitos claves de el análisis estructural es garantizar que un satélite podrá sobrevivir sin fallar. Esto requiere un análisis de la presión detallada de la estructura del satélite.

Existen dos categorías en éste análisis: la determinación de la carga y los márgenes de seguridad.

La compañía que lanza el vehículo es la que determina la carga usando un modelo de análisis de elementos finitos. El margen de seguridad de la estructura es determinado para comparar los cálculos de nivel de presión con los permitibles estructuralmente sin usar fallas.

ANALISIS DE LA ANTENA

Una de las más importantes especificaciones en el diseño de un satélite es el requerimiento para mantener un alto nivel de la RF en la órbita. Para satisfacer ésta especificación se requiere una precisa predicción de la deteriorización en la ejecución del satélite causado por la distorsión térmica del subsistema de la antena.

ANALISIS GRAFICO Y DISTRIBUCION DE REDES

La interacción con gráficas es usada para diseñar componentes, modelos de productos, sistemas mecánicos, eléctricos, electromecánicos y dispositivos electrónicos. En la industria espacial, la interacción de gráficas es usado para producir dibujos precisos de componentes (estructuras, reflectores, bocinas, guía de ondas, etc.) basados en una computadora con base de datos integrados (IDB) se diseñan pruebas mecánicas, térmicas o propiedades eléctricas. El modelo es frecuentemente interpretado por un simulador. La fig. 6.7 muestra los procesos del sistema de gráficas involucrados en la CAE.

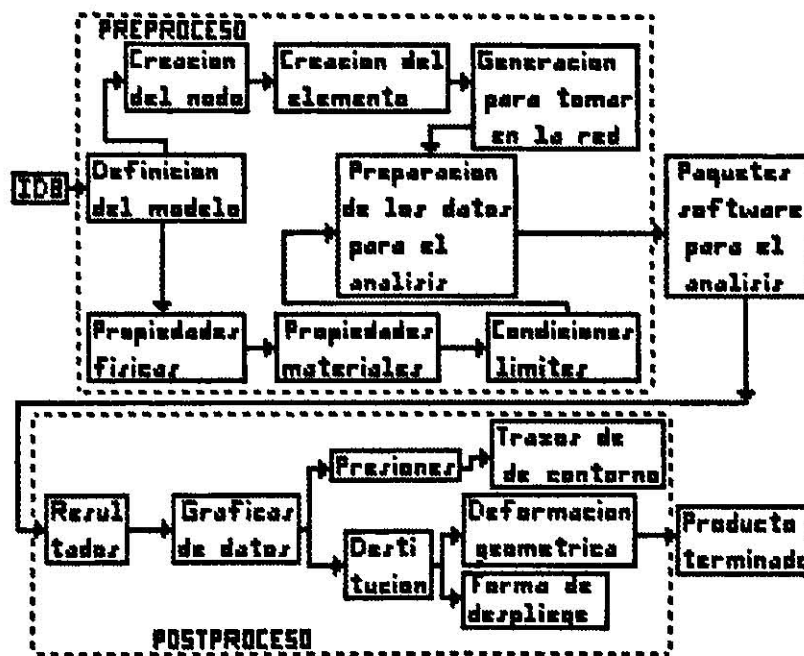


FIG. 6.7

La fig. 6.7 usa una IDB y muestra el proceso de diseño completo de un modelo de producto. Algunas excelentes gráficas despliegan una estructura deformada con la escala de calor proporcional a la intensidad de la presión, con lo que se obtiene un diseño óptimo.

Mover los datos de una estación de trabajo a otra genera problemas que involucran a la interface y a los protocolos. La totalidad de la industria de las comunicaciones trabaja para establecer estándares, pero muchas de las interfaces son diseñadas localmente. En la actualidad existen tres formas para solucionar éste problema: El IGES sirve como un receptáculo para los datos generados por el diseño de gráficas interactivas y sistemas para dibujar. Esto proporciona una base común para la transferencia de datos entre los sistemas CAE, la transferencia de datos para y de programas de aplicación externos y para el archivo de datos. La fabricación de redes para áreas locales opera con una distancia limitada y ofrece un amplio ancho de banda para mover los datos. En la industria espacial, una red híbrida de área local (bandabase, amplitud de banda y digital PBX) es ideal para redes distribuidas en un CAE integrado, donde la IDB y las estaciones de trabajo intercambian datos.

Las redes de lento arrastre para transferir datos en muy largas distancias son redes de pequeños anchos de banda y son comparativamente lentas. Muchas aplicaciones CAE requieren un intervalo en el uso de energía para computar tales redes para poder acceder las bases de datos remotas.

ANALISIS DE COMPUTADORAS ESPACIALES

Poner computadoras dentro de los sistemas espaciales ofrece muchas ventajas potenciales.

La mayor parte del equipo del satélite (antenas, células solares, etc.) representan relativamente tecnologías estables, pero el computador está en un estado dinámico. Las computadoras de vuelo son usadas mayoritariamente en los sistemas de satélites de la fuerza aérea para las funciones en las estaciones de contacto, así como su altitud, control de velocidad, manejo de la temperatura y de la energía.

El estudio incluye lo más nuevo en computadoras de vuelo de propósito general (GP) que están siendo desarrolladas. Los sistemas de microcomputación distribuidos pueden igualar los resultados ahora efectuados en la superficie terrestre por programas fortran.

COMPUTADORAS ESPACIALES CALIFICADAS

Varias organizaciones aeroespaciales han hecho estudios y compilado listas de computadoras de propósito general para las estaciones contacto. Estas computadoras están basadas en la arquitectura Von Neumann de propósito general; que usa tecnología con chips de memoria. Todas tienen la requerida circuitería de entrada y salida acostumbrada para la interface del computador a los subsistemas del tablero. Algunas de éstas computadoras también han sido usadas para aplicaciones de guía de ondas para los vehículos lanzados.

Las diferencias existentes entre las computadoras espaciales y las normales en tierra son: las computadoras espaciales operan en un medio de ingravidez, están controladas remotamente y están construidas específicamente para minimizar el consumo de energía, peso y tamaño y disponibles para cuando se lleven misiles.

LOS SIETE CARACTERISTICAS DESEADAS EN UNA COMPUTADORA ESPACIAL

Cada una de las siete características están compuestas de muchos factores.

La primer característica es principalmente una función de la arquitectura; la longitud de la palabra y los tiempos del ciclo de instrucción.

Las instrucciones mixtas basadas en su tiempo de ejecución han sido frecuentemente usadas para la estimación computacional en términos de cientos o miles de instrucciones por segundo (KIPS). Esto es mucho mejor de cualquier manera para desarrollar códigos de programas.

La segunda característica es la memoria. El máximo tamaño de memoria direccionable. Su acceso a memoria, el tiempo del ciclo, el tipo de memoria.

La tercera característica es la capacidad de entrada y salida que son usualmente de dos tipos: canales I/O programados, promedio de la transferencia de bloques rápidos a canales de acceso a memoria directa (DMA).

La cuarta característica es la energía eléctrica requerida para las computadoras espaciales en las estaciones de contacto. Esto es normalmente menos de 100 watts. La fuente de poder y el convertidor son usualmente alojados en el subsistema administrador de la energía. El peso y tamaño de las computadoras son normalmente menores de 100 pounds y de un pie cúbico respectivamente.

La quinta característica es la realización. Es probablemente la más importante. Para la mayor parte de los sistemas de la División Espacial, una falla o anomalía propicia la examinación con la telemetría espacial para detectar errores y reconfigurar el sistema. Se podría de cualquier modo, desarrollar estrategias autonomas para ejecutar la detección del error y el switcheo apropiado.

La sexta característica es la calificación de las partes, tecnologías y disponibilidad.

La electrónica para el espacio militar requiere solamente un muy pequeño número de partes por lo que los vendedores se rehusan a invertir en donde su demanda es poca y muy especializada, por lo que se presenta un problema para abastecer a la tecnología espacial.

La séptima y última característica es la insensibilidad a la radiación. La radiación natural encontrada por cualquier computador espacial está influenciado por el tipo de órbita y la altitud de la misma. La protección es un importante factor en la insensibilización de la radiación.

DISPOSITIVOS RAM PARA APLICACIONES ESPACIALES

El medio ambiente espacial mantiene dificultades para los dispositivos RAM. Los dispositivos RAM de 4k bits tienen menor capacidad que los 64k bits usados en grandes computadores, pero los primeros son menos susceptibles a los riesgos del medio ambiente espacial.

Antes de los chips RAM, las placas electrificadas fué la predominante tecnología para las memorias de computadoras empleadas en el espacio. Las memorias de placas electrificadas son usadas en muchos sistemas con tiempos de ciclo de memoria de aproximadamente un microsegundo y fuertes requerimientos para resistir la radiación espacial.

Los chips RAM, con ciclos de 500 nanosegundos o más, son más rápidos que las memorias de placas electrificadas, pero son más susceptibles a la radiación. Los rayos cósmicos son los que más daño les causan. El método para la insensibilidad a la radiación en los chips principalmente involucra el reducir el espesor del óxido en la entrada y de éste modo minimizar el nivel de la variación del voltaje causado por la radiación y mantener al chip dentro de un cierto rango de temperatura. El control de la temperatura previene cambios en la estructura óxida. La siguiente tabla muestra las ventajas mas importantes en el uso de estas arquitecturas computacionales.

VENTAJAS

DESVENTAJAS

MICROPROCESADORES

Mayor flexibilidad para cualquier cambio.
Partes más baratas por su gran volumen.

Mayor lentitud de la capacidad de procesamiento.
Las arquitecturas en paralelo requieren mucho desarrollo.
Las partes disponibles pueden estar tecnológicamente erróneas.

PROCESADOR PROGRAMABLE DE PROPOSITO ESPECIAL

Mayor flexibilidad en la arquitectura de propósito especial. Debe ser mas eficiente para mas aplicaciones usando similares tipos de algoritmos.

La arquitectura puede no proporcionar practicas. Usualmente la arquitectura de proposito especial es muy dificil de programar. Se requiere software de soporte.

PROCESADOR DE FUNCION FIJA Y PARA METRO CARGABLE

No decodifica instrucciones o software avanzado.
Proporciona mucha velocidad de proceso
Puede acomodar pequeños cambios.

Mayor costo de las partes por su diseño exclusivo.
Mayores cambios en un algoritmo tienen mayor impacto en el rediseño del chip.

DISEÑO DEL HARDWARE ELECTRIFICADO

No decodifica instrucciones o software avanzado.
Proporciona mucha velocidad de proceso
Permite la selección de mejores tecnologías. El diseño puede ser modificado para minimizar el numero de partes.

Partes más caras por su diseño exclusivo.
Cambios en el algoritmo tienen mayor impacto en el diseño del chip.

El mayor reto es decidir si usar chips con hardware normal, chips con parámetro cargable, dispositivos microprocesadores, o una combinación de los tres para el proceso de comunicación justificando su selección.

Los registros en cintas magnéticas han sido el único viable subsistema de memoria masiva en el espacio, por una década. Los dispositivos de memoria masiva con estructura sólida están avanzando.

Las burbujas magnéticas (chips de 4 Mbits tienen ventajas potenciales en la densidad de bits, en el consumo de energía, en el promedio del bit de error, no volatibilidad y resistencia a la radiación. Considerable trabajo ha sido hecho hacia el desarrollo de estructuras sólidas. El acceso random en los subsistemas de memoria con burbujas son las candidatas para los sistemas espaciales. Algunos aplicaciones necesitan la capacidad de acceso random para almacenar y recuperar grandes cantidades de datos sobre todo para las aplicaciones seriales con el almacenamiento interno de datos para ser transmitidos a la superficie.



VII.- ARQUITECTURA DE UNA ESTACION TERRENA

TEORIA DE UNA ANTENA BASICA

Nos concentraremos en la estación terrena que es optimizada para el G/T y es apuntada a una sencilla fuente de radiación, el satélite.

Normalmente, el C/N (portadora de ruido) es medido en la frecuencia intermedia (IF) de predetección del ancho de banda del receptor. Denotamos a C/N por:

$$C/N = \frac{P_t G_t}{K B} \left[\frac{a}{4} \frac{2}{II R} \right] \frac{Gr}{Ts}$$

Donde Gr/Ts es el G/T de la estación terrena

Para un satélite y señal de transmisión dado, los únicos parámetros de la estación terrena que afecta el C/N son el Gr, la antena gana cuando recibe la transmisión requerida, y Ts, el sistema de ruido por la temperatura en la frecuencia de la transmisión. (Gr y Ts no son necesariamente constantes con la frecuencia).

El G/T especificado puede ser obtenido de un infinito número de combinaciones de G y T. El C/N es directamente proporcional al G/T, esto es un parámetro útil con que se caracteriza a las estaciones terrenas.

El Ts es originado por las fuentes de ruido como la atmósfera el sistema de recepción de ondas, y el amplificador del bajo ruido de el receptor.

El óptimo G/T para una aplicación dada es invariablemente un compromiso en el costo de una gran antena, para aumentar su G y el costo de menores sistemas de ruido para decrementar T. Es una práctica común analizar la apertura de antenas en el modo de transmisión y entonces usar la reciprocidad para igualar las características de recepción a los calculados para la antena cuando está transmitiendo. Cuando considerar antenas de rastreo?; esto es útil para examinar su operación estando en modo receptor. Una apertura de antena acciona ganancia y un reducido radio por crear un campo electromagnético en la apertura que tiene un aspecto uniforme. Esto es necesario para controlar la distribución de la amplitud y del campo de apertura, ambos para maximizar ganancia y minimizar pérdida; la distribución de los campos de apertura determina la proyección de la radiación en el campo distante y también afecta la ganancia, así que primero examinamos la relación entre la apertura del campo y la proyección del haz en el campo distante para varios clases de apertura.

APERTURA LINEAL

Primero considerar la distribución de la apertura lineal mostrada en la fig. 7.1

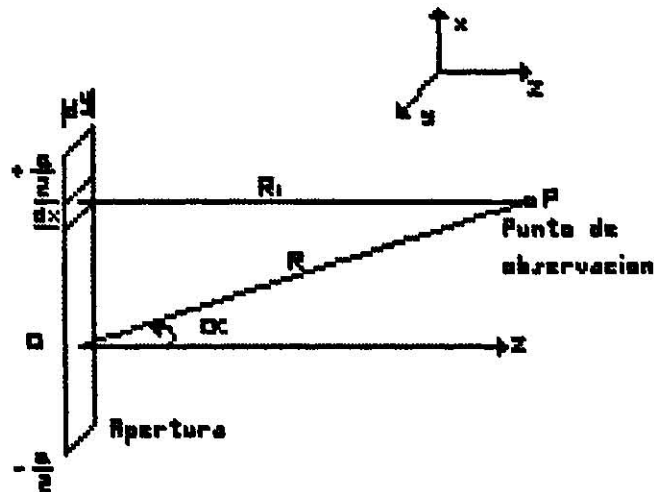


FIG 7.1

La apertura es asumida para tener un pequeño ancho dy y una longitud a . El campo en la apertura es constante en la dirección y y ésta amplitud varía en la dirección de x . El campo en un punto distante P en el plano (x,z) puede ser calculado por adicionar conjuntamente en P todas las contribuciones de los pequeños elementos dx , dy de el campo en la apertura.

Donde R_1 es la distancia desde el punto de observación a el elemento dx en la apertura. Un aspecto uniforme cruzando la apertura es asumido.

APERTURA RECTANGULAR

Las antenas comunmente tienen apertura con área finita extendiendose en dos dimensiones. Para el caso de una apertura rectangular con dimensiones a y b en las direcciones x y y ; a y b son los ángulos de un conjunto de coordenadas esféricas con su origen en el centro de la apertura como se muestra en la fig. 7.2

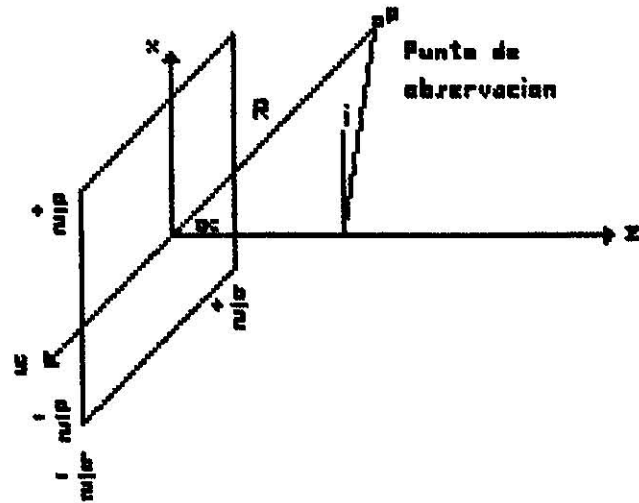


FIG. 7.2

APERTURA CIRCULAR

Se define una distribución de apertura $E(r, \alpha)$ donde r es la distancia radial desde el centro de la apertura, α es el ángulo en el plano de apertura desde una dirección de referencia (usualmente la dirección de las x) como se muestra en la fig. 7.3.

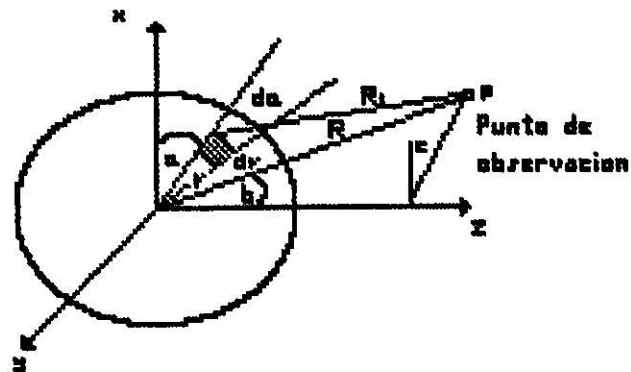


FIG. 7.3

DISEÑO DE GRANDES ANTENAS

Las grandes antenas son costosas en su construcción e instalación, sobrepasando el millón de dólares para antenas de 30 metros y completamente dirigible. Esto es excelente para accionar la máxima apertura posible eficientemente y el menor ruido posible por temperatura, así que G/T es maximizado.

La parabólica front-fed es extensamente usada como una configuración para muy pequeñas estaciones terrenas.

El diseño preferido para todas las grandes antenas de estaciones terrenas contruidas desde el original experimento TELSTAR ha sido la configuración Cassegrain, que requiere más ondas cortas que la correspondiente configuración front-fed. La configuración Gregorian es también usada por algunos constructores. La geometría de front-fed, Cassegrain y Gregorian son derivadas de los años setentas por los astrónomos William Cassegrain y James Gregory, quienes diseñaron el telescopio de reflexión óptica usando éstas geometrías. Isaac Newton también construyó telescopios de reflexión usando un plato plano para el reflector secundario, pero ésta configuración no ha sido extensamente adoptada para antenas de microondas. Ver fig. 7.4

La antena Cassegrain es popular para estaciones terrenas grandes por varias razones.

- 1.- La ganancia puede ser incrementada por aproximadamente 1 db, con relación a un reflector front-fed, por la formación de el sistema reflector dual.
- 2.- Las antenas receptoras de el ruido por temperatura pueden ser accionadas por el controlador spillover usando ondas cortas o alimentadores de ondas de radio.
3. Los alimentadores de ondas de radio sitúa al amplificador de ruido bajo de él receptor, y otros componentes del alimentador, en una conveniente posición.

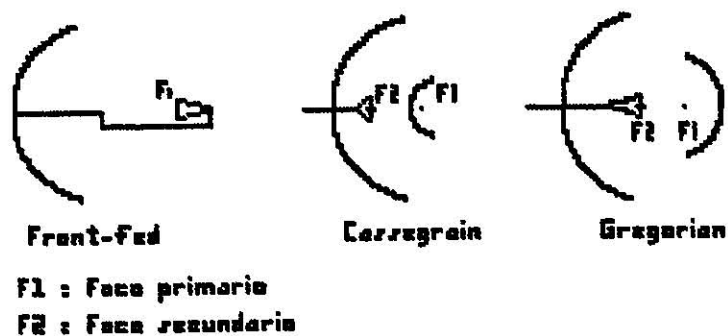


FIG. 7.4

LAS GRANDES ANTENAS CASSEGRAIN

La geometría básica de la antena Cassegrain es mostrado en la fig. 7.5

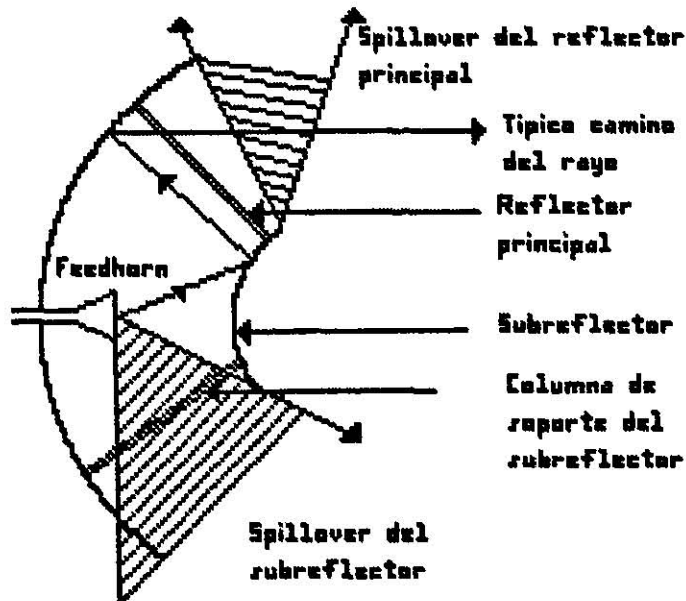


FIG. 7.5

El reflector principal es un paraboloide que refleja la radiación llegada hacia el primer foco. El reflector del hiperboloide secundario, frecuentemente llamado un subreflector tiene un foco coincidente con el foco de el reflector paraboloide, y un sistema alimentador es cancelado en el segundo foco, así que la fase central de el alimentador coincide con el segundo foco de el hiperboloide. El paraboloide convierte un plano de ondas recibidas a una onda esférica convergiendo hacia el primer foco, que es entonces reflejado por el subreflector para formar una onda esférica convergiendo sobre el alimentador, como se ilustra en la fig. 7.5. Por reciprocidad, la misma antena copiará y abrirá eficientemente cuando esté recibiendo. Normalmente la orilla del subreflector es iluminado con un nivel de carga de 10 a 15 db inferior que en el centro. Esto mantiene el spillover de el alimentador a un nivel bajo. El spillover reduce la eficiencia de la antena e incrementa el ruido por la temperatura, así que debe ser mantenido tan bajo como sea posible.

El spillover también ocurre cuando el subreflector radía hacia el reflector principal. Esto puede ser minimizado usando un subreflector de gran diámetro que dá un control exacto de la copia de radiación del subreflector o subplato y por mantener la orilla del subreflector con una baja iluminación. La ganancia de la antena es el producto de muchos factores que contribuyen a ésta apertura eficiente. En general, la formula de la ganancia está dada por:

$$G = \eta \frac{4 \pi A}{\lambda^2}$$

Donde η es la eficiencia de la iluminación
 λ es la longitud de onda
 A es el área de apertura de la antena

OPTIMIZACION DE LA GANANCIA EN GRANDES ANTENAS

Para accionar la máxima eficiencia, debemos reducir todas las pérdidas como sea posible e incrementar la eficiencia siempre que sea posible. Dos técnicas han sido usadas tendientes a perfeccionar la eficiencia de las grandes antenas Cassegrain en las estaciones terrenas para la comunicación con los satélites. La primera técnica es el uso de sistemas alimentadores con copia de radiación simétrica; la segunda técnica es compartir los reflectores dual de la antena Cassegrain para perfeccionar la eficiencia de la iluminación. La simetría alimentador-copia es importante en el reflector de antenas por dos razones:

El reflector no puede ser mantenido bajo a menos que el alimentador radie una copia simétrica circular (asumiendo un reflector circular).

La simetría alimentador-copia también ayuda a controlar el cruce de polarización en la antena. En muchas grandes antenas de las estaciones terrenas, las señales pueden ser transmitidas y recibidas en la misma frecuencia en polarizaciones ortogonales proporcionando la frecuencia para incrementar la capacidad del sistema de tráfico. Ajustando los reflectores de una antena Cassegrain o Gregorian puede incrementarse la ganancia de 1 dB para perfeccionar la eficiencia de la iluminación.

Queremos una iluminación próxima a lo uniforme de el reflector principal para obtener una mayor eficiencia de apertura, pero es baja iluminación angular para activar un spillover bajo. Cuando la apertura es solamente unas pocas longitudes de onda en diámetro, semejante control de ésta copia de radiación no es posible. De cualquier manera, si cambiamos la figura de el subreflector en una antena dual-reflector, podemos redistribuir la energía radiada por el alimentador así que más energía es dirigida hacia el ángulo exterior del reflector principal.

La fig. 7.6 ilustra la forma en que lo anterior es hecho. Un sistema alimentador que tiene una mayor figura cónica en el ángulo del subplato es usado para dar menor spillover. Al reformar el subreflector se produce una distribución del campo en la antena del reflector principal que es uniforme en el centro.

Cambiando la forma de el subreflector conducirá a fases de error en la apertura principal a menos que un cambio compensatorio sea hecho en la forma del reflector principal. De cualquier forma, controlando dos parámetros, la amplitud y fase de el campo en la apertura de la antena con dos reflectores de perfil, un infinito número de soluciones es posible. El más ampliamente usado diseño de aproximación es la combinación convencional hiperboloide-paraboloide de la antena Cassegrain y entonces rediseñar la superficie hiperboloide para redistribuir la energía como es requerida, para la copia de radiación de un sistema alimentador dado. El proceso ha de ser hecho numericamente y puede ser iterativo para dar la mas pequeña dsviación de el paraboloide original. Esto asegura que pequeñas variaciones en la distribución de la amplitud de el campo en la apertura de la antena es introducido por el cambio en la forma del reflector principal.

Muchas grandes antenas de estación terrena deben transmitir y recibir con el mismo alimentador , que coloca un estricto requerimiento sobre la copia del alimentador.

Necesitamos un gran subreflector para obtener una iluminación exacta de el reflector principal y reducir la pérdida de difracción en el ángulo del subreflector, pero un gran subreflector causa mayor bloqueo y necesita grandes patas para soportar el peso.

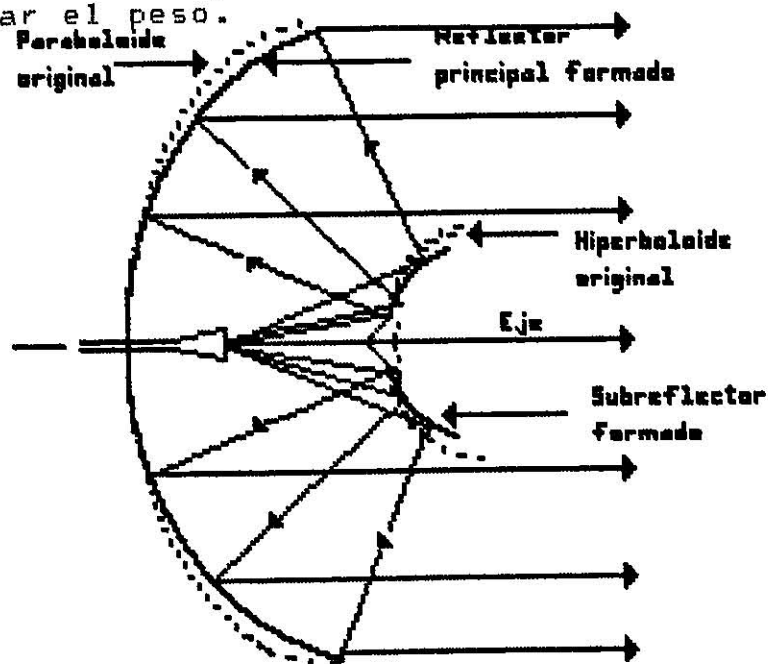


FIG. 7.6

SISTEMAS ALIMENTADORES PARA GRANDES ANTENAS CASSEGRAIN

El sistema alimentador en una estación terrena puede incluir componentes de microondas que cambie la polarización de las señales transmitidas y recibidas, diplexores que separan señales con frecuencias diferentes o polarizaciones y modos de extracción que son dispositivos usados en sistemas de rastreo automático. Como un resultado, semejante a un alimentador puede ser un muy complejo sistema de microondas. El diplexor de frecuencias separa las frecuencias de la transmisión y recepción (6 GHz y 4GHz) por el uso de secciones moduladas en las ondas. La pérdida es más de un problema en la frecuencia recibida de 4 GHz, donde la ganancia de la antena y el ruido por la temperatura son críticos, así que el diplexor puede ser optimizado en la banda de 4 GHz a expensas de pérdida adicional en la banda de transmisión. Las polarizaciones pueden ser ortogonal circular (como el sistema Intelsat) u ortogonal lineal como en muchos de los sistemas domésticos. Las grandes antenas de estaciones terrenas son frecuentemente equipadas con motores-maniovrables polarizados así que la polarización de la antena puede ser cambiado de lineal en circular. Esto permite a la antena ser usada para más de un diseño de satélite. Esto también permite la recepción de polarización elíptica cuando el satélite no radía una verdadera polarización circular y ésto puede perfeccionar la separación entre los canales de polarización ortogonal de una frecuencia de transmisión.

RASTREANDO AL SATELITE

Si el ancho del radio de 3 db en una antena de 25 m operando a 4 Ghz es normalmente de 10 minutos de arco, entonces la antena debe ser apuntada con una aproximación de 1 min. de arco. Si un satélite se mueve, un muy exacto programa de rastreo es requerido o un sistema de autorastreo. Aquí están los 3 sistemas principales para rastrear satélites con una gran antena. Ver fig. 7.7

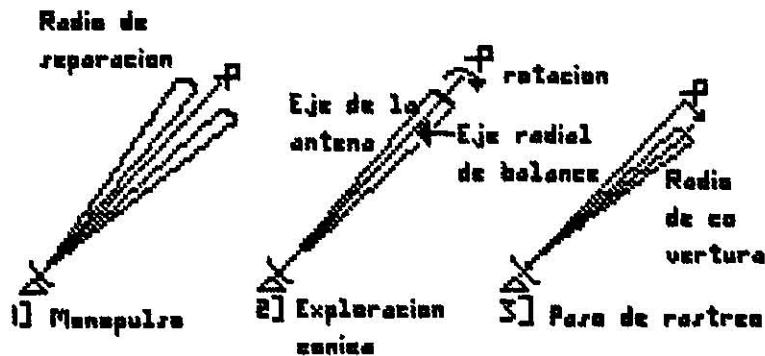


FIG. 7.7

1.- MONOPULSO. La antena genera diferentes copias sin valor sobre los ejes, en los planos del azimuth y la elevación. Separa los receptores para rastrear, o un receptor de tiempo compartido, éstos son usados para detectar los errores en la salida desde los canales Az/El, y de ésta forma manejar los mecanismos de la antena. La separación completa de los sistemas de rastreo y comunicación es posible, pero el monopulso alimentador y los receptores tienden a ser costosos.

2.- EXPLORACION CONICA. El radio de frecuencia del receptor es rotado alrededor del eje en un ángulo pequeño, normalmente 1.5 minutos. Una señal constante indica que el satélite está sobre un eje, puesto que un aumento y descenso por revolución muestra un error de dirección.

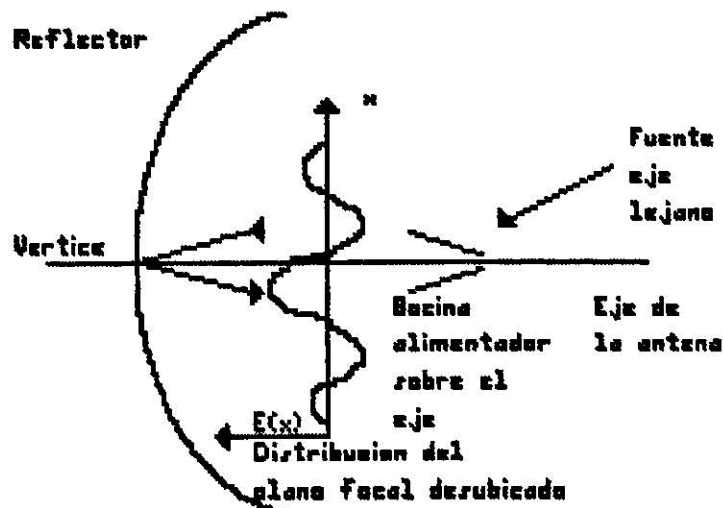
3.- ASCENCION MAXIMA. El radio de la antena es movido alrededor en una forma predeterminada, y la amplitud de la señal es anotada. La señal máxima indica la mejor posición del radio.

El radio debe ser continuamente movido para checar que esto está en la posición correcta. Esto es también conocido como paso de rastreo. En un sistema de ascensión máxima la antena es apuntada desde la posición nominal de el satélite por una fracción de un grado, en muchas direcciones. Con el conocimiento de el ajuste de el radio principal, la dirección real de el satélite es estimado y la antena es entonces apuntada en esa dirección.

ALIMENTADORES PARA RASTREAR UN SATELITE

Ambos sistemas ascenso máximo y paso de rastreo pueden ser afectados por el centelleo o decaimiento de la señal recibida. Si la amplitud de la señal cambia durante un período de medición, que normalmente pasa en pocos segundos mientras la antena es recolocada, el sistema de rastreo no puede distinguir entre éstos cambios para vencer los efectos de la propagación y los cambios intentados para mover la antena. El resultado es que la antena será recolocada en un ángulo falso, posiblemente causando una pérdida en el nivel de la señal en lugar de un incremento. Muchos de los sistemas paso de rastreo monitorean el centelleo de la señal recibida y se conectan a un programa de rastreo si la amplitud del centelleo vienen lo suficientemente grande causando errores para el rastreo.

El problema de hacer un rastreo puede ser mejor entendido si se considera el campo en la región focal de un paraboloide cuando el faro del satélite transmisor está ligeramente fuera del eje. La distribución del plano focal (FPD) será invariante en la forma, pero se moverá de el eje de la bocina, y la dirección de la cobertura del ángulo corresponde a la posición de el satélite. Ver fig. 7.8



Movimiento de la distribución del plano focal lejos del eje de la antena cuando la fuente de transmisión está fuera del eje.

FIG. 7.8

La desubicación da incremento en tres efectos.

1.- Adicionales formas de ondas asimétricas son generadas en la bocina. Estas pueden ser detectadas y usadas para extraer información de rastreo (modo de extracción).

2.- La energía contenida dentro del lobulo principal en la FPD que falta para entrar a la bocina puede ser detectada por bocinas adicionales fuera de la bocina principal (monopulso).

3.- La reducción en la ganancia para vencer la correlación más necesitada entre el campo de apertura alimentador y la FPD puede ser detectada y el alimentador movido (cono de registro) o la FPD movido (paso de rastreo) para encontrar la posición del satélite. Estos esquemas tienen la ventaja que el amplificador de bajo ruido (LNA) principal puede ser usado para amplificar la señal de rastreo y únicamente, un sencillo alimentador es requerido.

RASTREO DE SATELITES GEOESTACIONARIOS

Muchos satélites geoestacionarios no son realmente geoestacionarios, ellos derivan a lo largo de la órbita geoestacionaria en una dirección este-oeste y usualmente tienen un pequeño ángulo de inclinación orbital. Cuando se observó desde una estación terrena, el movimiento de el satélite en el espacio tiende a ser movido lentamente de este a oeste. Estos pequeños ángulos de inclinación de $\pm 0.1^\circ$ en el azimuth y elevación son registrados desde la estación terrena.

PEQUEÑAS ANTENAS DE ESTACIONES TERRENAS

Las pequeñas antenas de estaciones terrenas escapan a muchos de los problemas encontrados con grandes antenas y son menos costosas. La amplitud del radio más extenso permite fijar la dirección de la antena cuando el satélite está mantenido dentro de $\pm 0.1^\circ$ de ésta posición nominal, eliminando la necesidad del costoso equipo de autorastreo. De ésta manera, la dirección se fija, la pequeña apertura de la antena es un diseño atractivo donde el menor G/T puede ser compensado por un incremento en la fuerza transmitida del satélite o una reducción en el ancho de banda RF.

Muchas pequeñas estaciones terrenas han sido contruidas para la recepción de cable. La introducción de satélites de radiodifusión directa (DBS) originará una fuerte reducción en el tamaño y costo de la estación terrena.

Las configuraciones de antenas Cassegrain y Gregorian no puede ser usada cuando el diámetro del reflector principal es menor que 50 longitudes de onda sin una considerable pérdida en la eficiencia. Esto es porque el subreflector debe tener un diámetro de al menos 8 longitudes de onda para prevenir la difracción de las ondas cercanas. Muy pequeños subreflectores no actúan como buenos reflectores y no pueden controlar la iluminación de el reflector principal adecuadamente. Si un gran subreflector es usado bloqueará la señal, reduciendo mucho la llegada y la copia de la antena en los lobulos laterales. El alimentador escalar ha sido desarrollado para proveer una buena iluminación de los reflectores front-fed. La eficiencia de la apertura con un alimentador escalar puede ser mayor de 65 por ciento en una antena normal, pero no puede ser tan alto como el formado en una antena Cassegrain. El espaciamiento del satélite en una órbita geoestacionaria está siendo reducida de 3° a 2° , por lo que se incrementará la interferencia de los satélites adyacentes en la recepción y también para la antena que transmite. El problema siguiente es colocar un límite menor en el tamaño de la antena usada por estaciones terrenas que transmiten. De cualquier modo, para pequeños diámetros de reflectores, el costo de un gran reflector no es muy grande, especialmente cuando fué comparado con los transmisores de microondas de alto poder.

DISEÑO DE PEQUEÑAS ANTENAS DE ESTACION TERRENA

Las pequeñas estaciones terrenas son definidas aquí como esas que usan antenas menores de 60 longitudes de onda en el diámetro, correspondiendo a platos de 5 metros en 4 Ghz y platos de 1.6 m. en 11 Ghz, con ganancia menor a 44 dB.

Muchas de las antenas son simétricas, reflectores paraboloides de front-fed con alimentadores escalares. El obstáculo de la apertura principal también causa dificultad para los diseños de antenas que se requieren para los satélites espaciados a cada 2 grados.

Sin embargo la simetría de paraboloides front-fed son ampliamente usados para pequeñas antenas de estaciones terrenas, las antenas offset-fed emplean configuración de reflectores sencillo y dual. El alimentador offset consiste en un subir o bajar el rayo del reflector principal, que elimina el problema de la obstaculación. Más adelante analizaremos éste tipo de antenas. Múltiples radios pueden ser obtenidos con un reflector si un reflector esférico o un reflector parabólico (torus) es usado permitiendo que una antena pueda ser usada aún con satélites muy próximos.

ANTENAS CON REFLECTOR PARABOLOIDE FRONT-FED

El convencional plato paraboloide circular con un alimentador escalar representa el más sencillo y de menor costo de la antena para una pequeña estación terrena. El alimentador escalar produce una copia de la radiación simétrica que es ancho, plano en lo alto y cerrado en forma Gaussian.

Esto es también frecuentemente independiente de la extensa amplitud de la banda, haciendo ésto una excelente prueba para un alimentador de antena en una estación terrena. El diseño de antenas parabólicas front-fed es avanzar correctamente. El ángulo medio de el reflector es probado para obtener una iluminación angular particular con un alimentador dado o un alimentador escalar puede ser seleccionado para proveer una iluminación angular requerida con un reflector dado. La geometría de el reflector paraboloide es mostrado en la fig. 7.9

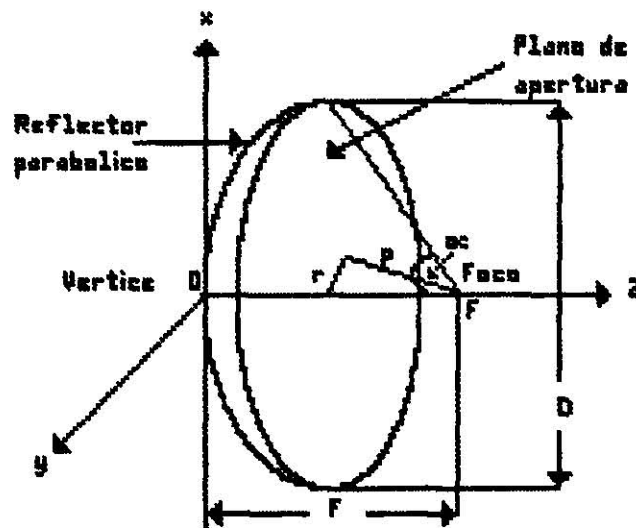


FIG. 7.9

La distancia OF es la longitud focal de el reflector denotado por F .

La curvatura de el reflector puede ser especificado por el ángulo medio α o por la relación F/D .

La superficie de el reflector es dado por:

$$x^2 + y^2 = 4Fz \quad , \quad \text{o} \quad r^2 = 4Fz$$

Donde r es la distancia radial desde el eje OF a el punto (x,y) sobre el reflector.

Muchas de las antenas paraboloides front-fed tienen reflectores con F/D en el rango 0.25 a 0.4 correspondiendo a ángulos-medios de 90° a 64° .

El reflector $F/D = 0.25$ es conocido como un reflector de el plano focal, el foco de el reflector que se sitúa en el plano de la apertura. El diseño de el alimentador para un reflector en el plano focal es complicado porque el alimentador debe iluminar un ángulo de 180° completamente. La máxima ganancia de la antena resulta cuando la amplitud de la iluminación forma un cono cruzando la apertura del plato dando un nivel del ángulo de iluminación de 10 a 12 dB bajo el nivel del eje. Un muy pequeño ángulo de la forma cónica incrementa eficientemente la iluminación por hacer la iluminación cerrada a uniforme, pero repercute en el incremento del spillover. Menores valores en los ángulos de la iluminación reduce el spillover, pero también reduce la eficiencia de la iluminación. De cualquier modo, disminuyendo el ángulo de iluminación reduce los niveles del borde del lóbulo, mientras que grandes ángulos de iluminación conduce a aumentar los niveles del borde del lóbulo.

CONFIGURACION DE LAS ANTENAS OFFSET-FED

El reflector principal es una sección de un paraboloide, arriba del eje. El alimentador está localizado debajo del eje dando una apertura desubicada completamente. En el arreglo abierto del Cassegrain, mostrado en el alimentador, es localizado dentro de la apertura del reflector principal. No obstante que las antenas offset pueden ser diseñadas para producir una realización superior comparado con las antenas simétricas, su construcción tiende a ser más costosa, cuando menos en las grandes antenas.

EQUIPOS PARA ESTACIONES TERRENAS

La fig. 7.10 muestra un diagrama simplificado de los mayores equipos necesitados en una estación terrena que recibe y transmite. En una gran estación terrena estarán muchos receptores y transmisores multiplexando conjuntamente.

Los transmisores son mucho más costosos que los receptores, esto es particularmente porque los receptores son hechos en mayor cantidad que los transmisores, además de las estrechas especificaciones en la emisión de la banda de salida, la estabilidad de la frecuencia y el control del poder son necesariamente para evitar la interferencia con otros canales y satélites. Los transmisores de microondas son costosos dispositivos que emplean amplificadores de gran poder. Ver fig. 7.10

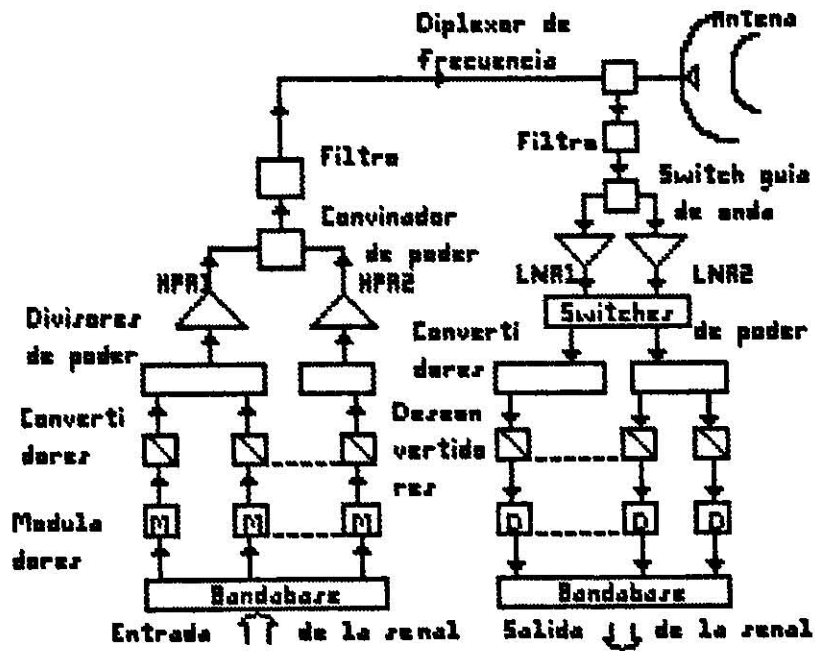


FIG. 7.10

AMPLIFICADORES DE ALTO PODER (HPA)

Las grandes estaciones terrenas frecuentemente usan gran número de amplificadores de alto poder (HPA) con niveles en la fuerza de salida superiores a 8.5 kw. La configuración empleada depende de el número de portadores a ser transmitido y si éstos son señales con frecuencia modulada (FDM) o con modulación del tiempo para señales digitales (TDM). La más común configuración emplea un HPA por cada repetidor a ser usado. La transmisión FDM de muchos portadores a uno o más repetidores requiere un amplificador lineal de alto poder si se desea evitar la intermodulación.

Las operaciones de multiplexión, modulación y demodulación son casi siempre portadas fuera de la banda base y de frecuencias intermediarias, que pueden ser manejadas más fácilmente que las frecuencias de las microondas. Los convertidores y desconvertidores forman una interface entre las partes RF e IF de los transmisores y los receptores; las únicas operaciones que son normalmente portadas fuera de las señales RF son la amplificación y filtración, con mínima combinación y participación. Esta parte de la estación terrena es conocida como equipo de control terrestre. Existen diferencias significativas entre el equipo diseñado para la operación FDM y el diseñado para TDM. Los convertidores y desconvertidores son similares en cada caso, no obstante que el ancho de banda pueda ser diferente.

SISTEMAS DE MODULACION DE LA FRECUENCIA DE LA SEÑAL (FDM)

Los sistemas FDM transmiten y reciben muchas señales de voz y datos por asignación de frecuencias separadas para cada señal, en cualquier bandabase o RF, o ambos. En una estación terrena que opera en un modo FDM, un enlace terrestre es usado para enviar y recibir grupos de canales FDM o por TDM. El enlace puede ser por microondas, cable coaxial o por fibras ópticas. La interface terrestre puede ser separada entrando a los canales posteriores a la bandabase para reensamblarse como grupos nuevos FDM para la transmisión vía el satélite enlazado.

Los canales de voz son conjuntados en una amplia área geográfica y enviados vía un puente. En los sistemas internacionales, el puente es usualmente localizado en una ciudad grande, y todo el tráfico internacional de la ciudad puede ser dirigido a éste punto. Los canales de voz que son a ser dirigidos a cada ciudad o a cada estación terrena, son ensamblados dentro de grupos en el intercambio internacional y entonces enviados a la estación terrena. Caminos de recepción similares son establecidos para completar la forma doble de enlace.

La forma de ida y vuelta de la señal no necesariamente tiene que ser la misma, se puede utilizar, el cable terrestre, las microondas, además del satélite. Eligiendo aquel que mejor le parezca en costos y tiempos.

La fig. 7.11 muestra un típico arreglo para un equipo de control terrestre FDM/FDMA en la estación terrena.

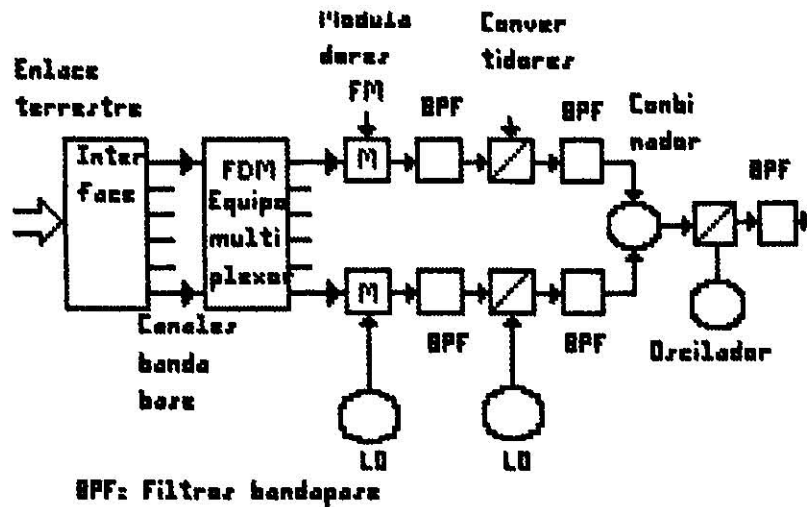


FIG. 7.11 Equipo de enlace hacia arriba para transmitir de una estación terrestre FDM/FM/FDMA

La parte de la transmisión mostrado en la fig. 7.11 acepta señales de bandabase de la interface terrestre y ensambla éstos dentro de los grupos FDM para destinos diferentes. En un sistema FDM/FDMA, cada ruta de una estación terrestre a otra estación terrestre tiene una frecuencia asignada. Los destinos son asociados con las frecuencias RF.

El sistema mostrado en la fig. 7.12 usa una conversión de doble frecuencia con dos frecuencias IF, 70 MHz y 770 MHz. La señal FDM consiste de 12 a 1872 canales telefónicos. La fig. 7.12 muestra un arreglo para complementar el equipo de transmisión de la fig. 7.11

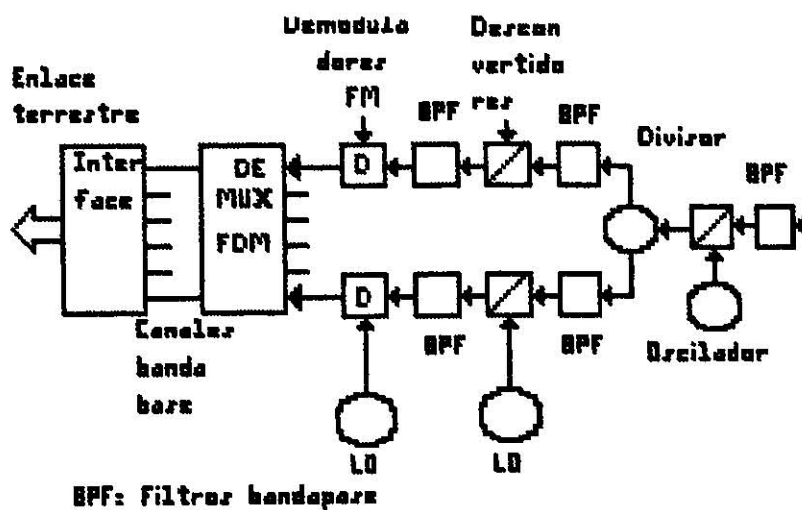


FIG. 7.12 Equipo de enlace hacia abajo para recibir en una estación terrestre FDM/FM/FDMA

LA ESTACION DE TELEMETRIA, TELECOMUNICACION Y COMANDO (TT&C)

Las estaciones TT&C son normalmente fáciles de asistir consistiendo de una antena para rastrear el movimiento completo, antenas de comunicaciones, equipo para monitorear las antenas de telecomunicación, telemetría y equipo para proceso de comandos. Las estaciones TT&C reciben telemetría del satélite y monitorean su propio estatus. No obstante las estaciones pueden operar los satélites de comunicación en pequeños períodos, ellos usualmente actúan meramente como relevos de estaciones, transmitiendo toda la telemetría para comandos y recibiendo comandos desde una central SCC.

LA ESTACION CENTRAL DE COMUNICACIONES DE EL SATELITE (SCC)

La SCC es el corazón de la operación de los satélites de comunicaciones. Las estaciones TT&C y TOS dirigen la telemetría espacial y el estatus de el equipo en tierra para la SCC. La SCC genera comandos para el satélite o mensajes de control afectando la configuración del equipo en tierra. Estas estructuras de la ingeniería de servicio junto con el equipo y software analizador, despliegan y planean las funciones requeridas para soportar un satélite en órbita de transferencia tan bien como mantener múltiples satélites sobre las estaciones. Muchas estaciones TOS son temporalmente estaciones TT&C que soportan operaciones de transferencia de órbita. Las estaciones TOS están usualmente conectadas con una antena de rastreo. Una estación TOS dirige la telemetría del satélite para un enlace de datos para la SCC y puede también recibir comandos del satélite desde la SCC. En adición una estación TOS proporciona un mecanismo de respaldo para la generación local de comandos para un satélite. La fig. 7.13 describe una configuración con alguna de las estaciones descritas arriba.

ENTRADAS AL SOFTWARE EN LINEA

Como otro proceso de tiempo real para aplicaciones de control, el software de control en tierra acepta entradas, sus procesos con la ayuda de base de datos en línea, genera productos de salida y proporciona una interface entre hombre y máquina. Los datos principales de entrada para una estación de control del satélite en tierra son:

- . Telemetría
- . Rastreo, extensión y datos de altitud
- . Estatus del equipo en tierra
- . Señales de las antenas de comunicación

Los parámetros del estatus del satélite son codificados en el tablero como señales de modulación de la amplitud del pulso (PAM) o modulación del código del pulso (PCM) y son transmitidos a la tierra en rangos mayores de 1024 bps. El bit y el equipo sincronizados formatean las señales de telemetría recibidas en la estructura de datos. El software de entrada a éstos equipos hacia adentro de la memoria vía el acceso de memoria directo.

La información sobre la calidad de la telemetría de datos, es examinado antes de que un equipo de telemetría lo procese para asegurarse de que solamente valida datos que reciban mayor atención. Los formatos de los equipos de telemetría pueden ser fijos (que iguales datos se repitan para cada equipo) o que ellos puedan contener datos subconmutados. Un operador inicia la colección de datos y el software en tierra orquesta esto. Los subsistemas de comando del satélite pueden requerir reconfigurarse para aceptar y repetir rangos de tonos. Solo el satélite es propiamente configurado, el software en tierra selecciona el rango de el tono y controla la duración del tono.

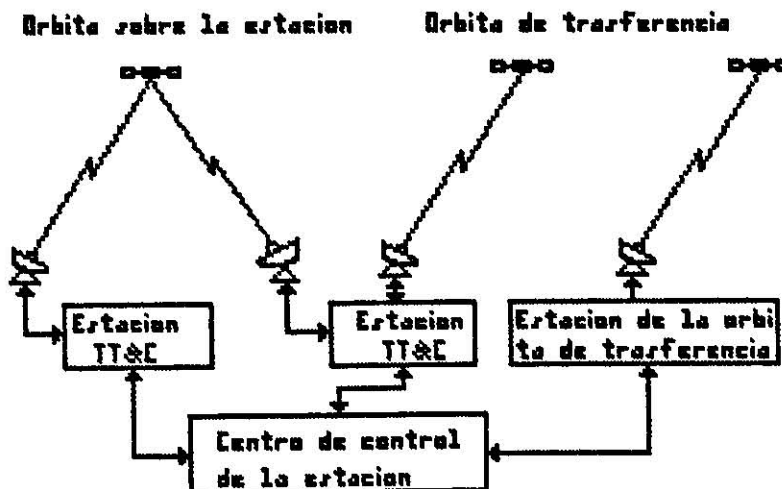


FIG. 7.13 Configuración mostrando la telemetría, rastreo y comando de estaciones (TT&C).

Una fase de conteo dentro del equipo en tierra es leído automáticamente para determinar la diferencia de fase entre tonos transmitidos y recibidos. Mientras un rango de medidas están siendo hechas, las lecturas del azimuth y elevación de la antena son simultaneamente coleccionados. Estos datos son formateados dentro de los archivos y transmitidos a la SCC para procesar. Los sistemas de control en tierra del satélite normalmente incluyen:

- . Equipo de radio frecuencia (RF)
- . Operación y análisis del grupo
- . Equipo para monitorear el tráfico de comunicaciones

El equipo RF provee la interface en tierra con los comandos receptores de el satélite y los transmisores de telemetría. Esto incluye entre otras cosas: antenas, amplificadores transmitiendo a gran poder, amplificadores con bajo ruido, enlaces hacia arriba y enlaces hacia abajo, deconmutadores PAM/PCM y subsistemas de comando especializado.

El software normalmente monitorea el estatus de éste hardware y proporciona el control al operador sobre la configuración de el equipo.

El equipo de análisis y operación generalmente incluyen computadoras, perifericos de computadoras (cintas magnéticas, impresoras, plotters, y discos magnéticos), lista de caracteres, paneles de alarma, paneles de comunicación de voz simulada, reloj de tiempo con referencia al meridiano de Greenwich y modems. El software es la inteligencia que monitorea y reporta el estatus del equipo y proporciona los datos para hacer las decisiones.

Los canales de repetidores del satélite, que portan el tráfico de comunicaciones, son continuamente monitoreados por el sistema TT&C. La falla de un repetidor debe ser inmediatamente detectado y corregido para minimizar la interrupción del servicio.

Las estaciones TT&C normalmente incluyen un sistema de monitoreo de comunicaciones (CMS). El CMS analiza los canales de repetidores en detalle por medición de su efectivo poder isotrópico radiado y por el análisis del espectro realizado. Estos análisis son confeccionados a el tipo de tráfico para portadores de canal. El tráfico de voz y video tienen diferentes requerimientos para la medición del espectro. Los canales de voz contienen varios cientos de subcanales de amplitud de banda que requieren análisis individual, un canal de video tiene una sencilla señal de ancho de banda.

*

SISTEMAS DE MODULACION DEL TIEMPO EN SEÑALES DIGITALES (TDM)

Los sistemas TDM son división de tiempo para interlazar señales digitales dentro de la estructura, que son transmitidas secuencialmente a través de repetidores separados en un satélite. El equipo requerido para sistemas digitales TDM son completamente diferentes de las estaciones terrenas con FDM/FDMA. La interconexión terrestre puede ser cualquiera de FDM O TDM.

Las señales de voz y datos proporcionados por la interfase son sencillamente el flujo de bits binarios. Estos datos deben ser formateados dentro de la estructura acordada para los requerimientos del sistema. La eficiente transmisión del lenguaje digital puede ser incrementado usando la interpolación del lenguaje digital (DSI).

La parte más crítica en un receptor digital es el demodulador, siendo el más usual el QPSK en los satélites enlazados.

RESUMEN

Las estaciones terrenas por uso de los sistemas de comunicación vía satélite están caracterizadas por su rotación, que combina ganancia de la antena con el sistema de ruido por la temperatura.

Debido a que las señales recibidas son débiles, la relación G/T debe ser maximizado dentro de los límites del tamaño de la antena y costo del receptor. Las estaciones terrenas cargan muchas señales de teléfono, cadenas de datos o muchos canales de televisión usando grandes antenas, con diámetros superiores a los 30 metros. Son costos de millones de dólares que se emplean para enlazar grandes ciudades con los sistemas de comunicación por satélites domésticos e internacionales. Pequeñas estaciones terrenas que cargan solamente un canal de voz o reciben una señal de televisión tienen menor proporción de G/T y antenas de menor costo. En las grandes antenas, la ganancia es maximizada por usar el diseño de forma Cassegrain, en que la iluminación casi uniforme de la antena es requerida.

La transmisión en las estaciones terrenas debe cumplir con ciertas especificaciones para que no cause interferencia a los satélites adyacentes. Un análisis y diseño cuidadoso usando la teoría de la difracción y técnicas de integración numérica son necesitadas para asegurar que las grandes antenas accionan con la relación G/T requerida. Las pequeñas antenas con frecuencia usan una configuración front-fed con un alimentador escalar. El alimentador escalar proporciona una buena iluminación con un bajo spillover. La configuración off-set puede ser usada para evitar el bloqueo de la apertura de la antena por el sistema alimentador y sus soportes.

Las grandes antenas tienen reducido rayo de luz y frecuentemente equipadas con rastreo automático por el

movimiento del satélite. El sistema de autoarrastré deriva en error de voltage cuando el satélite se mueve hacia afuera del eje del radio, que es usado para manejar los mecanismos de la antena; así que el rayo de luz es frecuentemente recentrado hacia el satélite.

Las pequeñas antenas tienen un muy amplio rayo de luz que puede dar cabida al movimiento del satélite geoestacionario que está sujeto a un rango de $\pm 0.1^\circ$ de la posición orbital real.

Las antenas con reflectores esféricos o (torus) pueden rastrear un satélite sobre un rango angular limitado por el movimiento del alimentador. Múltiples rayos de luz con un reflector fijado puede ser obtenido usando varios alimentadores y reflectores esféricos.

Las estaciones terrenas de recepción solar pueden ser muy simples, requiriendo solamente la antena, un amplificador RF para ruido bajo, un convertidor y un receptor IF. Algunos diseños de receptores DBSTV usan un tenue ruido mezclado fuera de un amplificador RF. Las estaciones terrenas que transmiten son muy costosas más que las que solamente reciben. Las grandes estaciones terrenas en la red Intelsat tiene gran cantidad de transmisores y receptores y equipo de multiplexión y demultiplexión.

Es importante que las estaciones terrenas no sufran interferencia por la operación de otro sistema de comunicaciones con la misma banda de frecuencias y que las estaciones transmisoras no causen interferencia a otros sistemas.

VIII FACTORES A CONSIDERAR PARA UNA EFICIENTE TELECOMUNICACION

El espacio que rodea la tierra es poco conocido; desde muchos puntos de vista interesa conocer la distribución de las radiaciones que abarcan toda la gama del espectro, desde los rayos x a las ondas de radio, meteoritos, capas ionizadas, campos magnéticos de origen no sólo terrestre, sino también solar e interplanetario, etc. Además, muchas de éstas investigaciones se realizan en apoyo de determinadas aplicaciones prácticas. Tal es el caso del estudio de los factores que pueden afectar al hombre en el espacio, cuyos conocimientos es imprescindible para el establecimiento de estaciones orbitales tripuladas. Los niveles de radiación medidos hoy a 1000 km de altura pueden ser completamente diferentes de los que se obengan la semana próxima si entre ambas fechas se ha producido, por ejemplo una erupción solar. Algunos satélites han sido diseñados para obtener información sobre diversos aspectos relacionados con nuestro planeta: las capas ionizadas que lo rodean, la densidad y composición de la alta atmósfera, la intensidad de la radiación térmica recibida por la tierra y el porcentaje que vuelve al espacio al reflejarse en las nubes o en la superficie, la confección de un mapa del campo magnético en torno del planeta, la naturaleza y energía de las partículas que componen los cinturones de radiación, características de la ionosfera en cuanto a transparencia a diversas frecuencias de radio, etc. La radiación es una forma de energía que se encuentra en el espacio en múltiples formas. La luz corriente es radiación; las ondas de radio, los rayos x e incluso el calor emitido de un cuerpo a otro. Todas éstas radiaciones se les denomina radiaciones electromagnéticas; el único factor que permite diferenciarlos es su frecuencia o longitud de onda.

EFFECTOS DE LA PROPAGACION DEL RUIDO EN LAS TELECOMUNICACIONES

Las misiones de operación de los satélites requiere de precisión debido al efecto que presenta la frecuencia Doppler en los incrementos del ruido.

Para los satélites geoestacionarios esto es proporcional a el total de electrones contenidos a lo largo del camino e inversamente proporcional al cuadrado de la frecuencia.

La nubes así como la lluvia contribuyen significativamente para atenuar, especialmente para frecuencias mayores que 10 GHz. El centelleo en la troposfera puede en ocasiones llegar a ser el principal factor limitando la habilidad para detectar la onda gravitacional.

Cuando el ángulo de declinación es suficientemente pequeño, éste puede ser determinado para la medición del efecto Doppler. La velocidad geocéntrica con respecto al centro de la tierra es normalmente más conveniente para los cálculos de las trayectorias. Los ángulos deben ser conocidos con gran precisión o un gran error en la posición transversal a la línea de senalamiento resulta. La medición de la declinación y ascensión recta en largas distancias usando antenas de microondas con rayos de luz anchos y exactos no es suficiente.

Las ondas gravitacionales pueden producir una variación fraccional en la frecuencia Doppler así como el vapor de agua.

La determinación y corrección para el rango diferido en la ionosfera puede ser completado por mediciones del TEC (total de electrones contenidos en la ionosfera) mediante las técnicas de rotación de Faraday.

CORRECCION DEL RANGO DEL RADIO POR EFECTOS TROPOSFERICOS

Aire seco y vapor de agua.

Los efectos de la ionosfera (electrones) pueden ser reducidos mediante altas frecuencias, pero los efectos de la troposfera habrá que estudiarles más cuidadosamente.

El retraso causado por el vapor de agua es considerablemente menor que por el aire seco. El vapor de agua contenido a lo largo de la trayectoria es variable y no predecible con gran precisión desde la superficie por la presión del vapor de agua.

Las técnicas de sensibilidad remota usando radiómetros están disponibles para obtener datos concernientes al contenido del vapor de agua, el contenido del agua líquida y la temperatura del contorno. Esta técnica requiere el uso de 2 ó más frecuencias para separar los efectos del vapor de agua, agua líquida y oxígeno. El contorno de la temperatura en la troposfera puede ser obtenida por radiometría de microondas usando 3 frecuencias próximas a los 60 GHz.

AMPLITUD Y FASE DEL CENTELLEO Y RUIDO DOPPLER

Se ha asumido una variación muy lenta de los valores de densidad de electrones, refractividad, amplitud y fase de la señal, pero comparativamente variaciones rápidas caracterizan la centelleización, la propagación multilateral y eventos transitorios pueden también presentar problemas.

Las variaciones en la amplitud y fase de la señal constituyen un tipo de ruido llamado ruido intermodular causante de pérdida por lo que se requiere de ciertos márgenes de compensación.

Para detectar ondas gravitacionales será necesario emplear a lo largo del camino en dirección antisolar desde la tierra, para que el mínimo ruido Doppler sea encontrado. La fase de centelleo en la banda S para vencer la contribución del plasma interplanetario es estimada por causar una desviación fraccional de la frecuencia Doppler.

RUIDO TERMAL

En frecuencias bajas el ruido galáctico tiende a ser el tipo dominante de ruido externo, pero con el decrecimiento de los niveles del ruido galáctico con frecuencia el ruido termal es el dominante. El ruido termal causado por los fenómenos atmosféricos como la lluvia, nubes etc. son importantes para los sistemas de microondas de bajo ruido. Los efectos de una nube interfiriendo no son generalmente tan intensos como esos para vencer la lluvia, la degradación integrada para vencer las nubes en un período largo puede ser más alto que por la lluvia, porque las nubes están presentes por un porcentaje mayor de tiempo.

CONCLUSIONES

Utilizando mayores frecuencias se minimiza los efectos ionosféricos de propagación, pero los efectos troposféricos pueden incrementar o dominar en las altas frecuencias. La capacidad y deseo de mayor precisión en rango y mediciones de la frecuencia Doppler han sido incrementados. En referencia al rango de mediciones, precaución ha sido tomada para usar el término precisión más que exactitud. Exactitud absoluta está limitada al estado de conocimientos de la velocidad de la luz.

El valor aceptado de $c = 299,792,458$ m/seg., involucra una fracción de incertidumbre de 4 mil millonesimas, que es una exactitud impresionante pero puede resultar en una gran incertidumbre (de aprox. 6 km) cuando en el espacio las distancias largas se miden AU (unidades astronómicas) como fue el caso para el Voyager de 10 AU para su encuentro con Saturno.

Tres cantidades contribuyen a la constante de atenuación $\alpha(h)$: vapor de agua, agua líquida de nubes y oxígeno. Para obtener información sobre vapor de agua por ejemplo, es necesario separar los líquidos de agua y oxígeno. La separación puede ser completada haciendo observaciones en 2 o más frecuencias.

IX LA COMPETICION EN LAS TELECOMUNICACIONES

Se examinará el impacto de la competición desde dos perspectivas, la nacional y la internacional. Se proporciona una crítica de el argumento procompetición, no obstante un número de ventajas de competición están excluidas. Las ventajas están discutidas en relación a equipo y servicios. La competición internacional es descrita hacia donde tiende y las desventajas de como tiende son debatidas en relación al subsidio, interconexión, la industria de la manufactura de las telecomunicaciones y la estructura de mercado además de la competición internacional.

La naturaleza de la competición que surge en las telecomunicaciones nacionales e internacionales influirá fuertemente en las ciudades que terminan como "ganadoras" y "perdedoras" en el comercio internacional, en equipo de información y de servicios.

Muchos monopolios han seguido arbitrariamente dictando políticas que han tenido efectos negativos sobre una amplia variedad de usuarios, por lo que el único camino para evitar éste comportamiento es introducir la competición.

UNA INFORMACION DESIGUAL

Tradicionalmente, una enorme proporción de la población ha tenido pobres accesos a los servicios de información. Sin información no se puede ayudar efectivamente. En contraste, gente y grupos con economía y política fuertes han tenido casi siempre gran habilidad para acceder, transmitir, almacenar y procesar la información: su habilidad para mantener e incrementar su fuerza será acrecentado por su dominio en la información.

La vigencia de un mercado orientado a la información económica incrementará el nivel de información desigual sobre una base geográfica en el nivel nacional e internacional. Individuos y firmas localizados en las regiones periféricas están disgustados por no tener acceso a los bajos costos de la computación y servicios de telecomunicaciones ofrecidos en las grandes ciudades a menos que la política del gobierno explícitamente les reconozca sus problemas. Organizaciones públicas y privadas con oficinas localizadas en grandes ciudades han tenido la capacidad de avanzar, centralizando la capacidad de hacer decisiones usando los avances en los sistemas de comunicación-computación.

Muchos países del tercer mundo confían en los países más industrializados para el mantenimiento de sus equipos y para el manejo de su personal especializado. Ellos también dependen del flujo de la información: esto es debido a su posición dependiente en la economía internacional. La información de plantas y oficinas de corporaciones transnacionales en países dependientes fluye a su oficina matriz para su análisis y proceso. Además, un número de servicios de información especializado (conexión a bases de datos, modelos de pronósticos econométricos etc.) están disponibles solamente en los países industrializados.

La introducción de la competencia puede provocar que individuos, grupos y ciudades dominarán la emergente información económica. En un nivel internacional, Los Estados Unidos como productor dominante de buena información y de servicios le beneficia bastante la apertura de mercados nacionales protegidos. Además, corporaciones transnacionales estarán disponibles para coleccionar, procesar y transmitir más información eficientemente y así mejorar lo provechoso de sus operaciones internacionales. En un nivel nacional, individuos ricos y grandes firmas localizadas en áreas metropolitanas están comunmente para ganar los enormes beneficios de la competencia, desde que están disponibles para tomar ventaja de los muy económicos y diversos servicios ofrecidos dentro de los grandes centros de actividad económica.

EL MONOPOLIO DE LOS EQUIPOS DE TELECOMUNICACIONES

Tradicionalmente, ha sido muy poca la competencia en la industria de las telecomunicaciones, con un pequeño número de firmas dominando muchas ciudades. El factor primordial que alienta esta concentración es la estructura monopolística de los servicios de la industria de las telecomunicaciones. En Los Estados Unidos, los competidores más comunes han integrado colaboradores dentro de la producción del equipo mientras en muchas otras ciudades las telecomunicaciones privadas han alentado la formación de un oligopolio.

Esta situación ha sustancialmente cambiado en los Estados Unidos con la introducción de la competencia, particularmente en el área de equipo terminado.

La demanda ha crecido rápidamente, particularmente por la competencia, pero también porque allí ha habido un incremento en la sustitución de componentes electrónicos, que ha mejorado la realización y extensión de el rango de

aplicaciones de éstos productos mientras que al mismo tiempo se han reducido sus precios. Existe también una convergencia de tecnologías con computadoras, oficinas y manufactura de equipo de telecomunicaciones produciendo productos similares. La introducción de la competición en ésta área en los Estados Unidos ha facilitado la innovación e incremento de el rango de prueba para los clientes. Esto parece como que en un futuro será incrementado el nivel de competición en otras ciudades industrializadas.

EL IMPACTO DE LAS TELECOMUNICACIONES

Muchos argumentos en favor de la competición están relacionados con la naturaleza de el mercado y a el cambio tecnológico. El argumento del cambio tecnológico es que el monopolio de la provisión de servicios puede haber sido razonable mientras la tecnología de las telecomunicaciones fue relativamente estática, pero rápidos cambios en la información tecnológica han conducido a un decaimiento de la radiodifusión y las telecomunicaciones punto a punto y una convergencia de la computación y las industrias de comunicaciones. Existe un rápido incremento de los servicios de telecomunicaciones, muchos son derivados de la creciente importancia de las redes computadora-comunicaciones. Esto ha estado basado en que la competitividad de los competidores responden más a las oportunidades proveidas por ésta rápida evolución tecnológica.

Una semejanza común es discutir el impacto de innovaciones como la comunicación por satélites, fibras ópticas y computadoras sobre la naturaleza de la economía y asumir que las instituciones de la sociedad deberían adaptarse a los imperativos tecnológicos. Este argumento simple es en realidad un complejo conjunto de interrelaciones entre cambios tecnológicos, el mercado para negocios, comunicaciones residentes e instituciones políticas.

La fuertísima demanda por la entrada de competidores ha llegado a grandes usuarios quienes generalmente tienen la más sofisticada demanda para las telecomunicaciones. Por ejemplo, en Estados Unidos, los clientes de grandes empresas de el Bell System tiene una relativamente gran demanda por WATS (Servicio de telefonía en un área extensa) y servicios de línea privada en comparación con clientes de pequeñas empresas.

Grandes usuarios han demandado mejores tasas económicas y una gran diversidad de servicios tan buenos como más grandes libertades para dar en arrendamiento u operar sofisticadas redes de línea privada.

Estas demandas de grandes organizaciones reflejan su necesidad de coleccionar, almacenar, analizar y transmitir grandes cantidades de información.

Los competidores de satélites se están expandiendo en importancia y están ofreciendo un número de innovaciones en los servicios, especialmente para aplicaciones del tipo de radiodifusión. La mayor parte de los servicios públicos es operado por Satellite Business Systems, Comsat y Aetna Insurance, que proporcionan una voz integrada, datos facsimile servicios de teleconferencia orientados a grandes usuarios. Una innovación característica de los servicios es el uso de estaciones terrenas.

La competición ha claramente estimulado la provisión en la innovación de servicios. El Bell System ha reaccionado a el trato de los competidores invadiendo sus mercados tradicionales para incrementar sus servicios, especialmente el competitivo mercado de las largas distancias. Sin embargo, esto es una simplificación para equilibrar los mercados competitivos de conducta innovadora y mercados monopolíticos con una conducta conservativa.

LA COMPETICION TIENDE HACIA UN NIVEL INTERNACIONAL

Examinaremos el movimiento que permite la competición en la provisión de los servicios originados en los Estados Unidos. Los Estados Unidos ha desarrollado formas para presionar la competición en otros países, sin embargo lo más importante es que los factores que originalmente estimularon la competición en los Estados Unidos también están presentes en otros países.

HISTORIA DE LA COMPETITIVIDAD EN LOS ESTADOS UNIDOS

Los Estados Unidos ha realmente experimentado un período de competición a finales de siglo XIX y comienzos de éste, seguido a la expiración de las patentes Bell en 1893 y 1894, una fuerte competición emergió entre ATT y un pequeño grupo de compañías.

En 1907 ATT había recuperado su posición dominante en la industria y el poder competitivo fue interrumpido. Durante el período de 1907 hasta principios de 1930, ATT y sus competidores racionalizaron sus áreas de operación así que, cada quien operaba sus áreas particulares.

Mientras que había un número de ventajas y desventajas asociadas con la competición, un mayor factor en contra fue que la gente estuviera cansada con la falta de la interconexión entre ATT y las redes de las compañías competidoras.

Cambios en la economía de los Estados Unidos en el período de la postguerra impulsó un crecimiento rápido de las grandes corporaciones. Estas compañías requerían acrecentar los sistemas de información para manejar sus operaciones pero encontraron un ATT lento para responder a sus necesidades para sus servicios de larga distancia a bajo precio y para los nuevos tipos de servicios y equipos.

El cambio tecnológico estimula la competitividad. Esto fue especialmente importante por las facilidades en la transmisión de largas distancias. Además, grandes corporaciones de usuarios estaban dispuestos para construir sus propios sistemas de microondas para solventar sus requerimientos de comunicación.

La introducción de la competitividad ha sido concentrado en áreas de mayor demanda. Este mercado está geométricamente concentrado entre las grandes áreas metropolitanas. Además, éste mercado es dominado por grandes organizaciones.

El problema mayor es la desregulación en la industria de las telecomunicaciones. Claramente, el monopolio del competidor tiene los recursos para arruinar a los pequeños competidores. Así que la regulación del gobierno debe restringir cualquier uso desleal de tácticas competitivas empleadas por el monopolio del competidor y dar a los competidores una oportunidad para desarrollar sus empresas.

LAS DIFERENCIAS EN COSTO Y SERVICIOS POR LA DEMANDA

Mientras los monopolios competidores han intentado proporcionar servicio a todo el país en una base no discriminante, en la realidad los suscriptores metropolitanos generalmente tienen la última tecnología y la mayor diversidad de servicios.

La introducción de la competitividad conduciría a remover los subsidios, sin embargo éstos podrían ser removidos en muchas ciudades simplemente por orden del gobierno sin que sea necesariamente introduciendo la competición. La eliminación de los subsidios impondrá mayores costos en los suscriptores residentes y no metropolitanos y particularmente impactará a los grupos de bajo ingreso. Mientras que introducir subsidios directos puede aliviar algunos de los problemas formados por bajos ingresos a suscriptores rurales apartados, esto todavía dejará significantes variaciones en los costos de servicios para diferentes tipos de usuarios y en sus accesos a una amplia variedad de servicios.

LA INTERCONECCION

La interconexión es una parte crítica por las obvias razones de que esto es esencial para que un suscriptor pueda ser conectado a otros suscriptores. Sin embargo es importante diferenciar entre las redes públicas y privadas.

Para las redes públicas cada suscriptor es conectado a otro suscriptor y el valor de la red se incrementa con los suscriptores. Las redes privadas limitan el número de suscriptores.

Una organización que opera una red de comunicación privada puede desear restringir la posibilidad de que gente externa a la organización tenga acceso a la información de su propiedad por lo que el número de suscriptores es pequeño, además de que el servicio es costoso y pocos están dispuestos a costearlo.

La competición impulsa un número de problemas, uno de ellos es la interconexión entre el monopolio y los competidores.

Existe en el monopolio de los competidores intereses para restringir el acceso a la red para los pequeños competidores. Esta estrategia es especialmente importante para la provisión de servicios locales, desde que los competidores no tienen entrada a ésta área: el monopolio de los competidores está disponible para obstruir la viabilidad de los competidores.

Un factor que se argumenta en contra de la interconexión entre el monopolio y los competidores puede ser visto como un problema técnico. Esto es relativamente fácil solventado por la agencia de regulación conjuntando ciertos estándares, para que los competidores no degraden la calidad del servicio.

LA ESTRUCTURA DEL MERCADO

Uno de los mayores problemas para introducir la competición es el proceso de desregulación de la industria. Es difícil permitir un medio ambiente de competencia para desarrollarse cuando hay un desequilibrio en los recursos del monopolio contra los competidores.

Un dilema similar es comunmente para elevar en otras ciudades la competitividad. El PTT dominará el mercado aun muchos años después de que se introduzca la competición.

Una comisión reguladora tendrá que proporcionar protección para los pequeños competidores. No obstante, para asegurar que las capacidades tecnológicas de las ciudades no se alejen tanto de los líderes del mundo; es necesario soportar la innovación.

LA COMPETICION EN LAS TELECOMUNICACIONES INTERNACIONALES

Muchos competidores estan interesados en extender sus redes a otros paises. Además, los competidores de otros paises pueden estar interesados en complementar sus servicios suscribiendose a los servicios proporcionados por los competidores de los Estados Unidos.

Muchos grandes usuarios desean enlazar sus sistemas de comunicación sobre una base de amplitud mundial para extender la habilidad de las organizaciones para coleccionar, almacenar y analizar la información.

Esto es particularmente verídico para las grandes corporaciones trasnacionales que observan un medio ambiente competitivo en las telecomunicaciones internacionales como el proporcionar precios más baratos así como un amplio rango de servicios. Estos son factores importantes que se proporcionan a las corporaciones con una ventaja competitiva sobre las corporaciones con base nacionalista.

Otro incentivo para los competidores para proporcionar servicios internacionales es que representan a una área muy lucrativa. Una de las razones porque el tráfico internacional es tan lucrativo es que muchos PTT utilizan los beneficios de los servicios internacionales para subsidiar menores servicios lucrativos domesticos.

La desregulación de las telecomunicaciones domesticas en los Estados Unidos está incrementando la presión por la competición en todos los servicios internacionales de las ciudades. Existe un número de competidores de Estados Unidos queriendo proporcionar servicios internacionales; muchos desean ensanchar el rango de servicios. El tamaño masivo de la economía de los Estados Unidos está extendiendose internacionalmente creando presión en los gobiernos para introducir la competición.

El gobierno de Estados Unidos también ha reconocido que la competición en los servicios informaticos sería ventajoso para éstos competidores y usuarios. El nivel de proporción de comunicación y el rango de disponibilidad de los servicios son elementos claves en la prosperidad de éstas industrias; la competición reduciría los costos y ampliaría los servicios, de éste modo se da a las industrias una mucho mejor oportunidad de acrecentar sus exportaciones.

IMPACTO DE LA COMPETICION INTERNACIONAL

Una reducción en las barreras para las telecomunicaciones internacionales tendría una variedad de impactos. Los economistas aprecian cualquier reducción en las restricciones para la operación de mercados, señalando que todo beneficiará hacia un incremento en el tráfico mundial y hacia las ciudades. La competición en las telecomunicaciones internacionales facilitaría la operación de mercados internacionales.

La información económica internacional es dominada por los Estados Unidos y ha sido únicamente en años recientes en que la Europa occidental y Japón han empezado a administrar para competir con los Estados Unidos en algunos sectores de la industria. Muchos países están preocupados porque la competición en las telecomunicaciones internacionales realzaría el dominio de los Estados Unidos en la economía internacional. Ellos saben que los Estados Unidos acaparan un gran porcentaje de el tráfico internacional, especialmente el tráfico lucrativo de los grandes usuarios. La competición puede conducir a numerosas ciudades que están parcial o completamente excluidas de participar en las comunicaciones internacionales y llegar a confiar en los competidores de los Estados Unidos por sus contactos con el resto de el mundo. Este problema ha sido extensamente discutido en la UNESCO. Muchos países han sido involucrados por el impacto económico y cultural de la masiva transferencia de datos internacionales y su creciente dependencia con los Estados Unidos.

CONCLUSIONES

Es posible reconocer dos opciones de políticas para los países poderosos. Una es contar con las fuerzas del mercado para guiar en forma estable el cambio económico. La otra forma es usar el control del gobierno para dirigir estos cambios.

Existen algunos avances importantes asociados con la competición. La competición en el área de los equipos de telecomunicación es un factor importante para promover la introducción de nuevos y más económicos equipos. Además, los competidores han introducido nuevos servicios y han estimulado la formación de monopolios para llegar a ser más innovadores. Estos cambios han proporcionado a los usuarios de negocios los servicios que ellos querían y que han decrementado sus costos.

Estos cambios han estimulado el crecimiento económico, beneficiando a todos los clientes. Mientras muchos mercados libres se adhieren muchos usuarios de los grandes empresas tomarán los beneficios principales cuando la competición esté introducida. Los competidores argumentan que todo eventualmente beneficiará con reducciones en los costos de las comunicaciones y mayores innovaciones de las grandes metropolis hacia las regiones rurales apartadas. En forma similar, en un plano internacional, el remover las restricciones gubernamentales en las telecomunicaciones internacionales eventualmente beneficiará a las más pobres ciudades.

En un nivel internacional la filosofía de el mercado ha sido extensamente criticado como parte del rechazo del tercer mundo por el dominio occidental en los sistemas económicos internacionales. Los países dependientes de la información temen el dominio de los Estados Unidos por la presión existente por el libre mercado. La competición en las telecomunicaciones internacionales sería un factor adicional para reforzar su dependencia de la economía internacional.

La competición exagera los problemas formados por la pobre información en un nivel doméstico. Desde una perspectiva geográfica, la innovación de servicios son comunmente a ser inicialmente ofrecidos en una mayor área metropolitana y entonces tender hacia el resto de las ciudades posteriormente.

Algunos argumentan que las nuevas tecnologías como los satélites de comunicación acabaran con la tiranía de la distancia y permitirían a los usuarios perifericos independenciar el acceso a servicios avanzados. Mientras que los costos de las estaciones terrenas estan siendo reducidos, es todavía costoso el proporcionar comunicación en doble sentido a los usuarios.

X APLICACIONES DE LOS SATELITES ARTIFICIALES EN LA AGRICULTURA, PESCA Y AVIACION

AGRICULTURA

Haciendo uso de los satélites científicos con los que se recaba información de la superficie terrestre mediante camaras de luz infrarroja, se pueden detectar las áreas con vegetación, las áreas secas o desérticas, mediante los colores verde, amarillo o café respectivamente en pantallas de computadora y así determinar cuales son propicias para ciertas clases de cultivo y la cantidad a sembrar. Además se llevan estadísticas con las que se compara el avance o retraso en dichas áreas con el trascurso de los años.

Se puede detectar la ubicación e influencia de plagas, así como el deterioro ecológico, producto de la erosión, tala de árboles, contaminación, incendios forestales. Los satélites meteorológicos ayudan a efectuar una mejor predeterminación de lluvias y temperaturas.

Los satélites científicos pueden censar una extensión territorial y obtener información de que clase de vegetación existe, el tipo de árboles, una descripción orográfica del terreno (planicies, montañas, ríos, etc.) para la elaboración de las cartas de descripción territorial nacional (DETENAL). Ultimamente se le ha utilizado para localizar plantíos de estupefacientes para combatir el narcotráfico.

PESCA

Se utiliza a los satélites de navegación o marítimos para localizar barcos, proporcionarles las coordenadas de su ubicación, detectan icebergs u objetos que pongan en peligro su navegación (los buques petroleros mantienen una constante comunicación cuando se ubican en áreas polares).

Los satélites pueden indicar donde existen bancos de peces para que lancen ahí las redes los barcos (camarón, atún, etc.). Los satélites de navegación también efectúan censos de los tipos y cantidades de peces existentes en ciertas áreas. Esto sirve para evitar la extinción de cierta clase de peces y reglamentar su pesca. Pueden cuantificar la contaminación del agua de un cierto lugar, estudian las corrientes marítimas, el deshielo en los polos y sus repercusiones, localizan barcos hundidos etc.

AVIACION

Los satélites de comunicación ayudan a controlar y monitorear los vuelos comerciales de los aeropuertos, sobre todo en aquellos lugares donde el tráfico aéreo es muy denso (Los Angeles, Nueva York, Tokio, etc.) sirviendo como enlace entre los aviones y las torres de control de los aeropuertos.

Proporcionan información del clima, visibilidad, vientos, etc.

GLOSARIO

AFB	Base de la fuerza aerea.
AKM	Cohete propulsor de los satélites para dejar dejar la órbita de trasferencia y tomar la órbita geosincronica.
ANTENA CASSEGRAIN	Una antena con dos reflectores. Diseñada por William Casegrain para un telescopio optico.
ANTENA DESPUN	Una antena montada en un satélite de cuerpo giratorio, que rota en la dirección opuesta a la rotación del cuerpo así que la antena apunta hacia una dirección fija.
ANTENA FRONT-FED	Una antena con un reflector sencillo y un alimentador radiando hacia el foco del reflector.
ANTENA GREGORIAN	Una antena con dos reflectores. Diseñada por James Gregorian para un telescopio optico.
APERTURA	El área en que una antena envía o recibe energia.
APERTURA DE LA ANTENA	Una antena de microondas usando una bocina o un alimentador y un reflector.
APOGEO	El punto de una órbita que se encuentra a mayor distancia de la tierra.
ARCO GEOESTACIONARIO	Un circulo de radio 42,242 km en el plano de el ecuador con centro en el centro de la tierra.
ATT	Compañía americana de telefono y telegrafo.
BANDA BASE	La banda de frecuencia que una señal ocupa cuando inicialmente es generada.
BANDA C	Frecuencia en el rango de 4 a 8 GHz.
BANDA Ku	Frecuencia en el rango de 12 a 18 GHz.
BANDA S	Frecuencia en el rango de 2 a 4 GHz.
BANDA X	Frecuencia en el rango de 8 a 12 GHz.

BPSK	Fase de cambio binario o bipolar. Una técnica de modulación digital en que la portadora de fase toma una o dos posibles valores.
CIELO LIMPIO	A las condiciones bajo las que la atmosfera no causa exceso de atenuación o depolarización de las señales de RF.
COMSAT	Compañía norteamericana fabricante de satélites comerciales.
C/N	Proporción de portadora-ruido.
EFECTO DOPPLER	El cambio en el rango de frecuencia que resulta de el movimiento de el trasmisor o receptor.
EFICIENCIA DE LA APERTURA	La proporción de apertura efectiva de una antena a ésta área física, normalmente es de 50 a 75 por ciento. Una apertura iluminada uniformemente tiene una eficiencia de 100 por ciento.
EIRP	Energía efectiva radiada isotropicamente. Es igual a la ganancia de la antena multiplicada por la energía transmisora.
ELEMENTOS ORBITALES	Un conjunto de seis constantes que son suficientes para especificar una órbita.
ELV	Vehículo de lanzamiento espacial.
ENLACE HACIA ARRIBA	El canal de comunicaciones de una estación terrena a un satélite.
ENLACE HACIA ABAJO	El canal de comunicaciones de un satélite a una estación terrena.
EQUIPO TDM	Una parte de la transmisión digital que contiene una palabra de cada canal y suficiente información de las estaciones de contacto.
EQUIPO TDMA	Una parte de la transmisión digital que contiene una entrada a cada estación terrena más sincronización e información de las estaciones de contacto.
ESTABILIZACION EN TRES EJES	Una técnica para mantener el cuerpo de un satélite en la misma orientación con relación a la tierra en todo momento. El cuerpo del satélite no rota.

FCC Comisión Federal de Comunicaciones. Agencia de gobierno en los Estados Unidos que regula las comunicaciones.

FDM Multiplexando la división de la frecuencia. Una técnica por medio de la cual muchas señales desde la misma estación terrena comparte un repetidor por usar diferentes frecuencias.

FDMA Acceso multiple de la división de la frecuencia. Una técnica por medio de la cual señales de muchas estaciones terrenas comparten un satélite o un repetidor por usar diferentes frecuencias.

GIROS COPICO Dispositivo mecanico que tiende a mantener en una orientación determinada por efecto de un rápido movimiento de rotación.

G/T Ganancia de la antena al ruido por temperatura utilizado para caracterizar a las estaciones terrenas.

IF Frecuencia intermedia.

INMARSAT Organización Internacional de Satélites Marítimos

INTELSAT Organización Internacional de Satélites de Telecomunicaciones.

LNA Amplificador con bajo ruido.

MANIOBRAS EN LAS ESTACIONES DE CONTACTO N-S Y E-O Movimiento del satélite perpendicular al Norte-Sur y Este-Oeste de la órbita geostacionaria para corregir errores orbitales.

MONOPULSO Una técnica de autorastreo que deriva en un error angular de un satélite en dos planos simultaneamente.

NOAA Agencia Nacional Oceanografica y Atmosferica del gobierno de los Estados Unidos que opera los satélites climatologicos.

ORBITA GEOESTACIONARIA	Una órbita circular de radio 42,242 Km situada en el plano de el ecuador. Para un observador sobre la superficie, un satélite en órbita geoestacionaria permanece en la misma posición fija en el cielo.
ORBITA GEOSINCRONICA	Una órbita circular de radio 42,242 km que no está en el plano ecuatorial. Un satélite en órbita geosincronica tiene un período orbital igual a el período rotacional de la tierra, pero su inclinación con respecto a el plano ecuatorial hace que ésta posición con respecto a un observador en la superficie cambie con el tiempo.
ORBITA DE TRANSFERENCIA	Una órbita intermedia usada en el proceso de lanzamiento para colocar al satélite en órbita geoestacionaria.
OTS	Satélite de prueba orbital, construido por la Agencia del Espacio Europeo.
REPETIDOR	Basicamente un receptor seguido por un trasmisor. Un repetidor recibe una señal en una frecuencia, la amplifica y la retransmite en otra frecuencia.
RF	Radio frecuencia.
RUIDO ESPACIAL	Radiación electromagnetica de fuentes galacticas.
RUIDO TERMAL	Una medición del ruido que es independiente de la medición del ancho de banda.
SPILLOVER	Perdida de energía en una antena que no contribuye a la eficiente iluminación.
SSP	Punto de subsatélite.
STS	Sistema de trasportación espacial.

Bibliografía

LOS SATELITES por Gregory B. Richards
(CONACYT)

LOS SATELITES Y EL ESPACIO por
Albert Ducrocq (CONACYT)

LOS SATELITES ARTIFICIALES de la
biblioteca Salvat

COMMUNICATIONS SATELLITE SOFTWARE de
la Magazine IEEE Computer Society
por Kamel N. Karna, Emilio W. Dusio,
Thomas P. Murphy, William F. Cashman,
Philip C. Carney, D. E. Ekman,
Richard W. Duesing y David F. Chu

BUILD A PERSONAL EARTH STATION FOR
WORLDWIDE SATELLITE TV RECEPTION
por Robert J. Traister

SATELLITE TECHNOLOGY por Richard M.
Nariniam

