

**PROYECTO VSOP-2 DE VLBI ESPACIAL:  
EL RADIOTELESCOPIO DE 14 m DEL CAY  
COMO ESTACIÓN DE SEGUIMIENTO**

R. García García, J.A. López Fernández.

INFORME TÉCNICO IT-OAN 2008-16

<b>1. INTRODUCCIÓN .....</b>	<b>2</b>
1.1. HISTORIA DEL VLBI ESPACIAL .....	2
<b>2. VSOP-2 .....</b>	<b>5</b>
2.1. OBJETIVOS CIENTÍFICOS .....	5
2.2. DISEÑO DEL SATÉLITE .....	7
2.3. SOPORTE EN TIERRA .....	10
2.4. VISIÓN GENERAL DE VSOP-2 .....	13
2.5. PLANIFICACIÓN TEMPORAL .....	14
<b>3. EL CAY COMO ESTACIÓN DE SEGUIMIENTO .....</b>	<b>15</b>
3.1. REQUISITOS FUNCIONALES PARA UNA ESTACIÓN DE SEGUIMIENTO DEL PROYECTO VSOP-2 .....	15
3.2. ESTUDIO DEL RADIOENLACE DESCENDENTE SIENDO EL CAY ESTACIÓN DE SEGUIMIENTO .....	18
3.2.1. <i>ATENUACIÓN POR LLUVIA</i> .....	18
3.2.2. <i>ATENUACIÓN POR GASES ATMOSFÉRICOS</i> .....	21
3.2.3. <i>BALANCE DE ENLACE</i> .....	24
3.3. ADECUACIÓN MECÁNICA DEL RADIOTELESCOPIO DE 14 METROS .....	27
3.3.1. <i>CARACTERÍSTICAS PRINCIPALES DEL RADIOTELESCOPIO DE 14 METROS</i> .....	27
3.3.2. <i>ESTADO ACTUAL DEL RADIOTELESCOPIO</i> .....	35
3.3.2.1. <i>ESTRUCTURA MECÁNICA DEL RADIOTELESCOPIO</i> .....	35
3.3.2.2. <i>ESTADO DEL SISTEMA DE SERVOS</i> .....	44
3.3.2.3. <i>ESTADO DEL RADOMO</i> .....	45
3.3.3. <i>ACTUACIONES PARA ADECUAR EL RADIOTELESCOPIO</i> .....	48
3.3.3.1. <i>MODIFICACIONES MECÁNICAS</i> .....	48
3.3.3.2. <i>ACTUALIZACIÓN DEL SISTEMA DE SERVOS</i> .....	51
3.3.3.3. <i>ACTUALIZACIÓN DEL RADOMO</i> .....	54
3.3.3.4. <i>ESPECIFICACIONES DETALLADAS Y DESGLOSE DE TAREAS</i> .....	54
3.4. EQUIPAMIENTO ELÉCTRICO EN LAS ESTACIONES DE SEGUIMIENTO DEL SATÉLITE ASTRO-G .....	59
3.4.1. <i>DESCRIPCIÓN</i> .....	59
<b>4. CONCLUSIONES .....</b>	<b>67</b>
<b>5. REFERENCIAS .....</b>	<b>68</b>
<b>ANEXO 1. ....</b>	<b>69</b>

# **1. INTRODUCCIÓN**

El Instituto Geográfico Nacional (IGN), a través del Observatorio Astronómico Nacional (OAN), ha iniciado un estudio para la adecuación del radiotelescopio de 14 metros del Centro Astronómico de Yebes (CAY) en Guadalajara con vistas a su utilización en proyectos de interferometría espacial de muy larga línea de base (VLBI, "Very Long Baseline Interferometry").

Más concretamente, el radiotelescopio se utilizaría como una de las estaciones de seguimiento o enlace Tierra-satélite dentro del proyecto VSOP-2 ("VLBI Space Observatory Programme-2"). VSOP-2 es un proyecto internacional liderado por JAXA (Agencia Espacial Japonesa) e ISAS (Instituto de Ciencias Aeronáuticas y Espaciales), con participación de las agencias espaciales americana (NASA) y europea (ESA).

A finales del año 2007, se realizó una primera evaluación del estado y prestaciones de dicho radiotelescopio. Este estudio de evaluación, que incluyó diversas pruebas in-situ de los elementos mecánicos y de los servomecanismos, ha demostrado la necesidad de la adecuación del radiotelescopio y ha permitido identificar las actuaciones técnicas a realizar y las fases en que es conveniente realizarlas. Tomando como referencia este estudio, esta memoria describe el estado actual del radiotelescopio y las actuaciones técnicas a realizar.

Las actuaciones técnicas de adecuación deberán llevarse a cabo a partir de este año 2008 y hasta el año 2010. Estas actuaciones incluyen la implementación de todas las modificaciones tanto mecánicas como de servomecanismos y sistema de control (hardware y software), equipamiento auxiliar, sistemas de seguridad, preinstalación de receptores, etc.

A su vez, a lo largo de los últimos tres años han tenido lugar una serie de reuniones, entre los institutos participantes en el proyecto, enfocadas al establecimiento de los requisitos y equipamiento para las futuras estaciones de seguimiento. En este trabajo, se recopilan dichos requisitos y se describe con detalle el equipamiento electrónico necesario para la comunicación Tierra-satélite.

## **1.1. HISTORIA DEL VLBI ESPACIAL**

La mayor parte de la información de los astros se obtiene a través de la radiación que emiten a lo ancho de todo el espectro electromagnético: rayos gamma, rayos X, ultravioleta, visible, infrarrojo y ondas de radio.

El estudio actual de cualquier objeto celeste se realiza a todas las longitudes de onda, pues de cada una se obtiene información complementaria acerca de su naturaleza y de los fenómenos que en él predominan. Por ejemplo, la estructura espiral a gran escala de la Vía Láctea y las regiones donde se encuentra el material del que nacen las estrellas se conocen mediante las ondas de radio.

Resulta interesante el uso de radiotelescopios espaciales en las bandas radio que permiten realizar observaciones colaborando con estaciones terrestres. El objetivo en este caso es alcanzar una mayor resolución angular y así obtener mayor detalle en la estructura de los astros.

Con un radiotelescopio convencional la resolución es proporcional a  $\lambda/D$  ( $D$  es el diámetro de la antena). Sin embargo, esta resolución no se puede aumentar de forma indiscriminada: por limitaciones físicas existe un diámetro máximo de la antena (por construcción y movilidad) y una longitud de onda mínima (por imperfecciones de la superficie del reflector). Si se utilizan dos radiotelescopios la resolución es proporcional a  $\lambda/B$  donde  $B$  es la línea de base o distancia entre ambos. Con técnicas de interferometría no conectada como VLBI (interferometría de muy larga línea de base) terrestre se trabaja con líneas de base en el rango de 100 a 10000 km, que permiten alcanzar grandes resoluciones.

La extensión natural es el emplazamiento de un radiotelescopio en órbita, lo que permite alcanzar líneas de base del orden de varias decenas de miles de kilómetros. Es la técnica conocida como VLBI espacial. A finales del siglo XX se diseñaron varios proyectos de VLBI espacial [1]. Únicamente VSOP llegó a estar operativo:

- **QUASAT** (EEUU). Propuesto a principios de los años 80 por el JPL (Jet Propulsion Laboratory) de la NASA. No se construyó finalmente.
- **RadioAstron** (Rusia). Proyecto que surgió a mediados de los años 80, ha sufrido sucesivos retrasos en su lanzamiento. Se caracterizaba por una antena sólida de 10 metros de diámetro y una órbita terrestre de gran apogeo (80000 km) ideal para fuentes de alta temperatura de brillo.

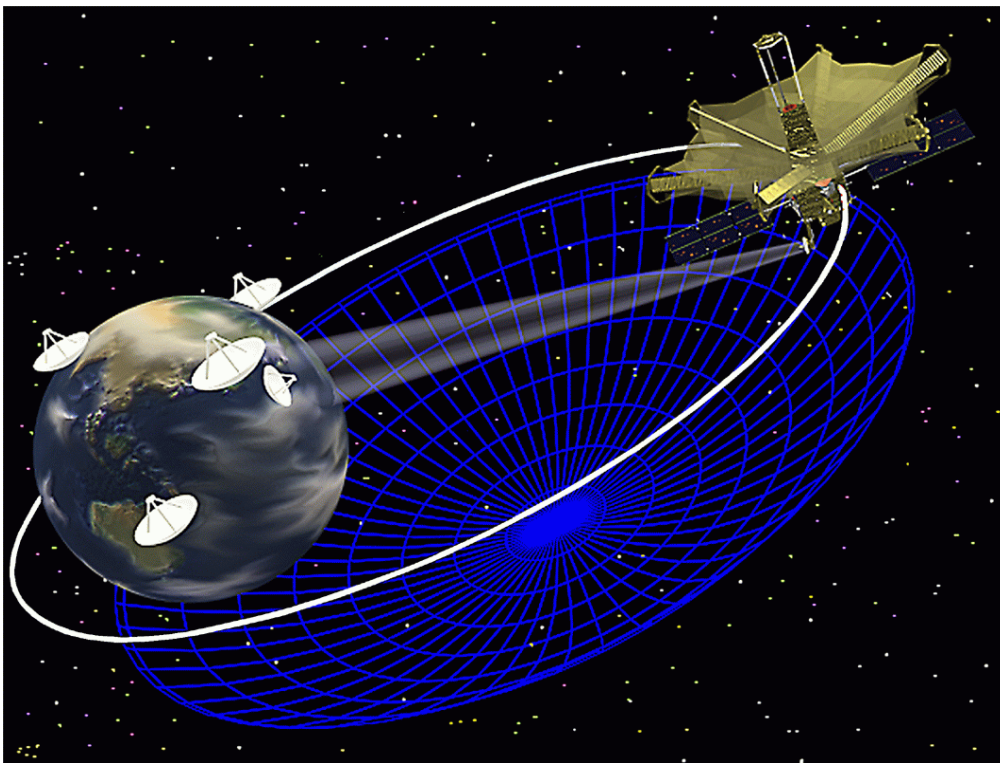


Figura 1: Radiotelescopio espacial VSOP/HALCA junto con la red de radiotelescopios terrestres con los que colaboraba.

- **VSOP/HALCA** (Japón). Propuesto oficialmente en 1987, el satélite VSOP (VLBI Space Observatory Programme) fue rebautizado HALCA tras su lanzamiento el 12 de febrero de 1997. Construido por el Instituto de Ciencias Espaciales y Aeronáuticas de Japón (ISAS) y el Observatorio Astronómico Nacional Japonés (NAOJ). Tras desplegar su antena de 8 metros, comenzó su operación a las frecuencias de 1.6 GHz y 5 GHz en una órbita elíptica de 21000 km de apogeo y periodo de 6.3 horas (lo que ofrece un amplio rango de líneas de base, de hasta 3 veces la longitud de las que se alcanzan en la Tierra). Un receptor de 22 GHz sufrió daños en el despegue y finalmente no pudo ser utilizado. El radiotelescopio participó en observaciones de VLBI hasta octubre de 2003. El proyecto fue diseñado para escudriñar los cielos en búsqueda de información sobre fenómenos que ocurren a escalas inaccesibles hasta entonces: la estructura y colimación de chorros de materia en el núcleo de galaxias activas (AGN), campos magnéticos en protoestrellas, (mega) máseres extragalácticos, remanentes de supernovas, lentes gravitatorias, etc. VSOP también realizó un ambicioso catálogo de AGN a 5 GHz. Algunos de sus resultados más sorprendentes se refieren a la morfología y movimientos de los chorros relativistas en objetos como la galaxia M87.
- **IVS** (Internacional VLBI Satellite) de la ESA. Segunda generación de misiones espaciales VLBI (idea que surgió en 1989).
- **ARISE** (Advanced Radio Interferometry between Space and Earth). También perteneciente a la segunda generación, fue propuesta por JPL y NRAO a la NASA pero finalmente no fue seleccionada.

## **2. VSOP-2**

Herederero de VSOP, se encuentra el proyecto **VSOP-2** [2] de nuevo radiotelescopio espacial que incorporará una antena desplegable de 9 metros de diámetro en una órbita de 25000 km de apogeo y 7.5 horas de periodo. Dotado de receptores de altas prestaciones a las frecuencias de 8 GHz, 22 GHz y 43 GHz, con dos polarizaciones y un ancho de banda por canal de 128 MHz. Se alcanzará una resolución angular hasta 38 microsegundos de arco lo que permitirá comparar resultados con los obtenidos por redes terrestres como el GMVA. Está gestionado por ISAS (Instituto de Ciencias Aeronáuticas y Espaciales) y la agencia espacial japonesa JAXA. Actualmente se encuentra en proceso de desarrollo y tiene como fecha prevista de lanzamiento del satélite a lo largo del año 2012, con 5 años de vida operativa.

Respecto de su predecesor, VSOP-2 proporcionará diez veces mayor frecuencia de observación (lo que permite adentrarse en las regiones centrales, más densas, de las galaxias activas) y diez veces mayor sensibilidad (gracias a la detección y registro instantáneo de una mayor banda de frecuencias). El instrumento contará con capacidad para realizar observaciones en modo de referencia de fase, relacionando la radiación recibida de los objetos celestes en estudio con la de otros objetos de calibración conocidos, lo que permiten aumentar la sensibilidad de las observaciones y también realizar astrometría de alta precisión. Asimismo, la posibilidad de registrar completamente el estado de polarización de la radiación recibida permitirá estudiar la intensidad y orientación del campo magnético de las radiofuentes.

### **2.1. OBJETIVOS CIENTÍFICOS**

Los objetivos científicos de la misión VSOP-2 se centrarán en la observación en la región de las longitudes de onda milimétricas, permitiendo obtener imágenes de los discos de acreción y las regiones de aceleración de chorros de materia que rodean los agujeros negros supermasivos en el centro de núcleos de galaxias activas (AGN), así como clarificar la estructura de las magnetosferas de protoestrellas. Por lo tanto, VSOP-2 permitirá el estudio de regiones con condiciones físicas extremas.

#### **La estructura de los discos de acreción en núcleos de galaxias activas (AGN)**

El tamaño de un disco de acreción que rodea un agujero negro supermasivo es del orden de decenas de veces el radio de Schwarzschild ( $R_s$ ). El tamaño del haz de VSOP-2 a 43 GHz es de 38 microsegundos de arco, que se corresponde con  $13R_s$  para un agujero negro de M87, con lo que se espera determinar el tamaño de su disco de acreción. En un radio de 20 Mpc dentro de nuestra galaxia, existen 3 fuentes para las que el tamaño del haz de VSOP-2 a 43 GHz es menos que  $3 R_s$ , y 13 galaxias para las que el tamaño del haz es menor que  $200 R_s$ .

#### **Aceleración y colimación de chorros**

Mediante observaciones con VSOP se investigaron regiones a 0.1-1 pc de distancia del centro de núcleos de galaxias activas (AGN). Por su parte, VSOP-2 permitirá observar regiones más internas a éstas y se podrá estudiar la generación, aceleración y colimación de chorros de materia.

### **Movimiento de máseres de agua en regiones de formación estelar galácticas**

La emisión de máseres de agua en la banda de 22 GHz se detecta en regiones de formación estelar, estrellas tipo tardío y fuentes extragalácticas. Mediante la monitorización de las posiciones relativas de los máseres con observaciones VLBI de referencia de fase y combinándolas con el desplazamiento Doppler de la frecuencia máser, es posible determinar el movimiento tridimensional del gas molecular emisor de radiación máser. Las observaciones con VSOP-2 permitirán medir movimientos propios sobre intervalos de tiempo más pequeños y así determinar movimientos de máseres con tiempo de vida más corto.

### **Observaciones de mega-máseres de agua extragalácticos**

Se han encontrado máseres de agua extragalácticos en radios de varios parsecs desde el centro de núcleos de galaxias activas. En la actualidad, se conocen alrededor de 45 de fuentes “mega-máseres” extragalácticas. De nuevo, la ventaja de VSOP-2 es la capacidad de medir movimientos propios de máseres en intervalos más cortos de tiempo que los requeridos en observaciones basadas en tierra.

### **Magnetosferas de protoestrellas**

La magnetosfera en una protoestrella controla el momento del disco de acreción y el flujo de salida de material de la misma. La emisión de rayos X proveniente de regiones de formación estelar se detecta en muchas protoestrellas. Se cree que el mecanismo de radiación son grandes destellos causados por reconexión magnética. Existe una correlación entre la emisión radio y la emisión en rayos X, y por tanto es importante determinar la variación temporal y la temperatura de brillo de la emisión radio lo que requiere una gran resolución angular. La estructura del campo magnético en una protoestrella podrá clarificarse por fin utilizando imágenes con polarización dual. Ambos requisitos podrán cumplirse con VSOP-2.

### **Cuásares no brillantes (“radio quiet”)**

Al menos el 90% de las galaxias activas no son muy brillantes (“radio quiet”). Muchas de estas fuentes no eran observables con VSOP debido a su sensibilidad limitada. Sin embargo, con VSOP-2 y su mayor resolución espacial será posible observar un mayor número de cuásares no brillantes. Las observaciones de su estructura en escala de parsecs y de la estructura de su núcleo permitirán estudiar las causas de su baja luminosidad.

### **Observaciones de alta sensibilidad de otros tipos de fuentes**

Debido a la relativamente baja sensibilidad de VSOP, fuentes como sistemas binarios de rayos X no se podían observar. La mejora significativa de sensibilidad que se tendrá con VSOP-2 permitirá las observaciones de dichas fuentes, y el número de fuentes objetivo a detectar se incrementará sustancialmente con respecto a VSOP.

## 2.2. DISEÑO DEL SATÉLITE

### CARACTERÍSTICAS DEL SATÉLITE ASTRO-G

Para alcanzar las mejoras con respecto a VSOP, el diseño del satélite VSOP-2 (conocido también como satélite ASTRO-G) incorpora las siguientes características.

- Una antena desplegable de 9 metros con diseño Cassegrain offset (ver Figura 2).
- Bandas de observación a 8, 22, y 43 GHz (longitudes de onda de 4, 1.3 y 0.7 cm), recibiendo ambas polarizaciones (LCP y RCP).
- Los receptores de 22 y 43 GHz estarán enfriados criogénicamente a 30 K.
- Transmisión de datos de alta velocidad desde el satélite (1 Gbps).
- Habilidad de realizar giros rápidos entre fuentes a 3° de distancia angular en ciclos de un minuto, manteniendo un control de altitud.
- Una precisión en la determinación de la órbita de 3 cm o menos.

Para alcanzar estos requisitos el satélite tendrá una masa en torno a los 910 kg. Y un consumo de potencia de 1.8 kW generados por el panel solar del satélite.

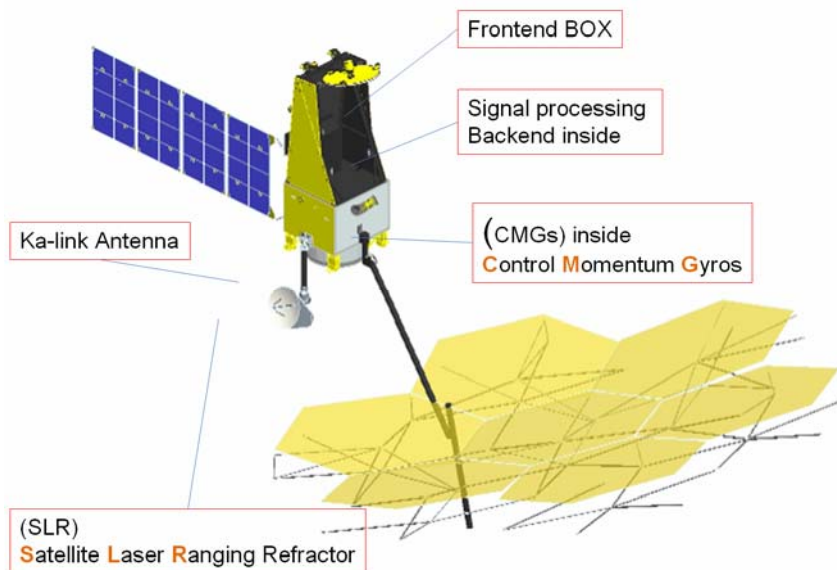


Figura 2: Esquema representativo del satélite VSOP-2.

### ÓRBITA Y LANZADERA

El satélite ha sido diseñado para ser lanzado por el cohete ISAS M-V. La órbita tendrá una inclinación de 31°, una altura de apogeo de 25000 km y una altura de perigeo de 1000 km, equivalente a un periodo orbital de 7.5 horas. El satélite se lanzará en una órbita con menor perigeo, pero tras sucesivas maniobras alcanzará su órbita definitiva.



## **RETOS TECNOLÓGICOS PARA EL SATÉLITE ASTRO-G**

### **1) Antena desplegable**

La antena desplegable tendrá 9 metros de diámetro y una precisión de superficie de 400  $\mu\text{m}$  rms. La antena tiene un diseño modular con 7 segmentos hexagonales (ver Figura 3). Dispondrá de un mecanismo de ajuste de dos ejes tanto para el reflector principal como para el subreflector, permitiendo optimizar la ganancia de la antena después de su despliegue en la órbita.

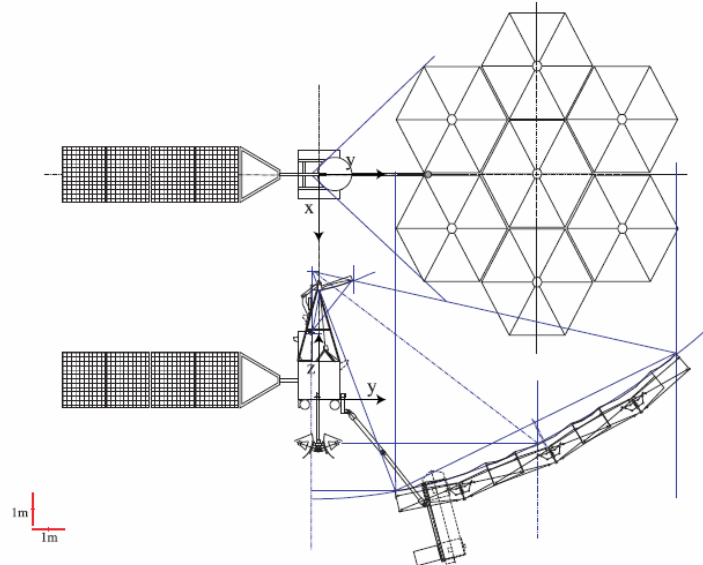


Figura 3: Antena desplegable del satélite ASTRO-G.

### **2) Receptores enfriados**

El satélite dispondrá de receptores a 8, 22 y 43 GHz, con los dos últimos refrigerados criogénicamente a 30 K. Se han realizado pruebas satisfactorias de diseños del amplificador de bajo ruido (LNA) MMIC con transistores HEMT para el receptor de 43 GHz.

### **3) Muestreo de datos de alta velocidad**

La velocidad de transmisión de datos desde el satélite de 1 Gbps permite observaciones de banda ancha que proporcionan un aumento significativo en la sensibilidad con respecto a VSOP. Se requiere un muestreo de 10 Gbps de la señal en el satélite. La tolerancia del convertor analógico digital ante radiación ionizante fue comprobada en un acelerador de partículas.

### **4) Transmisión de datos de alta velocidad**

Como se ha indicado, para mejorar la sensibilidad de las observaciones VLBI se necesita al menos una velocidad de datos de 1 Gbps. Para la transmisión desde el satélite a la Tierra, se utilizará la banda de 37-38 GHz mientras que la banda de 40 GHz es la elegida para el enlace ascendente.

Los estudios realizados indican que antenas de seguimiento del orden de 10 m de diámetro, como la de Usuda (Japón) o el radiotelescopio de Yebes de 14 m, y una antena de alta ganancia de 80 cm de diámetro en el satélite son suficientes para cubrir los requisitos del enlace.

### 5) Observaciones con referencia de fase

Las observaciones con referencia de fase requieren observaciones periódicas de dos fuentes con una separación de 2-3 grados en un ciclo de conmutación de 1 minuto. Estas maniobras tan rápidas no pueden realizarse utilizando las típicas ruedas de reacción de un satélite. Por ello se utilizan dos giróscopos de momento de control (CMG) y cuatro ruedas de reacción.

Además es necesaria una determinación precisa de la órbita, con un error menor que 5 cm para conseguir una buena compensación de fase en estas conmutaciones de alta velocidad.

## SISTEMA DE OBSERVACIÓN

En la Figura 4 se muestra un diagrama de bloques del sistema de observación radioastronómico del satélite, que incluye también el sistema de telemetría que permite el enlace con las estaciones de seguimiento terrenas.

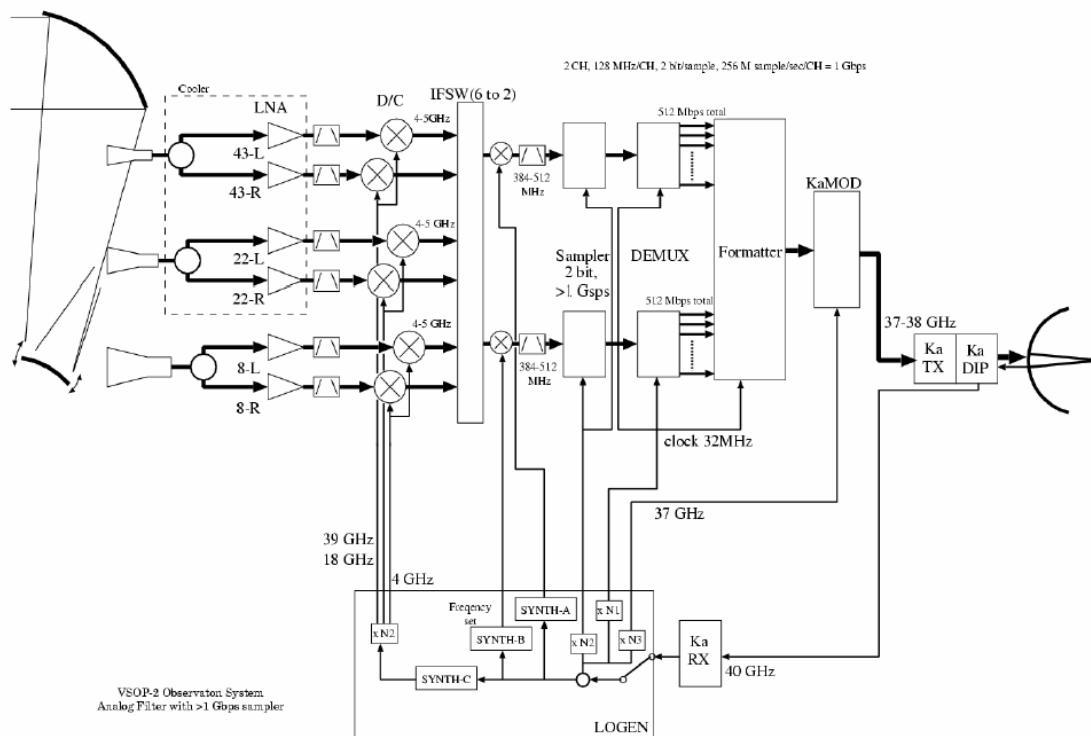


Figura 4: Esquema del sistema de observación radioastronómico del satélite VSOP-2.

La señal proveniente de la antena desplegable de 9 m se dirige a la bocina de cada banda de observación. Dicha señal se divide en sus dos polarizaciones circulares y pasa a través de los LNAs (uno por polarización). Los amplificadores son MMIC con transistores HEMT, que funcionan a 30 K para las bandas de 22 y 43 GHz.

Las 6 señales de RF (tres bandas de polarización dual) sufren una conversión descendente a señales de FI de 4-6 GHz. Un conmutador FI selecciona dos de las seis señales para que sean digitalizadas. Por tanto, esas dos señales de IF se convierten a una banda base de 384-512 MHz mediante la segunda etapa de conversores de frecuencia. Estas señales de banda base se digitalizan mediante los conversores A/D. La cuantización es de 1 o 2 bit y la velocidad de muestreo de 256 MSPS. Los datos digitales son de-multiplexados para decrementar la velocidad de datos por canal. Finalmente los datos astronómicos se mezclan con una pequeña cantidad de datos de telemetría y se formatean para ser modulados en fase.

Los datos de cada canal se modulan en el modulador multicanal QPSK (KaMOD en la figura), con una portadora de 37 GHz, para que se transmitan con una velocidad de 1Gbps a la estación de seguimiento. Para ello, utiliza la antena de alta ganancia de 80 cm de diámetro.

La señal que recibe de las estaciones de seguimiento (señal ascendente) se genera a partir del máser de hidrógeno de cada estación y se transmite a la frecuencia de 40 GHz más la compensación de frecuencia Doppler, para que en el satélite se reciban exactamente 40 GHz. Esta señal es la referencia para los conversores de frecuencia, los conversores AD y la portadora de la señal descendente.

### **2.3. SOPORTE EN TIERRA**

En la Figura 5 se muestra el flujo de operaciones para observaciones con VSOP-2. El procedimiento es muy similar al que se usó en VSOP con resultados satisfactorios. El satélite VSOP-2 operará de acuerdo con los comandos que recibirá de la estación de operaciones (“command station”). Además, recibirá un tono de referencia enviado desde una de las estaciones de enlace o de seguimiento del satélite (“link station” o “tracking station”), que usará como estándar de frecuencia en el procesamiento de señal a bordo. Los datos astronómicos son adquiridos, procesados y transmitidos a la estación de enlace donde son almacenados.

El satélite VSOP-2, la estación de operaciones y la estación de enlace funcionan de forma conjunta como un radiotelescopio. Los radiotelescopios terrestres y el radiotelescopio espacial formarán un interferómetro VLBI, al observar simultáneamente la misma fuente astronómica. Los datos observacionales obtenidos en cada telescopio se enviarán al correlador, donde se realiza la correlación cruzada de los datos procedentes de todos los radiotelescopios participantes en la observación. Mediante la utilización de los paquetes software diseñados para procesar los datos interferométricos, se procesarán los datos correlados para obtener imágenes de alta resolución de las radiofuentes observadas.

Las observaciones de VSOP-2 se caracterizarán por una sensibilidad 10 veces mayor que la disponible con su predecesor. Una gran contribución a esa mejora es debida al incremento en un factor de 8 de la velocidad de transferencia de datos con VSOP-2. Una velocidad de transmisión de datos de 1 Gbps implicará la generación de en torno a 100 Terabits a lo largo de una observación. No es práctico almacenar esta cantidad de datos a bordo para su posterior transmisión a Tierra, por lo que es necesario disponer de una red de estaciones de seguimiento para recibir los datos en tiempo real, como sucedía en VSOP. Además la estación de enlace transmite la señal de referencia al satélite y los datos recibidos del satélite se almacenan en la estación de seguimiento. En VSOP, se utilizaron cintas magnéticas como soporte de almacenamiento, mientras que en VSOP-2 se utilizarán discos magnéticos. Los discos

grabados en las estaciones de seguimiento y en los radiotelescopios terrestres participantes, se enviarán al correlador o se transferirá la información a través de fibra óptica (eVLBI). El correlador almacenará los datos en discos hasta que se realice la correlación. La imagen de la radiofuente se obtendrá al procesar los datos de salida del correlador.

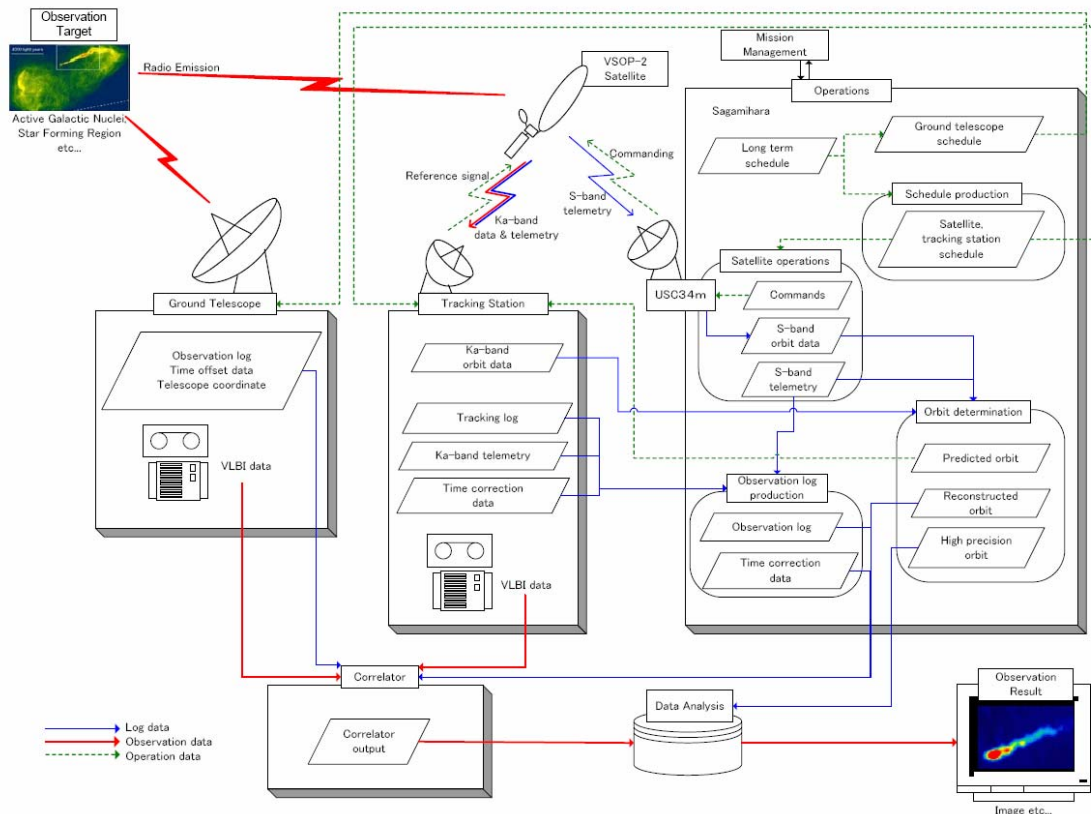


Figura 5: Esquema del flujo de operaciones de las observaciones VSOP-2.

## Soporte al satélite

La estación de operaciones del satélite VSOP-2 será la misma que en el caso de VSOP, el Centro Espacial de Uchinoura (Japón), desde el que se enviarán los comandos y se recibirá telemetría en banda S.

Los datos astronómicos de banda ancha procedentes del satélite se reciben y graban en las estaciones de enlace. Inicialmente, VSOP utilizó una red de 5 estaciones de enlace. Sin embargo, el satélite VSOP-2 se caracteriza por una órbita mayor y con 3 estaciones de seguimiento localizadas estratégicamente puede ser suficiente. En principio, la estación de enlace de 10 metros de Usuda (Japón) junto con al menos otras dos estaciones fuera de Japón formarán la red. Por ello, VSOP-2 se ha puesto en contacto con la comunidad radioastronómica, la ESA y la NASA para establecer la red de estaciones de enlace. El radiotelescopio de 14 m, objeto de este informe, es uno de los más firmes candidatos a formar parte de dicha red.

## Radiotelescopios terrestres

La participación de radiotelescopios terrestres es esencial para observaciones VLBI. Además de los radiotelescopios japoneses de Usuda (64 m) y Kashima (34 m) que participaron en VSOP, se utilizarán también el interferómetro VERA (4 antenas de 20 m) y los telescopios de Nobeyama (45 m) y Yamaguchi (32 m).

También colaborarán en las observaciones de VSOP-2, la red estadounidense de VLBI (VLBA), la red europea de VLBI (EVN) y telescopio de Australia y Sudáfrica. El radiotelescopio de 40 m de Yebes participará como estación miembro de la red europea EVN. En la Tabla 1 se enumeran una serie de telescopios disponibles para observar para el proyecto VSOP-2; se indica el diámetro del telescopio, la localización y su sensibilidad (SEFD, "System Equivalent Flux Density").

GRT/Network	Location	Diam. (m)	SEFD (Jy) <sup>1</sup>		
			8 GHz	22 GHz	43 GHz
Arecibo	Puerto Rico	305	10	—	—
ATCA	Australia	6x22	400	850	—
Ceduna	Australia	30	600	5000	—
EVN:					
Cambridge	UK	32	—	720	—
Effelsberg	Germany	100	20	130	600
Jodrell (Lovell)	UK	76	○	—	—
Jodrell (Mk II)	UK	26	—	910	—
Medicina	Italy	32	270	1090	2800
Metsahovi	Finland	14	—	2608	4500
Miyun	China	50	○	—	—
Noto	Italy	32	770	2500	3000
Onsala	Sweden	25	—	—	—
Onsala	Sweden	20	1630	1380	1310
Sardinia	Italy	64	23	124	98
Shanghai	China	25	875	1606	—
Torun	Poland	32	—	○	—
Urumqi	China	25	396	2950	—
WSRT	Netherlands	14x25	120	—	—
Yebes	Spain	40	200	350	700
Goldstone DSS-14	USA	70	25	85	—
Goldstone DSS-13	USA	34	○	○	○
Goldstone DSS-15	USA	34	104	—	—
Goldstone DSS-24,25,26	USA	34	104	—	—
Green Bank (GBT)	USA	105	16	50	80
Hartebeesthoek	South Africa	26	940	—	—
Hobart	Australia	26	750	2000	—
Huancayo	Peru	32	○	—	—
Kashima	Japan	34	232	853	5319
Kunming	China	40	○	—	—
KVN	South Korea	3x21	—	664	1400
Mopra	Australia	22	400	900	—
Nobeyama	Japan	45	—	309	676
Parkes	Australia	64	64	90	1300
Robledo DSS-63	Spain	70	23	60	—
Robledo DSS-65	Spain	34	104	—	—
Robledo DSS-54	Spain	34	73	—	—
Tidbinbilla DSS43	Australia	70	20	60	—
Tidbinbilla DSS45	Australia	34	104	—	—
Tidbinbilla DSS34	Australia	34	73	—	—
Usuda	Japan	64	108	○	—
VERA	Japan	4x20	7320	1400	2630
VLBA-27	USA	27x25	15	46	61
VLBA:	USA	25	307	888	1436
Yamaguchi	Japan	32	228	2745	—

Tabla 1: Radiotelescopios terrestres y redes VLBI.

El interferómetro VERA del Observatorio Astronómico Nacional Japonés (NAOJ) tendrá una contribución importante a VSOP-2, puesto que puede observar en las tres bandas de observación de VSOP-2 además de permitir una observación con referencia de fase debido a su diseño de haz dual. Este telescopio junto con las tres estaciones de la red coreana de VLBI (KVN) y la serie de nuevos telescopios chinos, harán que los radiotelescopios del este asiático sean el núcleo de la red de telescopios terrestres de VSOP-2.

### Correlación

Como la velocidad de transmisión de datos en VSOP-2 es de 1 Gbps, es necesario que el correlador sea capaz de procesar datos al menos a esa velocidad. Para una correlación cruzada más eficiente, sería deseable un procesamiento a 2 Gbps.

Al preverse observaciones conjuntas de hasta 16-20 telescopios, idealmente el correlador debería ser capaz de procesar la información en una simple pasada. Con el rápido incremento en la velocidad de los ordenadores, es posible implementar un "correlador software" que sea capaz de manejar dicha cantidad de datos. El correlador software estaría basado en un array de PCs, en lugar un diseño hardware específico como se hizo en VSOP. La idea es establecer el futuro correlador en Japón.

El correlador de VSOP puede procesar hasta 5 estaciones a 1 Gbps. El creciente interés en correladores de banda ancha para 6 o más estaciones (modo VERA expandido) y en VLBI en tiempo real basado en fibra óptica, está creando una demanda de un nuevo correlador en Japón. El Observatorio Astronómico Nacional Japonés sería la institución encargada del diseño y operación del nuevo correlador para VSOP-2.

## 2.4. VISIÓN GENERAL DE VSOP-2

En la tabla siguiente se resumen las características generales del proyecto VSOP-2.

<b>SATÉLITE</b>	
Institución principal	ISAS/JAXA
Diámetro del reflector principal	9 m
Diseño de antena	Cassegrain offset
Masa	910 kg
Tiempo de vida	5 años
<b>LANZAMIENTO DEL SATÉLITE</b>	
Lanzadera	M-V
Lugar de lanzamiento	Uchinoura (Japón)
Año de lanzamiento	2012
<b>ÓRBITA NOMINAL DEL SATÉLITE</b>	
Altura del apogeo	25000 km
Altura del perigeo	1000 km
Periodo orbital	7.5 horas
Inclinación orbital	31°
Precesión del AOP ( $\dot{\omega}$ )	+258°/año
Precesión del LAN ( $\dot{\Omega}$ )	-167°/año

SISTEMA DE OBSERVACIÓN DEL SATÉLITE			
Polarización	LCP y RCP		
Ancho de banda por canal	128 MHz		
Bandas de observación	8 GHz	22 GHz	43 GHz
Resolución angular <sup>1</sup>	205 $\mu$ as	75 $\mu$ as	38 $\mu$ as
SEFD	4080 Jy	2200 Jy	3170 Jy
RED DE ESTACIONES DE SEGUIMIENTO Y OPERACIONES <sup>2</sup>			
Estación de operaciones	Uchinoura Space Center (Japón)		
Estaciones de seguimiento	Japón, Europa, América, Australia		
RADIOTELESCOPIOS TERRESTRES <sup>2</sup>			
Japón, EEUU, Europa, Australia, China, Korea, Sudáfrica			
CORRELADORES			
NAOJ			
OBJETIVOS CIENTÍFICOS			
Discos de acreción de AGNs, AGNs de baja luminosidad, estructura del campo magnético de chorros de materia, objetos galácticos estelares jóvenes y máseres extragalácticos, micro cuásares, lentes gravitacionales, etc.			

Tabla 2: Visión general del proyecto VSOP-2.

## 2.5. PLANIFICACIÓN TEMPORAL

En la Figura 6 se refleja la evolución temporal del proyecto VSOP-2 [3]. En la actualidad nos encontramos en una fase de diseño detallado del satélite VSOP2, para comenzar a mediados del 2009 la fase de construcción y test del mismo.

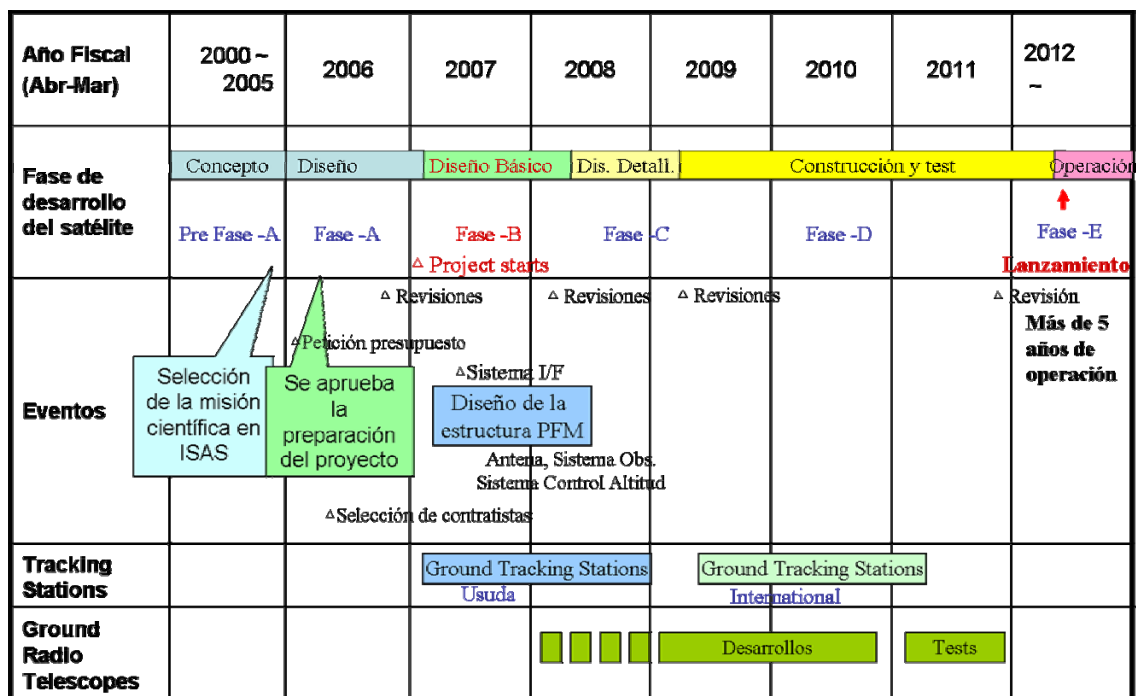


Figura 6: Planificación temporal del proyecto VSOP-2.

En cuanto a las estaciones de seguimiento (“tracking stations”), actualmente se están fijando las especificaciones de los equipos electrónicos a utilizar en dichas estaciones (ver apartado 3.4). El lanzamiento del satélite y comienzo de la operación del radiotelescopio está previsto que tenga lugar a lo largo del año 2012.

### **3. EL CAY COMO ESTACIÓN DE SEGUIMIENTO**

El radiotelescopio de 14 metros del CAY fue construido por ESSCO (Electronic Space Systems Corporation) en 1975 y desde entonces no ha sido reformado. Por lo tanto, la antena ha excedido el tiempo de vida que fue estimado en 25 años. Este radiotelescopio ha demostrado su capacidad para trabajar en frecuencias milimétricas, especialmente a 45 GHz. Por ello, es un serio candidato para ser utilizado como estación de seguimiento dentro del proyecto VSOP-2.

Sin embargo, es necesario realizar una adecuación del radiotelescopio al nuevo uso que se plantea en este documento. Algunas de las acciones que serán necesarias serán la mejora en el apuntamiento, la mejora del comportamiento ante deformaciones gravitatorias y el reemplazado o reparación del radomo. Otras tareas a realizar, como la sustitución de paneles del reflector principal no son obligatorias para este proyecto; sin embargo, se estudiará si son convenientes para que la antena pueda trabajar a frecuencias mayores para observaciones radioastronómicas de VLBI o antena única.

La adecuación de la antena comprende principalmente una serie de reformas mecánicas y una actualización de los servos. Con respecto al equipamiento de radiofrecuencia (RF), una parte del mismo se corresponderá con un diseño común para todas las estaciones de seguimiento y la otra serán equipos diseñados o financiados por el Instituto Geográfico Nacional (IGN).

#### ***3.1. REQUISITOS FUNCIONALES PARA UNA ESTACIÓN DE SEGUIMIENTO DEL PROYECTO VSOP-2***

Como resultado de reuniones periódicas centradas en el diseño de las estaciones de seguimiento o enlace de VSOP-2, se han fijado una serie de requisitos, que por otra parte no son definitivos [4,5].

#### **Parámetros básicos del satélite**

##### Órbita

La órbita prevista se caracteriza por una altura de apogeo de 25000 km y una altura de perigeo de 1000 km (periodo orbital de 7.5 horas) y con una inclinación de 31°. La órbita podría cambiar ligeramente en el futuro.

##### Satélite / parámetros del enlace

La portadora del enlace ascendente (desde la Tierra al satélite) se encuentra en la banda de 40 a 40.5 GHz y la señal QPSK del enlace descendente en la banda de 37 a 38 GHz. Las últimas especificaciones fijan unas portadoras para los enlaces ascendente y descendente, de 40.288 y 37.504 GHz.

En la tabla 3 se resumen los parámetros fundamentales del satélite y del enlace.



<b>Uplink</b>	
<i>Frecuencia (Nominal)</i>	40.288 GHz
<i>G/T del satélite</i>	10.8 dB
<i>Polarización</i>	RHCP
<i>Sensibilidad del receptor</i>	-130 dBW
<i>Modulación</i>	Ninguna (CW)
<b>Downlink</b>	
<i>Frecuencia (Nominal)</i>	<b>37.504 GHz</b>
<i>PIRE</i>	51.1 dBW (13.01 dBW de potencia + 48.07 dB de ganancia)
<i>Polarización</i>	RHCP
<i>Modulación</i>	QPSK

Tabla 3: Parámetros fundamentales del satélite y del enlace.

### Principales especificaciones para ambos enlaces

Se debe estudiar el enlace radioeléctrico para una elevación mínima de 10°. El tiempo operativo limitado por la capacidad de seguimiento de la antena deberá ser menor que el 1%. La fracción de tiempo en el que el enlace descendente puede caer por malas condiciones meteorológicas debe ser menor que el 1%.

### Principales especificaciones para el enlace ascendente

- *Ruido de fase*

La pérdida de coherencia debido al *ruido de fase* deberá ser menor que 0.001, lo que implica una relación señal a ruido para la señal ascendente de 30 dB (incluyendo un margen de 4 dB). La portadora ascendente debe tomar como referencia de frecuencia un máser de hidrógeno. Las especificaciones exigen unos valores de desviación estándar de Allan (ASD) para la señal ascendente con los siguientes valores:

- ASD( $\tau = 1$  segundo) = 3 E-13
- ASD( $\tau = 10$  segundo) = 3 E-14
- ASD( $\tau = 100$  segundo) = 3 E-15
- ASD( $\tau = 1000$  segundo) = 3 E-15

Estos valores se han calculado para una pérdida de coherencia de 0.001 a 45 GHz y un tiempo de integración de 100 segundos que se corresponde con el tiempo de coherencia para la atmósfera a 43 GHz.

- *Máxima variación de fase a controlar*

La frecuencia de la señal ascendente se controla, basándose en la predicción de la órbita, para compensar el desplazamiento Doppler en el satélite. La máxima variación de fase a controlar es de  $\pm 7.5 \cdot 10^6$  rad/s ( $\pm 1.2$  MHz en frecuencia). Este valor se corresponde con una velocidad de 9 Km/s en el perigeo. El receptor a bordo dispondrá de un PLL con una capacidad de enganche de  $\pm 0.6$  MHz.

## Principales especificaciones para el enlace descendente

- *Máxima tasa de error de bit (BER)*

La relación señal a ruido (SNR) de la señal obtenida al realizar la correlación cruzada de los datos del satélite con los datos de un telescopio terrestre se verá degradada por un factor de  $10^{-2} \cdot \text{BER}$  en el caso de una cuantización de 1 bit. Por tanto, se requerirá una tasa de error de bit (BER) de  $10^{-3}$  para el enlace descendente (incluyendo un pequeño margen). Esta condición exige una relación  $E_b/N_0$  de 6.8 dB para una modulación QPSK (enlace descendente). Se especifican unas pérdidas hardware menores que 3.5 dB en la demodulación.

- *Máxima variación de fase a controlar*

La máxima variación de fase a controlar es de  $\pm 7.1 \cdot 10^6$  rad/s ( $\pm 1.1$  MHz en frecuencia), muy similar a la del enlace ascendente.

En la tabla 4 se recopilan los requisitos del enlace radioeléctrico satélite-estación de seguimiento.

REQUISITOS DEL ENLACE				
CATEGORÍA	SUBCATEGORÍA	PARÁMETRO	VALOR	NOTA
Fundamental		Pérdida de coherencia (Lc) de la observación	0.01	max
		Lc del ruido de fase de la señal de referencia transferida	0.001	max
		BER	0.001	max
		Mínima elevación	10°	
		Máxima altitud del satélite	25000 km	max
		Mínima altitud del satélite	5000 km	max
		Fracción de paso limitada por el movimiento de la antena	10° a 85°	min
		Proporción de tiempo de indisponibilidad debido a la meteorología	1%	min
Requisitos del enlace	Uplink	C/No	30 dB	min
		Variación de fase máxima (tracking)	$\pm 1.2$ MHz	min
	Downlink	$E_b/N_0$	<b>6.81 dB</b>	max
		DEM hardware loss	3.5 dB	max
		Variación de fase máxima (tracking)	$\pm 1.1$ MHz	min
		Margen de enlace	0 dB	nominal
	Temporización doble camino	ASD de la señal de referencia (1 s)	3E-13	max
		ASD de la señal de referencia (10 s)	3E-14	max
		ASD de la señal de referencia (100 s)	3E-15	max
		ASD de la señal de referencia (1000 s)	3E-15	max
		Ancho de banda de medida residual de la temporización a doble camino	10 Hz	nominal
		Error en la corrección de tiempos	2E-6 seg.	max

Tabla 4: Requisitos del enlace radioeléctrico satélite-estación de seguimiento.

### 3.2. ESTUDIO DEL RADIOENLACE DESCENDENTE SIENDO EL CAY ESTACIÓN DE SEGUIMIENTO

Se exponen una serie de cálculos realizados para estudiar la viabilidad de la utilización del radiotelescopio de 14 metros del CAY como estación de seguimiento [6]. Se han tenido en cuenta estadísticas relativas a las condiciones meteorológicas del CAY, importantes para determinar el margen de potencia disponible en el enlace radioeléctrico que se fijará entre la antena de seguimiento y el satélite ASTRO-G. En concreto, se deben considerar los siguientes aspectos:

- Parámetros de transmisión del satélite (antena, transmisor).
- Parámetros de recepción de la estación de seguimiento (antena, receptor).
- Propagación en espacio libre.
- Atenuación por lluvia.
- Atenuación por gases atmosféricos (H<sub>2</sub>O, O<sub>2</sub>).
- Otros aspectos (pérdidas de apuntado, en la óptica del alimentador, por polarización, en el radomo).
- La relación señal a ruido requerida.

Los cálculos nos proporcionan un margen de potencia disponible. El balance de potencia para el enlace ascendente no se realiza puesto que siempre se dispondrá de la potencia de transmisión necesaria para que el enlace esté activo en el porcentaje de tiempo requerido.

#### 3.2.1. ATENUACIÓN POR LLUVIA

Para el cálculo de la atenuación por lluvia se ha tenido en cuenta la recomendación UIT-R 838 [7] de la Unión Internacional de Telecomunicaciones, que presenta un modelo basado en la estadística de lluvia acumulada. La atenuación específica  $\gamma_R$  (en dB/Km) se relaciona con la intensidad de lluvia  $R$  (en mm/h):

$$\gamma_R = k R^\alpha \quad (1)$$

Donde  $k$  y  $\alpha$  son unos parámetros dependientes de la frecuencia y de la polarización de la onda electromagnética. Para una polarización circular, como en caso de VSOP-2, se tiene:

$$k = \begin{cases} 4.21 \cdot 10^{-5} \cdot f^{2.42}; & 2.9 \leq f \leq 54 \text{ GHz} \\ 4.09 \cdot 10^{-2} \cdot f^{0.699}; & 54 \leq f \leq 180 \text{ GHz} \end{cases} \quad (2)$$

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

La *atenuación neta por lluvia* en un trayecto se calculará como:

$$A_R = \gamma_R L_{ef} = k R^\alpha L_{ef} \text{ (dB)} \quad (3)$$

Siendo  $L_{ef}$  la longitud efectiva del trayecto, que depende de la longitud real del trayecto a través de la lluvia ( $L_S$ ) y de un factor de no homogeneidad de la lluvia ( $r_P$ ). En el caso

de un porcentaje de tiempo de indisponibilidad del 0.01%, se tiene una longitud efectiva de:

$$L_{ef} = L_S \cdot r_P \quad (4)$$

Quedando una atenuación neta por lluvia, excedida en un porcentaje de tiempo del 0.01%:

$$A_R(0.01\%) = A_{0.01} = k R^\alpha L_S r_P \text{ (dB)} \quad (5)$$

Si se desea calcular la atenuación excedida durante otro porcentaje de tiempo comprendido en el rango de 0.001% a 1%, entonces puede utilizarse la siguiente fórmula que la relaciona con la atenuación con un porcentaje del 0.01%:

$$A_R(p) = A_{0.01} \cdot 0.12 \cdot p^{-(0.546+0.043 \log p)}; \quad 0.001 \leq p(\%) \leq 1 \quad (6)$$

La longitud a través de la lluvia  $L_S$ , va a ser la longitud que recorra la onda electromagnética por debajo de la isoterma a  $0^\circ \text{C}$ , pues por encima de dicha isoterma no puede haber lluvia. El esquema geométrico se muestra en la Figura 7, reflejando que la longitud  $L_S$  depende de las alturas con respecto al nivel del mar de lluvia  $h_R$  y de la estación  $h_S$  y del ángulo de elevación  $\theta$  con respecto a la horizontal.

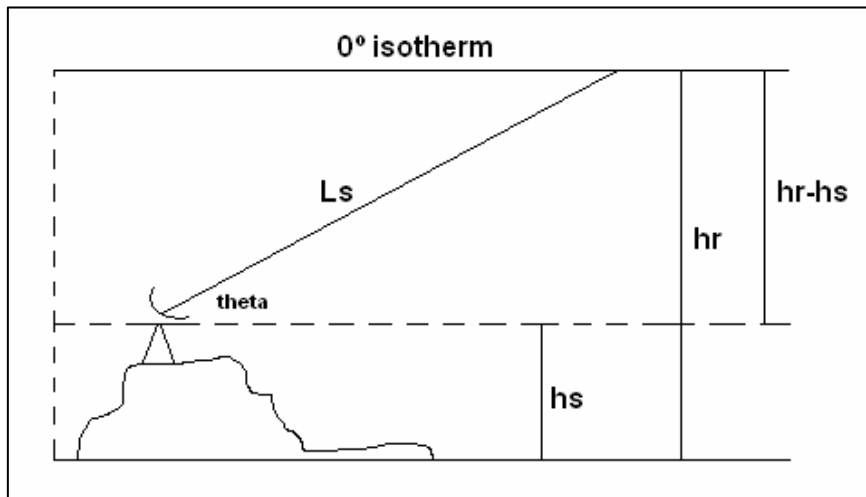


Figura 7: Cálculo de la longitud que recorre la onda a través de la lluvia.

La recomendación proporciona la siguiente fórmula para calcular la altura de lluvia o altura de la isoterma a  $0^\circ \text{C}$ :

$$h_R = \rho_P(\phi) \left[ 5.1 - 2.15 \cdot \log \left( 1 + 10^{\frac{(\phi-27)}{25}} \right) \right] \text{ (km)} \quad (7)$$

Donde  $\phi$  es la latitud geográfica de la estación y  $\rho_P(\phi)$  es un factor empírico de reducción de altura:

$$\rho_P(\phi) = \begin{cases} 0.6; & \phi < 20 \\ 0.6 + 0.02(\phi - 20); & 20 \leq \phi < 40 \\ 1.0; & \phi \geq 40 \end{cases} \quad (8)$$

A partir de la Figura 7 la longitud del trayecto a través de la lluvia se obtiene de forma inmediata como:

$$L_S = \frac{h_R - h_S}{\text{sen } \theta} \quad (9)$$

Y el factor de no homogeneidad de la lluvia se calcula utilizando la fórmula:

$$r_P = \frac{90}{90 + 4 L_S \cos \theta} \quad (10)$$

Por último, para calcular las pérdidas por lluvia se necesita información sobre las estadísticas de intensidad de lluvia  $R$  (mm/h). La Rec. UIT-R PN.837-1 [8] proporciona valores de intensidad de precipitación excedidos durante una serie de porcentajes de tiempo  $p$  y para distintas zonas hidro-meteorológicas mundiales. El Centro Astronómico de Yebes se encuentra dentro de la zona H. En la Tabla 5 se muestran valores de  $R$  para distintos porcentajes temporales (valores tomados de dicha recomendación).

Porcentaje de tiempo (%)	R(mm/h) - Zona H
1.0	2
0.3	4
0.1	10
0.03	18
<b>0.01</b>	<b>32</b>
0.003	55
0.001	83

Tabla 5: Valores de intensidad de lluvia excedida en determinados porcentajes de tiempo.

Los datos de la Tabla 5 se utilizan para calcular la indisponibilidad por lluvia de un sistema de radiocomunicaciones. Por ejemplo, para la zona H llueve más de 32 mm/h durante menos del 0.01% del tiempo. Es decir, si se desea que el sistema presente una disponibilidad del 99,99% se deberá utilizar en el diseño del mismo la atenuación por lluvia correspondiente a una intensidad de 32 mm/h. Sin embargo, para otros porcentajes de indisponibilidad, se podrá calcular la atenuación por lluvia a partir de la correspondiente a un porcentaje del 0.01% utilizando la ecuación (6), sin necesidad de utilizar los valores de  $R$  para dichos porcentajes.

### Estimación de la atenuación por lluvia en el CAY

Utilizando el procedimiento descrito, se ha obtenido una estimación del valor de atenuación por lluvia de 9.19 dB que sufriría la señal que proviene del satélite ASTRO-G al ser recibida por la antena de 14 metros del CAY. Se ha tomado el caso más restrictivo siguiendo los requisitos impuestos al proyecto VSOP-2, que se mostraron anteriormente en la Tabla 4. En concreto, los cálculos se han realizado considerando el mínimo ángulo de elevación ( $10^\circ$ ) y un porcentaje de indisponibilidad del 1%. En la

Tabla 6 se muestra el valor de atenuación estimado y todas las variables que se han utilizado para su obtención.

<b>Cálculo de la atenuación por lluvia</b>		
<b>Parámetro</b>	<b>Valor</b>	<b>Comentario</b>
<i>Frecuencia (GHz)</i>	37.504	Frecuencia de la portadora downlink
<i>k</i>	0.27	Función de la frecuencia
<i>α</i>	0.98	Función de la frecuencia
<i>R(mm/h)</i>	32.00	Intensidad de lluvia
<i>p(%)</i>	1.00	% de indisponibilidad
<i>hs (m)</i>	931.00	Altitud de la estación
<i>φ(°)</i>	40.50	Latitud de la estación
<i>ρ</i>	1.00	Factor empírico para $\phi \geq 20^\circ$
<i>hr (m)</i>	3702.39	Altura de la isoterma a 0°
<i>θ(rad)</i>	0.17	Elevación de la antena (10°)
<i>Ls(m)</i>	15967.80	effective rain length
<i>rp</i>	0.59	Factor de homogeneidad de la lluvia
<i>A<sub>001</sub> (dB)</i>	76.50	Atenuación por lluvia para 0,01%
<b>A<sub>R</sub> (dB)</b>	<b>9.18</b>	Atenuación por lluvia para el porcentaje deseado

Tabla 6: Atenuación por lluvia en el enlace descendente. La señal se enviaría desde el satélite VSOP-2 y se recibiría en la antena de 14 metros del CAY.

Además en la Tabla 7 se indican los valores de atenuación por lluvia para tres ángulos de elevación que barren el rango previsto para seguir al satélite. Lógicamente cuanto menor es la elevación, mayor es la atenuación al recorrer la señal una mayor distancia en alcanzar la isoterma a 0 °C. En la Tabla 8 se muestran valores de atenuación para distintos porcentajes de tiempo de indisponibilidad. Recordemos que en las especificaciones del proyecto se pide un porcentaje del 1%.

<b>Ángulo de elevación (θ)</b>	<b>Atenuación por lluvia (A<sub>R</sub>)</b>
10°	9.18 dB
45°	3.41 dB
90°	2.71 dB

Tabla 7: Atenuación por lluvia en el enlace descendente para distintos ángulos de elevación.

<b>p(%)</b>	<b>Atenuación por lluvia (A<sub>R</sub>)</b>
1	9.18 dB
0.1	29.23 dB
0.01	76.5 dB

Tabla 8: Atenuación por lluvia en el enlace descendente para distintos porcentajes de indisponibilidad.

### 3.2.2. ATENUACIÓN POR GASES ATMOSFÉRICOS

El efecto que afecta a la señal en su paso por la atmósfera terrestre se debe a la atenuación producida por la absorción de energía electromagnética de las moléculas de O<sub>2</sub> (aire seco) y H<sub>2</sub>O (vapor de agua). Para su cálculo se ha tomado como referencia la Recomendación UIT-R P.676-4 [9]. El anexo 2 de dicha recomendación contiene algoritmos simplificados para una estimación de la atenuación causada por los gases en la gama de frecuencias de 1 a 350 GHz.

En el caso de aire seco ( $O_2$ ), la atenuación específica  $\gamma_O$  (dB/Km) viene dada por:

$$\gamma_O = \left[ \frac{7.34 r_P^2 r_T^3}{f^2 + 0.36 r_P^2 r_T^2} + \frac{0.3429 b \gamma'_O(54)}{(54-f)^a + b} \right] f^2 \cdot 10^{-3} \quad (11)$$

para  $f \leq 54 \text{ GHz}$

Siendo:

$$\begin{aligned} \gamma'_O(54) &= 2.128 r_P^{1.4954} r_T^{-1.6032} \exp[-2.5280(1-r_T)] \\ a &= \ln(\eta_2 / \eta_1) / \ln(3.5) \\ b &= 4^a / \eta_1 \\ \eta_1 &= 6.7665 r_P^{-0.5050} r_T^{0.5106} \exp[1.5663(1-r_T)] - 1 \\ \eta_2 &= 27.8843 r_P^{-0.4908} r_T^{-0.8491} \exp[0.5496(1-r_T)] - 1 \end{aligned} \quad (12)$$

Y:

$$\begin{aligned} f &: \text{ frecuencia (GHz)} \\ r_P &= p / 1013 \\ r_T &= 288 / (273 + T) \\ p &: \text{ presión (hPa)} \\ T &: \text{ temperatura (}^\circ\text{C)} \\ \rho &: \text{ densidad de vapor de agua (g/m}^3\text{)} \end{aligned}$$

En el caso de vapor de agua ( $H_2O$ ), la atenuación específica  $\gamma_W$  (dB/Km) viene dada por:

$$\begin{aligned} \gamma_W &= \left\{ 3.13 \cdot 10^{-3} r_P r_T^2 + 1.76 \cdot 10^{-3} \rho r_T^{8.5} + r_T^{2.5} \left[ \frac{3.84 \xi_{W1} g_{22} \exp(2.23(1-r_T))}{(f-22.235)^2 + 9.42 \xi_{W1}^2} + \right. \right. \\ &+ \frac{10.48 \xi_{W2} \exp(0.7(1-r_T))}{(f-183.31)^2 + 9.48 \xi_{W2}^2} + \frac{0.078 \xi_{W3} \exp(6.4385(1-r_T))}{(f-321.226)^2 + 6.29 \xi_{W3}^2} + \\ &+ \frac{3.76 \xi_{W4} \exp(1.6(1-r_T))}{(f-325.153)^2 + 9.22 \xi_{W4}^2} + \frac{26.36 \xi_{W5} \exp(1.09(1-r_T))}{(f-380)^2} + \\ &+ \frac{17.87 \xi_{W5} \exp(1.46(1-r_T))}{(f-448)^2} + \left. \left. \frac{883.7 \xi_{W5} g_{557} \exp(0.17(1-r_T))}{(f-557)^2} + \frac{302.6 \xi_{W5} g_{557} \exp(0.41(1-r_T))}{(f-752)^2} \right] \right\} f^2 \rho \cdot 10^{-4} \end{aligned} \quad (13)$$

para  $f \leq 350 \text{ GHz}$

Siendo:

$$\begin{aligned} \xi_{W1} &= 0.9544 r_P r_T^{0.69} + 0.0061 \rho \\ \xi_{W2} &= 0.95 r_P r_T^{0.64} + 0.0067 \rho \\ \xi_{W3} &= 0.9561 r_P r_T^{0.67} + 0.0059 \rho \end{aligned} \quad (14)$$

$$\begin{aligned}\xi_{w4} &= 0.9543 r_p r_T^{0.68} + 0.0061 \rho \\ \xi_{w5} &= 0.955 r_p r_T^{0.68} + 0.006 \rho \\ g_{22} &= 1 + (f - 22.235)^2 / (f + 22.235)^2 \\ g_{557} &= 1 + (f - 557)^2 / (f + 557)^2 \\ g_{752} &= 1 + (f - 752)^2 / (f + 752)^2\end{aligned}$$

La altura equivalente para el aire seco se calcula mediante la fórmula:

$$\begin{aligned}h_o &= 5.386 - 3.32734 \cdot 10^{-2} f + 1.87185 \cdot 10^{-3} f^2 - 3.52087 \cdot 10^{-5} f^3 + \\ &+ \frac{83.26}{(f - 60)^2 + 1.2} \quad (\text{km})\end{aligned} \quad (15)$$

para  $1 \text{ GHz} \leq f \leq 56.7 \text{ GHz}$

Y en el caso del vapor de agua, la altura equivalente es:

$$h_w = 1.65 \left\{ 1 + \frac{1.61}{(f - 22.23)^2 + 2.91} + \frac{3.33}{(f - 183.3)^2 + 4.58} + \frac{1.90}{(f - 325.1)^2 + 3.34} \right\} (\text{km}) \quad (16)$$

para  $f \leq 350 \text{ GHz}$

Finalmente, para ángulos de elevación comprendidos entre  $10^\circ$  y  $90^\circ$ , la *atenuación en el trayecto causada por gases atmosféricos* se obtiene mediante la ley de la cosecante:

$$A_G = \frac{h_o \gamma_o + h_w \gamma_w}{\text{sen } \theta} \quad (\text{dB}) \quad (17)$$

donde  $\theta$  es el ángulo de elevación.

Al aplicar las fórmulas anteriores, se han utilizado valores promedio de presión y temperatura tomados por la estación meteorológica del CAY, durante los últimos 3 años: 912 mbar(hPa) de presión ( $p$ ) y  $13^\circ \text{C}$  para de temperatura ( $T$ ).

Se asumió, al no disponer de datos al respecto, una densidad de vapor de agua típica de  $7.50 \text{ gr/m}^3$ . En la Tabla 9 se muestra la atenuación por gases obtenida para el CAY (1.55 dB) y los parámetros intermedios utilizados para su cálculo.

<b>Cálculo de la atenuación por gases atmosféricos</b>	
<i>Frecuencia</i>	37.504 GHz
$\gamma_o$	0.0311
$\gamma_w$	0.0664
$h_o$	5.08 km
$h_w$	1.66 km
<b><math>A_G</math></b>	<b>1.55 dB</b>

Tabla 9: Atenuación por gases atmosféricos en el enlace descendente.



### 3.2.3. BALANCE DE ENLACE

Una vez calculadas las atenuaciones que sufre la señal debido a efectos atmosféricos, se debe calcular el margen de potencia y concluir si es suficiente para asegurar un enlace de calidad.

En la Tabla 10 se muestran los valores de las distintas variables que se han utilizado para realizar el balance de potencia del radioenlace. La potencia recibida en la estación terrena viene dada por:

$$P_{RX} = P_{TX} + G_{TX} + G_{RX} - L_T \text{ (dB)} \quad (18)$$

La ganancia de las antenas transmisoras y receptoras, al tratarse de antenas parabólicas, se calculan como:

$$G = 10 \log \left[ \eta \cdot \left( \frac{\pi D}{\lambda} \right)^2 \right] \text{ (dB)} \quad (19)$$

Donde la eficiencia  $\eta$  abarca efectos de spillover, bloqueo, taper y tolerancia de la superficie. La eficiencia por tolerancia de la superficie se calcula conocido el error cuadrático  $\varepsilon$  de la misma, utilizando la fórmula clásica de Ruze:

$$\eta_S = \exp \left[ - \left( \frac{4\pi\varepsilon}{\lambda} \right)^2 \right] \text{ (dB)} \quad (20)$$

Para la antena transmisora del satélite VSOP-2 (de 0.8 metros de diámetro), se espera una eficiencia aproximada del 65%. En el caso de la antena receptora, se ha asumido un error de 200  $\mu\text{m}$  rms (91% de eficiencia), que se podrá alcanzar una vez realizadas las reformas correspondientes en el radiotelescopio de 14 metros.

Como valor orientativo para la eficiencia que abarca el spillover, el taper y el bloqueo, se ha tomado el valor correspondiente a 43 GHz en la gráfica de la figura 50 (anexo 1), tomada directamente del manual de especificaciones técnicas del radiotelescopio proporcionado por el fabricante [10]. El valor obtenido a la frecuencia de operación es del 65%.

Por otra parte, las pérdidas totales denotadas como  $L_T$  en la ecuación (18), se desglosan en los siguientes términos:

- *Pérdidas en espacio libre:*  $L_f = 20 \log \left( \frac{4\pi d}{\lambda} \right)$ .
- *Atenuación por lluvia* (calculada en el apartado 3.2.1).
- *Atenuación por gases atmosféricos* (calculada en el apartado 3.2.2).
- *Pérdidas por desapuntado* (se han asumido unas pérdidas de 0.2 dB).
- *Pérdidas por despolarización* (se han supuesto unas pérdidas de 0.5 dB).

- *Pérdidas en las líneas de transmisión que unen transmisor y la antena del satélite.*
- *Pérdidas en el alimentador y óptica de la antena receptora.*
- *Pérdidas en el radomo (ver figura 51 en el anexo 1)*

Una vez obtenida la potencia recibida, se procede al cálculo de la relación señal a ruido en el receptor ( $C/N$ ). Al tratarse de una transmisión digital, es más usual utilizar la relación energía por bit/densidad de ruido ( $E_b/N_o$ ). Ambas cantidades se relacionan mediante la expresión en unidades lineales:

$$\frac{C}{N} = \frac{E_b}{N_o} \cdot \frac{B}{R_b} \quad (21)$$

Siendo  $R_b$  el régimen binario o velocidad de transmisión (en bits/segundo) y  $B$  el ancho de banda de ruido (Hz). Por tanto:

$$\frac{E_b}{N_o} (dB) = \frac{C}{N_o} (dB) - 10 \log(R_b) \quad (22)$$

Y:

$$\frac{C}{N_o} (dB) = P_{RX} - N_o = P_{RX} - 10 \log(kT_{SYS}) \quad (23)$$

Finalmente, para calcular el margen disponible, se ha comparado la relación  $E_b/N_o$  calculada en el balance (ecuación 22) con la relación  $E_b/N_o$  exigida en las especificaciones de VSOP-2 (ver Tabla 4). Además se han restado posibles pérdidas en el modulador y en el demodulador:

$$\text{Margen}(dB) = \left( \frac{E_b}{N_o} \right)_{balance} - \left( \frac{E_b}{N_o} \right)_{requerido} - L_{mod} - L_{dem} \quad (24)$$

Utilizando las fórmulas anteriores se ha obtenido un **margen disponible de 8.35 dB**, suficientemente grande como para concluir que, en base a esta estimación teórica, el radiotelescopio de 14 metros cumpliría los requisitos del enlace radioeléctrico a establecer con el satélite. En la tabla 10 se muestran todos los valores intermedios utilizados en este cálculo.

<b>Balance del enlace descendente</b>	
<b>Frecuencia</b>	37.504 GHz
<b>Longitud de onda</b>	8 mm
<b>Distancia al satélite (km)</b>	25000
<b>Parámetros del satélite</b>	
<b>Potencia transmitida</b>	13.01 dBW
<b>Diámetro antena Tx</b>	0.80 m
<b>Eficiencia antena Tx</b>	0.65
<b>Ganancia antena Tx</b>	48.07 dB
<b>Pérdidas por desapuntado</b>	0.20 dB
<b>Pérdidas de polarización + Pérdidas Cable</b>	5.50 dB
<b>Medio de Tx</b>	
<b>Pérdidas Espacio Libre</b>	211.88 dB
<b>Pérdidas por lluvia</b>	9.18 dB
<b>Pérdidas por gases atmosféricos</b>	1.55 dB
<b>Estación terrena</b>	
<b>Diámetro antena Rx</b>	13.72 m
<b>Eficiencia antena Rx (taper, bloqueo, spillover)</b>	0.65
<b>Eficiencia de superficie antena Rx</b>	0.91 (200 $\mu$ m)
<b>Ganancia antena Rx</b>	72.35 dB
<b>Pérdidas de apuntado</b>	0.50 dB
<b>Pérdidas alimentador, óptica y polarización</b>	1 dB
<b>Radome losses</b>	3 dB
<b>Prx=Ptx+Gtx+Grx-Lt</b>	-99.38 dB
<b>Constante de Boltzman</b>	-228.60 dBW/(K*Hz)
<b>Ruido del sistema</b>	150 K
<b>No (Densidad de ruido)</b>	-206.84 dB/Hz
<b>Régimen binario (Rb)</b>	1Gbps
<b>Eb/No (SNR)</b>	17.46 dB
<b>Cálculo del margen del enlace</b>	
<b>SNR ideal requerido</b>	6.81 dB
<b>Pérdida en el modulador</b>	1 dB
<b>Pérdida en el demodulador (estación terrena)</b>	1.30 dB
<b>SNR requerido</b>	9.11 dB
<b>Margen (dB)</b>	<b>8.35 dB</b>

Tabla 10: Cálculo del balance del enlace descendente VSOP-2 siendo Yebes estación terrena.

### **3.3. ADECUACIÓN MECÁNICA DEL RADIOTELESCOPIO DE 14 METROS**

#### **3.3.1. CARACTERÍSTICAS PRINCIPALES DEL RADIOTELESCOPIO DE 14 METROS**

El radiotelescopio de 14 metros (Figura 8) está compuesto por los siguientes elementos principales [10]:

- La superficie parabólica de alta precisión con un diámetro de 13.72 m (45 pies).
- El subreflector Cassegrain de alta tolerancia soportado por un tetrapodo.
- El pedestal azimutal.
- El sistema de servo control multimodo situado en una consola de control.
- El radomo tipo "space frame".



Figura 8: El radiotelescopio de 14 m.

El sistema óptico principal del radiotelescopio está constituido por un reflector primario y un subreflector apoyado sobre un tetrapodo. La estructura trasera está formada por un entramado de vigas radiales y vigas intercostales dotando de un soporte rígido a cada uno de los paneles reflectores. El acceso a los equipos receptores puede realizarse desde la parte trasera del reflector. Además, una ventanilla en uno de los paneles reflectores permite el acceso hasta la parte exterior del alimentador.

La estructura trasera consiste en tres subsistemas dispuestos en forma de caja hueca: la viga central en forma de anillo (“central ring girder”), las vigas radiales (“radial girders”) y las vigas intercostales (“intercostals”), tal y como se muestra en la Figura 9. Estos subsistemas están fabricados con láminas de aluminio conectadas por tornillos y remaches.

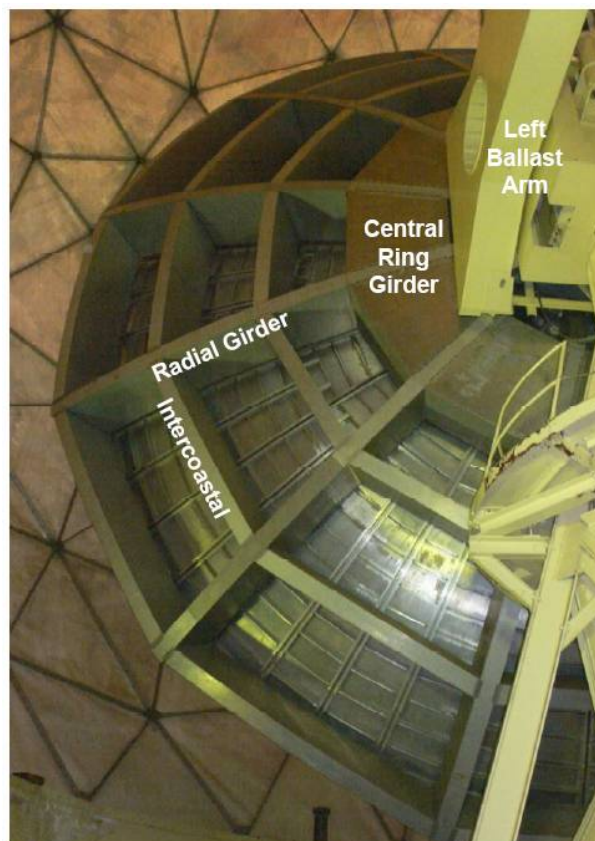


Figura 9: La estructura trasera.

Más concretamente, la estructura trasera incluye 12 vigas radiales y 3 filas de vigas intercostales de forma circunferencial (ver Figura 9). Las vigas radiales y las dos intercostales exteriores se fijan mediante remaches. El intercostal más interno es una caja hueca llamada caja de torque (o viga central en forma de anillo) y está diseñada para transferir la carga sobre los puntos de apoyos de la antena. Los refuerzos estructurales en el interior de las vigas radiales y en la intersección entre las intercostales, tienen el fin de mantener la continuidad del camino de carga intercostal. Cuatro de las costillas radiales están reforzadas para dar más rigidez mecánica y poder soportar el subreflector y las estructuras de apoyo. Todos los componentes de la estructura trasera están fabricados de una aleación de aluminio resistente a la oxidación y conectados mediante tornillos cincados.

Además hay otras dos partes importantes en la estructura trasera: un anillo de aluminio del tipo caja hueca para montar el alimentador y un anillo central (“Central Hub”). El primer anillo, que se utilizó como referencia de alineamiento durante la instalación de los paneles reflectores, define la ubicación del foco Cassegrain. Además, sirve como soporte para el montaje de sistema de alimentadores (bocinas y guías de onda). El “Central Hub” sirve como un punto de referencia para montar las vigas radiales, tal y como se muestra en las figuras 10 y 11.

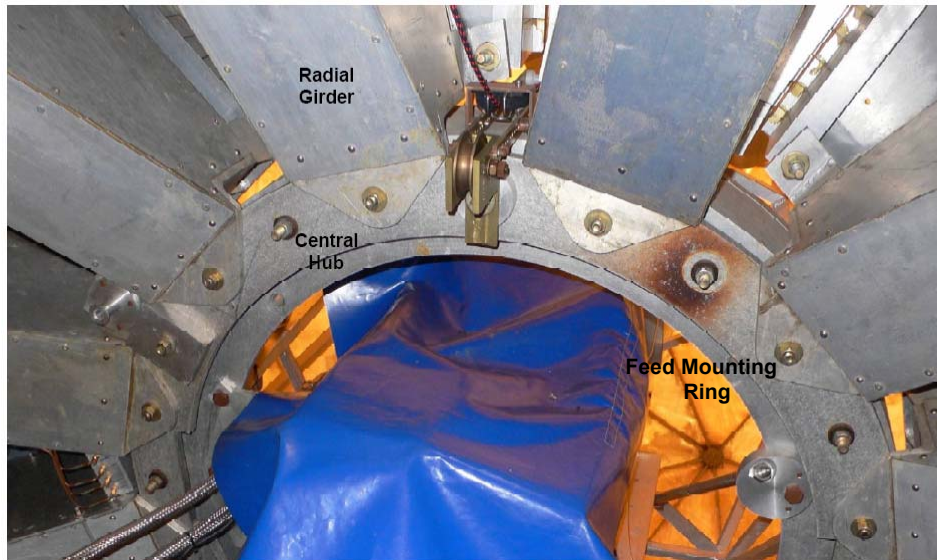


Figura 10: Montaje del alimentador.

Para cada uno de los paneles reflectores, el montaje representa una superficie de apoyo repetitiva y precisa. Cada panel se soporta mediante ajustadores que están compuestos de aluminio 6061-T4 de doble curvatura como se muestra en la Figura 12.

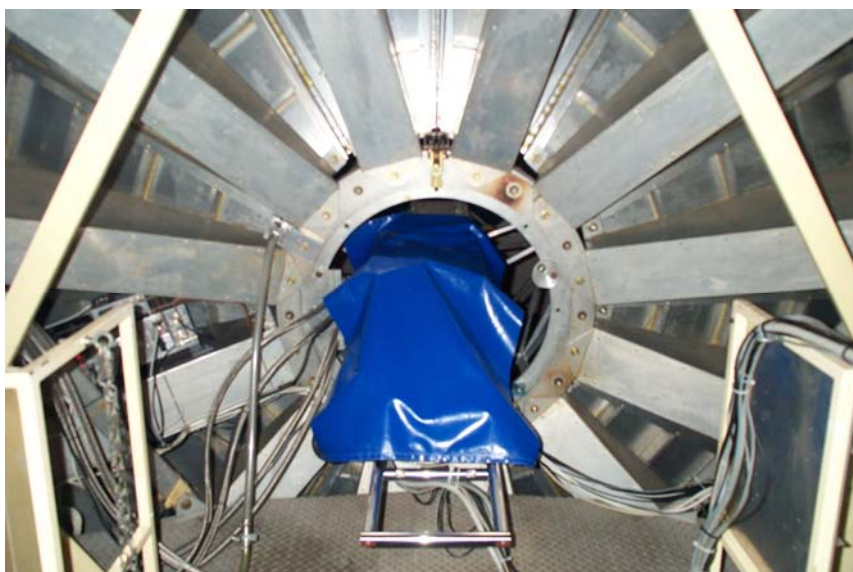


Figura 11: La plataforma detrás del reflector.

Con el fin de minimizar el ruido de sistema, el anillo de montaje ha sido diseñado para permitir la colocación de los equipos electrónicos tan cerca como sea posible del foco Cassegrain. El anillo está centrado en el vértice del reflector, directamente detrás del interfaz de montaje del alimentador. Además se dispone de una plataforma en el “hub”, como una parte de la estructura trasera, detrás del anillo de montaje.



Figura 12: Los ajustadores y los paneles de aluminio

Las características principales del reflector primario, proporcionadas por el fabricante del radiotelescopio, se detallan en la Tabla 11.

Por otra parte, el subreflector es de fibra de carbono y tiene forma de superficie hiperbólica de revolución. Una estructura de soporte permite el posicionamiento preciso de éste. El subreflector está instalado sobre un montaje de cinco ejes controlados remotamente que se soporta mediante un tetrapodo. Las 4 patas del tetrapodo forman una pirámide rígida con el vértice ubicado detrás del foco primario del reflector. La sección transversal de cada pata tiene una forma ojival para minimizar la dispersión y el bloqueo. En la Figura 13 se muestra la geometría del montaje del reflector, subreflector, tetrapodo y estructura trasera.



TABLE I-3

## ESSCO EQUALOAD REFLECTOR - SALIENT FEATURES

<u>45 Foot Diameter</u>	<u>For Illustration Purposes</u>
Main Reflector Diameter . . . . .	45 ft.
f/D . . . . .	0.37
Subreflector . . . . .	42.7 in.
Subreflector Eccentricity . . . . .	1.2
Weight (Total)* . . . . .	8,000 lb.
Material of Construction . . . . .	6061-T6 aluminum
Moment of Inertia about C.G.*	
$I_x$ . . . . .	30,000 lb. ft. sec. <sup>2</sup>
$I_y$ . . . . .	30,000 lb. ft. sec. <sup>2</sup>
$I_z$ . . . . .	47,500 lb. ft. sec. <sup>2</sup>
Operational Acceleration . . . . .	10 deg./sec. <sup>2</sup>
Reflector Surface Tolerance At	
Reference Elevation Setting . . . . .	0.2 mm rms.
Subreflector Surface Tolerance . . . . .	0.05 mm rms.
Optical Shadowing by Subreflector and Ogival Supports . . . . .	2 1/2%
Natural Frequency	
(a) Symmetrical . . . . .	20 Hz
(b) Anti-symmetrical . . . . .	15 Hz
(c) Torsional . . . . .	12 Hz
Survival Wind Load** . . . . .	120 mph
Survival Precipitation** . . . . .	Equivalent of 1 in. radial ice
Survival Acceleration . . . . .	120 deg./sec. <sup>2</sup>
Operational Temperature Range . . . . .	-65°F to 140°F
Relative Humidity . . . . .	0 to 100%
Ozone . . . . .	Arctic/heavy electrical equipment
Salt Atmosphere . . . . .	MIL-STD-810, Method 509, Proc. 1
Altitude at site . . . . .	Unlimited
Fungus . . . . .	Non-nutrient materials
Sand and Dust . . . . .	Defined in MIL-STD-210
Estimated Service Life . . . . .	15 years
Packaging and Marking . . . . .	Commercial Standard
Transportability . . . . .	Air, land or sea transport

Tabla 11: Características principales del reflector.

El pedestal está formado por un eje de elevación (tipo "yugo") colocado sobre un montaje de acimut (conocido como "poste central" o "King Post"), como se observa en la Figura 14. Tanto el yugo de elevación como el poste central forman la estructura donde se instalan los rodamientos de baja fricción que se controlan mediante sistemas de movimiento independientes.

La unidad de elevación consiste en una caja rígida (yugo) fabricada en acero. Un tubo de gran diámetro sirve para fijar los rodamientos radiales sobre el poste central. El yugo utiliza dos bloques de elevación ("Pillow Blocks") que están montados encima de la base del yugo. Cada bloque consiste en dos cojinetes de rodillos que proporcionan soporte al tubo central donde se monta la corona de elevación.



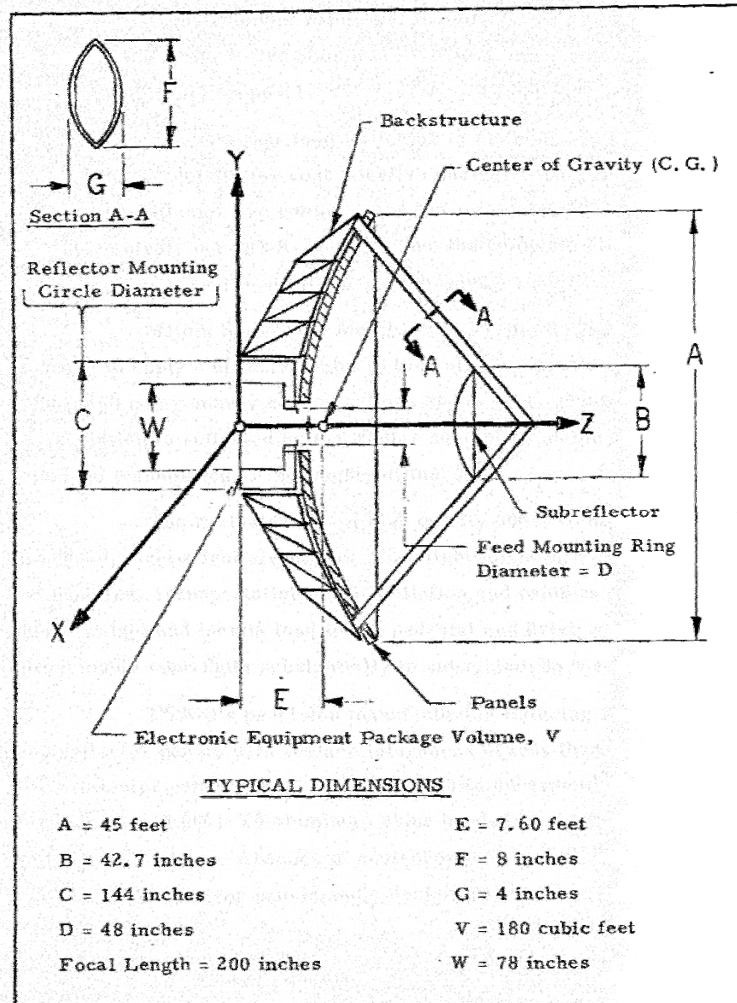


Figura 13: La geometría parabólica del reflector.

Los brazos del contrapeso del reflector (también conocidos como “ballast arms”) se conectan directamente a la parte externa de la corona de elevación. El mecanismo de movimiento asociado con el eje de elevación consiste en dos sistemas de movimiento y una corona de elevación. Cada mecanismo consiste, a su vez, en una sección de baja velocidad y otra de alta velocidad. La holgura máxima (“backslash”) nunca excede los 0.05 grados. Con el objetivo de mantener las holguras dentro de este margen, los sistemas se mueven de forma opuesta. Un codificador (“encoder”) de tipo “inductosyn” va montado en el extremo de uno de los bloques de elevación.

Como se ha señalado anteriormente, la sección en acimut del pedestal se caracteriza por un diseño de poste central o “King Post”. Básicamente, el “King Post” es un poste cilíndrico de acero soportado por una estructura en la base. El rodamiento superior es de tipo rodillo y puede soportar cargas radiales, axiales y giratorias. Por su parte, el rodamiento inferior es de tipo rodillo radial y sólo soporta cargas radiales. La corona de elevación está fijada a la estructura en la base del poste (ver Figura 14.c). El sistema de movimiento en acimut es idéntico al sistema en elevación. Se emplean en modo “antiholgura” (anti “backslash”).

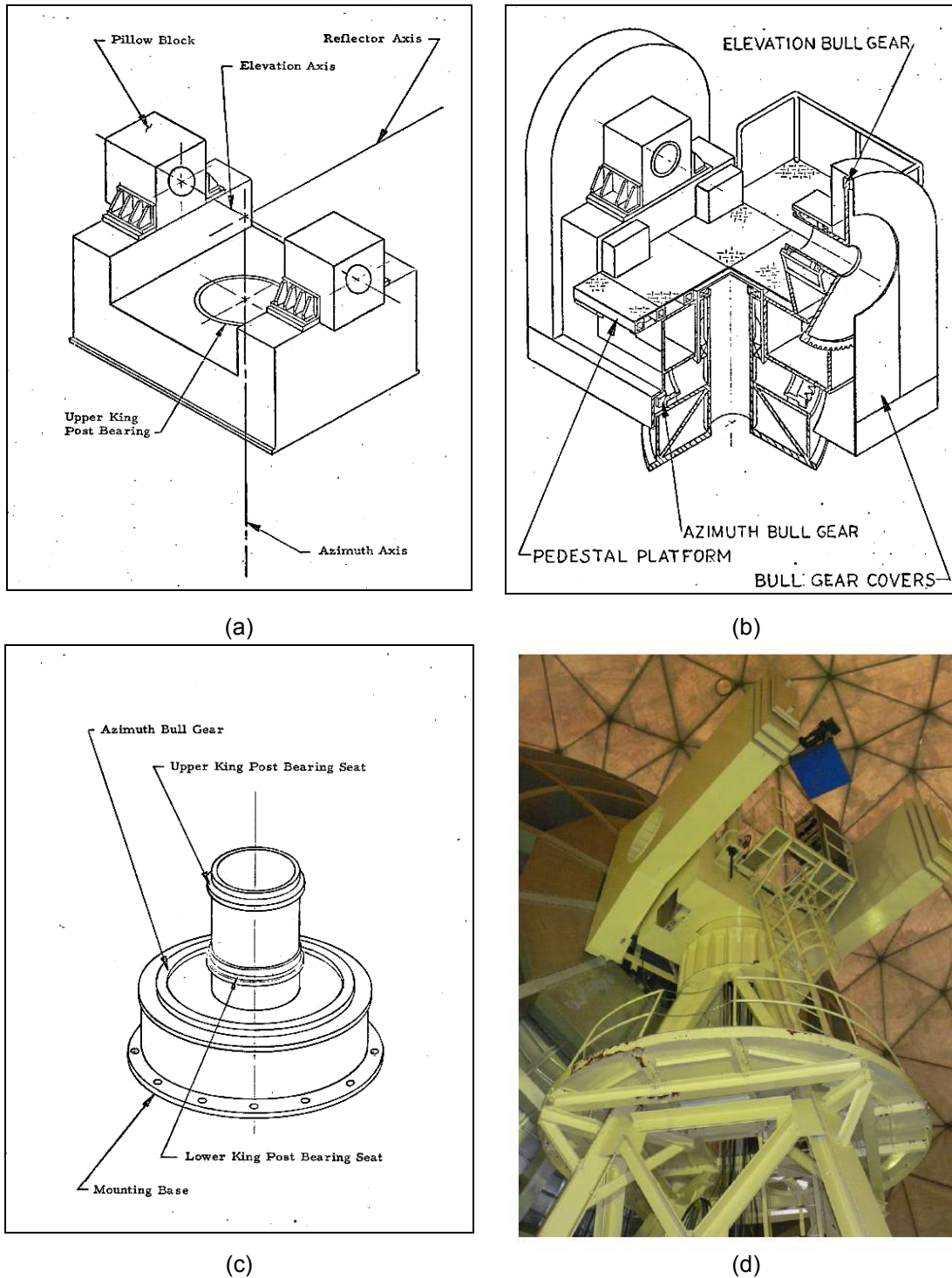


Figura 14: (a) Estructura de elevación tipo yugo. (b) Montaje de elevación sobre pedestal de azimut. (c) Estructura de azimut tipo "King Post". (d) Yugo, brazos de contrapeso y pedestal.

La bajada de cables por el eje de azimut se realiza a través de dos placas, cada una de las cuales tiene 16 agujeros por donde pasan los cables. La placa superior está unida al yugo de elevación, mientras que la inferior está fijada a la base del poste central ("King Post"). De esta manera, al moverse la antena sobre su eje de azimut, la placa superior se mueve mientras que la inferior permanece fija.

El encoder de azimut, tipo inductorsyn, es idéntico al que se usa en el eje de elevación.



Figura 15: Bajada de cables. Parte superior (izquierda) y parte inferior (derecha)

El reflector va montado sobre el pedestal a través de dos brazos de acero que constituyen el contrapeso de la estructura. Dichos brazos están rellenos de la cantidad necesaria de hormigón para contrapesar todo el sistema móvil. El equilibrado final (fino) se logra por la adición o supresión de placas de acero en la parte posterior de cada contrapeso.

La torre es de acero del tipo ASTM A36. Está formada por cuatro patas principales interconectadas para asegurar una configuración estructuralmente muy rígida. Un anillo une las patas en la parte superior y sirve como transición entre la torre y el pedestal (ver figuras 8 y 14). El sistema de servo-control está ubicado dentro de sala de control.

El radomo cubre por completo al radiotelescopio con el objetivo de aislarlo de los efectos ambientales. Está compuesto de triángulos individuales unidos formando una estructura esférica troncada. Cada panel triangular está formado por una membrana dieléctrica de bajas pérdidas (ESSCOLAM V) con un borde de aluminio tipo 6061-T62. De esta manera, la estructura entera se forma mediante la unión de cada uno de dichos los paneles.

Asimismo, el radomo se diseña para disponer de unas mínimas pérdidas de transmisión, consiguiendo una mínima obstrucción de la estructura metálica y minimizando de las pérdidas producidas por el dieléctrico de los paneles. Para definir la ubicación de los paneles, el radomo de ESSCO utiliza una triangulación cuasi-aleatoria de la geometría esférica. De esta forma, se obtienen unos lóbulos laterales muy pequeños y el radomo es insensible a la polarización, es decir, trabaja igual de bien con una polarización lineal que con una circular o una combinación de ambas. El desplazamiento “boresight” es también muy pequeño y disminuye al aumentar la frecuencia. La temperatura de ruido es mínima y depende principalmente de la cantidad de energía disipada y del ambiente. El ancho de banda operativo es muy elevado. Este ancho de banda depende de la máxima precisión de superficie que según diseño puede llegar hasta 170  $\mu\text{m}$ . Mediante esta precisión el telescopio puede presentar eficiencias aceptables hasta 88 GHz. La eficiencia a bajas frecuencias es función de las características dieléctricas y del espesor de los paneles.

La membrana dieléctrica contiene una lámina superficial de Tedlar que es resistente a la humedad. También tiene unas excelentes propiedades electromagnéticas: tangente de pérdidas de 0.015 y constante dieléctrica de 3.

### 3.3.2. ESTADO ACTUAL DEL RADIOTELESCOPIO

En noviembre de 2007, la empresa MT-Mechatronics realizó un estudio preliminar para la reforma de la antena de 14 m [11]. MT-Mechatronics [12] ha sido la empresa responsable de la dirección técnica para la construcción del radiotelescopio de 40 metros del IGN. En ese estudio, se realizó una evaluación del estado actual del radiotelescopio. En este apartado se recopilan los resultados obtenidos.

#### 3.3.2.1. ESTRUCTURA MECÁNICA DEL RADIOTELESCOPIO

##### a) Reflector

El reflector (que incluye la estructura trasera, los paneles y los ajustadores) está, en principio, en un buen estado (ver Figura 16). La corrosión sufrida es aceptable. Debido al material que lo compone y a la protección que proporciona el radomo ante las inclemencias meteorológicas, únicamente se observan efectos de mínima corrosión.

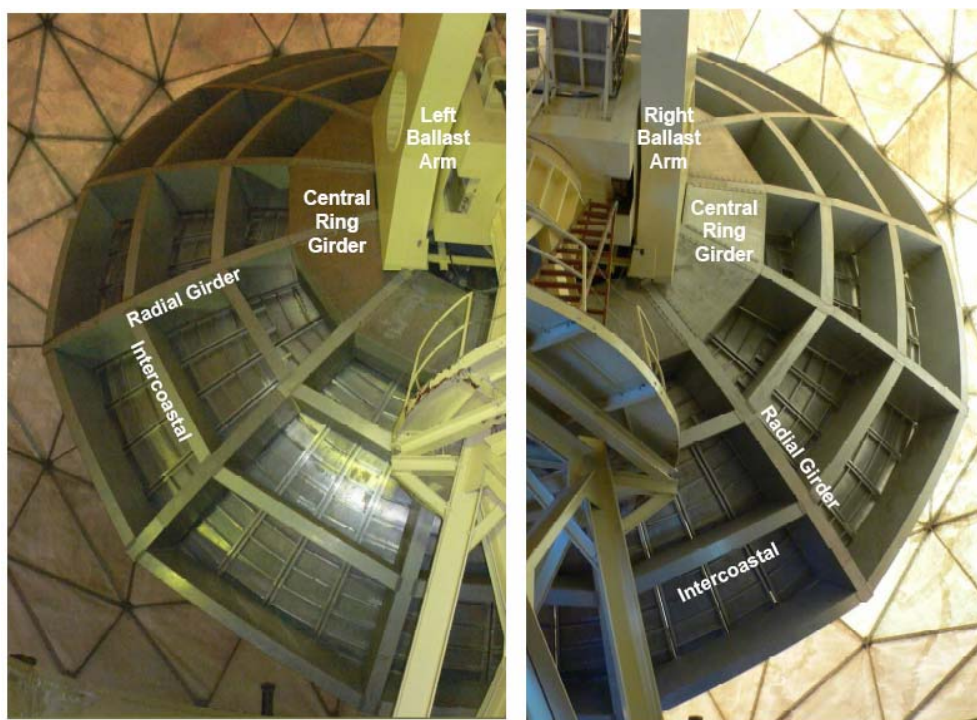


Figura 16: Estado de la estructura trasera de la antena de 14 m.

Se observa que la conexión entre las vigas radiales y las intercostales no es adecuada, de tal forma que la fuerza no puede transmitirse de la forma deseable.

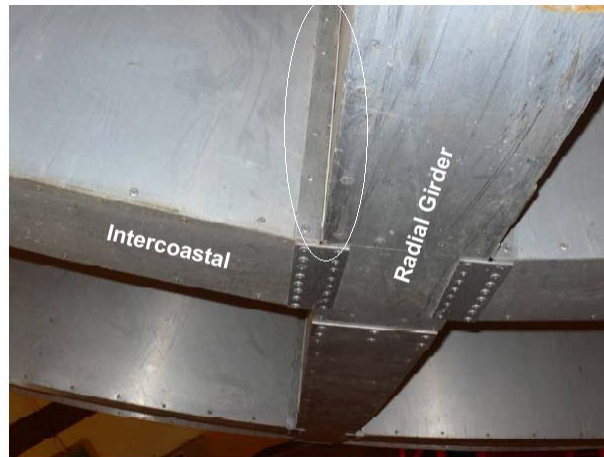


Figura 17: Conexión entre una intercostal y una viga radial.

La interconexión entre ambos brazos del contrapesado se realiza principalmente a través de la viga central en forma de anillo (“central ring girder”) de la estructura trasera. Esta conexión tiene la desventaja de la diferente expansión térmica entre el aluminio de la estructura trasera y el acero de los brazos del contrapesado. Este inconveniente puede producir una menor rigidez y un comportamiento elástico no lineal o de histéresis.

#### a.1) Paneles del reflector principal

El reflector principal tiene una forma parabólica de diámetro de 13.72 metros y una relación foco a diámetro ( $f/D$ ) de 0.37 para una configuración de foco primario y una relación foco a diámetro equivalente (configuración Nasmyth) de 4. La estructura trasera pesa 4 toneladas y está hecha de aluminio 6061-T6.

La superficie reflectora está compuesta de 96 paneles ajustables de aluminio. Los paneles se disponen en tres filas de 24 paneles para las dos internas y de 48 para la más externa. Los paneles son hojas de aluminio con refuerzos traseros en forma de Z (tecnología similar a la utilizada en los paneles de la antena de 40 metros). La superficie sufre corrosión en ciertos puntos, aunque puede ser eliminada (ver Figura 18).

Los ajustadores son tornillos que sujetan a través de soportes en las intercostales. En principio, los ajustadores no han sufrido un importante deterioro.



Figura 18: Detalle del estado actual de la superficie del reflector primario.

### a.1) Medidas de la precisión de la superficie

- Medidas de radio-holografía (1994)

La precisión de la superficie del radiotelescopio fue medida en 1994 usando la técnica de radio-holografía de recuperación de fase [13]. Las medidas fueron realizadas tras llevar a cabo una modificación en la superficie del subreflector. Esta superficie se cubrió con parches metálicos que compensaban el error de superficie del reflector primario. Los resultados se muestran en la siguiente tabla:

	Error de superficie RMS (micras)	Eficiencia de superficie (a 50 GHz)
Antes de la modificación del subreflector	313	65%
Después de la modificación del subreflector	228	80%
Mínimo teórico	170	88%

La máxima precisión alcanzable teóricamente es de 170  $\mu\text{m}$ , teniendo en cuenta las especificaciones proporcionadas por ESSCO [10]. Según el manual, los paneles tienen un error nominal de 150  $\mu\text{m}$ , el subreflector un error de 50  $\mu\text{m}$ , la mejor alineación de paneles tiene un error mayor que 50  $\mu\text{m}$  y la deformación térmica es de 35  $\mu\text{m}$ .

- Medidas de fotogrametría (2008)

Al desconocerse la precisión global del sistema *actual*, se realizaron nuevas medidas en marzo de 2008, en este caso fotogramétricas, bajo la dirección técnica de MT-Mechatronics.

En la Figura 19 se muestran los puntos de medida colocados en la superficie del reflector primario. Se realizaron medidas a distintos ángulos de elevación. En la Tabla 12 se indican los valores obtenidos. A vista de los resultados, queda patente que las deformaciones gravitatorias son las principales causantes del error en la superficie (a elevaciones bajas el error alcanza las 600  $\mu\text{m}$ ). Se espera que las modificaciones mecánicas minimicen este efecto.

Ángulo de elevación	15°	30°	45°	60°	75°	90°
Error RMS [ $\mu\text{m}$ ]	670	630	600	530	450	370
Distancia focal [mm]	5075.73	5076.30	5077.34	5077.84	5078.01	5078.14

Tabla 12: Resultados de las medidas fotogramétricas.

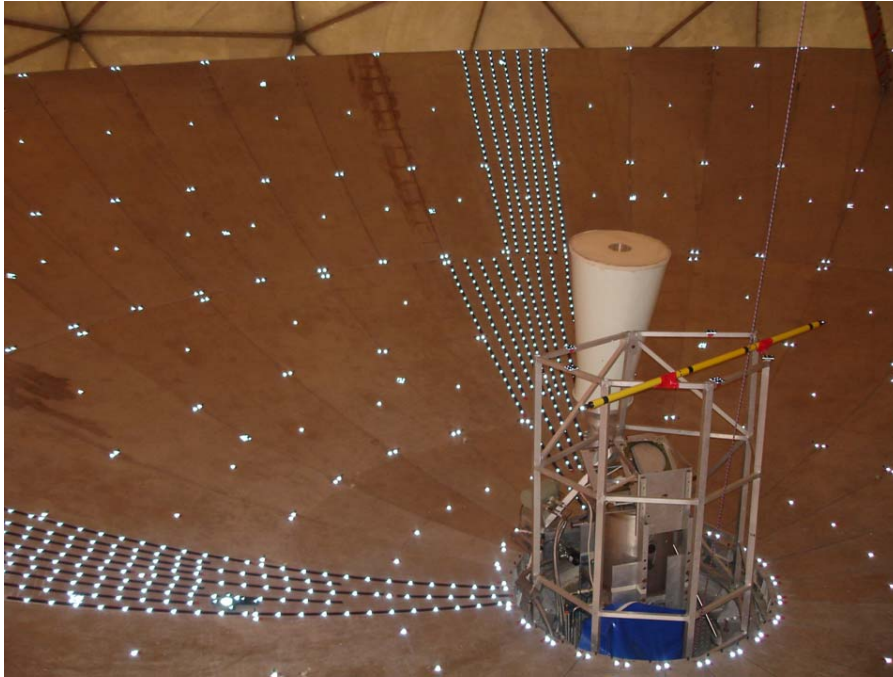


Figura 19: Puntos de medida en la superficie del reflector primario.

Además, en la Figura 20 se representa las desviaciones en los puntos de medida para una elevación de  $45^\circ$ . Se observa que el error en el anillo central (“Central Hub”) es muy grande y por ello se realizarán próximamente medidas de rigidez de dicha estructura.

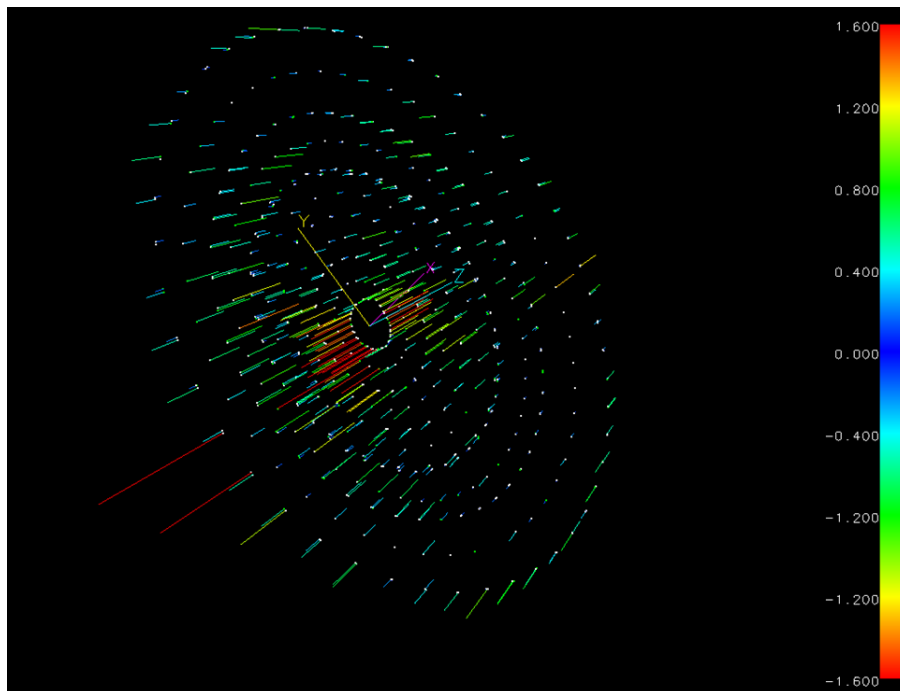


Figura 20: Desviación a  $45^\circ$  de elevación medida utilizando la técnica de fotogrametría.

## b) Pedestal

Los resultados de las inspecciones y test realizados por MT-Mechatronics se resumen en las siguientes líneas.

### b.1) Estructura

La estructura del pedestal presenta una buena impresión visual. Algunas partes necesitan se repintadas.

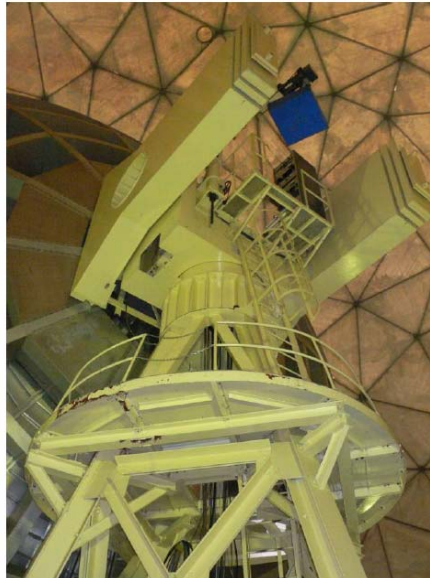


Figura 21: Pedestal

### b.2) Eje de elevación

El eje de elevación se impulsa únicamente a través del brazo derecho del contrapesado. El brazo izquierdo se acopla mediante la viga anular central de la estructura trasera (“central ring girder”), como se indicó anteriormente. Es decir, únicamente el brazo derecho está equipado con un motor y su correspondiente caja reductora. En el brazo izquierdo la caja de los engranajes está vacía (ver Figura 22), con lo que funciona como esclavo.

La situación de los cojinetes de elevación no ha sido comprobada en detalle, pero las inspecciones realizadas no indican deterioro alguno y la situación parece menos crítica que la de los cojinetes de azimut.



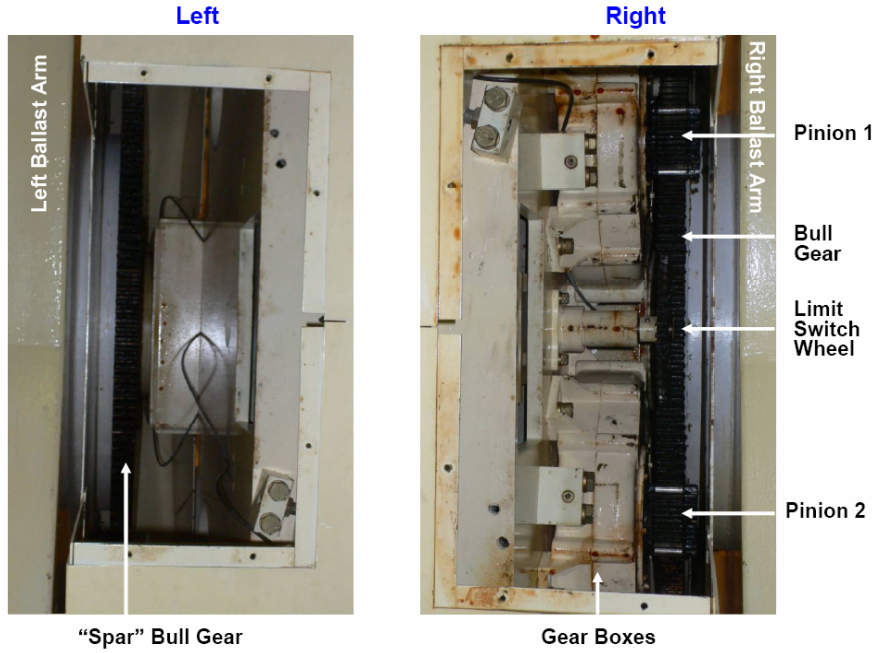


Figura 22: Cajas de los engranajes de elevación.

- **Inclinación del eje de elevación**

Los técnicos del CAY midieron en 1999 la inclinación del yugo de azimut en elevación y en elevación cruzada usando inclinómetros. El cambio de la inclinación con el movimiento en elevación, como muestra la Figura 23, indica la influencia de un *desbalanceo* bastante importante del sistema global de rotación.

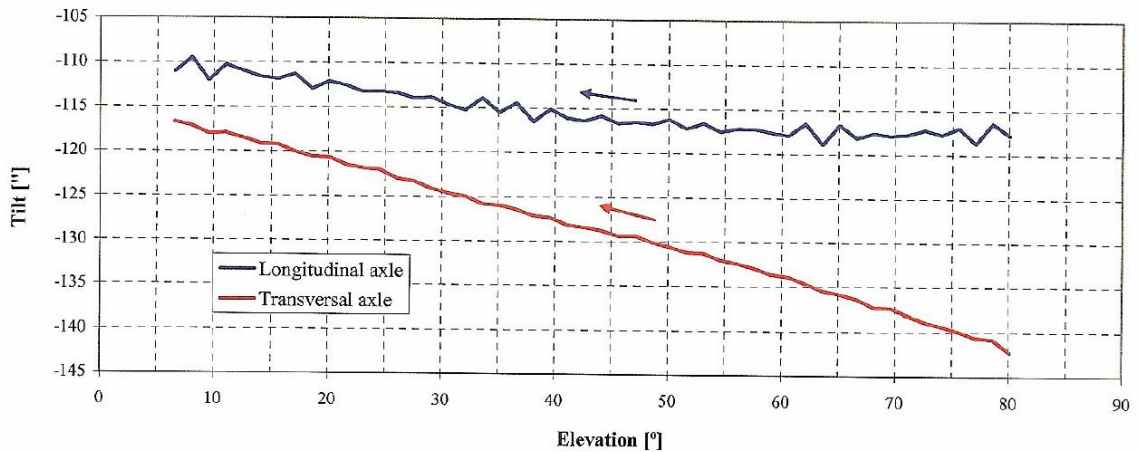


Figura 23: Medidas de la inclinación del eje de elevación realizadas en el CAY en 1999.

**b.3) Eje de azimut**

En la Figura 24 se muestra una vista de los engranajes y del cojinete inferior de azimut tomada desde el hueco entre el yugo de azimut y la parte inferior de la estructura "king post". El acceso es muy limitado.



Figura 24: Engranajes de azimut (figura superior). Cojinetes de azimuth (figura inferior)

- **Inclinación del eje de azimut**

Las primeras medidas utilizando inclinómetros fueron realizadas por técnicos del CAY en 1979. Moviendo la antena en azimut, se observó una inclinación de 40 segundos de arco.

Otra medida realizada por el personal del CAY en 1999 mostró el mismo efecto que 20 años atrás pero la magnitud de la desviación creció hasta alcanzar en torno a 100 segundos de arco de inclinación (ver Figura 25).

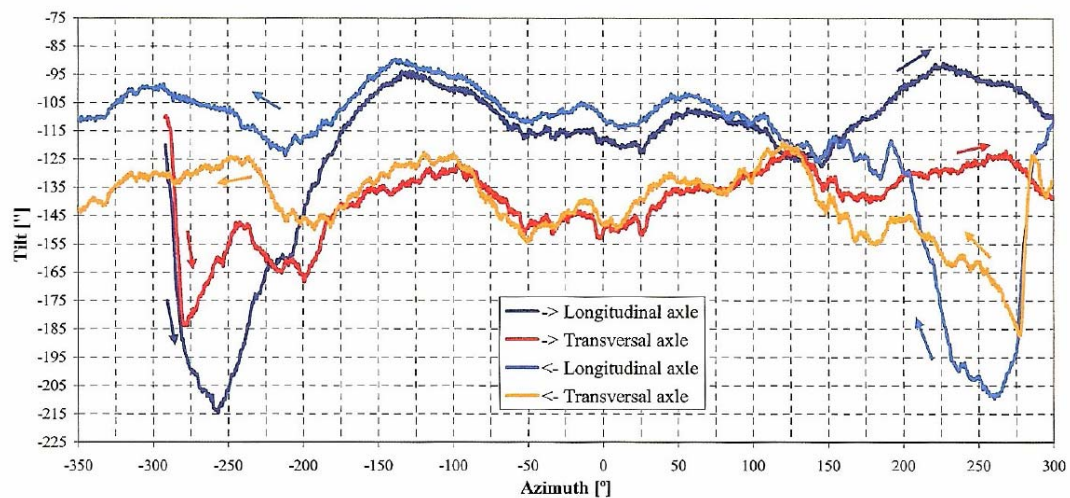


Figura 25: Medidas de la inclinación del eje de azimut realizadas en el CAY en 1999.

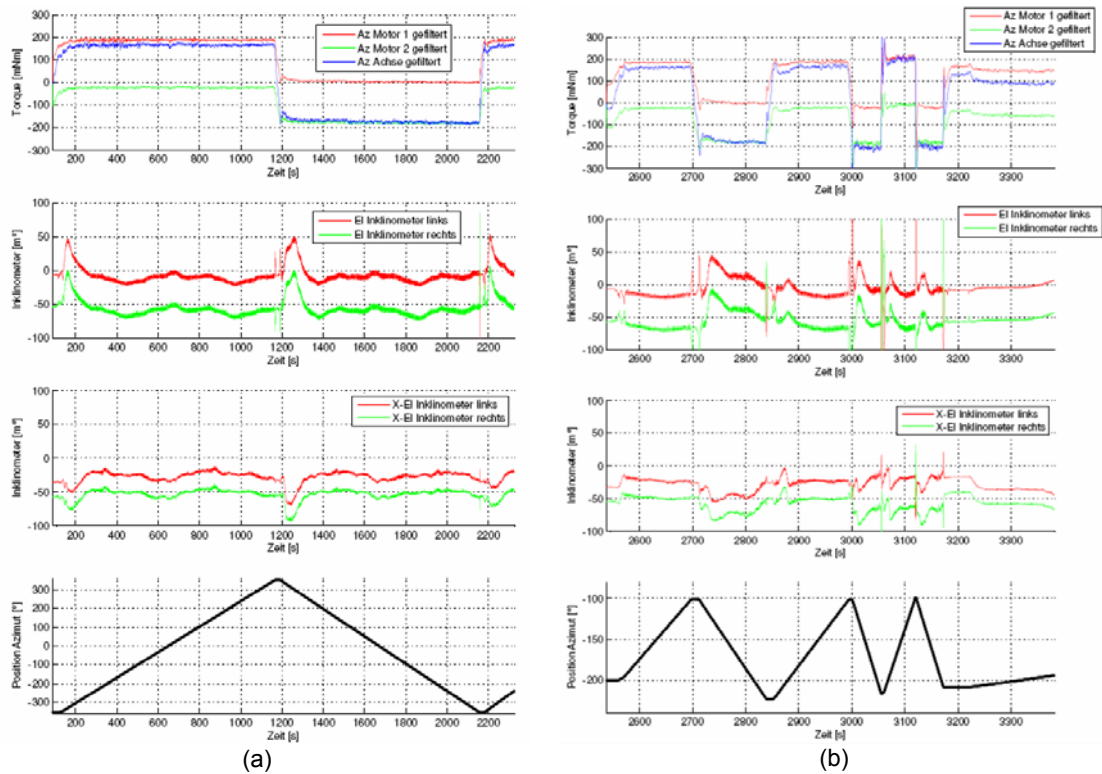


Figura 26: Medidas de la inclinación del eje de azimuth realizadas por MT-Mechatronics en 2007. (a) Velocidad constante. (b) Diferentes velocidades.

Las últimas medidas con inclinómetros fueron realizadas por MT-Mechatronics en 2007. Los resultados muestran el mismo efecto que en las anteriores medidas (Figura 26), pero la magnitud de la desviación ha crecido hasta 50 mrad (aproximadamente 180 segundos de arco).

### c) Medida de los modos de resonancia

Los modos de resonancia fueron medidos en 2007 por MT-Mechatronics utilizando un acelerómetro y dos inclinómetros.

Los dos modos resonantes estructurales en elevación y azimuth limitan en ancho de banda de los controladores de movimiento de los ejes y por tanto limitan la precisión alcanzable en la puntería. La Figura 27 muestra los dos modos básicos de resonancia. La frecuencia de resonancia en elevación medida es de 2 Hz y la frecuencia en azimuth es de 1Hz, bastante pequeña para este tamaño de antena.

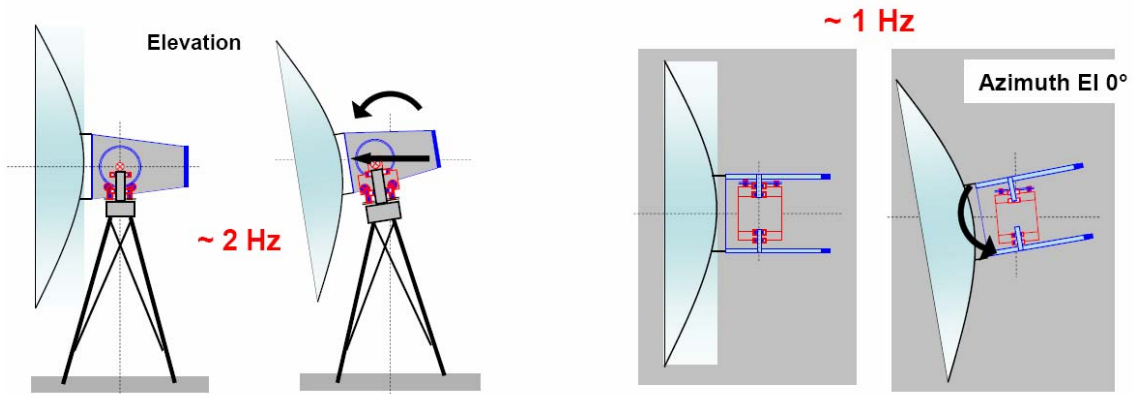


Figura 27: Modos de resonancia en elevación y azimut.

El tercer modo de resonancia básico es en “elevación cruzada” y en principio no está acoplado con ninguno de los dos ejes principales. La frecuencia de resonancia medida (3 Hz) es muy alta comparada con las frecuencias de resonancia de los ejes principales.

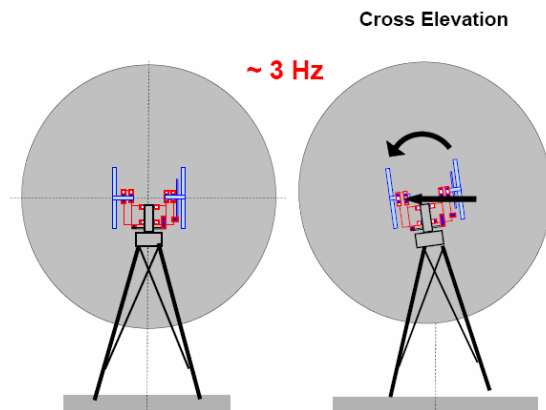


Figura 28: Modo de resonancia en elevación cruzada.

La débil conexión entre ambos brazos del contrapeso a través de la viga anular central provoca un modo de resonancia adicional caracterizado por un movimiento de un brazo contra el otro. Este modo está acoplado con el eje de elevación y también con el eje de azimut cuando se encuentra mirando al cenit (ver Figura 29).

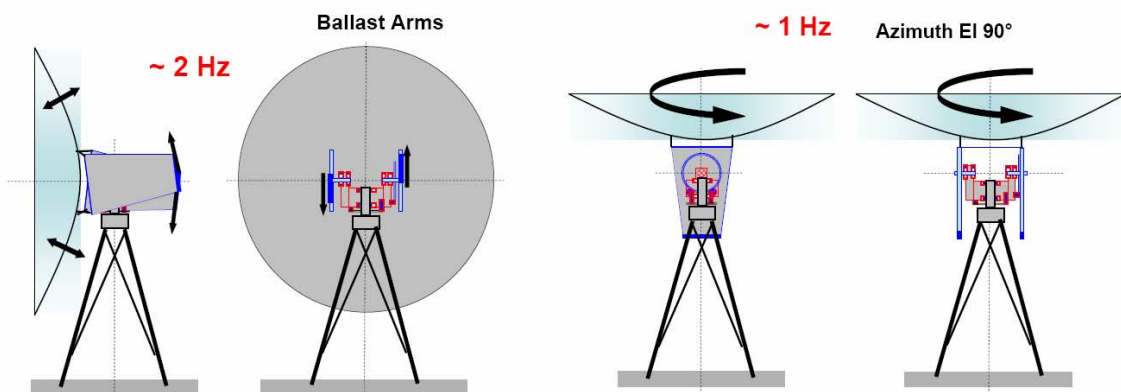


Figura 29: Modo de resonancia adicional debido a la débil conexión entre brazos del contrapeso.

### 3.3.2.2. ESTADO DEL SISTEMA DE SERVOS

#### a) Descripción del sistema actual

El radiotelescopio de 14 metros es de tipo Cassegrain con el reflector principal y el subreflector controlados por un sistema de servos. El servo-sistema puede accionarse manualmente o controlarse por ordenador. La Figura 30 muestra el diagrama de bloques del sistema completo.

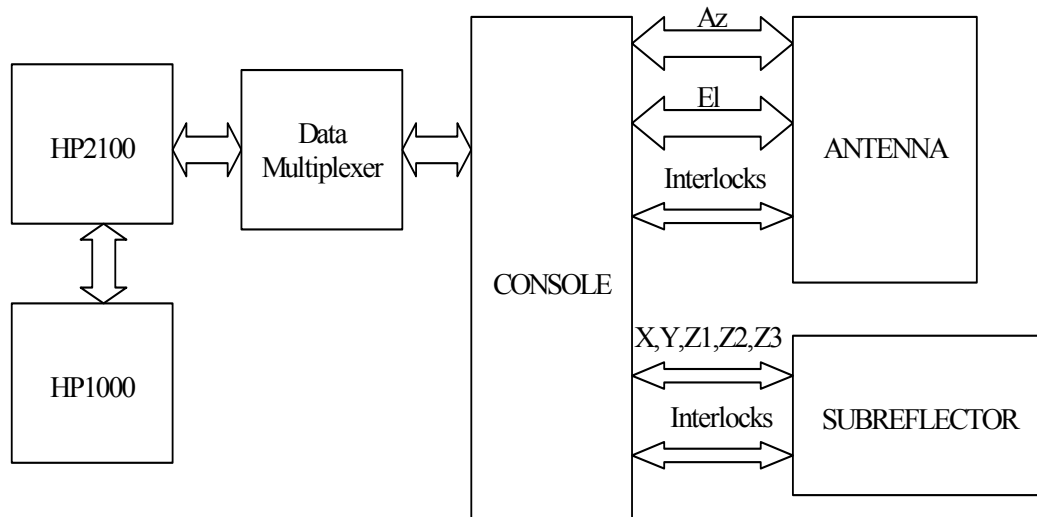


Figura 30: Diagrama de bloques del servo-sistema original del radiotelescopio de 14 m.

La antena (reflector primario en este apartado) gira sobre los ejes de azimut y elevación. Cada eje se excita mediante dos motores DC de escobillas con diferente torque para evitar holguras ("backslash"). La posición es conocida a través de un encoder absoluto colocado en cada eje.

El subreflector se controla en cinco ejes. Puede centrarse en X e Y, enfocarse en Z y orientarse en cualquier dirección (2 giros). Se maneja mediante cinco actuadores lineales con motores paso a paso y la posición es conocida gracias a un sensor de posición en cada eje.

La antena y el subreflector se controlan a través de la consola. La consola encierra los amplificadores de potencia que excitan los motores y la interfaz electrónica para los encoders, sensores de posición y todos los "interlocks" del sistema. Dispone de una interfaz de usuario que muestra en todo momento el estado del sistema (ejes principales, posición del subreflector, tiempo, estado de los "interlocks, error de seguimiento, etc.). El operador puede seleccionar en la consola entre control manual y control remoto. Si se selecciona control remoto, la consola espera recibir comandos de posición procedentes del ordenador remoto.

El ordenador remoto es un modelo HP2100, con un limitado número de líneas de E/S digitales (32 entradas y 32 salidas) y sin líneas analógicas de E/S. Sin embargo la consola tiene múltiples líneas de entrada salida (para comandos de posición de los ejes, lecturas de la posición de los ejes, offsets de azimut y elevación, etc.). Por esta razón, el sistema necesita un multiplexor de datos entre la consola y el ordenador

remoto. Mediante un determinado protocolo, el ordenador remoto selección el módulo de la consola con el que comunicarse y lee/envía datos de/hacia el módulo concreto.

Los programas de observación se cargan en el ordenador HP1000. Este envía hacia el HP2100 la posición correcta en cada momento. Los receptores no son controlados por el servo sistema del radiotelescopio, sino que se controlan mediante otro ordenador. La sincronización entre el servo sistema y el ordenador del receptor se basa en que ambos sistema deben disponer de la misma referencia de tiempos.

### **b) Estado actual**

El sistema de control fue implantado hace más de 30 años. Muchos de los componentes han quedado completamente obsoletos y únicamente se disponen de algunos repuestos de dichos componentes en el CAY. La tecnología ha quedado anticuada y es incompatible con los productos actuales. Por ejemplo, la comunicación entre los módulos y los ordenadores utilizan protocolos paralelos (en lugar de un bus de campo como ProfiBUS); toda la electrónica del bucle de control está implementada con componentes discretos (en lugar de utilizar dispositivos programables digitales donde los parámetros del bucle son ajustables), etc.

En la actualidad, el servo sistema está fuera de servicio. El ordenador HP1000 está averiado y no es posible su reparación al quedar obsoleto. Esto significa que las observaciones no pueden ser enviadas al HP2100. Además la consola ha sufrido algunos fallos en elementos críticos relacionados con los amplificadores de potencia de los motores y con otros módulos importantes en el bucle de control de la antena. En este momento la fiabilidad del sistema completo es muy pobre y el uso de la antena para proyectos importantes no es recomendable.

Un sistema para medida en tiempo real de la inclinación de la plataforma de la antena fue desarrollado en el CAY con el objetivo de reducir los errores de puntería. Debido a las razones descritas en el anterior párrafo, este sistema nunca fue conectado directamente al servo sistema. Únicamente fue utilizado para registrar la inclinación de la plataforma durante las observaciones.

### **3.3.2.3. ESTADO DEL RADOMO**

El radomo del radiotelescopio de 14 metros es el modelo M68-81-9000 del fabricante ESSCO. Está formado por un entramado de 350 triángulos de aluminio irregulares cubiertos con unas membranas de plástico. El entramado es de aluminio tipo 6061-T62 y la membrana es tipo ESSCOLAM V con 0.030" (0.75 mm) de grosor. El viento operacional es de 150 mph. Presenta una atenuación nominal de 1 dB a 38 GHz que resulta en una contribución de temperatura de ruido de 100 K a 10° de elevación.

#### **a) Inspección visual**

El exterior del radomo tiene un buen aspecto. Es obvio que ha sido repintado con pintura blanca no hace mucho tiempo atrás.



Figura 31: Vista externa del radiotelescopio de 14 metros.

Observando el interior del mismo, se observa en alguno de los paneles del radomo un laminado o destrucción de la membrana de plástico. Se han detectado una serie de goteras. Además son visibles diferentes grosores de pintura en los paneles (ver Figura 32).

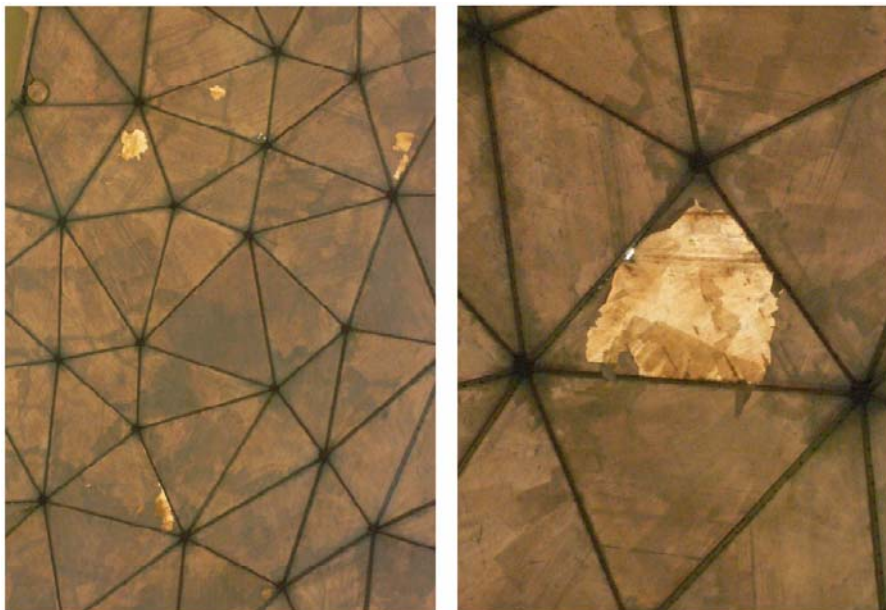


Figura 32: Estado de los paneles del radomo.

La Figura 33 muestra en detalle la esquina de uno de los paneles de aluminio. Se observan los bordes de los paneles, hechos de aluminio, la unión de los mismos en la esquina y la sujeción de la membrana con los bordes de aluminio.



Figura 33: Detalle de un panel del radomo.

#### **b) Aspectos térmicos**

El radomo protege perfectamente la antena de la meteorología, pero sin embargo en su interior acumula un volumen de aire que está sujeto a la estratificación térmica, debido a que impide el intercambio convectivo de aire exterior.

Por experiencia con otros radomos, la estratificación puede producir diferencias de temperatura entre el suelo y el techo de 10 a 20° C. Este efecto, junto con el gran coeficiente de expansión térmico del aluminio puede causar una deformación del reflector por encima de los límites aceptables para la nueva función de la antena.

La estratificación del aire puede minimizarse utilizando un sistema de circulación de aire que produzca un flujo de aire en el interior del radomo entre la parte trasera y delantera del reflector. Esto puede realizarse instalando ventiladores en anillo inferior del radomo. Además algunas rejillas de ventilación colocadas en la parte superior del radomo reciclarían el aire del interior.

El sistema termico debe ser diseñado de forma detallada utilizando algunos cálculos del flujo de aire CFD<sub>1</sub>.



### 3.3.3. ACTUACIONES PARA ADECUAR EL RADIOTELESCOPIO

En vistas al análisis del estado actual del radiotelescopio realizado por MT-Mechatronics, queda clara la necesidad de reformar la mecánica y el servosistema de la antena de 14 metros para poder utilizarla como estación de seguimiento dentro del proyecto VSOP-2. Los principales requisitos que debe cumplir el radiotelescopio para tal propósito son los siguientes:

- Error de puntería menor de 10 segundos de arco.
- Precisión de superficie del reflector principal  $< 350 \mu\text{m rms}$  en todo el rango de elevación.
- Máxima velocidad en azimut de  $5^\circ / \text{s}$ .
- Máxima aceleración en azimuth de  $3^\circ / \text{s}^2$ .

A continuación se detallan una serie de modificaciones, propuestas por MT-Mechatronics [11], que serían necesarias para alcanzar dichas especificaciones.

#### 3.3.3.1. MODIFICACIONES MECÁNICAS

##### a) Estructura trasera del reflector

Un artículo de Bremen et al. [14] describe una propuesta para dar rigidez a los puntos débiles de la estructura trasera que se describieron en el apartado 3.3.2.1.a. Propone la inclusión de refuerzos diagonales y la mejora de las conexiones entre las vigas radiales y las intercostales.

Análisis previos en otros radiotelescopios indican que los refuerzos diagonales proporcionan una mejora en el comportamiento ante deformaciones gravitatorias del 30%. Además la mejora en la conexión entre las vigas radiales e intercostales evita un comportamiento estructural no lineal. Agregar brazos diagonales implica la fijación de placas de conexión sobre los puntos seleccionados de intersección en las radiales/intercostales, con el objeto de proporcionar puntos de conexión para los brazos tanto en la parte superior como en la parte inferior de la estructura trasera. Los brazos diagonales son tubos huecos de aluminio con extremos especiales que son atornillados a las placas de conexión. En Figura 34 se observan los brazos diagonales añadidos en una de las reformas de la antena de 14 m de Metsähovi (Finlandia), también fabricada por ESSCO.

La mejora de las conexiones entre las vigas radiales e intercostales se realizaría como se muestra en la Figura 35. Los remaches que actualmente fijan las paredes laterales de las vigas radiales a las intercostales serían reemplazados por un par de piezas que fijan la conexión, junto con un tornillo que atraviesa la viga radial. El objetivo es reducir el doblez local que aparece con las actuales piezas que conectan las vigas radiales con las intercostales y así conseguir una mayor rigidez en la estructura. De esta forma, las desviaciones ante diferentes ángulos de elevación tendrían un comportamiento *más lineal* que con la configuración actual.

Para llevar a cabo estas acciones sobre la estructura trasera, los paneles del reflector primario deben ser extraídos para disponer de un mayor espacio. Esto implica que los paneles deberán ser instalados y realineados una vez que la estructura trasera sea reformada.



Figura 34: Brazos diagonales en la antena gemela de 14 metros de Metsähovi.<sup>1</sup>

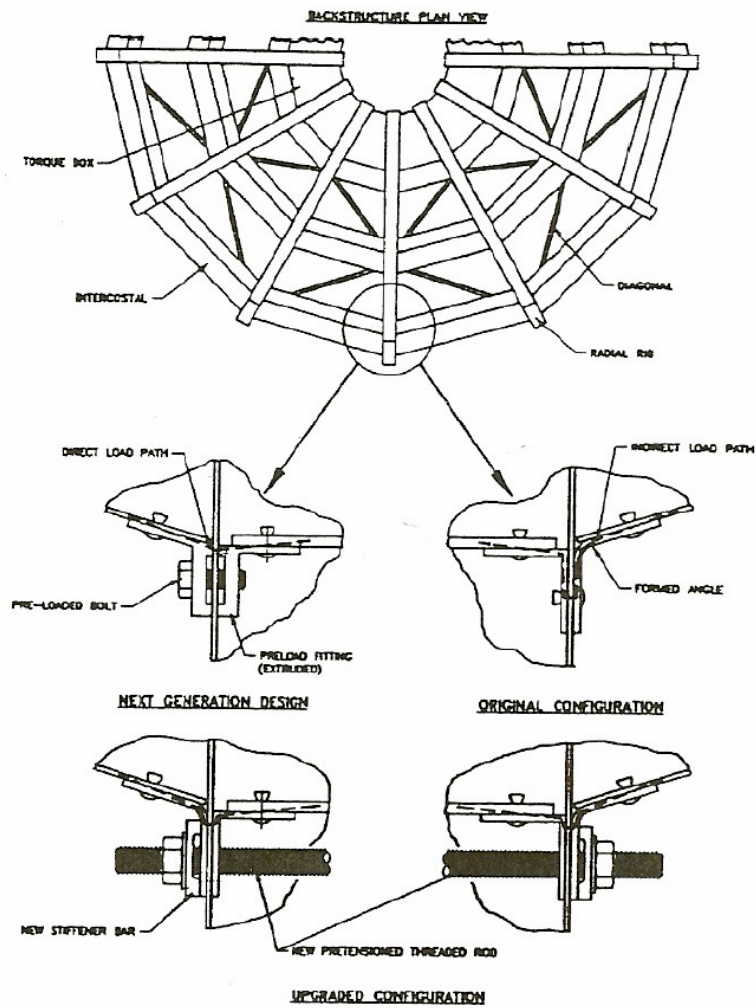


Figura 35: Reforma a realizar en la estructura trasera (según la referencia [14])

<sup>1</sup> Cortesía del Radio Observatorio de Metsähovi (Helsinki University of Technology)

## b) Eje de elevación

Como se indicó anteriormente, el eje de elevación únicamente se impulsa a través del brazo derecho del contrapeso. El brazo izquierdo del contrapeso está acoplado con el derecho únicamente a través de la viga anular central y su caja de engranajes está vacía. Por lo tanto, un sistema adicional de movimiento debería instalarse en el lado izquierdo mediante la adición de un par de cajas reductoras y sus correspondientes motores y encoders. Como las cajas reductoras de azimut serán reemplazadas (ver apartado siguiente), las dos cajas reductoras deberían reemplazarse también. La idea es que las cajas reductoras sean idénticas en elevación y azimut.

## c) Eje de azimut

La gran inclinación medida (ver figuras 25 y 26) que se induce al comienzo de un cambio de dirección en los movimientos de azimut, probablemente es la causa del mal funcionamiento del cojinete inferior de azimut que reacciona contra las fuerzas inducidas por el sistema de engranajes, como muestra la Figura 36.

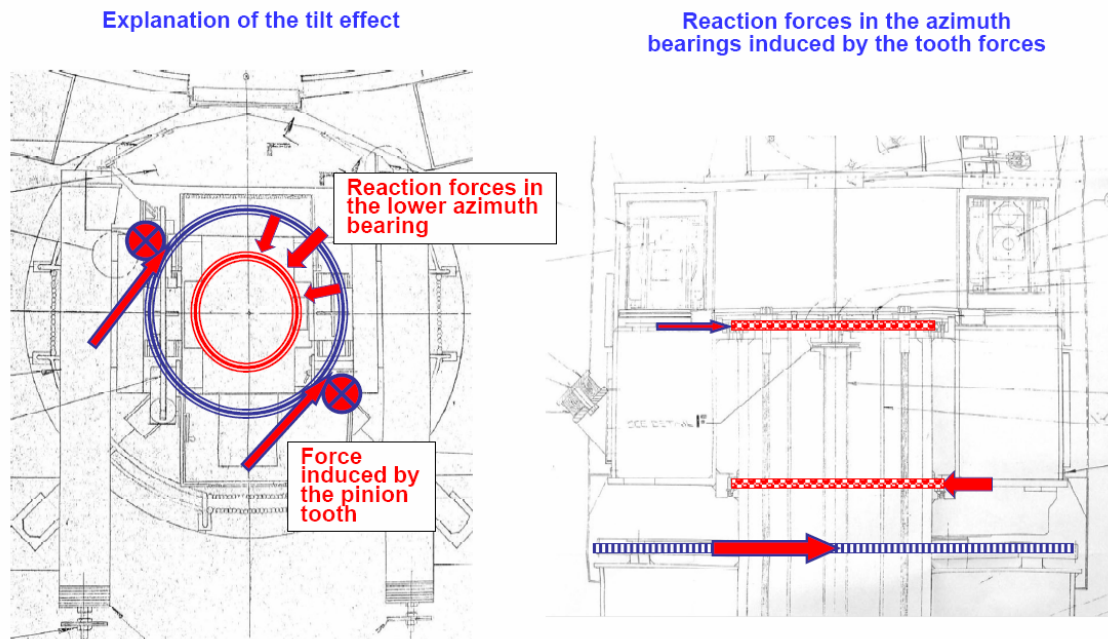


Figura 36: Problema del movimiento en azimut.

Este efecto indeseado provoca que los cojinetes de azimut deban ser sustituidos. Se puede acceder al rodamiento superior desde arriba levantando la plancha que cubre la bajada de cables. Puede sustituirse alzando la parte superior del radiotelescopio, incluyendo el reflector, unos pocos centímetros sin necesidad de actuar sobre el radomo. Sin embargo, para sustituir el cojinete inferior, es necesario levantar la parte del radiotelescopio por encima de la estructura “king-post”, para lo que es obligatorio quitar el radomo.

Sería posible extraer únicamente los rodillos del cojinete de azimut inferior, quedando fuera de funcionamiento. Posteriormente, este cojinete podría ser reemplazado por un carril dividido alineado y fijado al “kingpost” en el espacio entre el yugo y la corona de azimut y por una serie de rodillos alineados y atornillados a la parte inferior del yugo.

Al igual que en el eje de elevación, las fuerzas de reacción de los piñones pueden minimizarse añadiendo dos motores adicionales. Puesto que la velocidad máxima de rotación en azimut debe incrementarse de  $1^\circ/s$  a  $5^\circ/s$ , las cajas reductoras deben sustituirse. Las nuevas cajas reductoras se deberán adaptar al diseño de la antena. Se sugiere utilizar cuatro cajas reductoras para reducir los momentos máximos y así evitar los efectos descritos anteriormente. La estructura de la antena prevé la utilización de cuatro cajas reductoras.

En principio, no es necesario reemplazar la corona de azimut puesto que las especificaciones de aceleración se mantienen en  $1^\circ/s^2$ , con lo que no son necesarias modificaciones estructurales en ese sentido.

### **3.3.3.2. ACTUALIZACIÓN DEL SISTEMA DE SERVOS**

Como se justificó en el apartado 3.3.2.2, es necesario instalar un nuevo sistema de control para que el radiotelescopio de 14 metros vuelva a utilizarse en cualquier proyecto científico. El servosistema actual debe ser reemplazado por completo. Tanto los motores de los ejes, la consola, el multiplexor y los ordenadores no pueden volver a ser utilizados. Únicamente los actuadores y los sensores del subreflector pueden utilizarse en un nuevo sistema de servos (aunque MT sugiere su sustitución).

El nuevo radiotelescopio de 40 metros del CAY dispone de un complejo servosistema diseñado por MT utilizando tecnología actual. El personal técnico del OAN está adquiriendo conocimientos sobre sus componentes y funcionamiento; y adquiriendo experiencia en la solución de problemas que se han ido planteando. Por tanto, el servosistema más conveniente para el radiotelescopio de 14 metros debería ser lo más similar posible al que se ha implantado en la antena de 40 m. El sistema para medida en tiempo real de la inclinación de la plataforma de la antena podría conectarse al sistema de control y sus medidas usadas en los algoritmos de puntería.

El servosistema propuesto por MT-Mechatronics para el 14 metros reemplazaría por completo al sistema actual. El sistema actual deberá ser desmontado. Las partes del nuevo servosistema de MT se muestran en el esquema de la Figura 37.

#### **a) Sistema de control**

El sistema de control propuesto puede separarse en dos partes, el sistema de seguridad y la unidad de control de la antena (ACU).

##### **a.1) Unidad de control de la antena (ACU)**

La ACU es el subsistema que permite el control de todos los sistemas de movimiento. Se trata del sistema de control global y proporciona la siguiente funcionalidad:

- Intefaz remoto, similar al disponible en la antena de 40 m.
- Interfaz IRIG-B.
- Algoritmos de control para los ejes principales y el subreflector (M2):
  - Movimiento independiente en azimut y elevación.
  - Posicionamiento manual independiente para azimut, elevación y M2.

- Programa de seguimiento para azimut, elevación y M2.
- Seguimiento de estrellas para azimut, elevación y M2.
- Seguimiento de satélites para azimut, elevación y M2.
- UPS para el ordenador ACU.

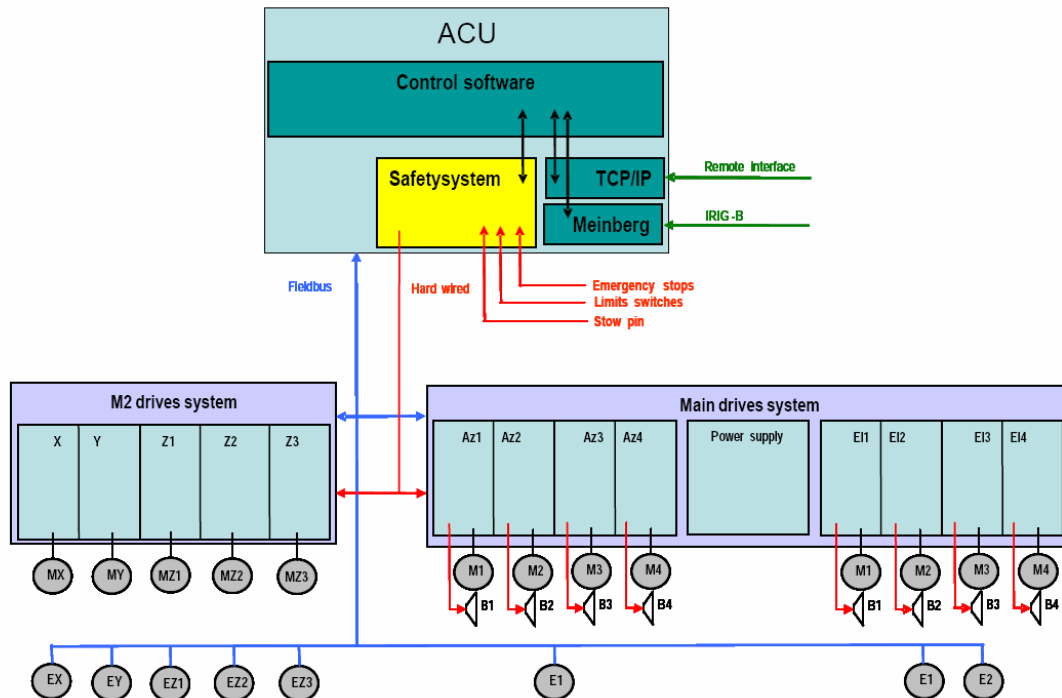


Figura 37: Diagrama del servo sistema propuesto por MT para la 14 metros.

### a.2) Sistema de seguridad

El sistema de seguridad supervisará:

- 5 paradas de emergencia,
- 2 conmutadores para los límites de emergencia en azimut,
- 2 conmutadores para los límites de emergencia en elevación,
- 1 conmutador de "stow pin" para el "stow pin" de elevación.

En el caso de que el sistema de seguridad detecte un problema inmediatamente realizará una parada de seguridad del sistema de movimiento. El sistema de seguridad tiene la prioridad más alta y maneja:

- 4 frenos de azimut,
- 4 frenos de elevación,
- Las señales de habilitación para los amplificadores de los motores de los ejes principales,
- Las señales de habilitación para los motores del subreflector.

El sistema de seguridad, que se muestra en la Figura 38, es independiente del resto del servosistema.



Figura 38: Sistema de seguridad.

### b) Sistemas de movimiento

Los sistemas de movimiento serían instalados en un rack que se montaría sobre la plataforma de azimut. Este rack contiene principalmente los amplificadores, las fuentes de alimentación, la electrónica necesaria para las E/S y el sistema de control.

Para manejar los ejes principales de la antena con las especificaciones descritas anteriormente, los siguientes elementos deberían instalarse:

- 4 motores incluyendo los frenos para azimut,
- 4 amplificadores para los motores de azimut,
- 1 encoder de posición de azimut,
- 4 conmutadores para los límites del rango de movimiento en azimut,
- 4 motores incluyendo los frenos para elevación,
- 4 amplificadores para los motores de elevación.
- 2 encoders de posición para elevación,
- 4 conmutadores para los límites del rango de movimiento en elevación,
- 1 conmutador para el "stow pin" de elevación.

El subreflector o M2 posee dos ejes lineales, los ejes X e Y. Estos ejes se excitan a través de dos motores. El movimiento del foco (eje Z) se realiza con 3 motores diferentes, que permiten la rotación sobre los ejes X e Y.

Para manejar los ejes de M2 se instalarían:

- 5 motores para los 5 ejes de movimiento (X,Y,Z1,Z2,Z3),
- 5 sensores de posición para los 5 ejes,
- Conmutadores para los límites de los rangos de movimiento.

MT sugiere desmontar la mecánica de M2 por completo y enviar el subreflector a la fábrica de MT en Mainz. Un nuevo hardware sería instalado y comprobado. El sistema de control para M2 sería probado en la fábrica antes de instalar de nuevo el subreflector.

### 3.3.3.3. ACTUALIZACIÓN DEL RADOMO

El estado de la estructura de aluminio del radomo se encuentra en buen estado. Sin embargo, deben renovarse las membranas de plástico que recubren dicha estructura. Existen dos posibilidades a evaluar:

- 1) Sustituir por completo el radomo.
- 2) Sustituir únicamente la membrana de plástico pieza por pieza. El diseño del radomo permite la reinstalación individual de cada panel. La membrana de plástico vieja puede sustituirse por una nueva. El proceso puede realizarse en el CAY estableciendo una pequeña fábrica in situ.

Se debe estudiar el comportamiento en transmisión del nuevo radomo. Para evitar el fenómeno de estratificación del aire del que se hablaba en el apartado 3.3.2.3, debe diseñarse e instalarse un sistema de circulación de aire. Para sustituir los paneles dañados, el radomo debe elevarse utilizando una grúa.

### 3.3.3.4. ESPECIFICACIONES DETALLADAS Y DESGLOSE DE TAREAS

Las **especificaciones básicas finales** para la adecuación a VLBI espacial del radiotelescopio de 14 metros del CAY son las siguientes:

#### Óptica

<i>Disposición óptica</i>	Foco Cassegrain
<i>Reflector primario</i>	Paraboloide
<i>Diámetro del reflector primario</i>	13.716 m
<i>Relación f/D del reflector primario</i>	0.3704 salvo nuevo diseño óptico
<i>Reflector secundario</i>	Hiperboloide
<i>Diámetro del reflector secundario</i>	2.2 m salvo nuevo diseño óptico

#### Paneles

<i>Número de paneles</i>	72
<i>Precisión global del reflector principal</i>	< 350 $\mu\text{m}$ en todo el rango de elevación. <sup>2</sup>
<i>Precisión global del reflector principal</i>	< 350 $\mu\text{m}$ en todo el rango de elevación
<i>Posibilidad de ajuste</i>	Manual

#### Subreflector

<i>Grados de libertad</i>	X, Y, Z1, Z2, Z3
<i>Rango de movimientos</i> X, Y Z1, Z2, Z3	[mpulgadas] - 500 ÷ + 500 - 250 ÷ + 450
<i>Resolución del movimiento</i>	< 0.15 mm

<sup>2</sup> Salvo sustitución de paneles reflectores, en cuyo caso la precisión final vendrá dada por un estudio previo aprobado por el OAN.

### Características técnicas

<i>Eje de Acimut</i>	<i>Rango de movimiento</i>	- 355 ° ÷ + 355 °
	<i>Velocidad máxima</i>	5 °/s
	<i>Aceleración máxima</i>	3 °/s <sup>2</sup>
<i>Eje de Elevación</i>	<i>Rango de movimiento</i>	- 3 ° ÷ 90 °
	<i>Velocidad máxima</i>	>1 °/s
	<i>Aceleración máxima</i>	>1 °/s <sup>2</sup>
<i>Puntería</i>		< 10 arcsec
<i>Vida útil</i>		> 20 años

### Servosistema

<i>Eje de Acimut</i>	<i>Número de motores</i>	4
	<i>Tipo de motores</i>	Trifásico de campo permanente con freno y sensores de posición y velocidad integrados
	<i>Posibilidad de movimiento manual</i>	Sí
	<i>Pin de enclavamiento</i>	No
	<i>Medida de posición</i>	1 Codificador absoluto
<i>Eje de Elevación</i>	<i>Número de motores</i>	4
	<i>Tipo de motores</i>	Trifásico de campo permanente con freno y sensor de posición y velocidad integrados
	<i>Posibilidad de movimiento manual</i>	Sí
	<i>Pin de enclavamiento</i>	Sí
	<i>Medida de posición</i>	2 Codificadores absolutos
<i>Sistema de control</i>		Sistema embebido con seguridad ante fallos, compatible con el utilizado en el radiotelescopio de 40m del CAY
<i>Interfaz con el usuario</i>		Control remoto Panel de control fijo HHP



En la siguiente tabla se resumen las tareas sugeridas por MT-Mechatronics para cumplir con las anteriores especificaciones [11]:

<b>1000</b>		<b>Reflector</b>		
	1100		Subreflector	Medidas de superficie utilizando fotogrametría. En función de los resultados se podrán considerar otras tareas. Actualmente se considera que el subreflector es adecuado.
	1200		Mecanismo del subreflector	Evaluación de la precisión del posicionamiento en un taller mecánico. Sustitución de los actuadores existentes. Prueba en combinación con el nuevo servosistema.
	1300		Tetrapodo	Ninguna tarea asociada.
	1400		Paneles del reflector primario	Medida de la precisión de la superficie mediante fotogrametría. <sup>3</sup> Se debe evaluar si es necesaria la sustitución de los paneles reflectores.
	1600		Ajustadores de los paneles	Evaluación de la precisión del posicionamiento en un taller mecánico. En función de los resultados se propondrían nuevas tareas. Actualmente se considera que los ajustadores deberían ser sustituidos.
	1700		Estructura trasera	Tareas relativas a la mejora de la rigidez de la estructura: - Mejora de las conexiones entre las vigas radiales y las intercostales. - Instalación de refuerzos diagonales.
	1800		Brazos del contrapesado	Tareas menores como repintado de los mismos.
<b>2000</b>		<b>Pedestal</b>		
	2100		Plataforma del pedestal	
	2200		Pillow Blocks	Tareas menores como engrasado.
	2300		Rodamientos de elevación	Tareas menores como engrasado.

<sup>3</sup> Realizado en marzo del 2008 (ver apartado 3.3.2.1)

	2400		Corona de elevación	Tareas menores como engrasado.
	2500		Sistema de movimiento de elevación	Montar un segundo sistema de movimiento en el lado izquierdo. Para que las cajas reductoras de azimut y elevación sean idénticas, éstas deben ser reemplazadas.
	2600		Cojinete de azimut	Montar un nuevo cojinete de azimut superior. Sustituir el cojinete inferior por rodillos atornillados a la parte inferior del yugo (sin backlash).
	2700		Corona de azimut	Tareas menores como engrasado.
	2800		Sistema de movimiento de azimut	Sustitución por 4 nuevos motores y sus correspondientes cajas reductoras
	2900		Estructura King Post	Tareas menores como repintado.
<b>3000</b>		<b>Servo</b>		
	3100		Sistema de control	Nuevo sistema de control
	3200		Sistema de movimiento	Nuevo sistema de movimiento
<b>4000</b>		<b>Radomo</b>		Sustitución de ciertos paneles, limpieza, repintado.

MT-Mechatronics propone que las tareas sean realizadas en dos fases:

**a) Fase de diseño**

- Medida del reflector utilizando fotogrametría (ya realizada).
- Fijar las especificaciones para los nuevos paneles (en caso de sustitución).
- Evaluación del comportamiento del reflector mediante un análisis de elementos finitos.
- Diseño de los refuerzos estructurales.
- Fijar las especificaciones para las modificaciones estructurales.
- Diseño de componentes mecánicos adicionales.
- Establecimiento de las especificaciones para los rodamientos y los sistemas de movimiento (motores y cajas reductoras).
- Especificaciones del nuevo servosistema incluyendo el diseño de los adaptadores mecánico e interfaces.
- Establecimiento de un procedimiento de instalación detallado.

## **b) Fase de construcción**

La fase de construcción se divide en las siguientes tareas:

### ***Asistencia Técnica***

Se proporcionará asistencia técnica para:

- Construcción de las modificaciones estructurales.
- Construcción del servosistema.
- Instalación de las modificaciones estructurales.
- Instalación del nuevo servosistema.
- Alineado y prueba de la antena.
- Elaboración de la documentación asociada.

### ***Construcción e instalación de las piezas estructurales.***

- Construcción de los refuerzos para el reflector.
- Entrega de paneles y ajustadores (si es necesario).
- Empaquetado y transporte hasta el CAY.
- Instalación de las piezas entregadas.
- Desmontaje del servosistema actual.
- Instalación de los nuevos componentes del servosistema.
- Apoyo durante las pruebas y el “commissioning”.

### ***Entrega del servosistema***

- Entrega de los componentes del nuevo servosistema.
- Entrega de componentes mecánicos como motores, cajas reductoras, cojinetes, actuadores para el subreflector, etc.
- Entrega de interfaces mecánicas para la estructura existente.
- Test en taller y modificación del mecanismo del subreflector.
- Instalación de los sensores.
- Cableado in situ.
- Pruebas y “commissioning” del servosistema.

### 3.4. EQUIPAMIENTO ELÉCTRONICO EN LAS ESTACIONES DE SEGUIMIENTO DEL SATÉLITE ASTRO-G.

#### 3.4.1. DESCRIPCIÓN

Tras la reunión sobre estaciones de seguimiento para VSOP-2 que tuvo lugar en Sagamihara (Japón) los días 17 y 18 de abril de 2007, Y. Kono (NAOJ) y Y. Murata (ISAS/JAXA) prepararon un diseño para el equipamiento electrónico digital y de radiofrecuencia que será utilizado por las estaciones de seguimiento del satélite ASTRO-G [15]. Al no haberse fijado un diseño definitivo, en este apartado se presenta la versión más reciente en el momento de la elaboración del informe (última modificación del 8 de diciembre de 2007).

En la Figura 40, se muestra el esquema con los diferentes componentes electrónicos necesarios para realizar el seguimiento del satélite. Como vemos, se distinguen entre equipos a situar en el pedestal de la antena y los que se instalarían en la sala de backends o de operaciones. Un enlace de fibra óptica se utilizaría para interconectar los equipos situados en ambas localizaciones.

#### Diseño de cada unidad de la estación de seguimiento

El diseño se divide en las siguientes unidades agrupadas en las dos localizaciones citadas anteriormente. Entre paréntesis se indica si las unidades pertenecen al diseño común para todas las estaciones o son equipos que deben diseñarse para cada estación particular.

#### 1. Sala de backends

##### 1.a) Unidad de Tiempo Estándar (dependiente de la estación)

La Unidad de Tiempo Estándar ("Std. Time Unit" en la figura) tiene como función proporcionar señales de 5, 10 y 100 MHz (de gran estabilidad de fase), una señal de 1 pulso por segundo local (H1PPS) y el código del tiempo; todas ellas referidas al máser de hidrógeno de la estación. La señal H1PPS se compara con la señal de 1 pps del GPS, registrándose la diferencia temporal en un PC de la estación.

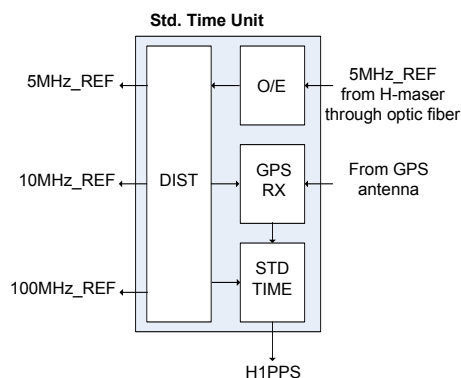


Figura 39: Unidad de tiempo estándar.

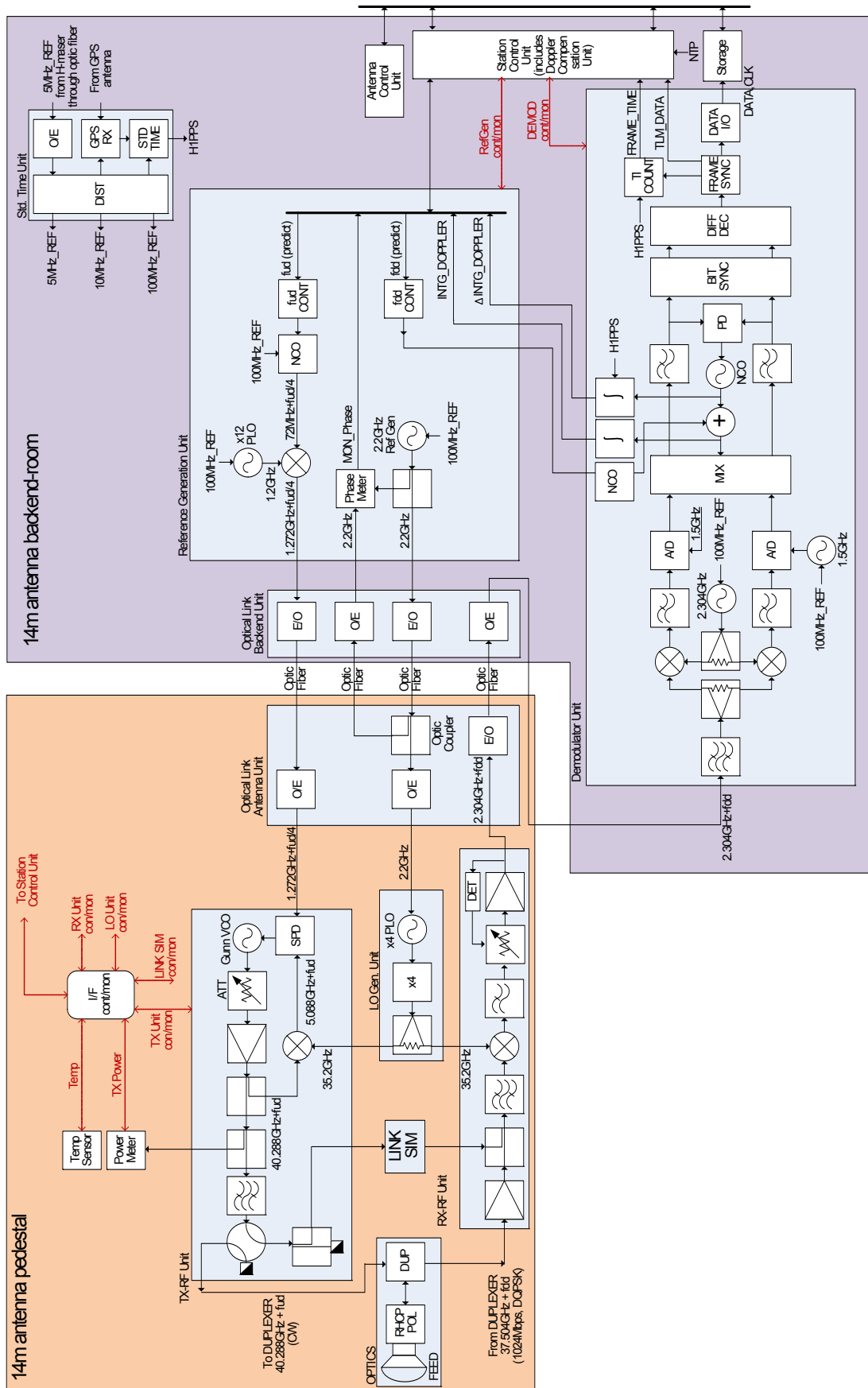


Figura 40: Diseño para la estación terrestre de seguimiento (equipamiento a instalar en la antena de 14 m del CAY).

### 1.b) Unidad de Generación de Referencias (diseño común)

Esta unidad genera las referencias para compensar el efecto Doppler en el satélite (enlace ascendente o “uplink”) y en la estación (enlace descendente o “downlink”), respectivamente.

Un oscilador controlado numéricamente (NCO) genera una señal de frecuencia  $72 \text{ MHz} + f_{ud}/4$ ; siendo ‘ $f_{ud}$ ’ la frecuencia Doppler para el enlace ascendente. Esta señal sufre una conversión ascendente a  $1.272 \text{ GHz} + f_{ud}/4$  y se envía al pedestal de la antena a través de un enlace de fibra óptica. Esto es, en principio el sistema de compensación del efecto Doppler se situaría en la sala de backends.

A su vez, posee un interfaz de datos que permite la comunicación con la Unidad de Control de la Estación (que incluye la aplicación que realiza la compensación Doppler) y la Unidad de Demodulación de la señal recibida (donde se realiza la compensación de frecuencia para el enlace descendente).

Por último, esta unidad también genera una señal de  $2.2 \text{ GHz}$  que sirve para la generación de otras señales en el pedestal de la antena (tanto para el transmisor como para el receptor).

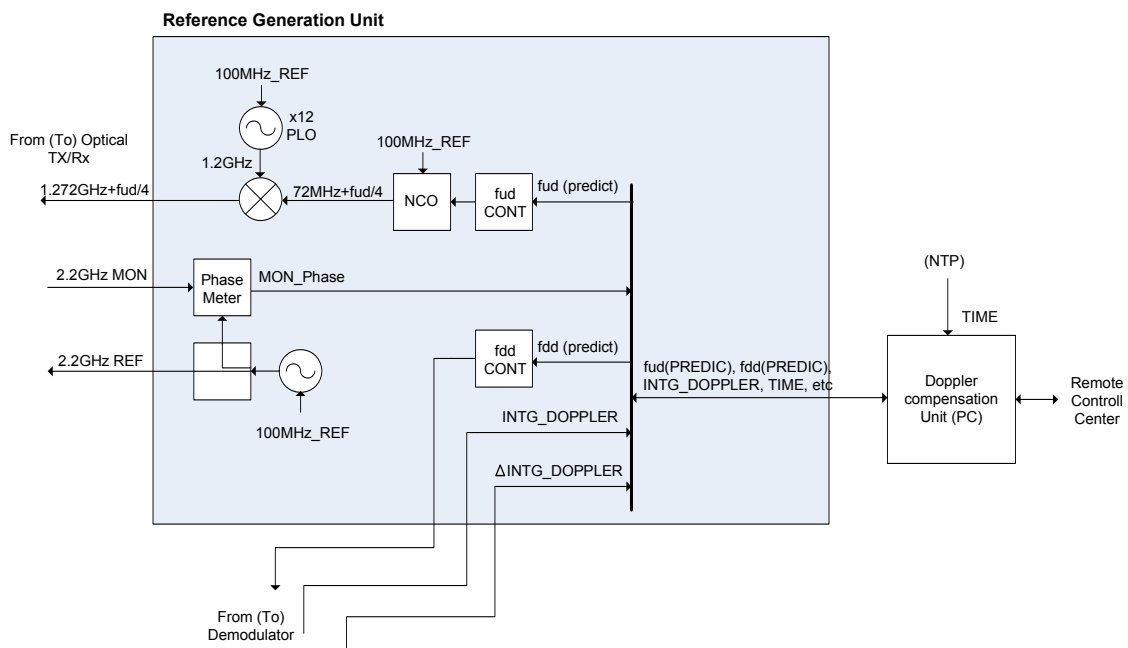


Figura 41: Unidad de Generación de Referencias.

### 1.c) Demodulador (diseño común)

La frecuencia intermedia (FI) del enlace descendente es de  $2.304 \text{ GHz}$ . Esta señal llega al demodulador, donde se extraen sus componentes en fase y cuadratura (I y Q), para posteriormente ser muestreadas por un convertor A/D. La detección de fase (la modulación es DQPSK) y la medida de la frecuencia Doppler se realiza en el módulo digital. Mediante un selector se puede elegir entre la medida de la frecuencia Doppler residual o cruda.

Después de una sincronización de bits, una decodificación diferencial y una sincronización de tramas, se dispone del flujo de datos VLBI, del reloj del satélite y de la señal de 1 pulso por segundo del satélite (S1PPS). La diferencia entre las señales de 1 pps de la antenna y del satélite (H1PPS y S1PPS) se mide mediante el contador TI. A su vez, el ordenador de control extrae y guarda la cabecera de telemetría en banda Ka. El reloj del satélite, la señal S1PPS y los datos VLBI se envían al interfaz VSI para que sean almacenados en el soporte VLBI.

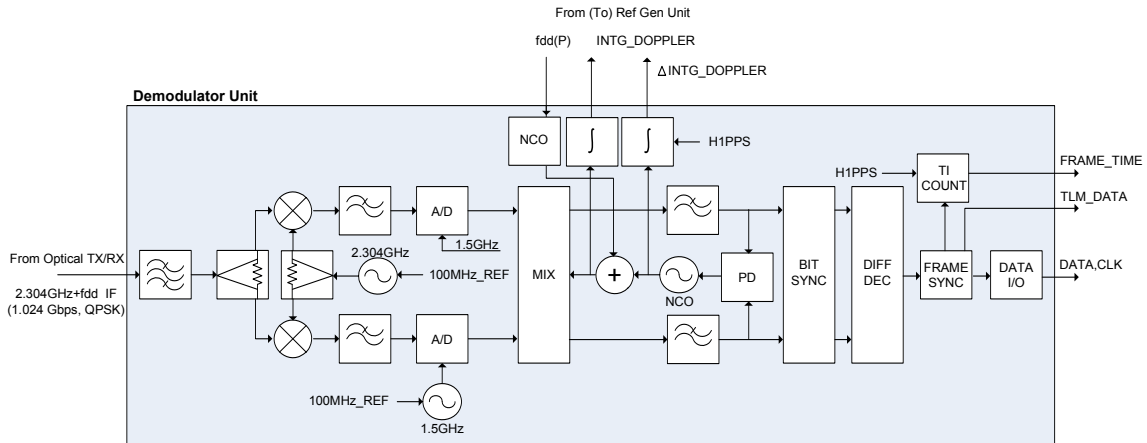


Figura 42: Demodulador digital.

## 2. Pedestal de la antena

### 2.a) Unidad del bucle de retorno (diseño común)

Consiste en un acoplador óptico que permite retornar la señal de 2.2 GHz desde el pedestal de la antena a la sala de backends, donde se generó. De esa forma, se puede comprobar el estado de la fibra óptica que conecta ambas localizaciones.

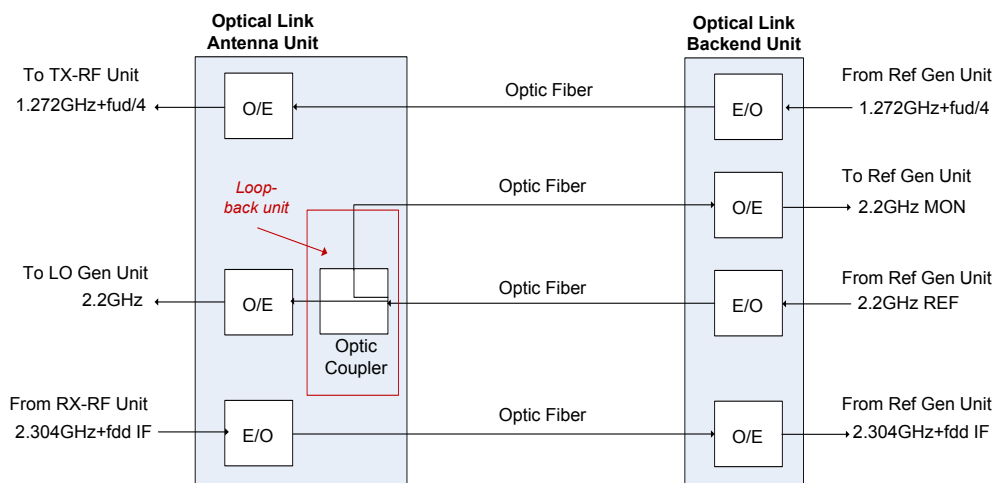


Figura 43: Unidad del bucle de retorno (Loop-back unit).

### 2.b) Unidad de Generación del Oscilador Local (diseño común)

Esta unidad genera la señal de 35.2 GHz a partir de la señal de referencia de 2.2 GHz que proviene de la sala de backends. Esta señal se utiliza para las conversiones de frecuencia realizadas en el transmisor (unidad TX-RF) y en el receptor (unidad RX-RF).

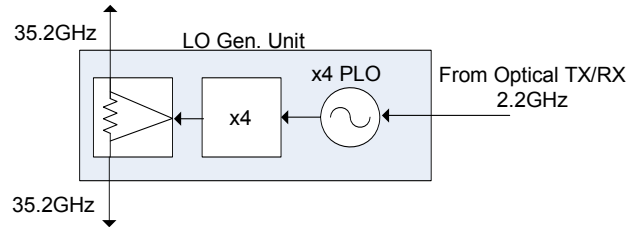


Figura 44: Unidad de Generación del OL.

### 2.c) Unidad TX-RF (diseño común)

La unidad TX-RF (transmisor) genera la señal que se transmite en el enlace ascendente (“uplink”). Dicha señal es una señal de onda continua (CW) de frecuencia igual  $40.288 \text{ GHz} + \text{'fud'}$  (frecuencia de corrección Doppler del enlace ascendente). Para generarla utiliza un bucle enganchado en fase (PLL) cuyo oscilador es un oscilador Gunn controlado por tensión.

Un conmutador de microondas permite elegir si enviar la señal hacia la antena o hacia el simulador de enlace. El nivel de potencia, la temperatura, y el atenuador del enlace ascendente se pueden controlar y monitorizar mediante una Interfaz de Control/Monitorización cuyo diseño es dependiente de cada estación.

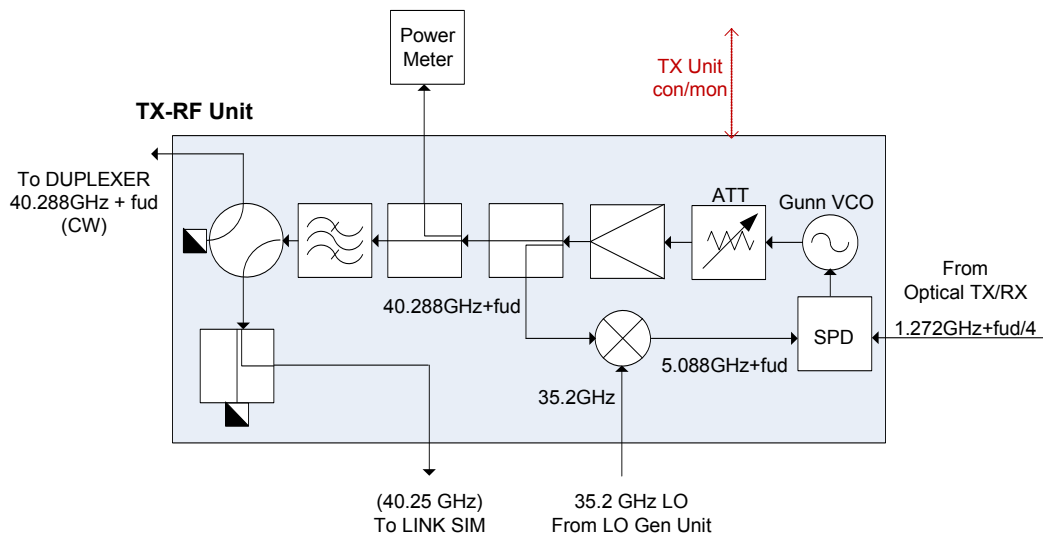


Figura 45: Unidad TX-RF (transmisor).



## 2.d) Simulador del enlace (LINK SIM) (diseño común)

El simulador del enlace se utiliza para generar una simulación de la señal modulada que se recibiría desde el satélite. El objetivo es comprobar el correcto funcionamiento del módulo receptor (unidad RX-RF).

La señal simulada se obtiene a partir de la señal 40.25 GHz generada por la unidad TX-RF para el enlace ascendente. Para ello, dicha señal se convierte a una señal de 2.5 GHz tras pasar por un mezclador armónico y dos bucles enganchados en fase. Una FPGA genera datos VLBI simulados (en sus componentes I y Q), a una velocidad de 1 Gbps, que modulan dicha señal de 2.5 GHz. Finalmente, la salida del modulador sufre una conversión de frecuencia ascendente para obtener la salida simulada de 37.5 GHz modulada en fase (QPSK) que se envía al receptor.

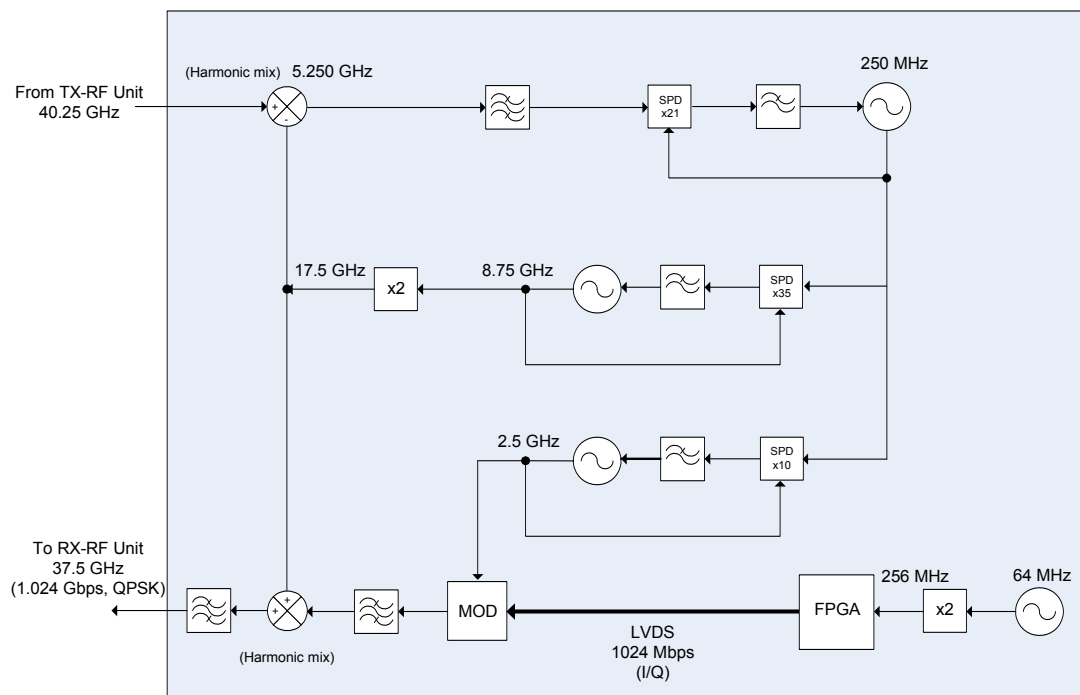


Figura 46: Unidad de simulación del enlace.

## 2.e) Unidad RX-RF (diseño común)

La señal procedente del satélite (con los datos VLBI) se recibe modulada QPSK a la frecuencia de  $37.504 \text{ GHz} + f_{dd}$  (frecuencia de compensación Doppler del enlace descendente).

La señal recibida pasa a través de un amplificador de bajo ruido refrigerado, para ser después convertida a la frecuencia intermedia de 2.304 GHz. Esta señal se envía al demodulador situado en la sala de backends a través del enlace de fibra óptica.

En principio, todos los componentes del receptor excepto el amplificador de bajo ruido, serán de diseño común para todas las estaciones de seguimiento.

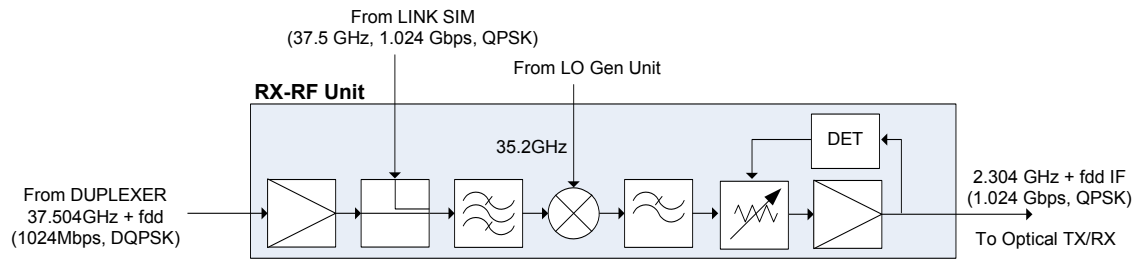


Figura 47: Unidad de RX-RF.

## 2.e) Óptica del transmisor/receptor (diseño dependiente de la estación)

Este módulo consiste en un duplexor, un polarizador y una antena de bocina. El duplexor permite la transmisión y recepción con la misma antena.

Sus componentes son dependientes de la estación correspondiente, pues por ejemplo la antena de bocina se diseña en función de las características ópticas de cada antena de seguimiento.

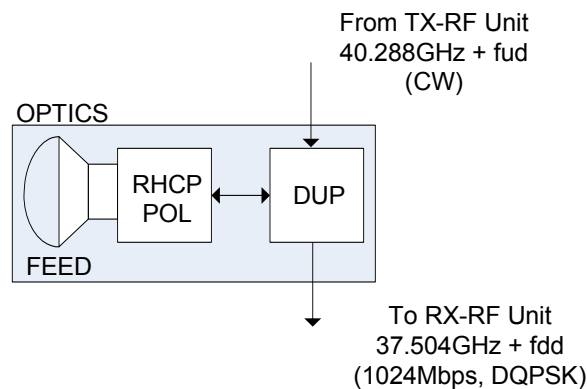


Figura 48: Óptica del transmisor/receptor.

## 3. Conexión entre la antena y la sala de backends

- **Unidades de conversión electro-óptica (E/O) y opto-eléctrica (O/E) (Dependientes de la estación)**

En la Figura 49 se muestran los convertidores O/E y E/O necesarios para transportar las señales entre la antena y la sala de backends. Son necesarios 4 canales de fibra óptica para el transporte de las señales entre ambas localizaciones.

En el extremo de la antena se necesitan dos convertidores O/E para recibir la señal de referencia de 2.2 GHz y la señal de onda continua, de frecuencia 1.272 GHz + fud/4, que será transmitida tras pasar por el módulo transmisor. Además, es necesario un convertidor E/O para enviar al demodulador (colocado en la sala de backends) la señal procedente del módulo receptor.

En el otro extremo, además de los dos convertidores E/O y el convertidor O/E necesarios para transmitir y recibir las señales citadas en el párrafo anterior, se añade un convertidor O/E para monitorizar la señal de 2.2 GHz y comprobar que la referencia se transmite correctamente.

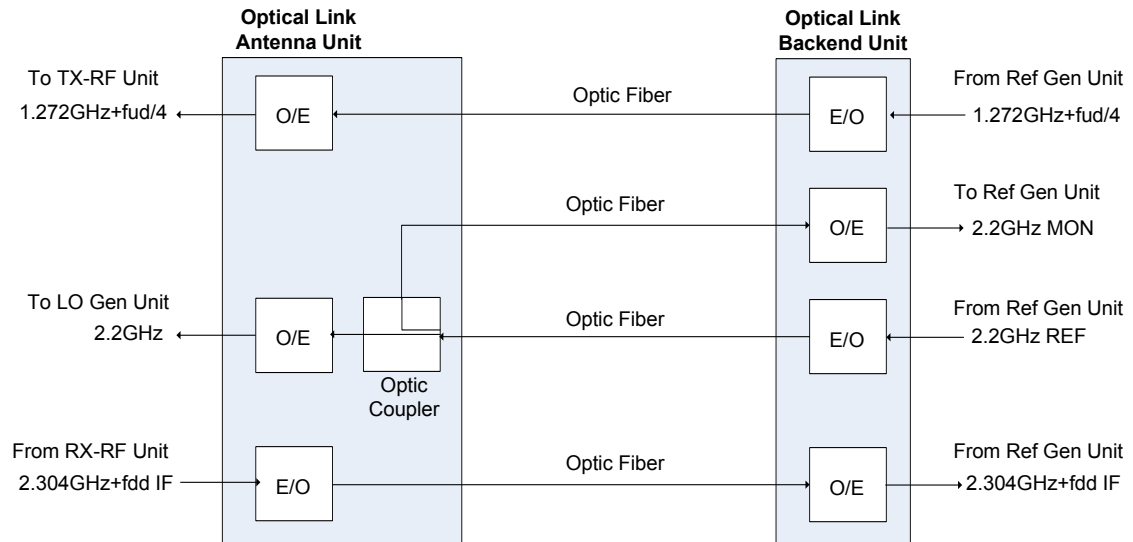


Figura 49: Conexión por fibra óptica entre la antena y la sala de backends.

## **4. CONCLUSIONES**

- Este informe resume una serie de estudios que se están realizando con vistas a la utilización del radiotelescopio de 14 metros del CAY como estación de seguimiento dentro del proyecto de interferometría espacial VSOP-2. Las estaciones de seguimiento (“tracking stations”) recibirán los datos astronómicos provenientes del satélite y a su vez, le enviarán la referencia de frecuencia que se origina a partir del máser de hidrógeno de la misma estación.
- Se ha presentado un estudio teórico del balance del enlace radioeléctrico que se debe formar entre el satélite y la estación de seguimiento. Se obtuvo un margen de potencia lo suficientemente elevado como para asegurar un enlace de calidad.
- Los estudios recientes referentes a las prestaciones del radiotelescopio sugieren realizar una serie de acciones que consisten principalmente en una serie de reformas mecánicas y una actualización de los servos.
- Las reformas mecánicas se centrarán en mejorar la rigidez de la estructura trasera de la antena y corregir una serie de deficiencias en los sistemas de movimiento tanto en el eje de elevación como en el azimutal. De esta forma se incrementará la eficiencia de la antena mejorando el comportamiento de la antena ante deformaciones gravitatorias.
- Con respecto al radomo, se sugiere un reemplazo o en su defecto una reparación parcial del mismo.
- No es obligatoria la sustitución de paneles del reflector principal para este proyecto. Sin embargo, se estudiará si es conveniente su realización para que la antena pueda realizar observaciones a frecuencias más alta (VLBI o antena única).
- Se ha descrito el equipamiento electrónico de RF necesario para realizar las funciones de seguimiento. En su gran parte se trata de un diseño común a todas las estaciones de seguimiento (al menos 3) que participarán en el proyecto. Ciertas partes más específicas deben ser de diseño propio.

## **5. REFERENCIAS**

- [1] *Radioastronomía espacial*. F. Colomer. Revista Astronomía, nº 96, Jun. 2007
- [2] *VSOP-2 Proposal Abridged English Version*, Nov. 2005
- [3] *VSOP-2/ASTRO-G Project Overview for Astronomy Community*. M. Tsuboi. Approaching Micro-Arcsecond Resolution with VSOP-2: Astrophysics and Technology (VSOP-2 Symposium 2007). 3-7 December 2007. Sagamihara, Kanagawa, JAPAN.
- [4] *Tracking station requirements* (VSOP-2 document). Y. Kono (NRAO). August, 2007
- [5] *Ground Tracking Station design (USUDA station)*. JAXA / NAOJ / NEC. ASTRO-G Tracking station meeting. Dec, 2007. Y. Kono (NRAO).
- [6] *VSOP-2 and 14m CAY: Satellite downlink budget*. J.M. Serna Puente. CAY Internal Report, 2007.
- [7] *Recomendación UIT-R 838. Modelo de la atenuación específica debida a la lluvia para los métodos de predicción*. Unión Internacional de Telecomunicaciones. Ginebra, 1998.
- [8] *Recomendación UIT-R PN. 837-1. Características de la precipitación para establecer modelos de propagación*. Unión Internacional de Telecomunicaciones. Ginebra, 1998.
- [9] *Recomendación UIT-R P.676-4. Atenuación debida a los gases atmosféricos*. Unión Internacional de Telecomunicaciones.
- [10] *Instruction Manual for ESSCO Model A240 Synergised 45-Foot Antenna System*, May 1978.
- [11] *Study for the Upgrade of the 45 ft antenna at the Instituto Geográfico Nacional at Yebes*. MT-Mechatronics Internal Report, Nov 2007.
- [12] MT-Mechatronics web page: <http://www.mt-mechatronics.de>
- [13] *Medidas de la superficie del reflector primario del radiotelescopio del CAY mediante técnicas holográficas III. Correcciones en el secundario*. J.E. Garrido, D. Morris, A. Barcia. IT CAY 1994-16
- [14] *Upgrade of a Large Millimeter-Wavelength Radio Telescope for Improved Performance at 115 GHz*. M.J. Brenner et al. Proceedings of the IEEE, vol.82, No 5, May 1994.
- [15] *Ground Tracking Station Design for ASTRO-G/VSOP-2* (Design of VSOP-2/ASTRO-G Tracking Station). Y. Kono (NAOJ), Y. Murata (ISAS/JAXA), NEC. August, 2007. VSOP-2 Internal report.

# ANEXO 1

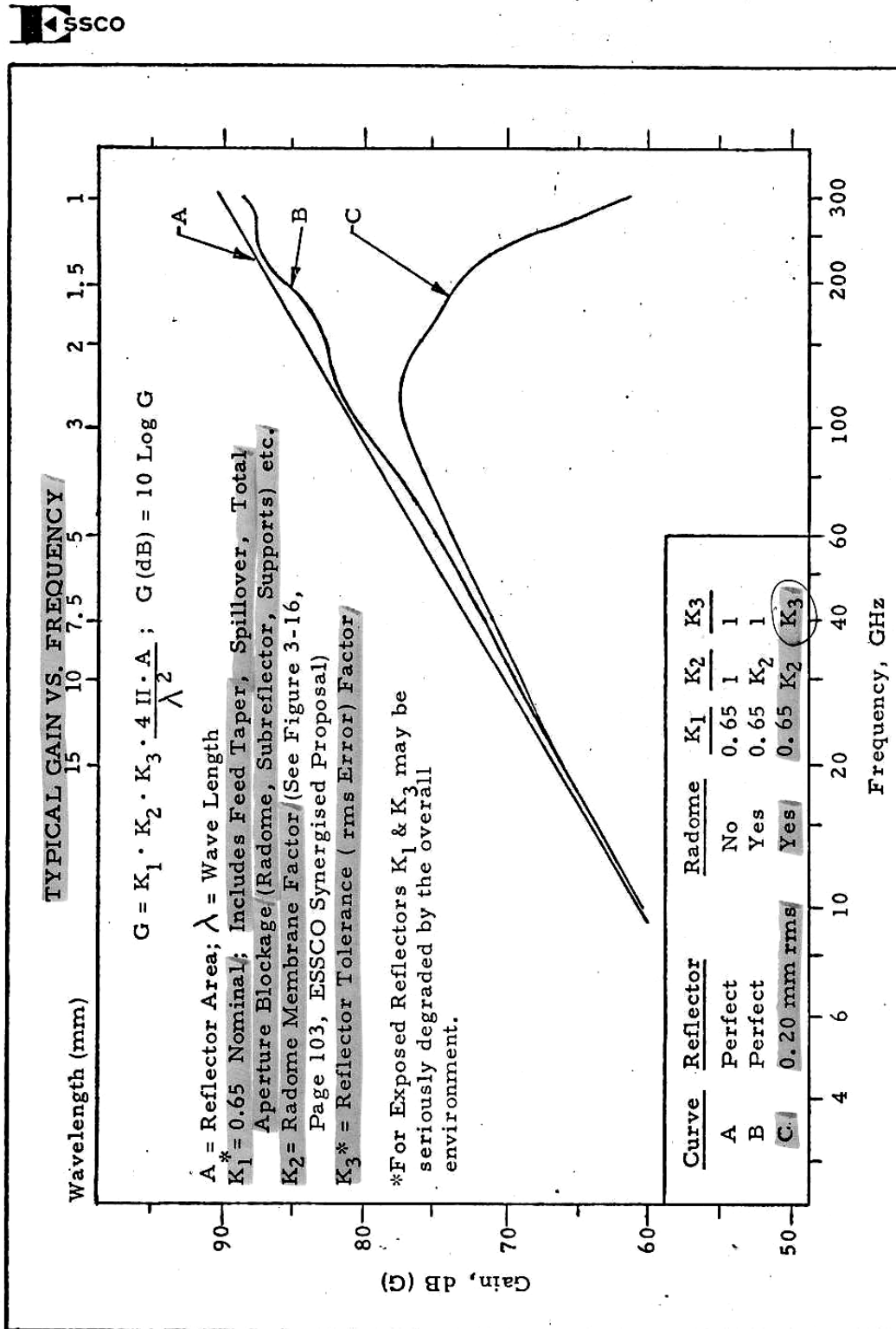


Figure 1-3 Typical Gain vs. Frequency - ESSCO 45 ft. Diameter Synergised Antenna Subsystem

Figura 50: Especificaciones de ganancia del radiotelescopio de 14 metros [10].

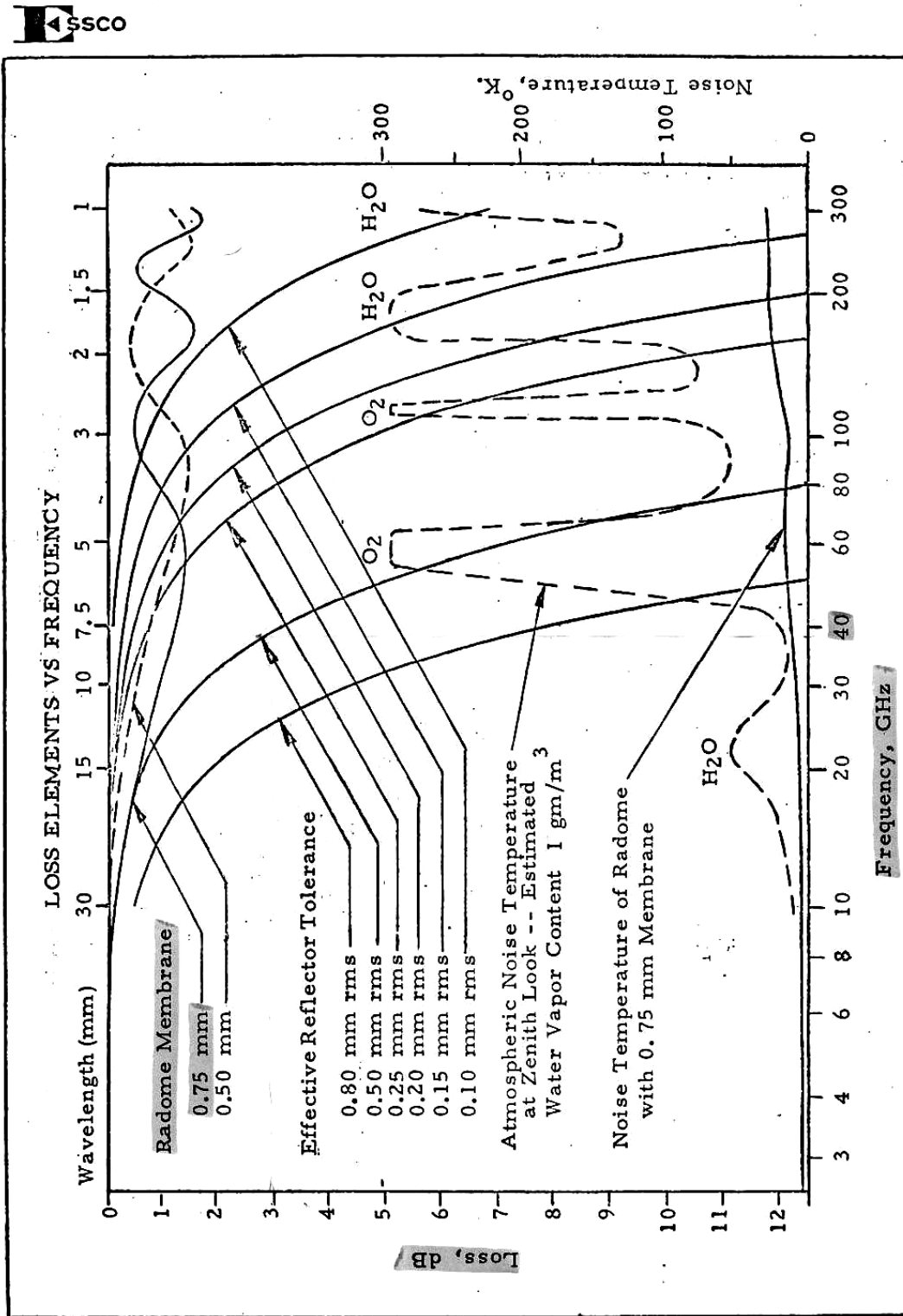


Figure 1-2 Loss Elements vs Frequency - ESSCO Synergised Antenna Subsystem

Figura 51: Estimación de pérdidas para el radiotelescopio de 14 metros [10].