INSTITUTO DE ASTROFÍSICA DE ANDALUCÍA
CONSEJO SUPERIOR DE INVESTIGACIONES CIENTÍFICAS

DESARROLLO DEL *PLANETARY FOURIER SPECTROMETER* COMO UN INSTRUMENTO PARA EL ESTUDIO DE LA ATMÓSFERA Y SUPERFICIE DE MARTE DESDE UN ORBITAL

JULIO F. RODRÍGUEZ GÓMEZ

Tesis Doctoral

UNIVERSIDAD DE GRANADA
1997

Rodríguez Gómez, Julio F.
Curso 97-98

Biblioteca Universitaria de Granada
01090039

FC1/T 7 134

UNIVERSIDAD DE GRANADA
Facultad de Ciencias
Fecha 19-9-97
ENTRADA NUM. 2767

BIBLIOTECA UNIVERSITARIA
GRANADA
Nº Documento b 13384430
Nº Copia(L) 1582607 7

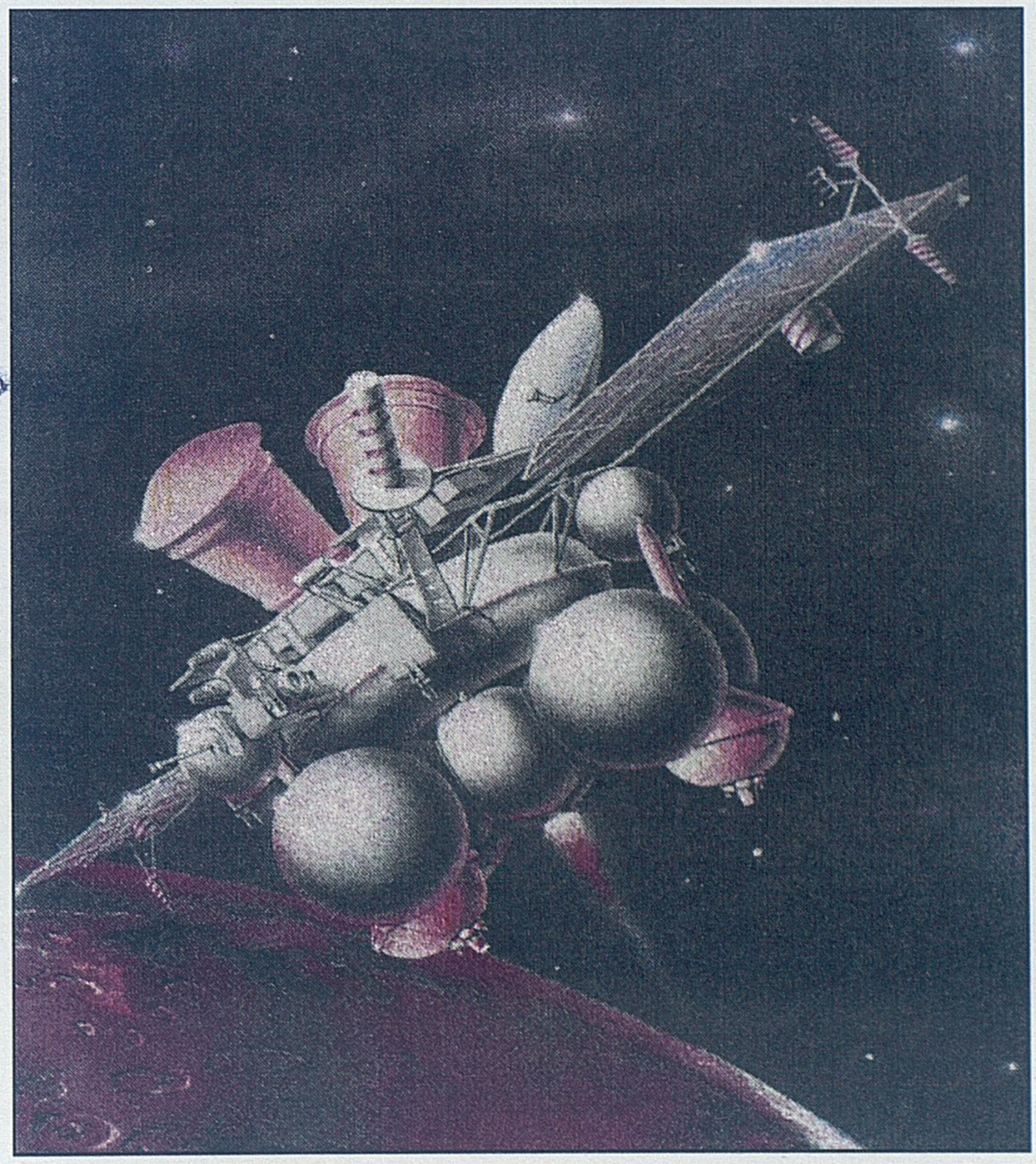
UNIVERSIDAD DE GRANADA
15 SET. 1997

FACULTAD DE CIENCIAS. SECCIÓN DE FÍSICAS
UNIVERSIDAD DE GRANADA

INSTITUTO DE ASTROFÍSICA DE ANDALUCÍA
CONSEJO SUPERIOR DE INVESTIGACIONES CIENTÍFICAS

DESARROLLO DEL *PLANETARY FOURIER SPECTROMETER* COMO UN INSTRUMENTO PARA EL ESTUDIO DE LA ATMÓSFERA Y SUPERFICIE DE MARTE DESDE UN ORBITAL

UNIVERSITARIA
GRANADA
Registro 6133844430
Copia C 158260 77



TESIS DOCTORAL PRESENTADA POR:

JULIO F. RODRÍGUEZ GÓMEZ

GRANADA 1997

Desarrollo del *Planetary Fourier Spectrometer* como un instrumento para el estudio de la Atmósfera y Superficie de Marte desde un orbital

Memoria presentada para optar al grado de
DOCTOR EN CIENCIAS
(SECCIÓN DE FÍSICAS)

Granada a 28 de Agosto de 1997

Fdo: Julio F. Rodríguez Gómez
Licenciado en Ciencias Físicas

Visado en Granada
a 28 de Agosto de 1997

Director de la Tesis:
Dr. D. José Juan López Moreno
Colaborador Científico del CSIC.

Tutor:
Dr. D. Gonzalo Olivares Ruíz.
Prof. Titular del Departamento de Electrónica y Tecnología de Computadores

Agradecimientos

Deseo expresar un agradecimiento muy especial, a mi compañero y buen amigo, Antonio C. López Jiménez, quien me apoyó y creyó que sería capaz de llevar a buen fin esta tesis, con cuya ayuda y pacientes consejos se ha realizado el trabajo y memoria aquí expuestos.

Desearía también agradecer al Prof. Vittorio Formisano, su apoyo para realizar este trabajo así como a su grupo, G. Piccioni, F. Capaccioni, G. Chioncio, E. Amata, N. Cafaro y E. Palomba; y en general a todo el equipo de trabajo de PFS encabezado por el Prof. V. Moroz, sin cuya labor, durante años, el experimento no existiría, y por la gran cantidad de conocimientos, tanto profesionales como personales, que me han aportado.

A mi director de tesis, José Juan López, agradecerle la confianza que depositó en mí, al incluirme en este proyecto y por el apoyo que siempre me ha brindado, admitiéndome bajo su tutela y permitiéndome realizar aquello que siempre deseé finalizar.

Agradecer a mi grupo de trabajo, la Unidad de Desarrollo Instrumental y Apoyo Tecnológico del I.A.A., formado por: Miguel Herranz, Fernando Girela, José Mª. Jerónimo, José Mª. Castro, Jose L. Ramos, Justo Sánchez, Ignacio Olivares, Rafael Ávila, Juan J. Carreño,

Manuel Atienza, Victor Brown, Enrique García y Ernesto Sánchez, y aunque se fue Sofía García-Creus. Por el ambiente de cordialidad y compañerismo, que hacen de nuestro grupo un ente muy especial.

Destacar a Manuel López Puertas y Guillermo Zaragoza del Águila, que con su esfuerzo y conocimiento del programa de David Edwards, GENLN2, se pudieron obtener los resultados que aquí se exponen.

También agradezco a todo el Instituto de Astrofísica de Andalucía en general, y en particular a Manuel Romero, Mª. Ángeles González, Olga Muñoz y a su director, Rafael Rodrigo, por el ánimo que me dieron en las horas bajas, que siempre existen. Al personal del Centro de Cálculo, Antonio Ruiz Falcó y José Ruedas Sánchez, que con sus manos mágicas consiguen que las máquinas informáticas siempre respondan a lo que uno quería que hicieran.

Deseo recordar aquí a mis amigos y familiares, porque cada uno puso su grano de arena en la medida en que le fue posible.

Y por último, a mi esposa, Inmaculada Martín, sin cuyo esfuerzo, empuje y sacrificio, jamás habría sido capaz de acabar lo que un día empecé. A ti y a nuestro hijo, os dedico esta tesis.

A mi esposa y a nuestro hijo

ÍNDICE

Introducción 1
1. La Atmósfera de Marte 4
1.1 Introducción 4
1.2 Composición Química 8
1.3 Temperatura 12
1.4 Presión 13
1.5 Los Vientos 14
1.6 El Ciclo del Anhídrido Carbónico 17
1.7 Ciclo del Agua 19
1.8 El Ciclo del Polvo 22
2. La Misión Marte'96 24
2.1 La Exploración Espacial de Marte 24
2.2 La Misión Marte'96 27
3. El Experimento PFS 32
3.1 Introducción 32
3.2 Objetivos Científicos 36
3.3 Descripción de PFS 37
4. Electrónica de Control 43
4.1 Introducción 43
4.2 DAM 47
4.3 MEMORIA 56
4.4 INTERFACE 60
4.5 S/C INTERFACE 65
4.6 OBDM 72
4.7 MATERIALES UTILIZADOS 81
5. Pruebas Ambientales 83
5.1 Introducción 83
5.2 Termo-vacío 84

5.3 Vibraciones 87
6. Calibración 105
6.1 Introducción 105
6.2 Campo de Visión 108
6.3 Calibración en Intensidad 113
6.3.1 Canal LW 117
6.3.2 Canal SW 142
6.4 Calibración Espectral 159
6.4.1 Introducción 159
6.4.2 Canal SW 163
6.4.3 Canal LW 176
7. Conclusiones 186
Bibliografía 189
Apéndice A 192

Introducción

La presente memoria de tesis versa sobre el instrumento *Planetary Fourier Spectrometer* (PFS), que era parte de la carga útil del orbital de la misión Marte'96., su desarrollo y calibración

Esta misión fue lanzada el 17 de Noviembre de 1996, aunque no llegó a su objetivo por problemas en la cuarta fase de los motores propulsores, cayendo a la Tierra en el Océano Pacífico, lo cual fue una gran pérdida para la comunidad científica internacional.

No obstante la Agencia Espacial Europea (ESA) ha aprobado recientemente la realización de una nueva misión a Marte, *Mars Express*, en la cual, muy probablemente, viaje el instrumento PFS. Esto hace renacer las expectativas del grupo de trabajo del experimento y da mayor interés a esta memoria.

El experimento PFS nace como una colaboración italo-rusa en Febrero de 1989, cuando se firma un acuerdo entre el *Space Research Institut* (IKI) de la *Russian Academy of Sciences* de Moscú y el *Istituto di Fisica dello Spazio Interplanetario* (IFSI) del CNR de Frascati (Roma). en dicho acuerdo se repartían las responsabilidades del instrumento. Sin embargo, no sólo estos institutos participan en el experimento. En las responsabilidades

correspondientes al IKI participan también las siguientes instituciones: IKF de Berlín (Alemania) y SRC de Varsovia (Polonia), mientras que en colaboración con el IFSI se alinean: IAS-CNR de Frascati (Roma, Italia), IFA-CNR de Frascati (Roma, Italia), IUNN-OAC de Nápoles (Italia), DIUP de Padua (Italia), DESPA de Meudon (Francia) y por último el Instituto de Astrofísica de Andalucía (IAA) del CSIC de Granada.

Los investigadores principales del experimento son, por parte italiana, Prof. V. Formisano, y por parte rusa, Prof. V. Moroz.

La presente memoria comienza con una descripción del objeto principal a estudiar en el experimento, esto es, la atmósfera de Marte. En este capítulo se describen sus propiedades principales de forma comparativa, allí donde se puede aplicar, con la atmósfera de la Tierra.

El siguiente capítulo recuerda la historia de la exploración espacial del planeta rojo con misiones interplanetarias, que revolucionaron el conocimiento que se tenía sobre Marte, y continúa con una breve descripción de la misión a bordo de la cual viajaba PFS, Marte'96.

En el tercer capítulo se detalla el instrumento objeto de esta tesis, en cuya definición y diseño ha participado el doctorando. También se repasan aquí los antecedentes de PFS y los objetivos científicos cuyo estudio inspiraron el desarrollo del experimento.

Una de las principales labores realizadas por el doctorando en el seno de la Unidad de Desarrollo Instrumental y Apoyo Tecnológico del IAA. ha sido el diseño de parte de la electrónica de control de PFS, así como de las

pruebas realizadas al diseño en los primeros modelos del instrumento. En el cuarto se describen los diseños realizados.

Debido a las duras condiciones que debe soportar todo equipo que vaya a volar en el espacio, a éstos se les realizan una serie de pruebas que tratan de simular, básicamente, aquellas condiciones de temperatura, vacío y vibraciones mecánicas, para comprobar que serán capaces de funcionar correctamente al llegar a su objetivo. En el capítulo quinto se describen las pruebas ambientales realizadas a PFS y los resultados obtenidos.

Generalmente, una vez construido un instrumento, pero con mayor énfasis uno espacial, una de las tareas de mayor importancia a realizar es la calibración, siendo fundamental conocer la respuesta del mismo ante fuentes patrón. Pero además en estas sesiones se llega a conocer el instrumento y así afrontar cuando esté en vuelo los problemas que surjan y discernir que mediciones son correctas. Así el capítulo sexto avanza en las calibraciones realizadas a PFS como instrumento global y se presentan los resultados de las mismas.

Por último, en el séptimo capítulo se resumen las conclusiones a las que se han llegado a lo largo del trabajo realizado.

1. La Atmósfera de Marte

1.1 Introducción

La atmósfera de un planeta es una componente de un sistema complejo, que en el caso de la Tierra comprende a la hidrosfera, la biosfera y la litosfera. La atmósfera se calienta a causa de la radiación solar a la vez que por la emisión térmica del propio planeta. En el caso de Marte el sistema se simplifica al no existir una hidrosfera ni una biosfera. La atmósfera de Marte interacciona con la superficie, con el viento solar en la ionosfera y con la radiación electromagnética del Sol y del planeta.

Marte es un planeta terrestre de dimensiones medias, su diámetro (6787 Km.) es aproximadamente la mitad del de la Tierra. Su superficie es del orden de la superficie emergida de la Tierra. La densidad media es de 3.9 gr/cm^3, lo cual indica que la composición del planeta es fundamentalmente rocas y minerales, a diferencia de los planetas exteriores cuya composición principal es de materiales ligeros, hidrógeno y helio.

El campo magnético medido en diversos experimentos dan como valor un campo inferior al 0.1% del terrestre, de lo cual se deduce que el núcleo del planeta está compuesto de materiales en estado sólido. Con un

valor tan bajo del campo magnético, el planeta no tiene una defensa para las partículas cargadas del viento solar.

La gravedad en la superficie es de 3.7 m/s^2, un valor tan bajo ha permitido que el relieve alcance cotas mayores que en la Tierra, ya que el equilibrio entre gravedad y tensión de las rocas es el que determina el perfil orográfico. De este modo si en la Tierra la distancia entre la fosa marina más profunda y el pico de la montaña más alta es de alrededor de 20 Km., en Marte esta distancia es de 31 Km. En la región denominada Tharsis Ridge hay cuatro grandes volcanes y cada uno alcanza la cota de los 27 Km., el más grande es el Monte Olimpo cuya base mide 700 Km. de diámetro. La altura se calcula respecto a una superficie en equilibrio hidrostático, en la Tierra esta superficie es el nivel del mar, en Marte se referencia respecto de aquella en que la presión es de 6.1 mb. en coincidencia con la presión del punto triple del agua. Una gravedad tan baja también implica que el planeta retenga con menor eficiencia las partículas que constituyen la atmósfera.

La superficie de Marte tiene una apariencia roja atribuible a la presencia de óxido de hierro. El suelo parece estar constituido por un terreno derivado de rocas ígneas básicas, rocas cristalizadas de una fusión rica en magnesio e hierro. La composición del suelo es una mezcla de minerales arcillosos ricos en hierro, hidróxido de hierro, sulfatos y carbonatos, que contienen una cantidad de agua equivalente al 1% en peso, parte de la cual se encuentra en forma de minerales hidratados. En el terreno hay una cantidad de material magnético comprendida entre el 3% y el 7%. Los posibles constituyentes de este material son la magnetita, hematita, e hierro-níquel metálico. La estructura del terreno es granular, formada en su mayoría por pequeñas partículas de diámetro inferior a 0.1 mm. Las partículas del tamaño de un grano de arena pueden formarse

como agregación de partículas más pequeñas. Debido a la baja densidad de la atmósfera se producen vientos de velocidades de hasta 50 m/s por lo que estas partículas son desprendidas del terreno e incorporadas a la atmósfera.

El mecanismo que regula la circulación en la atmósfera se basa en el flujo de energía que el planeta recibe del Sol durante su órbita. Marte presenta alternancia de estaciones de forma similar a la Tierra. Esto se debe al hecho de que la inclinación de su eje de rotación respecto a la normal al plano de la eclíptica es de 25°, muy semejante a la terrestre que es de 23° 30'. Las estaciones marcianas duran del orden del doble que las de la Tierra. Puesto que la órbita de Marte es más excéntrica que la de nuestro planeta, las estaciones marcianas no tienen la misma intensidad y duración. En el perihelio el planeta recibe un 40% más de radiación solar que en el afelio, por lo que la primavera y verano en el hemisferio sur son más breves y calurosos que en el hemisferio norte.

La inclinación del eje de giro del planeta permite la existencia de casquetes polares en ambos hemisferios, cuya composición es básicamente anhídrido carbónico sólido, puesto que, la presión de la atmósfera es del orden de 7 mb. globalmente en el planeta y la temperatura en las regiones polares es de alrededor de 150 K.

Con todas estas consideraciones, y debido a las condiciones de presión y temperatura, se puede afirmar que en Marte no puede existir agua en estado líquido actualmente.

El año solar en Marte es de 687 días terrestres (670 días marcianos), con un radio medio de la órbita de 1.52 U.A. (1 Unidad Astronómica es la

distancia del Sol a la Tierra, aproximadamente 150 millones de Km.), y el día marciano dura 24h 37min 22.7seg.

El perfil de emisión térmica del planeta se puede calcular, en primera aproximación, suponiendo que el planeta es un cuerpo a una temperatura efectiva T_{eff}, imponiendo que la radiación solar absorbida es igual a la radiación emitida por el planeta:

$$4\pi r^2 \sigma T_{eff}^4 = \pi r^2 (1-A) F / R^2$$

donde:

σ es la constante de Stefan-Boltzmann: 5.67×10^{-8} W/m²/K⁴.

r es el radio del planeta.

A es el albedo medio: 0.15.

F es la constante solar: 1370 W/m².

R es el radio medio de la órbita de Marte: 1.52 U.A.

Resolviendo esta ecuación se obtiene un valor para T_{eff} de 216K. El valor medido es de 220K., por lo que hay una buena concordancia. El mismo cálculo para la Tierra arroja un valor de T_{eff} de 256K. mientras que el valor medido en la superficie es de 288K.

La atmósfera de Marte se comporta básicamente como una versión enrarecida de la terrestre: transporta agua, genera nubes y los vientos responden a unos patrones diarios y estacionales. Existen ciclos climáticos a escala planetaria que regulan la acción de los vientos y las variaciones de temperatura. Grandes cantidades de anhídrido carbónico, vapor de agua y polvo de la superficie, son incluidos y transportados por la atmósfera cíclicamente. Como consecuencia de las bajas presiones y temperaturas las

únicas formas estables en las que puede hallarse el agua son en vapor e hielo.

1.2 Composición Química

La atmósfera de Marte está compuesta principalmente de anhídrido carbónico en un 95%, el resto de componentes mayoritarios son: nitrógeno 2.7%, argón 1.6%, oxígeno 0.13%, monóxido de carbono 0.08% y agua en un porcentaje muy variable en torno al 0.03%. La siguiente tabla refleja la composición de la atmósfera:

Especie	**Abundancia**	**Referencia**
CO_2	95.3%	Owen y col 1977
N_2	2.7%	Owen y col 1977
^{40}Ar	1.6%	Owen y col 1977
O_2	0.13%	Owen y col 1977
CO	0.07%	Owen y col 1977
H_2O	0.03%*	Farmer y Doms 1979
Ne	2.5 ppm	Owen y col 1977
$^{36+38}Ar$	5.3 ppm	Owen y col 1977
Kr	0.3 ppm	Owen y col 1977
Xe	0.08 ppm	Owen y col 1977
O_3	0.04 - 0.2 ppm*	Barth 1974

*Muy variable con el lugar y la estación.

En la siguiente tabla se presenta una lista con los componentes minoritarios y el límite superior de su abundancia:

Especie	**Límite Superior (ppm)**	**Referencia**
HCOH	0.6	Beer y col 1971
C_2H_4	0.5	Maguire 1977
C_2H_6	0.4	Maguire 1977
SO_2	0.1	Maguire 1977
PH_3	0.1	Maguire 1977
N_2O	0.1	Maguire 1977
HCl	0.1	Beer y col 1971

Especie	Límite Superior (ppm)	Referencia
H_2S	0.1	Owen y Sagan 1972
CH_4	0.02	Maguire 1977
OCS	0.01	Maguire 1977
NO_2	0.01	Maguire 1977
NH_3	0.005	Maguire 1977
C_2H_2	0.002	Maguire 1977

La búsqueda de los componentes de la atmósfera se realiza mediante el estudio del espectro infrarrojo y en base al conocimiento de las bandas rotacionales y vibracionales de las moléculas. En el infrarrojo cercano, generalmente, se buscan las bandas de absorción, mientras que en el infrarrojo lejano, las bandas pueden ser en absorción o en emisión, dependiendo de la temperatura del estrato atmosférico que genere la emisión.

Para el estudio de la abundancia de los elementos es necesario, en el infrarrojo lejano, conocer el perfil térmico de la atmósfera; en el infrarrojo cercano se debe saber la absorción relativa que cada especie tiene y partir de la hipótesis de que la absorción se realiza en un estrato solamente, suponiendo que el estrato inferior es puramente reflectante, que puede ser la superficie del planeta o un estrato de nubes. Esta hipótesis es practicable al ser la atmósfera de Marte tenue.

El *anhídrido carbónico* tiene fuertes bandas en la región térmica del espectro de Marte, localizadas en el intervalo de 500 cm^{-1} a 800 cm^{-1}, y otras situadas en el infrarrojo cercano entre los 2500 cm^{-1} y 7000 cm^{-1}. El contenido en la atmósfera varía en virtud de los mecanismos de intercambio con el suelo y con los casquetes polares.

El *agua* presenta bandas en 1.38 µm., 1.8 µm. y 2.7 µm., mientras que en el infrarrojo lejano presenta bandas rotacionales en el intervalo de 20 µm. a 50 µm. El estudio de su abundancia realizado por la misión Viking, está basado en la banda de 1.38 µm. con un espectrómetro de redes de difracción de cinco canales. El resultado de este estudio indica un valor medio de 14 µm. precipitables (1 µm. pr. es igual a 10^{-3} gr.H_2O/cm^2) (Hanel y col 1977, Farmer y Doms 1979, Jakosky y Farmer 1982, Zurek 1988), pero la abundancia está determinada fuertemente por la latitud y la estación, indicando una variación espacial y temporal del contenido de agua de la atmósfera.

El *monóxido de carbono* se puede detectar en la banda de 2.35 µm. El oxígeno molecular posee bandas en el intervalo de 7850 cm^{-1} a 7900 cm^{-1}. La presencia de monóxido de carbono y oxígeno molecular es normal en una atmósfera de anhídrido carbónico expuesta a la radiación ultravioleta. Merced a la fotólisis del anhídrido carbónico se genera monóxido de carbono y oxígeno atómico. Éste se recombina formando oxígeno molecular. La abundancia de estos elementos, 5.6 cm atm ± 0.5 cm atm (1 cm-atm es igual a 2.69×10^{19} moléculas por cm^2), (Young y Young 1977), es coherente con la reacción de fotólisis y con el hecho de la formación de ozono, aunque ésta es mucho menor que en la Tierra.

El *ozono* en Marte se descubrió por primera vez por la absorción del espectro solar reflejado con la misión Mariner 7 (Barth y Hord 1971) y posteriormente por la Mariner 9. Las mediciones han demostrado una gran variación en la abundancia de ozono en las regiones polares: en el polo norte en invierno se midieron entre 3 µm-atm y 60 µm-atm (Barth y col 1973, Barth 1974) disminuyendo hasta el límite de sensibilidad del

instrumento en el solsticio de verano. Más recientemente se ha medido ozono en Marte con observaciones desde Tierra en la banda de 1031 cm^{-1}.

El estudio de la relación de los isótopos de los elementos permite su comparación con la misma en la Tierra. El resultado se refleja en la siguiente tabla:

Relación	Tierra	Marte	Referencia
$^{2}H/^{1}H$	$1.56x10^{-4}$	$7.8 \pm 0.3x10^{-4}$	Bjoraker y col 1989
$^{12}C/^{13}C$	89	90 ± 5	Nier y McElroy 1977
$^{14}N/^{15}N$	272	170 ± 15	Nier y McElroy 1977
$^{16}O/^{18}O$	489	545 ± 20	Bjoraker y col 1989
$^{16}O/^{17}O$	2520	1655 ± 25	Bjoraker y col 1989
$^{36}Ar/^{38}Ar$	5.3	5.5 ± 1.5	Biemann y Owen 1976
$^{40}Ar/^{36}Ar$	296	3000 ± 500	Owen y col 1977
$^{129}Xe/^{132}Xe$	0.97	2.5 +2 -1	Owen y col 1977

También es de destacar como constituyente de la atmósfera de Marte el polvo, como consecuencia de las tormentas se levantan grandes cantidades del suelo que nunca llegan a depositarse por completo. En la región de 480 cm^{-1} y en el rango de 900 cm^{-1} a 1200 cm^{-1}, se han observado bandas de absorción de partículas de minerales de silicato suspendidos en la atmósfera.

Otro fenómeno observable en la atmósfera marciana es la formación de nubes y nieve compuestas por agua y anhídrido carbónico, marcando así aquellas zonas con una humedad relativa más alta. Las nubes de anhídrido carbónico presentan un aspecto más nítido y luminoso formándose a temperaturas más bajas que las compuestas por agua.

1.3 Temperatura

La temperatura de la atmósfera de Marte evoluciona con la altura del siguiente modo: en la *Troposfera* (hasta 45 Km. aproximadamente) la temperatura disminuye con la altura con un gradiente de 0.37 °/100 m. (Seiff y Kirk 1977), debido al enfriamiento adiabático. En cualquier caso este gradiente es inferior al de la Tierra, 0.65 °/100 m., debido a la mayor cantidad de polvo en suspensión que es capaz de absorber la radiación solar. En la *Estratosfera* (desde la *Troposfera* hasta los 100 Km. donde comienza la *Termosfera*) marciana no se da el fenómeno de inversión térmica que existe en la Tierra, causada por la ausencia de un estrato de ozono que absorba la componente ultravioleta de la emisión del Sol, sino que la temperatura permanece prácticamente constante con la altura. La *Termosfera* marciana es mucho más fría que la terrestre debido a la mayor cantidad de anhídrido carbónico que hay en la atmósfera de Marte y su mayor poder para radiar energía al espacio.

Las oscilaciones de la temperatura a lo largo de un día son muy amplias, variando en media desde los 190 K. a los 240 K. Las diferencias de temperatura en las distintas estaciones también son muy amplias, en parte debido a la ausencia de océanos que regulen la absorción y emisión de calor, y en parte también debido a la escasa masa de la propia atmósfera.

Una medida del efecto invernadero en Marte se puede obtener al comparar la temperatura efectiva de emisión del planeta, 220 K., con la temperatura media de la superficie, 225 K., solamente cinco grados de diferencia, mientras que en la Tierra la temperatura efectiva es de 250 K. y la

temperatura media de la superficie es de 288 K., lo que supone una diferencia de 38 K.

1.4 Presión

La atmósfera de Marte representa una fracción de la masa total del planeta del orden de 24 veces inferior a la misma en la Tierra. La presión que ejerce esta atmósfera en la superficie del planeta está comprendida entre los 5 mb. y 7 mb. que es la equivalente a la que hay en la Tierra a unos 22 Km. de altura.

La variación de la presión con la altura en la baja atmósfera, en la hipótesis de equilibrio estático, viene dada por la ecuación:

$$P = P_0 \, e^{-\int_0^z \frac{dz}{H}}$$

siendo:

z la altura geométrica.

H la altura geopotencial, en Km., que viene dada por la expresión:

$$H = \frac{R\,T}{M\,g_M}$$

donde:

R es la constante del gas ideal: 8.3143 Nm/mol/K.

T es la temperatura en K.

M es la masa molecular: 44 gr/mol. (CO_2).

g_M es la aceleración de la gravedad en Marte: 3.7 m/s^2.

Una aproximación a la solución de esta ecuación sería:

$$\frac{P}{P_0} = e^{(\frac{z}{H_0} - k_2 z^2)}$$

Este resultado es coherente con los datos aportados por los dos módulos de amartizaje de las misiones Viking con valores para H_0 de 11.7 Km. para la Viking 1 y 11.4 Km. para la Viking 2, mientras que para k_2 se obtiene el valor 0.00026 Km^{-2} para la primera y 0 para la segunda, (Seiff y Kirk 1977), calculados en el rango de 0 Km. a 4 Km. en su descenso.

La presión varía globalmente desde los, aproximadamente, 7 mb. en la superficie a los 10^{-6} mb. a una altura de 120 Km.

La atmósfera presenta oscilaciones estacionales de la presión que pueden alcanzar un 25% del valor medio, debido a las variaciones del contenido de anhídrido carbónico atmosférico a causa de la absorción por los materiales de la superficie o por la condensación en los casquetes polares.

1.5 Los Vientos

La circulación de vientos en Marte está regulada por algunos parámetros astronómicos como son la inclinación del eje de giro del planeta, causante de que los trópicos reciban mayor cantidad de energía solar que las

regiones polares, y la velocidad de rotación del planeta, que determina la fuerza de Coriolis que actúa sobre la masa atmosférica. La atmósfera que, siendo prácticamente transparente a la radiación solar, se calienta desde abajo por el calentamiento de la superficie.

Existen varios tipos de vientos que ocurren a gran escala y que actúan en correspondencia con los diferentes regímenes de circulación atmosférica (Louchet 1980):

- Hay unos vientos meridionales que soplan en dirección norte-sur y que se manifiestan en forma de células de Hadley, una en cada hemisferio. La célula tiene una rama ascendente en las proximidades del ecuador donde el calentamiento solar es máximo. El aire caliente se desplaza en las capas altas de la atmósfera hacia el polo norte o sur, según qué hemisferio, donde se enfría y desciende en las regiones subtropicales, desde donde se desplaza hacia el ecuador en los estratos inferiores. La ausencia de masas de agua se manifiesta de forma que la rama ascendente se desplaza con las estaciones siguiendo al punto de máximo calentamiento al variar el flujo solar sobre la superficie. Durante los solsticios la rama ascendente puede encontrarse en latitudes de 25°, en cuyo caso la circulación puede realizarse en una sola célula transecuatorial.

- Existen vientos causados por centros de bajas presiones formando vórtices, ciclónicos y anticiclónicos, con comportamientos semejantes a los de la Tierra. En el hemisferio norte los vientos giran en dirección antihoraria, mientras que el sur giran en dirección horaria, por efecto de la fuerza de Coriolis.

• Un régimen de vientos típicamente marciano es el que tiene su origen en el fenómeno de condensación-sublimación del anhídrido carbónico en las regiones polares. Esto genera un viento en dirección norte-sur, desde un polo al otro, que tienen un valor del orden de 10 cm/s siendo muy persistentes. La velocidad de estos vientos es mayor en el sur debido al mayor calentamiento como consecuencia de la excentricidad de la órbita y del mayor espesor del hielo seco.

• El ciclo de calentamiento diario produce mareas térmicas. El aire sale del lado diurno del planeta y confluye en el lado nocturno. Al ser Marte un planeta desértico este efecto de mareas es mucho más pronunciado que en la Tierra. En la superficie el flujo es menos intenso, llegándose a valores de 5 m/s a 10 m/s. Sin embargo en cotas más elevadas se alcanzan velocidades de 100 m/s.

El estudio de los vientos se realiza combinando los perfiles de temperatura con las nubes de onda. Éstas se forman cuando un viento sopla siempre en una misma dirección y tropieza con un obstáculo. Si las condiciones de temperatura y humedad son las adecuadas, se forman trenes de ondas atmosféricos al refugio del obstáculo y nubes que parecen estacionarias.

Los vientos dominantes soplan del oeste en cualquier cota, mientras que los vientos más fuertes se encuentran a varios kilómetros de altura sobre la superficie.

1.6 El Ciclo del Anhídrido Carbónico

La demostración observacional de la variación estacional en la cantidad de elementos volátiles en la atmósfera es la variación cíclica con las estaciones de los casquetes polares.

Se debe distinguir entre casquetes polares estacionales y casquetes polares residuales o permanentes. Los primeros son aquellos depósitos de anhídrido carbónico sólido que se realizan durante los correspondientes inviernos, cuando la temperatura alcanza los 150 K. En el norte este casquete llega hasta cerca de los 65° de latitud, mientras que en el sur, donde el invierno es más frío y largo llega hasta los -55°. El espesor de estos depósitos estacionales se ha calculado que llega a ser de un metro en las latitudes altas, mientras que en los bordes de los casquetes llega a tener unos pocos centímetros (Paige y Kieffer 1986). Durante las correspondientes primaveras los casquetes estacionales se reducen a una velocidad de 20 Km. por día, descubriéndose así los casquetes residuales que se mantienen en el verano. Durante este periodo grandes cantidades de anhídrido carbónico pasan a la atmósfera.

Los casquetes polares residuales tienen las siguientes características (Tanaka y col 1988):

- El del polo norte tiene un diámetro aproximado de 1000 Km., presentando regiones características en forma de espiral de color obscuro sobre un fondo de una superficie reflectante, compuesta fundamentalmente por agua helada.

• El casquete polar residual del hemisferio sur es mucho más pequeño que el del norte, tiene un diámetro aproximado de 350 Km. y está descentrado respecto del polo sur geométrico, su centro se sitúa en las coordenadas 30° Oeste 86° Sur. Su temperatura es de alrededor de 150 K. lo que indica que está formado principalmente de hielo seco.

Las características morfológicas de ambos casquetes son semejantes.

Otros elementos capaces de absorber anhídrido carbónico son lo regolitos basálticos de Marte, un terreno compuesto de pequeños poros de diámetro del orden del micrómetro y un espesor que puede ser de cerca de 1 Km. Se ha calculado que un espesor de 10 m. de este material puede contener el equivalente a 1 mb. de anhídrido carbónico. Los estudios experimentales realizados sobre la absorción de anhídrido carbónico por los regolitos en unas condiciones típicas de Marte, temperaturas de -70°C a -40°C y presión de 6 mb. ± 2 mb., dan como conclusión que la contribución a la cantidad de este gas a la atmósfera queda fuertemente enmascarada por el efecto de la variación de los casquetes polares.

Otra reserva de anhídrido carbónico son las nubes de esta sustancia condensada en el hemisferio donde sea invierno.

La atmósfera de Marte tiene un mecanismo de intercambio de grandes cantidades de anhídrido carbónico entre los cambios de fase y absorción por el terreno en función de las variaciones estacionales del flujo de energía solar. La cantidad de gas que se intercambia con la atmósfera durante las variaciones estacionales puede llegar a ser del orden 30% del contenido total de la atmósfera.

La fuerte variación de la presión y de la extensión de los casquetes polares son responsables de un gran transporte eólico de materiales que parecen ser la causa de la formación de numerosos terrenos estratificados que existen en la superficie de Marte.

1.7 Ciclo del Agua

La atmósfera marciana contiene de media alrededor de 1 μm. pr. a 100 μm. pr. de agua (Jakosky y Farmer 1982). Comparada con la terrestre que tiene 2 cm. pr. ó 3 cm. pr., la atmósfera de Marte es muy seca. Al ser la atmósfera tan tenue, el mecanismo que regula la abundancia de agua es la saturación, es decir, la humedad de la atmósfera en muchas regiones está próxima al límite fijado por la temperatura. Una manifestación de la alta humedad relativa son las nubes de hielo que observaron las misiones Mariner 9 y Viking, y la escarcha que se forma sobre el suelo en las primeras horas matinales en varias regiones, especialmente en el hemisferio norte durante el verano, hecho observado por la misión Viking.

Las medidas realizadas en la atmósfera del planeta, indican que la cantidad de agua varía con la hora local, la elevación, la latitud y la estación, siendo éstas dos últimas las que mayor incidencia presentan (Haberle y Jakosky 1990): a latitudes altas, en el hemisferio norte, durante el verano se alcanza la saturación en la atmósfera, mientras que en invierno el nivel de agua en la atmósfera baja drásticamente. Este comportamiento no es igual para el hemisferio sur, puesto que en el verano no se alcanza un alto nivel de humedad relativa, ya que al ser la temperatura de las regiones polares del orden de 210 K. a 240 K. la atmósfera puede admitir un orden de magnitud

más de vapor de agua, por lo que en el verano no existen en las regiones meridionales fuentes de agua capaces de llevar la atmósfera hasta el punto de saturación.

No todo el vapor de agua condensa en los casquetes polares, sino que en estos periodos la atmósfera contiene gran cantidad de polvo que absorbe la radiación solar, por lo que se calienta, produciendo un efecto de inversión térmica. Así, mientras la superficie está a unos 150 K., la atmósfera está a unos 180 K. 190 K. a unos pocos de kilómetros de altura, quedando el vapor de agua confinado en estas regiones.

El vapor de agua generalmente se distribuye por toda la atmósfera, no permaneciendo en las regiones cercanas a la superficie. Supuesta una temperatura de la atmósfera de alrededor de 200 K., típica de las regiones templadas, la altura máxima en la cual se puede distribuir de 10 μm. pr. a 20 μm. pr. de vapor de agua, es del orden de la altura del primer nivel atmosférico. Por esto, la relación de mezcla permanece constante en un valor de $1.5x10^{-4}$. Al aumentar la altura la humedad relativa puede alcanzar el 100%.

La circulación de vapor de agua y su depósito en la atmósfera se basa en dos mecanismos fundamentalmente:

- El transporte meridional.
- El intercambio entre los estados sólido y vapor.

El primero representa básicamente el flujo en una célula atmosférica lateral, mientras que el segundo lo realiza en la dirección vertical.

Los resultados obtenidos por la misión Viking se pueden resumir en el siguiente ciclo (Jakosky y Farmer 1982):

- En las longitudes entre 180° y 270° el vapor de agua se distribuía lentamente por el hemisferio sur porque esta región se estaba calentando.
- En las longitudes alrededor de los 270° una gran tormenta de polvo anual provocó una rápida mezcla de la atmósfera meridional. Grandes cantidades de vapor de agua condensan en las regiones más frías de las zonas templadas y árticas del hemisferio norte.
- En las longitudes comprendidas entre los 280° y 80° se producía una lenta redistribución del vapor de agua en coincidencia con el comienzo del calentamiento de las regiones templadas del norte.
- En las longitudes entre 80° y 100° las regiones templadas septentrionales y el ártico se estaban calentando para posteriormente liberar grandes cantidades de vapor a la atmósfera.
- En las longitudes comprendidas entre los 100° y los 180° en la región ártica se estaban enfriando. La mayor parte del vapor condensa lentamente mientras que el resto es transportado al sur.

Las variaciones estacionales de temperatura causan una variación en la cantidad de vapor de agua que contiene la atmósfera de forma desfasada entre el hemisferio norte y el sur. Esto provoca la existencia de un gradiente de vapor que varía con el tiempo en la dirección norte sur. Cuando el gradiente provoca el transporte hacia el sur se produce una lenta redistribución de la atmósfera meridional. Cuando el gradiente favorece el

transporte hacia el norte, la redistribución meridional es grande pudiendo ocasionar tormentas de polvo.

1.8 El Ciclo del Polvo

Los módulos de descenso de las misiones Viking pudieron estudiar el comportamiento del polvo en la atmósfera durante un ciclo estacional completo, midiendo la atenuación de la luz solar (Pollack y col 1977, 1979, Colburn y col 1989). Se midieron máximos de opacidad, tanto en el otoño como en el invierno, del hemisferio norte, consecuencia de tormentas de escala planetaria de polvo, en correspondencia con el paso del planeta por el perihelio, puesto que en ese momento (primavera y verano en el hemisferio sur), el calentamiento y la circulación en la atmósfera son máximos.

Las tempestades globales son atribuidas a un efecto de realimentación positiva de la atmósfera posterior a un viento de superficie. Este viento superficial tiende a intensificarse debido a que, al levantar polvo de la superficie, la atmósfera absorbe más energía de la radiación solar, y por tanto, se calienta. Los vientos consecuencia de la retirada de los casquetes polares del polo sur generan numerosas tormentas pero de pequeña escala, que, gradualmente, aumentan la cantidad de polvo atmosférico. Éste a su vez intensifica la circulación de Hadley y los vientos de marea térmica. Una vez alcanzado un nivel crítico la realimentación positiva produce una rápida aceleración. La circulación de Hadley se expande y difunde el polvo por el ecuador.

El efecto del polvo atmosférico podría explicar la diferencia de comportamiento del casquete del polo sur, que se mantiene durante el verano a temperatura más baja y no permite la completa sublimación del anhídrido carbónico. El polvo incrustado en el casquete, una vez calentado, favorece la fundición del hielo, confiriendo al casquete mayor reflectividad. La alta reflectividad actúa como protección para la sublimación. El hemisferio norte tiene un comportamiento diferente puesto que el verano es menos intenso.

Las tormentas de polvo no han sido observadas anualmente, aunque sí parecen responder a un ciclo bienal.

2. La Misión Marte'96

2.1 La Exploración Espacial de Marte

La exploración espacial de Marte ha demostrado la valía de este tipo de investigación para el mejor conocimiento del planeta, a pesar de los múltiples fallos que han sucedido en su historia.

La lista de misiones enviadas a Marte y sus resultados se resumen en la siguiente tabla:

País	Nombre	Lanzamiento	Resultado
URSS	Sin nombre	14 Oct 1960	Falló al salir de la órbita de la Tierra
URSS	Sin nombre	24 Oct 1962	Falló al salir de la órbita de la Tierra
URSS	Mars 1	1 Nov 1962	Llegó a Marte el 19 Junio de 1963. Falló la telemedida
URSS	Sin nombre	4 Nov 1962	Falló al salir de la órbita de la Tierra
USA	Mariner 3	5 Nov 1964	Falló la separación de la carcasa
USA	Mariner 4	28 Nov 1964	Fotografió Marte y midió la atmósfera
URSS	Zond 2	30 Nov 1964	Pérdida de contacto después de 5 meses

País	**Nombre**	**Lanzamiento**	**Resultado**
URSS	Zond 3	18 Jul 1965	Fotografió la Luna y viajó hacia la órbita de Marte (no era ventana de lanzamiento)
USA	Mariner 6	24 Febr 1969	Llegó el 31 de Julio. Misión satisfactoria
USA	Mariner 7	27 Mar 1969	Llegó el 5 de Agosto. Misión satisfactoria
URSS	Sin nombre	27 Mar 1969	Falló el motor Proton
URSS	Sin nombre	14 Abril 1969	Falló el motor Proton
USA	Mariner 8	8 May 1971	Falló el motor Centaur
URSS	Kosmos 419	10 May 1971	Falló al salir de la órbita de la Tierra
URSS	Mars 2	19 May 1971	Orbitó Marte. El módulo descendente se estrelló contra la superficie
URSS	Mars 3	28 May 1971	Orbitó Marte. El módulo descendente amartizó pero falló la transmisión
USA	Mariner 9	30 May 1971	Llegó a Marte el 13 de Nov y fue una larga y satisfactoria misión
URSS	Mars 4	21 Jul 1973	Falló al entrar en órbita de Marte
URSS	Mars 5	25 Jul 1973	Orbitó Marte. Misión parcialmente satisfactoria
URSS	Mars 6	5 Agos 1973	Llegó a Marte. El módulo descendente amartizó pero envió muy pocos datos
URSS	Mars 7	9 Agos 1973	Llegó a Marte. El módulo descendente perdió el planeta
USA	Viking 1	20 Agos 1975	Llegó al planeta el 19 Jun 1976, y el 20 Jul amartizó
USA	Viking 2	5 Sept 1975	Llegó al planeta el 7 Agos 1976, y el 3 Sep amartizó
URSS	Phobos 1	7 Jul 1988	Se perdió la telemedida el 30 de Agosto
URSS	Phobos 2	12 Jul 1988	Llegó a Marte el 29 Enero 1989. Se perdió la telemedida el 27 Marzo
USA	Mars Observer	Sept 1992	Falló al entrar en órbita en Agosto 1993
USA	Mars Global Surveyor	6 Nov 1996	Está viajando hacia Marte
Rusia	Mars 96	17 Nov 1996	Falló al salir de la órbita de la Tierra a consecuencia de un motor Proton
USA	Mars Pathfinder	2 Dic 1996	Éxito hasta la presente

La siguiente tabla refleja la evolución en el peso de las misiones:

Misión	Año	Peso
Sin nombre	1960	640
Mars 1	1962	895
Mariner 4	1964	260
Zond 2	1964	950
Zond 3	1965	950
Mariner 6 y 7	1969	413
Mars 2 y 3	1971	4650
Mariner 9	1971	980
Mars 4, 5, 6 y 7	1973	4650
Viking 1 y 2	1975	3527
Phobos 1 y 2	1988	6200

Las misiones espaciales han cambiado las ideas, casi todas ellas erróneas, que existían sobre este planeta previamente. La Unión Soviética y Estados Unidos comenzaron sus programas de exploración del planeta rojo en 1960. La mayoría de los primeros intentos soviéticos fallaron y no fueron anunciados por lo que no tienen nombre. De la serie de misiones Mars 1 a Mars 7 ninguna cumplió con todos sus objetivos científicos. Sin embargo, se obtuvieron algunas fotografías e importantes datos.

Las primeras misiones planeadas por los Estados Unidos no llegaron a despegar, y de los seis Mariner, dos fallaron, aunque el Mariner 4 fue el primero en mostrar la forma "*craterizada*" de la superficie del planeta. Mariner 9 descubrió la mayoría de las características geológicas y revolucionó el conocimiento que del planeta vecino se tenía. Las misiones Viking, con dos orbitales y dos módulos descendentes de forma coordinada, representan el mayor volumen de datos que se posee sobre Marte.

La ambiciosa misión Phobos, que los soviéticos habían planeado como los precursores de una nueva serie, terminó con dos fracasos. Al

menos el segundo de ellos consiguió información significativa sobre Marte y sobre su satélite Fobos.

2.2 La Misión Marte'96

La misión Marte 96 (*Mars'96*) despegó de Baikonur (Rusia) el 17 de Noviembre de 1996. Un fallo en la cuarta fase del motor Proton fue el causante de no sacar de la órbita terrestre el vehículo, por lo que éste cayó en el Océano Pacífico.

La misión original, Mars'94 iba a ser lanzada en 1994 y estaba formada por dos orbitales gemelos con estaciones para ser depositadas en la superficie, globos para el estudio *in situ* de la atmósfera, penetradores y un vehículo móvil. Posteriormente, la misión fue reducida y uno de los orbitales aplazado para ser lanzado en el año 1996. Al final, todo el proyecto fue aplazado dos años más, siendo el primer lanzamiento en 1996 y existía la posibilidad de un segundo en 1998. Las razones para estos retrasos y reducciones hay que buscarlas en la situación económica de Rusia.

La misión estaba formada por un orbital, dos estaciones de superficie y dos penetradores que se incrustarían en la superficie del planeta. La vida de la misión, en principio, estaba prevista que fuera de dos años.

Después de once meses de vuelo el orbital se situaría en una órbita elíptica de tres días de periodo. Cuatro o cinco días después, antes del acercamiento final a Marte, en órbita polar, las dos estaciones se separarían del orbital y serían enviadas a la superficie del planeta. Los dos penetradores

serían lanzados contra la superficie durante el primer mes de órbita. Los experimentos científicos comenzarían a funcionar después del lanzamiento de los penetradores.

El orbital estaba diseñado y construido por la empresa rusa *Lavochkin Association*. Estaba estabilizado en los tres ejes y disponía de dos plataformas para el apuntado y estabilizado de diversos instrumentos ópticos. La carga útil estaba formada por doce instrumentos para el estudio de la superficie y la atmósfera, siete para el estudio de plasma y tres para estudios astrofísicos.

Los instrumentos para el estudio de la atmósfera y la superficie son:

- *ARGUS:* Sistema para estéreo imágenes espectrales. Estaba formado por una plataforma autónoma con posibilidad de giro en tres ejes para conseguir un apuntado y estabilizado de 4 seg. de arco:

  - *HRSC:* Cámara de televisión multifuncional estereoscópica de alta resolución. Incluye el sistema de memoria de 1 Gbit, sistema de control térmico y sistema de calibración de *ARGUS*.

  - *WAOSS:* Cámara de televisión estereoscópica de campo ancho.

  - *OMEGA:* Espectrómetro en visible e infrarrojo para la realización de mapas superficiales.

  - *NC:* Cámara de Navegación

- *PFS:* Espectrómetro planetario de Fourier en infrarrojo

- *TERMOSCAN*: Radiómetro para la realización de mapas superficiales.

- *SVET*: Espectrofotómetro de alta resolución para la realización de mapas superficiales.

- *SPICAM*: Espectrómetro óptico multicanal.

- *UVS-M*: Espectrofotómetro ultravioleta.

- *LWR*: Radar para longitudes de onda largas.

- *PHOTON*: Espectrómetro gamma.

- *NEUTRON-S*: Espectrómetro de neutrones.

- *MAK*: Espectrómetro de cuadripolos de masa.

Los instrumentos para el estudio de plasma son:

- *ASPERA-S*: Espectrógrafo de energía-masa para iones y representación de partículas neutras.

- *FENOMENA*: Analizador rápido y omnidireccional de energía-masa para iones.

- *DYMIO*: Espectrómetro de energía-masa omnidireccional para la ionosfera.

- *MARIPROB*: Espectrómetro de plasma ionosférico.

- *MAREMF*: Magnetómetro y analizador de electrones.

- *ELISMA*: Sistema para ondas complejas.

- *SLED-2*: Espectrómetro de partículas con carga y de baja energía.

Los instrumentos para el estudio astrofísico son:

- *PGS*: Espectrómetro de precisión de partículas gamma.
- *LILAS-2*: Espectrómetro de partículas gamma, cósmicas y solares.
- *EVRIS*: Fotómetro para oscilaciones estelares.
- *RADIUS-M*: Sistema para radiación y control de dosimetría.

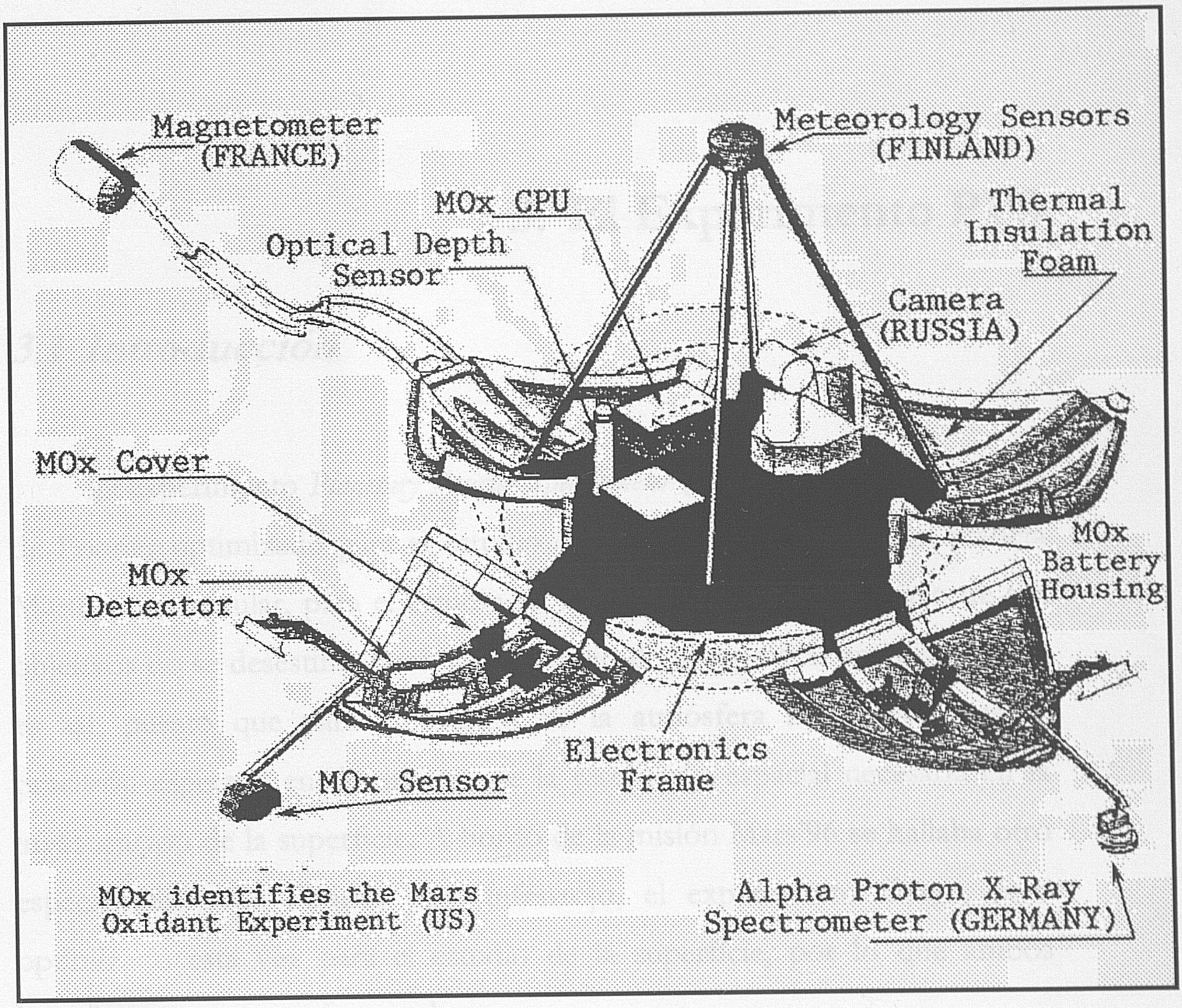
Las plataformas para apuntado de sistemas ópticos eran dos:

- *TSP*: Para los instrumentos de *ARGUS*.
- *PAIS:* Para *SPICAM, EVRIS Y PHOTON.*

Sistema de adquisición de datos científicos:

- *MORION-S:* Central de conexiones, microprocesador y memoria del orbital.

El siguiente es un dibujo de como quedaría una estación de superficie una vez desplegada:



Y la portada de la presente tesis es una visión artística de la misión Marte 96 orbitando alrededor del *Planeta Rojo*, antes de haber lanzado las estaciones de superficie ni los penetradores.

3. El Experimento PFS

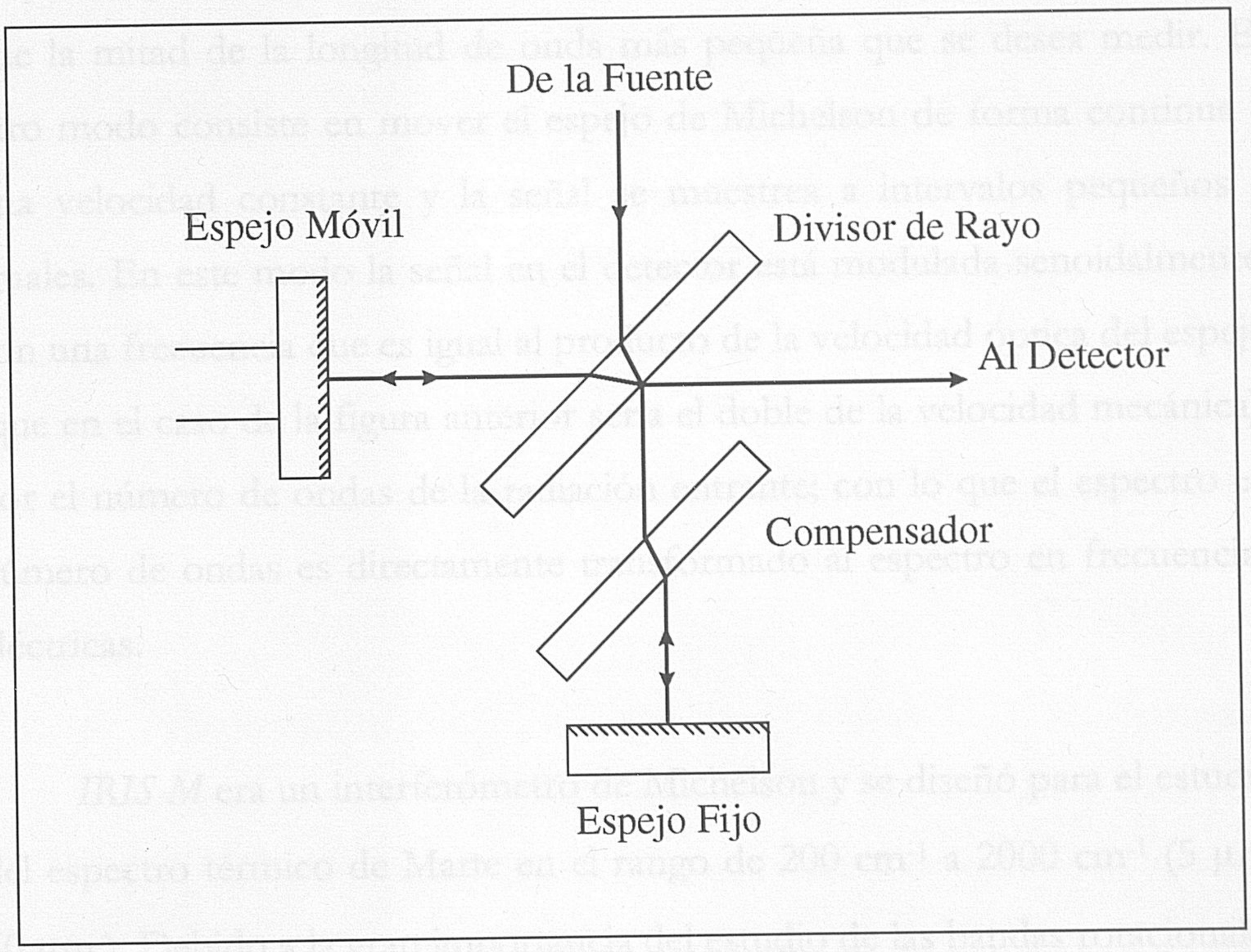
3.1 Introducción

El experimento *Planetary Fourier Spectrometer* (PFS) es un espectrómetro de Fourier optimizado para el estudio de la emisión infrarroja del planeta Marte, en particular, para el estudio de su atmósfera aunque dentro de sus objetivos no se desestima también el estudio de la superficie marciana. Esto es así, puesto que para el estudio de la atmósfera se requiere mayor precisión espectral en detrimento de la resolución espacial necesaria en la investigación de la superficie. A bordo de la misión Mars'96 se hallaba otro espectrómetro de Fourier para infrarrojo, el experimento *Omega*, pero optimizado esta vez para el estudio de la superficie, por lo que ambos experimentos se complementaban.

PFS no es el primer espectrómetro infrarrojo que vuela a Marte. Su antecesor fue el *IRIS-M* a bordo de la nave *Mariner-9* que estuvo en órbita entre los años 1971-72. También el *Mars Observer* (1993) llevaba un instrumento similar, el *TES*, con una resolución espectral cinco veces menor que la de PFS. El modelo de repuesto de este instrumento formará parte de la carga útil de la misión *Mars Global Surveyor II*, que se lanzará en 1998.

Se revisan ahora los conocimientos de un interferómetro de Michelson, que es la base de *IRIS-M*, y en el que se inspira PFS.

El esquema óptico básico de un interferómetro de Michelson de espejo móvil es el siguiente:



El compensador debe estar formado por el mismo substrato que el divisor de rayo y con el mismo espesor. El rayo de luz procedente de la fuente, al incidir en el divisor de rayo situado a 45°, se divide en dos. Un rayo continúa hasta llegar al espejo fijo donde se refleja y vuelve al divisor. El otro es reflejado a 90° y se refleja sobre el espejo móvil volviendo al divisor. La fracción del rayo que se dirige al detector será la suma de dos rayos procedentes de la misma fuente que han seguido diferentes caminos ópticos, por lo que el resultado será una interferencia que dependerá de la diferencia de caminos ópticos. Variando esta diferencia se obtiene como

resultado lo que se denomina interferograma. La transformada de Fourier de este interferograma reportará el espectro de la luz incidente.

Un interferómetro de Michelson puede operar en dos modos. Uno en el que el espejo móvil, también llamado espejo de Michelson, se mueve a pequeños pasos iguales. La teoría de muestreo exige que el paso sea menor que la mitad de la longitud de onda más pequeña que se desea medir. El otro modo consiste en mover el espejo de Michelson de forma continua a una velocidad constante y la señal se muestrea a intervalos pequeños e iguales. En este modo la señal en el detector está modulada senoidalmente, con una frecuencia que es igual al producto de la velocidad óptica del espejo (que en el caso de la figura anterior sería el doble de la velocidad mecánica), por el número de ondas de la radiación entrante; con lo que el espectro en número de ondas es directamente transformado al espectro en frecuencias eléctricas.

IRIS-M era un interferómetro de Michelson y se diseñó para el estudio del espectro térmico de Marte en el rango de 200 cm^{-1} a 2000 cm^{-1} (5 μm. 50 μm.). Debido a la gran importancia del estudio de las bandas rotacionales del agua entre 200 cm^{-1} y 400 cm^{-1} y, a causa de la escasa cantidad de esta sustancia y de la presión tan baja que hay en Marte, por primera vez se usó un divisor de rayo de yoduro de cesio (CsI), que tiene un intervalo de transmisión desde 200 cm^{-1} a 10000 cm^{-1}, con recubrimientos de protección, para evitar su degradación. Este elemento era de forma circular de 8.2 cm. de diámetro y 0.95 cm. de espesor. El instrumento disponía de una ventana, para proteger el interferómetro del polvo, también compuesta de yoduro de cesio. Su resolución espectral era de 2.4 cm^{-1}. La señal de referencia usada para controlar la adquisición se generaba con una lámpara de neón ópticamente filtrada a una longitud de onda de 0.6929 μm. El rango

dinámico era de 8000, pero no existiendo conversores analógico digitales (ADC) de 13 bits, sólo de 12, hubo de utilizarse un método de compresión de señal. El desplazamiento del espejo móvil era de 0.427 cm., lo que conlleva una diferencia de camino óptico de 0.85 cm. Este recorrido se realizaba a velocidad constante en 18.2 s. adquiriendo 4096 puntos por interferograma. El área de apertura era de 15 cm^2 y un campo de visión de 4.5°, lo que supone un ángulo sólido de $4.7x10^{-3}$ sr. El detector utilizado era un balómetro termistor que se mantenía a una temperatura de 250.0 ± 0.2 K. con un radiador que apuntaba al espacio. Como espectros de calibración en vuelo se utilizaban el del espacio y el de un cuerpo negro interno a 296.4K.

Las principales características que diferencian a PFS de sus antecesores son tres:

- PFS posee dos canales, uno para longitudes de onda más lejanas al que llamaremos LW, en el mismo rango del *IRIS-M*, y otro para longitudes de onda más cortas, al que denominaremos SW, del cual no hay antecedentes.

- El interferómetro del PFS no está basado en un interferómetro de Michelson de espejo plano que se mueve a velocidad constante, sino que es un sistema giratorio con reflectores cúbicos denominado doble péndulo. Con ello se gana en estabilidad y se evita el principal problema del espejo plano: mantener el paralelismo del reflector móvil en su desplazamiento.

- Por último PFS posee un sistema de apuntamiento en dos ejes que le permite hacer un estudio en profundidad de una zona concreta

de la superficie, realizar un barrido general o seguir una estrategia concreta de observación.

3.2 Objetivos Científicos

Los objetivos científicos de PFS se pueden dividir en dos secciones, los estudios atmosféricos y los relacionados con la superficie marciana. Aunque, como se ha mencionado, PFS está optimizado para la investigación atmosférica, también permite el estudio de la superficie al tener una considerable resolución espacial, alrededor de 15 Km. cuando Marte es observado desde 300 Km. de altura, que es punto más cercano de la órbita nominal. De esta forma PFS, no sólo daría información sobre la atmósfera de Marte, sino que también transmitiría datos sobre la composición mineralógica de la superficie y sobre la interacción atmósfera - superficie.

Los objetivos científicos del PFS se pueden resumir en:

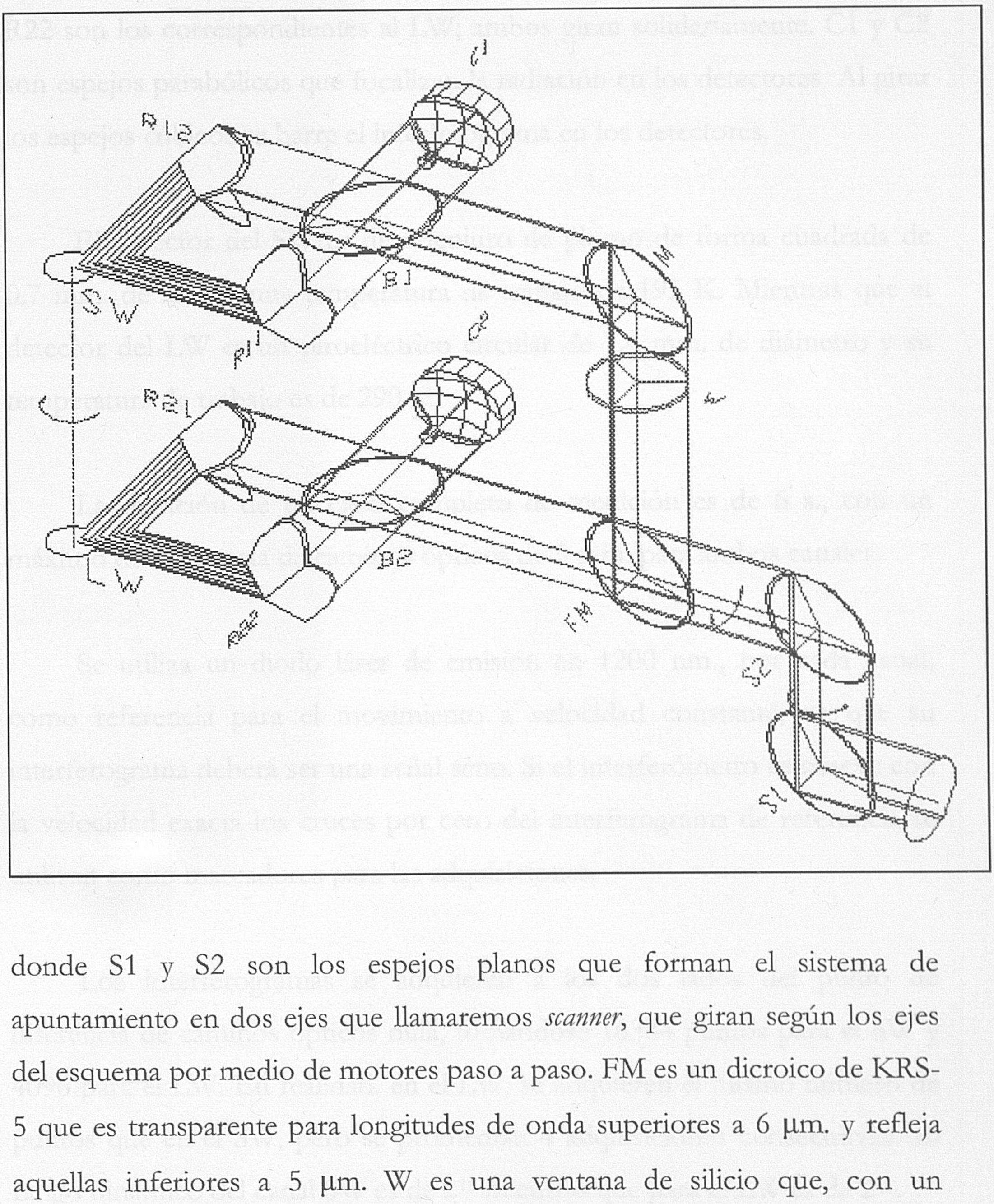
- Estudios Atmosféricos:
  - Estudio del mapa tridimensional de temperaturas en la atmósfera baja (hasta 40 Km.) y su evolución temporal.
  - Medida de las variaciones de componentes minoritarios (H_2O).
  - Investigación de otros componentes menores.
  - Determinación de la relación D/H.
  - Estudio de las propiedades ópticas de los aerosoles atmosféricos.
  - Balance radiativo de la atmósfera e influencia de los aerosoles en la energía de la misma.

- Estudios de la Superficie:
  - Estudio de la temperatura de la superficie.
  - Determinación de la inercia térmica.
  - Determinación de las restricciones en la composición mineralógica.
  - Naturaleza de la superficie condensada y la variación de su composición con las estaciones.
  - Medida de la fase del *scattering* en diversas posiciones de la superficie.
  - Procesos de intercambio entre la superficie y la atmósfera.
  - Determinación local de la presión y altura de CO_2 en regiones determinadas.
  - Determinación de la relación isotópica en el carbono.

3.3 Descripción de PFS

Como ya se ha mencionado previamente, PFS es un espectrómetro de Fourier en el infrarrojo optimizado para el estudio de la atmósfera del planeta Marte. Consta de dos canales, uno para longitudes de onda comprendidas entre 1.3 μm. y 4 μm. (2500 cm^{-1} y 7700 cm^{-1}), al que denominaremos SW, y otro que llamaremos LW para aquellas comprendidas entre 6 μm. y 45 μm. (222 cm^{-1} y 1667 cm^{-1}). La resolución espectral para ambos canales es de 2 cm^{-1}. El campo de visión es de 1° 9' para el canal SW y 2° 18' para el LW.

La configuración del interferómetro es en doble péndulo y un esquema básico de la óptica se muestra en el esquema siguiente:



donde S1 y S2 son los espejos planos que forman el sistema de apuntamiento en dos ejes que llamaremos *scanner*, que giran según los ejes del esquema por medio de motores paso a paso. FM es un dicroico de KRS-5 que es transparente para longitudes de onda superiores a 6 µm. y refleja aquellas inferiores a 5 µm. W es una ventana de silicio que, con un revestimiento específico, permite el paso de longitudes de onda superiores a 1.3 µm. M es un espejo plano que introduce la radiación en el interferómetro del SW. B1 es el divisor de rayo del canal SW con substrato

de fluoruro de calcio (CaF_2) y B2 es el divisor de rayo del LW de yoduro de cesio. R11 y R12 son los espejos en forma de medio cubo del SW. Estos espejos están unidos por un brazo rígido en forma de L. Igualmente, R21 y R22 son los correspondientes al LW; ambos giran solidariamente. C1 y C2 son espejos parabólicos que focalizan la radiación en los detectores. Al girar los espejos cúbicos se barre el interferograma en los detectores.

El detector del SW es de seleniuro de plomo de forma cuadrada de 0.7 mm. de lado y una temperatura de trabajo de 195 K. Mientras que el detector del LW es un piroeléctrico circular de 1.4 mm. de diámetro y su temperatura de trabajo es de 290 K.

La duración de un ciclo completo de medición es de 6 s., con un máximo de diferencia de caminos ópticos de 5 mm. para ambos canales.

Se utiliza un diodo láser de emisión en 1200 nm., por cada canal, como referencia para el movimiento a velocidad constante, ya que su interferograma deberá ser una señal seno. Si el interferómetro se mueve con la velocidad exacta los cruces por cero del interferograma de referencia se utilizan como marcadores para las adquisiciones.

Los interferogramas se adquieren a los dos lados del punto de diferencia de caminos ópticos nula, tomándose 16384 puntos para el SW y 4096 para el LW. En realidad, en el LW, se adquieren el mismo número de puntos que en el SW, pero se promedian 4 adquisiciones consecutivas. El rango dinámico del canal SW es de 2^{13} mientras que para el LW es de 2^{11}.

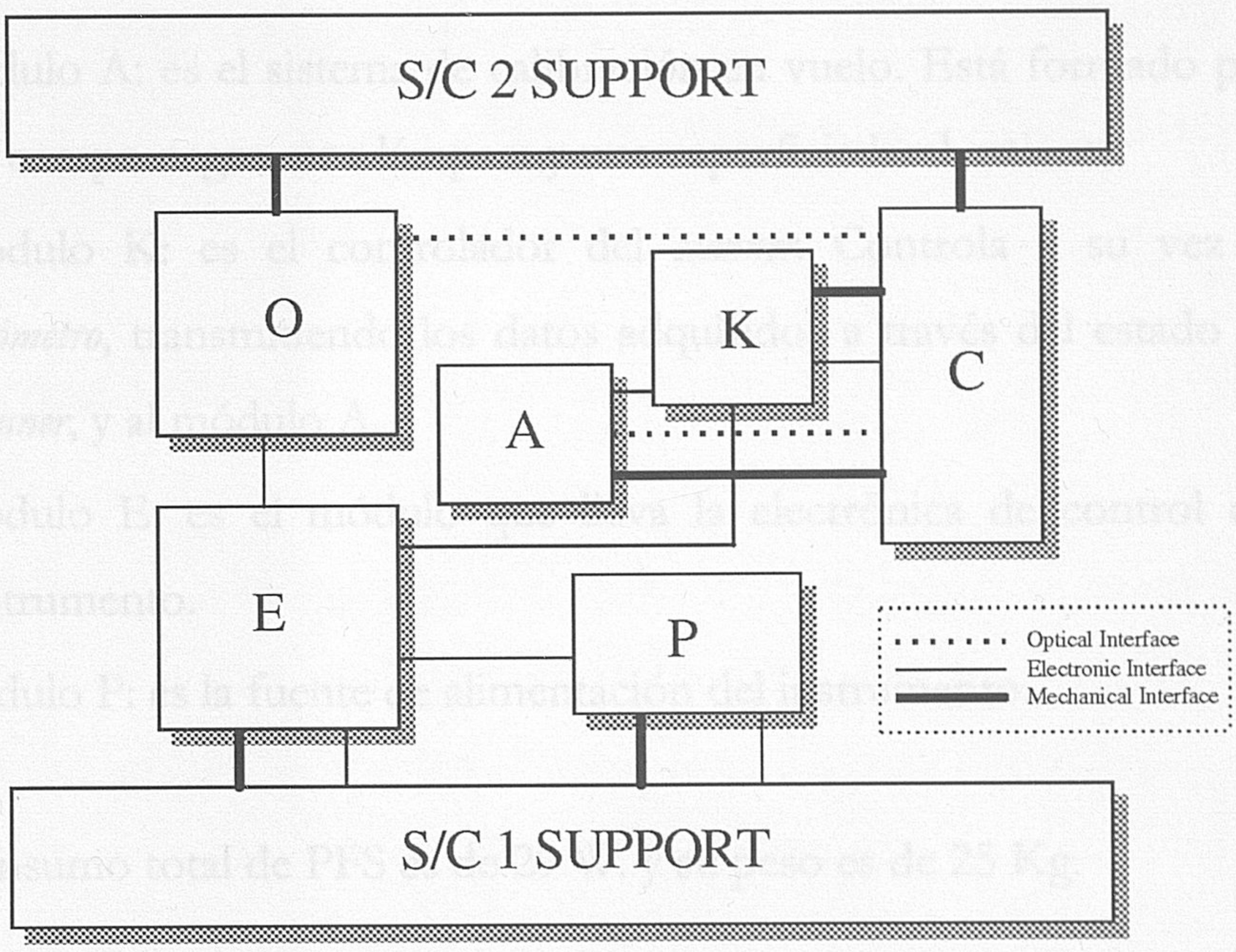
Cada punto adquirido es convertido de su valor analógico a digital con una resolución de 16 bits, por lo que en cada ciclo de 6 segundos se generan

262144 bits por el canal SW y 65536 por el LW. Una vez realizado el espectro, el volumen de datos es 103 y 26 millares de bits para el SW y LW respectivamente. En una órbita alrededor de Marte y adquiriendo en el pariapsis, el volumen de datos es de 104 millones de bits para el SW y 26 para el LW en el modo de transmisión de interferogramas, mientras que en el modo de transmisión de espectros, es de 40 y 10 millones de bits por cada canal. PFS tenía asignado para cada enlace con tierra 80 Mbit. por la misión, por lo que es necesario utilizar algoritmos de compresión de datos o desechar aquellos que se consideren de menor interés. Esto repercute en los distintos modos de funcionamiento del instrumento según las necesidades observacionales y estado de la misión.

PFS además está dotado de un fotómetro de alta sensibilidad cuya misión era medir el toro circundante de Marte, de ahí que se denomine *torómetro*.

PFS consta de seis módulos más el equipo de soporte en tierra (GSE), que simula al orbital para las operaciones que se realizan con el instrumento en tierra.

El esquema general del instrumento con todas las conexiones, tanto mecánicas, electrónicas como ópticas es el siguiente:



donde el término *S/C* es utilizado para el orbital.

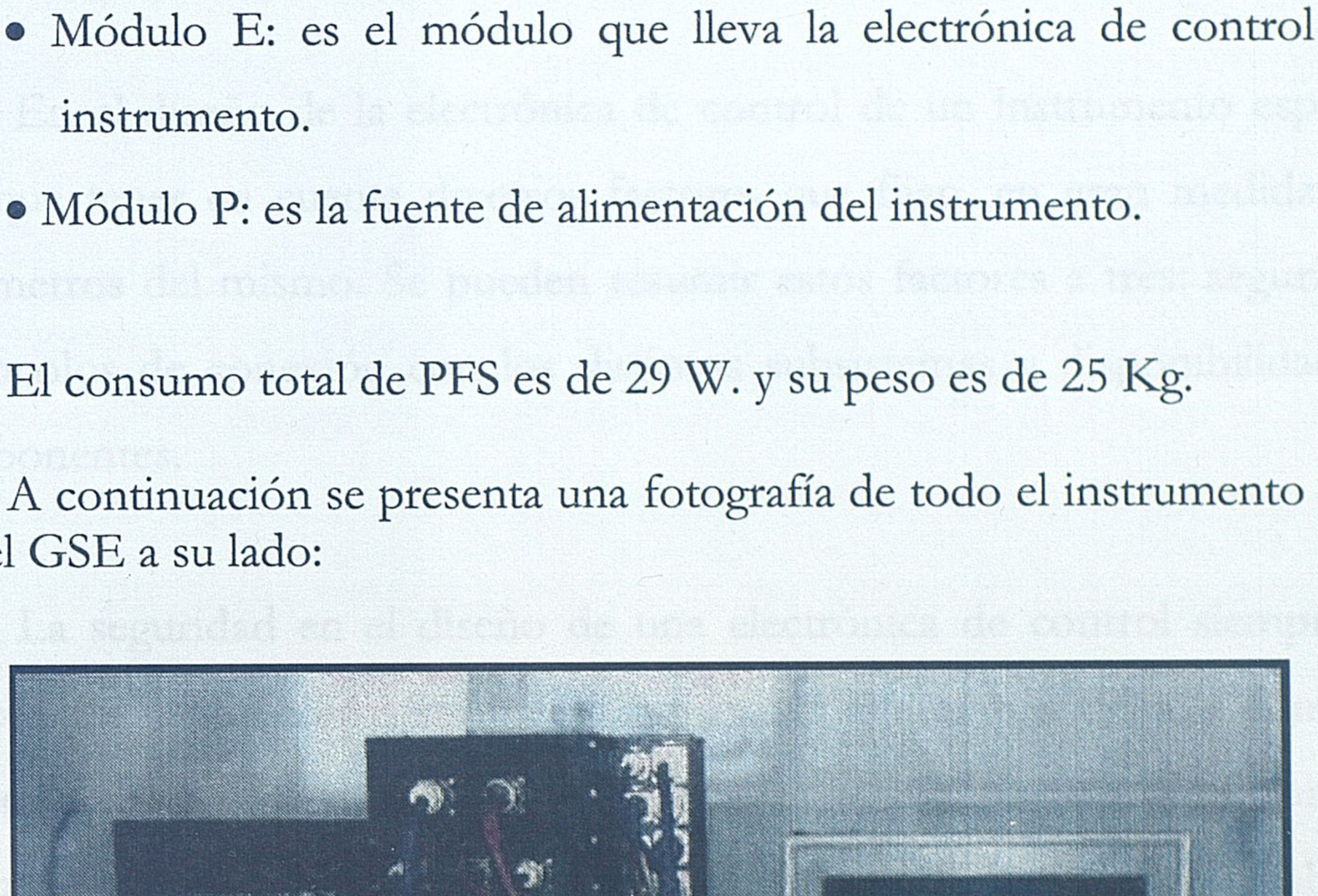
Cada módulo en sí es una caja independiente. Como puede observarse en el esquema, los distintos módulos de PFS se fijan al orbital en dos soportes distintos, ya que aquellos implicados en la observación quedan fuera de la protección del orbital mientras que la electrónica se sitúa en el interior de éste último.

PFS consta de los siguientes módulos:

- Módulo O: contiene al interferómetro y la electrónica de adquisición.
- Módulo C: está formado por la óptica de apuntamiento, *scanner*. Fijado a él se sitúa el *torómetro*.
- Módulo A: es el sistema de calibración en vuelo. Está formado por un cuerpo negro, una lámpara y una superficie lambertiana.
- Módulo K: es el controlador del *scanner*. Controla a su vez el *torómetro*, transmitiendo los datos adquiridos a través del estado de *scanner*, y al módulo A.
- Módulo E: es el módulo que lleva la electrónica de control del instrumento.
- Módulo P: es la fuente de alimentación del instrumento.

El consumo total de PFS es de 29 W. y su peso es de 25 Kg.

A continuación se presenta una fotografía de todo el instrumento PFS con el GSE a su lado:



4. Electrónica de Control

4.1 Introducción

En el diseño de la electrónica de control de un instrumento espacial hay que tener en cuenta diversos factores que fijan, en gran medida, los parámetros del mismo. Se pueden resumir estos factores a tres: seguridad, protocolos de conexión con los distintos subsistemas y disponibilidad de componentes.

La seguridad en el diseño de una electrónica de control siempre es importante, pero en un instrumento espacial lo es aún más, debido, como es lógico, al hecho de que una vez lanzada la misión no se puede corregir cualquier posible error cometido durante la fase de diseño. Esto obliga a tomar todas las medidas de seguridad que se puedan y a realizar los diseños lo más flexibles posibles, de forma que, si se produce algún fallo en el sistema, exista alguna solución de repuesto. Esto implica estudiar e imaginar las situaciones más desfavorables de funcionamiento. Se penalizan, por tanto, los diseños innovadores en favor de aquellos más conservadores que hayan demostrado su valía.

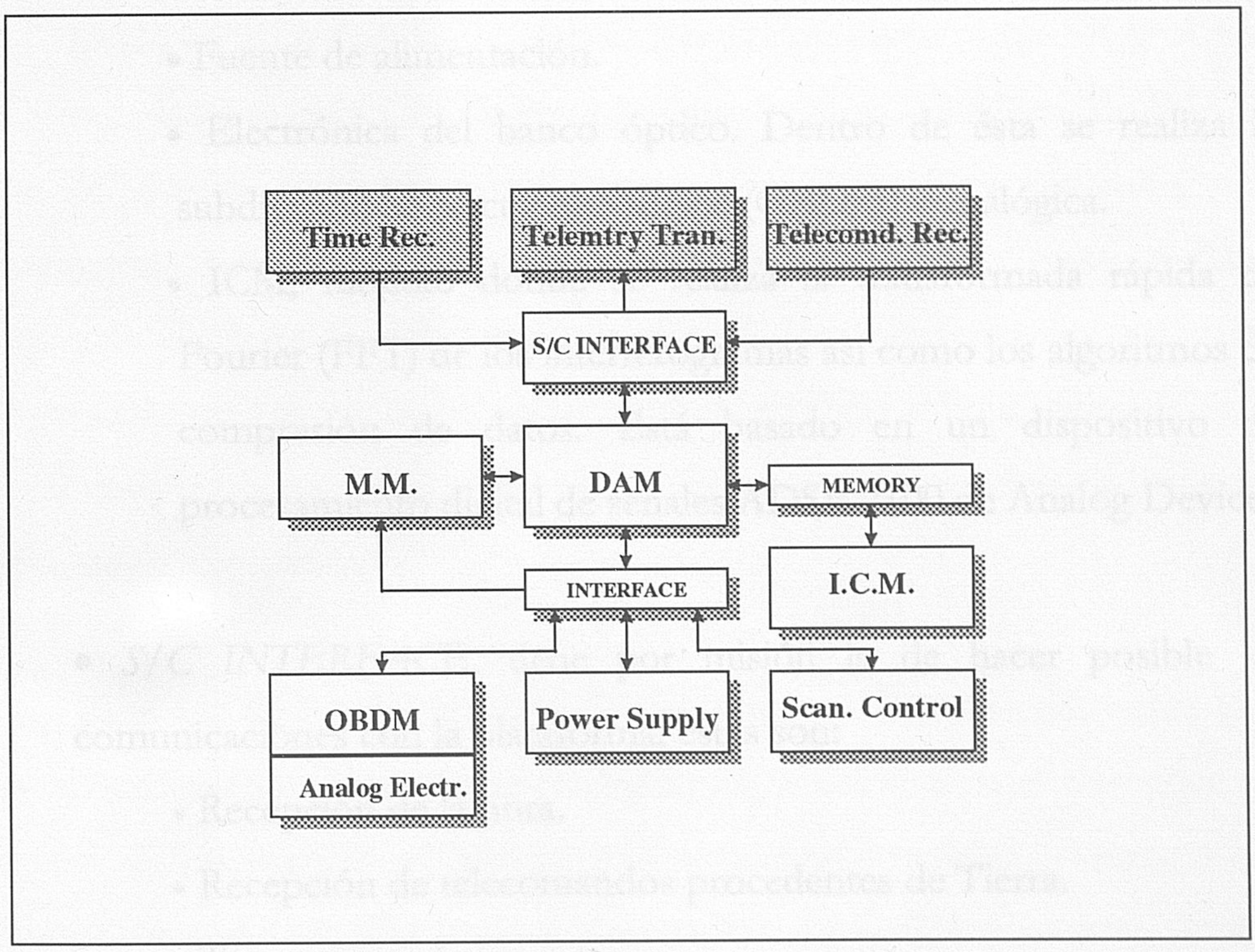
Cuando se comienza a definir un instrumento espacial en el que van a cooperar varios grupos de trabajo, y con mayor énfasis, si estos son de diversas nacionalidades, una de las primeras tareas que se aborda es la fijación de los protocolos, sobre todo de tipo *hardware*, que se van a seguir, aun cuando no se haya comenzado el diseño del instrumento. Esto es fundamental, puesto que los distintos grupos van a trabajar en paralelo y deberán adaptarse a estos requisitos, no pudiendo alterarse los protocolos si no es de forma muy justificada a lo largo del proyecto.

A la hora de escoger los componentes para un diseño espacial no se puede escoger entre toda la gama que ofrece el mercado, sino sólo entre aquellos que cumplen con la normativa especificada para la misión, bien sea la espacial, la militar o incluso existen agencias que tienen su propia normativa como es el caso de la Agencia Espacial Europea (E.S.A.). Hay que elegir aquellos que por costo y disponibilidad en el mercado se adapten a los requisitos de consumo, velocidad, tamaño, etc. En el caso de la misión Marte'96, también se añade el problema de la exportación de componentes a un país no aliado, esto es, al comienzo del diseño del proyecto en el año 1990, la U.R.S.S. existía y solamente era posible utilizar ciertos componentes puesto que los distintos modelos del instrumento tendrían que ser exportados a dicho país. Aún hoy existen restricciones a cierto tipo de componentes como, por ejemplo, los detectores infrarrojos del PFS que tuvieron que ser proporcionados por nuestros colegas rusos, no sólo debido a su vasta experiencia en este terreno, sino para evitar situaciones complicadas. Una circunstancia semejante se encuentra a la hora de escoger un microprocesador para nuestras unidades. El más idóneo que se encontró en esta situación fue el 80C86 de Harris, basado en el Intel 8086, puesto que ni tan siquiera se podía exportar un 80286 de Intel. En fases posteriores

durante la historia del experimento estas normativas se han ido relajando, pero por desgracia ya era demasiado tarde para el diseño.

Parte de esta tesis ha consistido en el diseño y las pruebas de funcionamiento de algunos módulos de la electrónica de control del instrumento PFS, para los modelos de prototipo y de ingeniería habiéndose hecho el seguimiento de los mismos hasta el modelo de vuelo, ya que la responsabilidad absoluta era del grupo italiano del I.F.S.I.

Un esquema general de la electrónica de todo el instrumento es:



donde:

- *DAM* es la unidad central de procesado de PFS (*Digital Arbiter Module*).

- *MEMORY* (Memoria) es la memoria local de DAM.

- *MM* es la memoria de almacenamiento masivo. Su capacidad es de 48 Megabits, con código de corrección de errores Hamming, que es el máximo de datos que la plataforma puede transmitir de PFS en cada enlace con la Tierra.

- *INTERFACE* donde se centran todas las conexiones de DAM con el resto de elementos que componen el instrumento. Estos son:
  - Controlador del *Scanner*, basado en una versión rusa del microprocesador Intel 8086.
  - Fuente de alimentación.
  - Electrónica del banco óptico. Dentro de ésta se realiza la subdivisión de electrónica digital (OBDM) y analógica.
  - ICM, módulo donde se realiza la transformada rápida de Fourier (FFT) de los interferogramas así como los algoritmos de compresión de datos. Está basado en un dispositivo de procesamiento digital de señales ADSP-2100 de Analog Device.

- *S/C INTERFACE*, tiene por misión la de hacer posible las comunicaciones con la plataforma, éstas son:
  - Recepción de la hora.
  - Recepción de telecomandos procedentes de Tierra.
  - Transmisión de los datos.

El módulo *E* está formado por: *DAM, MEMORIA, MM, INTERFACE, S/C INTERFACE* e *ICM*. Mientras que el controlador del *Scanner* es el módulo *K*, la fuente de alimentación es el módulo *P* y OBDM y la electrónica analógica forman parte del módulo *O*.

Los módulos que se describen con más detalle en esta tesis, y en cuyo desarrollo se ha participado de forma más activa son: *DAM, MEMORIA, INTERFACE, S/C INTERFACE Y OBDM*

En el Apéndice A se incluyen todos los esquemas, en un tamaño mayor, para permitir su estudio.

.

4.2 DAM

DAM es la unidad de control central que gobierna todos los procesos en el experimento según los diversos modos de funcionamiento. En caso de fallo del módulo ICM es capaz de realizar la FFT, si fuera necesario, más lentamente durante el tiempo de la órbita en que no se realizan adquisiciones. Este módulo, una vez encendido el experimento, nunca se apaga salvo que se reciba una orden procedente del orbital. Además es el que ordena la puesta en funcionamiento del resto de los módulos a través de la fuente de alimentación.

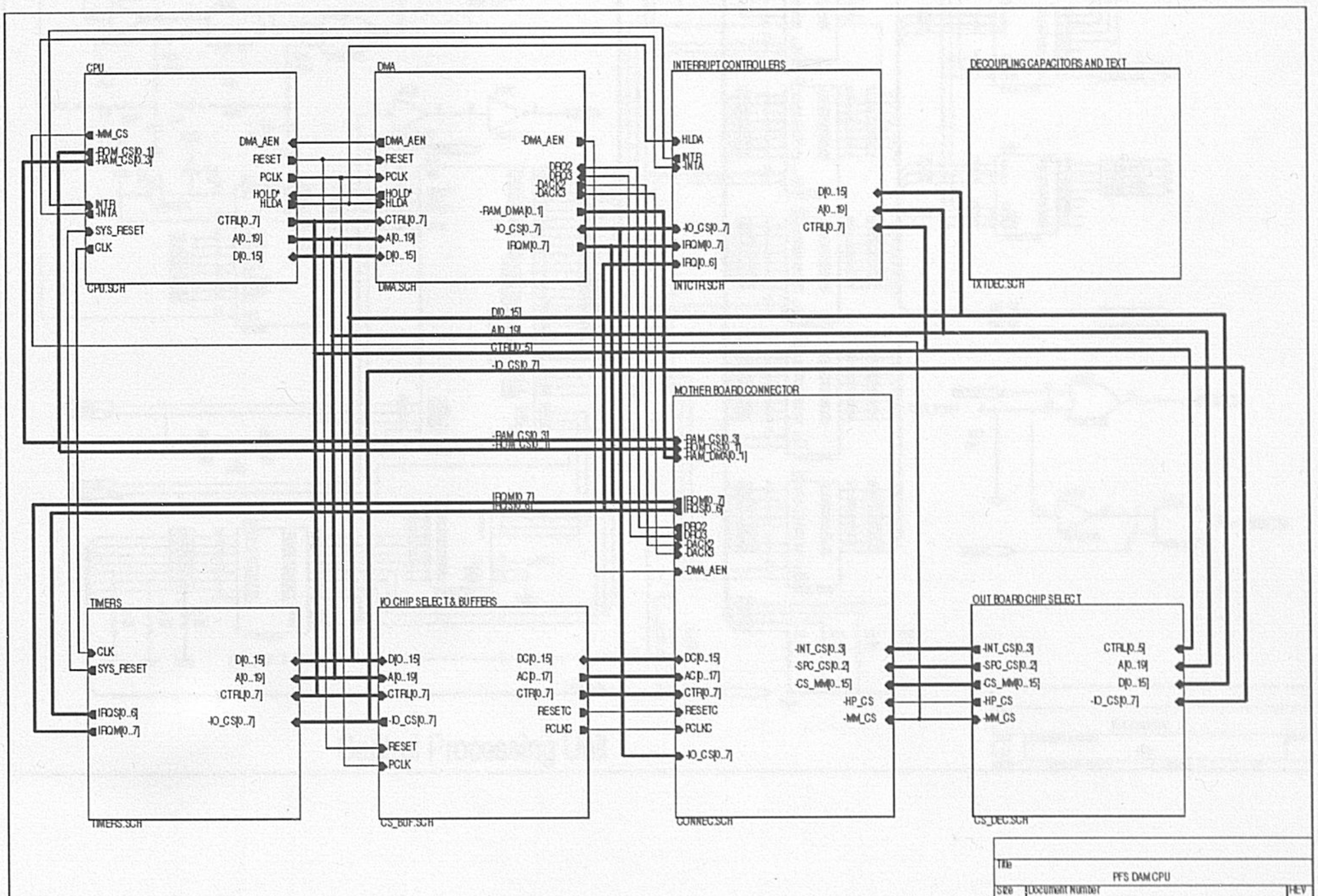
El modo de funcionamiento del instrumento DAM se determina por dos procedimientos: a través del momento de la órbita en que se encuentra, lo cual se calcula por el tiempo que transmite el orbital, y otro como consecuencia de los telecomandos recibidos de la Tierra que se envían según las necesidades observacionales y el estado del experimento.

También se encarga de empaquetar correctamente la información para ser transmitida, ya que los datos que genera PFS son directamente dirigidos

al equipo transmisor del orbital al poseer el instrumento su propia memoria masiva de almacenamiento.

Como ya se ha mencionado, el módulo DAM está basado en el microprocesador 80C86 (versión de bajo consumo del 8086), por lo que toda la periferia correspondiente ha de ser compatible con éste.

El diagrama de bloques de DAM es el siguiente:

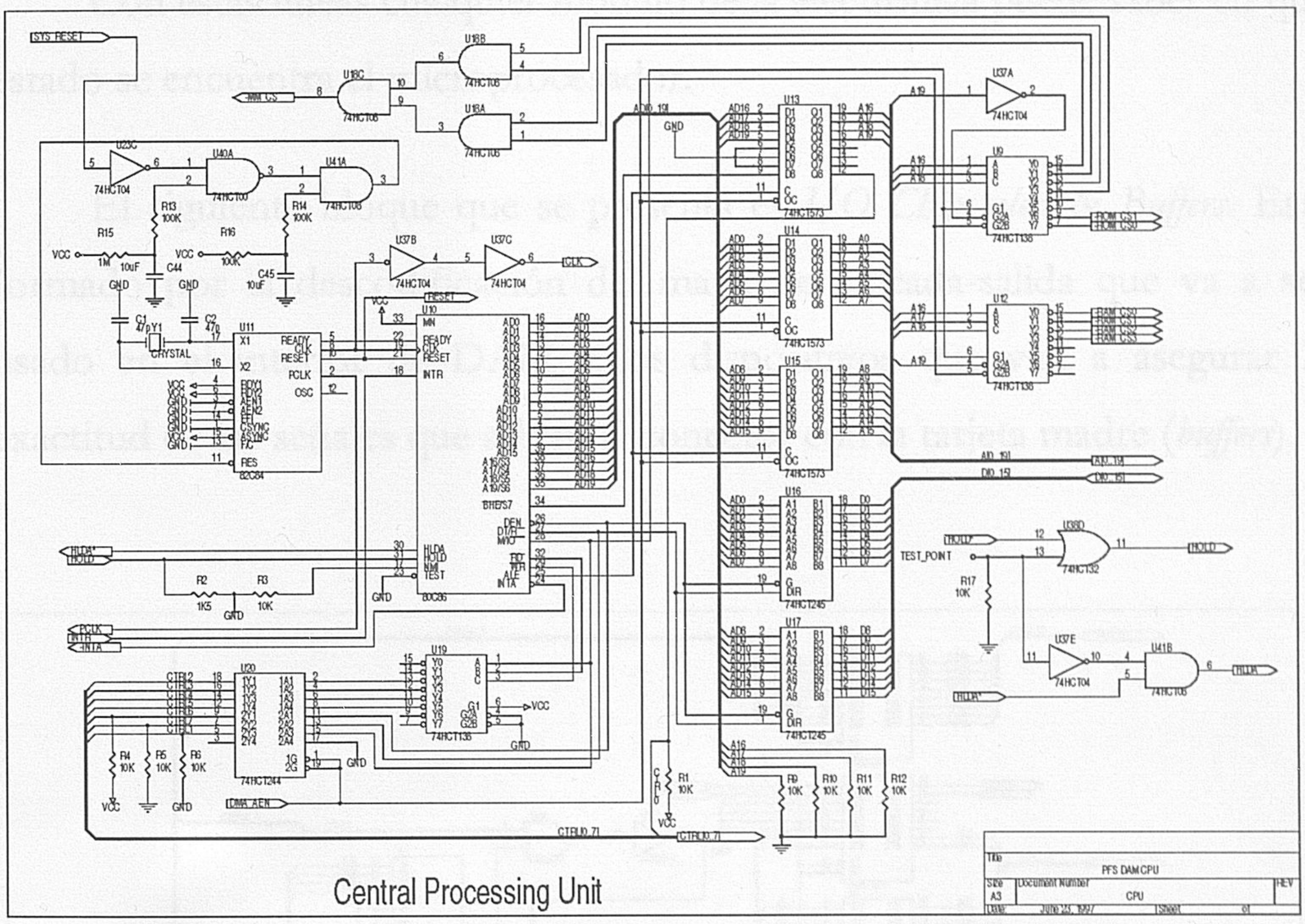


Se puede observar que DAM está compuesta por un grupo correspondiente a la unidad de procesos de datos (CPU), unidad de acceso directo de memoria (DMA) que, como veremos, es un requisito del protocolo de conexión con el módulo ICM, los controladores de interrupciones y los temporizadores. Además contiene los elementos para la

descodificación del mapa de entradas/salidas (I/O) tanto del interno a DAM como de aquellos externos a este módulo.

El diagrama anterior es un esquema jerárquico realizado con el programa de diseño Orcad IV.

El esquema del bloque CPU es el siguiente:



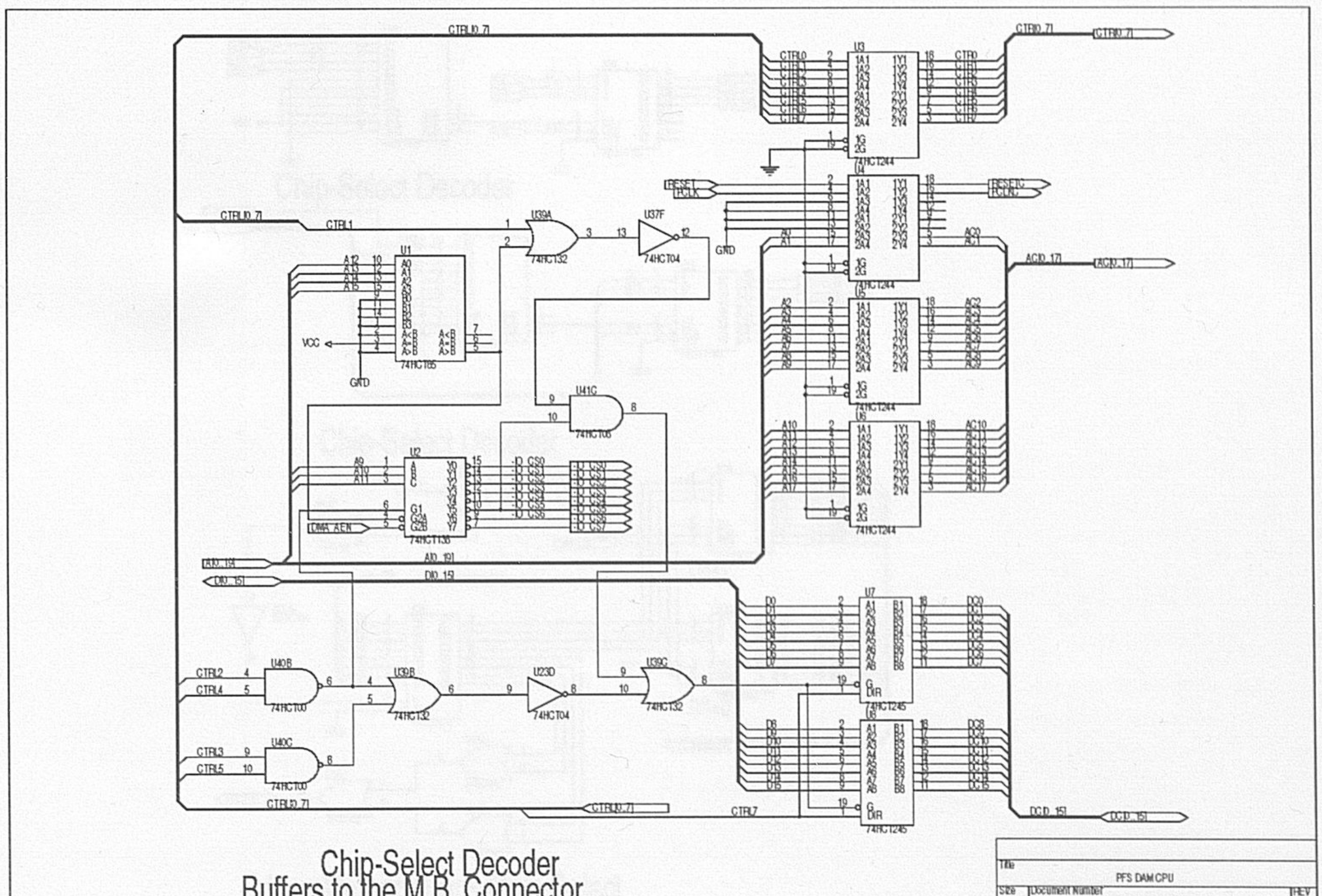
En este bloque se desmultiplexan lo buses de datos y de direcciones, se codifica un bus de control, se descodifica el mapa de direcciones de la memoria y se gestiona el *Reset* del microprocesador, bien sea por la activación de la alimentación o bien por el circuito de vigilancia del *software* (*watch dog*). La línea DMA_AEN deshabilita el control del microprocesador sobre los buses de datos y direcciones, así como, sobre el bus de control en los ciclos DMA.

El bus de control está formado por las siguientes líneas:

CTRL 0	-BHE	Byte alto válido
CTRL 1	M/-IO	Mapa de memoria o de entrada-salida
CTRL 2	-IOWR	Escritura en entrada-salida
CTRL 3	-MWR	Escritura en memoria
CTRL 4	-IORD	Lectura en entrada-salida
CTRL 5	-MRD	Lectura en memoria
CTRL 6	-DEN	Dato válido
CTRL 7	DT/-R	Transmisión/recepción de dato

Con estas líneas cualquier módulo de la electrónica puede saber en qué estado se encuentra el microprocesador.

El siguiente bloque que se presenta es *I/O Chip select* & *Buffers*. Está formado por la descodificación del mapa de entrada-salida que va a ser usado en el interior de DAM y los dispositivos que van a asegurar la exactitud de las señales que salgan al conector con la tarjeta madre (*buffers*).

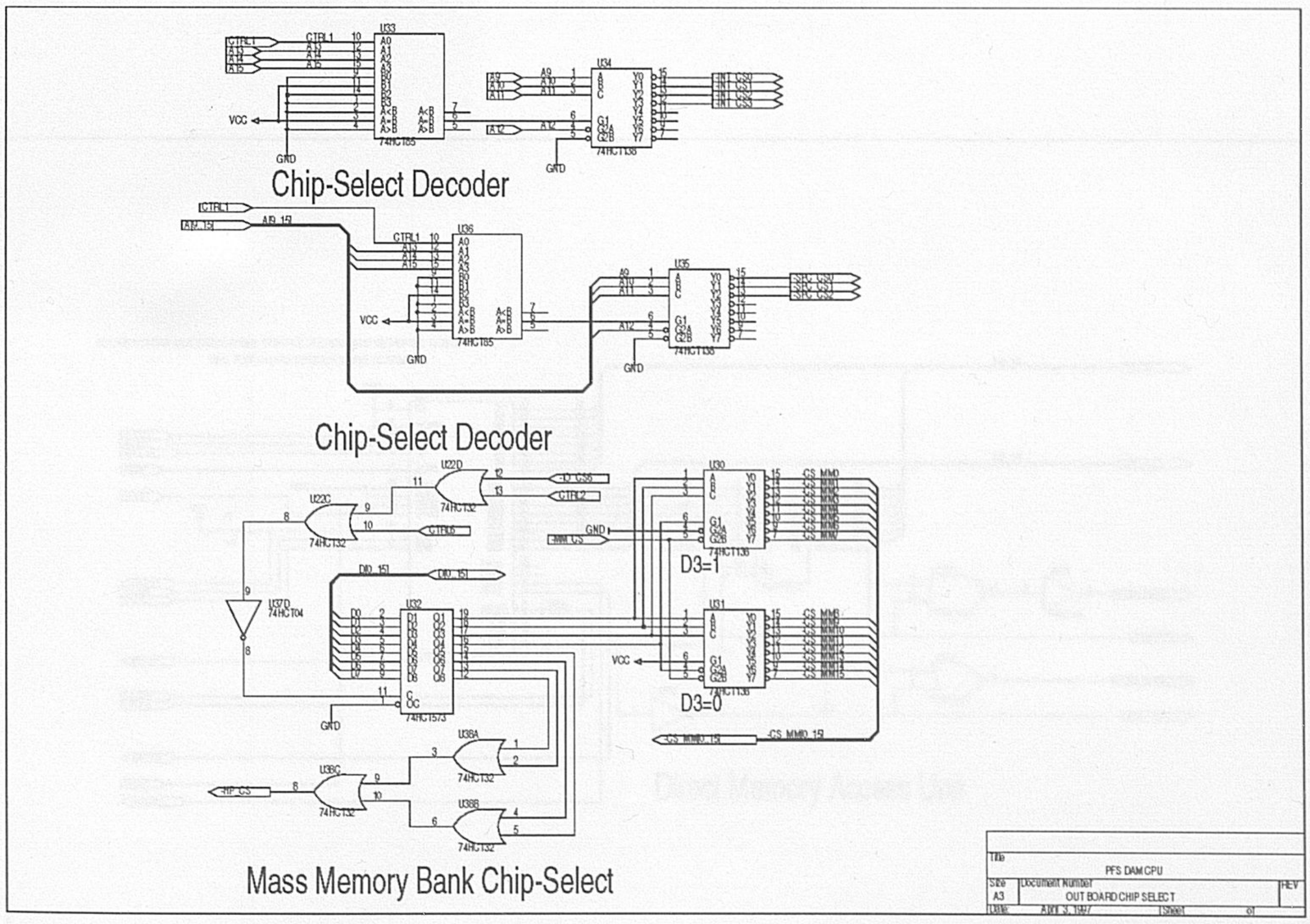


El mapa de entrada-salida correspondiente es:

-IO_CS0	Hx0000 - Hx001E	DMA
-IO_CS1	Hx0200 - Hx0202	PIC Principal (M)
-IO_CS2	Hx0400 - Hx0402	PIC Secundario (S)
-IO_CS3	Hx0600 - Hx0606	Temporizador 1
-IO_CS4	Hx0800 - Hx0806	Temporizador 2
-IO_CS5	Hx0A00 - Hx0AFE	Canal lento de ICM
-IO_CS6	Hx0C00 - Hx0CFE	Código de MM
-IO_CS7	HxCE00 - HxCEFE	Restablecer IRQM1

Por razones que más adelante se exponen, las direcciones en el mapa de entrada-salida deben ser siempre pares.

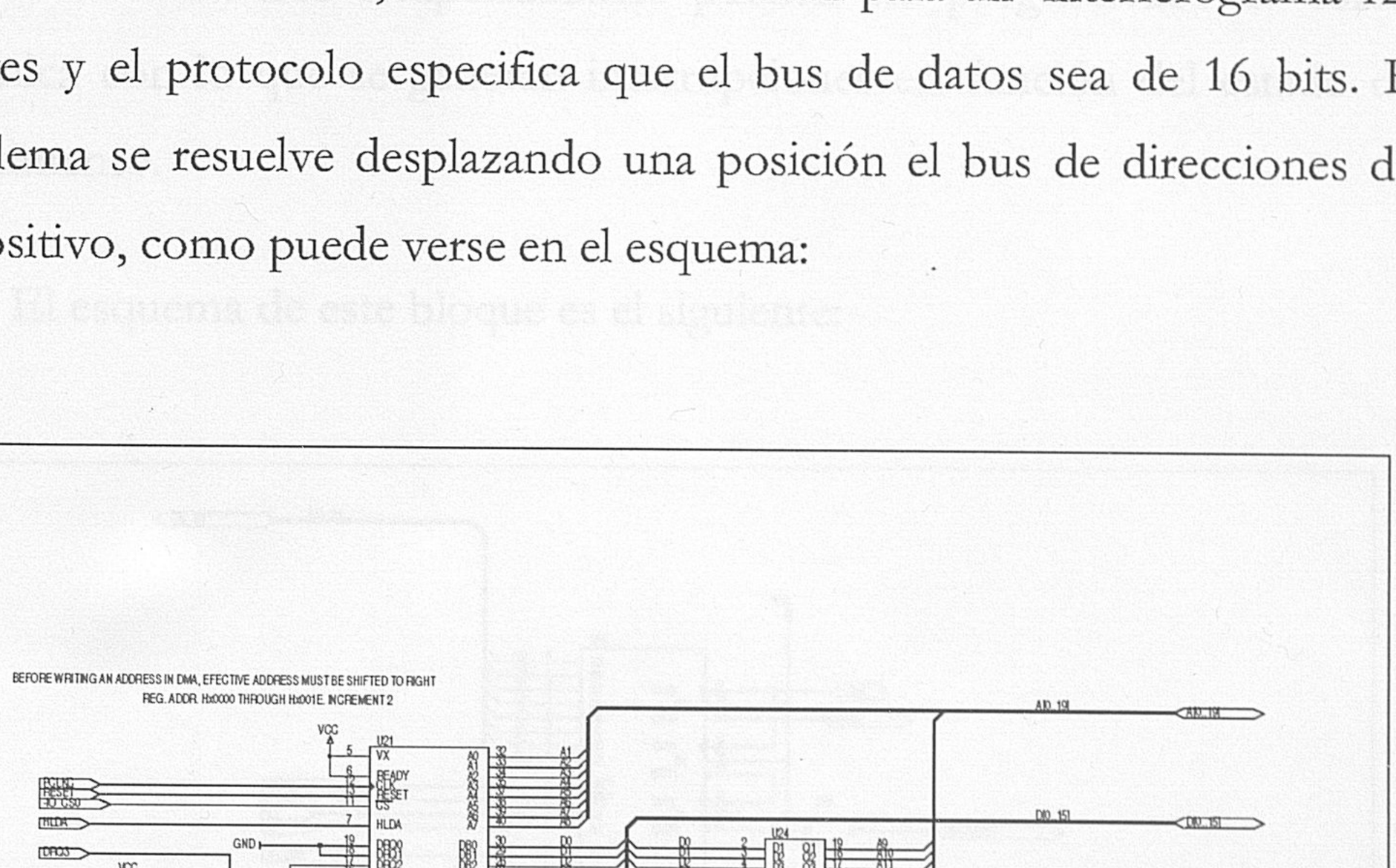
Análogamente al anterior, en el bloque *OUT BOARD CHIP SELECT*, se descodifican las direcciones correspondientes en el mapa de entrada-salida para el *S/C Interface* y para *Interface* así como los distintos bancos en que se divide la memoria masiva (MM).



Las direcciones correspondientes son:

-INT_CS0	Hx2000 - Hx2002	Puerto Serie para el *Scanner*
-INT_CS1	Hx2200 - Hx2206	Puerto Paralelo para la fuente de alimentación
-INT_CS2	Hx2400 - Hx2406	Puerto para OBDM
-INT_CS3	Hx2600 - Hx2606	Puerto para la alimentación de MM
-SPC_CS0	Hx4000	Recepción de Telecomandos
-SPC_CS1	Hx4200	Recepción de la hora
-SPC_CS2	Hx4400	Telemedida

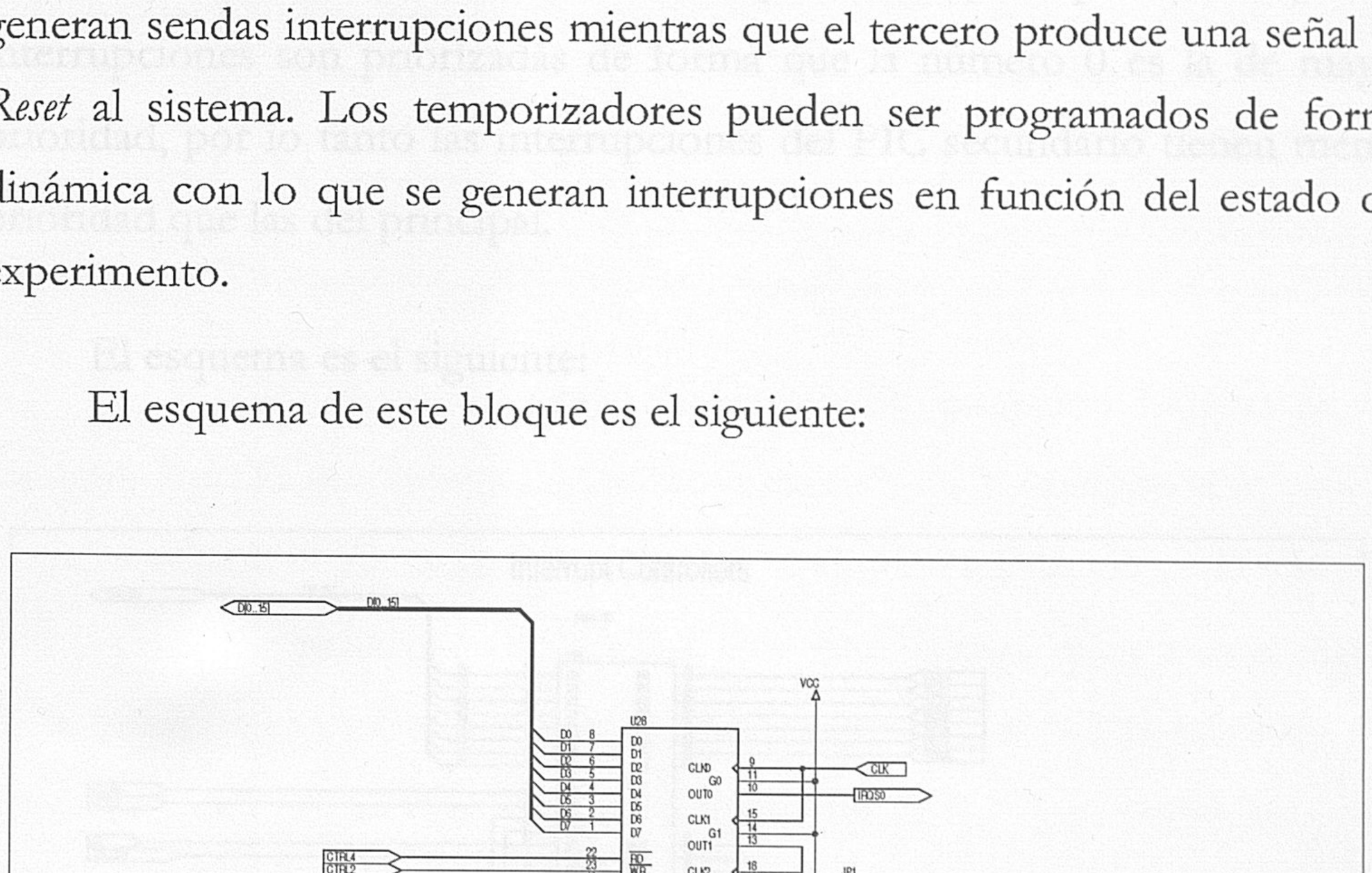
Uno de los protocolos de interconexión que debe cumplir DAM es con el módulo ICM. Éste fue fijado en un modo de acceso directo a memoria (DMA), por lo que es un requisito el situar en el diseño un dispositivo DMA. Un problema del dispositivo de la familia del 80C86 que realiza esta función, que es el 82C37A, es que maneja datos de 8 bits y 64 Kbytes de direcciones, cuando se necesitan para un interferograma 128 Kbytes y el protocolo especifica que el bus de datos sea de 16 bits. El problema se resuelve desplazando una posición el bus de direcciones del dispositivo, como puede verse en el esquema:



Para programar el dispositivo con una dirección, ésta debe ser dividida por dos y la cuenta de palabras a transferir ha de ser en palabras de 16 bits, no de 8, siendo el bit 15 del bus de direcciones del dispositivo el selector del banco de memoria, por lo que el mapa de memoria queda fijado por esta causa en una parte accesible por DMA y otra en la cual no es posible. Consecuencia de esta disposición es que el modo de transferencia de memoria a memoria del que dispone el 82C37 queda suprimido.

El bloque de temporizadores está formado por dos dispositivos 82C54 que proporcionan cuatro temporizadores. Tres de ellos se utilizan para cronometrar tareas y uno como supervisor del *software*. Los primeros generan sendas interrupciones mientras que el tercero produce una señal de *Reset* al sistema. Los temporizadores pueden ser programados de forma dinámica con lo que se generan interrupciones en función del estado del experimento.

El esquema de este bloque es el siguiente:

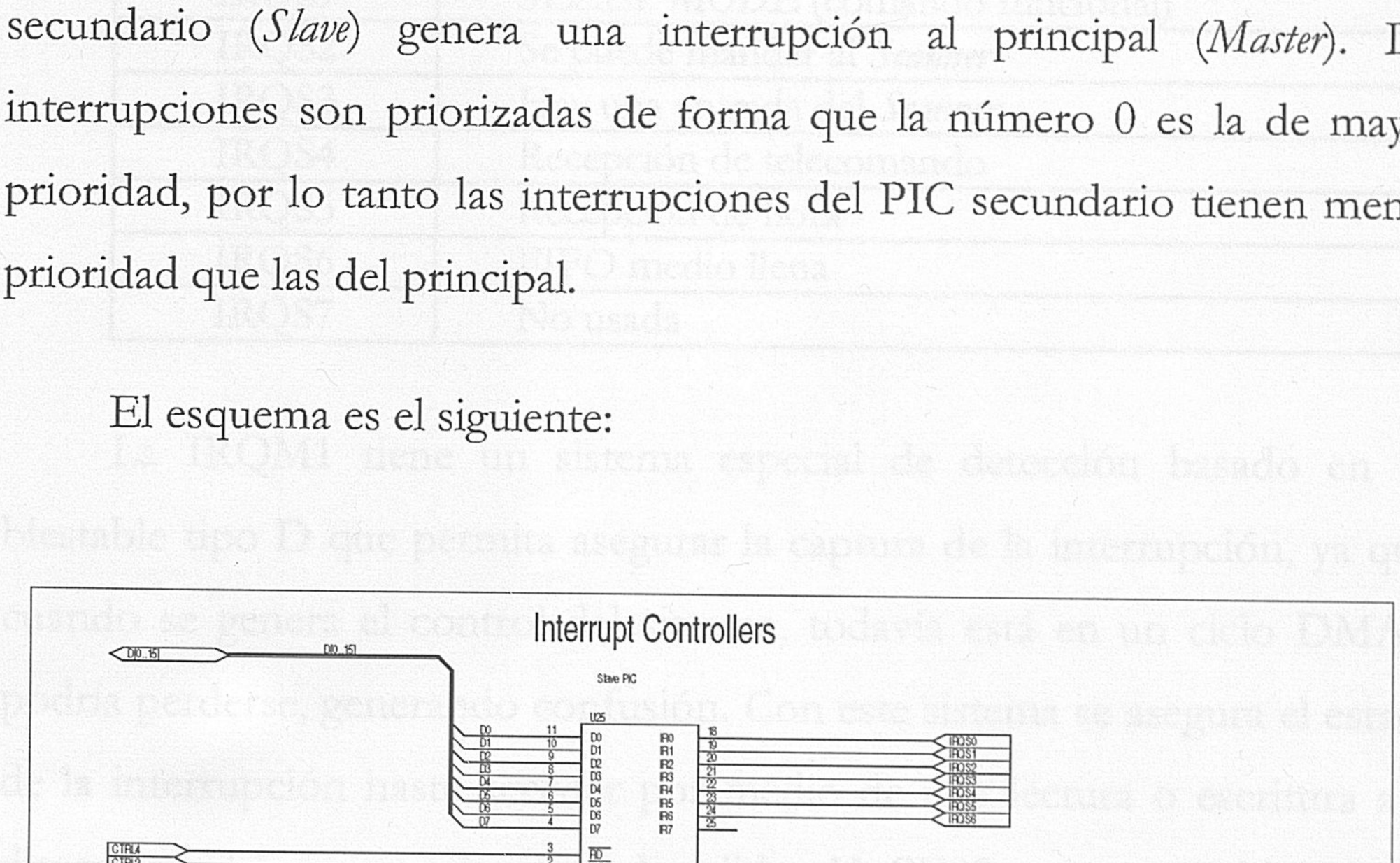


El "puente" que se ve en el esquema esta dispuesto para que durante las fases de integración del *software*, no tener que preocuparse por los posibles *reset*.

Con esta configuración se obtienen interrupciones cada 16 msec. como máximo para la IRQM0 y para la IRQS0, mientras que para la IRQM3 el intervalo de temporización puede llegar a ser de 18 min.

Por último quedan los controladores de interrupciones que se basan en el dispositivo 82C59 que es un controlador programable de interrupciones (PIC). Se utiliza una configuración en cascada donde el PIC secundario (*Slave*) genera una interrupción al principal (*Master*). Las interrupciones son priorizadas de forma que la número 0 es la de mayor prioridad, por lo tanto las interrupciones del PIC secundario tienen menor prioridad que las del principal.

El esquema es el siguiente:



La tabla de interrupciones y sus procedencias es:

IRQM0	Temporizador 2.0
IRQM1	DMA_EOP
IRQM2	ICM_IRQ
IRQM3	Temporizador 2.2
IRQM4	Procesador código Hamming
IRQM5	Hay una entrada de OBDM
IRQM6	PIC Secundario
IRQM7	Se puede mandar a OBDM

IRQS0	Temporizador 1.0
IRQS1	*SLEEP MODE* (comando funcional)
IRQS2	Se puede mandar al *Scanner*
IRQS3	Hay una entrada del *Scanner*
IRQS4	Recepción de telecomando
IRQS5	Recepción de hora
IRQS6	FIFO medio llena
IRQS7	No usada

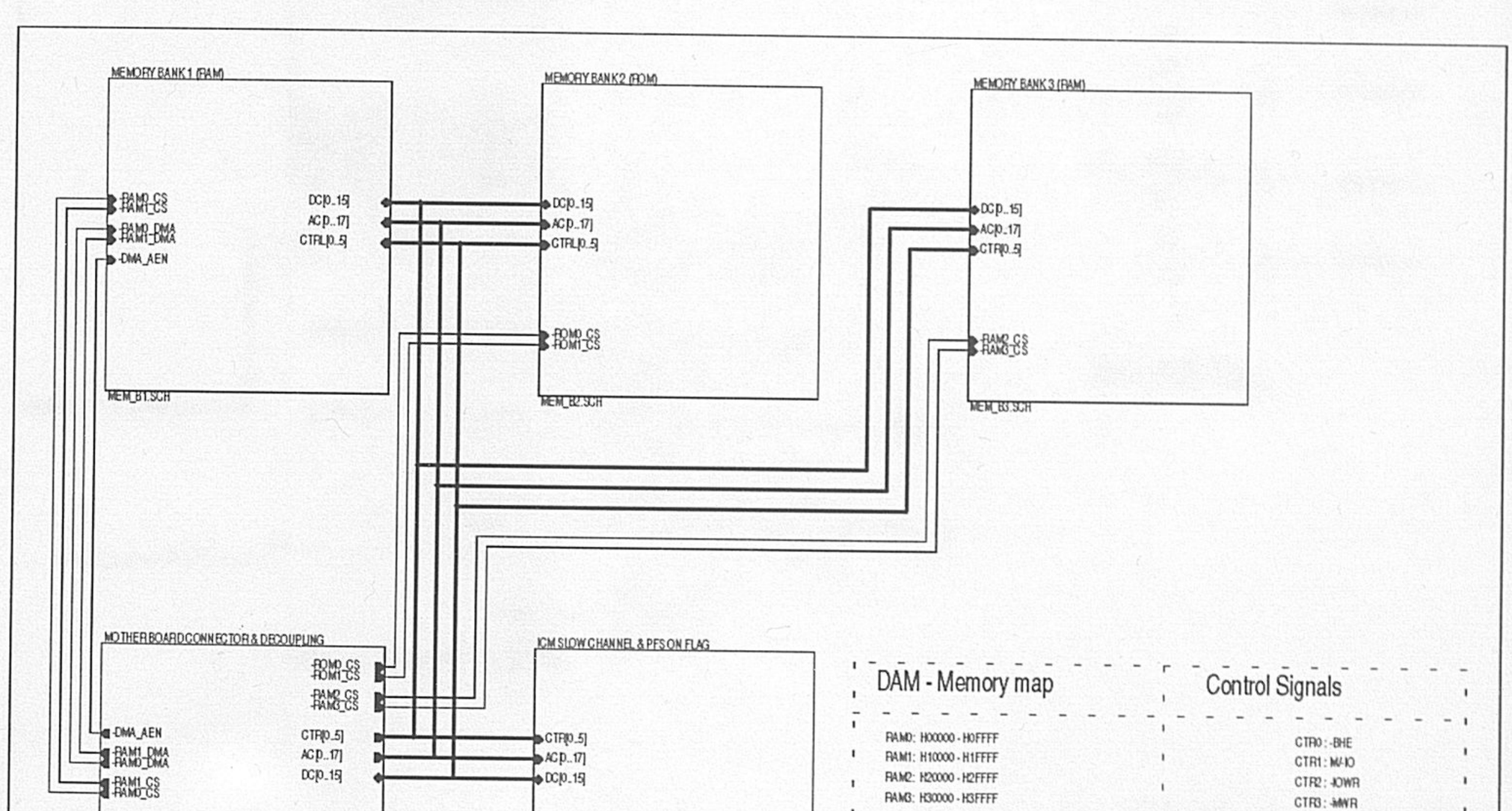
La IRQM1 tiene un sistema especial de detección basado en un biestable tipo D que permita asegurar la captura de la interrupción, ya que, cuando se genera el control del sistema, todavía está en un ciclo DMA y podría perderse, generando confusión. Con este sistema se asegura el estado de la interrupción hasta acceder por medio de una lectura o escritura a la dirección del mapa de entrada-salida HxCE00, que restablece la interrupción.

Todas las líneas necesarias llegan a una tarjeta madre en la cual se conectarán todas las tarjetas del módulo *E*. El posicionamiento de cada una de ellas es único, ya que la definición del conector que llega a cada tarjeta es diferente en función de sus necesidades.

4.3 Memoria

En la tarjeta que se ha denominado memoria, no sólo se encuentra la memoria local de DAM, sino que, además, se emplaza lo que se denomina canal lento de ICM (*ICM Slow Channel*) y el marcador de PFS ON que es una señal que indica al orbital que PFS está funcionando correctamente.

El diagrama de bloques de la tarjeta de memoria es el siguiente:

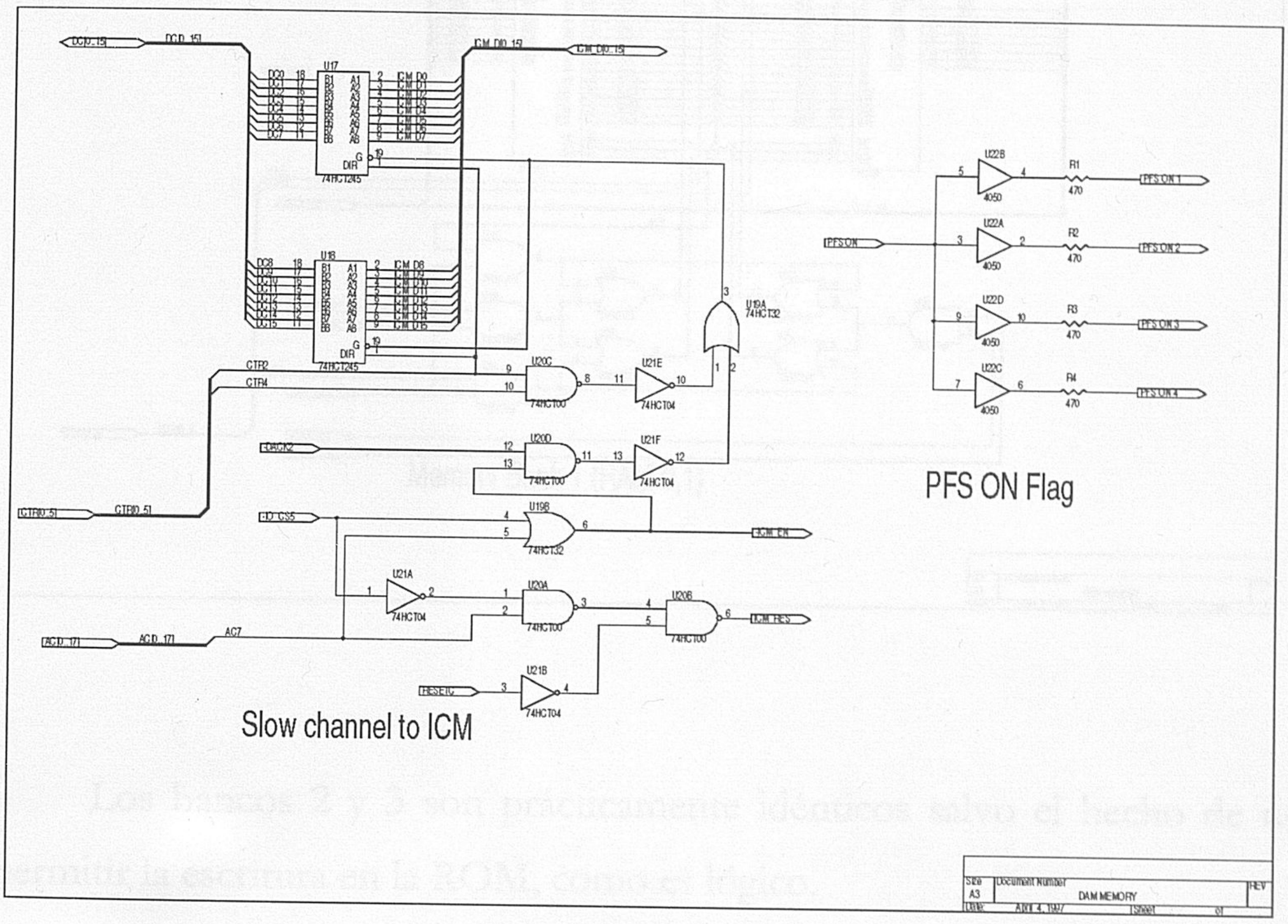


donde se puede ver también el mapa de memoria de PFS.

El canal lento de ICM se utiliza para transmitir comandos a este módulo, recibir su estado y, en caso de malfuncionamiento del DMA, como canal auxiliar de transmisión de los interferogramas y recepción de los

espectros. Cabe destacar que a través del acceso a la dirección Hx0A80 el módulo ICM es reiniciado por la línea ICM_RES. La comunicación con este módulo se realiza bien por este canal lento o por el canal DMA número 2.

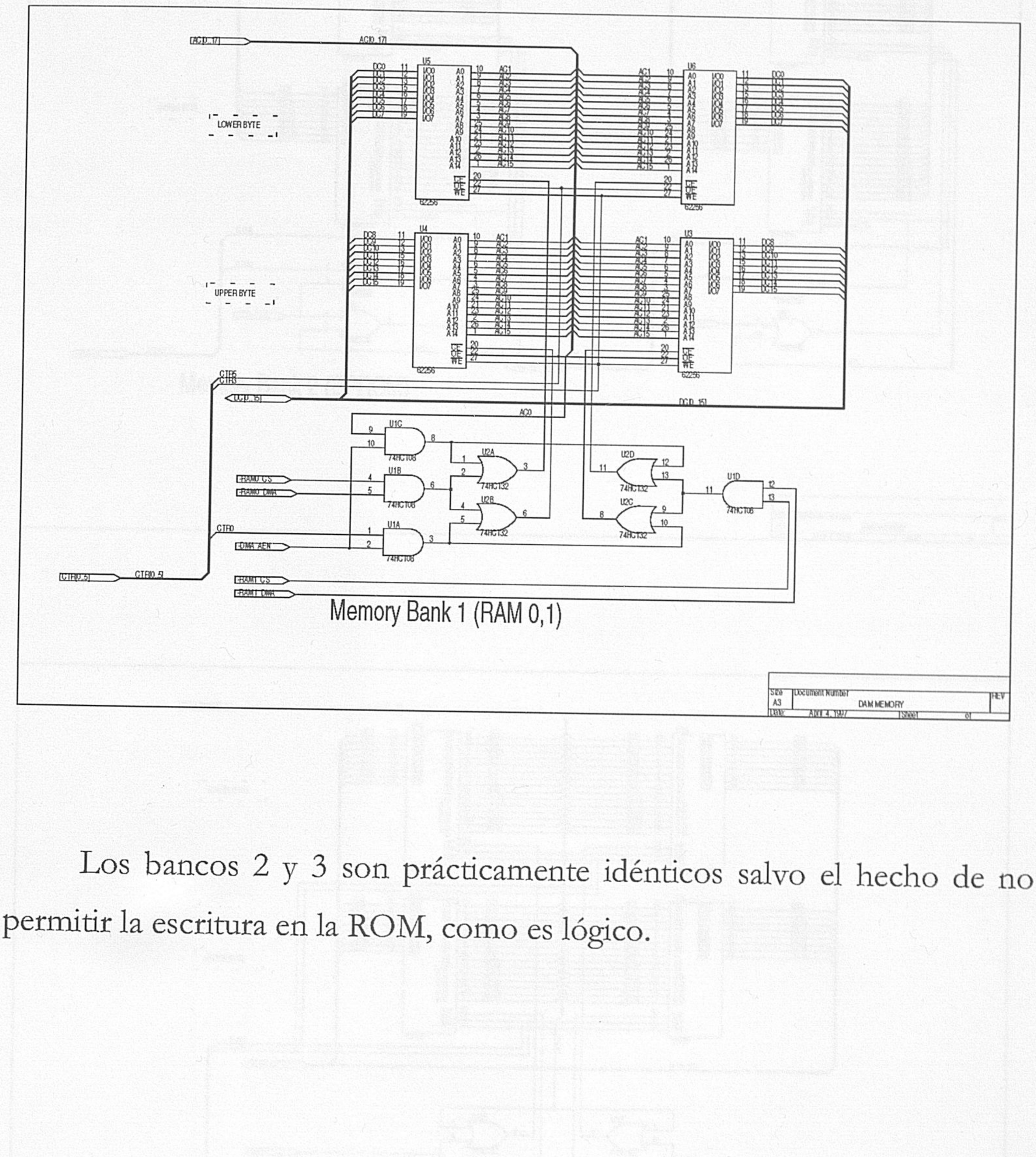
Esto se puede comprobar en el siguiente esquema:



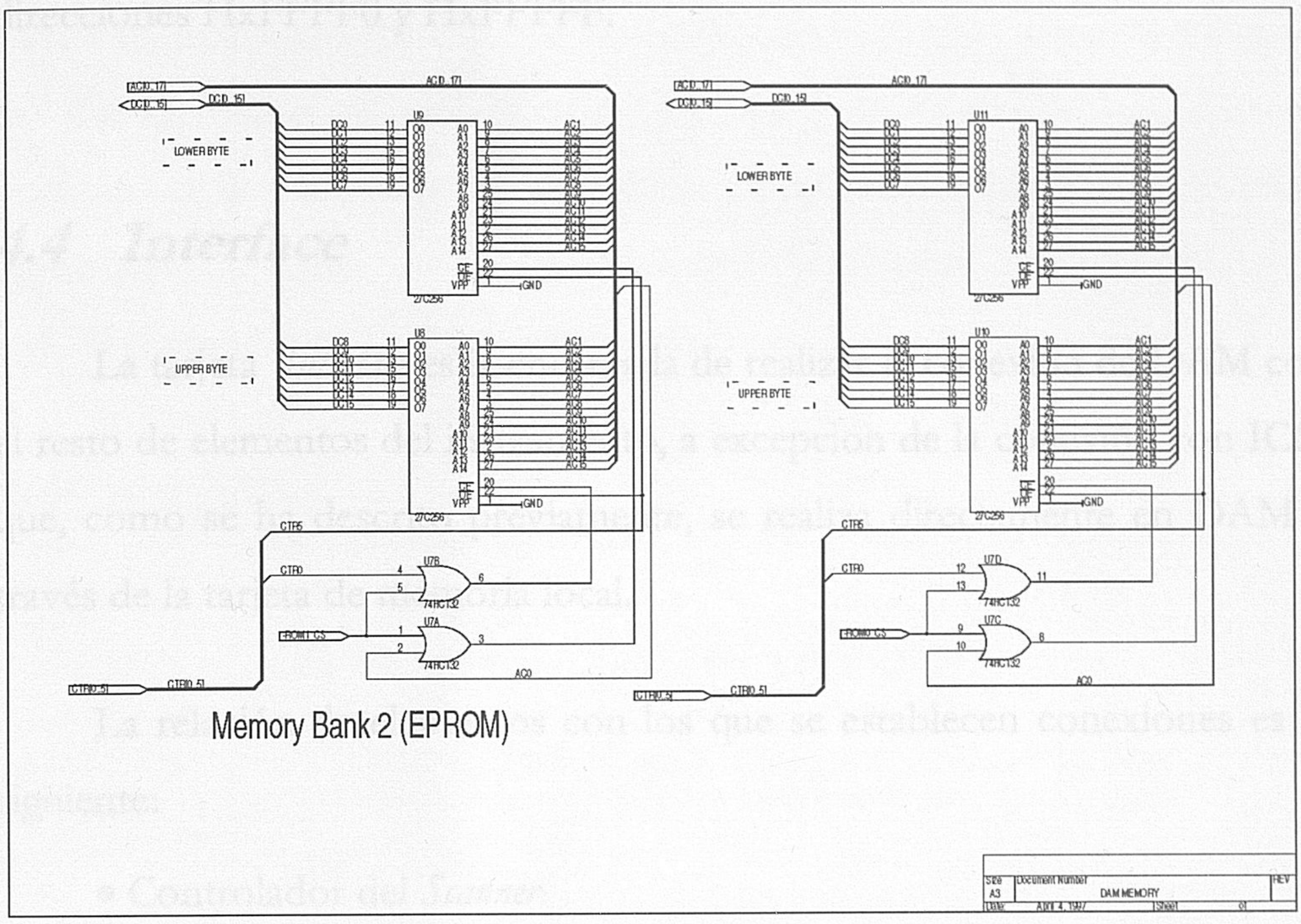
Centrándose en lo que es la memoria local de DAM, ésta se divide en tres bancos, dos de los cuales son memoria de lectura y escritura (RAM) y el tercero es de sólo lectura (ROM). Cada banco está formado por 128 Kbytes.

El banco 1 de memoria formado por RAM0 y RAM1, es el banco accesible en ciclos DMA y la lógica que lo controla determina la lectura o escritura en los diversos modos: palabras de 8 bits en la parte baja del bus,

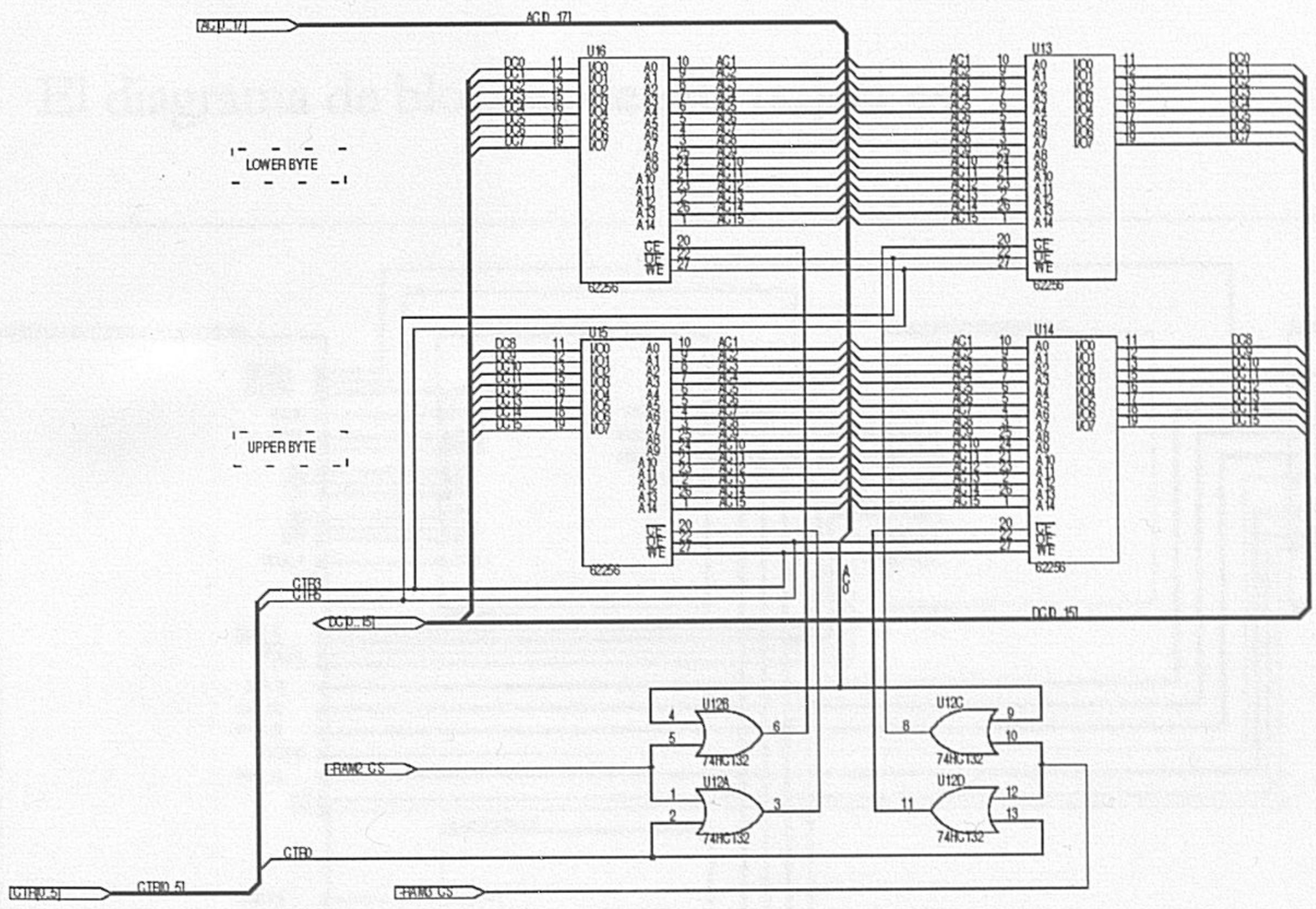
en la parte alta, por palabras de 16 bits, y en ciclos DMA, donde siempre trabaja en palabras de 16 bits.



Los bancos 2 y 3 son prácticamente idénticos salvo el hecho de no permitir la escritura en la ROM, como es lógico.



Memory Bank 2 (EPROM)



Memory Bank 3 (RAM 2,3)

El hecho de situar la ROM en las direcciones más altas es debido a que el vector de arranque del microprocesador se encuentra entre las direcciones HxFFFF0 y HxFFFFF.

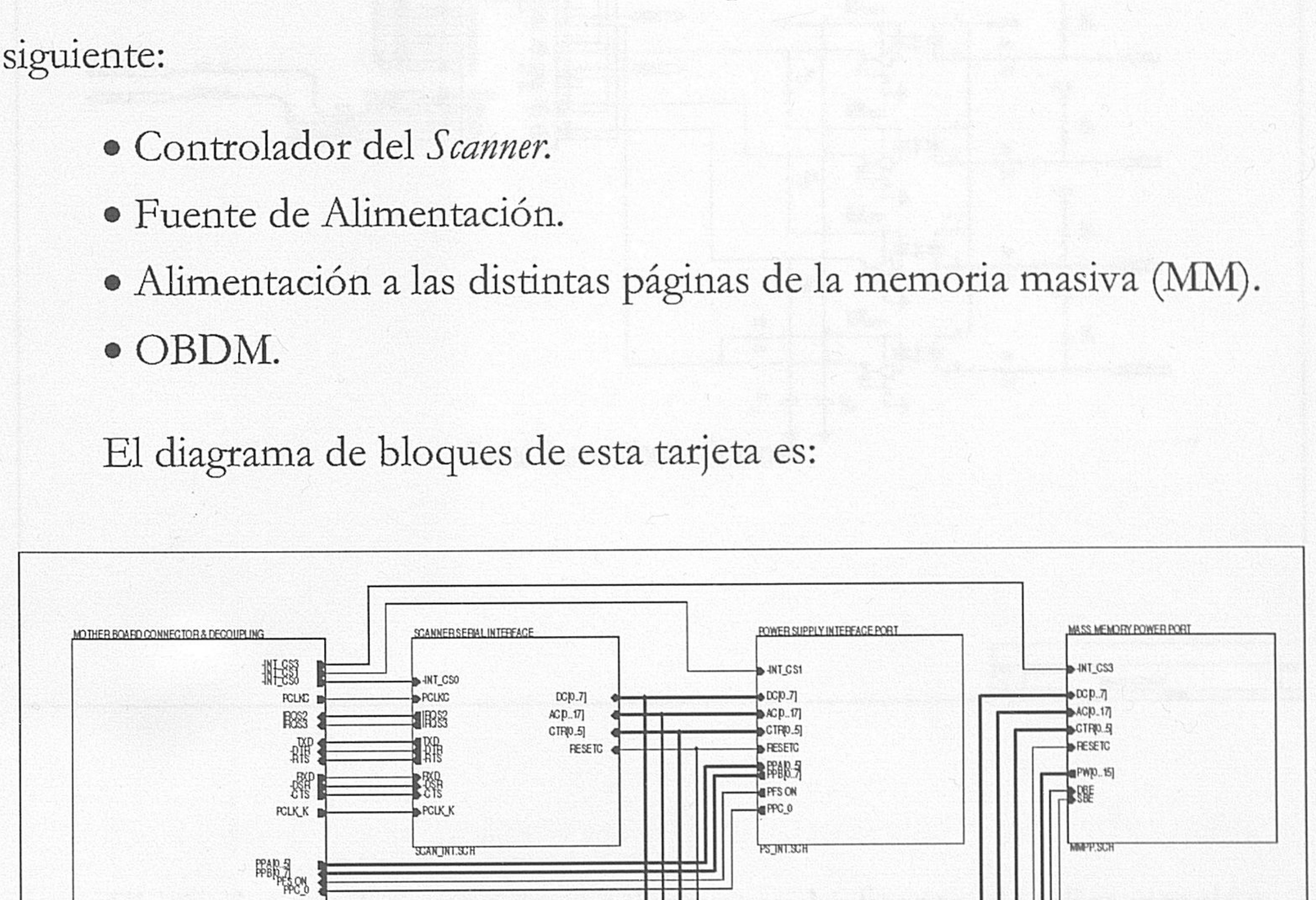
4.4 Interface

La tarjeta *Interface* es la encargada de realizar la conexión de DAM con el resto de elementos del instrumento, a excepción de la conexión con ICM que, como se ha descrito previamente, se realiza directamente en DAM a través de la tarjeta de memoria local.

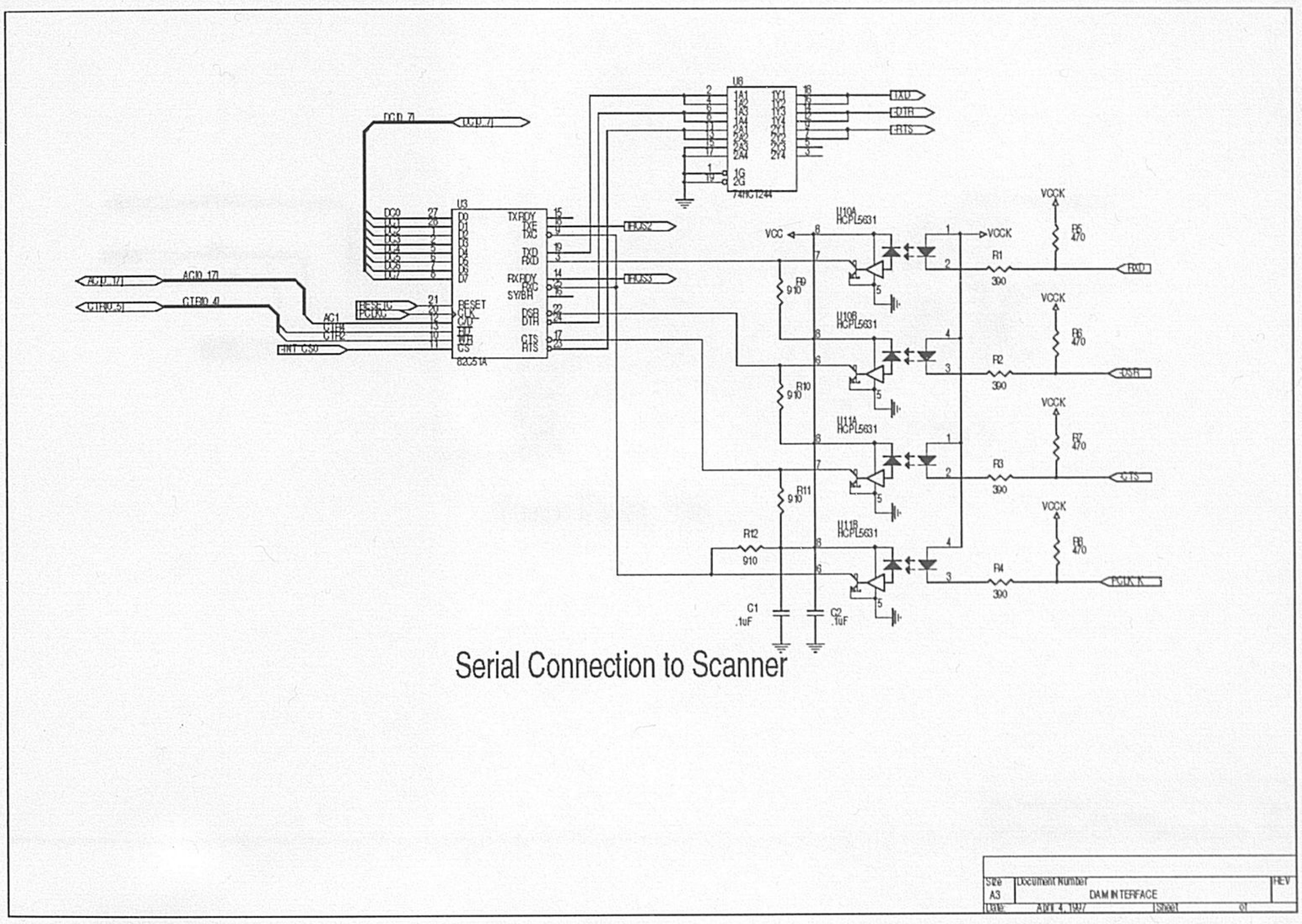
La relación de elementos con los que se establecen conexiones es la siguiente:

- Controlador del *Scanner.*
- Fuente de Alimentación.
- Alimentación a las distintas páginas de la memoria masiva (MM).
- OBDM.

El diagrama de bloques de esta tarjeta es:



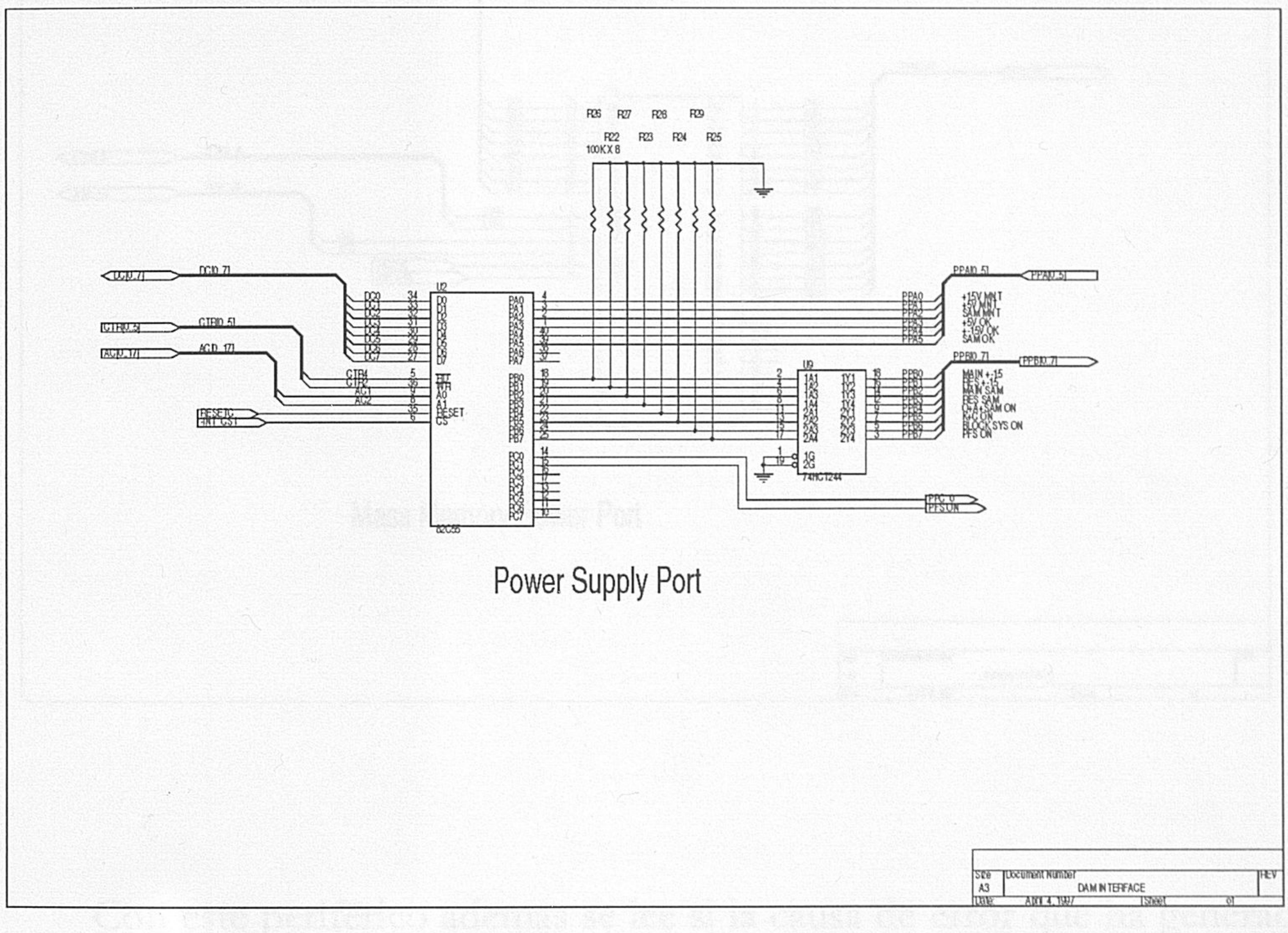
La conexión con el controlador del *scanner* se realiza por media de un enlace serie estándar RS-232 optoacoplado con protocolo *hardware*. La causa de usar optoacopladores es evitar el ruido procedente de las etapas de potencia de los motores, ya que éstas comparten el nivel de referencia (tierra) con la lógica de este controlador. Al usar un protocolo serie se reduce el número de líneas a optoacoplar reduciéndose así el consumo.



Serial Connection to Scanner

El siguiente elemento a considerar es la fuente de alimentación. La conexión a este módulo se realiza mediante un protocolo de línea dedicada donde cada línea tiene un significado concreto. El número de líneas necesarias para esta comunicación es de 6 de entrada y 9 de salida hacia la fuente de alimentación. A través de este enlace DAM enciende y apaga los distintos módulos de PFS.

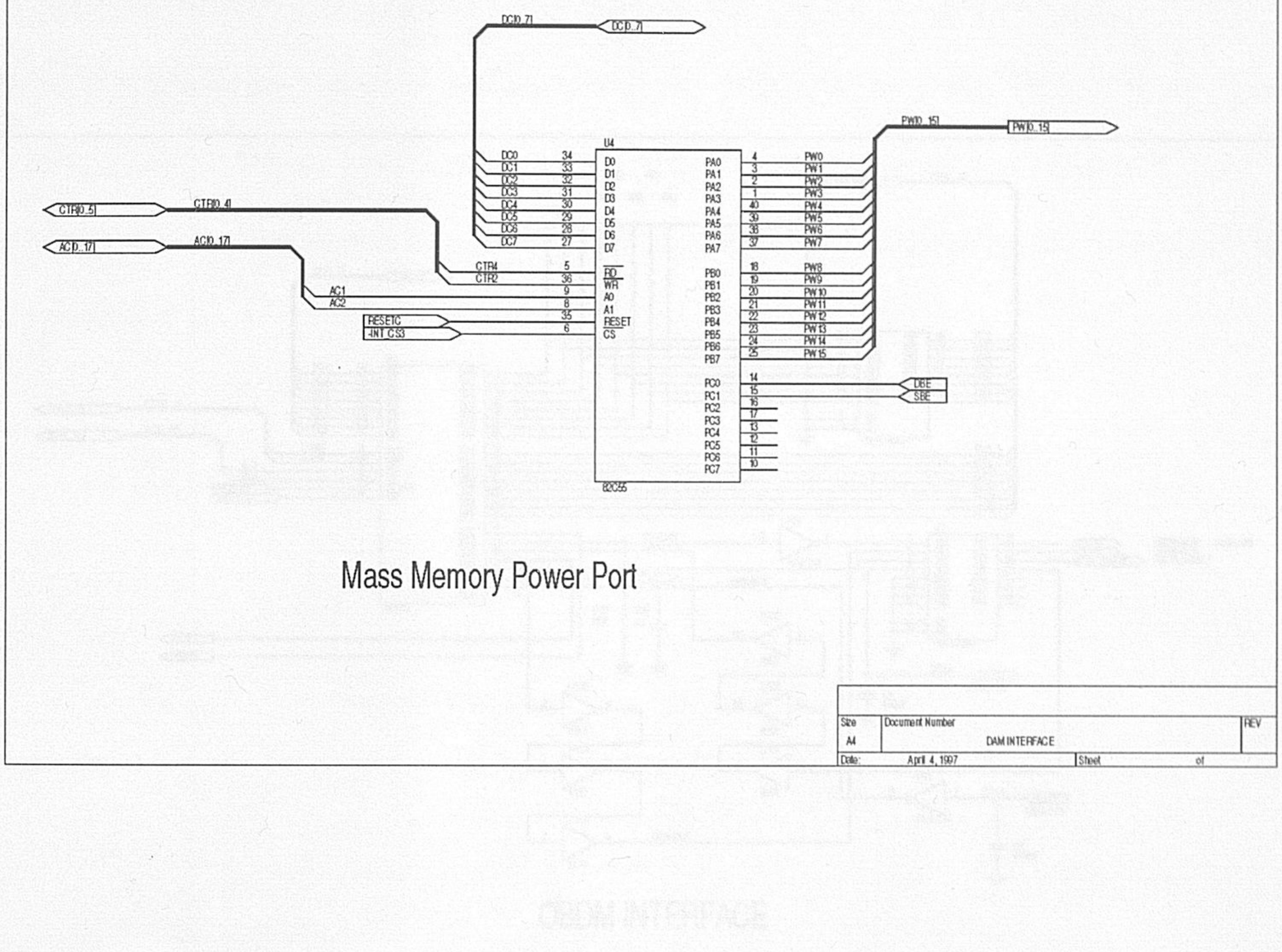
Bajo estas condiciones la forma más eficiente y segura de realizar esta conexión es por medio de un dispositivo PPI (*Parallel Peripheral Interface*) compatible con el microprocesador, éste es el 82C55. Puesto que sobran líneas se gestiona aquí la señal PFS ON que DAM genera hacia el orbital para comunicar su buen funcionamiento.



Power Supply Port

En el esquema se observa unas resistencias que fuerzan las señales al valor lógico cero. Su inclusión en el diseño se debió a que, en el momento de iniciar el funcionamiento de DAM, hasta que se programa el periférico, éste queda con sus puertos como entradas, apareciendo como unos lógicos al dispositivo que lo vea desde fuera, lo cual no es correcto en el momento de iniciar la sesión.

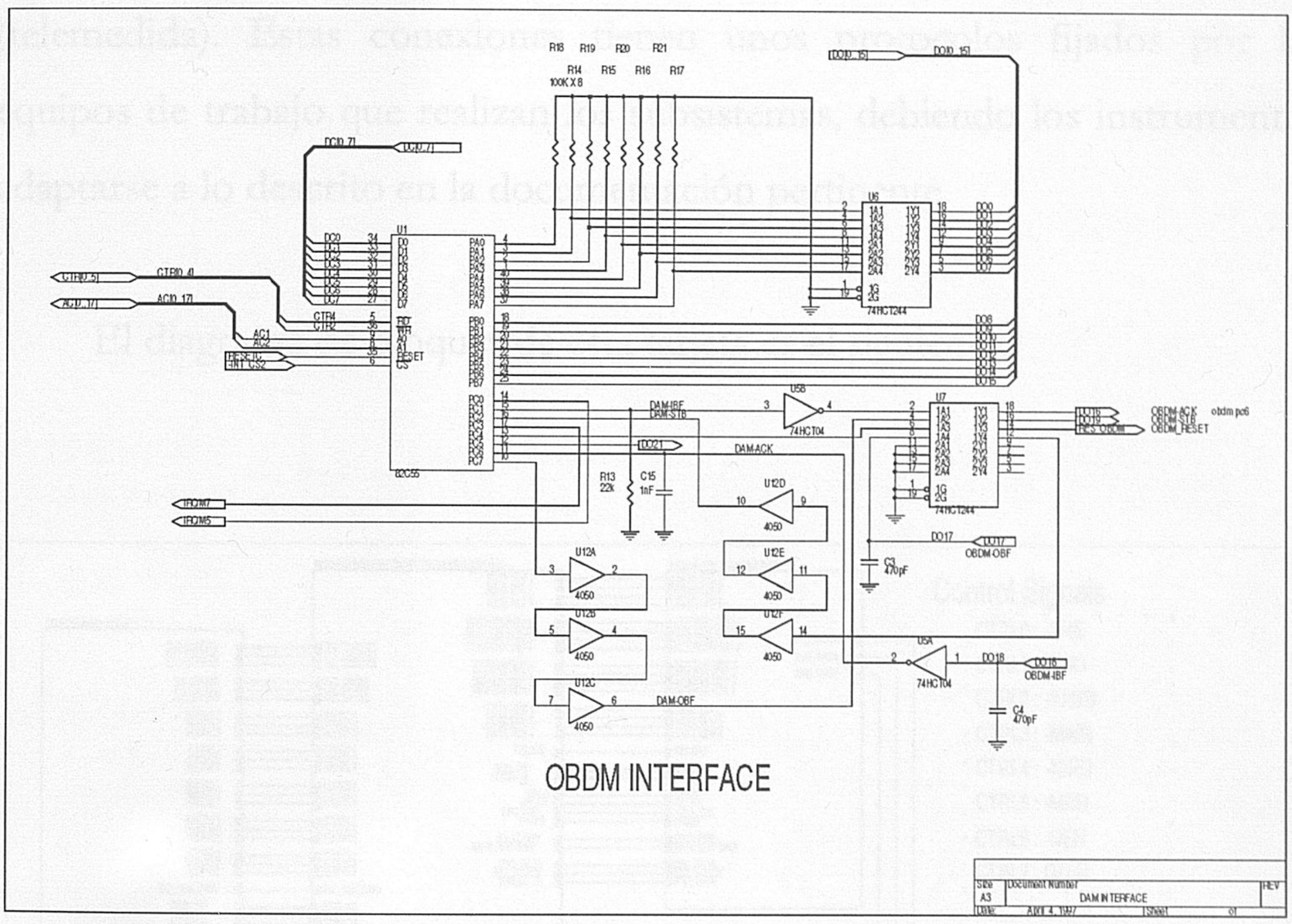
Por las mismas razones del caso anterior, se opta, para el control de encendido y apagado de las distintas páginas de la memoria masiva, por el uso de un 82C55, como muestra el siguiente esquema:



Con este periférico además se lee si la causa de error que ha generado la interrupción IRQM4, ha sido producida por un error en un bit o en dos, ya que el código Hamming es capaz de corregir el error de un bit pero solo detectar el error de dos bits.

La última conexión es con OBDM. En este caso se trata de enviar comandos y recibir datos procedentes de la adquisición del instrumento, es decir los interferogramas, o los datos del estado del banco óptico (temperaturas, voltajes de las distintas ramas, potencias en los diodos láser, etc.). Puesto que un interferograma es una cantidad de información considerable y, como se verá, OBDM no tiene una gran memoria, se

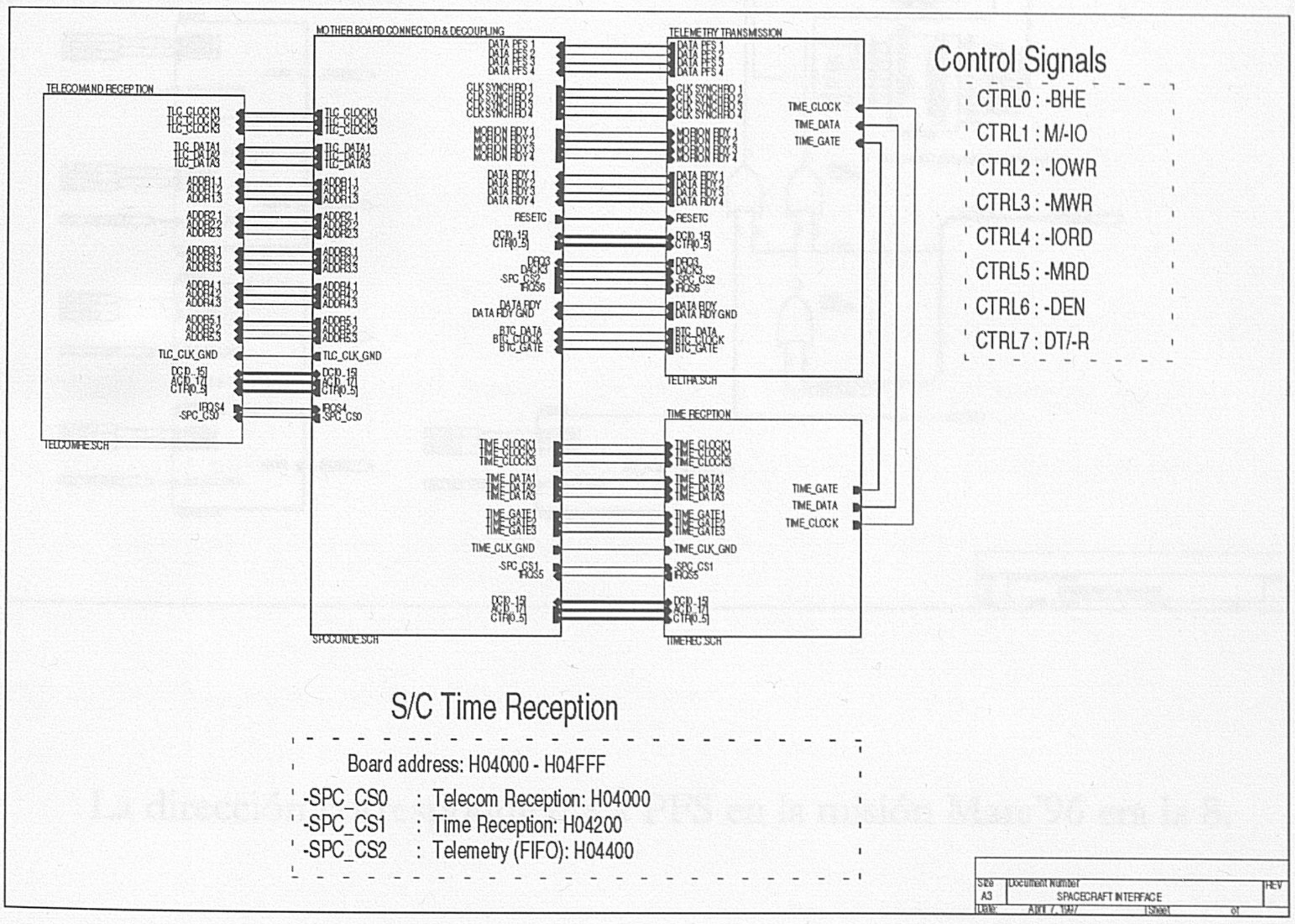
necesita hacer la trasferencia de los datos de forma rápida para no retrasar las siguientes adquisiciones. Consecuentemente, se opta por un enlace paralelo con un protocolo *hardware*. Esto se vuelve a conseguir con un PPI 82C55 y una cierta lógica para el protocolo. De esta forma se envían comandos de 8 bits por el puerto A y se reciben los datos en palabras de 8 bits por el puerto B de forma segura.



4.5 S/C Interface

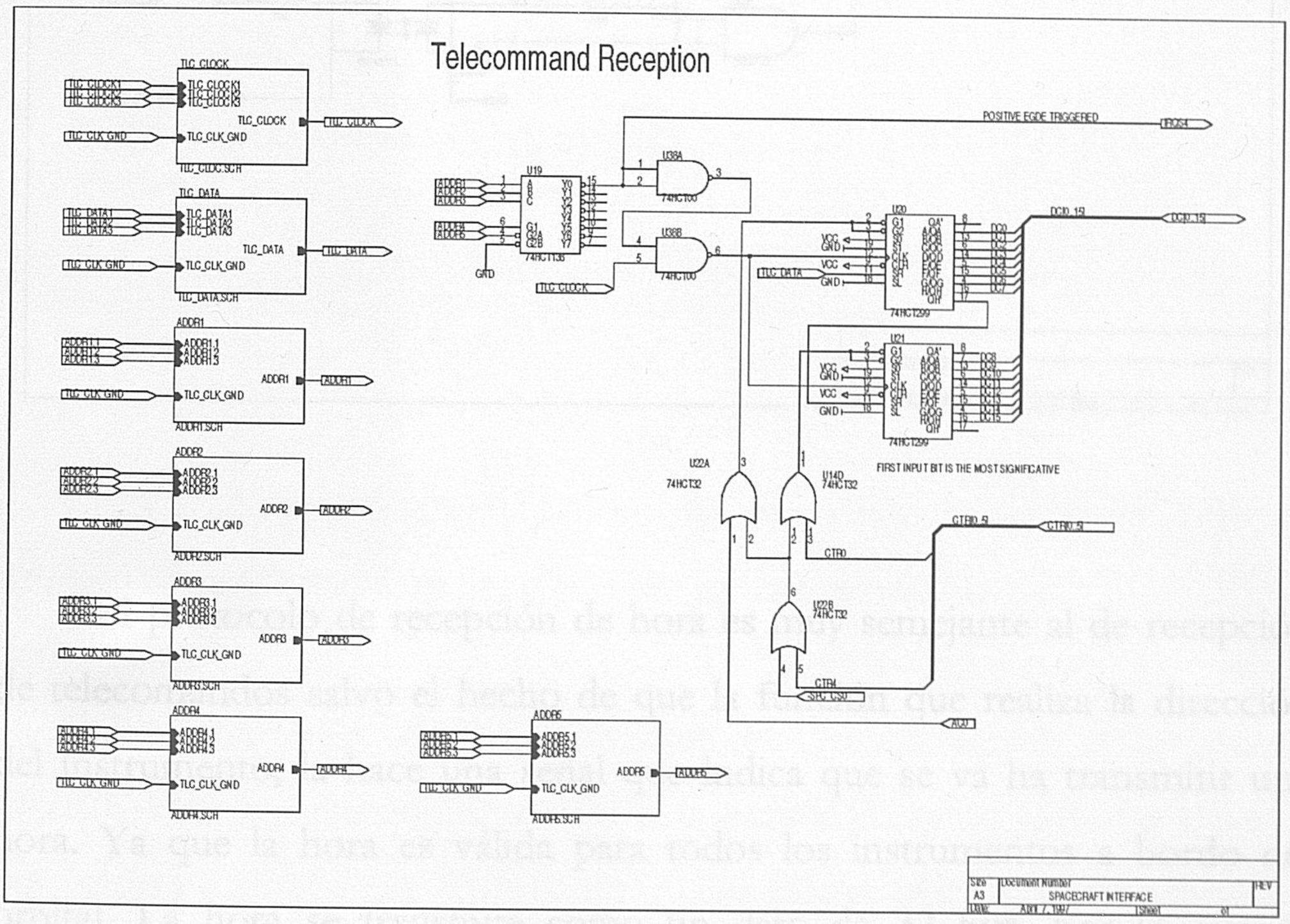
Se realizan tres conexiones con sendos subsistemas del orbital: subsistema de transmisión de comandos procedentes de la Tierra (telecomandos), subsistema de puesta en hora y sincronización de los distintos instrumentos y subsistema de transmisión de datos a la Tierra (telemedida). Estas conexiones tienen unos protocolos fijados por las equipos de trabajo que realizan los subsistemas, debiendo los instrumentos adaptarse a lo descrito en la documentación pertinente.

El diagrama de bloques de esta tarjeta es el siguiente:



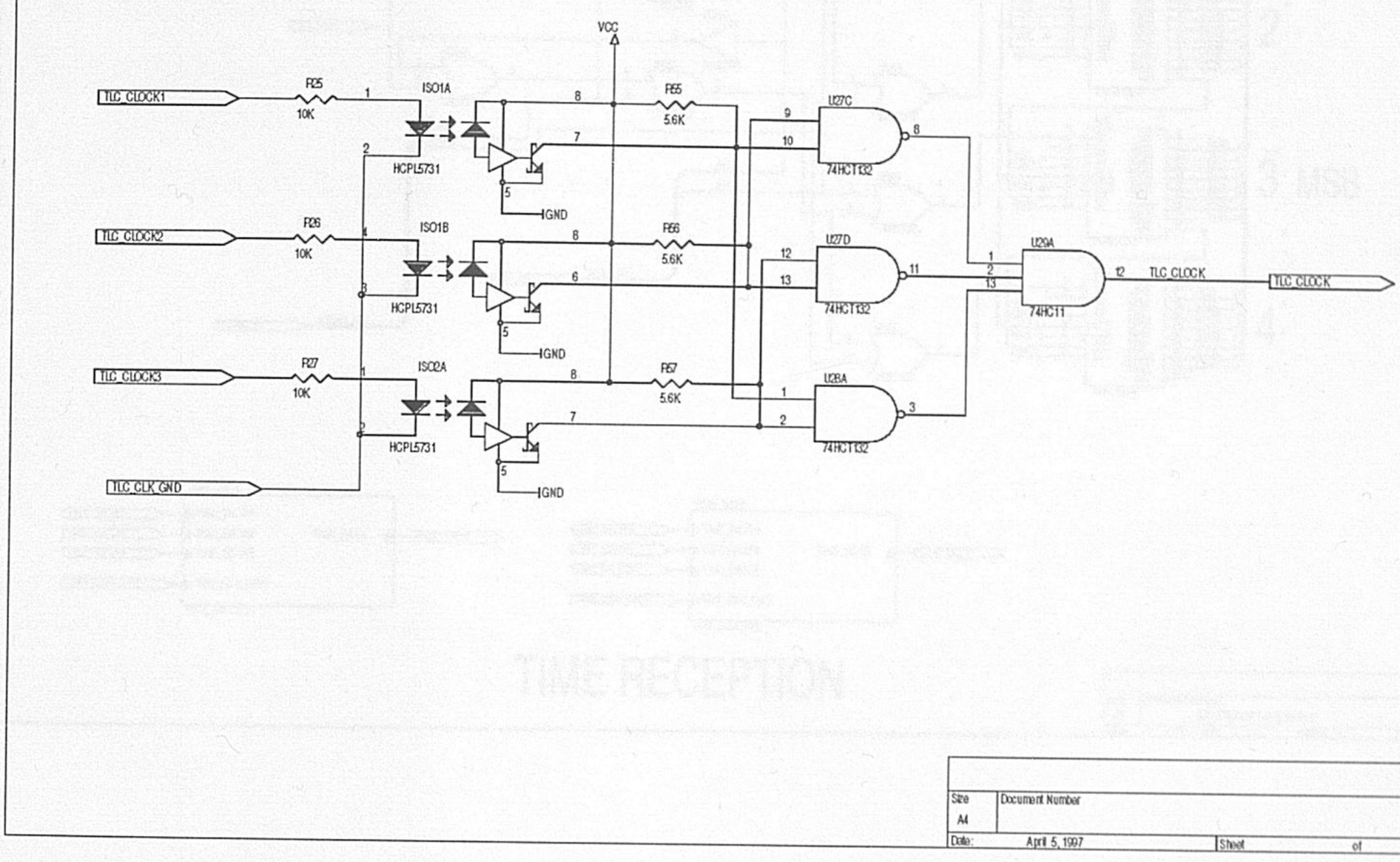
El protocolo de recepción de telecomandos está formado por cinco líneas de direcciones, una de reloj y una de datos en serie. Todas ellas con lógica mayoritaria de tres, es decir, cada línea consta de tres hilos de forma que si en dos o tres de ellos hay un uno lógico, se ha recibido un uno. El modo en que se recibe un telecomando es el siguiente: si en las cinco líneas de direcciones se presenta la correspondiente al instrumento, el comando de 16 bits que se va a recibir es para éste.

El esquema de este bloque se presenta a continuación:



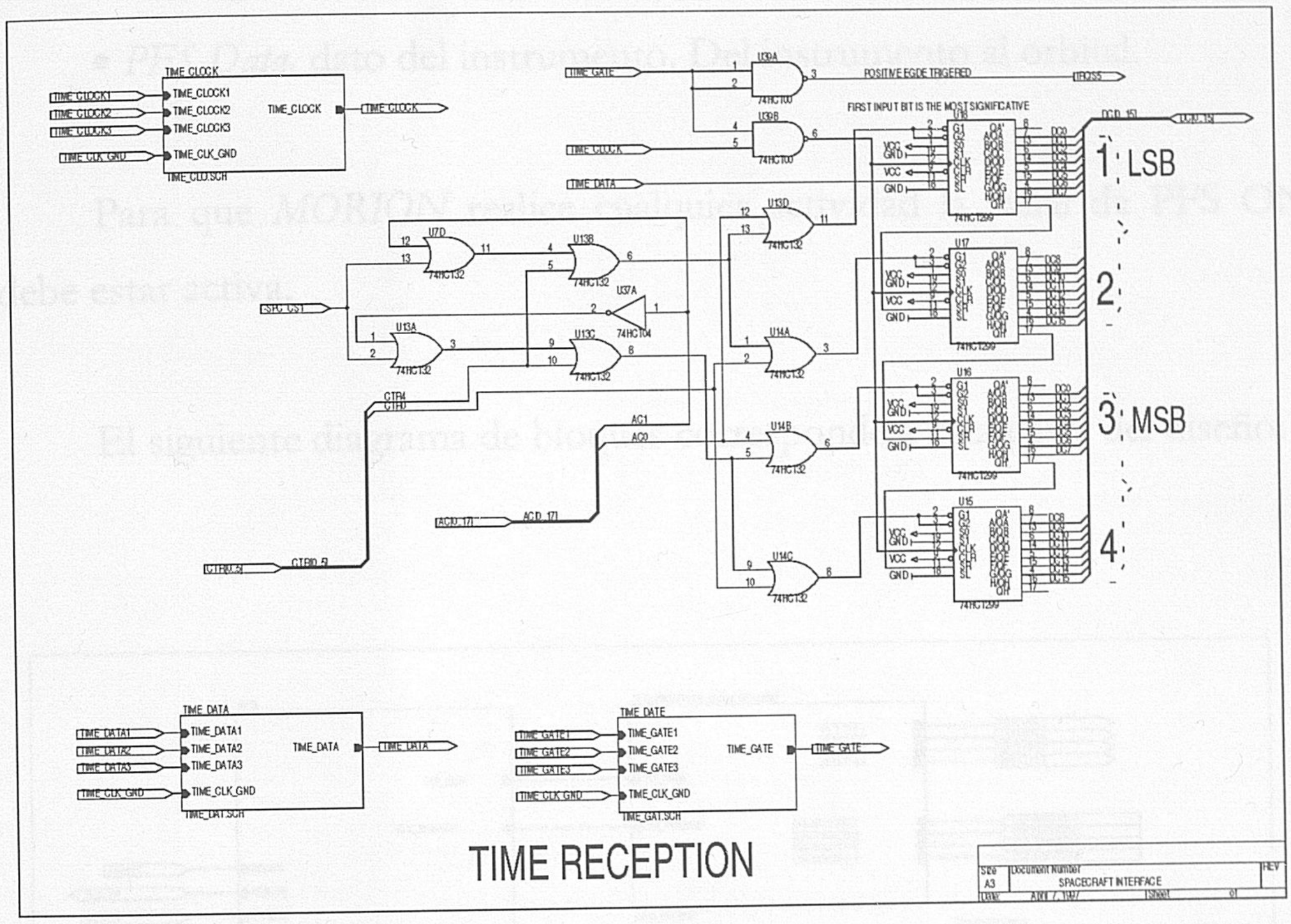
La dirección correspondiente a PFS en la misión Mars'96 era la 8.

Los esquemas de los distintos bloques correspondientes a la recepción de cada línea son idénticos por lo que solamente se presenta el de recepción del reloj (TLC CLOCK):



El protocolo de recepción de hora es muy semejante al de recepción de telecomandos salvo el hecho de que la función que realiza la dirección del instrumento, la hace una señal que indica que se va ha transmitir una hora. Ya que la hora es válida para todos los instrumentos a bordo del orbital. La hora se transmite como un dato de 32 bits, por lo que se requieren dos direcciones para su lectura.

A continuación se presenta el esquema de este bloque:



No se presenta ningún bloque de recepción de las líneas por ser idéntico al de la recepción del reloj para los telecomandos.

La transmisión de la telemedida se realiza según el protocolo *MORION* de transmisión de datos. Este protocolo es un estándar serie en los orbitales soviéticos. Consta de cuatro líneas más la de instrumento activo. Todas las líneas son redundantes con cuatro hilos y circuitos de adaptación especificados por el protocolo.

Las líneas son:

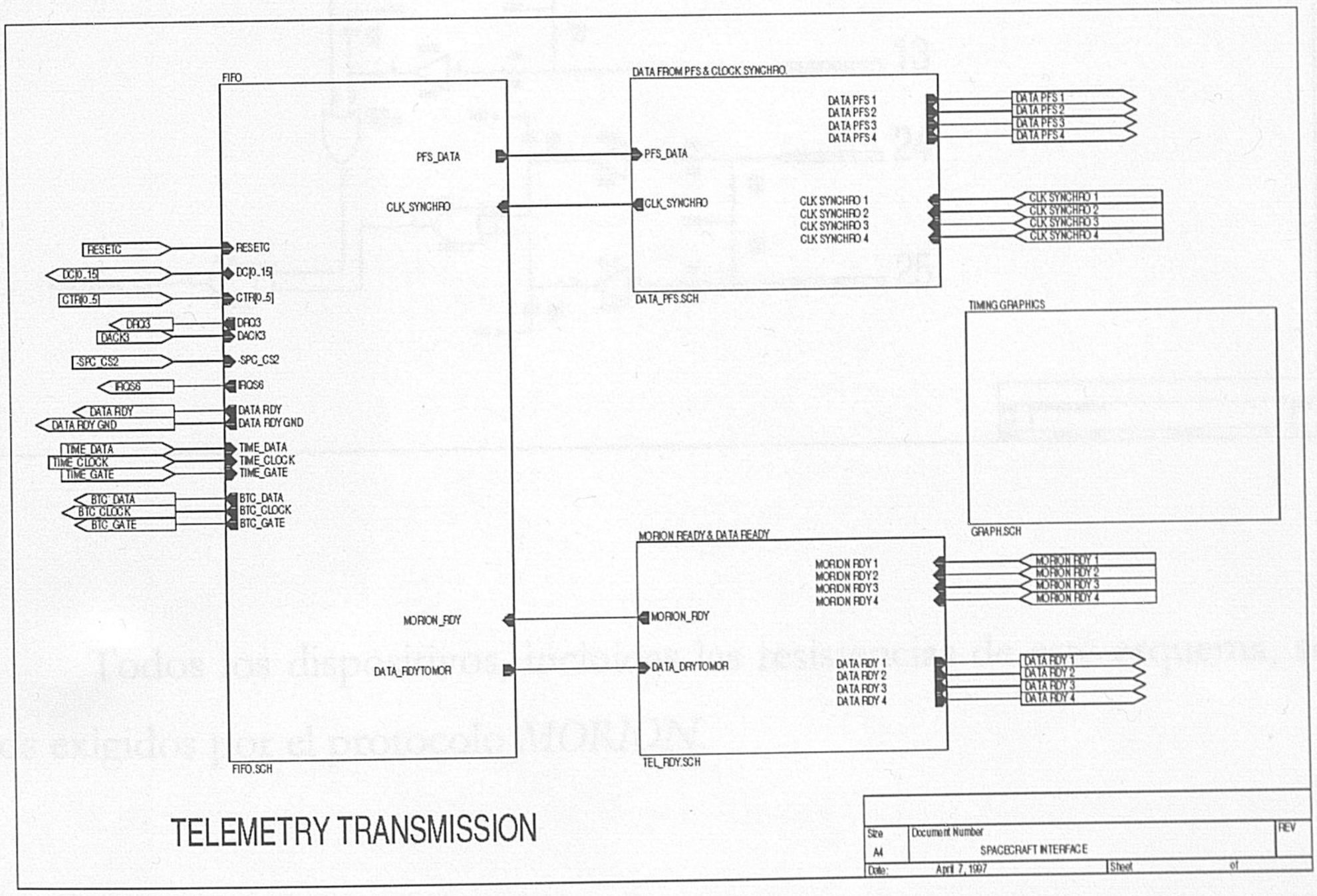
- *Data Ready,* existen datos para transmitir. Del instrumento al orbital.

Esta señal debe estar activa hasta la transmisión del último bloque.

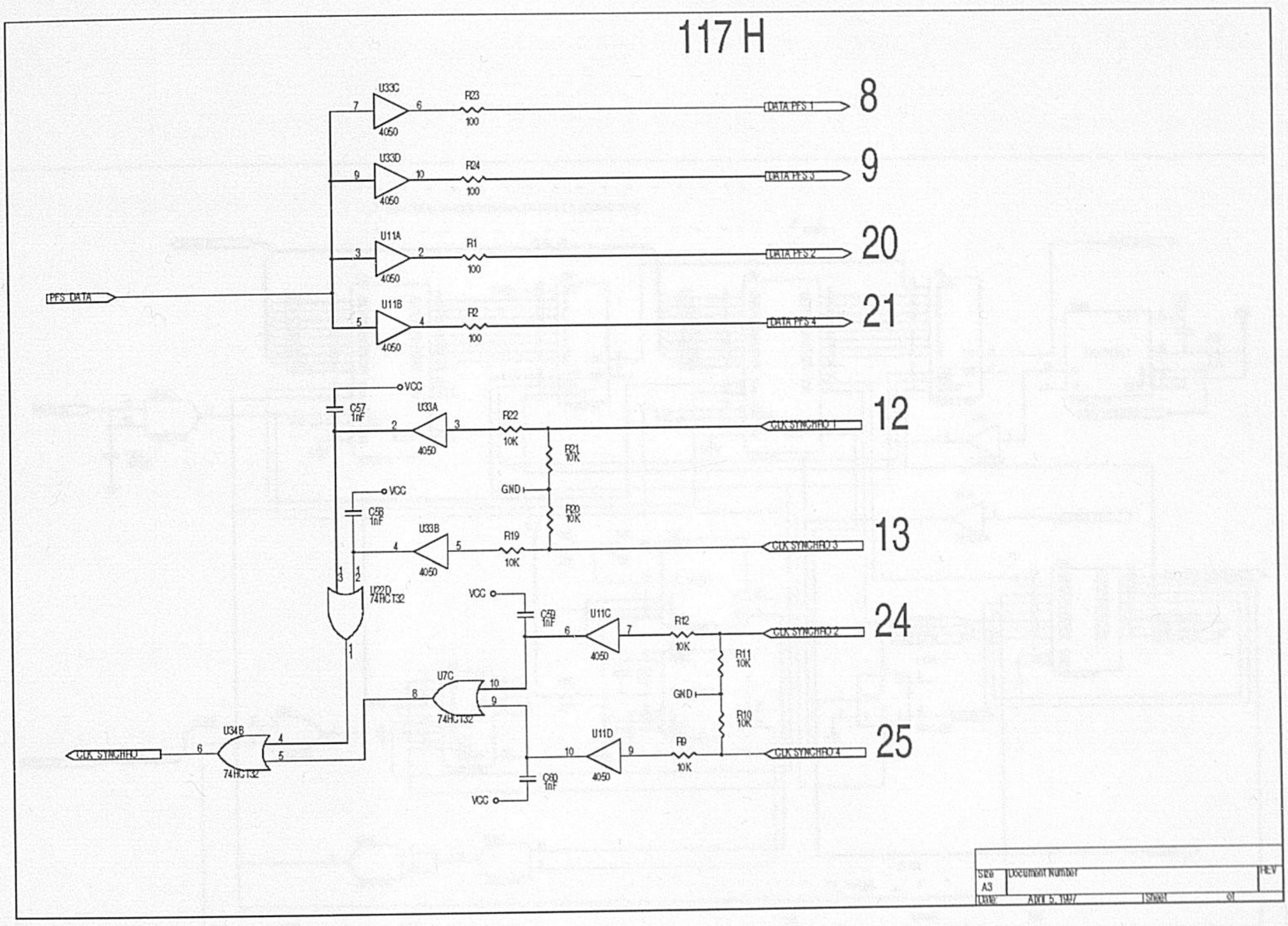
- *Morion Ready*, se van a aceptar datos. Del orbital al instrumento. Cada vez que esta señal se activa se transmitirán bloques de 960 bits de datos.
- *CLK Synchro,* reloj de sincronización. Del orbital al instrumento.
- *PFS Data,* dato del instrumento. Del instrumento al orbital.

Para que *MORION* realice cualquier actividad la señal de PFS ON debe estar activa.

El siguiente diagrama de bloques corresponde a esta parte del diseño:

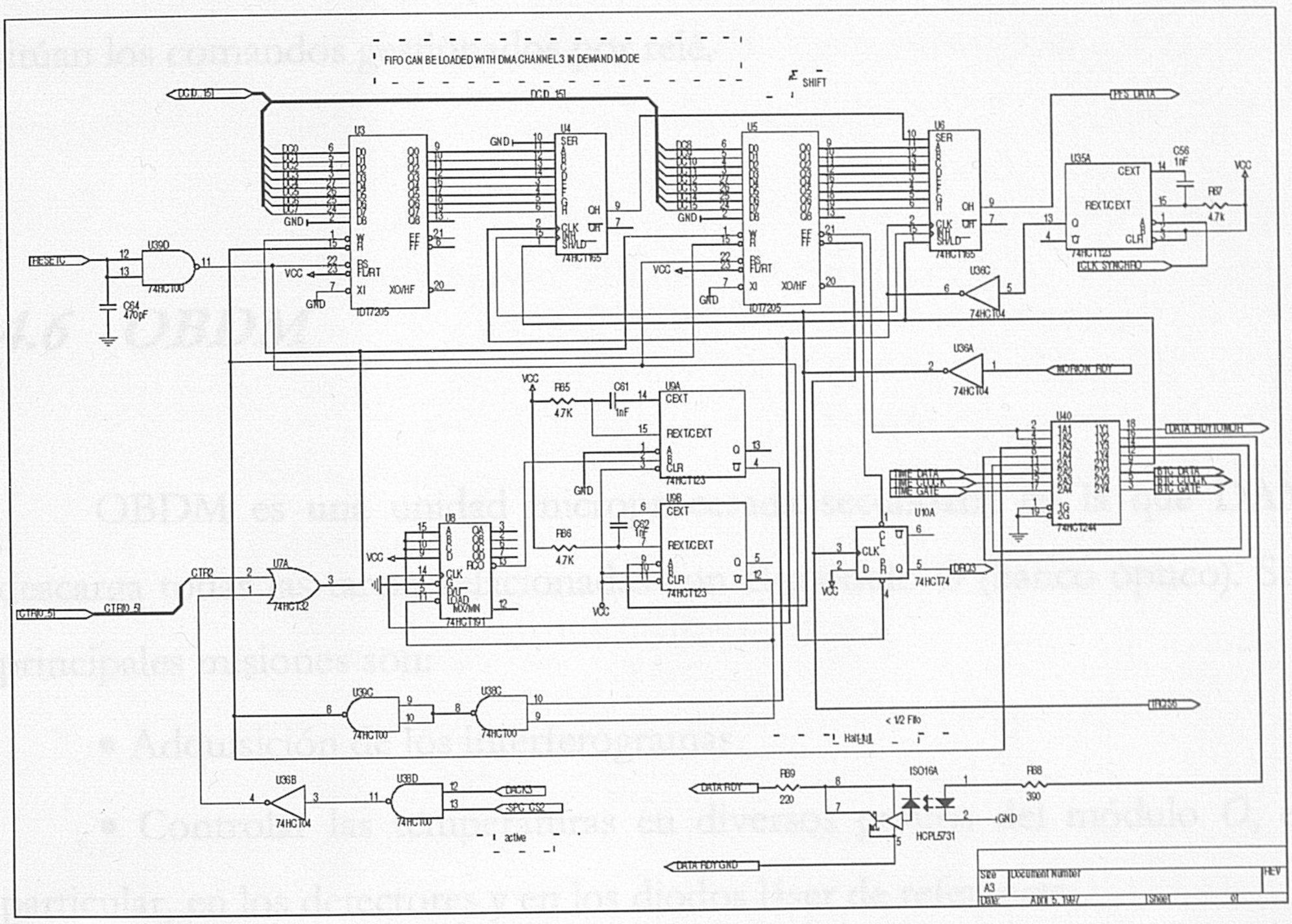


Los bloques de adaptación de líneas son idénticos por lo que se presenta solamente uno, el de recepción del reloj de sincronización y la línea de datos:



Todos los dispositivos, incluidas las resistencias de este esquema, son los exigidos por el protocolo *MORION*.

En cada sesión de transmisión PFS podrá enviar hasta 80 Megabits, por lo cual se ha optado por la utilización de memorias tipo FIFO. Éstas se cargarán por medio de ciclos DMA o por el microprocesador directamente a través de una dirección en el mapa de entrada-salida, como puede comprobarse en el siguiente esquema:



Las memorias FIFO utilizadas son de 8Kx9 bits, aunque el noveno bit no se usa. La lógica se encarga automáticamente de realizar la carga de los registros de desplazamiento cada vez que sea necesario, así como de solicitar la recarga de las FIFO cuando se llega al estado de medio vacías (HF) con lo que se asegura que no se pierde el ciclo de transmisión. La carga por medio del DMA debe hacerse en modo de demanda, de forma que en el dispositivo DMA se programa el comienzo del bloque de telemedida y el

número de palabras a transmitir, encargándose la lógica de la solicitud de recarga.

Las señales relacionadas con la hora que aquí se generan son preparadas para transmitir la hora al controlador del *scanner*, que las necesita para el cálculo de los ángulos de apuntado, mientras que la señal de *DATA_RDY* optoacoplada es para la fuente de alimentación, donde se sitúan los comandos gestionados por relé.

4.6 OBDM

OBDM es una unidad microprocesada secundaria en la que DAM descarga todas las tareas relacionadas con el módulo *O* (banco óptico). Sus principales misiones son:

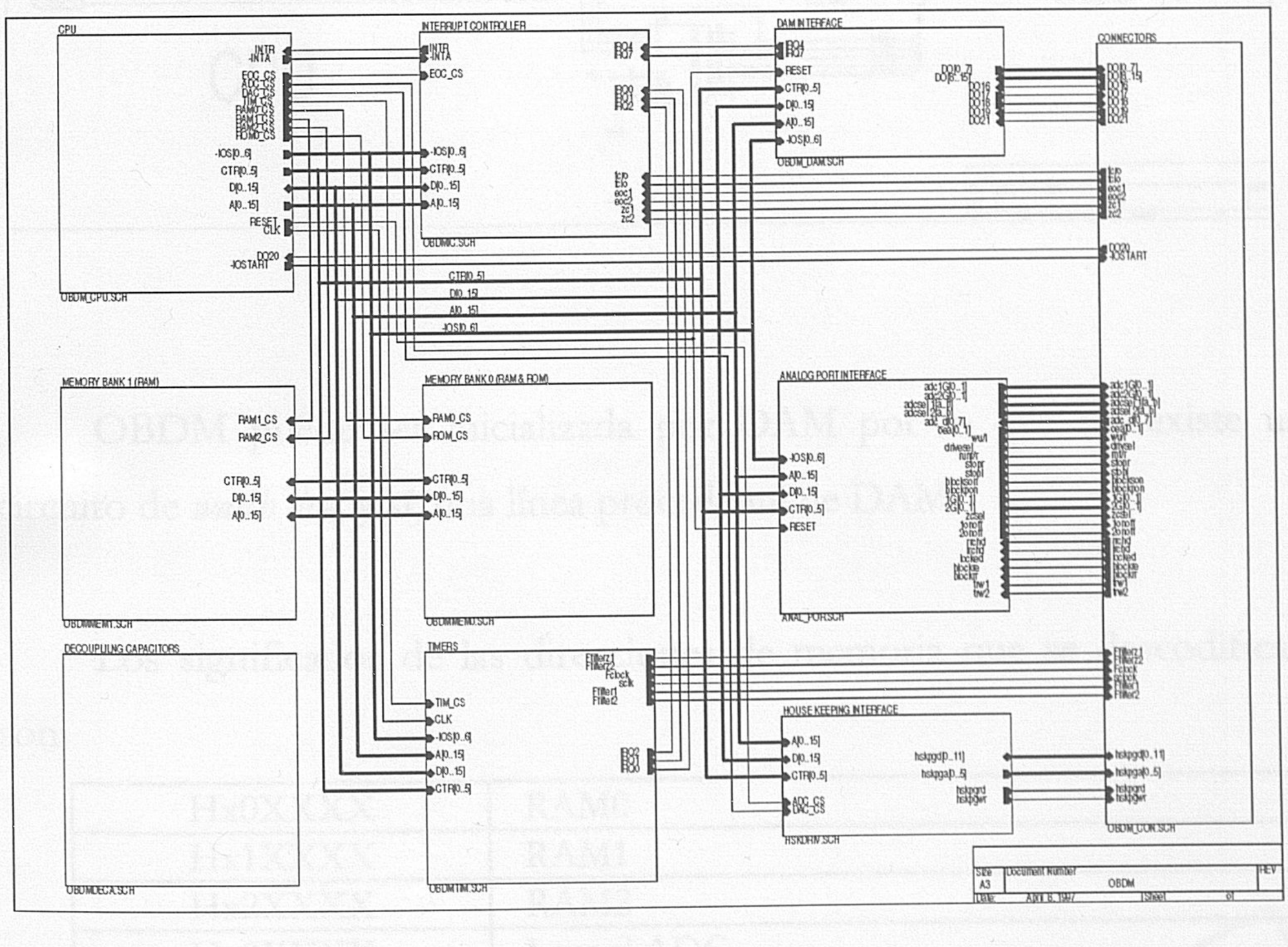
- Adquisición de los interferogramas.
- Controlar las temperaturas en diversos puntos del módulo *O*, en particular, en los detectores y en los diodos láser de referencia.
- Supervisar los voltajes de las ramas que llegan a la electrónica analógica. Este punto y el anterior es lo que se denomina *housekeeping*.
- Controlar el movimiento del doble péndulo y seleccionar que motor usar.
- Seleccionar las ganancias de los preamplificadores para los canales.
- Seleccionar los conversores analógicos-digitales (ADC) a utilizar.
- Controlar el sistema de bloqueo del doble péndulo.
- Controlar el sistema de detección de paso por diferencia de caminos ópticos nula.

- Y, evidentemente, comunicarse con DAM.

Para realizar estas labores se decidió utilizar un microprocesador idéntico al de DAM y la periferia necesaria.

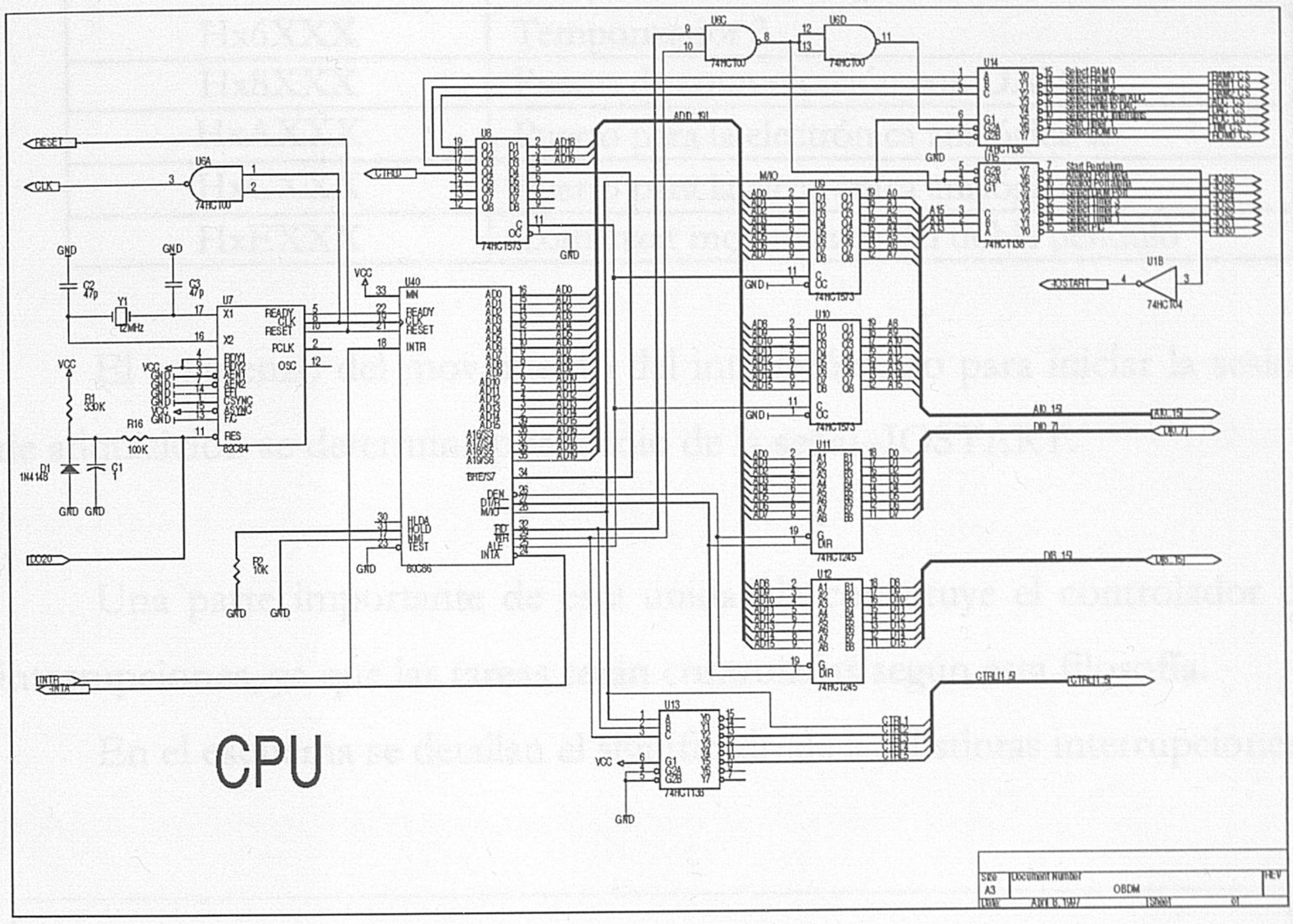
Los parámetros para un funcionamiento óptimo del sistema son comandados por DAM a través de una tabla de valores donde se programan tanto las ganancias de los previos, como que conversores usar o las temperaturas de funcionamiento de los detectores.

El diagrama de bloques de OBDM es el siguiente:



Como se ha mencionado, el microprocesador seleccionado ha sido el 80C86, por tanto la CPU es muy semejante a la de DAM pero simplificada

ya que no es necesario el uso de un dispositivo DMA. El esquema es el siguiente:



OBDM puede ser inicializada por DAM por lo que no existe un circuito de *watch dog*, y sí, una línea procedente de DAM.

Los significados de las direcciones de memoria que se descodifican son:

Hx0XXXX	RAM0
Hx1XXXX	RAM1
Hx2XXXX	RAM2
Hx3XXXX	Leer el ADC
Hx4XXXX	Escribir en los conversores digitales-analógicos
Hx5XXXX	Selección de interrupción del EOC
Hx6XXXX	Comenzar Temporizador 2
Hx7XXXX	ROM

UNIVERSIDAD DE GRANADA
15 SET. 1997
COMISION DE DOCTORADO

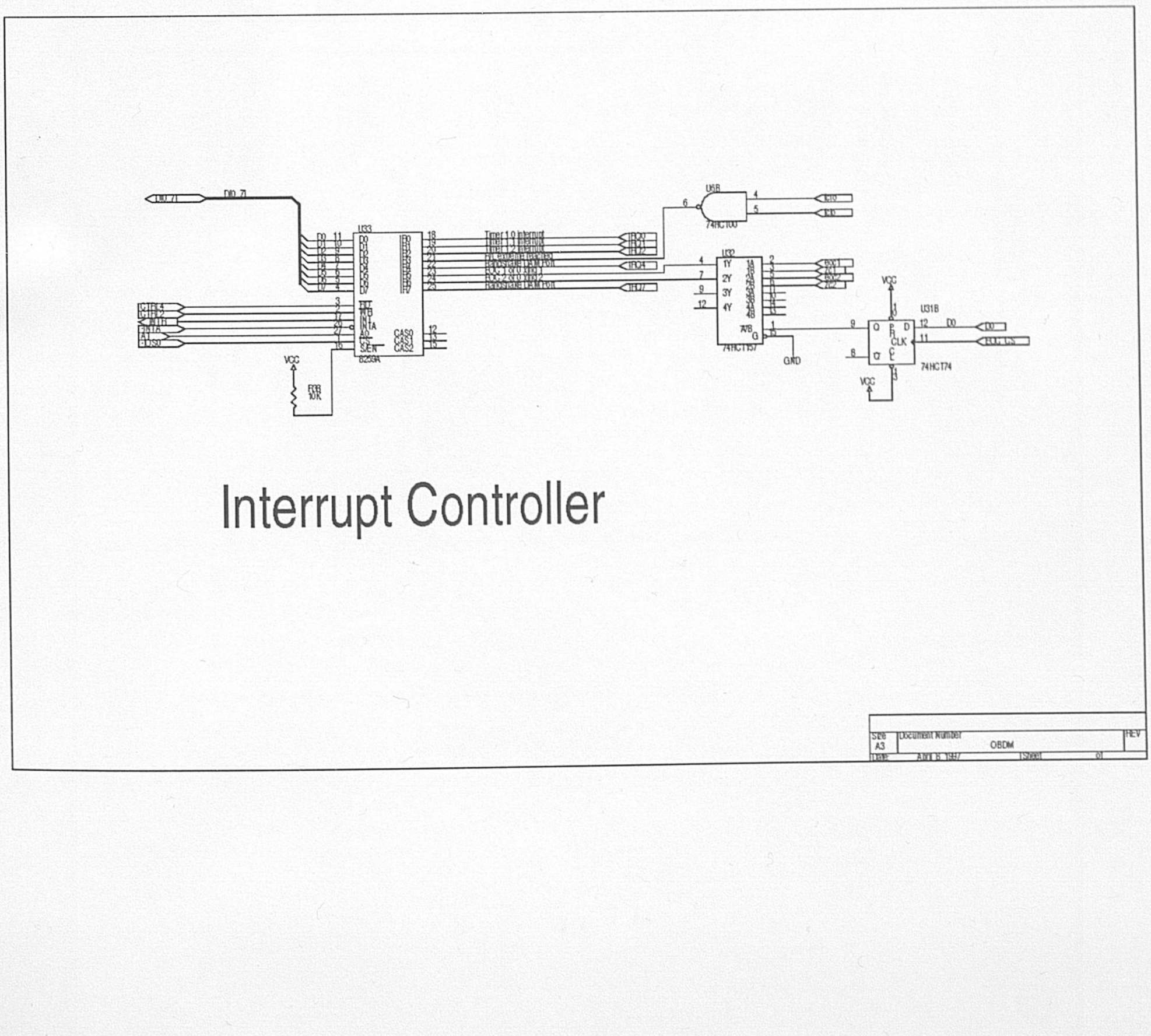
Mientras que para el mapa de entrada-salida es:

Hx0XXX	Controlador de interrupciones
Hx2XXX	Temporizador 1
Hx4XXX	Temporizador 2
Hx6XXX	Temporizador 3
Hx8XXX	Puerto de comunicación con DAM
HxAXXX	Puerto para la electrónica analógica α
HxCXXX	Puerto para la electrónica analógica β
HxEXXX	Comenzar movimiento del doble péndulo

El comienzo del movimiento del interferómetro para iniciar la sesión de adquisición se determina por medio de la señal -IOSTART.

Una parte importante de esta unidad la constituye el controlador de interrupciones, ya que las tareas serán controladas según esta filosofía.

En el esquema se detallan el significado de las distintas interrupciones:

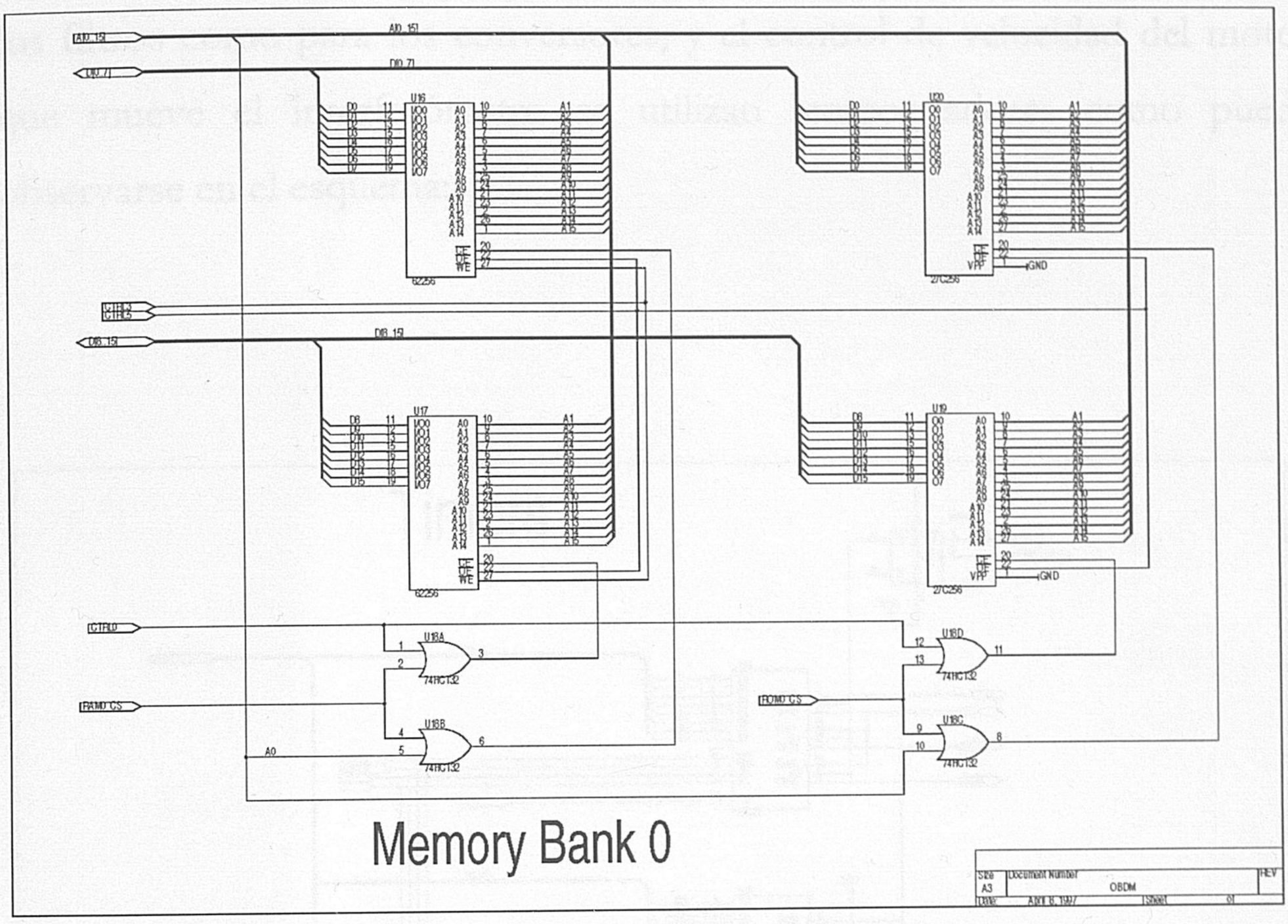

U33
8259A
U6B
74HC100
U32
74HC157
U31B
74HCT74
VCC
GND
Timer 1 0 Interrupt
Timer 1 1 Interrupt
Timer 1 2 Interrupt
Interrupt Counter
Interrupt Counter
Interrupt Counter

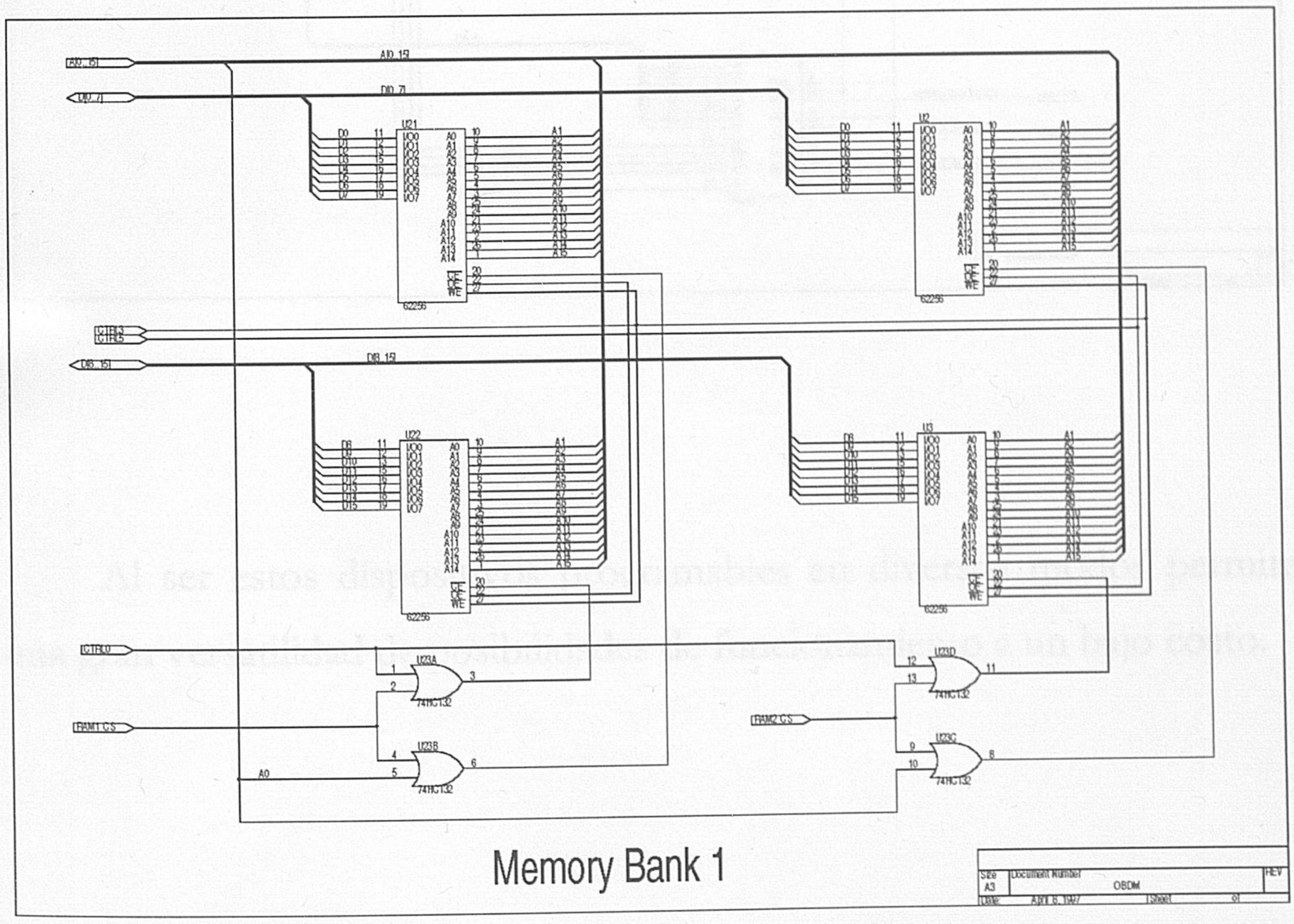
La relación de las interrupciones es la siguiente:

IRQ0	Temporizador 1.0
IRQ1	Temporizador 1.1
IRQ2	Temporizador 1.2
IRQ3	Alcanzado el extremo derecho o izquierdo
IRQ4	Hay una entrada de DAM
IRQ5	Fin de conversión o cruce por cero de canal 1
IRQ6	Fin de conversión o cruce por cero de canal 2
IRQ7	Se puede mandar a DAM

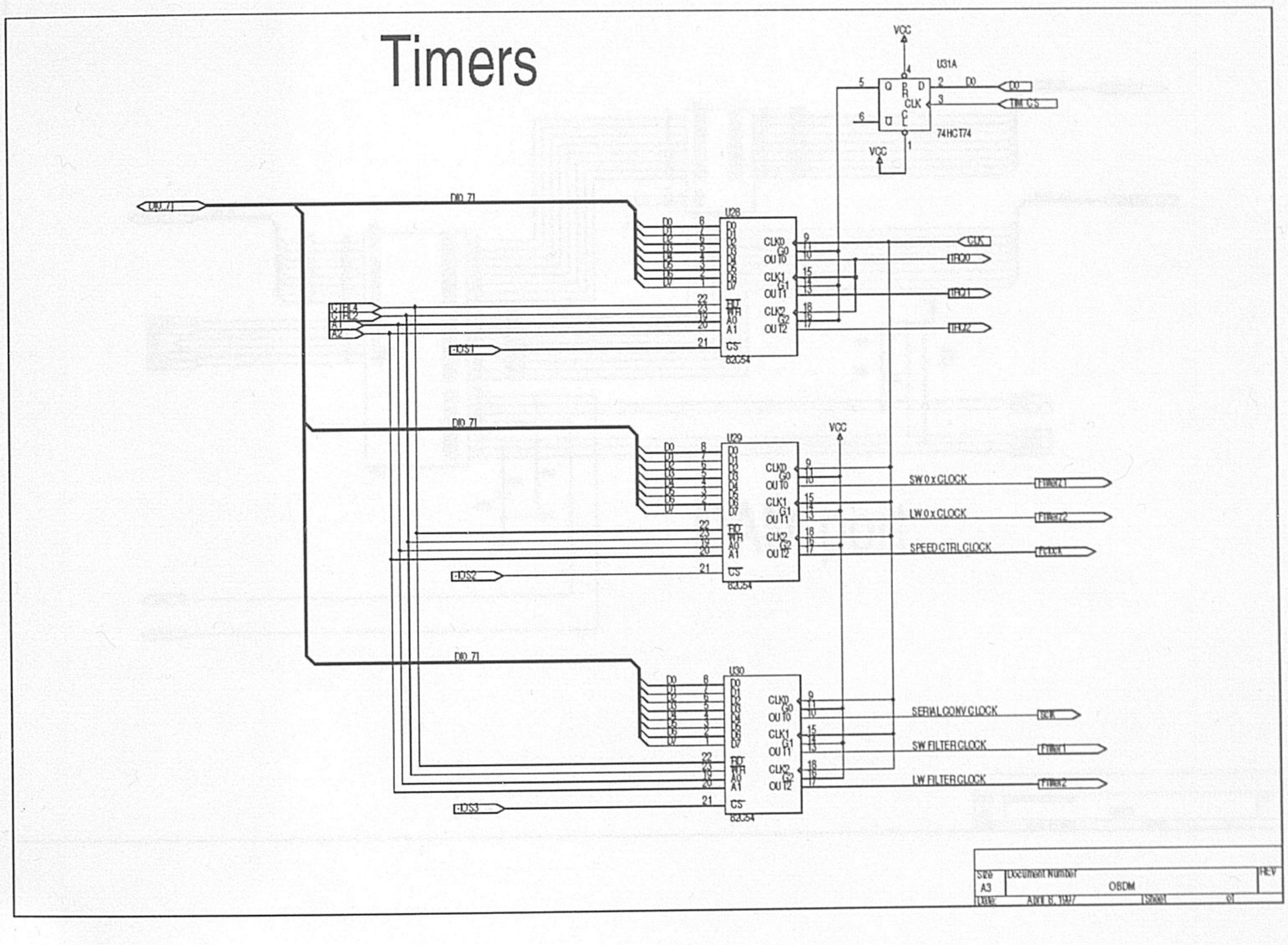
Debido a lo reducido del espacio destinado a OBDM y a la simplicidad que debe tener, se opta por utilizar un multiplexor para ciertas interrupciones, ya que éstas no pueden activarse a la vez.

La capacidad de memoria de OBDM es de 192 Kbytes de memoria RAM y 64 Kbytes de memoria ROM, suficiente para sus necesidades; se utilizan los mismos componentes que en el caso de DAM.


A[0..15]
D[0..7]
U16
U20
U17
U19
62256
27C256
CTRL3
CTRL5
D[8..15]
CTRL0
FRAM1:CS
FROM0:CS
A0
U18A
U18B
U18C
U18D
74HC132
GND
VPP
Memory Bank 0
Size A3
Document Number
OBDM
REV
Date: April 6, 1997
Sheet 01

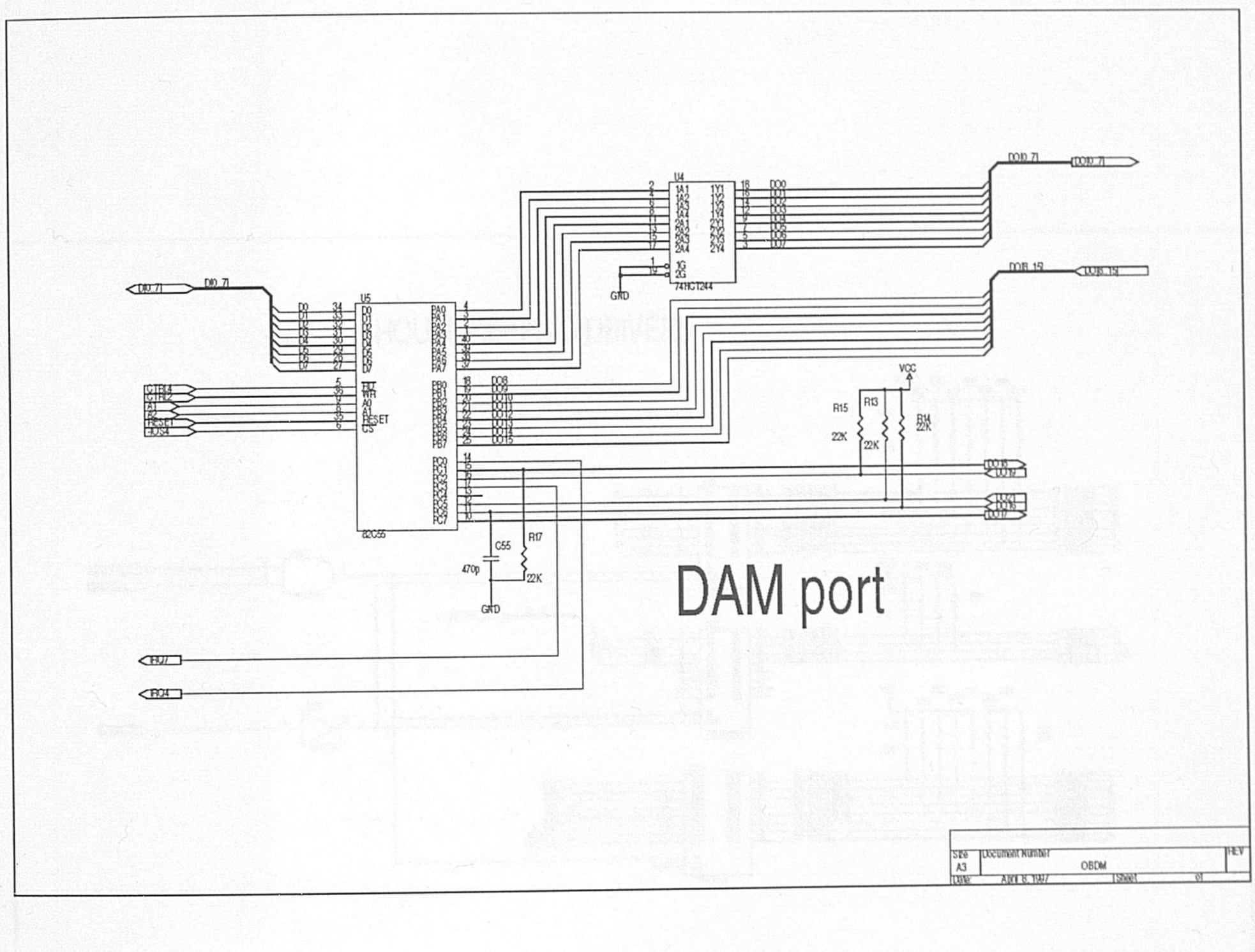

A[0..15]
D[0..7]
U21
U2
U22
U3
62256
CTRL3
CTRL5
D[8..15]
CTRL0
FRAM1:CS
FRAM2:CS
A0
U23A
U23B
U23C
U23D
74HC132
Memory Bank 1
Size A3
Document Number
OBDM
REV
Date: April 6, 1997
Sheet 01

Para la gestión de tareas, la generación de distintos relojes tanto para los filtros como para los conversores, y el control de velocidad del motor que mueve el interferómetro se utilizan temporizadores como puede observarse en el esquema:

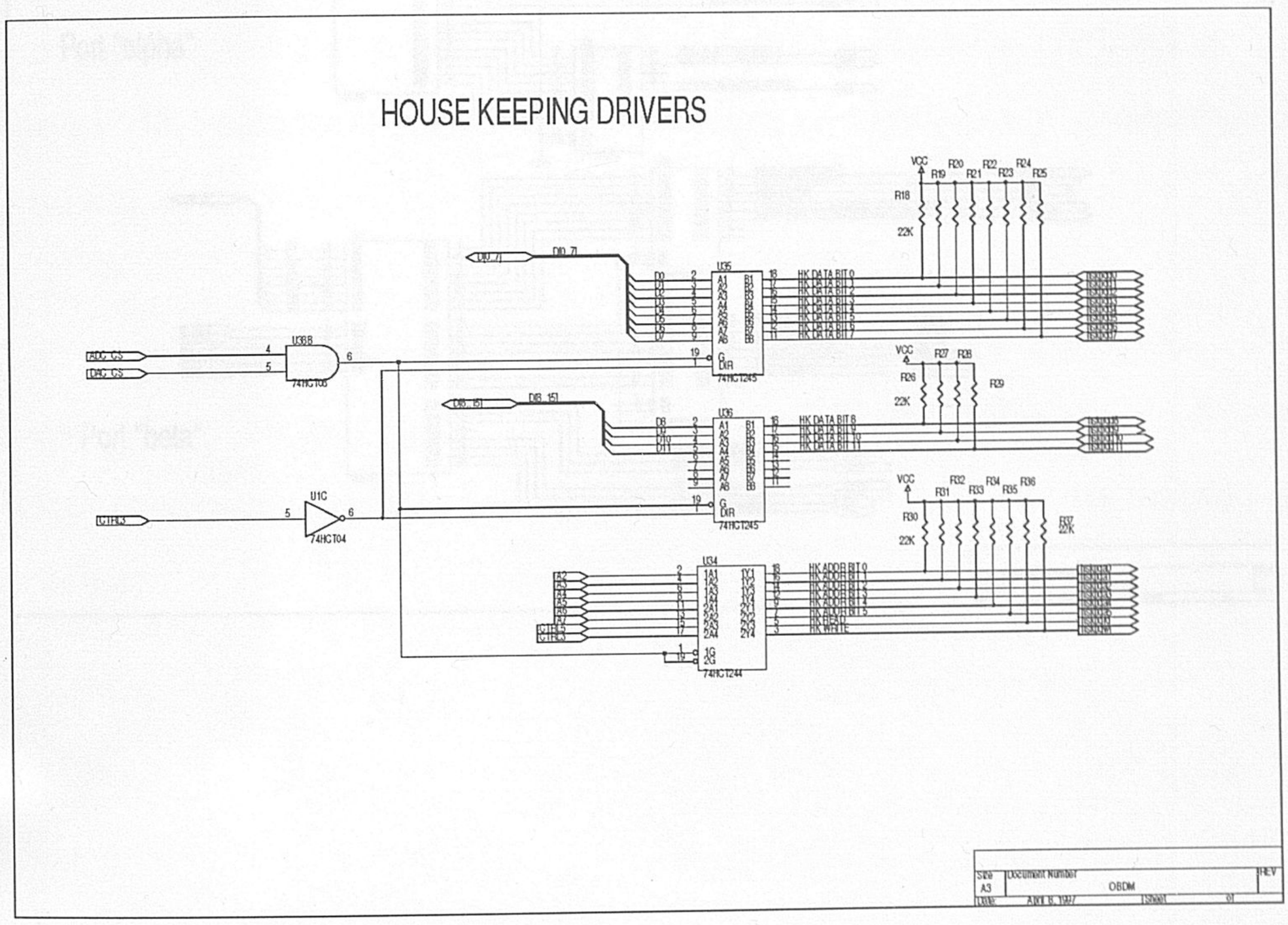


Al ser estos dispositivos programables en diversos modos permiten una gran versatilidad de posibilidades de funcionamiento a un bajo costo.

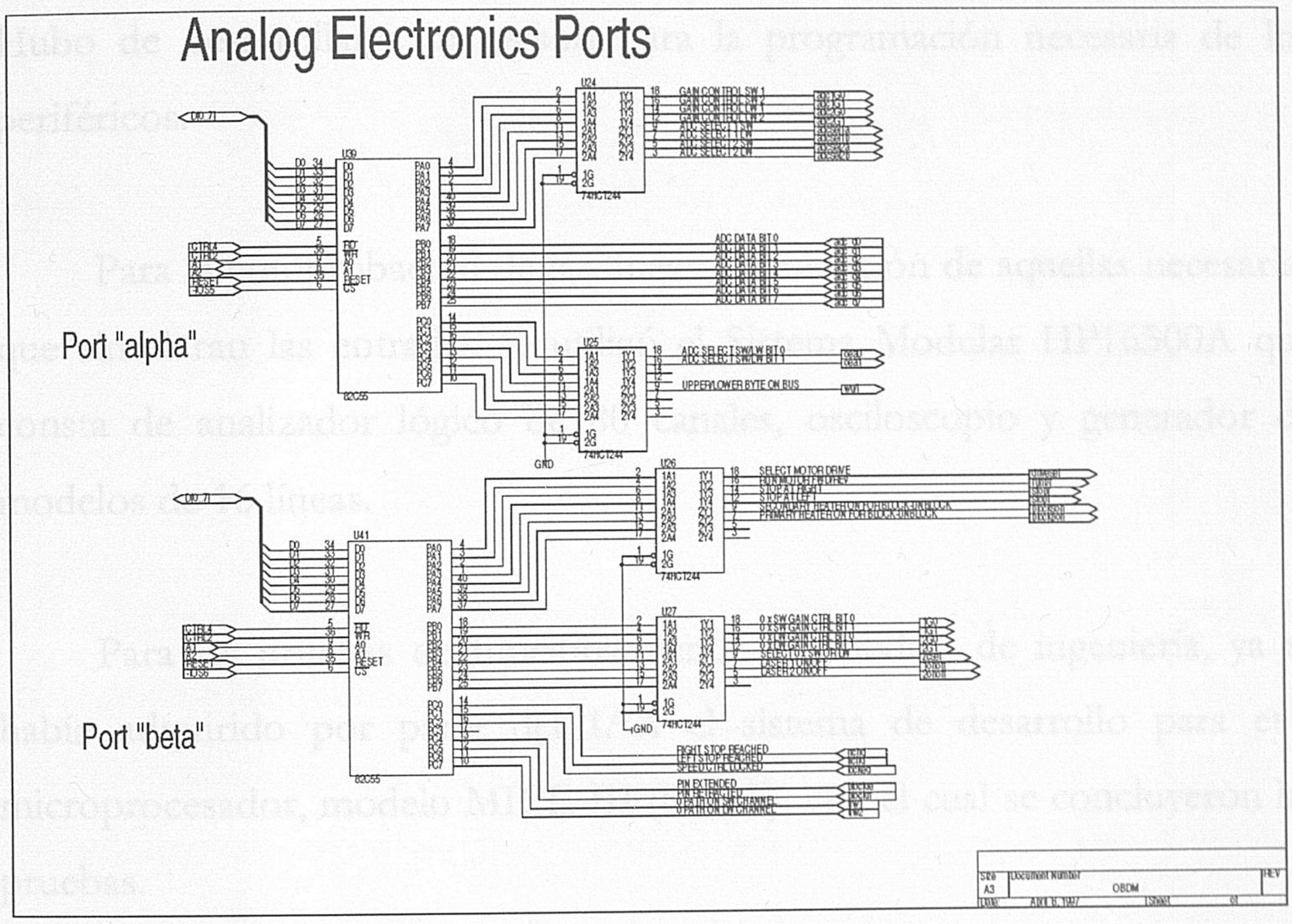
La conexión con DAM se realiza a través de un PPI 82C55 que actúa de forma análoga al situado en la tarjeta de *Interface*:



Puesto que para el *housekeeping* son muchas las magnitudes a leer, se opta por el uso de un solo conversor multiplexando las entradas al mismo. Para su control es necesario utilizar tanto el bus de direcciones como el bus de datos y las líneas de lectura y escritura. Por lo que se sigue el siguiente esquema:



Por último, para controlar la electrónica analógica se utilizan dos PPI 82C55 de forma que cada línea tiene el significado que se indica en el esquema siguiente:



4.7 Materiales Utilizados

Durante la fase de diseño se utilizó el programa ORCAD SDT en las distintas versiones III y IV según avanzó el tiempo.

Una vez fabricadas y montadas las tarjetas de primer modelo funcional, se realizaron las pruebas de funcionamiento utilizando un sistema

de desarrollo que emula al microprocesador. El modelo de este sistema es HP64700, propiedad del equipo italiano y que fue cedido temporalmente al IAA. Se buscó cooperación por parte de otros institutos del C.S.I.C. encontrándose un equipo disponible en el Instituto de Automática Industrial, se utilizó este equipo que era un Sistema Modular PM4400. Hubo de desarrollarse un *sofware* para la programación necesaria de los periféricos.

Para la comprobación de las líneas y generación de aquellas necesarias que simularan las entradas se utilizó el Sistema Modular HP16500A que consta de analizador lógico de 80 canales, osciloscopio y generador de modelos de 16 líneas.

Para las pruebas de funcionamiento del modelo de ingeniería, ya se había adquirido por parte del IAA el sistema de desarrollo para este microprocesador, modelo MICE III (8086F), con el cual se concluyeron las pruebas.

5. Pruebas Ambientales

5.1 Introducción

Un instrumento que va a volar en una misión espacial deberá trabajar en unas condiciones ambientales adversas puesto que estará en vacío, las temperaturas, tanto de almacenamiento como de trabajo, serán extremas, y en el lanzamiento y durante el viaje soportará unas vibraciones, que dependerán del vehículo y de la plataforma usados. Por tanto se debe comprobar que el instrumento va a ser capaz de funcionar correctamente cuando llegue a su objetivo. Para ello, se realizan lo que se llama Pruebas Ambientales que, en el caso de PFS, consisten en dos: Termovacío y Vibraciones, siguiendo las especificaciones que fijan los responsables de la plataforma orbital y del vehículo de lanzamiento.

Las pruebas que se describen en esta tesis fueron ejecutadas sobre el modelo de calificación, aquellas en las que estuvo presente el doctorando. Otras semejantes se les realizaron al modelo de vuelo y al de repuesto, habiendo sido superadas sin mayor problema por PFS.

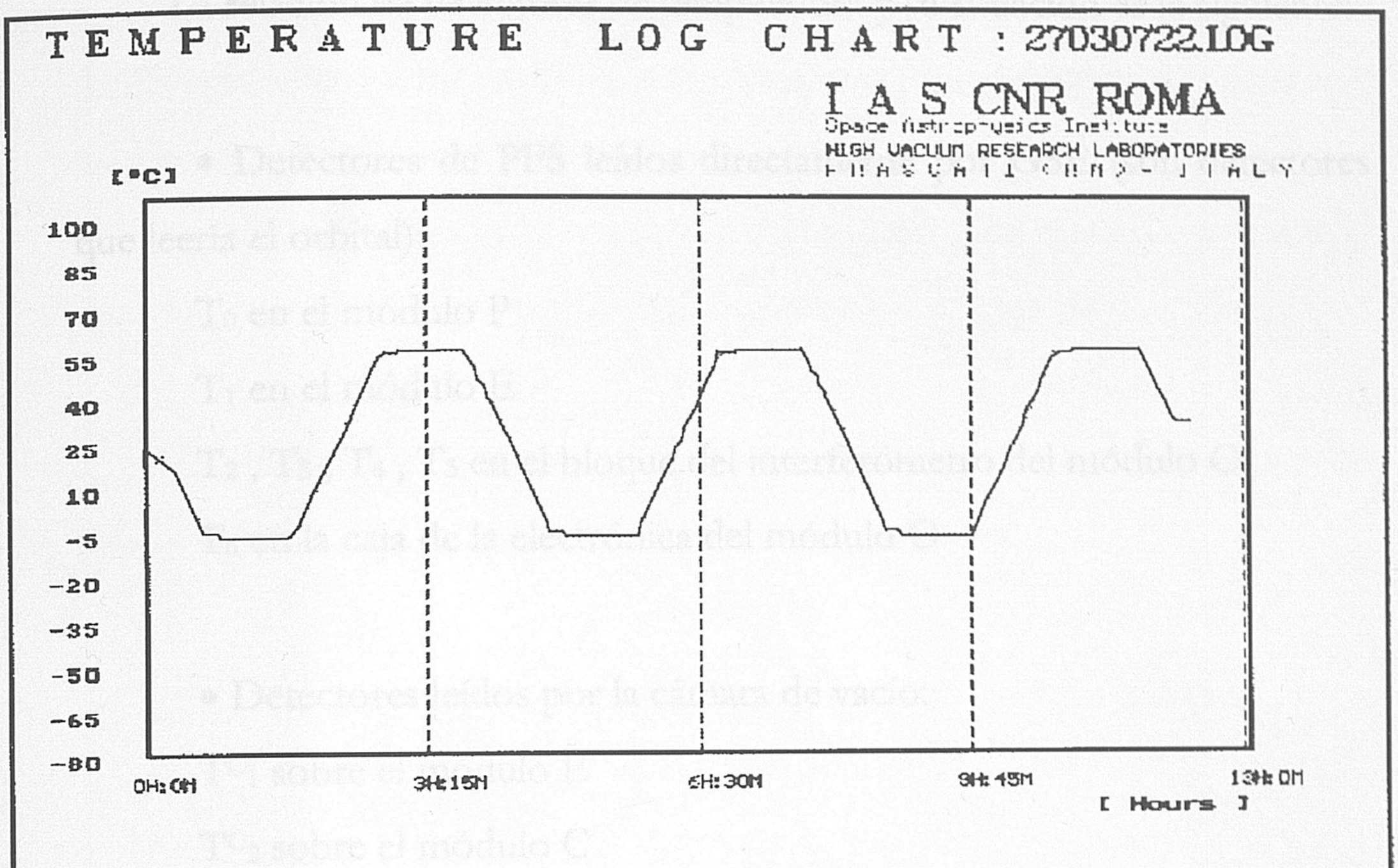
5.2 Termo-vacío

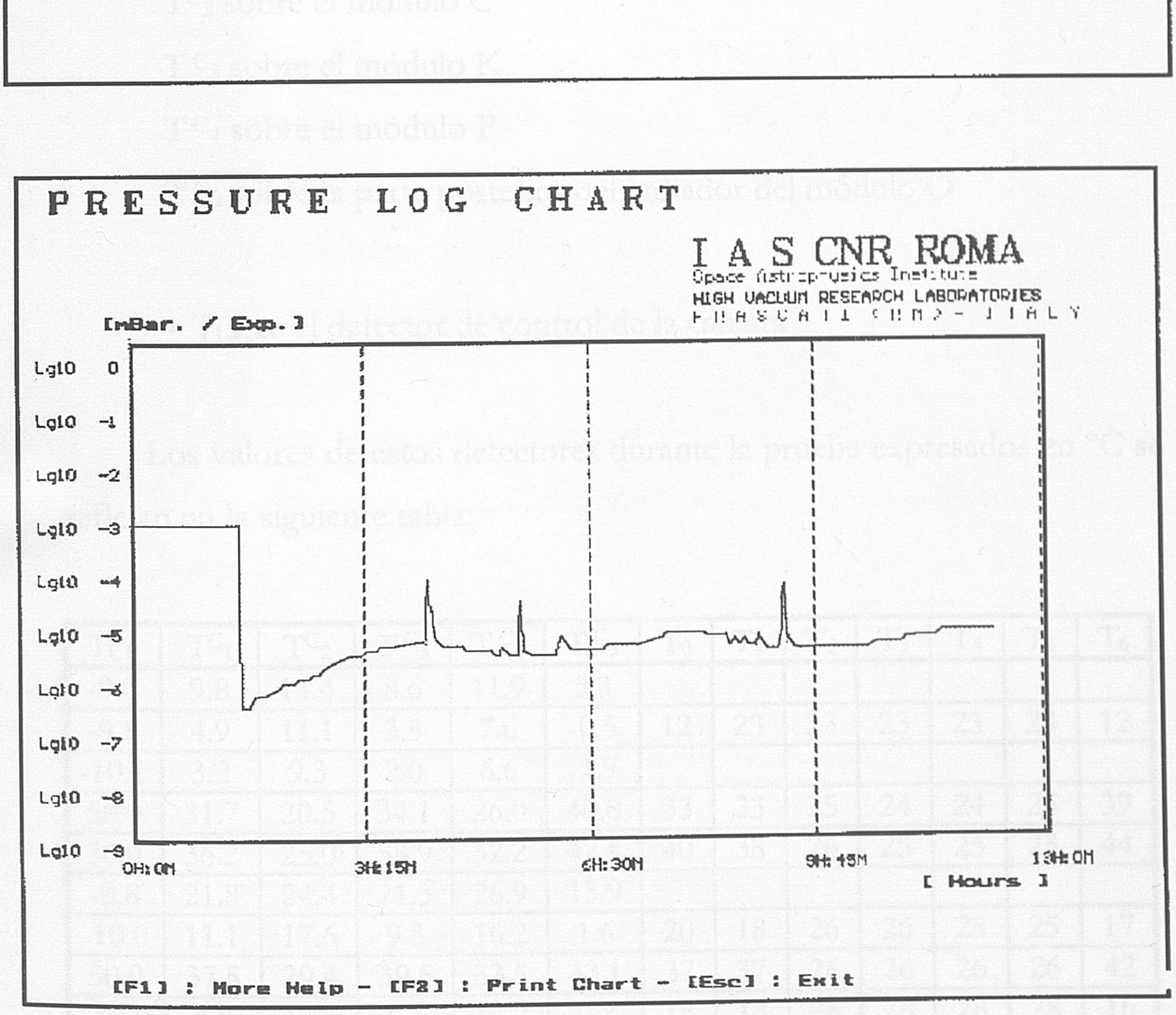
En esta prueba se realizan tres ciclos térmicos en vacío, partiendo de 20°C. Cada ciclo consiste en: enfriar el instrumento hasta -10°C por medio de una rampa de 1°C por minuto de pendiente, una vez alcanzada la temperatura deseada se mantiene estable durante una hora, transcurridos 50 minutos se pone en marcha el instrumento, se le ordena realizar una secuencia de adquisiciones y mandar estos datos al GSE. Finalizada una hora, por medio de otra rampa de igual pendiente a la anterior, se lleva el instrumento a 50°C, repitiéndose la secuencia de adquisición. Al finalizar la hora se habrá alcanzado un ciclo completo, por lo que se debe repetir este ciclo tres veces para superar la prueba.

Para llevar a cabo la prueba de termo-vacío se introduce todo PFS en una cámara de vacío que sea capaz de realizar un control térmico. Esta cámara es la misma que se utiliza en las calibraciones en intensidad por lo que más adelante se detalla. Se hace el vacío en la cámara y se programa para que ejecute las variaciones de temperatura requeridas.

Durante la prueba la presión varió entre $1x10^{-5}$ mbar y $3x10^{-6}$ mbar.

Las variaciones de temperatura y presión en la cámara durante la prueba pueden observarse en las siguientes gráficas:


TEMPERATURE LOG CHART : 27030722.LOG
I A S CNR ROMA
Space Astrophysics Institute
HIGH VACUUM RESEARCH LABORATORIES
FRASCATI (ROMA) - ITALY
[°C]
100
85
70
55
40
25
10
-5
-20
-35
-50
-65
-80
0H:0M
3H:15M
6H:30M
9H:45M
13H:0M
[Hours]


PRESSURE LOG CHART
I A S CNR ROMA
Space Astrophysics Institute
HIGH VACUUM RESEARCH LABORATORIES
FRASCATI (ROMA) - ITALY
[mBar. / Exp.]
Lg10 0
Lg10 -1
Lg10 -2
Lg10 -3
Lg10 -4
Lg10 -5
Lg10 -6
Lg10 -7
Lg10 -8
Lg10 -9
0H:0M
3H:15M
6H:30M
9H:45M
13H:0M
[Hours]
[F1] : More Help - [F2] : Print Chart - [Esc] : Exit

La relación de detectores de temperatura y su situación es la siguiente:

- Detectores de PFS leídos directamente por GSE (son detectores que leería el orbital):

  T_0 en el módulo P

  T_1 en el módulo E

  T_2 , T_3 , T_4 , T_5 en el bloque del interferómetro del módulo O

  T_6 en la caja de la electrónica del módulo O

- Detectores leídos por la cámara de vacío:

  T^{C}_1 sobre el módulo E

  T^{C}_2 sobre el módulo C

  T^{C}_3 sobre el módulo K

  T^{C}_4 sobre el módulo P

  T^{C}_5 sobre la parte posterior del radiador del módulo O

- T_{CP} es el detector de control de la cámara

Los valores de estos detectores durante la prueba expresados en ºC se reflejan en la siguiente tabla:

T_{CP}	T^{C}_1	T^{C}_2	T^{C}_3	T^{C}_4	T^{C}_5	T_0	T_1	T_2	T_3	T_4	T_5	T_6
-9.0	9.8	14.4	8.6	11.9	5.3							
-9.8	4.9	11.1	3.5	7.6	-0.5	12	23	23	23	23	23	12
-10.1	3.2	9.3	2.0	6.6	-1.9							
50.0	31.7	20.5	34.1	26.0	40.0	33	33	25	24	24	24	39
50.0	36.2	25.0	38.9	32.2	42.6	40	38	26	25	25	25	44
-8.8	21.8	24.4	21.3	26.9	13.9							
-10.0	11.1	17.6	9.3	16.2	1.6	20	18	26	26	25	25	17
50.0	37.5	29.4	39.5	33.5	43.1	37	37	26	26	26	26	42
-10.0	8.8	17.9	6.5	13.2	0.2	18	18	28	28	28	28	16
50.0	36.2	28.0	38.4	31.6	43.1	37	37	30	28	29	29	43

Como puede observarse, aunque el ciclo térmico es el prefijado, los distintos elementos no varían su temperatura tan drásticamente y menos aún los situados en el interior del instrumento; esto se debe a las protecciones térmicas de las partes no protegidas por el orbital que estarán expuestas al espacio y a la gran masa térmica que supone todo el conjunto.

Al finalizar las sesiones PFS había superado satisfactoriamente estas pruebas.

5.3 Vibraciones

Las vibraciones se realizan por dos motivos diferentes, uno para comprobar que en el lanzamiento el instrumento no se destruya o se deteriore, y otro, la búsqueda de frecuencias de resonancia del sistema para comprobar que no coincidan con las propias del orbital.

Las pruebas que aquí se detallan fueron realizadas al módulo O sólo, prestándole una especial atención por ser la parte más sensible de todo el instrumento.

Las vibraciones se realizaron en la empresa *Alenia Spazio Spa.* con sede en L'Aquila (Italia) donde disponen de un vibrador para tales fines.

El protocolo para estas pruebas es el siguiente:

- Búsqueda de las frecuencias de resonancia 1. Consiste en barrer el rango de 20 a 100 Hz. con un módulo de 0.5g variando la frecuencia en 0.5 octavas por minuto, y una

segunda secuencia desde 100 a 2000 Hz. a 1 octava por minuto y 0.5g de módulo.

- Cuasi estática. Se aplica una vibración de 25 Hz. de frecuencia y 2g de módulo durante 10 minutos.
- Potencia a baja frecuencia. Variando 0.5 octavas por minuto y en ambos sentidos ascendente y descendente, se aplican los siguientes valores:

20 a 40 Hz.	1g
40 a 60 Hz.	1.7g
60 a 80 Hz.	2g
80 a 100 Hz.	2.5g

- Potencia a alta frecuencia. Variando 1 octava por minuto y en ambos sentidos ascendente y descendente, se aplican los siguientes valores:

100 a 130 Hz.	2g
130 a 180 Hz.	4g
180 a 250 Hz.	6g
250 a 300 Hz.	8g
300 a 500 Hz.	9g
500 a 1700 Hz.	10g
1700 a 1900 Hz.	2g*
1900 a 2000 Hz.	10g

* Este valor es consecuencia de existir aquí una frecuencia de resonancia del vibrador

- Choque. El protocolo exige aplicar impulsos de 40g de 0.5 ms. a 2 ms. de duración en ambos sentidos del eje, pero del vibrador como máximo se pudo obtener 26g y 28g durante 2 ms. en el eje que llamaremos Z, y 15g en 2 ms. para los otros dos ejes.

- Búsqueda de las frecuencias de resonancia 2. Idéntico a la segunda secuencia de la primera prueba, para la comprobación de que no haya habido variaciones como consecuencia del resto de vibraciones.

Todas ellas se realizan según los tres ejes del sistema. Llamaremos eje X al eje óptico del instrumento, eje Z al eje de giro del interferómetro y eje Y al perpendicular a ambos.

La respuesta del instrumento es medida por medio de doce acelerómetros situados en los siguientes puntos del equipo:

1. A, para referencia del vibrador, según el modo de vibración.
2. A1Z, sobre el bloque de electrónica, según el eje Z.
3. A1X, sobre el bloque de electrónica, según el eje X.
4. A1Y, sobre el bloque de electrónica, según el eje Y.
5. A2Y, cerca del dicroico de entrada al interferómetro, según el eje Y.
6. A2X, cerca del dicroico de entrada al interferómetro, según el eje X.
7. A2Z, cerca del dicroico de entrada al interferómetro, según el eje Z.
8. A4Z, sobre le radiador según el eje Z.
9. A5X, sobre la caja exterior del módulo O cerca de la entrada óptica, según el eje X.
10. A3Z, sobre plataforma de sujeción del módulo O cerca de los puntos de fijación a la estructura, según el eje Z.
11. A6Z, sobre la estructura de fijación del módulo O, según el eje Z.

12. A7Z, sobre plataforma de sujeción del módulo O, según el eje Z.

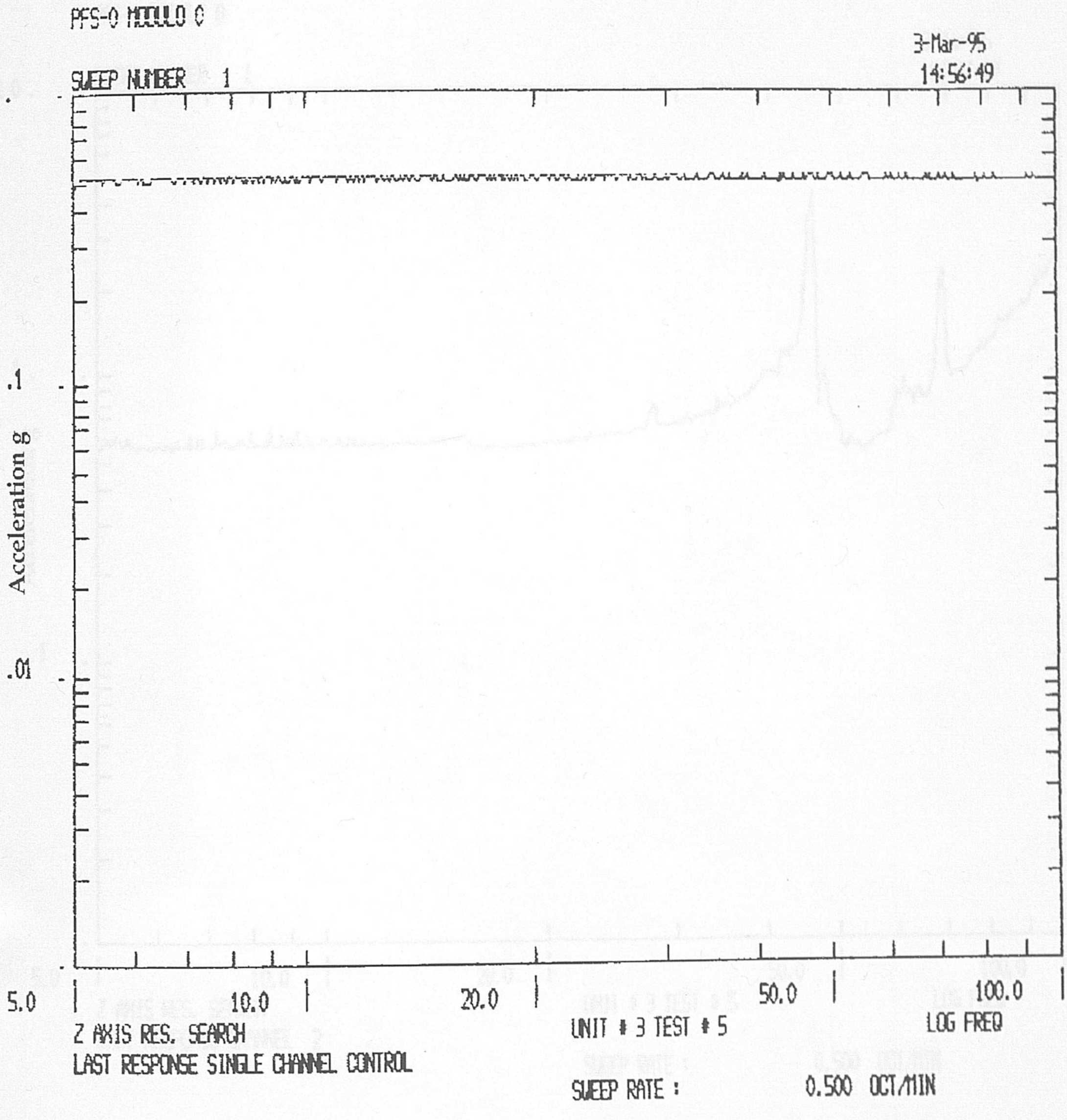
Los resultados son recogidos en sendos registradores gráficos, con los que estudiar el comportamiento del sistema.

El número de gráficas, como puede verse, es muy elevado como para presentarlas todas, por lo que se decidió traer aquí solamente las correspondientes a las vibraciones según el eje Z para el acelerómetro de referencia y para dos de los llamados A1, siempre el A1Z y alternativamente A1X o A1Y, con ello se comprobará la respuesta del equipo a estas pruebas.

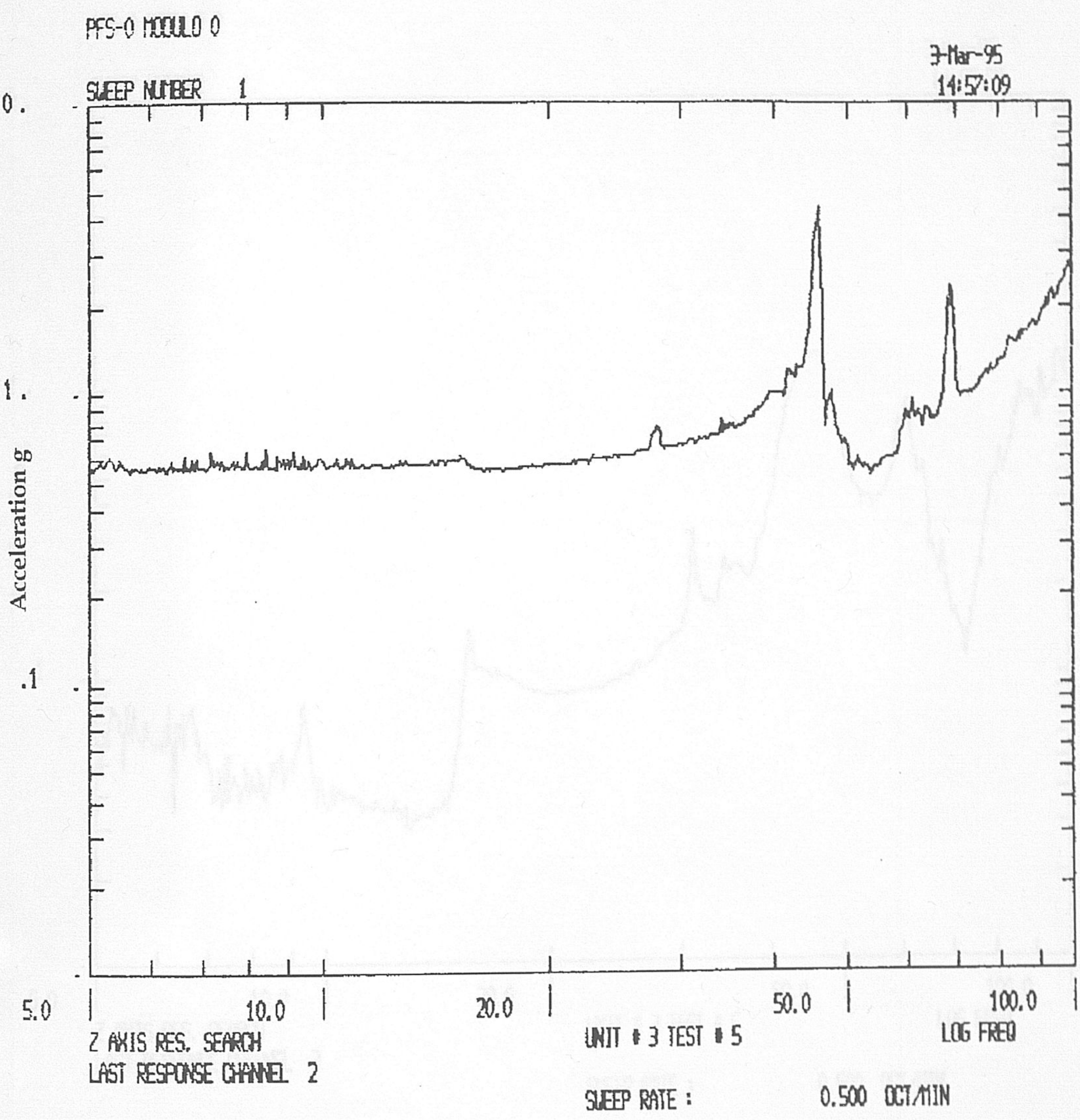
5.3.1 Búsqueda de las frecuencias de resonancia:

Esta prueba, como se ha dicho, se divide en dos, de 5 Hz. a 100 Hz. y de 100 Hz. a 2000 Hz. variando media octava por minuto y una octava por minuto respectivamente con un módulo de 0.5g en ambos casos.

El estímulo, dado por la respuesta del acelerómetro de referencia, para la primera parte de la prueba se refleja en la siguiente gráfica:

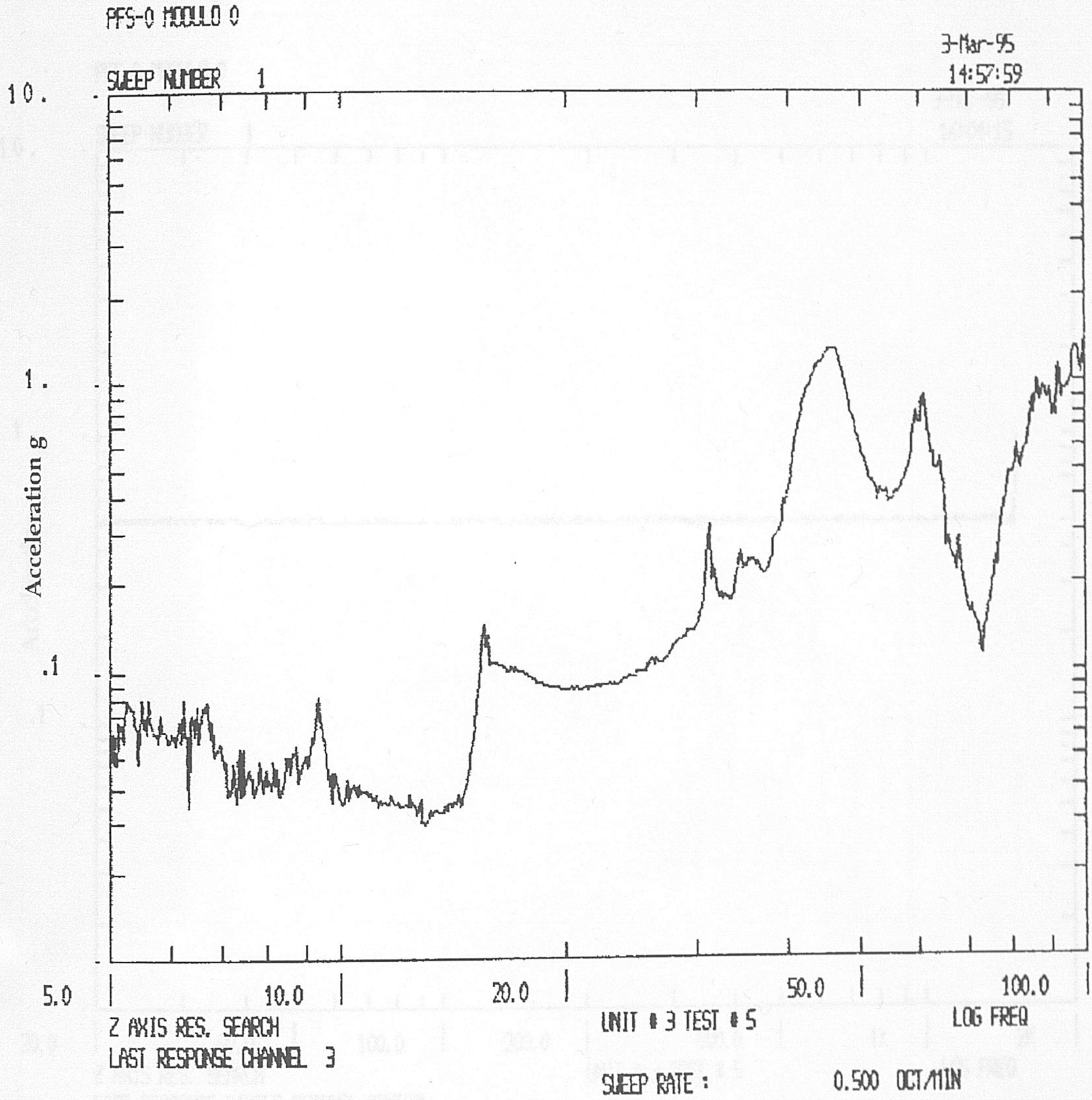


La respuesta en el detector A1Z se puede observar en la gráfica a continuación:

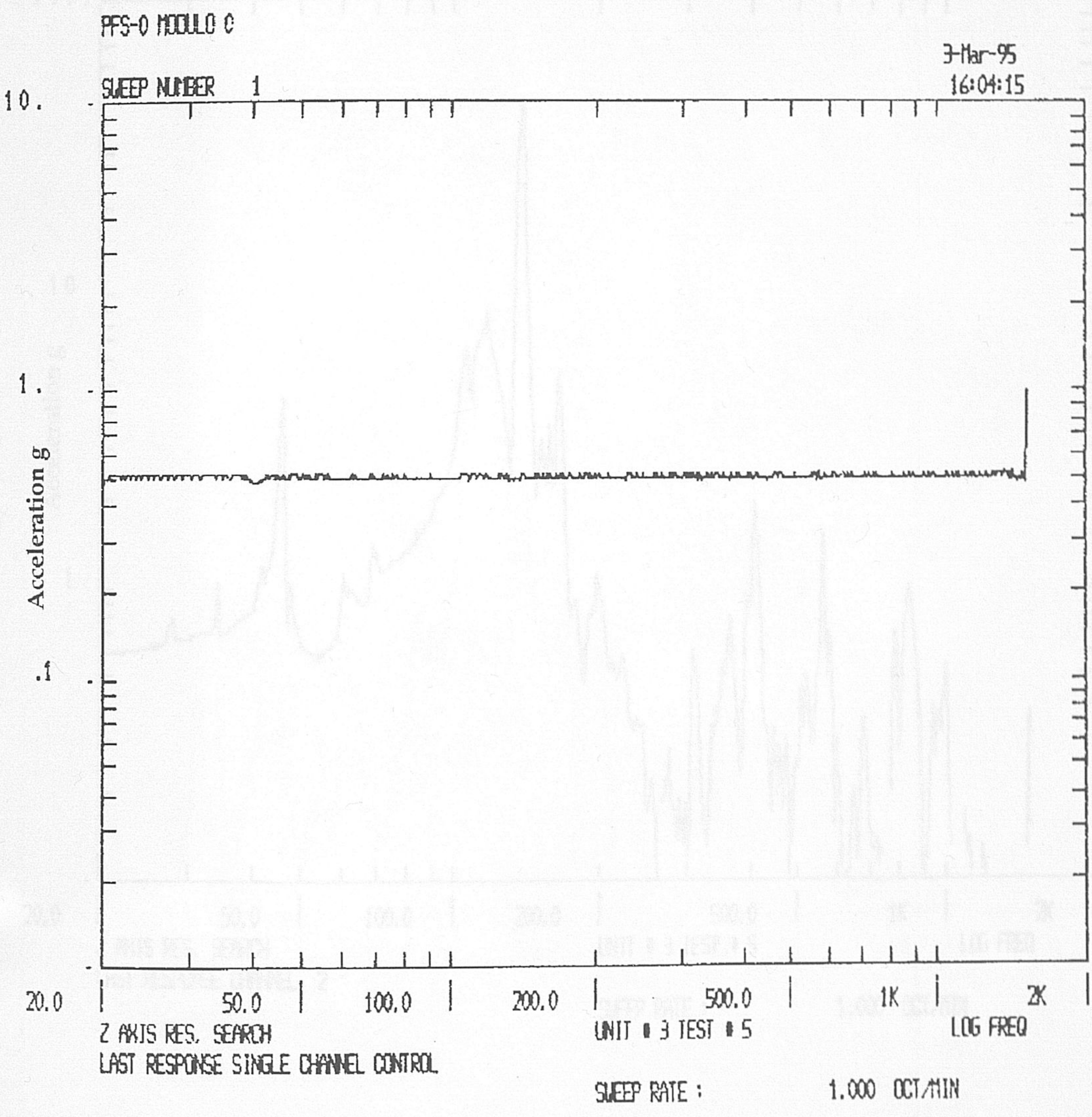


Aquí se puede observar la aparición de dos frecuencias de resonancia, una a 40 Hz. y otra alrededor de 60 Hz. pero ninguna de valores considerables.

Para el detector A1X se observa que aparecen las mismas frecuencias de resonancia a 40 y a 60 Hz.

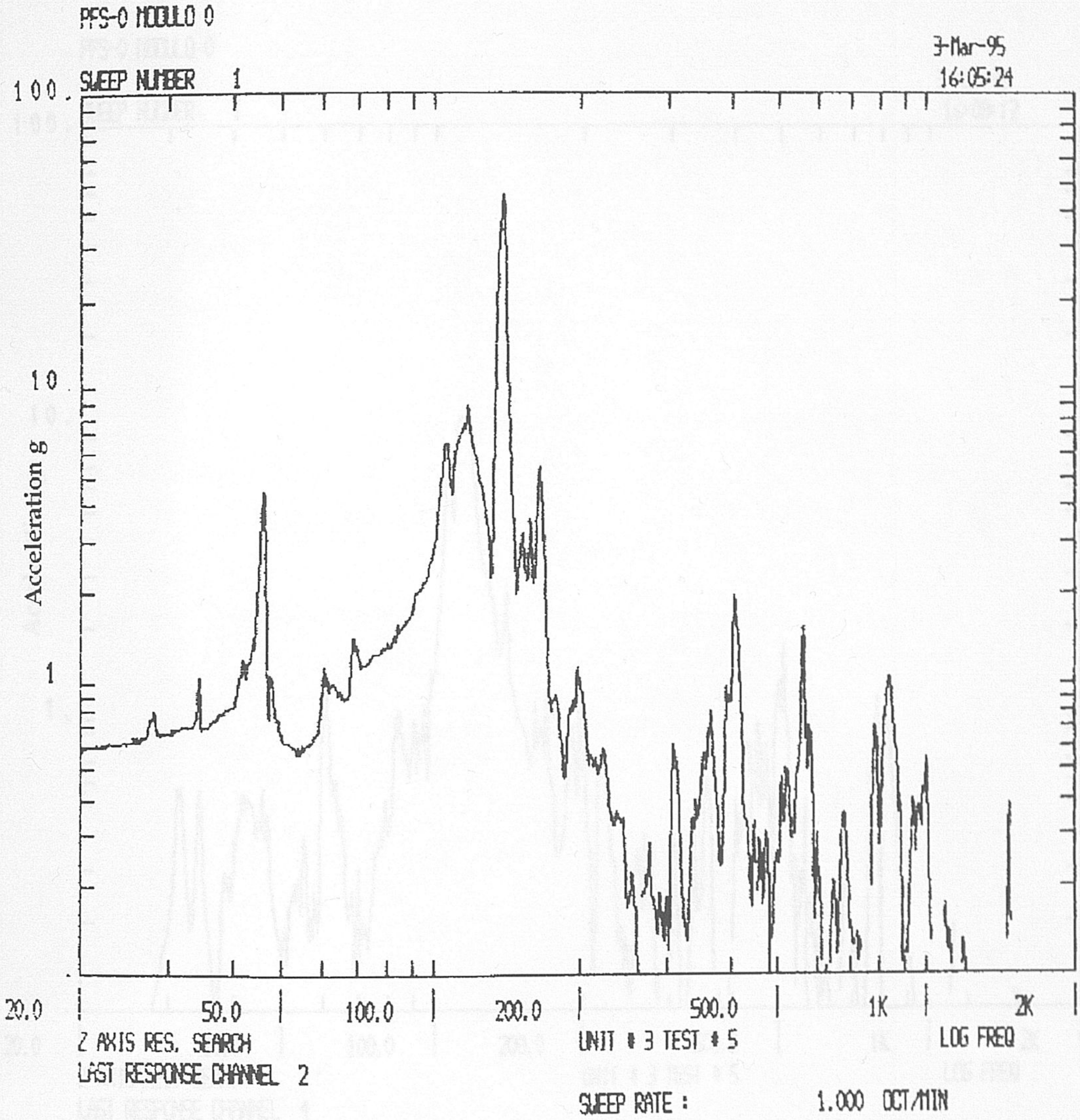


En la segunda parte de esta prueba se decidió repetir parte de la anterior comenzando en 20 Hz. en vez de en 100. La referencia para esta parte viene dada por la siguiente gráfica:



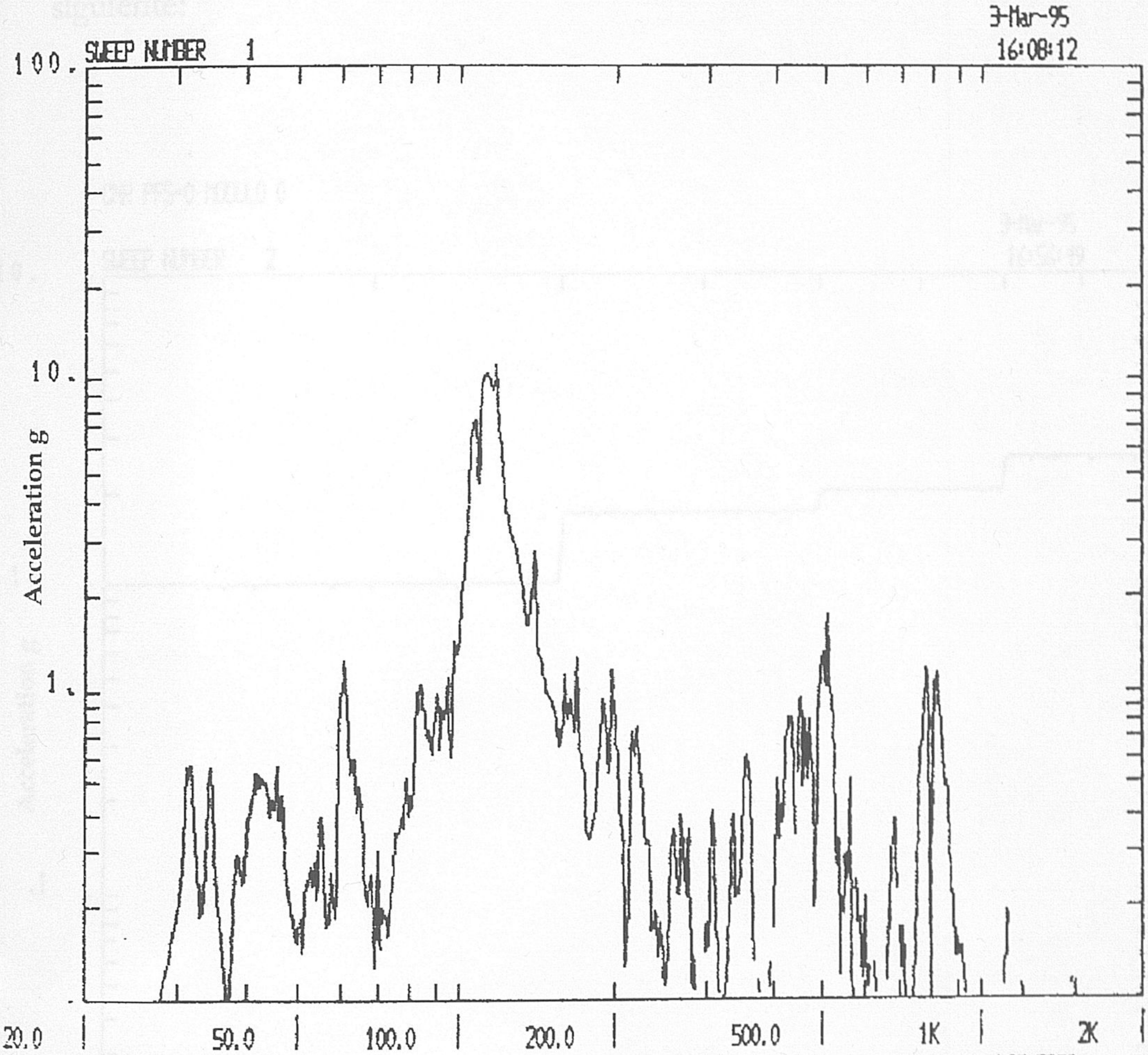
El corte que se produce a 1600 Hz. es debido a que el vibrador quedó fuera de control y hubo que desplazar el acelerómetro a una posición más cercana a PFS para un mejor control.

En el detector A1Z la respuesta fue la siguiente:



Se observa cómo aparecen nuevamente las frecuencias de resonancia a 40 Hz y 60 Hz. y unas de mayor importancia entre 100 Hz y 200 Hz.. A partir de este punto entra en funcionamiento los sistemas de absorción de vibraciones que sujetan al módulo O a la plataforma.

El efecto es semejante en el acelerómetro A1Y:

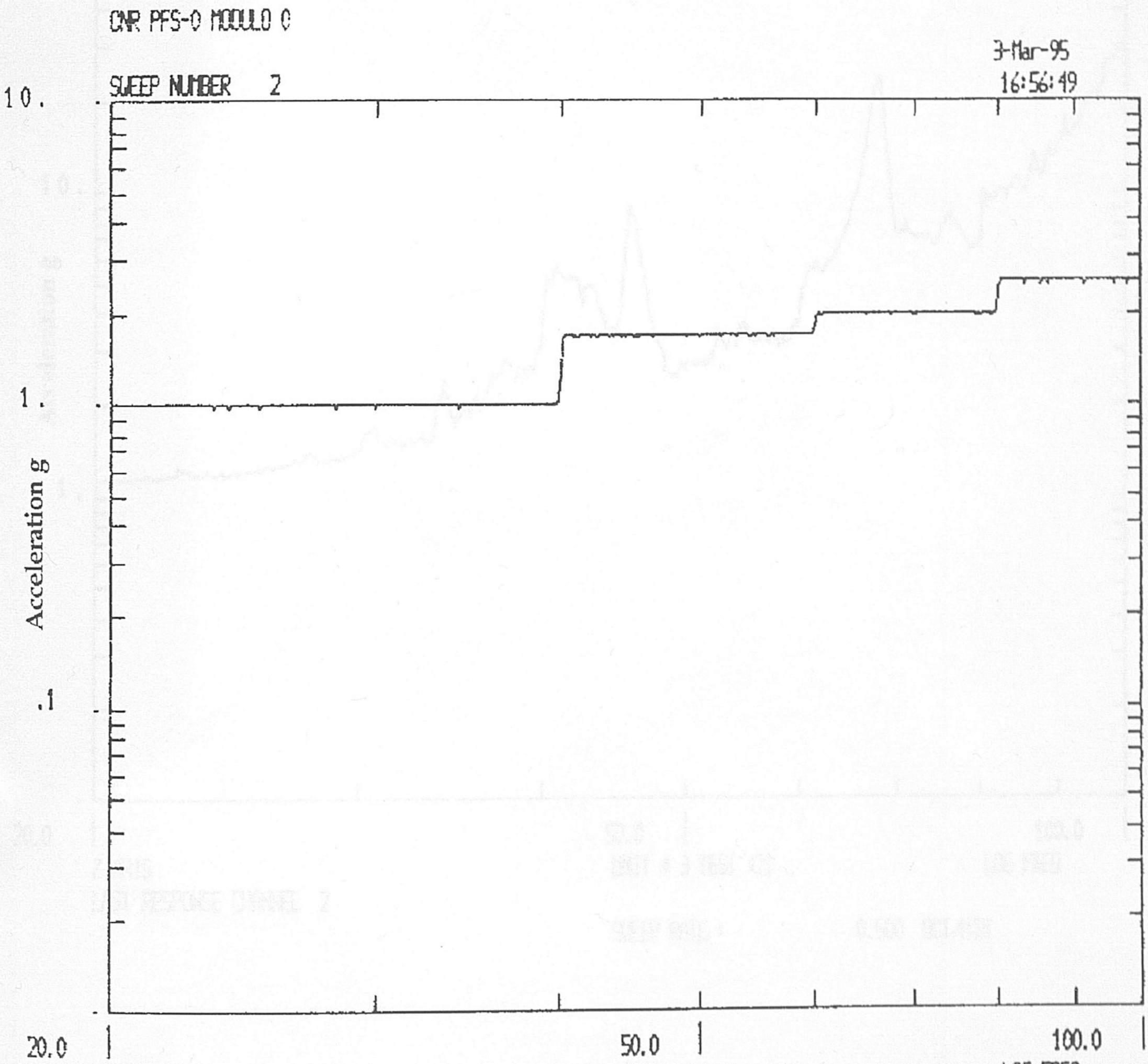


5.3.2 Cuasi estática:

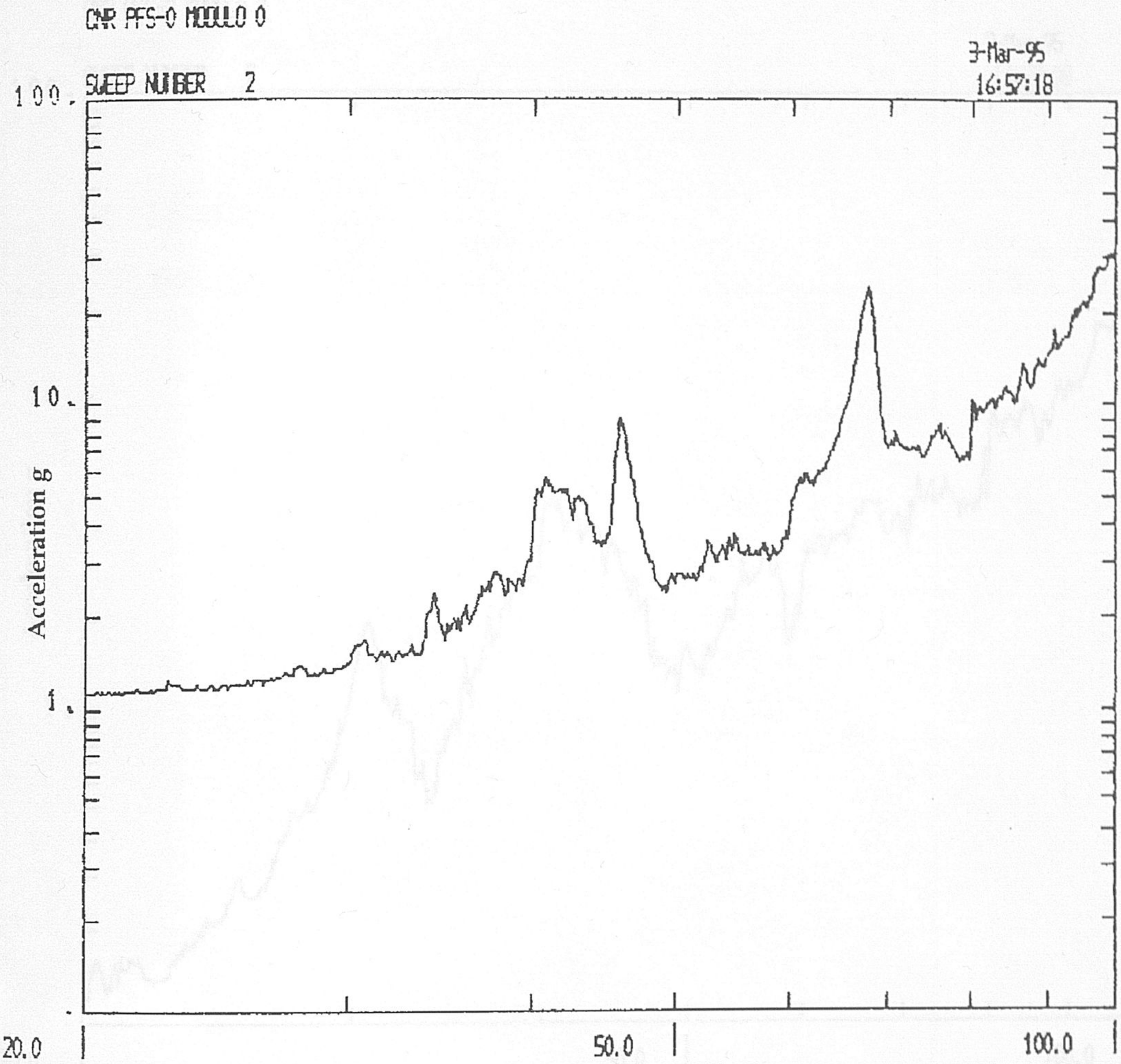
De esta prueba no hay gráficas, puesto que en una representación de aceleración frente a frecuencia, esta prueba es un punto.

5.3.3 Potencia a baja frecuencia:

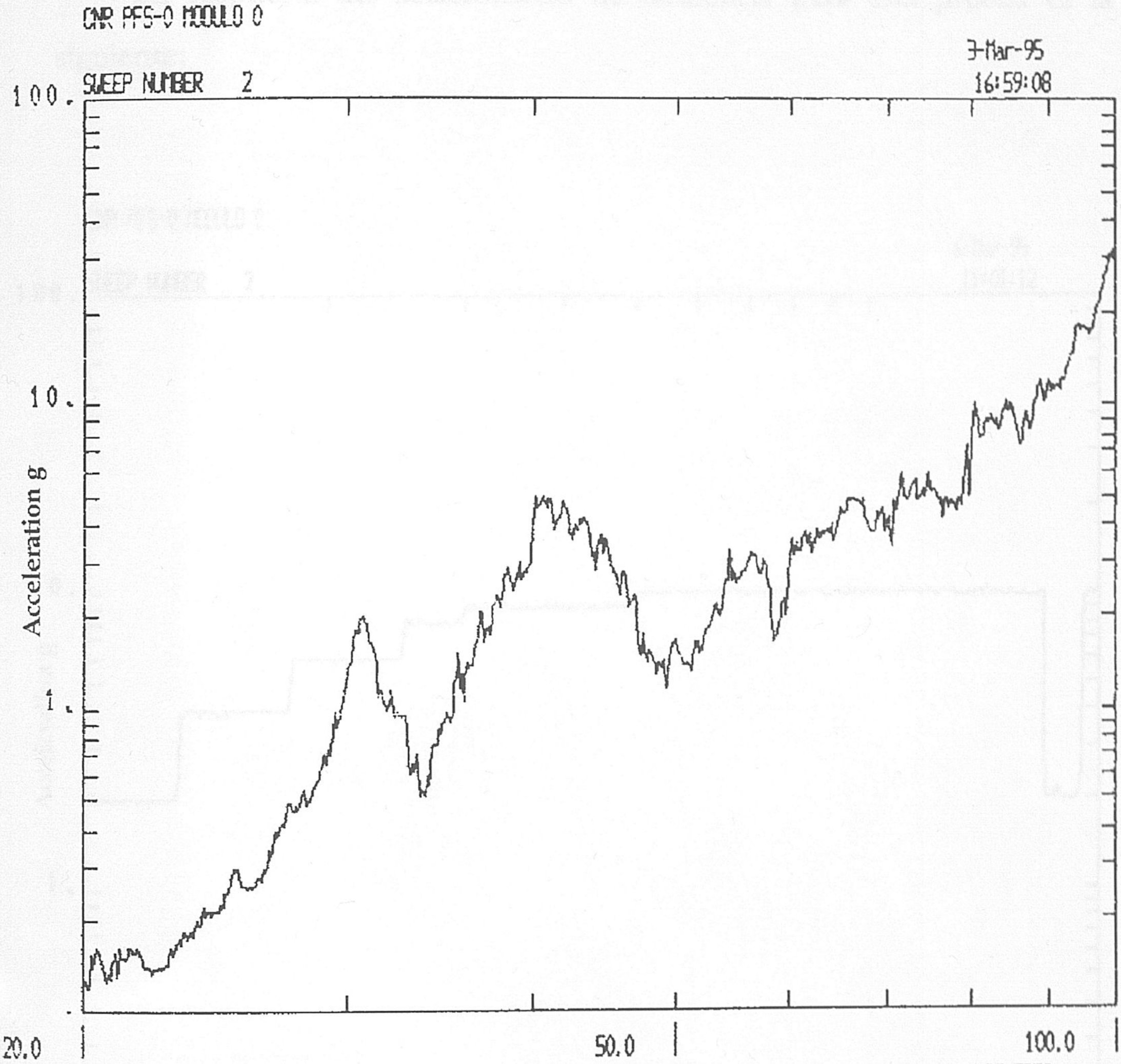
En esta prueba la respuesta del acelerómetro de referencia es la siguiente:



Mientras que la respuesta en el detector A1Z es:

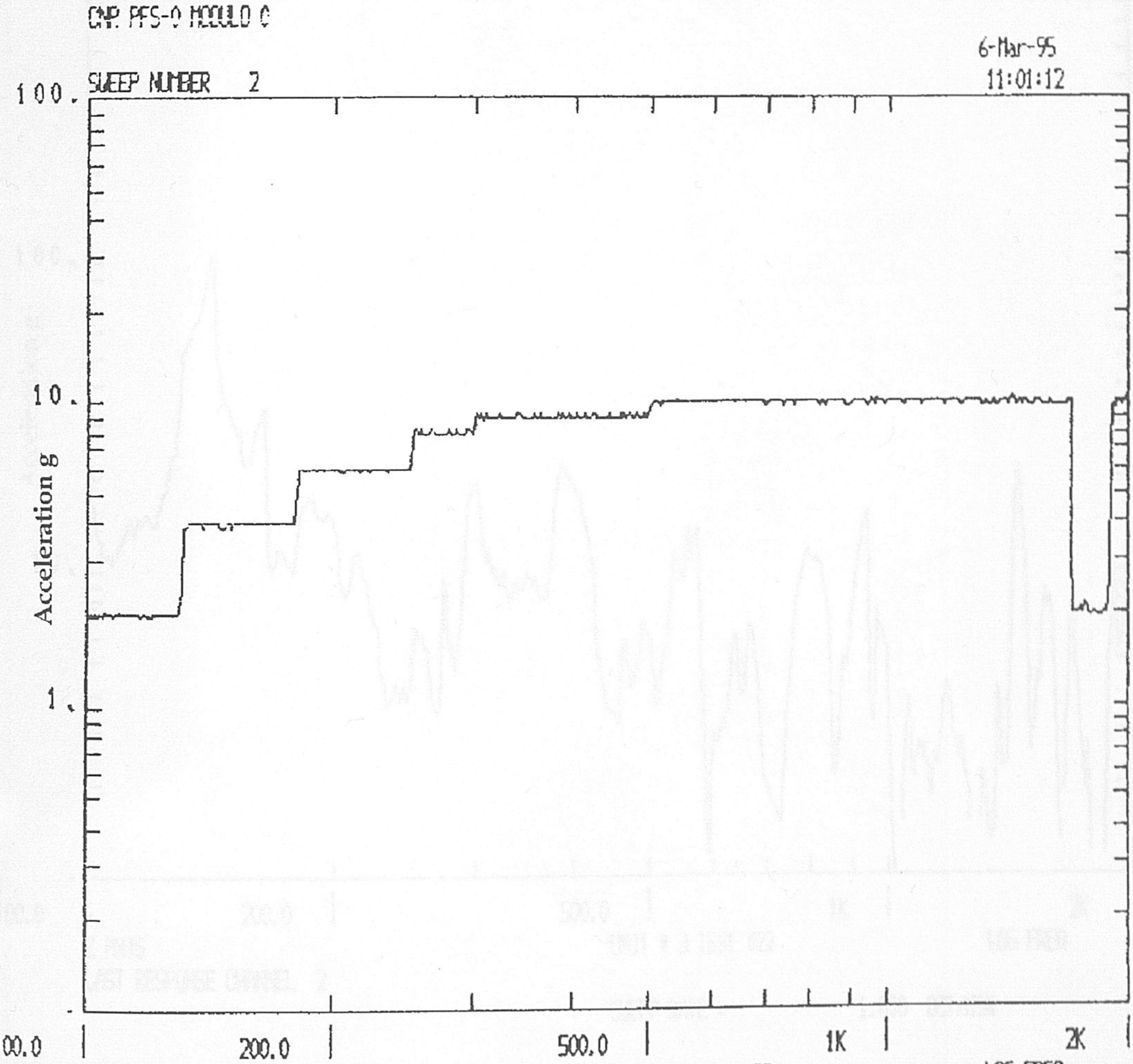


Con las resonancias ya descritas, al igual que para el A1Y:



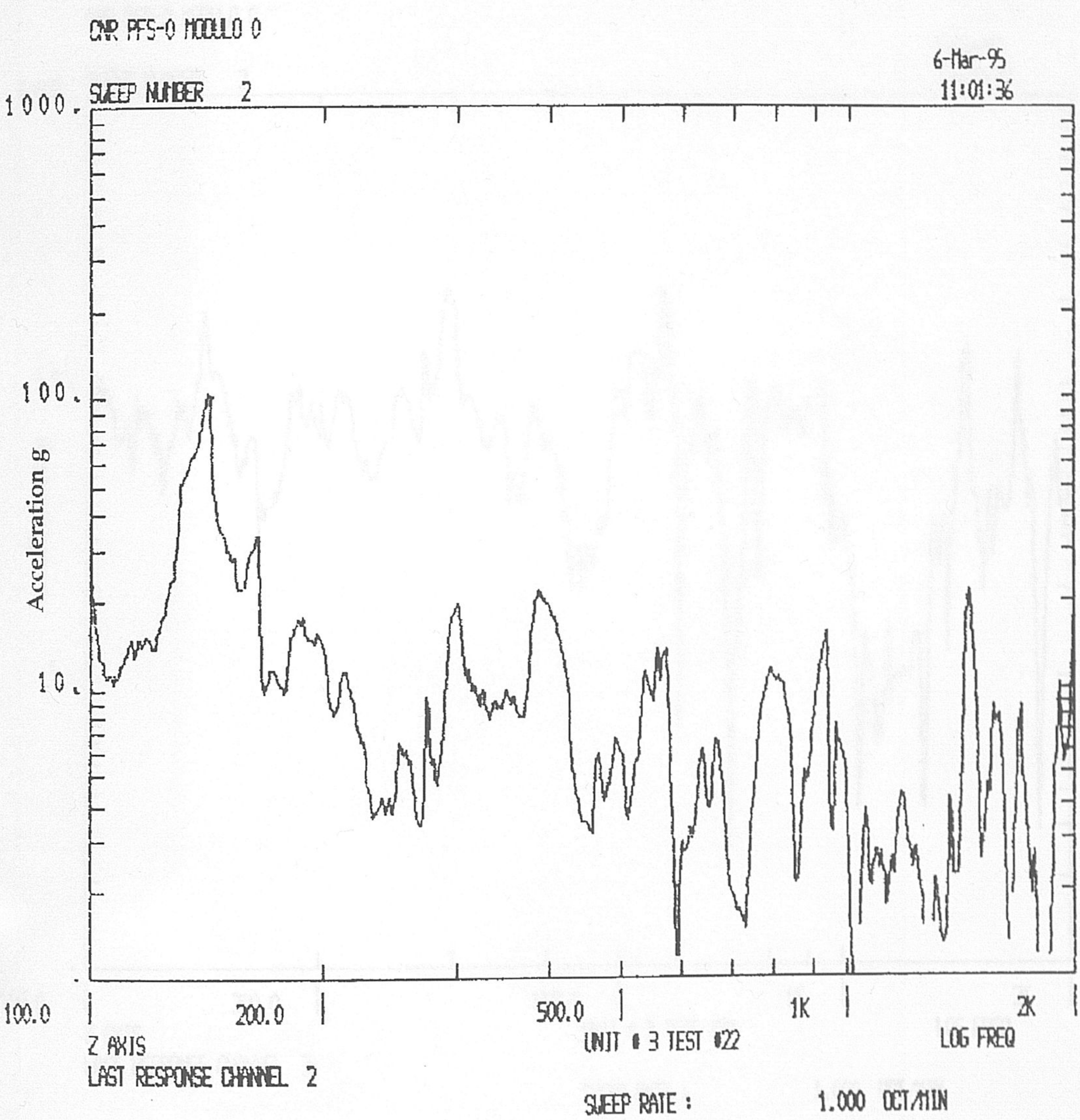
5.3.4 Potencia a alta frecuencia:

La respuesta del acelerómetro de referencia para esta prueba es la siguiente:



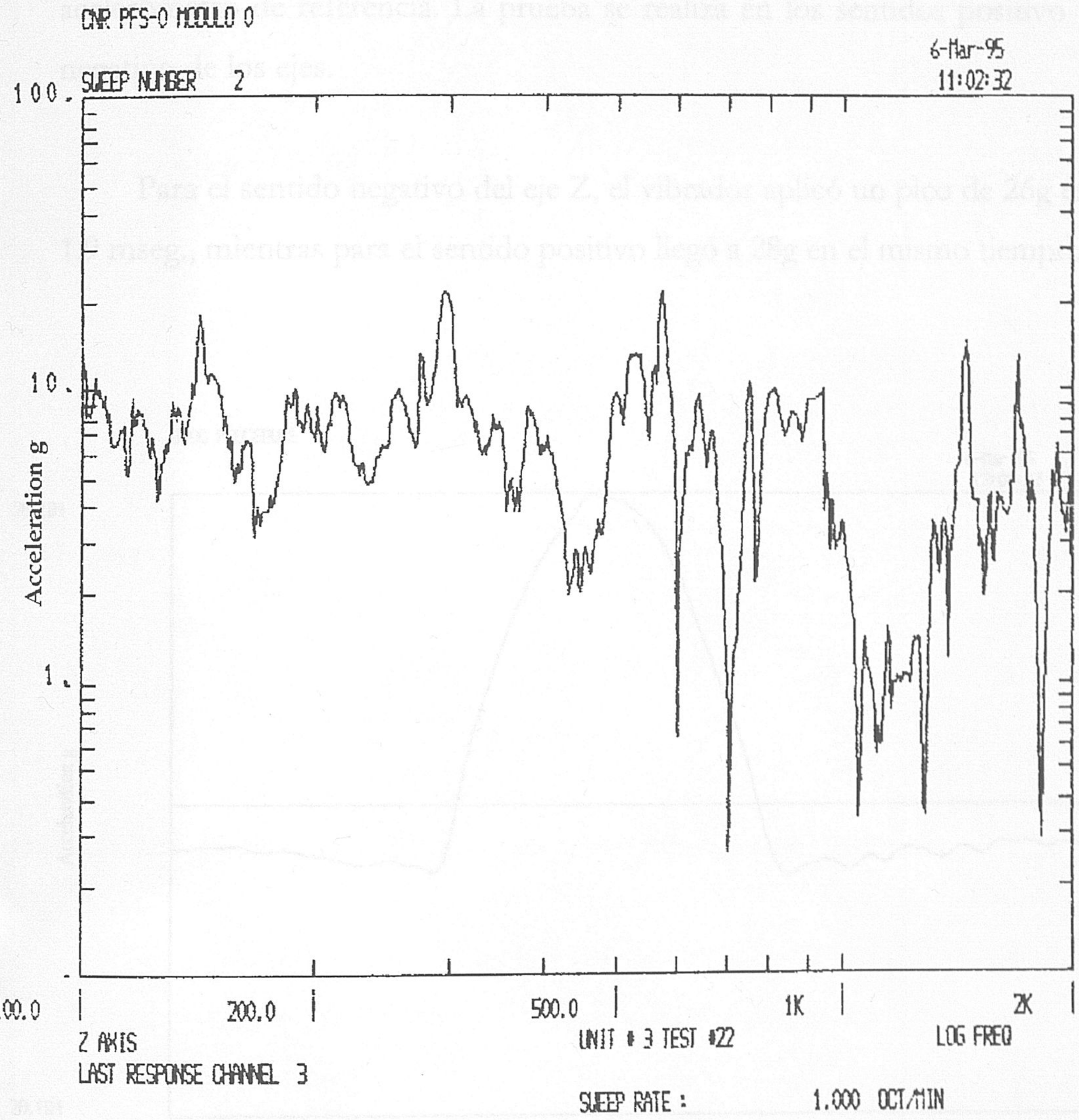
donde se observa la disminución en el estímulo como consecuencia de existir en este punto una frecuencia de resonancia del vibrador.

En el detector A1Z la respuesta del instrumento fue la que se puede observar en la siguiente gráfica:



En la región de 100 Hz. a 200 Hz. aumenta la vibración en un factor superior a 10, mientras que a partir de aquí es absorbida convenientemente.

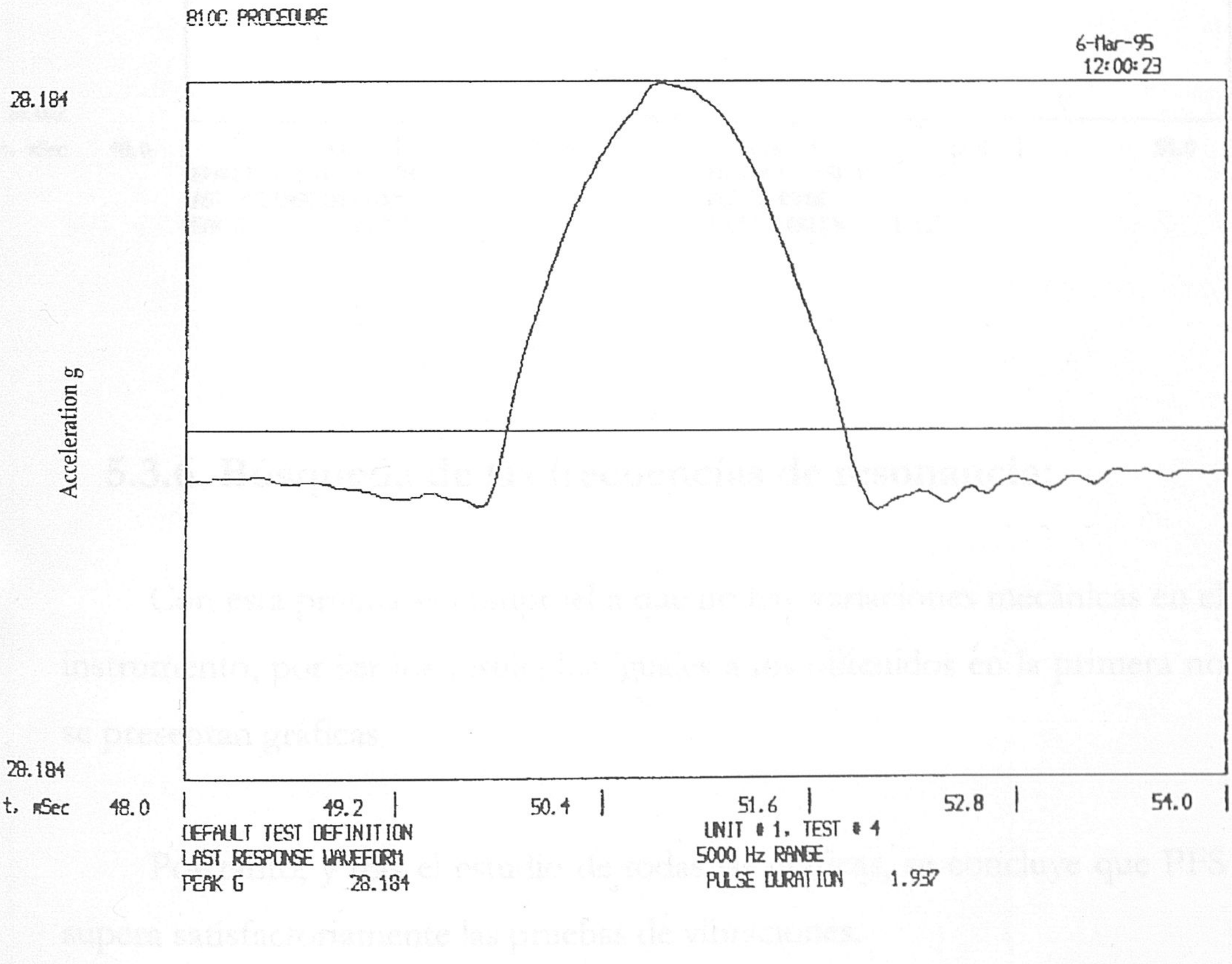
En este mismo punto y según el eje X la respuesta es más homogénea, con frecuencias en las que la vibración desaparece prácticamente.

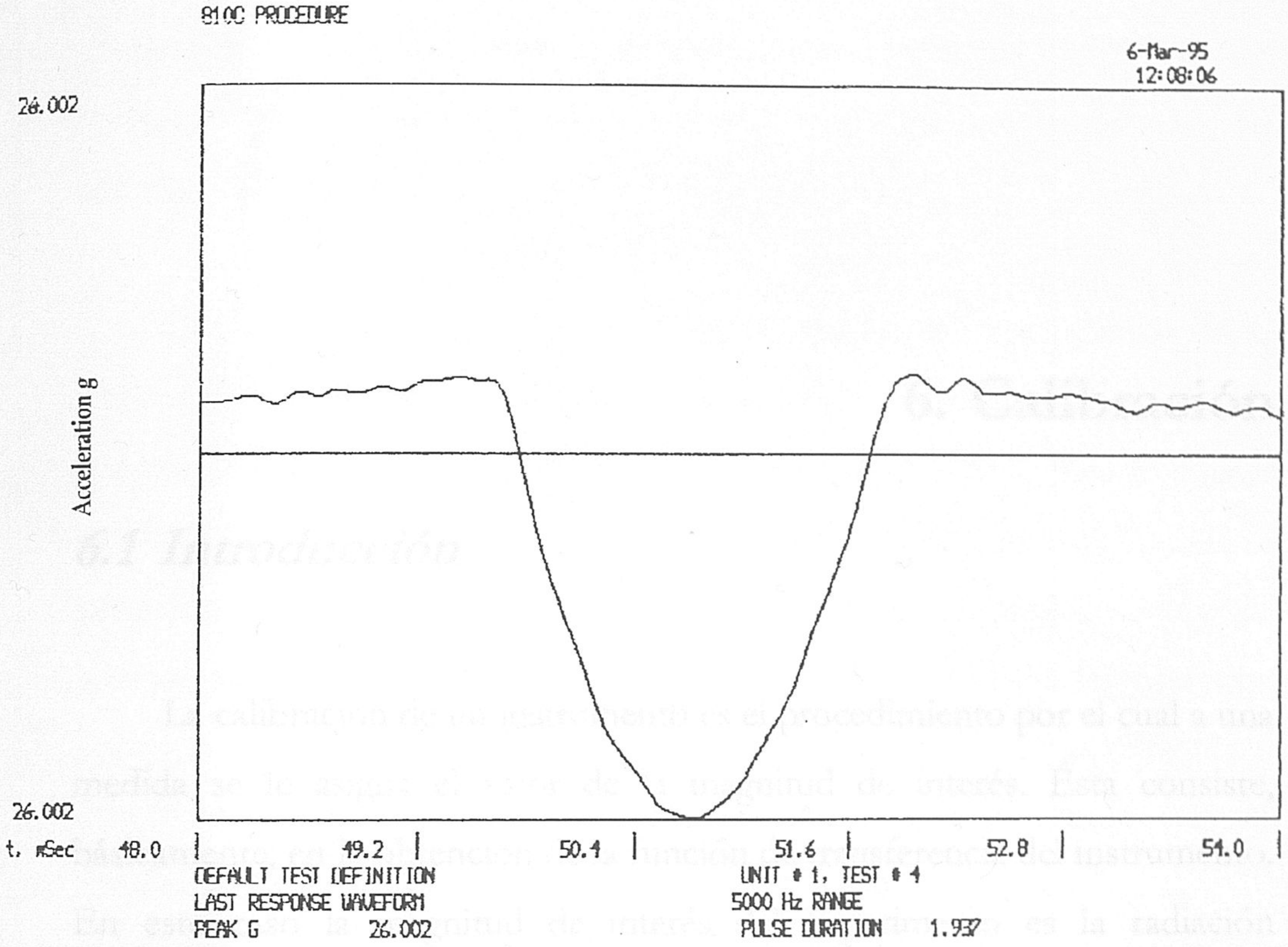


5.3.5 Choque:

De esta prueba solamente se tiene registro de la respuesta del acelerómetro de referencia. La prueba se realiza en los sentidos positivo y negativo de los ejes.

Para el sentido negativo del eje Z, el vibrador aplicó un pico de 26g en 1.9 mseg., mientras para el sentido positivo llegó a 28g en el mismo tiempo.





5.3.6 Búsqueda de las frecuencias de resonancia:

Con esta prueba se comprueba que no hay variaciones mecánicas en el instrumento, por ser los resultados iguales a los obtenidos en la primera no se presentan gráficas.

Por tanto, y tras el estudio de todas las gráficas, se concluye que PFS supera satisfactoriamente las pruebas de vibraciones.

6. Calibración

6.1 Introducción

La calibración de un instrumento es el procedimiento por el cual a una medida se le asigna el valor de la magnitud de interés. Ésta consiste, básicamente, en la obtención de la función de transferencia del instrumento. En este caso la magnitud de interés del experimento es la radiación infrarroja en el rango del PFS, cuya lectura viene dada en unidades digitales, que son la salida de nuestros conversores, por lo que se podría escribir:

$$\Phi = f(\Gamma)$$

donde Φ es el flujo radiométrico que recibe el instrumento, y Γ es el espectro, medido en unidades digitales.

Suponiendo un sistema lineal, se puede simplificar la ecuación anterior como sigue:

$$\Phi = \Gamma(1/r)$$

siendo 1/r la inversa de la función respuesta, que mide unidades de flujo por unidad digital.

Para la obtención de este resultado, se deberá operar en condiciones ambientales lo más similares a las del experimento, y trabajar con fuentes del mismo tipo (extensivas, no puntuales) e intensidades semejantes a las del planeta.

En la calibración de un instrumento espacial se debe operar con el mismo hasta conocerlo perfectamente en sus diversas respuestas, esto es, en qué condiciones la medida obtenida es válida, qué influencia puede tener la variación de alguno de los parámetros internos del instrumento, etc. Este conocimiento es necesario a fin de que, una vez en vuelo, se puedan interpretar tanto los datos científicos como la evolución del instrumento. Todos estos aspectos son aún más importantes en un interferómetro infrarrojo, debido a su sensibilidad a ciertos parámetros, como son las condiciones térmicas internas, el alineamiento óptico, etc.

Para calibrar el PFS en las distintas condiciones de trabajo habría que realizar la siguiente lista de mediciones:

- Calibración de los termómetros internos.
- Calibración de ambos láseres, y variación de los mismos con la temperatura.
- Variación de los parámetros de la Tabla de Control de OBDM :
    - Temperatura de los ocho puntos del bloque del interferómetro.
    - Potencia de los diodos láser.
    - Temperatura del detector del SW.
    - Temperatura del detector del LW.
    - Corriente del TRW1.
    - Corriente del TRW2.
    - Frecuencia del filtro de cruce por cero del SW.

- Frecuencia del filtro de cruce por cero del LW.
- Ganancia del preamplificador del SW.
- Ganancia del preamplificador del LW.
- Frecuencia del controlador del motor.
    - Selección del conversor analógico digital (ADC) y canal de referencia del SW.
    - Selección del ADC y canal de referencia del LW.
    - Selección del motor.
    - Adquisición en un sentido de giro y en el inverso.
    - Control de la velocidad con la referencia del LW y del SW.
- Calibración de punto de diferencia de caminos ópticos igual cero.
- Calibración del Scanner :
    - Repetitibilidad
    - Valor de los ángulos medidos.
    - Paralelismo de los espejos.
- Análisis del ruido de oscuridad.
- Calibración del campo de visión.
    - Medición bidimensional.
    - Influencia de las fuentes de emisión que están fuera del eje.
- Calibración espectral.
- Calibración en intensidad.
- Calibración de la linealidad.
- Calibración del Torómetro :
    - Ruido de oscuridad.
    - Campo de visión.
    - Espectral.
    - Intensidad.
    - Linealidad.

- Variación de los voltajes de las fuentes.

Uno de los objetivos de esta tesis es la calibración del instrumento PFS, sin que esto signifique un exhaustivo estudio del instrumento, tal y como implica la anterior lista. Esto se debe a que la labor se ha distribuido entre los miembros del grupo de trabajo, correspondiéndole al IAA, conjuntamente con el IFSI y el IKI, el estudio de las partes:

- Calibración del Campo de visión.
- Calibración Espectral.
- Calibración en Intensidad.
- Adquisición en ambos sentidos de giro del interferómetro, y con los canales de referencia cambiados. Dicha adquisición estaría asociada con las tres anteriores de una forma u otra.

6.2 Campo de Visión

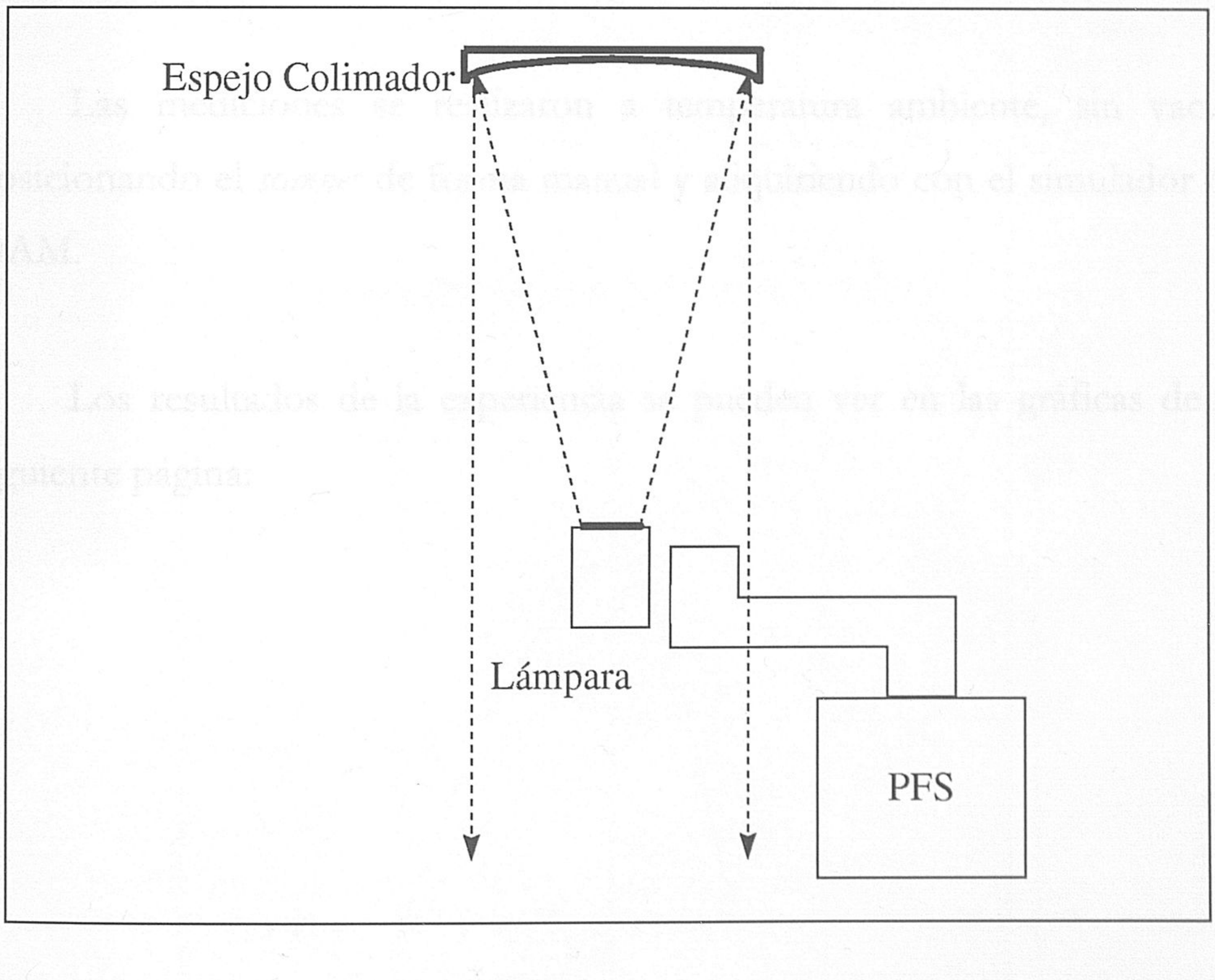
Se define Campo de Visión como el ángulo con el que incide la luz con una respuesta del instrumento mitad de la que tiene respecto de la incidencia normal.

Para PFS esta calibración se realizó para el modelo de calificación, mientras que para el modelo de vuelo se realizó una comprobación de los valores para el interferómetro y el *scanner* por separado.

El procedimiento seguido para medir el campo de visión de PFS fue el siguiente:

Sobre un banco óptico se situó una lámpara de emisión infrarroja, un espejo colimador y PFS. La lámpara y el espejo se fijan sobre un raíl de forma que no varíe la distancia entre ambos elementos; ésta se ajusta situando un espejo, el cual lleva una plantilla de imágenes delante del *scanner* que devuelve la imagen en el entorno de la lámpara. Utilizando una pantalla se enfoca la plantilla variando la distancia entre la lámpara y el espejo. Una vez enfocado se gira el espejo hasta introducir la imagen en la salida de la lámpara. En esta condiciones se fijan ambos elementos al raíl.

La configuración se puede apreciar en el siguiente esquema:



En un interferograma la diferencia entre el máximo y el mínimo es proporcional a la energía recibida. Basándose en esta propiedad se realizan todos los cálculos necesarios.

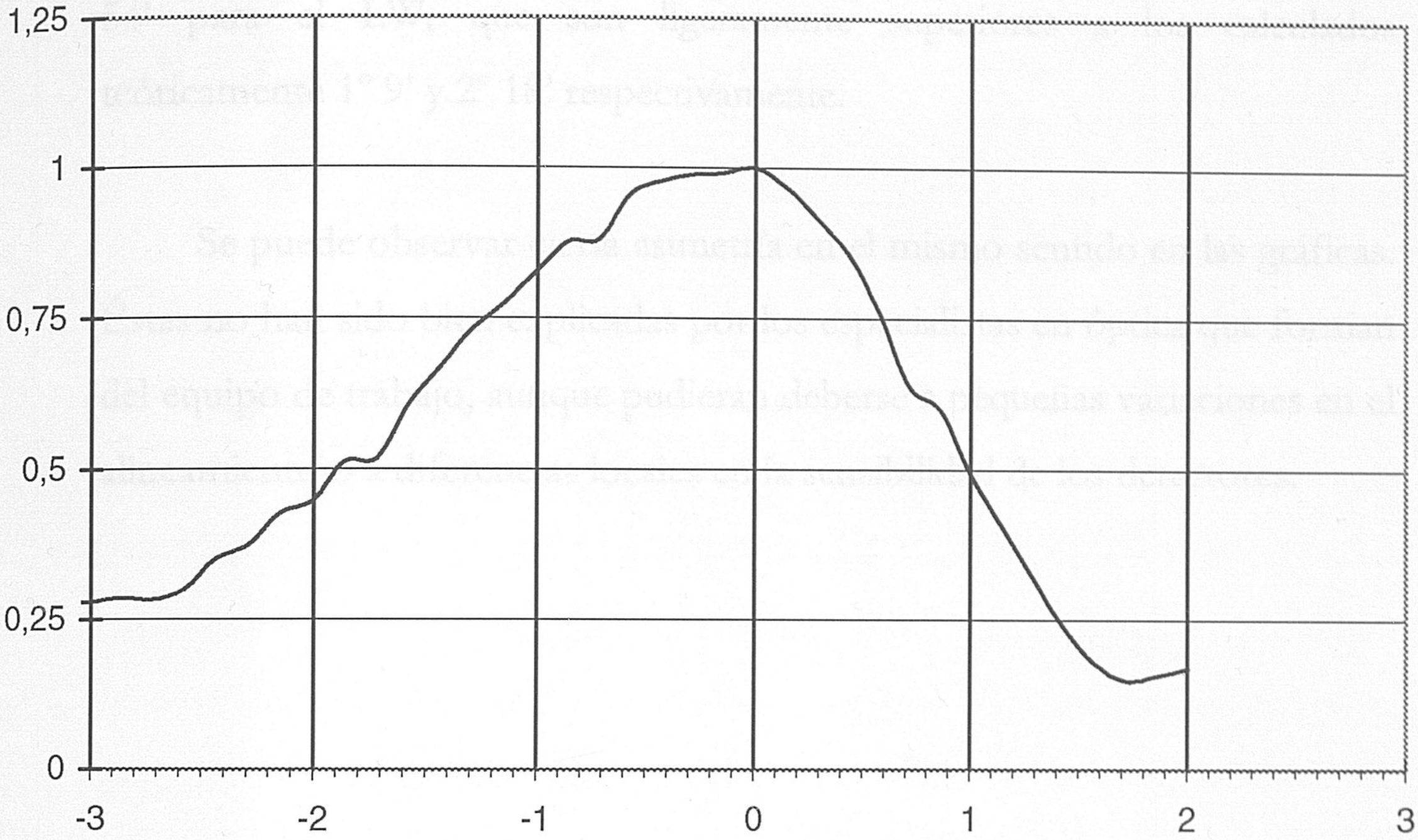
En primer lugar se varía la altura relativa del espejo respecto a la lámpara y se busca la diferencia máxima entre máximo y mínimo del interferograma, para así fijar uno de los ángulos de incidencia y, posteriormente, se gira el sistema lámpara-espejo, variando el ángulo de incidencia sobre PFS que se va a medir.

Cada vez que se varía la posición de cualquier elemento se comprueba que todo el grupo de ingreso de PFS queda iluminado interponiendo una pantalla delante del *scanner*. Todas las medidas se realizan en la oscuridad con lo que, aunque la lámpara es de emisión infrarroja, se aprovecha la pequeña parte de emisión que posee en el visible.

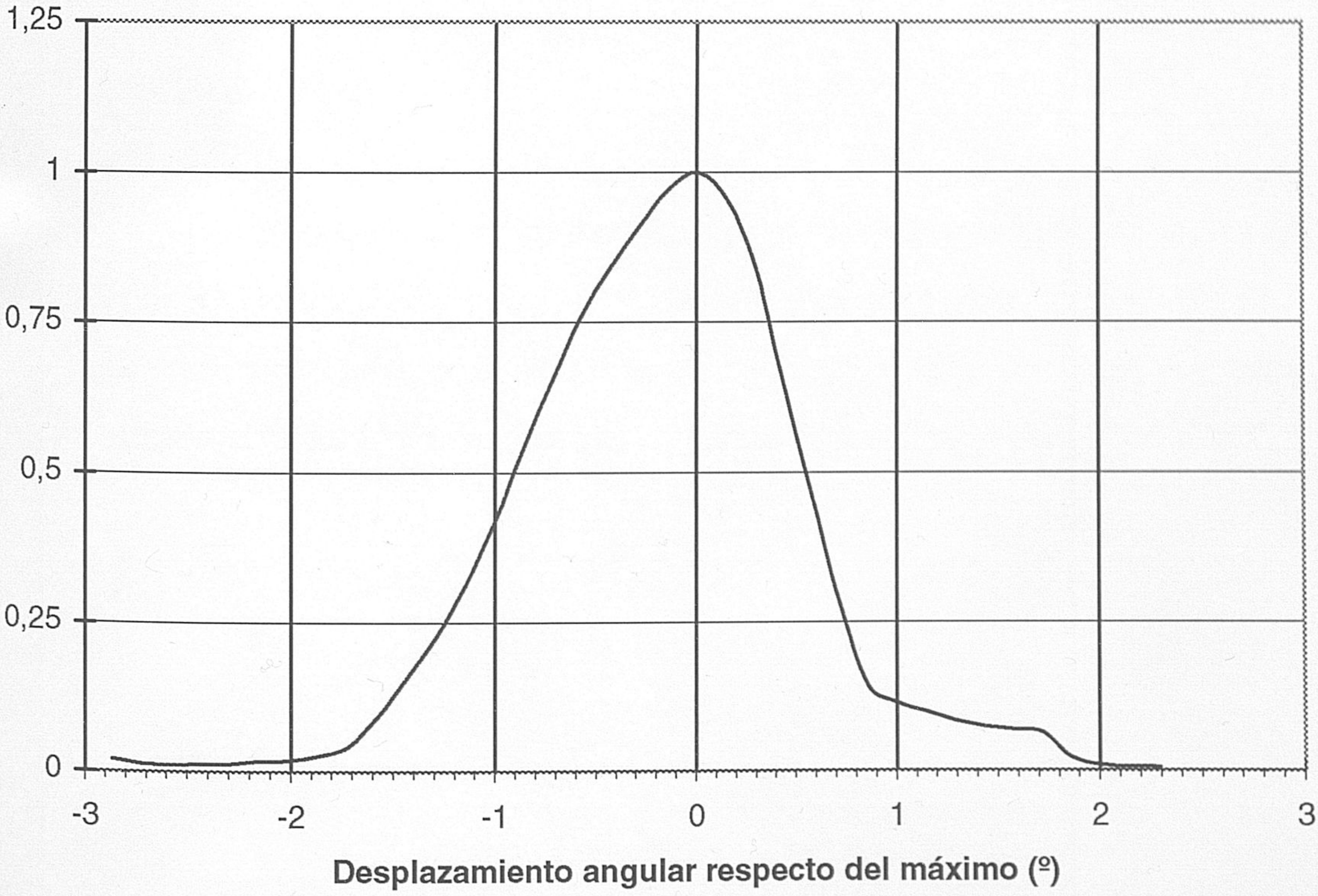
Las mediciones se realizaron a temperatura ambiente, sin vacío, posicionando el *scanner* de forma manual y adquiriendo con el simulador de DAM.

Los resultados de la experiencia se pueden ver en las gráficas de la siguiente página:

Campo de Visión del LW del PFS



Campo de Visión del SW del PFS



Los valores para el campo de visión son 1° 27' para el canal SW y 2° 54' para el LW, que son ligeramente superiores a los calculados teóricamente 1° 9' y 2° 18' respectivamente.

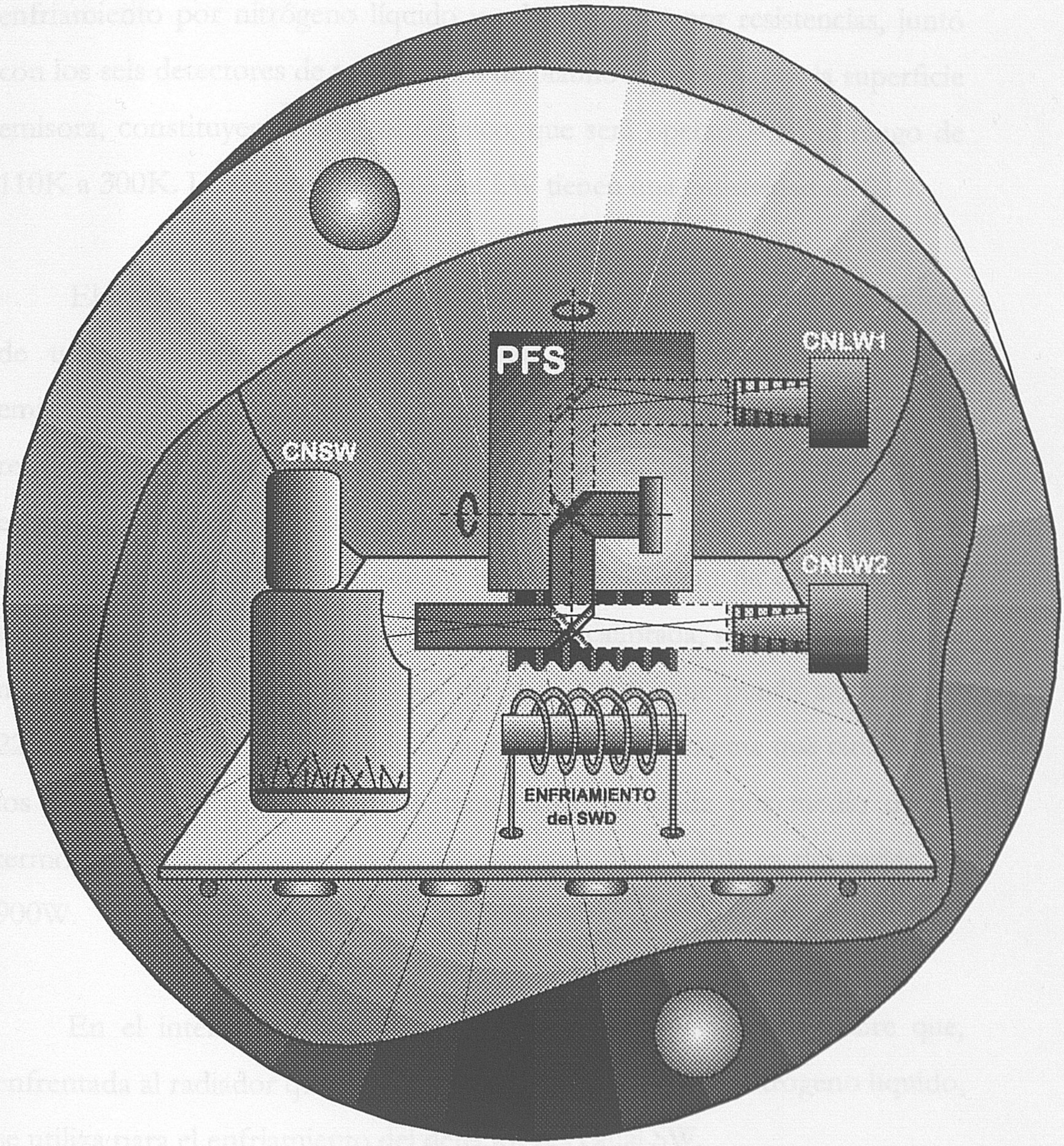
Se puede observar cierta asimetría en el mismo sentido en las gráficas. Éstas no han sido bien explicadas por los especialistas en óptica que forman del equipo de trabajo, aunque pudieran deberse a pequeñas variaciones en el alineamiento o a diferencias locales en la sensibilidad de los detectores.

6.3 Calibración en Intensidad

La realización de las medidas necesarias en la calibración en intensidad requiere una cámara de vacío. La utilizada en las sesiones fue el modelo HVT 1600, de la compañía *Angelantoni*, que adquirió el IFSI. Esta cámara tiene un volumen útil en vacío de 1600 litros, es de forma cilíndrica, en posición horizontal y posee una plataforma de uso de 120 x 60 cm. Así mismo dispone de un sistema de control térmico, que permite mantenerla isoterma en el rango de 60°C a 100°C, pudiendo alcanzar los 10^{-7} mbar de presión, merced a un sistema formado por una bomba para un vacío de bajo nivel, y a un segundo grupo con una bomba criogénica para un alto vacío. La cámara se cierra por medio de una puerta deslizante, en la cual se sitúan las seis aperturas al exterior por las que se puede conectar el instrumental interior, y una ventana que permite observar todo lo que sucede en el interior y hacer adquisiciones con nuestro instrumento iluminado por fuentes exteriores.

En el interior de la cámara se sitúa el PFS conectado al GSE, que se sitúa en el exterior, y los tres cuerpos negros construidos en el IKI especialmente para estas sesiones de calibración; dos de éstos son para calibrar el canal LW mientras que el tercero será utilizado para el canal SW.

Un esquema de la disposición de los elementos dentro de la cámara puede verse en la siguiente imagen:



Interior de la Cámara de Vacío

Los cuerpos negros para el LW son idénticos (CNLW1 y CNLW2), constituidos por una superficie emisora de forma cilíndrica, una serie de diafragmas concéntricos y un control térmico. La superficie emisora está

tallada de forma específica y recubierta con un material antirreflectante en el infrarrojo. Los diafragmas son enfriados y tienen el mismo recubrimiento de la superficie, siendo su función evitar reflexiones internas. Un sistema de enfriamiento por nitrógeno líquido y calentamiento por resistencias, junto con los seis detectores de temperatura de platino repartidos por la superficie emisora, constituyen el control térmico, que será operativo en el rango de 110K a 300K. Los cuerpos negros del LW tienen una emisividad de 0.99.

El cuerpo negro para el SW (CNSW) no es otra cosa que dos cilindros de tungsteno por los que circula una corriente continua, siendo la emisividad de este cuerpo negro de 0.99. Los cilindros tienen que ser refrigerados con agua para evitar su evaporación. La luz emitida por esta especie de lámpara de incandescencia, que necesita trabajar en presiones inferiores a 10^{-4} mbar, pasa por un orificio de 0.55 cm de diámetro y se refleja en una superficie difusora lambertiana calibrada, situada a 30 cm del mismo. La temperatura de trabajo de este CNSW, que puede alcanzar los 2200K, es modificada regulando la intensidad de la corriente que circula por los cilindros de tungsteno. Esta temperatura se mide por medio de un termopar previamente calibrado. El consumo del CNSW es del orden de 900W.

En el interior de la cámara se dispone una plancha de cobre que, enfrentada al radiador que posee el PFS, y refrigerada con nitrógeno líquido, se utiliza para el enfriamiento del detector del canal SW.

Las sesiones de calibración se dividen en dos, una para cada canal.

En aquellas destinadas al SW, el *scanner* apunta al CNSW de forma que el campo de visión del PFS queda completamente cubierto por la emisión

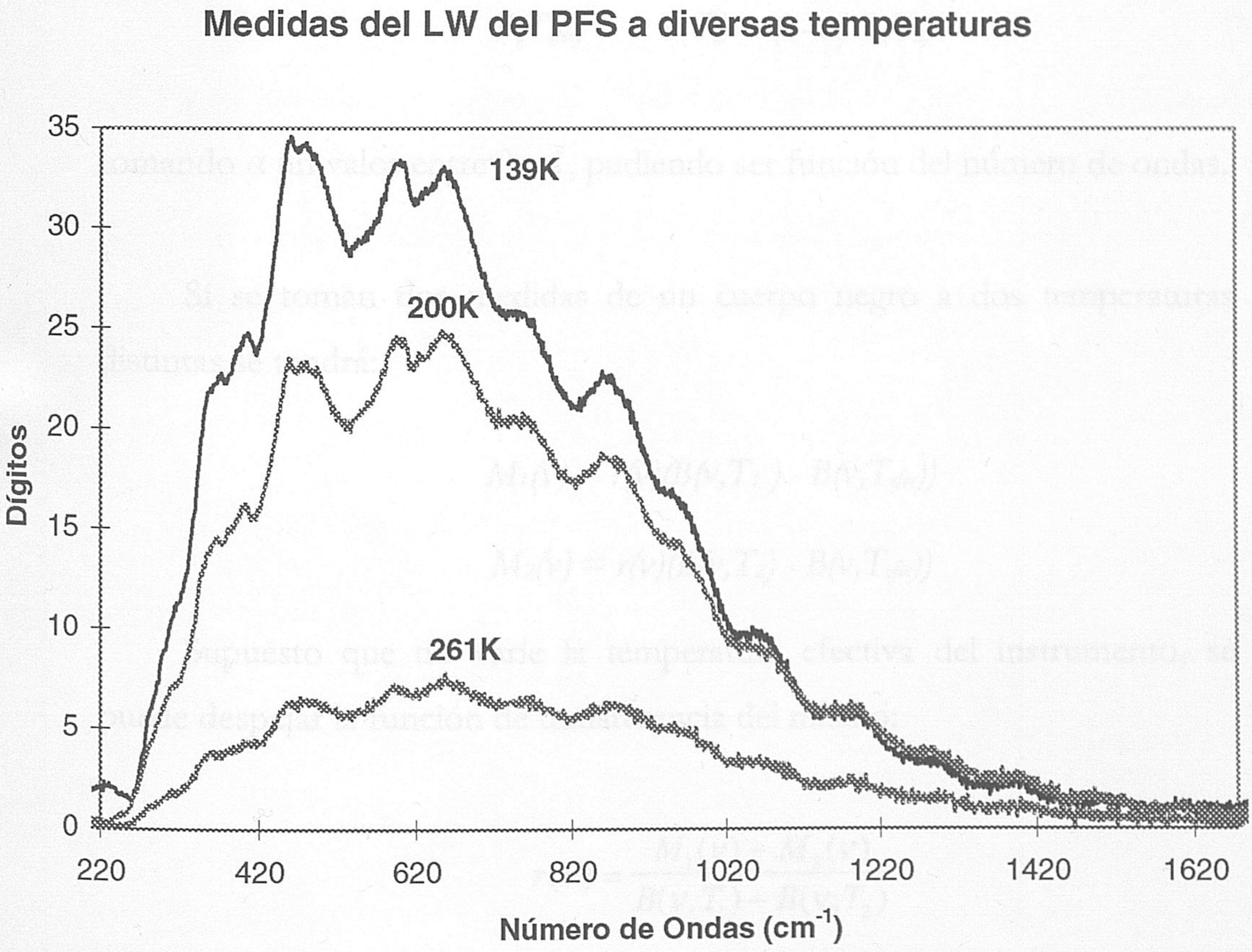
del mismo. Esto se asegura con un montaje a cámara de vacío abierta, que consiste en sustituir el CNSW por un diodo LED que emite en el visible, y cubrir el *scanner* con un difusor, desplazando éste último hasta conseguir que todo su grupo de ingreso quede iluminado por la luz. En estas condiciones se miden los ángulos del *scanner* y se vuelve a montar el CNSW, cerrando la cámara.

En las sesiones del LW el *scanner* apunta primero al CNLW1 y después al CNLW2, cuya temperatura es más baja, simulándose así una observación de Marte y la posterior adquisición del espacio, que a los efectos es un cuerpo negro a 3 K (lo cual es imposible alcanzar en el laboratorio). En este caso, el apuntado es mucho más fácil, debido a la colocación de los elementos. Basta con situar el PFS enfrentado a cada cuerpo negro y medir los ángulos de ambos ejes del *scanner*. Sin embargo, en las sesiones posteriores a las pruebas de vibraciones, y a causa de los progresivos errores en el scanner, hubo que tomar la decisión de realizar las sesiones del LW con un solo cuerpo negro (CNLW1), siendo el posicionado manual a cámara abierta.

6.3.1 Canal LW

6.3.1.1 Función de Transferencia

Para poder calibrar el canal LW hay que tener en cuenta que, en el caso del detector de este canal, la señal que mide es proporcional a la diferencia de temperaturas entre la fuente y la suya propia; de ahí que al observar cuerpos negros más fríos la señal aumente, y si se observa un cuerpo a su misma temperatura, el resultado sería nulo. Esto se puede comprobar en la siguiente gráfica, donde se comparan los espectros medidos por PFS para diferentes temperaturas del CNLW1.



En el infrarrojo medio y lejano la medición de un instrumento $M(\nu)$ al observar una fuente $I(\nu)$ es:

$$M(\nu) = r(\nu)(I(\nu) - B(\nu, T_{efec}))$$

donde $r(\nu)$ es la función de transferencia del instrumento y $B(\nu, T_{efec})$ es la emisión del cuerpo negro a la temperatura T_{efec}, que corresponde a la temperatura efectiva del instrumento. Si la temperatura del instrumento y del detector son la misma, T_{efec} sería la temperatura del instrumento T_i . Si no fueran iguales, sería un valor que estaría entre la temperatura del instrumento T_i y la del detector T_d, con lo que se podría escribir :

$$B(T_{efec}) = \alpha\, B(T_i) + (1 - \alpha)\, B(T_d)$$

tomando α un valor entre 0 y 1, pudiendo ser función del número de ondas.

Si se toman dos medidas de un cuerpo negro a dos temperaturas distintas se tendrá:

$$M_1(\nu) = r(\nu)(B(\nu, T_1) - B(\nu, T_{efec}))$$

$$M_2(\nu) = r(\nu)(B(\nu, T_2) - B(\nu, T_{efec}))$$

Supuesto que no varíe la temperatura efectiva del instrumento, se puede despejar la función de transferencia del mismo:

$$r(\nu) = \frac{M_1(\nu) - M_2(\nu)}{B(\nu, T_1) - B(\nu, T_2)}$$

De ahí que se tomen medidas a diferentes temperaturas, lo más próximas en el tiempo posible, para que la variación en las condiciones del instrumento sean mínimas. La secuencia de medidas en las sesiones de calibración del LW, previas a las pruebas ambientales, consistían en:

- Tomar dos interferogramas del CNLW1 a TM_j .
- Apuntar el scanner a una superficie lambertiana en contacto térmico con la cámara de vacío, adquiriendo un interferograma.
- Volver al CNLW1 y tomar otros dos interferogramas.
- Pasar al CNLW2 a TS_j, midiendo una vez.
- Volver al CNLW1 y realizar otras dos mediciones.
- Apuntar a la fuente interna de calibración.

Todo este ciclo se repite de una hasta cuatro veces por sesión.

Las sesiones de calibración del LW del PFS, previas a las pruebas ambientales, se recogen en los ficheros en formato de telemedida, que en la siguiente tabla se detallan, junto con las observaciones correspondientes tanto a las incidencias en la propia sesión, como del estudio posterior de los datos:

FICHEROS DE CALIBRACIÓN DEL LW
Antes de las Pruebas Ambientales

Ficheros	Temp CNLW1 °C	Temp CNLW2 °C	Observaciones
7SLC1110.5BD	+22	-62	4 ciclos
7SLC1150.5BD	-15	-98	Fichero incompleto. Fallo en el *scanner*
7SLC1221.5BD	-61	-120	3 ciclos. Falló scanner
7SLC1245.5BD	-92	-134	2 ciclos. Malo
7SLC1314.5BD	-117	-148	2 ciclos $2.9x10^{-2}$mb $5x10^{-2}$ Sat. Marte. Asimétrico
7SLC1330.5BD	-127	-152	$2.9x10^{-2}$mb $6x10^{-2}$, Satura Marte, Satura Espacio
7SLC1444.5BD	-133	-164	$3x10^{-2}$, Satura Marte
7SLC1507.5BD	-131	-167	$3x10^{-2}$, Satura Marte
7SLC1551.5BD	-117	-166	Satura Marte
7SLC1623.5BD	-111	-170	Satura Espacio
7SLC1650.5BD	-101	-165	Satura Espacio
7SLC1722.5BD	-85	-149	Incompleto
7SLC1748.5BD	-73	-136	Satura Espacio
7SLC1826.5BD	-55	-119	Asimétrico
7SLC1922.5BD	-40	-95	
7SLC1954.5BD	-25	-83	
7SLC2027.5BD	-12	-72	
7SLC1354.5BE	-95	-98	
7SLC1443.5BE	-92	-116	
7SLC1506.5BE	-77	-130	
7SLC1531.5BE	-71	-144	
7SLC1559.5BE	-62	-156	Satura Espacio
7SLC1626.5BE	-52	-156	
7SLC1641.5BE	-51	-168	
7SLC1703.5BE	-43	-172	
7SLC1712.5BE	-42	-173	SW&LW con L1. Mal autotest
7SLC1744.5BE	-30	-178	Satura Espacio
7SLC1752.5BE	-30	-178	Satura Espacio
7SLC1823.5BE	-20	-177	Satura Espacio
7SLC1832.5BE	-17	-175	Ganancia 2 Sat. Esp.
7SLC1910.5BE	-4	-163	Ganancia 1 Sat. Esp.
7SLC1921.5BE	-7	-159	Ganancia 2 Sat. Esp.
7SLC1931.5BE	-6	-155	Ganancia 4 Sat. Esp.
7SLC1945.5BE	-4	-150	Ganancia 8 Sat. Todo

Llamaremos Marte al CNLW1 y Espacio al CNLW2, para las posteriores referencias. Las temperaturas están expresadas en grados centígrados. Denominamos como asimétricos los casos en que, por fallo en el instrumento el interferograma, no ha sido adquirido simétricamente, debido a una mala inicialización del doble péndulo.

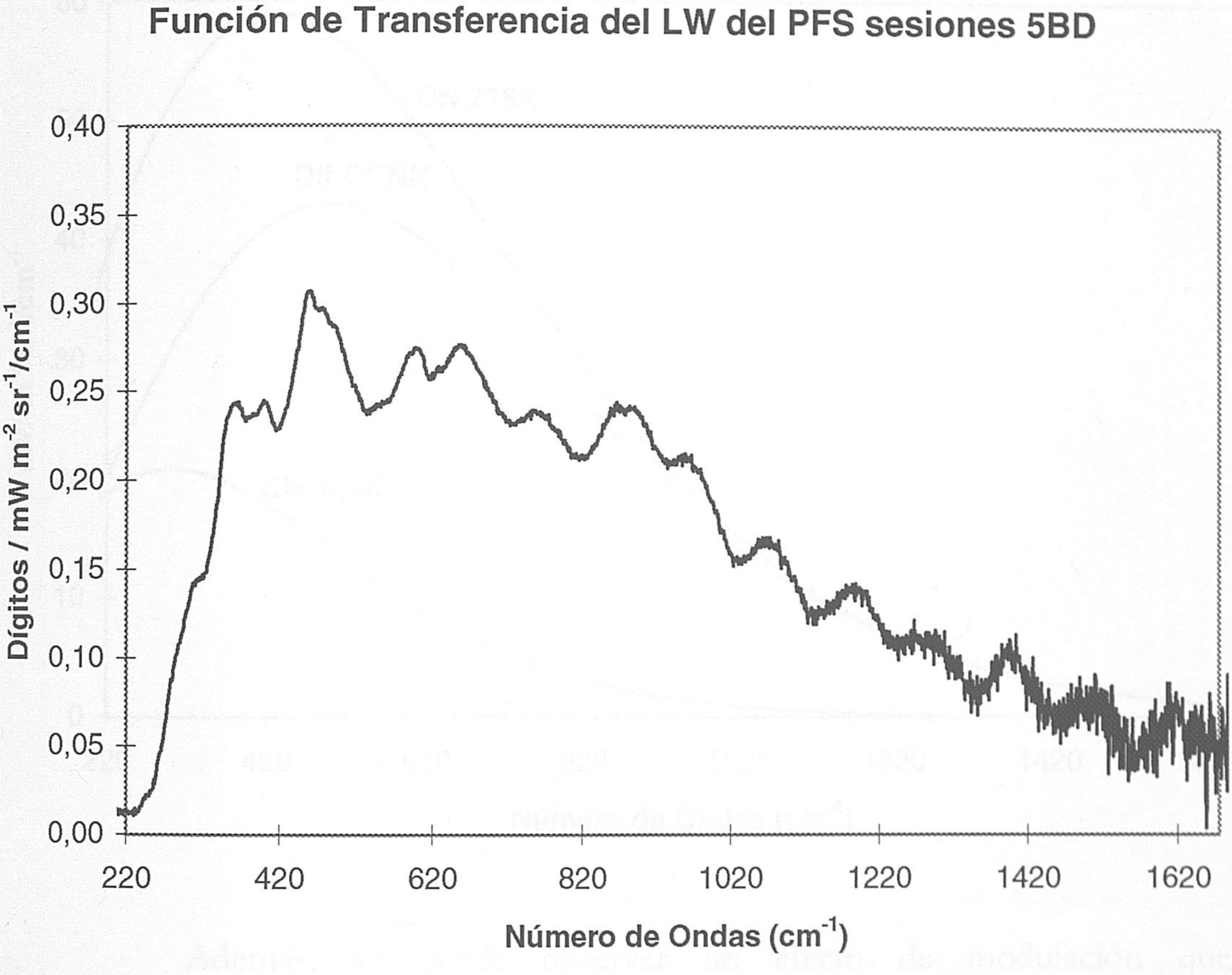
A fin de no distorsionar los resultados se suprimen del cálculo las sesiones donde se produce alguna saturación, puesto que se ha comprobado que, aun cuando no se consideren los espectros de los interferogramas saturados, al incluir el resto de los interferogramas pertenecientes a la misma sesión, la función de transferencia disminuye y se hace muy ruidosa. Esto es debido a que el detector, una vez saturado, no responde con la misma eficiencia hasta haber transcurrido un cierto tiempo. Posiblemente es consecuencia de un fenómeno de histéresis. Por lo tanto de las sesiones 5BD, sólo se consideran las siguientes: 7SLC1110.5BD, 7SLC1922.5BD, 7SLC1954.5BD y 7SLC2027.5BD. Es más, en estas sesiones, los dos interferogramas adquiridos inmediatamente después de haber apuntado al CNLW2 han tenido que ser eliminados de los cálculos porque presentaban una menor sensibilidad, consecuencia de un efecto térmico en la superficie del detector.

La función de transferencia se calcula conforme a la siguiente fórmula:

$$r = \frac{\sum_{j,i} r_{i,j}}{n} = \frac{\sum_{j,i} \frac{M_{Sj} - M_{Mi}}{B(T_{Mj}) - B(T_{Sj})}}{n}$$

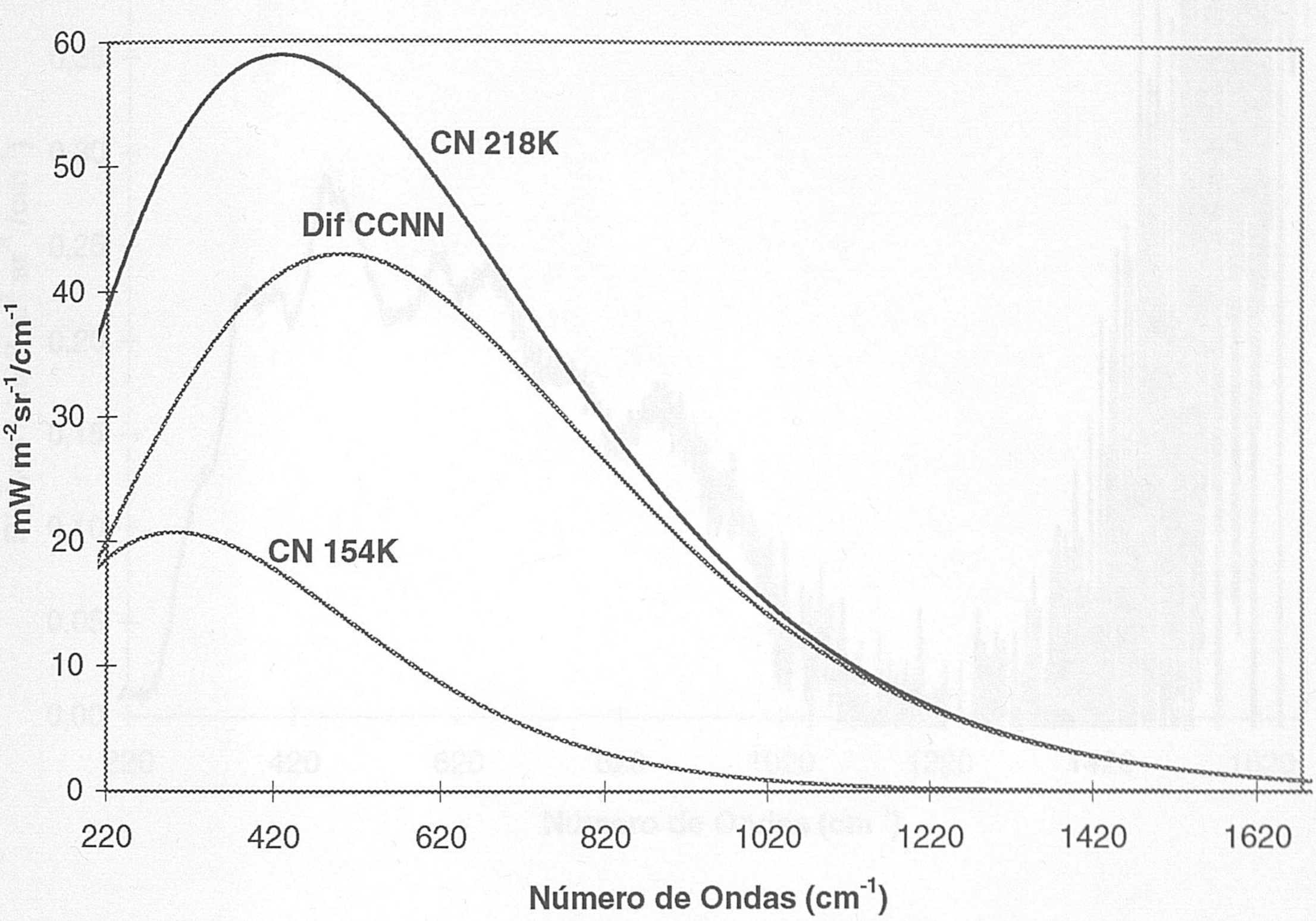
donde en cada ciclo *j* se mide una vez el CNLW2, M_{Sj}, que está a T_{Sj}; y cuatro veces el CNLW1 a temperatura T_{Mi}, M_{Mi}, puesto que se descarta las dos posteriores a la medida del CNLW2. Y *n* es igual al número total de

espectros que se consideran, 52 en el caso de la sesión 5BD. Para esta sesión la función de transferencia de PFS es:



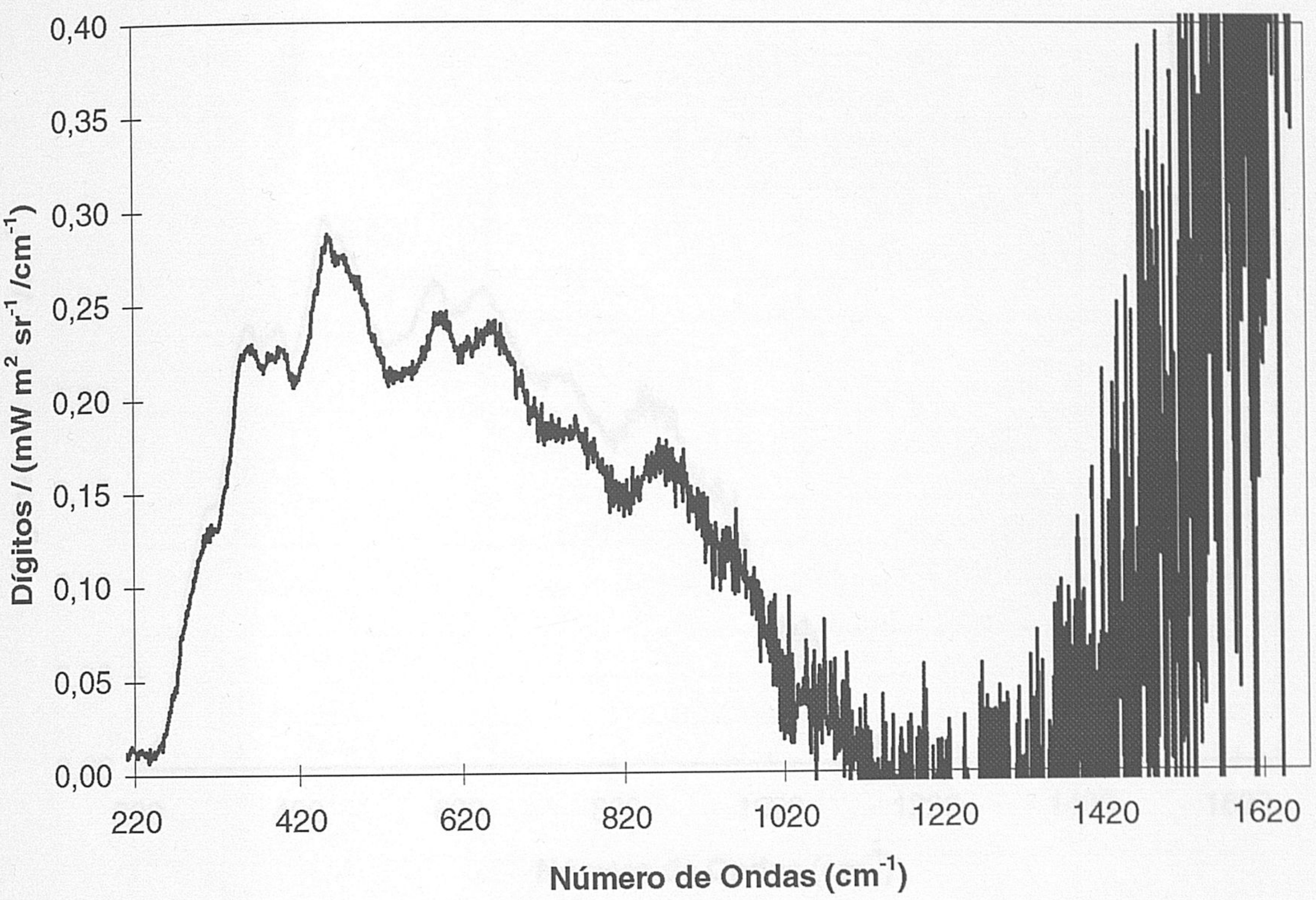
En la gráfica se puede observar que, a partir de los 1000 cm^{-1}, comienza a hacerse ruidosa. Esto es consecuencia de que los cuerpos negros a esas temperaturas emiten mucho menos en esa región, y su diferencia es aún menor, por lo que al hacer el cociente de una diferencia de señales débiles y dividir por números pequeños, el resultado no es otra cosa que ruido.

Se puede comprobar en la siguiente gráfica para el caso de la sesión 7SLC1722.5BD.

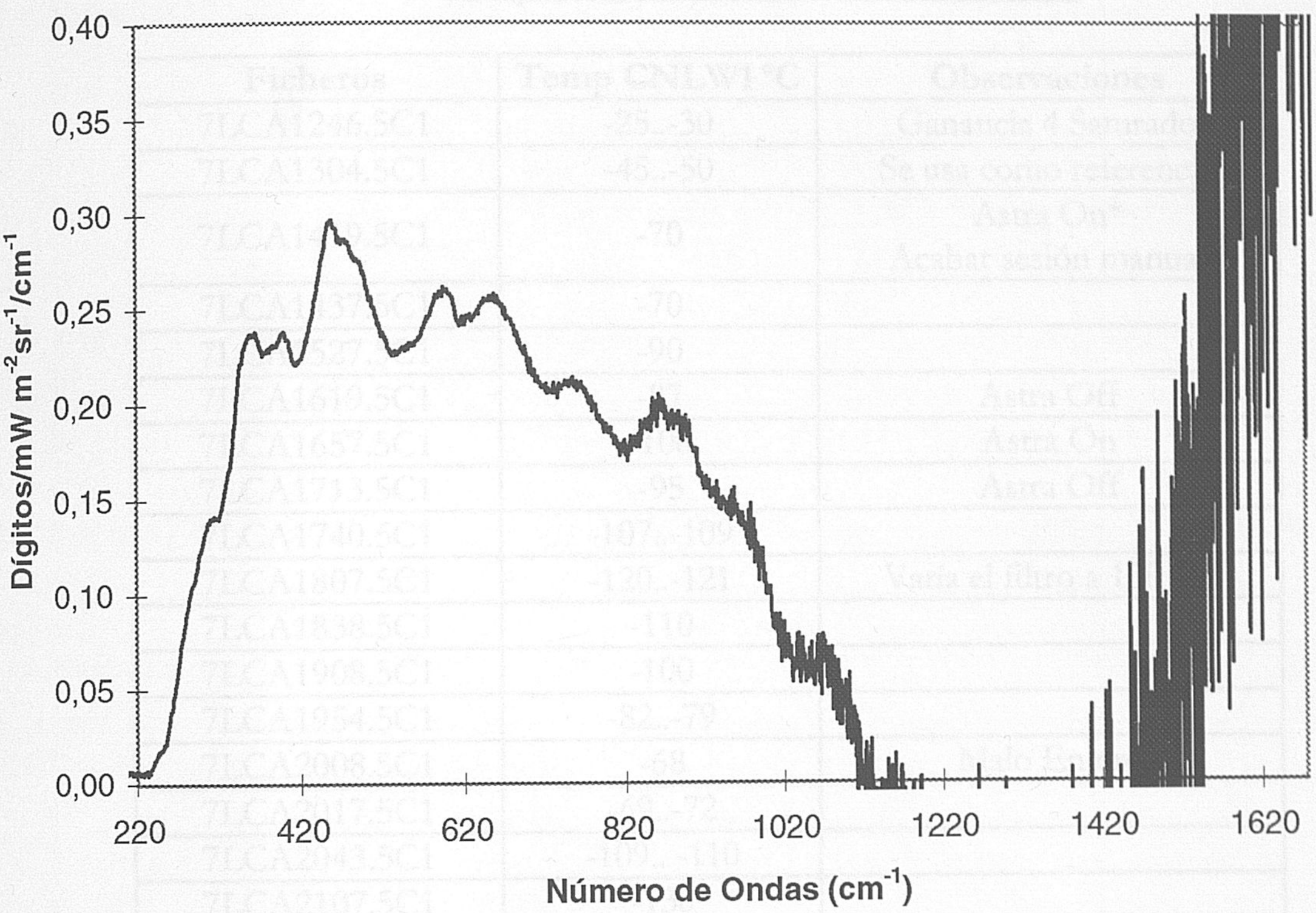


Además, se puede observar un efecto de modulación que, probablemente, se deba a efectos en los componentes ópticos y más concretamente a la respuesta de los dicroicos. El máximo en la respuesta del instrumento se centra entorno a los 500 cm^{-1}, cayendo rápidamente al bajar de los 400 cm^{-1} y especialmente a partir de los 300 cm^{-1}.

Para las sesiones 5BE, además de lo expuesto previamente, hay que desechar el fichero 7SLC1454.5BE, puesto que la diferencia de temperaturas de los dos cuerpos negros es prácticamente nula, quedando reducido el número de adquisiciones (n en las ecuaciones) a 25.



En este caso, el efecto ruidoso se acentúa mucho más, e incluso comienza antes, disminuyendo el valor de la sensibilidad, debido a que el CNLW2 está a temperaturas más bajas, por lo que estas mediciones no son válidas para calibrar las regiones por encima de los 1000 cm^{-1}. De hecho, si en las sesiones de 5BD se incluyen aquellas mediciones no saturadas que tienen valores semejantes en las temperaturas de los cuerpos negros, se tiene una curva muy semejante a la anterior como puede comprobarse en la gráfica de la página siguiente:



Para la calibración correcta de la zona del espectro donde se obtiene ruido, habría que utilizar cuerpos negros con temperaturas más elevadas de lo que permiten los usados.

Para las sesiones 5C1 posteriores a las pruebas ambientales, se encuentra el problema añadido de que, como ya se ha mencionado, el *scanner* no aseguraba la posición, cometiendo errores en el apuntado. Estos errores fueron subsanados al regreso del PFS a Moscú, para su integración en la plataforma, y se comprobó su correcto funcionamiento en las pruebas realizadas a la totalidad de la plataforma.

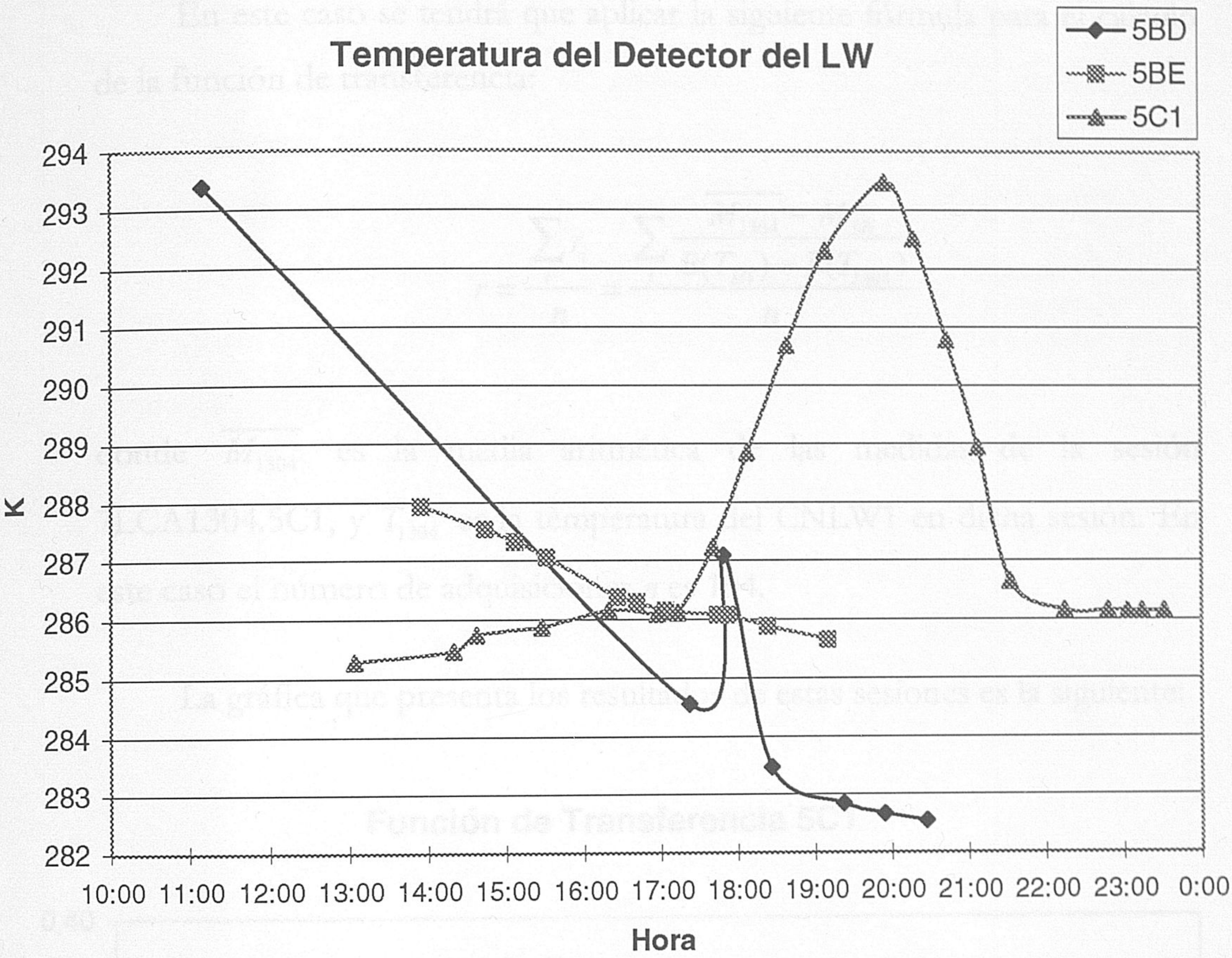
La siguiente tabla refleja los ficheros correspondientes a estas sesiones, con las correspondientes incidencias y temperaturas del CNLW1:

FICHEROS DE CALIBRACIÓN DEL LW
Después de las Pruebas Ambientales

Ficheros	Temp CNLW1 °C	Observaciones
7LCA1246.5C1	-25..-30	Ganancia 4 Saturado
7LCA1304.5C1	-45..-50	Se usa como referencia
7LCA1419.5C1	-70	Astra On* Acabar sesión manual
7LCA1437.5C1	-70	
7LCA1527.5C1	-90	
7LCA1619.5C1	-87	Astra Off
7LCA1657.5C1	-100	Astra On
7LCA1713.5C1	-95	Astra Off
7LCA1740.5C1	-107..-109	
7LCA1807.5C1	-120..-121	Varía el filtro a 150 Hz
7LCA1838.5C1	-110	
7LCA1908.5C1	-100	
7LCA1954.5C1	-82..-79	
7LCA2008.5C1	-68	Malo Entero
7LCA2017.5C1	-69..-72	
7LCA2043.5C1	-109.. -110	
7LCA2107.5C1	-130	
7LCA2132.5C1	-110	
7LCA2214.5C1	-90	
7LCA2248.5C1	-100	
7LCA2303.5C1	-110..-111	
7LCA2314.5C1	-117..-118	
7LCA2331.5C1	-127..-128	

* Astra: Sistema de control térmico del órbital

Para solventar el problema de apuntado se toma como referencia base las mediciones realizadas en la sesión 7LCA1304.5C1, de modo que en los cálculos se va a considerar la media de las mediciones de esta sesión, como la medida del cuerpo negro del espacio (CNLW2). Efectivamente esto conlleva un error puesto que las condiciones de medición entre una y otra sesión no son iguales. Más concretamente, varía la temperatura del detector, lo que se puede ver en la gráfica siguiente:



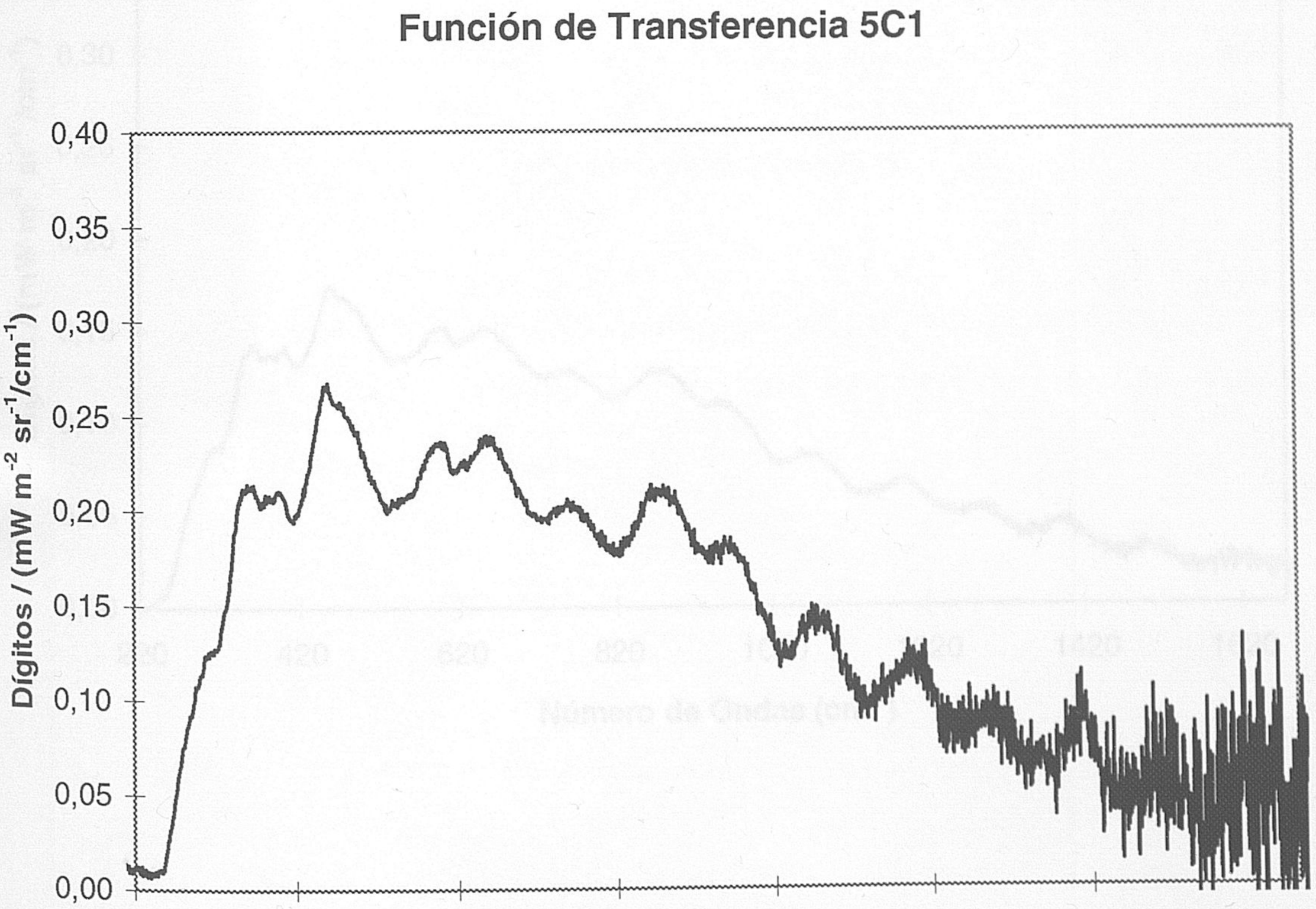
Se usarán solamente las sesiones en las que la temperatura del detector varía entre 285 K. y 287 K., que son 7LCA1419.5C1, 7LCA1427.5C1, 7LCA1527.5C1, 7LCA1619.5C1, 7LCA1657.5C1, 7LCA1713.5C1, 7LCA2214.5C1, 7LCA2248.5C1, 7LCA2303.5C1, 7LCA2314.5C1 y 7LCA2331.5C1, puesto que las demás están fuera de este rango o dieron resultados erróneos. Con este proceder, sería equivalente a cometer un error en la medición de la temperatura de los cuerpos negros de 0.69 grados, que es la máxima diferencia en el detector.

En este caso se tendrá que aplicar la siguiente fórmula para el cálculo de la función de transferencia:

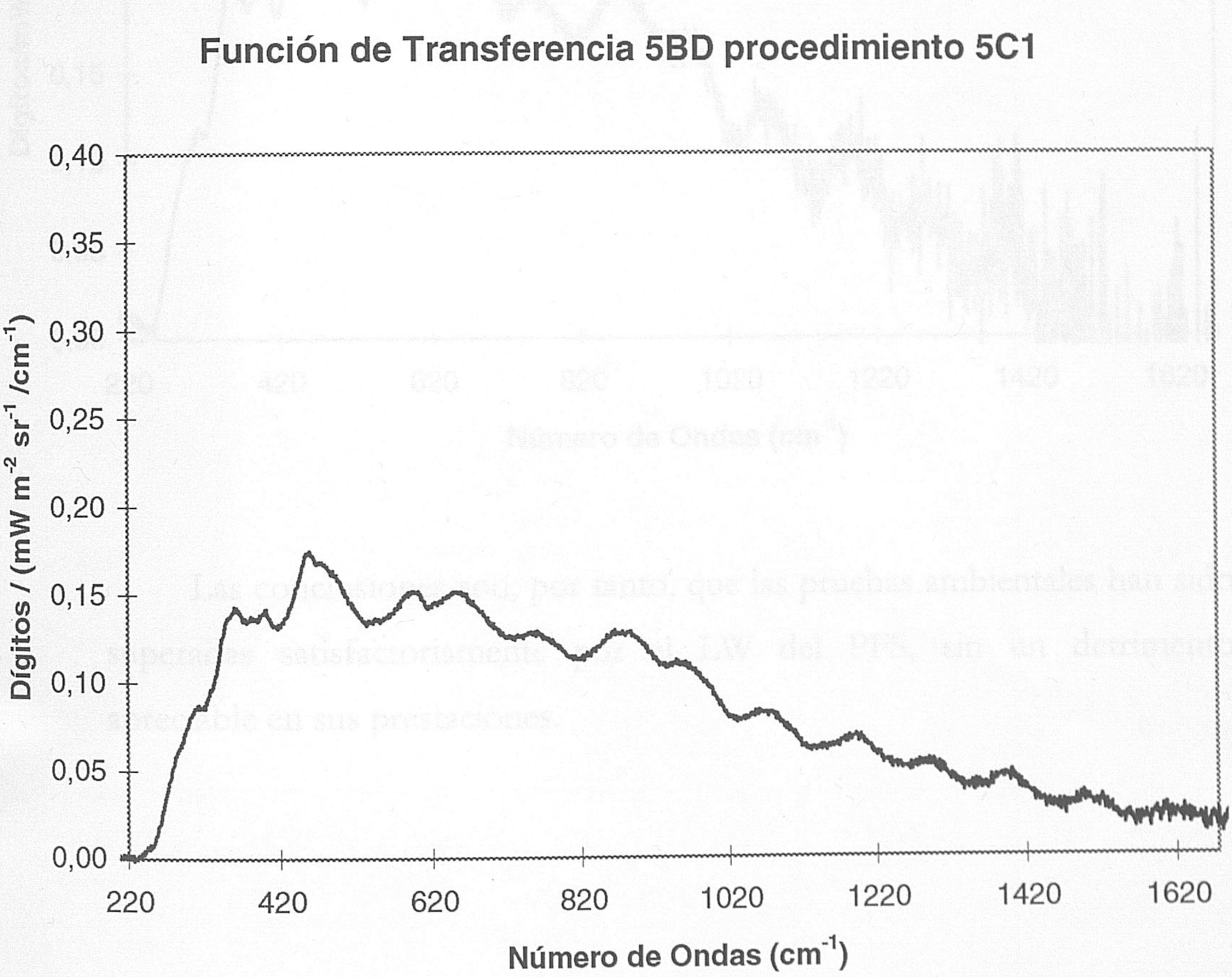
$$r = \frac{\sum_i r_i}{n} = \frac{\sum_i \frac{M_{1304} - M_{Mi}}{B(T_{Mi}) - B(T_{1304})}}{n}$$

donde $\overline{M_{1304}}$ es la media aritmética de las medidas de la sesión 7LCA1304.5C1, y T_{1304} es la temperatura del CNLW1 en dicha sesión. En este caso el número de adquisiciones *n* es 104.

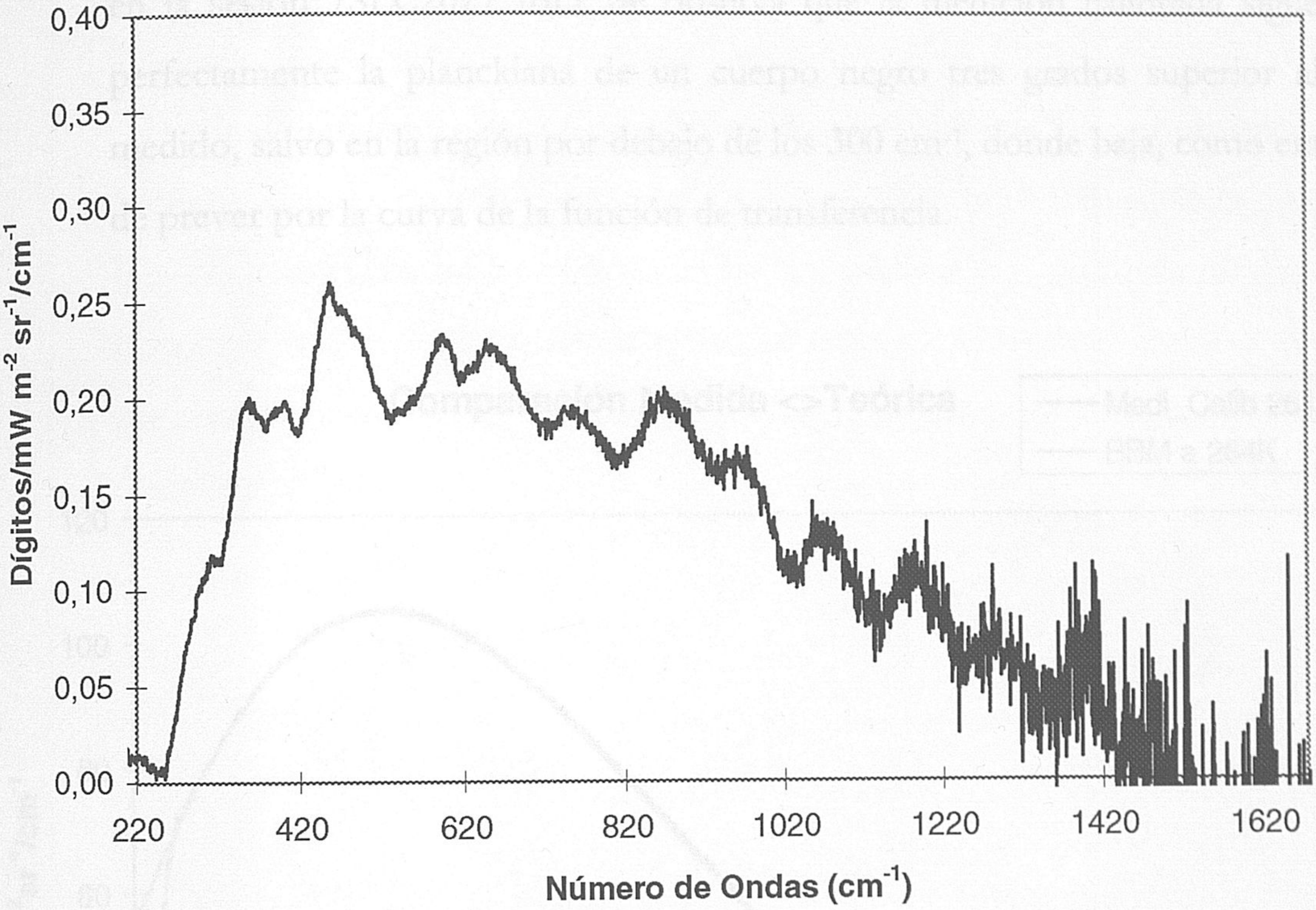
La gráfica que presenta los resultados de estas sesiones es la siguiente:



Se puede observar que la curva, además de ser un poco más baja que la correspondiente a 5BD, no así respecto a la 5BE, es más ruidosa en la cola. Esto más que deberse a las alteraciones provocadas por las pruebas ambientales, son consecuencia del procedimiento de medida. De hecho, si se realiza un cálculo semejante con las sesiones 5BD y 5BE, se obtienen unos resultados igual o más pobres aún, como puede comprobarse en la siguiente gráfica:

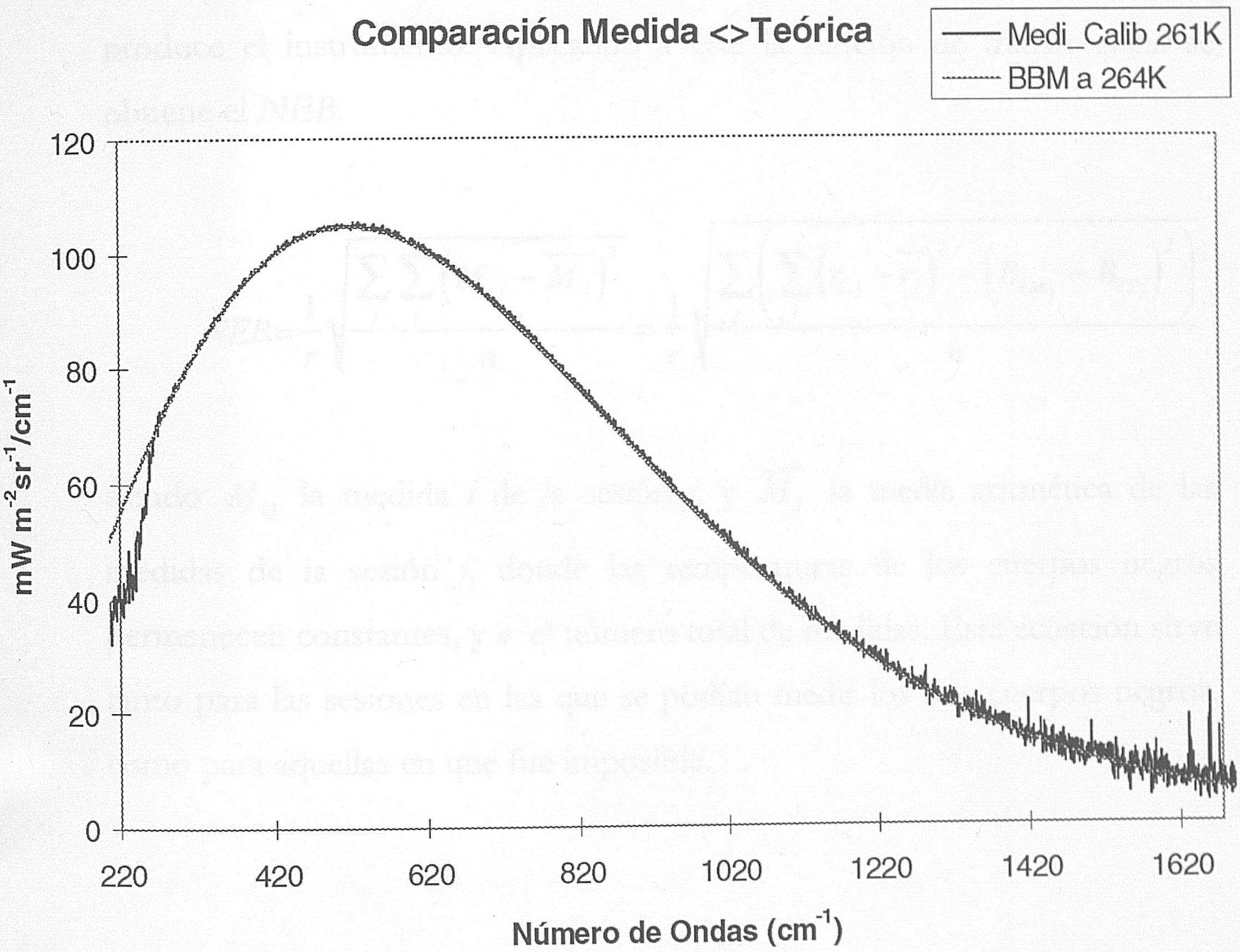


Función de Transferencia 5BE procedimiento 5C1



Las conclusiones son, por tanto, que las pruebas ambientales han sido superadas satisfactoriamente por el LW del PFS, sin un detrimento apreciable en sus prestaciones.

Como resultado final del cálculo de la función de transferencia, se presenta la siguiente gráfica, donde se reconstruye la señal del cuerpo negro en la sesión 7SLC2027.5BD. Se observa que la medición calibrada sigue perfectamente la planckiana de un cuerpo negro tres grados superior al medido, salvo en la región por debajo de los 300 cm^{-1}, donde baja, como era de prever por la curva de la función de transferencia.



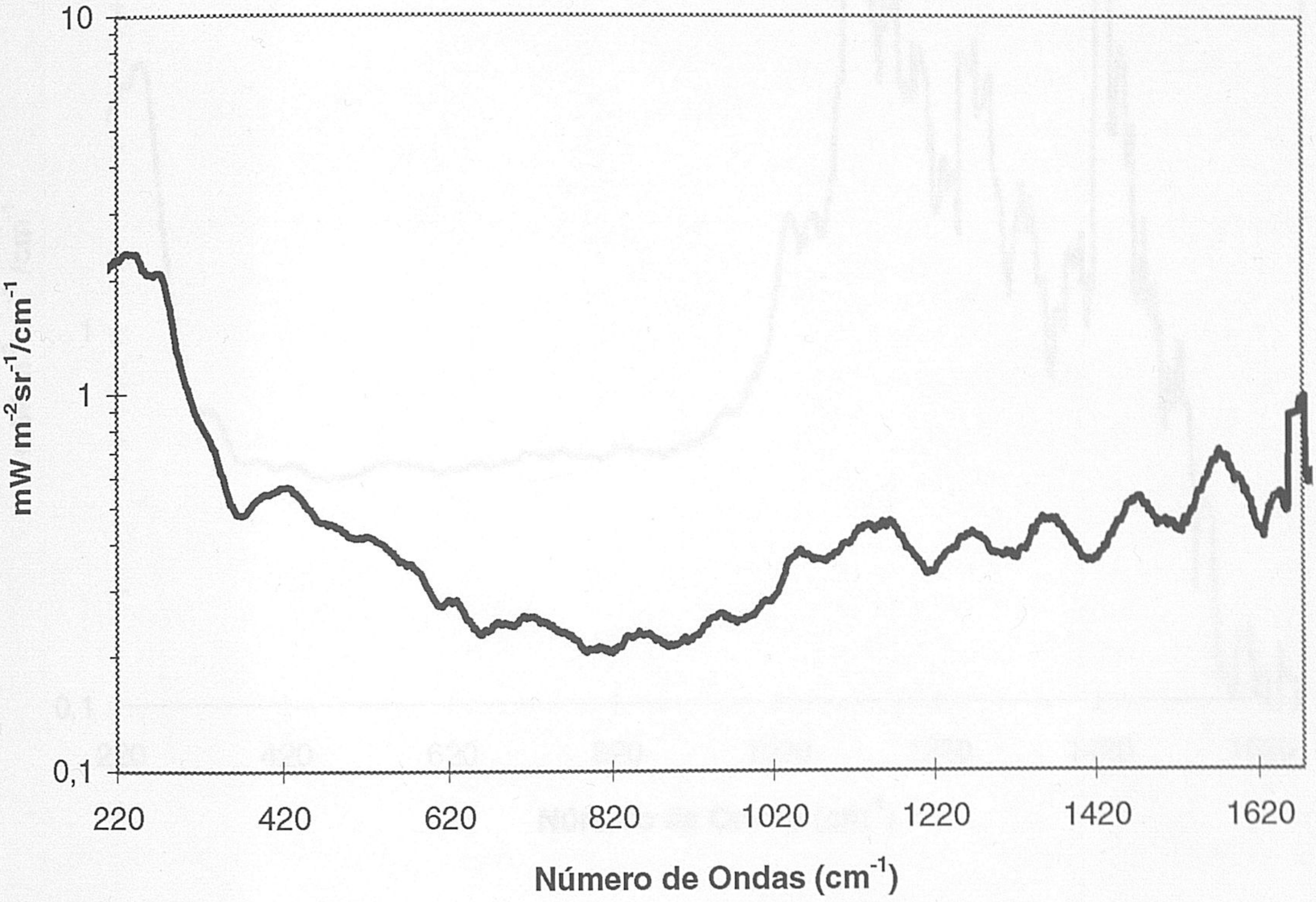
6.3.1.2 Brillo Equivalente del Ruido

Se define como *Brillo Equivalente del Ruido (NEB)* a la luz por debajo de la cual el sistema no diferencia entre señal y ruido. Para su cálculo se efectúa la suma cuadrática de las diferencias de las medidas con la media de éstas para cada sesión, y sumando en todas las sesiones, se obtiene el ruido que produce el instrumento. Aplicando a éste la función de transferencia se obtiene el *NEB*:

$$NEB = \frac{1}{r}\sqrt{\frac{\sum_j \sum_i \left(M_{i,j} - \overline{M_j}\right)^2}{n}} = \frac{1}{r}\sqrt{\frac{\sum_j \left(\sum_i \left(r_{i,j} - \overline{r_j}\right)^2 - \left(B_{TM_j} - B_{TS_j}\right)^2\right)}{n}}$$

siendo $M_{i,j}$ la medida i de la sesión j, y $\overline{M_j}$ la media aritmética de las medidas de la sesión j, donde las temperaturas de los cuerpos negros permanecen constantes, y n el número total de medidas. Esta ecuación sirve tanto para las sesiones en las que se podían medir los dos cuerpos negros, como para aquellas en que fue imposible.

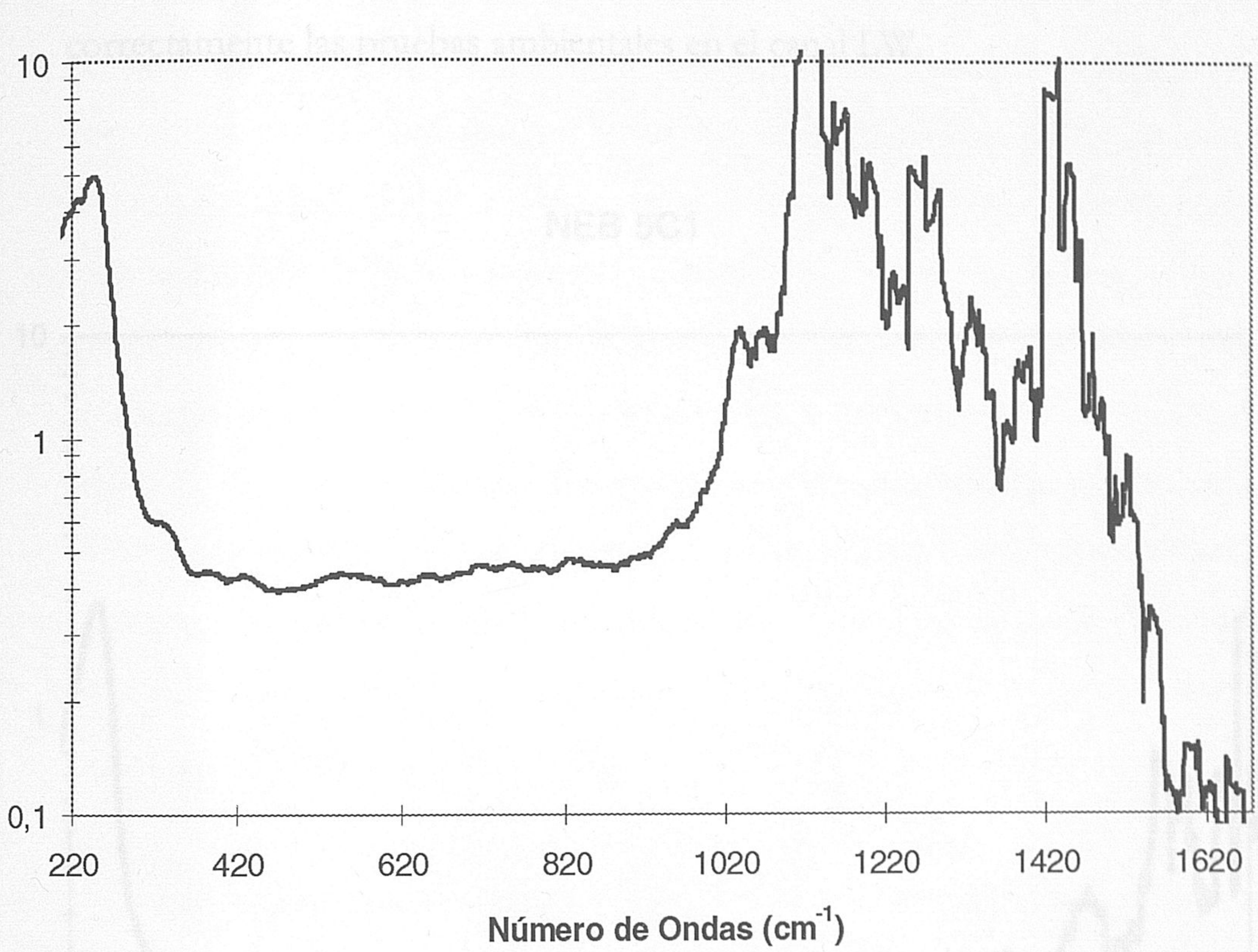
Para las sesiones 5BD se obtiene la siguiente gráfica del *NEB*:



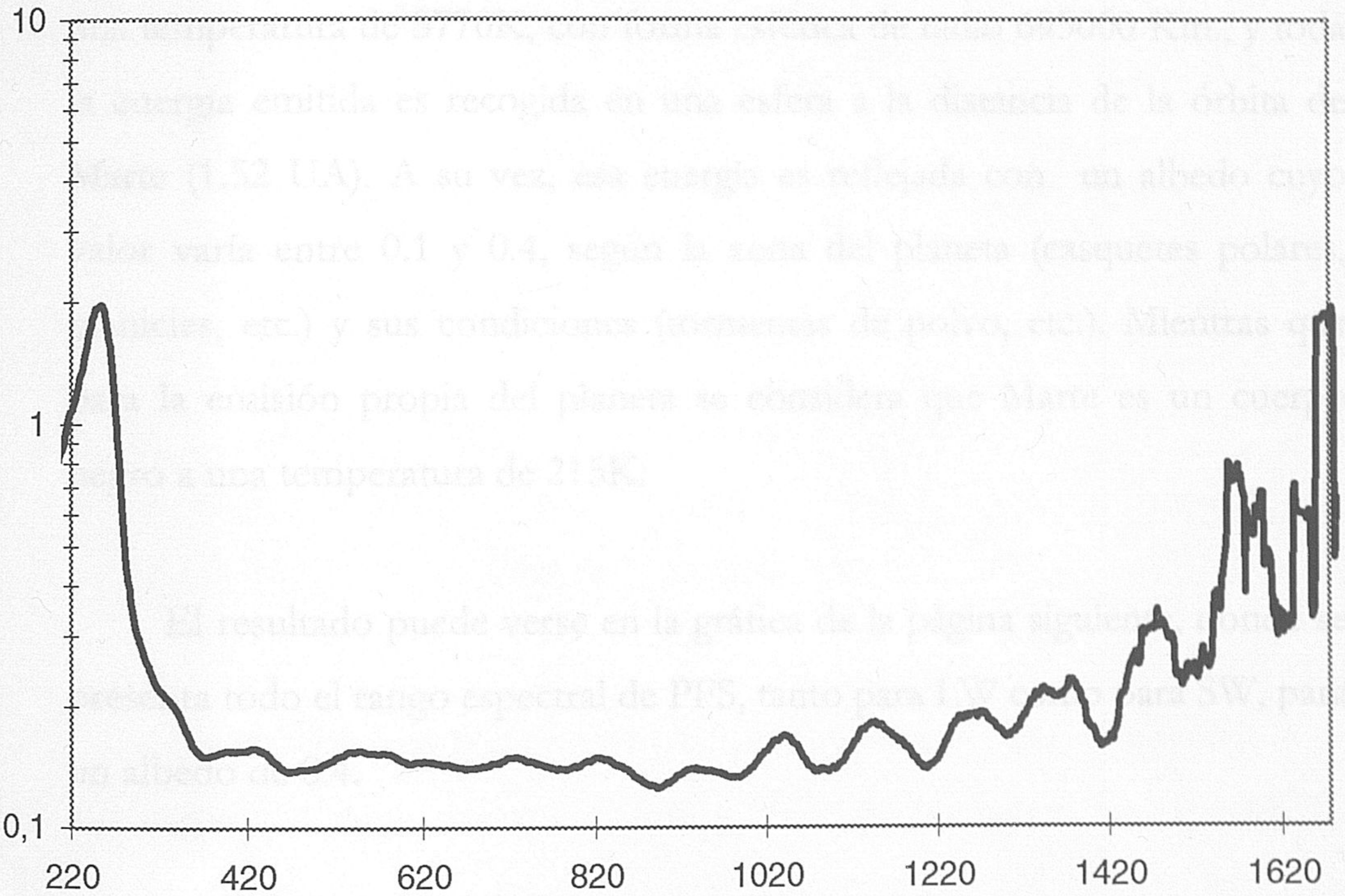
Se puede observar el ascenso en el valor del *NEB* en la región inferior a los 300 cm^{-1}, así como el efecto de modulación del dicroico. Estas conclusiones son coherentes con lo obtenido en la función de transferencia. Por lo demás, el valor medio es bastante bueno.

Para las sesiones 5BE los resultados son peores ya que el valor en la región anterior a los 300 cm^{-1} es más elevado y el deterioro final se acerca a los 1100 cm^{-1}, siendo el valor medio mayor que en el caso anterior.

La siguiente gráfica así lo muestra:



En las sesiones del 5C1 el resultado es casi sorprendente, puesto que, no sólo los valores de pico son inferiores a los de las sesiones 5BD, sino que incluso el valor medio es inferior. Demostrándose así que PFS había pasado correctamente las pruebas ambientales en el canal LW.



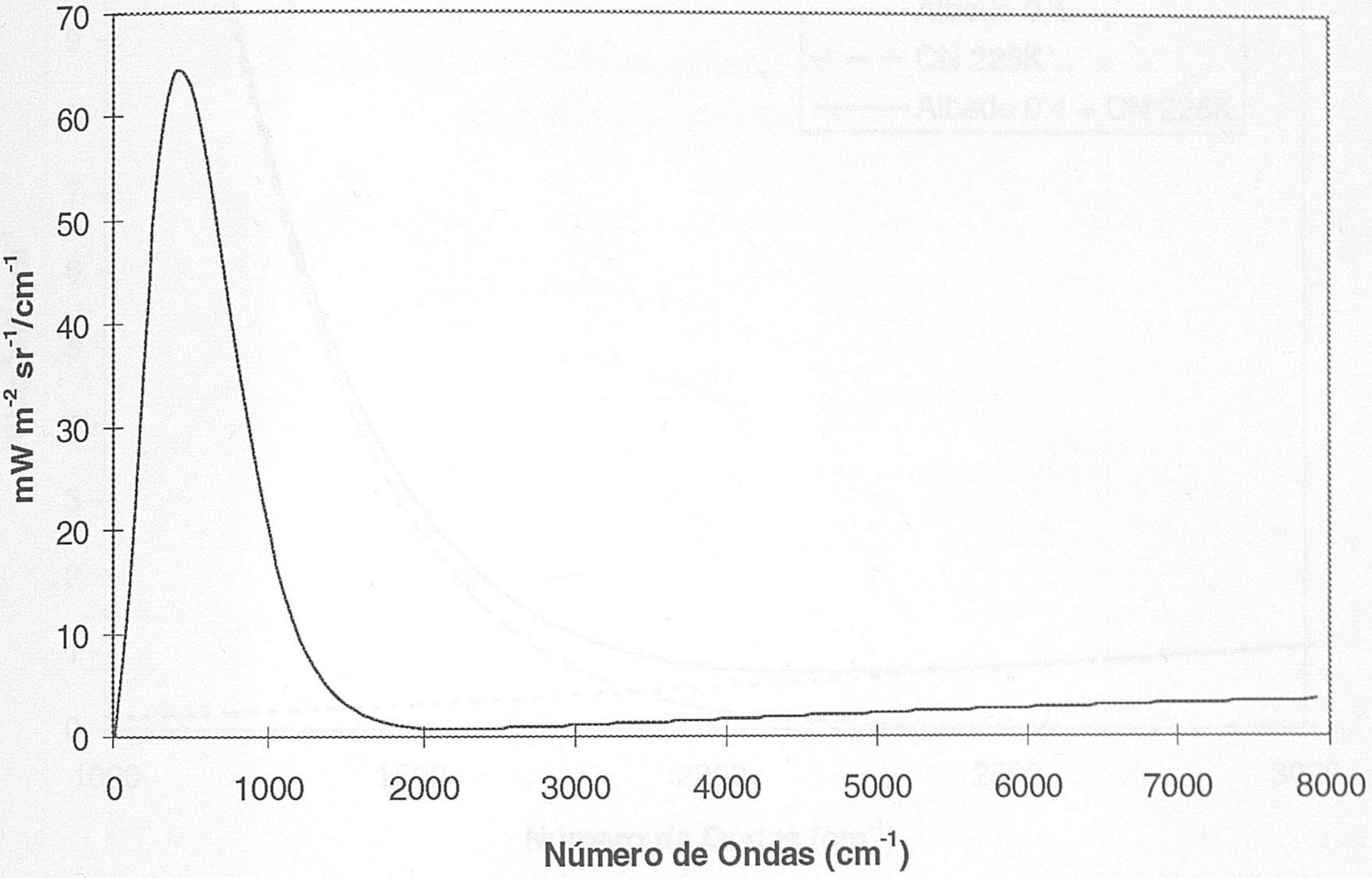
Por tanto, se espera poder discernir señales superiores a los 0.155 mW m^{-2} sr^{-1}/cm^{-1}, que es el valor medio en la zona central del espectro, ó 0.3 mW m^{-2} sr^{-1}/cm^{-1}, que es valor medio en todo el rango. Esto está de acuerdo con los cálculos teóricos desarrollados en las simulaciones del instrumento donde se le daba un valor medio al *NEB* de 0.2 mW m^{-2} sr^{-1}/cm^{-1}.

6.3.1.3 Relación Señal Ruido

Para poder obtener la relación señal ruido (S/N) para PFS se necesita conocer que señal se espera tener. En el caso de Marte se tendrán dos contribuciones fundamentales a la luz que reciba el instrumento. Una es la luz solar reflejada por el planeta, y otra la luz que el propio planeta emita. Para el cálculo de la primera se considera el Sol como un cuerpo negro a una temperatura de 5770K, con forma esférica de radio 695000 Km., y toda la energía emitida es recogida en una esfera a la distancia de la órbita de Marte (1.52 UA). A su vez, esa energía es reflejada con un albedo cuyo valor varía entre 0.1 y 0.4, según la zona del planeta (casquetes polares, planicies, etc.) y sus condiciones (tormentas de polvo, etc.). Mientras que para la emisión propia del planeta se considera que Marte es un cuerpo negro a una temperatura de 215K.

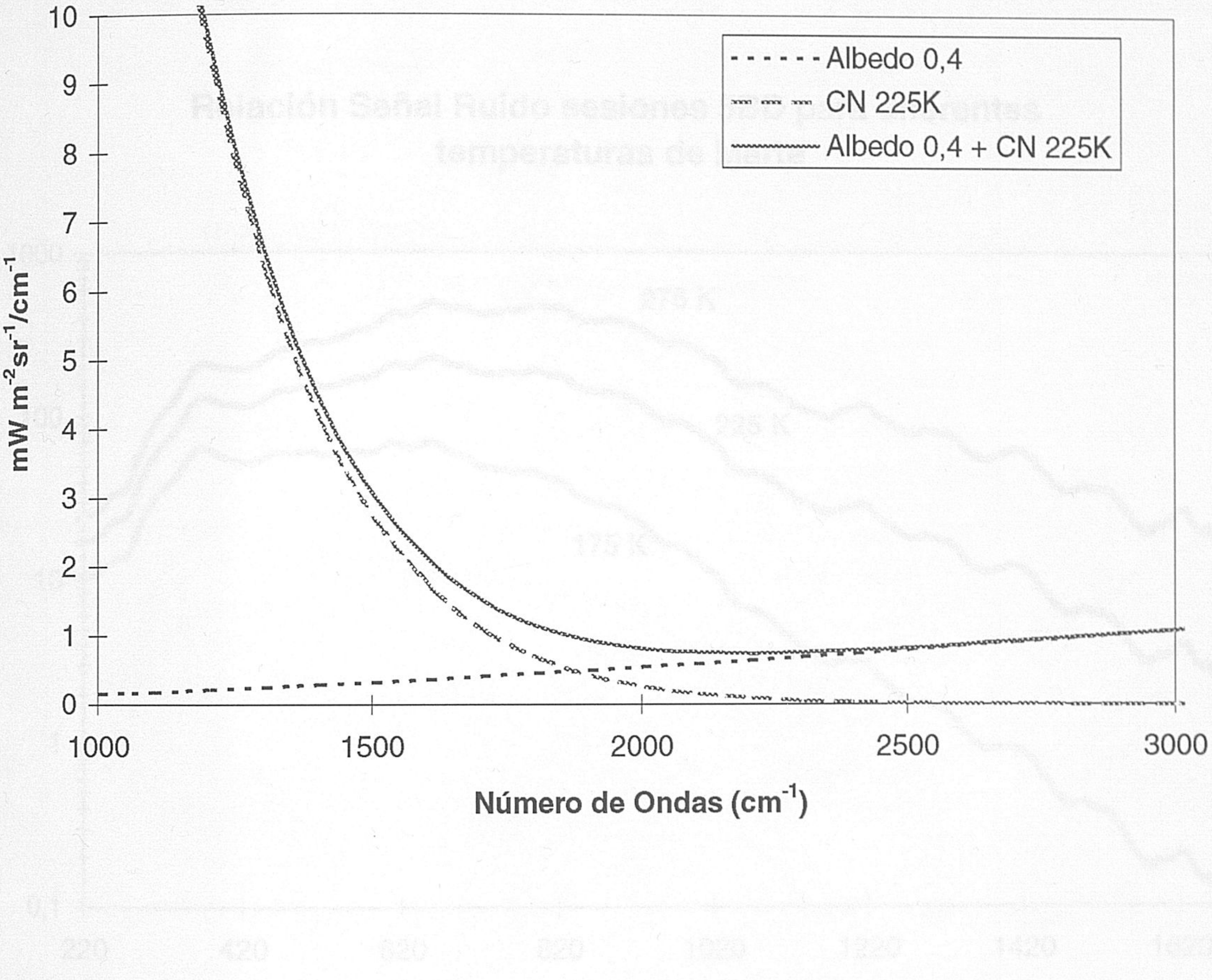
El resultado puede verse en la gráfica de la página siguiente, donde se presenta todo el rango espectral de PFS, tanto para LW como para SW, para un albedo de 0.4.

Emisión solar con un albedo de 0,4 más la emisión propia de Marte



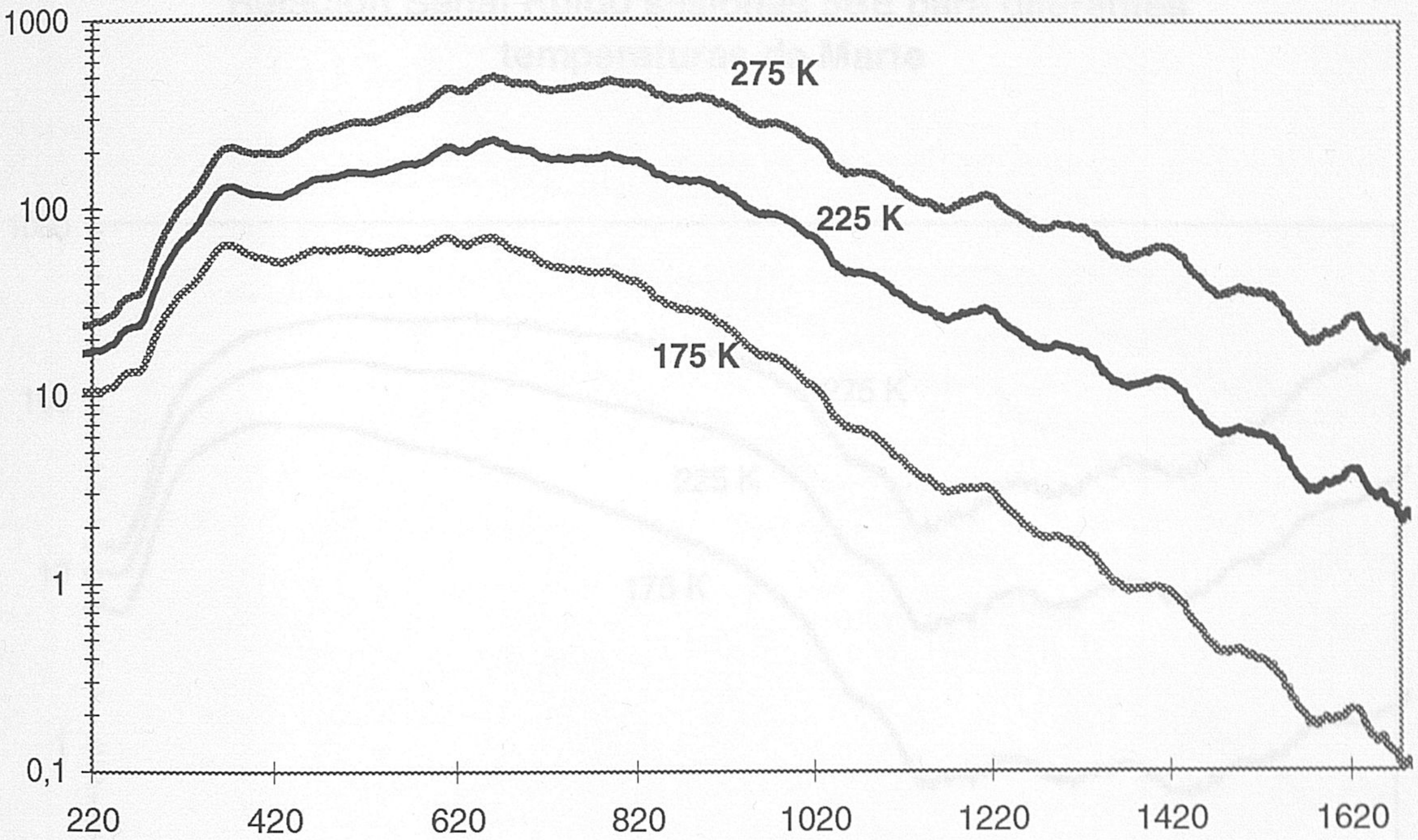
En la gráfica de la siguiente página se representa una ampliación de la anterior en el rango entre los 1000 y 3000 cm^{-1}, con las tres curvas. La conclusión es que hasta los 2000 cm^{-1}, aproximadamente, la señal esperada es la emisión propia del planeta, y a partir de aquí, es la emisión solar la dominante. Por lo que en el caso del LW se puede despreciar el efecto solar en la señal esperada.

Emisión solar en Marte y emisión propia



El resultado obtenido para las sesiones 5BD pueden ser analizados en la siguiente representación:

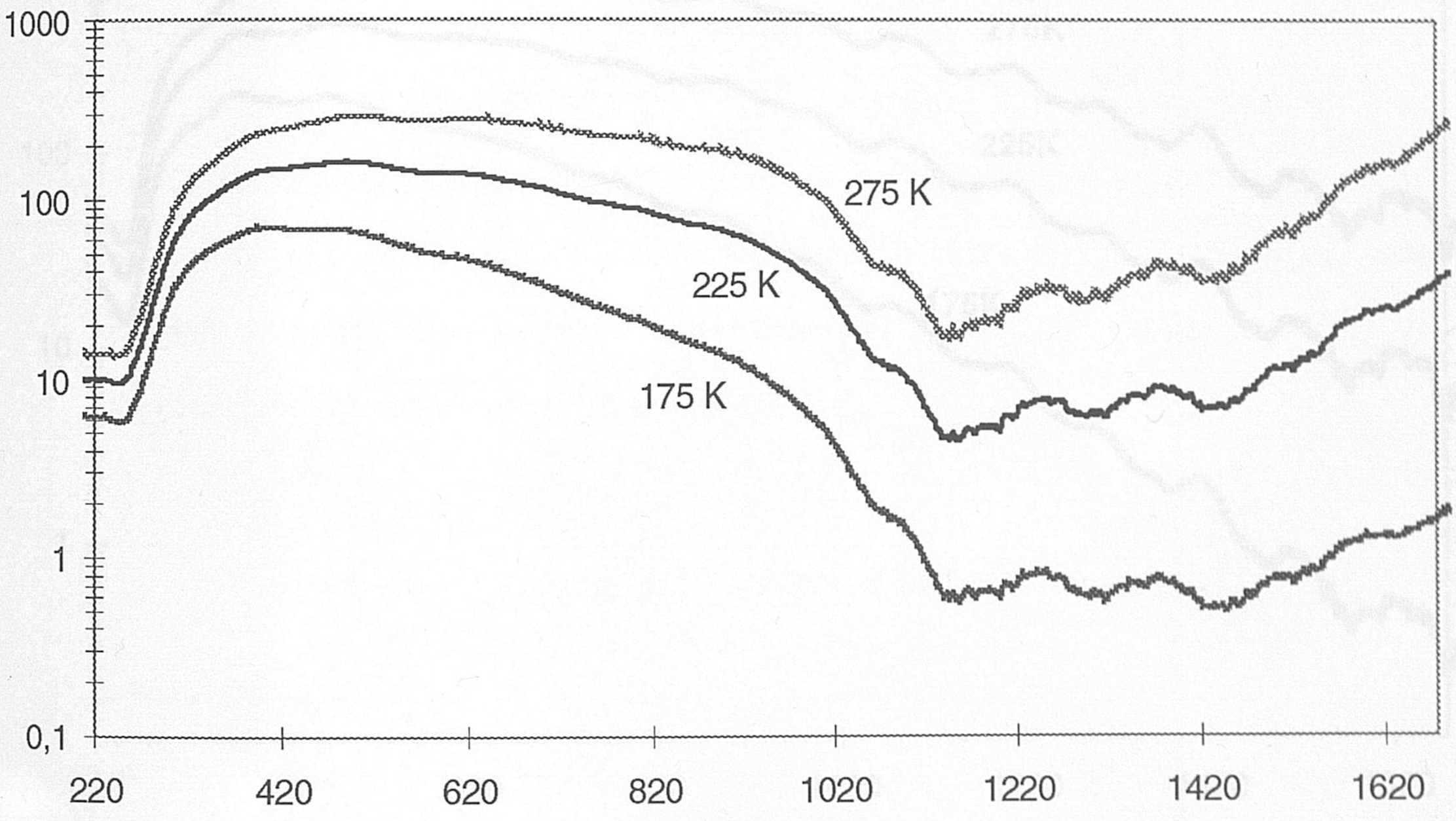
Relación Señal Ruido sesiones 5BD para diferentes temperaturas de Marte



Se presenta la relación señal ruido para tres temperaturas efectivas del planeta. Centrándose en la curva para 225K, la relación permanece por encima de 100, lo cual es un valor muy bueno, en el rango de los 300 a los 1000 cm^{-1}, y por encima del valor 10 hasta los 1400 cm^{-1}. Es evidente que, para temperaturas superiores del planeta se mejora la relación, puesto que aumenta la señal a recibir, pero los valores presentados son los límites normales para Marte, por lo que es de esperar que el instrumento responda en esos márgenes.

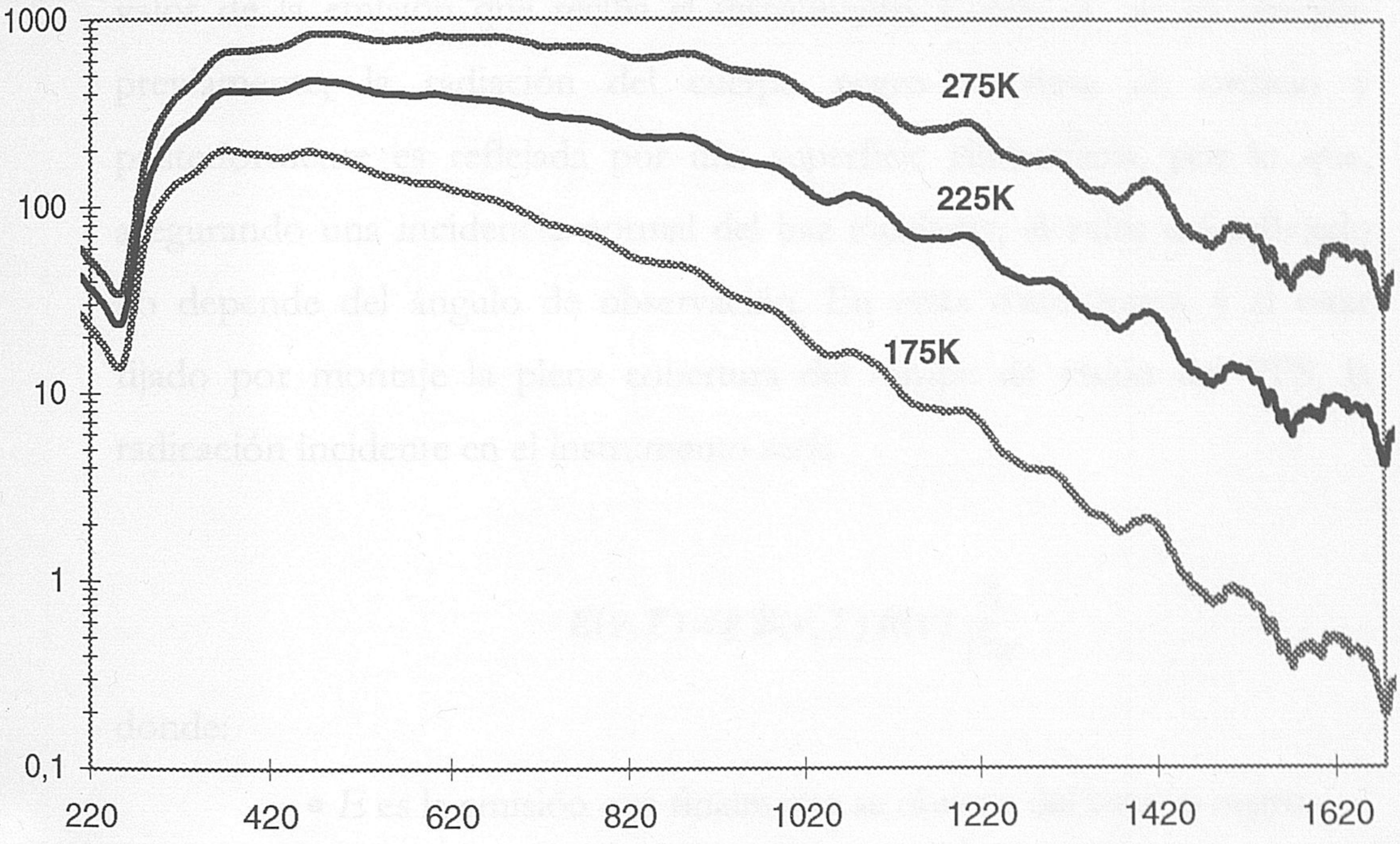
En el caso de las sesiones 5BE la curva es semejante a la anterior hasta los 1200 cm^{-1}, donde las subidas en las gráficas no responden a una mejora en el instrumento, sino que son consecuencia de la falta de bondad en los datos en que se basan.

Relación Señal Ruido sesiones 5BE para diferentes temperaturas de Marte



En las sesiones posteriores a las pruebas ambientales, 5C1, los resultados son muy semejantes a los de las sesiones 5BD. Incluso son levemente superiores en la región de validez de los datos.

Relación Señal Ruido sesiones 5C1 para diferentes Temperaturas de Marte



6.3.2 Canal SW

6.3.2.1 Función de Transferencia

En el cálculo de la función de transferencia del canal SW, lo primero a tener en cuenta es la topología del CNSW, puesto que de ello depende el valor de la emisión que reciba el instrumento. Como ya se ha descrito previamente, la radiación del cuerpo negro atraviesa un orificio y posteriormente es reflejada por una superficie lambertiana, por lo que, asegurando una incidencia normal del haz incidente, el valor del reflejado no depende del ángulo de observación. En estas condiciones, y al estar fijado por montaje la plena cobertura del campo de visión del PFS, la radicación incidente en el instrumento será:

$$E(\nu,T) = \varepsilon\, B(\nu,T)\, R(\nu)\, \frac{A}{l^2 \pi}$$

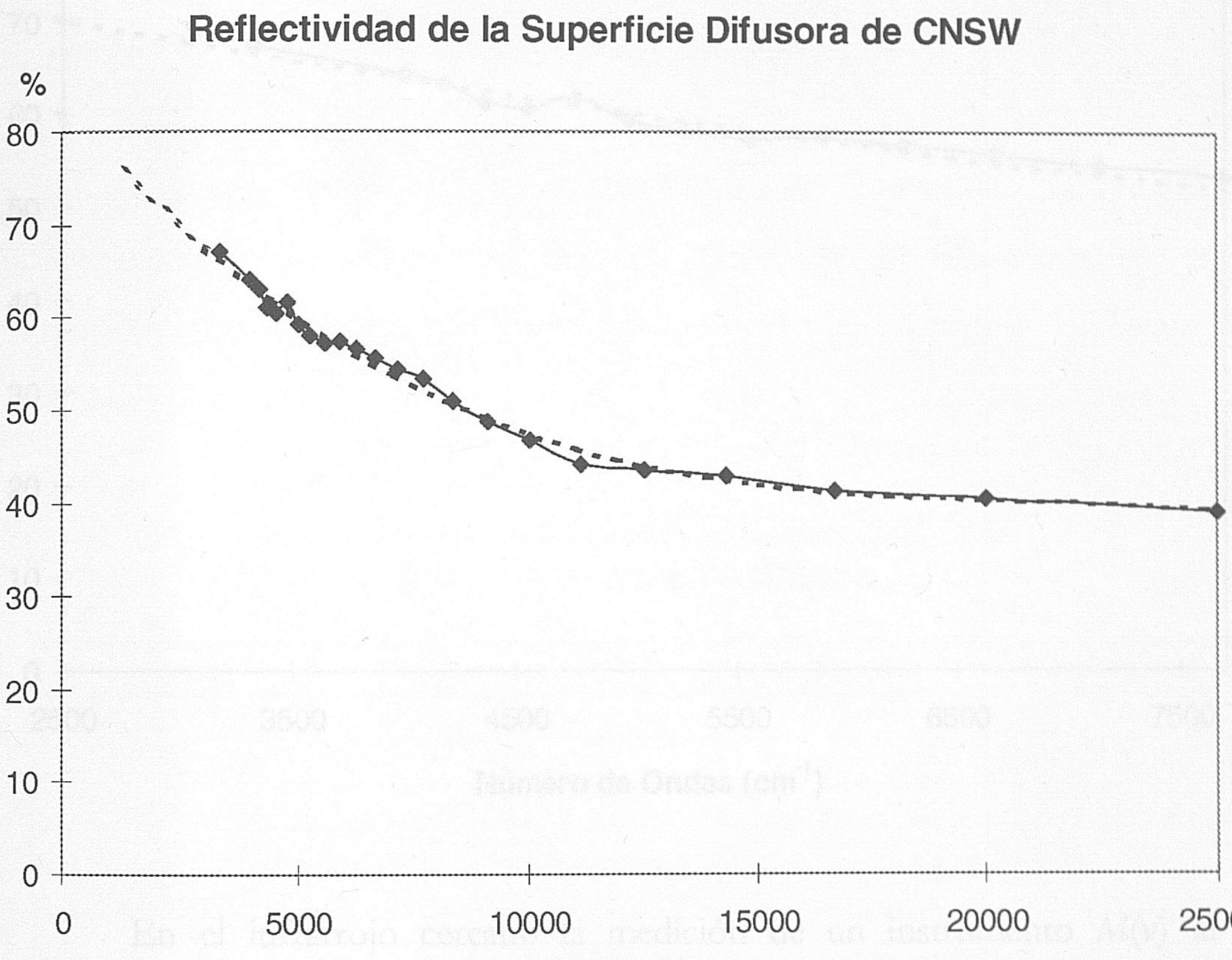
donde:

- E es la emisión que finalmente se obtiene del cuerpo negro.
- ε es la emisividad del cuerpo negro, en este caso es igual a 0.99.
- B es la planckiana a la temperatura T.
- R es la reflectividad de la superficie, que es función de la longitud de onda.
- A es la superficie del orificio circular de 0.55 cm. de diámetro de salida del cuerpo negro.
- y, por último, l es la distancia que hay desde el orificio a la superficie reflectora, que en este caso es de 30 cm.

Un problema añadido a estas sesiones de calibración es el conocimiento de la variación de la reflectividad de la superficie en función del número de ondas, puesto que, aún cuando se presentan certificaciones de la tabla de valores, ésta es insuficiente, tanto en el número de puntos, como en el rango espectral. La certificación da los siguientes valores de la reflectividad:

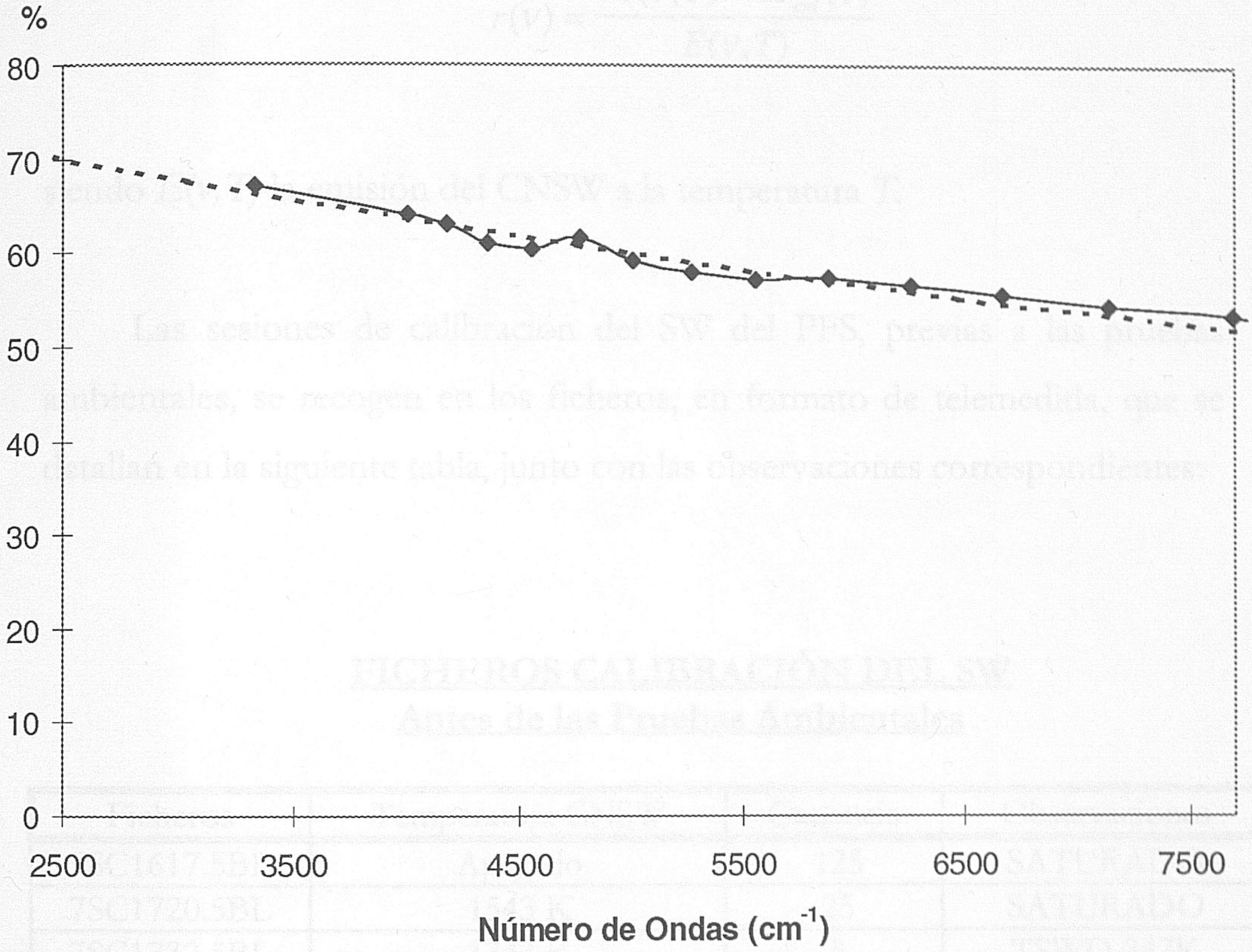
Longitud de onda (μm)	Reflectividad (%)
3	67.1
2.5	64.1
2.4	63
2.3	61
2.2	60.5
2.1	61.7
2	59.2
1.9	58.1
1.8	57.2
1.7	57.4
1.6	56.6
1.5	55.7
1.4	54.5
1.3	53.4
1.2	51
1.1	48.7
1	46.7
0.9	44.1
0.8	43.5
0.7	42.9
0.6	41.3
0.5	40.5
0.4	39.1

Para poder trabajar en todo el rango del SW del PFS se ajustan, por mínimos cuadrados, los valores dados a un polinomio de tercer orden, como se puede apreciar en la gráfica siguiente:



El ajuste aparenta ser bastante bueno y permite tanto la interpolación entre los valores dados, para el paso de cálculo que tenemos, como la extrapolación a partir del valor mínimo del rango de interés, 2500 cm^{-1}, hasta los 3333 cm^{-1}, donde acaba la tabla. Se puede suponer la siguiente función de la reflectividad en el rango del SW del PFS:

$$R(\nu) = -4 \cdot 10^{-12}\ \nu^3 + 3 \cdot 10^{-7}\ \nu^2 - 0.0059\ \nu + 83.061$$



En el infrarrojo cercano la medición de un instrumento $M(\nu)$ al observar una fuente $E(\nu)$ es:

$$M(\nu) = r(\nu)(E(\nu) + E_{ent}(\nu))$$

donde $r(\nu)$ es la función de transferencia del instrumento y $E_{ent}(\nu)$ es la emisión del entorno de la fuente.

Por tanto, si se realiza una medida con la fuente apagada, se tiene:

$$M_{ent}(\nu) = r(\nu)\, E_{ent}(\nu)$$

De aquí se deduce que la función de transferencia del instrumento es:

$$r(\nu) = \frac{M(\nu,T) - M_{ent}(\nu)}{E(\nu,T)}$$

siendo $E(\nu,T)$ la emisión del CNSW a la temperatura T.

Las sesiones de calibración del SW del PFS, previas a las pruebas ambientales, se recogen en los ficheros, en formato de telemedida, que se detallan en la siguiente tabla, junto con las observaciones correspondientes:

FICHEROS CALIBRACIÓN DEL SW
Antes de las Pruebas Ambientales

Ficheros	Temperatura CNSW	Ganancia	Observaciones
7SC1617.5BL	Apagado	125	SATURADO
7SC1720.5BL	1543 K	25	SATURADO
7SC1732.5BL	1743 K	5	TSWD 247K
7SC1749.5BL	1859 K	5	TSWD 246 K
7SC1801.5BL	2101 K	1	TSWD 246 K
7SC1808.5BL	2321 K	1	TSWD 246K
7SC1816.5BL	2056 K	1	TSWD 246K
7SC1832.5BL	1847 K	5	TSWD 245 K
7SC1839.5BL	1844 K	25	SATURADO
7SC1853.5BL	1550 K	25	SATURADO

Como puede observarse, las mediciones realizadas con el CNSW apagado, para medir la emisión del entorno, resultaron saturadas, siendo inútiles para el cálculo de la función de transferencia. En general, todas las adquisiciones realizadas con ganancias 25 y 125 están saturadas. En estas condiciones, y para eliminar el efecto de la emisión del entorno, se toma como referencia la media de las mediciones del CNLW a 1743 K, sesión

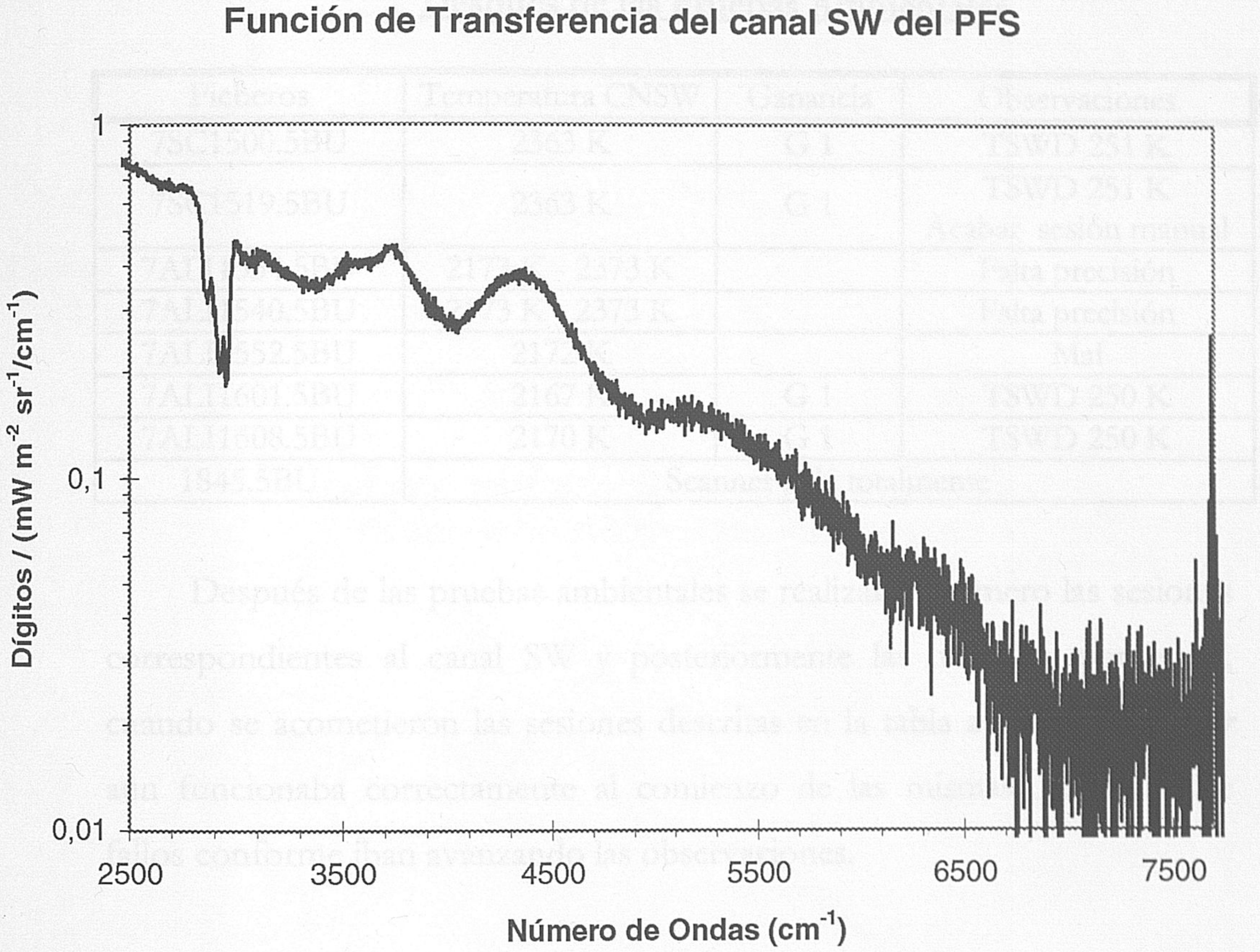
7SC1732.5BL, dividida por cinco, puesto que fueron adquiridas con esa ganancia. Queda así la ecuación que da la función de transferencia como sigue:

$$r = \frac{\sum_i r_i}{n} = \frac{\sum_i \frac{\frac{\overline{M_i}}{G_i} - \frac{\overline{M_{1743}}}{5}}{E(T_i) - E(1743)}}{n}$$

siendo:

- $\overline{M_i}$ la media de las mediciones para una sesión *i*
- G_i la ganancia para la sesión *i*.
- $\overline{M_{1743}}$, la media de las mediciones realizadas con el CNSW a 1743 K
- $E(T_i)$ la emisividad del CNSW a la temperatura medida para la sesión *i*.
- $E(1743)$ la emisividad para 1743 K.
- *n* el número de sesiones, en este caso cinco.

Con estas ecuaciones se calcula la función de transferencia del SW del PFS, siendo el resultado la siguiente gráfica:



Lo primero que se observa es una banda de absorción entorno a los 3000 cm^{-1}, causada por las sustancias adhesivas que fijan el oro, usado como recubrimiento reflectivo, al vidrio del que están formados los espejos. Lo siguiente que se puede destacar es, al igual que el caso del canal LW, la modulación causada por el dicroico. Y por último, la degradación de la sensibilidad del instrumento a medida que avanza en el número de ondas.

La siguiente tabla relaciona el conjunto de sesiones 5BU posteriores a las pruebas ambientales:

FICHEROS CALIBRACIÓN DEL SW
Después de las Pruebas Ambientales

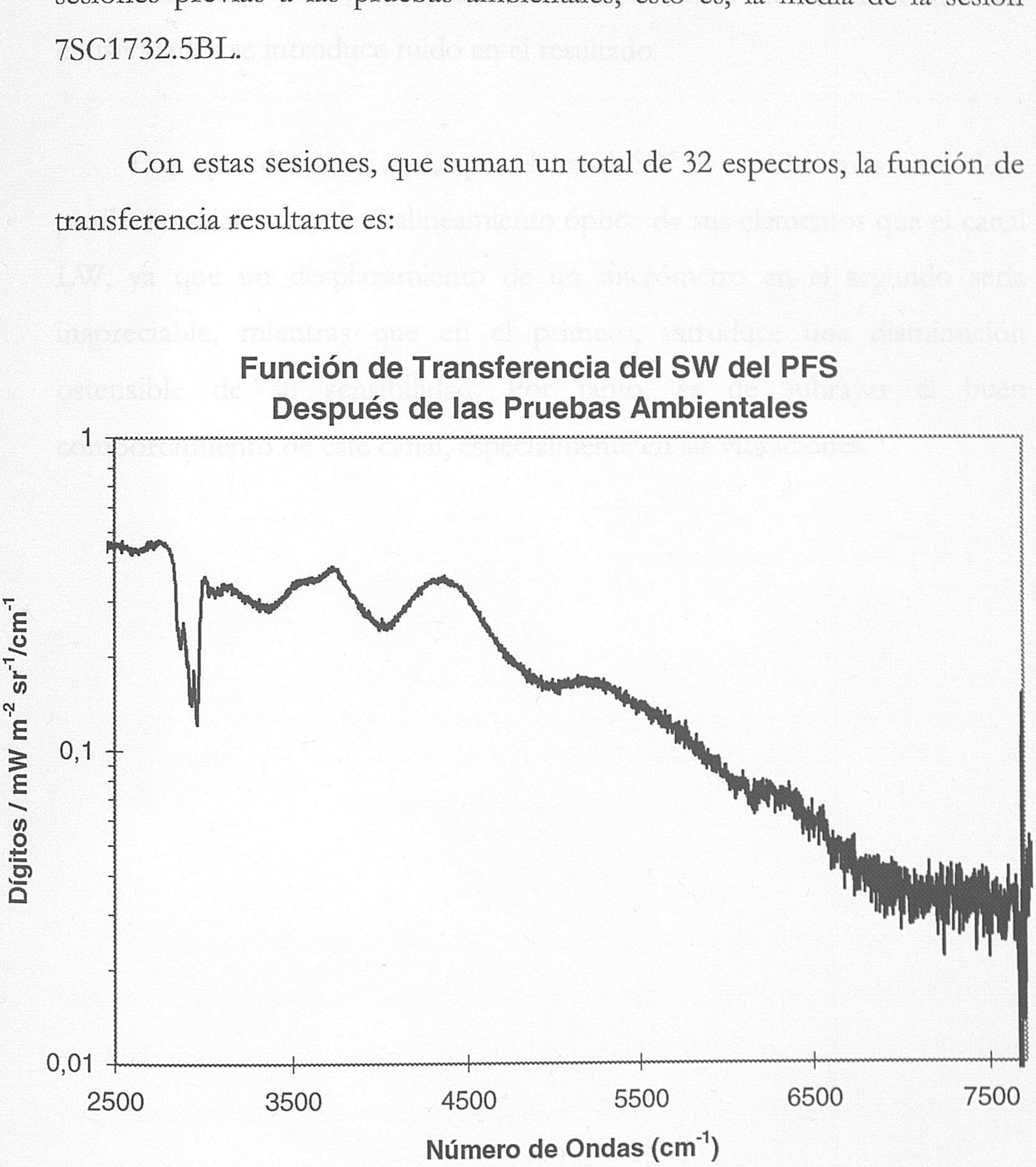
Ficheros	Temperatura CNSW	Ganancia	Observaciones
7SC1500.5BU	2363 K	G 1	TSWD 251 K
7SC1519.5BU	2363 K	G 1	TSWD 251 K Acabar sesión manual
7ALI1534.5BU	2173 K - 2373 K		Falta precisión
7ALI1540.5BU	2173 K - 2373 K		Falta precisión
7ALI1552.5BU	2172 K		Mal
7ALI1601.5BU	2167 K	G 1	TSWD 250 K
7ALI1608.5BU	2170 K	G 1	TSWD 250 K
1845.5BU	Scanner falla totalmente		

Después de las pruebas ambientales se realizaron primero las sesiones correspondientes al canal SW y posteriormente las del LW, por tanto, cuando se acometieron las sesiones descritas en la tabla anterior, el *scanner* aún funcionaba correctamente al comienzo de las mismas, detectándose fallos conforme iban avanzando las observaciones.

De las sesiones anteriormente expuestas, solamente se puede usar para la calibración con el CNSW, las siguientes: 7SC1500.5BU, 7SC1519.5BU, 7ALI1601.5BU y 7ALI1608.5BU. En la sesión 7SC1519.5BU hubo que terminar la sesión de forma manual, por lo que hay en total 20 espectros en ella. En la 7ALI1608.5BU existe una imprecisión en el apuntado del *scanner* de 3°, pero los datos resultantes son correctos. Se desechan las sesiones 7ALI1534.5BU y 7ALI1540.5BU por la gran variación en la temperatura del CNSW que se produjo durante estas sesiones. También se desecha la sesión 7ALI1552.5BU, puesto que al observar los interferogramas, aparecen pulsos parásitos en todos ellos.

Desgraciadamente en ninguna sesión se pudo medir el *entorno*, es decir, apuntando al CNSW estando éste apagado. Puesto que las temperaturas del CNSW son demasiado próximas en las sesiones como para tomar alguna como referencia, se opta por tomar como referencia la misma que en las sesiones previas a las pruebas ambientales, esto es, la media de la sesión 7SC1732.5BL.

Con estas sesiones, que suman un total de 32 espectros, la función de transferencia resultante es:

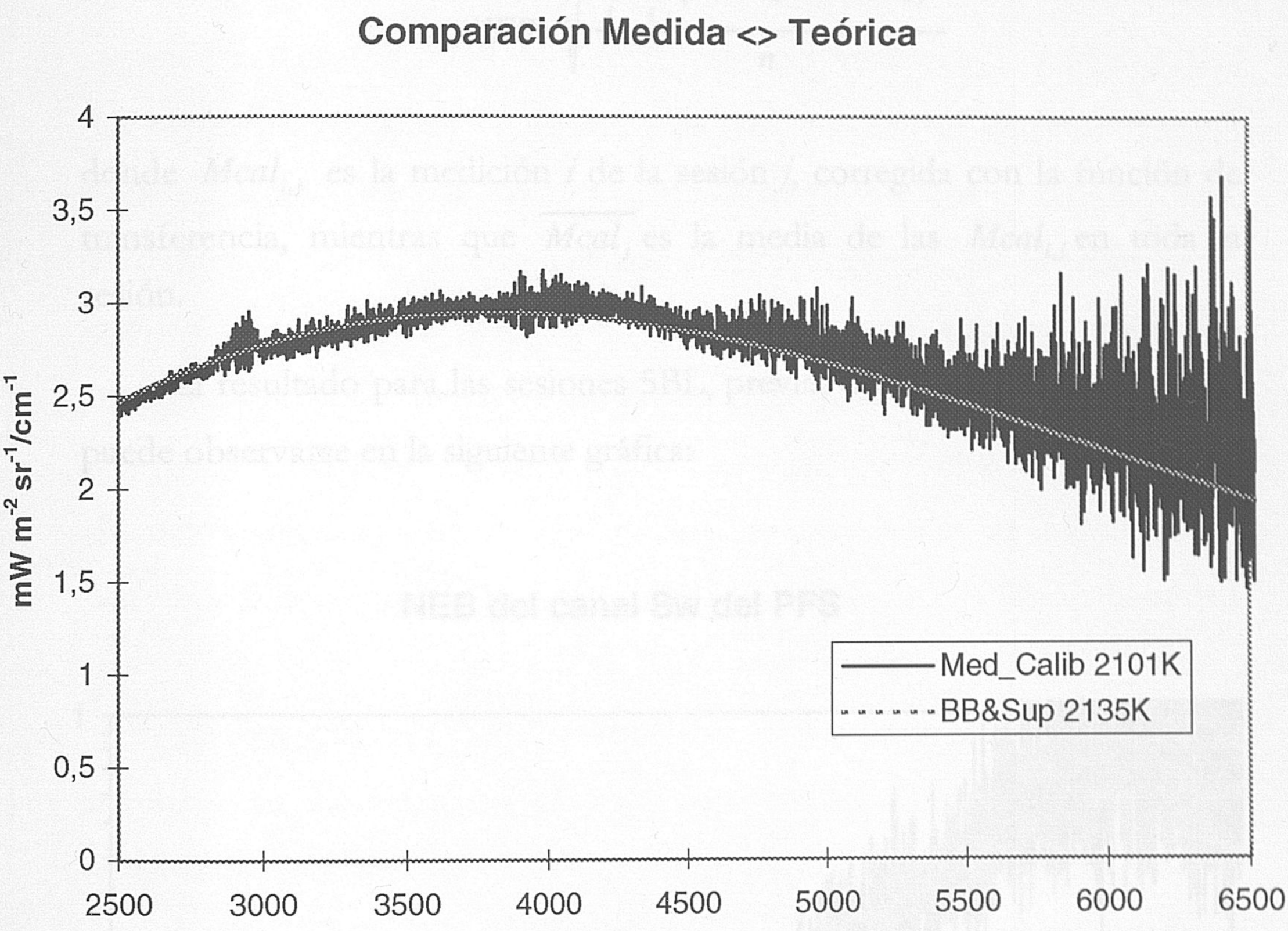


Puede observarse que la gráfica es semejante a la obtenida antes de las pruebas ambientales, con un valor ligeramente inferior hasta los 4500 cm^{-1},

pero a partir de este punto, curiosamente, su valor es mayor y menos ruidoso que en la primera. Este fenómeno solo es explicable por las temperaturas del CNSW, es decir, en las sesiones 5BL se han incluido adquisiciones con temperaturas próximas a la de la medición tomada como referencia. De esta forma, al hacer el cociente de la diferencia de emisividades se introduce ruido en el resultado.

Hay que destacar aquí, que el canal SW es mucho más sensible a posibles variaciones en el alineamiento óptico de sus elementos que el canal LW, ya que un desplazamiento de un micrómetro en el segundo sería inapreciable, mientras que en el primero, introduce una disminución ostensible de su sensibilidad. Por tanto, es de subrayar el buen comportamiento de este canal, especialmente en las vibraciones.

Como resultado final, al igual que en el canal LW, se reconstruye la emisión del cuerpo negro a partir de las adquisiciones realizadas en la sesión 7SC1801.5BL.



Se puede observar que la reconstrucción de la señal sigue bastante bien a la calculada para una emisión del CNSW, a una temperatura superior en 34 K a la medida con el termopar, hasta los 5000 cm^{-1} y a partir de aquí la señal queda distorsionada por el ruido, aunque en media sigue a la calculada.

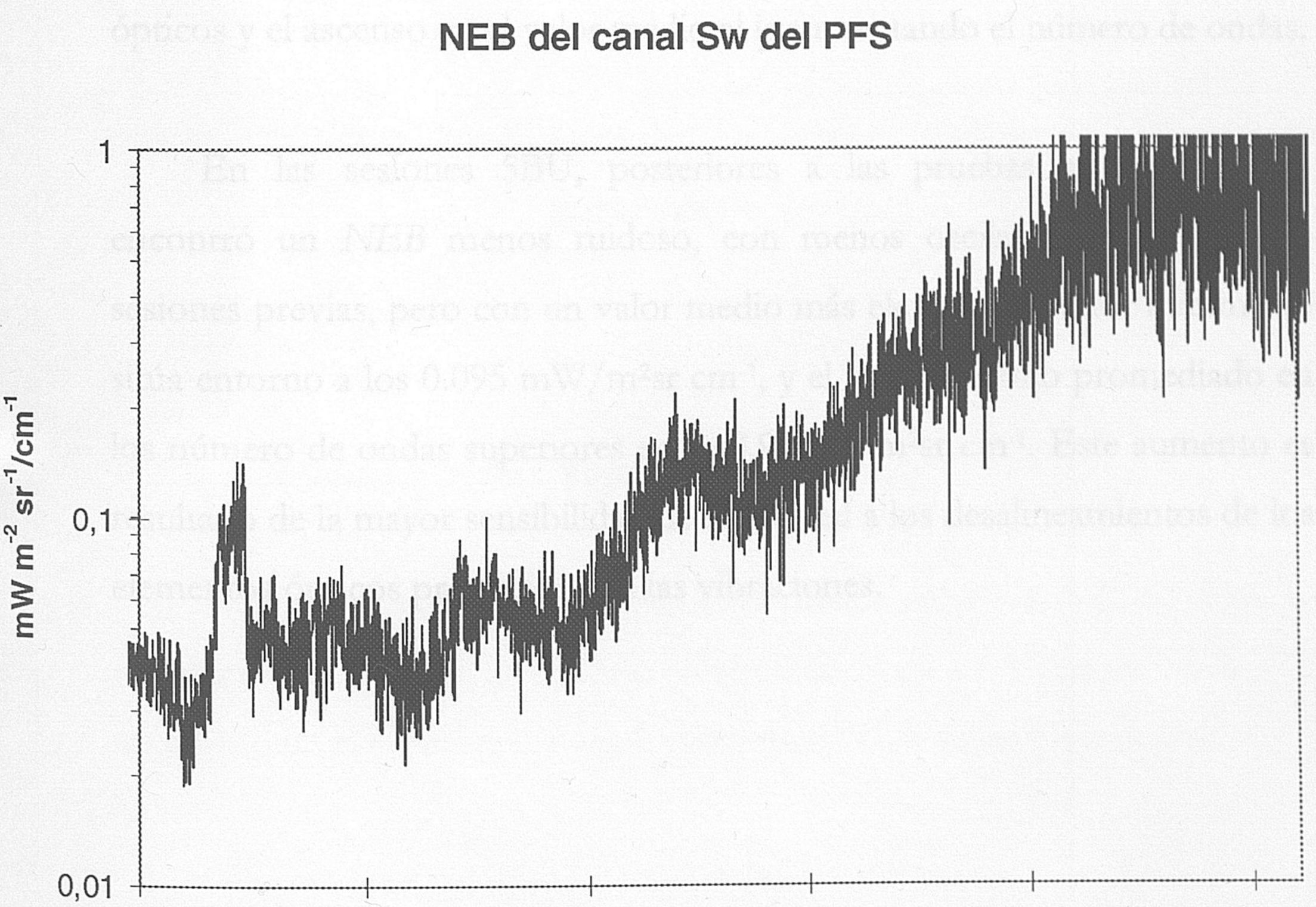
6.3.2.2 Brillo Equivalente del Ruido

Para el cálculo del *NEB* esta vez se utiliza la siguiente fórmula:

$$NEB=\sqrt{\frac{\sum_j \sum_i \left(Mcal_{i,j} - \overline{Mcal_j}\right)^2}{n}}$$

donde $Mcal_{i,j}$ es la medición i de la sesión j, corregida con la función de transferencia, mientras que $\overline{Mcal_j}$ es la media de las $Mcal_{i,j}$ en toda la sesión.

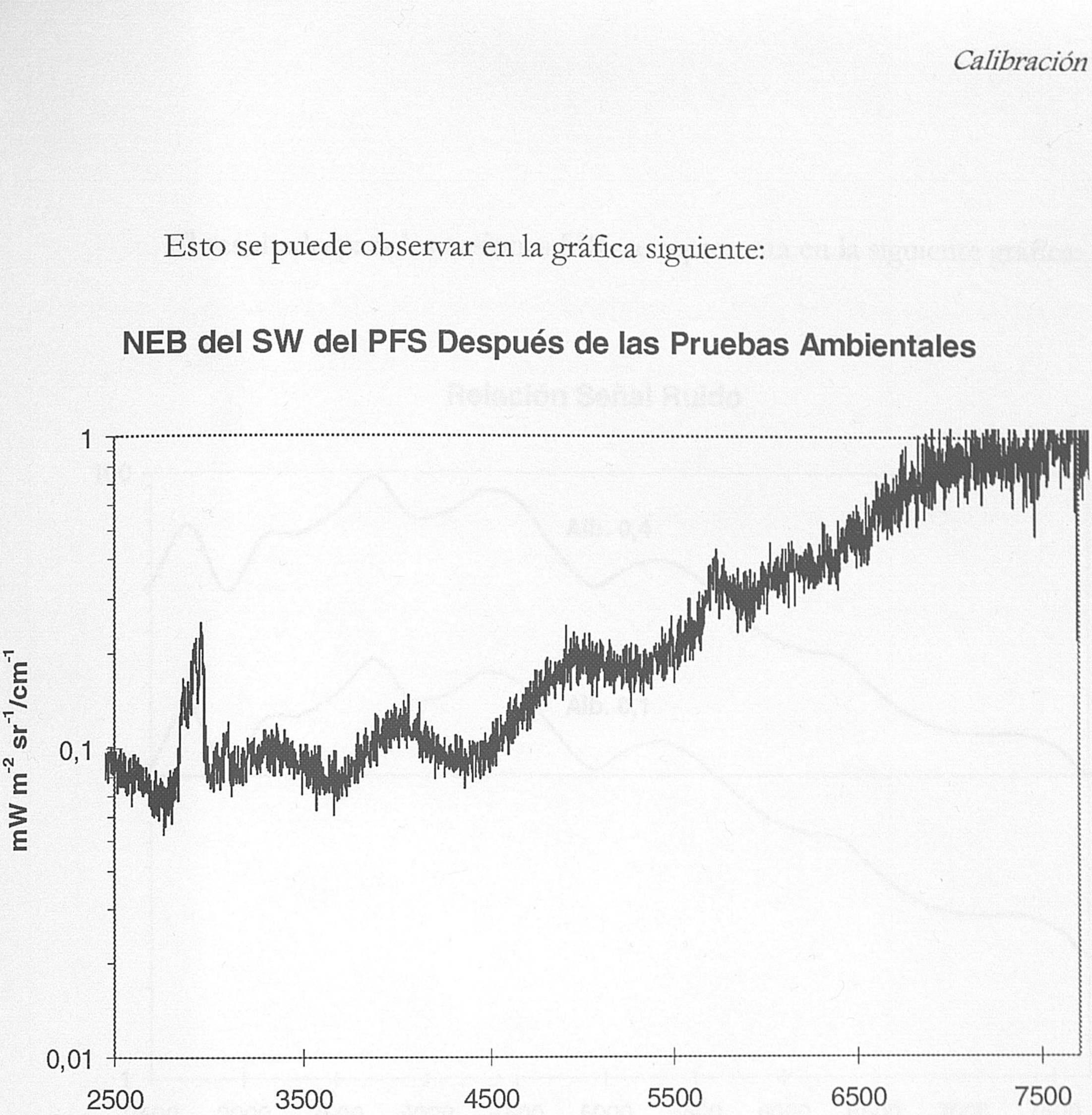
El resultado para las sesiones 5BL, previas a las pruebas ambientales, puede observarse en la siguiente gráfica:



En la representación se observa un valor muy elevado para el *NEB*, muy por encima de los 0.005 mW m^{-2} sr^{-1}/cm^{-1}, valor de los cálculos desarrollados en las simulaciones del instrumento. Concretamente el valor mínimo obtenido está alrededor de los 0.02 mW m^{-2} sr^{-1}/cm^{-1}, y un máximo de 0.8 mW m^{-2} sr^{-1}/cm^{-1}, promediado en el rango de número de ondas, superior a los 7000 cm^{-1}, donde el valor se vuelve más ruidoso. Esta circunstancia, en parte, es debida a la temperatura del detector del SW (TSWD). Como se comprueba en las tablas de los ficheros de calibración, la TSWD es de 246K ± 1K, que está 51K por encima de la temperatura nominal de trabajo del detector, siendo la principal consecuencia de ello el aumento del ruido térmico del mismo. En general, la curva del *NEB* demuestra lo que ya se veía en la función de transferencia: la banda de absorción alrededor de los 3000 cm^{-1}, la modulación de los elemento ópticos y el ascenso en el valor medio al ir aumentando el número de ondas.

En las sesiones 5BU, posteriores a las pruebas ambientales, se encontró un *NEB* menos ruidoso, con menos oscilaciones que en las sesiones previas, pero con un valor medio más elevado. El valor mínimo se sitúa entorno a los 0.095 mW/m^2sr cm^{-1}, y el valor máximo promediado en los número de ondas superiores es de 0.9 mW/m^2sr cm^{-1}. Este aumento es resultado de la mayor sensibilidad de este canal a los desalineamientos de los elementos ópticos producidos en las vibraciones.

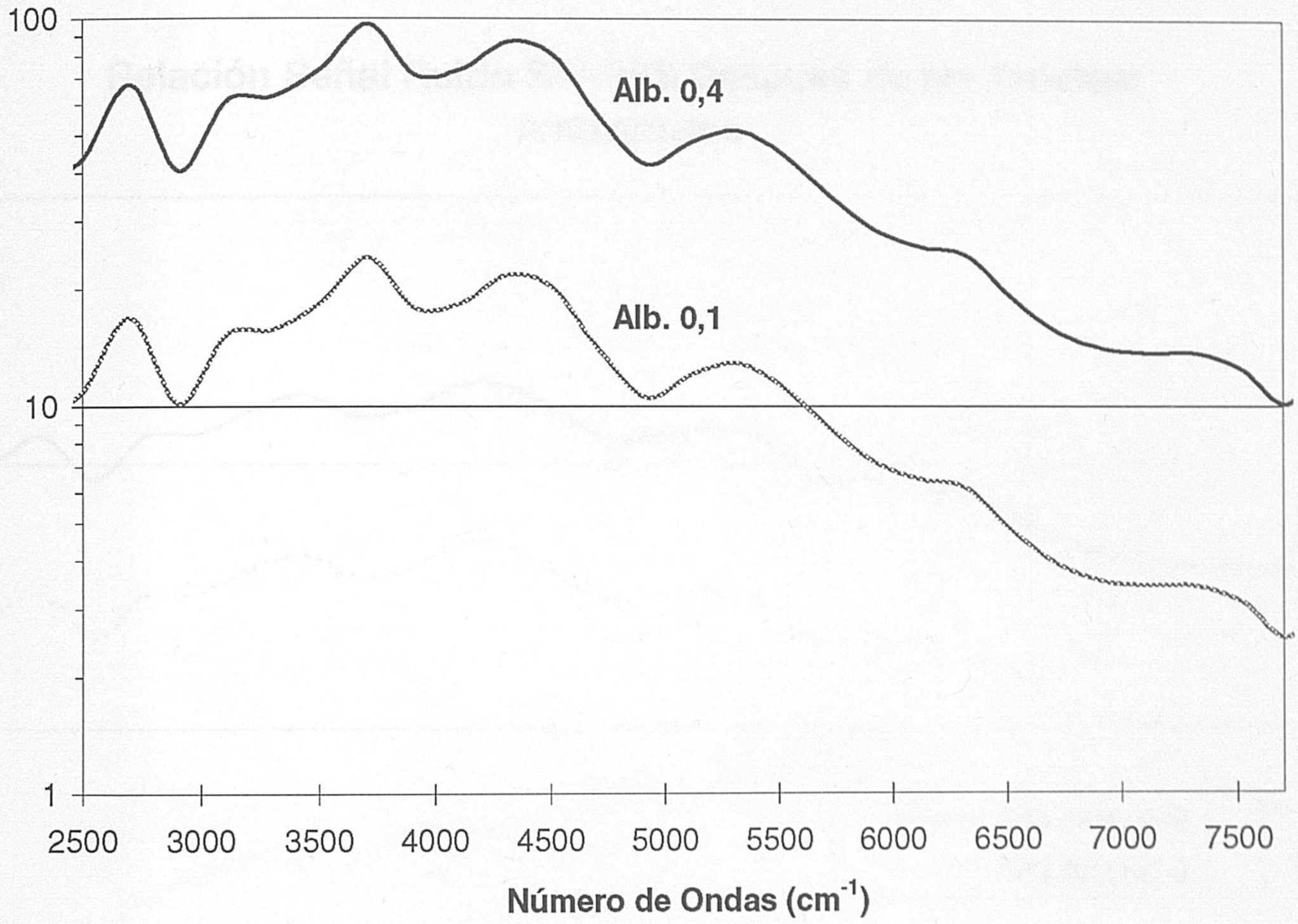
Esto se puede observar en la gráfica siguiente:



6.3.2.3 Relación Señal Ruido

Para el cálculo de la relación señal ruido del canal SW del PFS se considera como señal, la emisión solar en la órbita de Marte reflejada con un albedo de valor entre 0.1 y 0.4, como ya se ha descrito previamente.

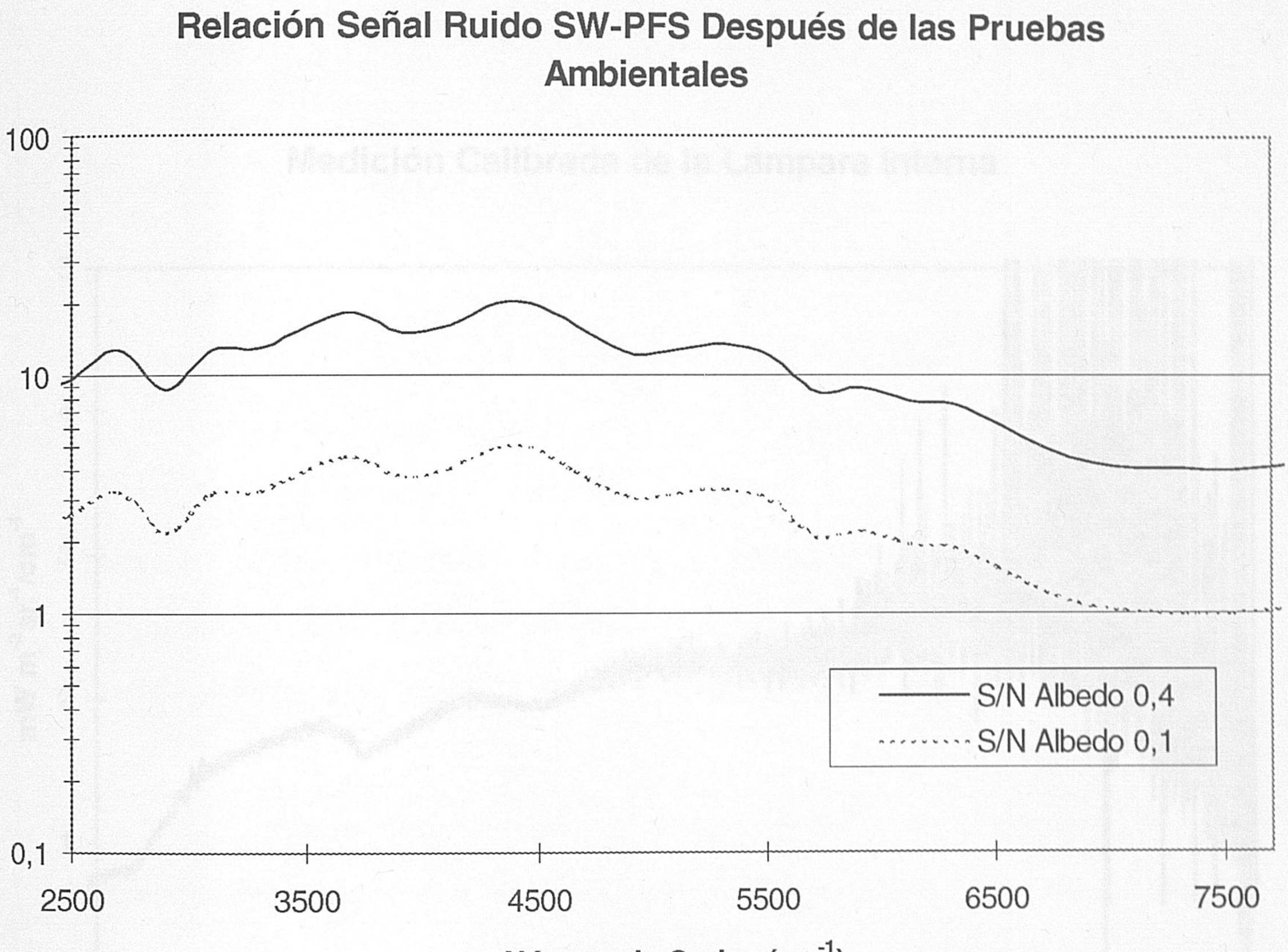
El resultado para las sesiones 5BL se representa en la siguiente gráfica:



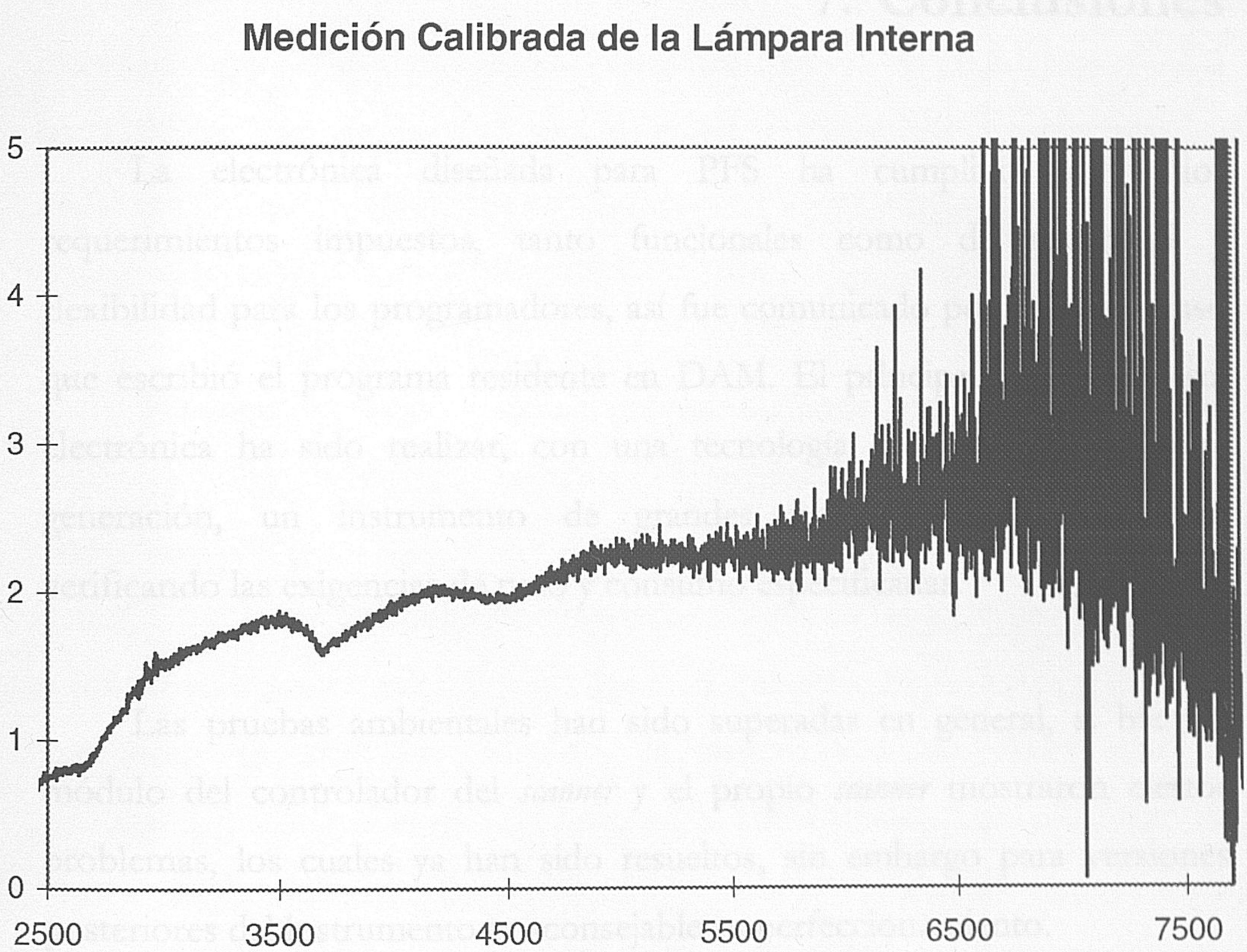
El valor de la relación señal ruido permanece por encima de 10 en todo el rango de número de ondas, para un albedo de 0.4, alcanzando un máximo de 97, y un mínimo de 13. Sin embargo para un albedo de 0.1, como es lógico, estos valores disminuyen a 24 y 3, respectivamente, siendo éste último el peor de los casos y por tanto una buena condición de trabajo para el experimento.

Para las sesiones 5BU, posteriores a las pruebas ambientales, los resultados son de peor calidad que para las sesiones anteriores. El valor máximo alcanzado para un albedo de 0.4 es de 20, y el mínimo para un

albedo de 0.1 es el valor mínimo exigible, 1. Era de esperar que PFS, si hubiese llegado a Marte, hubiera sido capaz de discernir todas las emisiones que le hubiesen alcanzado en cualquier circunstancia.



Para finalizar con la calibración en intensidad del canal SW del PFS, se calcula la emisión de la lámpara de calibración interna, con tal propósito se realiza la media de todas las mediciones de dicha lámpara y se le aplica la función de transferencia, así se obtiene la siguiente curva que serviría de calibración en vuelo:



7. Conclusiones

La electrónica diseñada para PFS ha cumplido todos los requerimientos impuestos, tanto funcionales como de seguridad y flexibilidad para los programadores, así fue comunicado por el colega ruso que escribió el programa residente en DAM. El principal mérito de esta electrónica ha sido realizar, con una tecnología que no es de última generación, un instrumento de grandes prestaciones y novedoso, verificando las exigencias de peso y consumo especificadas.

Las pruebas ambientales han sido superadas en general, si bien el módulo del controlador del *scanner* y el propio *scanner* mostraron ciertos problemas, los cuales ya han sido resueltos, sin embargo para versiones posteriores del instrumento es aconsejable su perfeccionamiento.

Las mediciones del campo de visión han resultado dar unos valores más bajos de los que inicialmente se habían deseado, del orden de 3°, pero el campo de visión resultante es más que suficiente para el cumplimiento de los objetivos científicos del experimento.

Los resultados obtenidos en las calibraciones en intensidad del canal LW de PFS demuestran que el instrumento tiene unas prestaciones adecuadas a las exigencias del experimento, pero que los datos recabados en

las sesiones de calibración no han sido suficientes para un estudio completo en todo el rango de este canal. Esto se debe, en parte, a la premura con que se realizaron las sesiones anteriores y posteriores a las pruebas ambientales, causada por el apretado calendario al que hubo que ceñirse, y llevaron a que la selección de temperaturas para los cuerpos negros no fuese la ideal; y por otra parte, se debe a que el conjunto formado por los cuerpos negros y las condiciones térmicas del PFS en que se realizaron las sesiones no fueron las adecuadas para la calibración en el rango de número de ondas superiores a los 1200 cm^{-1} debido a que, si bien los cuerpos negros podían ser calentados hasta los 300K, el detector se encontraba a una temperatura semejante, con lo que la señal recibida era prácticamente nula.

También se puede concluir que las sesiones correspondientes a la calibración en intensidad de canal SW incurrieron en la falta de una cobertura completa del rango espectral del canal, si bien esta vez fue causada por los problemas que presentó el *scanner* en las sesiones posteriores a las pruebas ambientales, puesto que sí estaba previsto realizar mediciones con lámparas calibradas externas a la cámara de vacío, y de hecho se realizaron, pero la falta de seguridad en la cobertura de todo el campo de visión del instrumento no permiten un estudio exhaustivo de los datos obtenidos. Nuestro colegas rusos realizaron mediciones cualitativas con lámparas calibradas, comprobando la buena respuesta del canal SW en aquellas regiones del espectro que presentaban ciertas dudas.

En general la calibración en intensidad de PFS sí ha demostrado que el instrumento es perfectamente capaz de cumplir con creces los objetivos científicos marcados para este experimento.

En cuanto a la calibración espectral, se podrían calificar de espectaculares los resultados obtenidos relativos a la exactitud en la reproducción de las bandas de absorción, tanto en lo que a concordancia con el número de ondas se refiere, como en la fidelidad en la profundidad de las bandas. La resolución espectral obtenida es coherente con la inicialmente deseada para los estudios a realizar.

En general PFS ha demostrado ser un instrumento de muy altas prestaciones, idóneo para la investigación de la Atmósfera y de la Superficie de Marte en base a la detección remota a bordo de orbitales que en un futuro próximo se dirijan al planeta vecino.

Bibliografía

- Antsaklis P. J. Y Passino K. M.; An introduction to intelligent and autonomous control, Kluwer Academic Publishers, 1993.

- Carr J. J.; Designer's handbook of instrumentation and control circuits, Academic Press, 1991.

- Davies D. W. y col.; Behavior of volatiles in Mars' polar areas: a model incorporating new experimental data, J. Geophys. Res., 82, 3815, 1977.

- Davies D. W.; Water vapour in Mars' arctic: seasonal and spatial variability, J. Geophys. Res., 87, 10.253, 1982.

- Davies D. W; The Mars water cycle, Icarus, 45, 398, 1981.

- Davies D. W; The relative humidity of Mars' atmosphere, J. Geophys. Res., 84, 8335, 1979.

- Ditteon R.; Daily temperature variations on Mars, J. Geophys. Res., 87, 10.197, 1982.

- Eccles W. J.; Microprocessor systems. A 16-bit approach, Addison-Wesley, 1985.

- Edwards D. P.; GENLN2: The new Oxford line-by-line atmospheric radiation/transmittance model. Department of Atmospheric, Oceanic and Planetary Physics, Momorandum No. 87.2, 1987.

• Espenak F. y col.; Ground-based measurements of global distribution of ozone in the atmosphere of Mars, Icarus, 92, 252, 1991.

• Fanale F. P. y col.; Mars: the regolith-atmosphere-cap system and climate change, Icarus, 50, 381, 1982b.

• Fanale F. P. y col.; Seasonal carbon dioxide exchange between the regolith and the atmosphere of Mars: experimental and theoretical studies, J. Geophys. Res., 87, 10.215, 1982a.

• Folts H. C.; Data Communications Standards, McGraw-Hill, 1982.

• Formisano V., Moroz V. y col.; Infrared Spectrometer PFS for the Mars 94 orbiter, Adv. Space Res. Vol. 17, No. 12, pág. (12)61-(12)64, 1996.

• Formisano V., Moroz V. y col.; Planetary Fourier Spectrometer: an interferometer for atmospheric studies on board Mars 94 mission, Il nuovo cimento, vol. 16 C, N. 5, pág. 575-588, 1993.

• Formisano V., Moroz V., y col.; A Michelson interferometer for atmospheric studies on board Mars 94 mission, Report IFSI 91/28, 1991

• Formisano V., Moroz V., y col.; Planetary Fourier Spectrometer: A Michelson Interferometer for Atmospheric Studies on Board Mars'94 Mission; Report IFSI-90-37, 1990.

• Hanel R. A., Contath B. J., Jennings D. E. y Samuelson R. E.; Exploration of the Solar System by infrared remote sensing; Cambridge University Press, 1992.

• Hanel R. y col.; Investigations of the Martian environment by infrared spectroscopy on Mariner 9, Icarus, 17 , pág. 423-442, 1972a.

• Hanel R. y col.; Mariner 9 Michelson interferometer, Applied Optics vol. 11 No. 11, pág. 2625-2634, 1972.

• Harris; Microprocessor Products, for commercial and military digital applications.

• Hirsch H., Adriani A. y col.; PFS Planetary Fourier Spectrometer for the Mars 94 mission, SPIE vol. 1780 Lens and Optical system design, pág. 677-685, 1992.

• Hirsch H., Arnold G. y col.; Optical definition of the Planetary Fourier Spectrometer (PFS): an FTIR spectrometer for the Mars'94 mission, SPIE vol. 2268, Infrared Spaceborne Remote Sensing, 1994.

• Kieffer H. H., Jakosky B. M., Snyder C. W y Matthews M. S.; Mars, The University of Arizona Press, 1992.

• Maguire W. C.; Martian isotopic ratios and upper limits for possible minor constituents as derived from Mariner 9 infrared spectrometer data, Icarus, 32, 85, 1977.

• McElroy M. y col.; Photochemistry and evolution of Mars' atmosphere: a Viking perspective, J. Geophys. Res., 82, 4379, 1977.

• Palomba E., Colangeli L. y col.; The espectroscopic performances of the Planetary Fourier Spectrometer for Mars'96 mission, Planet Space Sci., Vol 45, 1997.

• Palomba E.; Calibrazione di uno spettrometro di Fourier per lo studio della superficie e dell'atmosfera del pianeta Marte, Tesi di Laurea, 1995.

• Prieto E. y Ortega J.; Estructura y Funcionamiento de Microprocesadores, 1987.

• Rothman y col.; The HITRAN database: Editions of 1991 and 1992. J. Quant. Speectrosc. Transfer. 48, pág. 469-507, 1992.

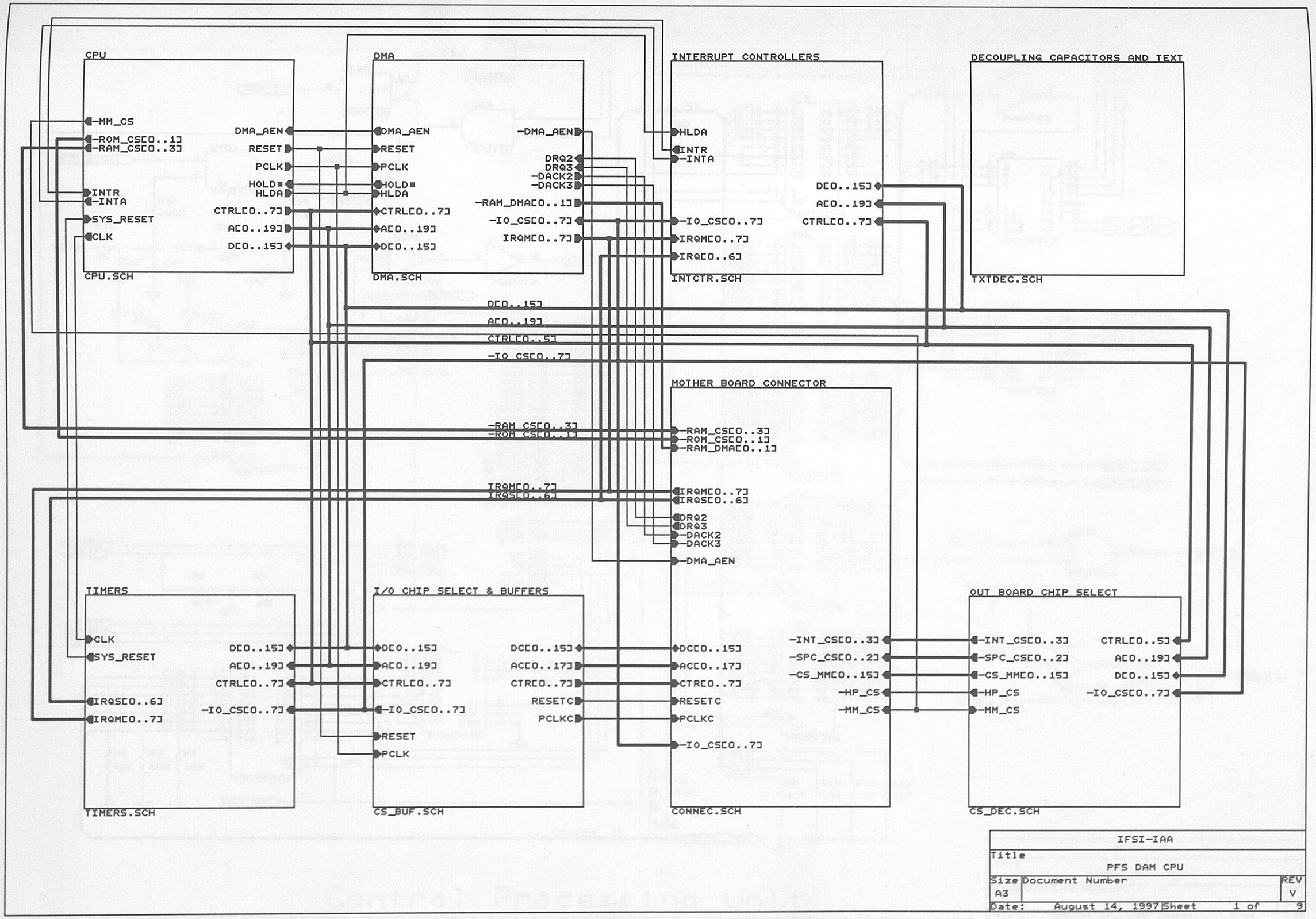
• Szymansky H.; Interpreted infrared spectra, Plenum press, 1964.

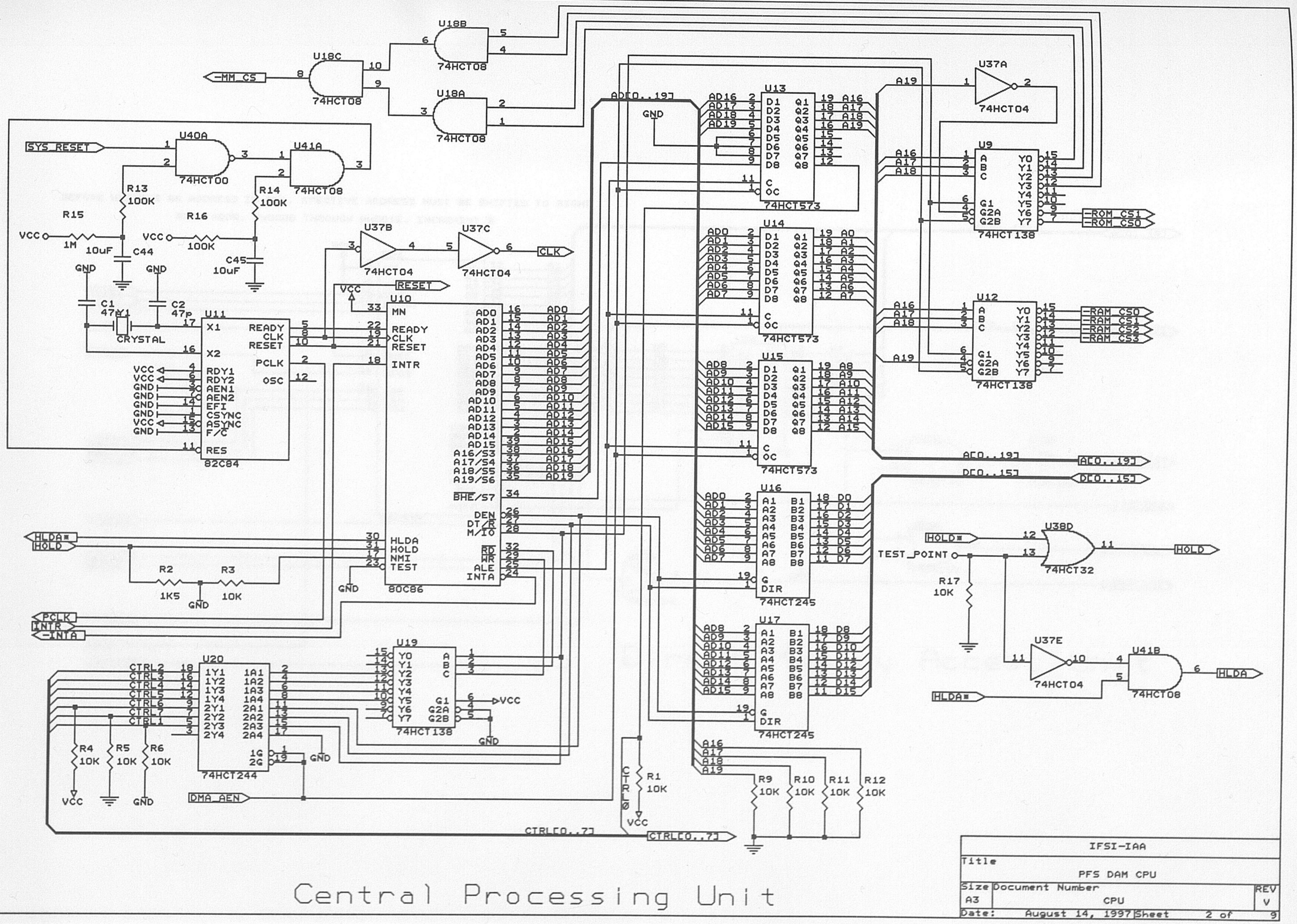
• Thorne P. A.; Spectrophysics, Chapman and Hall, 1988.

• Wyatt C.; Radiometric Calibration: Theory and Methods, Academic Press, Inc., 1978.

• Zissis G. J.; The infrared & Electro-Optical Systems Handbook: Sources of Radiation, ERIM & SPIE Press, 1978.

Apéndice A


CPU
-MM_CS
-ROM_CS[0..1]
-RAM_CS[0..3]
INTR
-INTA
SYS_RESET
CLK
DMA_AEN
RESET
PCLK
HOLD*
HLDA
CTRL[0..7]
A[0..19]
D[0..15]
CPU.SCH
DMA
DMA_AEN
RESET
PCLK
HOLD*
HLDA
CTRL[0..7]
A[0..19]
D[0..15]
-DMA_AEN
DRQ2
DRQ3
-DACK2
-DACK3
-RAM_DMA[0..1]
-IO_CS[0..7]
IRQM[0..7]
DMA.SCH
INTERRUPT CONTROLLERS
HLDA
INTR
-INTA
-IO_CS[0..7]
IRQM[0..7]
IRQ[0..6]
D[0..15]
A[0..19]
CTRL[0..7]
INTCTR.SCH
DECOUPLING CAPACITORS AND TEXT
TXTDEC.SCH
D[0..15]
A[0..19]
CTRL[0..5]
-IO_CS[0..7]
MOTHER BOARD CONNECTOR
-RAM_CS[0..3]
-ROM_CS[0..1]
-RAM_DMA[0..1]
IRQM[0..7]
IRQS[0..6]
DRQ2
DRQ3
-DACK2
-DACK3
-DMA_AEN
-INT_CS[0..3]
-SPC_CS[0..2]
-CS_MM[0..15]
-HP_CS
-MM_CS
TIMERS
CLK
SYS_RESET
IRQS[0..6]
IRQM[0..7]
D[0..15]
A[0..19]
CTRL[0..7]
-IO_CS[0..7]
TIMERS.SCH
I/O CHIP SELECT & BUFFERS
D[0..15]
A[0..19]
CTRL[0..7]
-IO_CS[0..7]
RESET
PCLK
D[0..15]
A[0..17]
CTR[0..7]
RESETC
PCLKC
CS_BUF.SCH
D[0..15]
A[0..17]
CTR[0..7]
RESETC
PCLKC
-IO_CS[0..7]
CONNEC.SCH
OUT BOARD CHIP SELECT
-INT_CS[0..3]
-SPC_CS[0..2]
-CS_MM[0..15]
-HP_CS
-MM_CS
CTRL[0..5]
A[0..19]
D[0..15]
-IO_CS[0..7]
CS_DEC.SCH
IFSI-IAA
Title
PFS DAM CPU
Size
A3
Document Number
REV
V
Date: August 14, 1997
Sheet 1 of 9

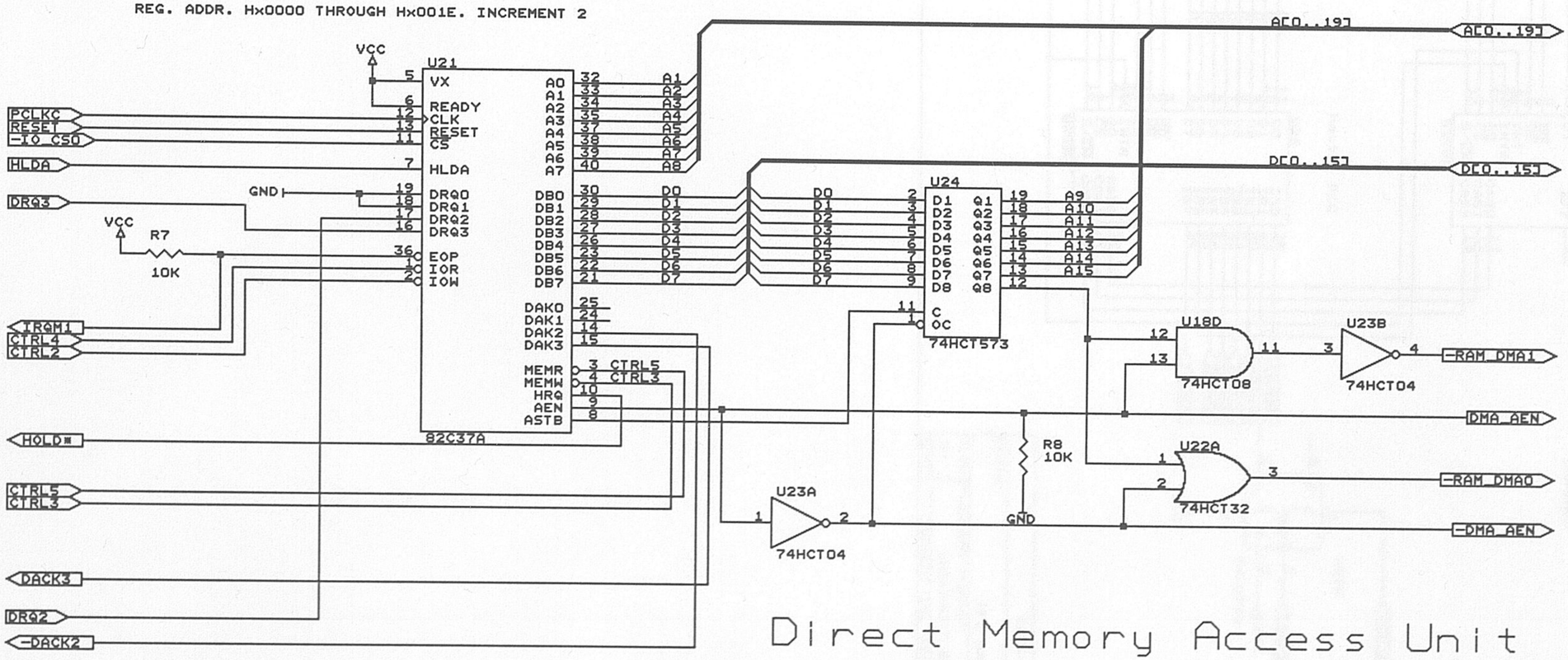


Central Processing Unit

IFSI-IAA		
Title: PFS DAM CPU		
Size: A3	Document Number: CPU	REV: V
Date: August 14, 1997	Sheet 2 of 9	

BEFORE WRITING AN ADDRESS IN DMA, EFECTIVE ADDRESS MUST BE SHIFTED TO RIGHT

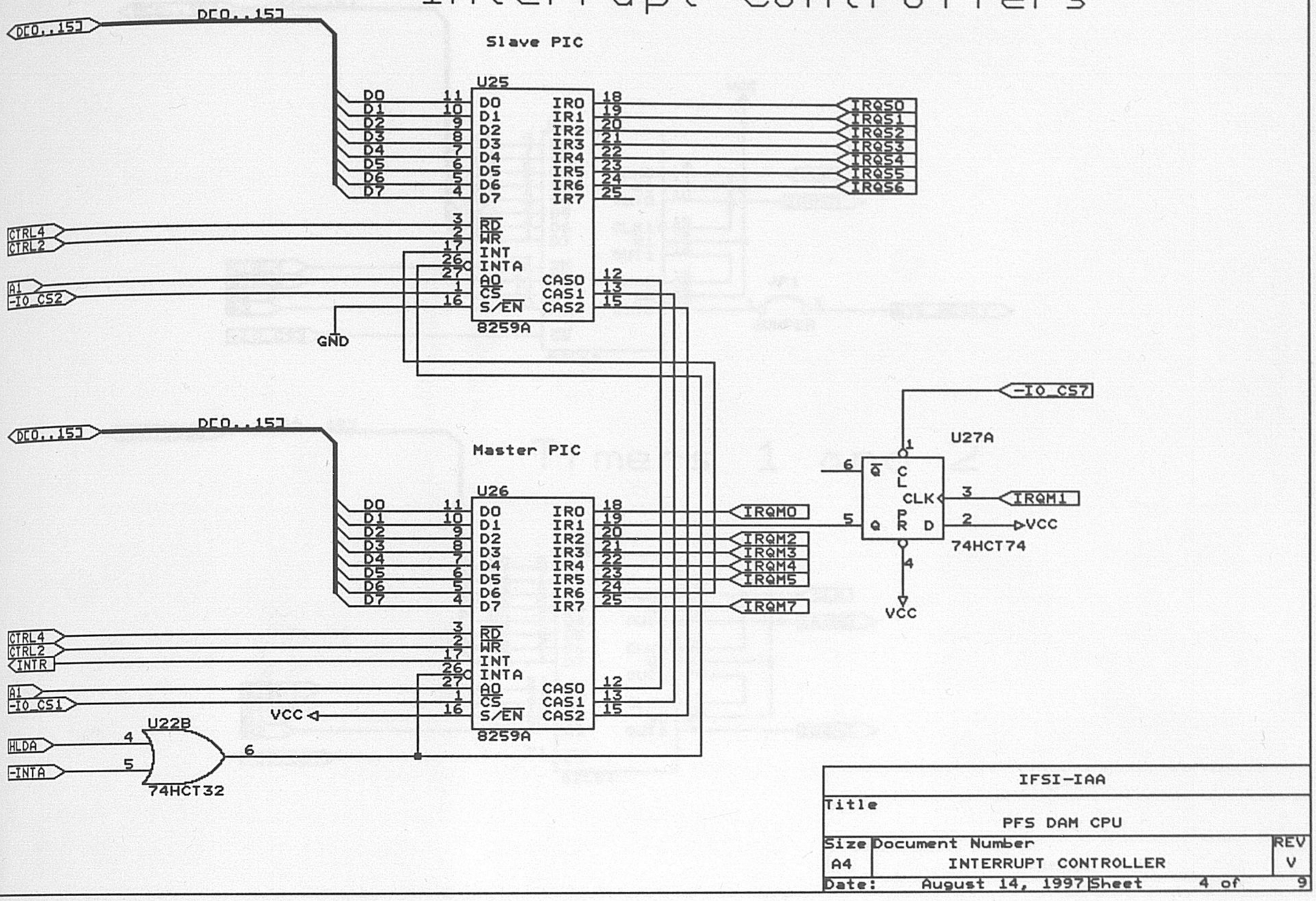
REG. ADDR. Hx0000 THROUGH Hx001E. INCREMENT 2



Direct Memory Access Unit

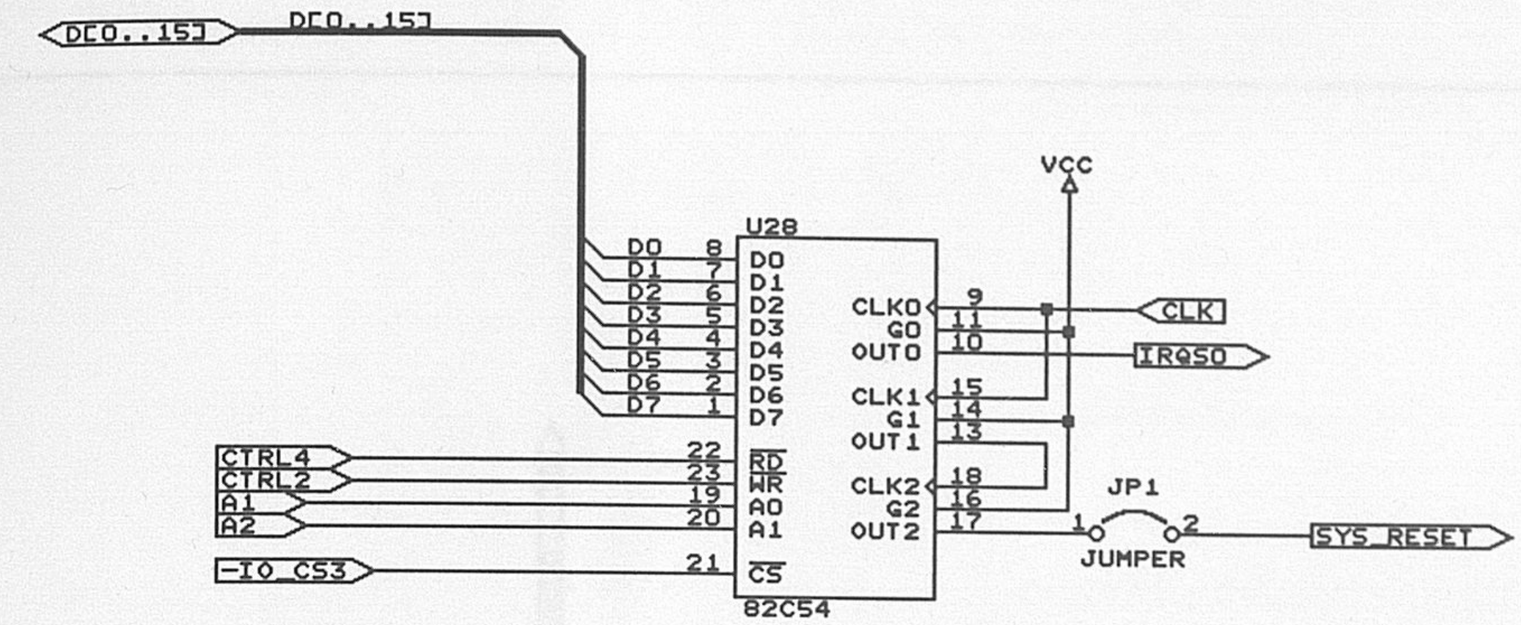
IFSI-IAA		
Title: PFS DAM CPU		
Size: A3	Document Number: DMA	REV: V
Date: August 14, 1997	Sheet 3 of 9	

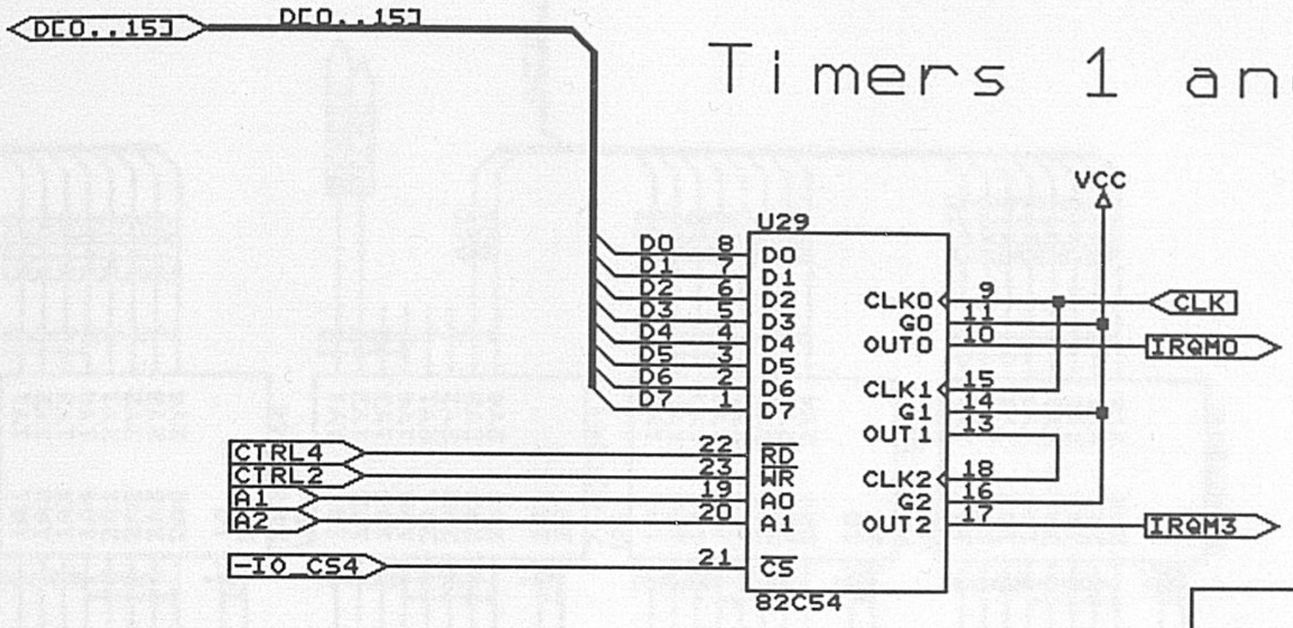
Interrupt Controllers



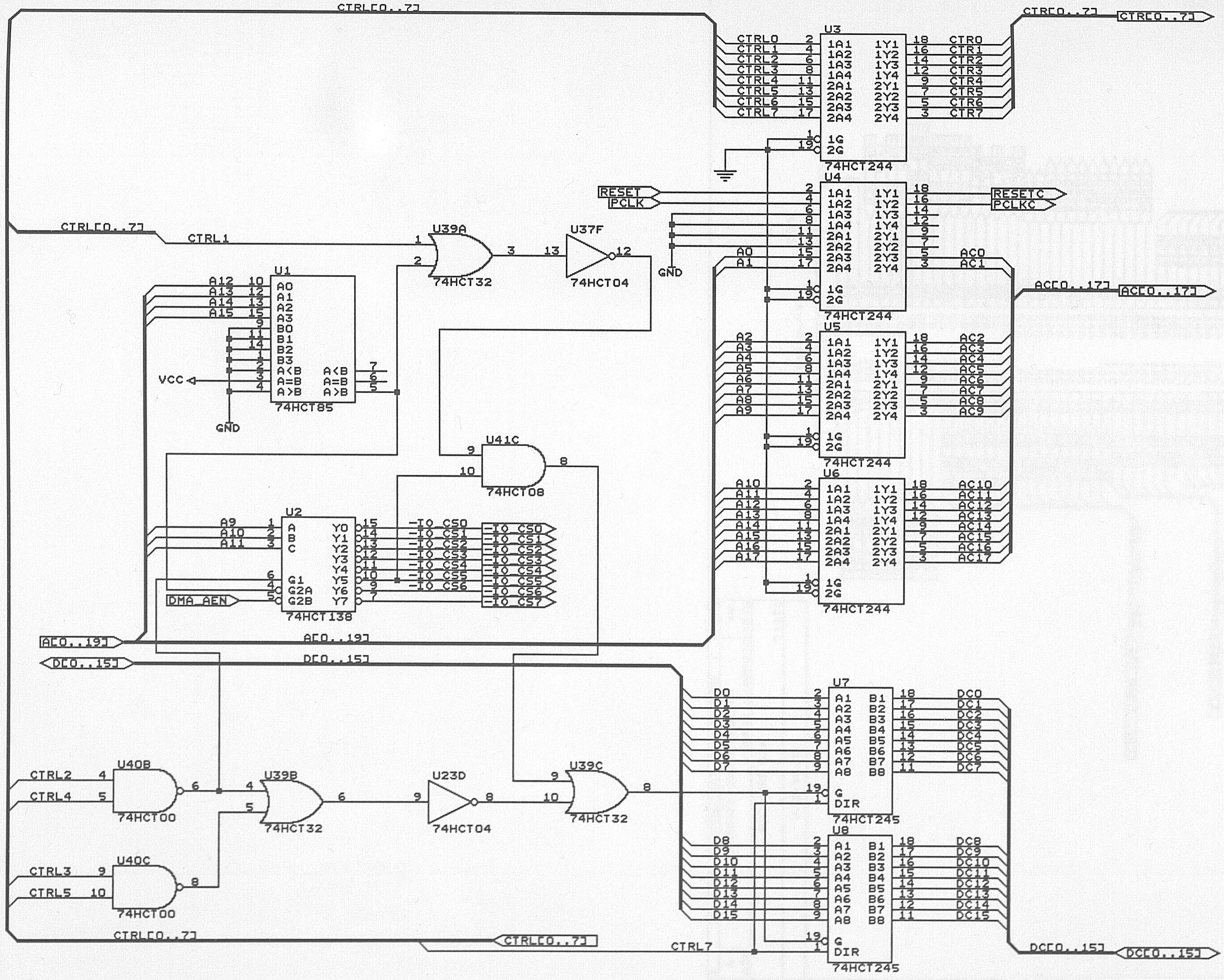
IFSI-IAA		
Title: PFS DAM CPU		
Size: A4	Document Number: INTERRUPT CONTROLLER	REV: V
Date: August 14, 1997	Sheet 4 of 9	

Timers 1 and 2





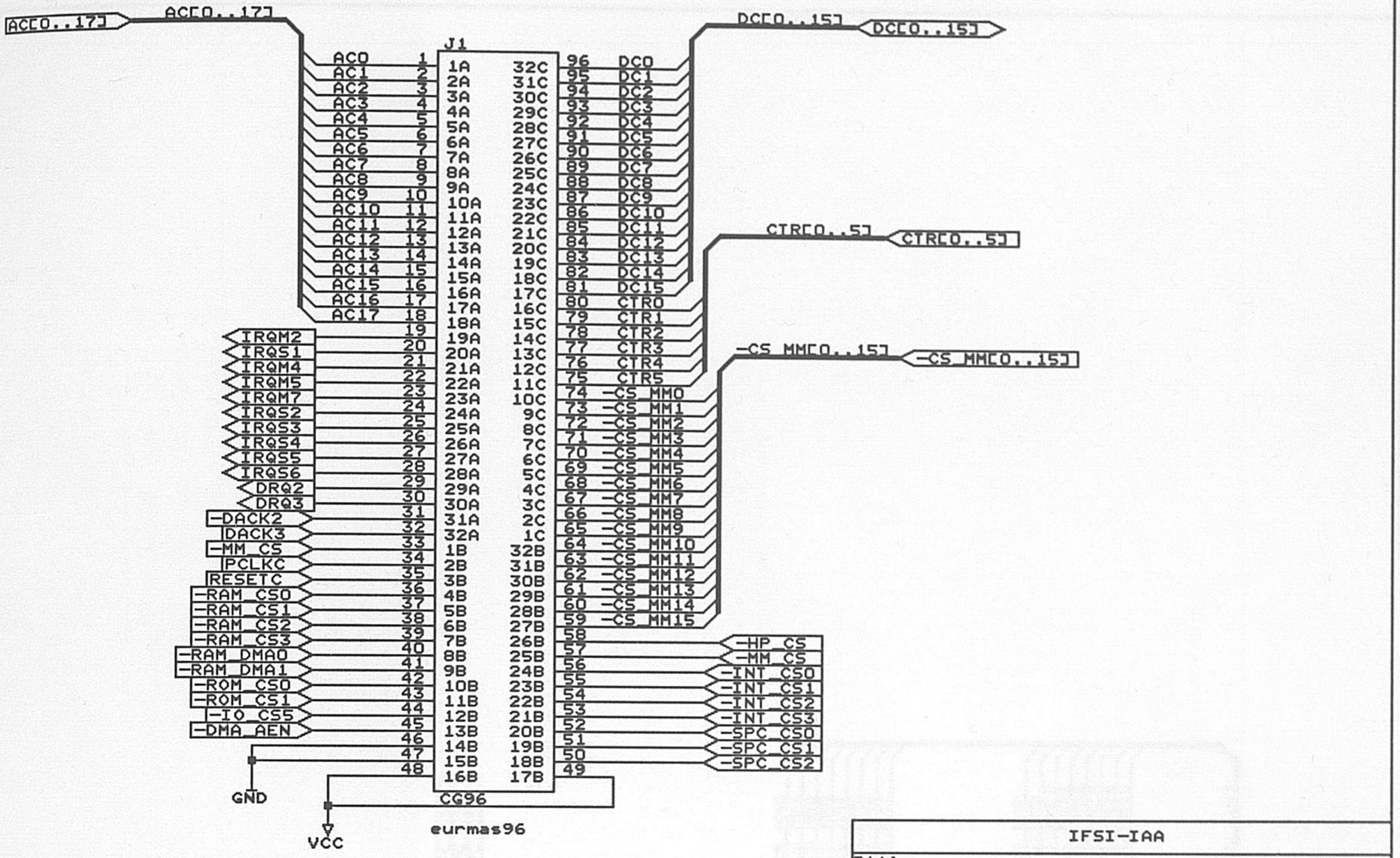
IFSI-IAA		
Title: PFS DAM CPU		
Size: A4	Document Number: TIMERS	REV: V
Date: August 14, 1997	Sheet 5 of 9	



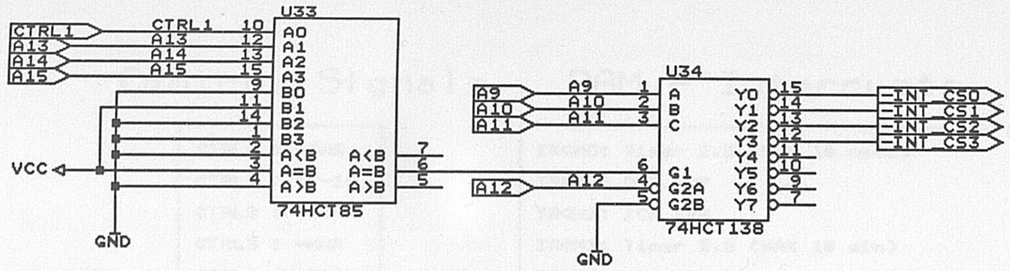
Chip-Select Decoder
Buffers to the M.B. Connector

IFSI-IAA		
Title: PFS DAM CPU		
Size: A3	Document Number: I/O CHIP SELECT & BUFFERS	REV: V
Date: August 14, 1997	Sheet 6 of 9	

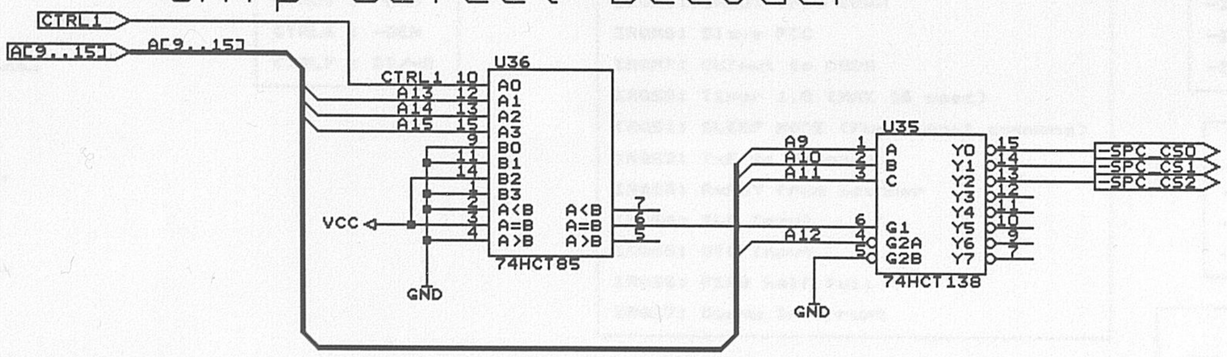
Mother Board Connector



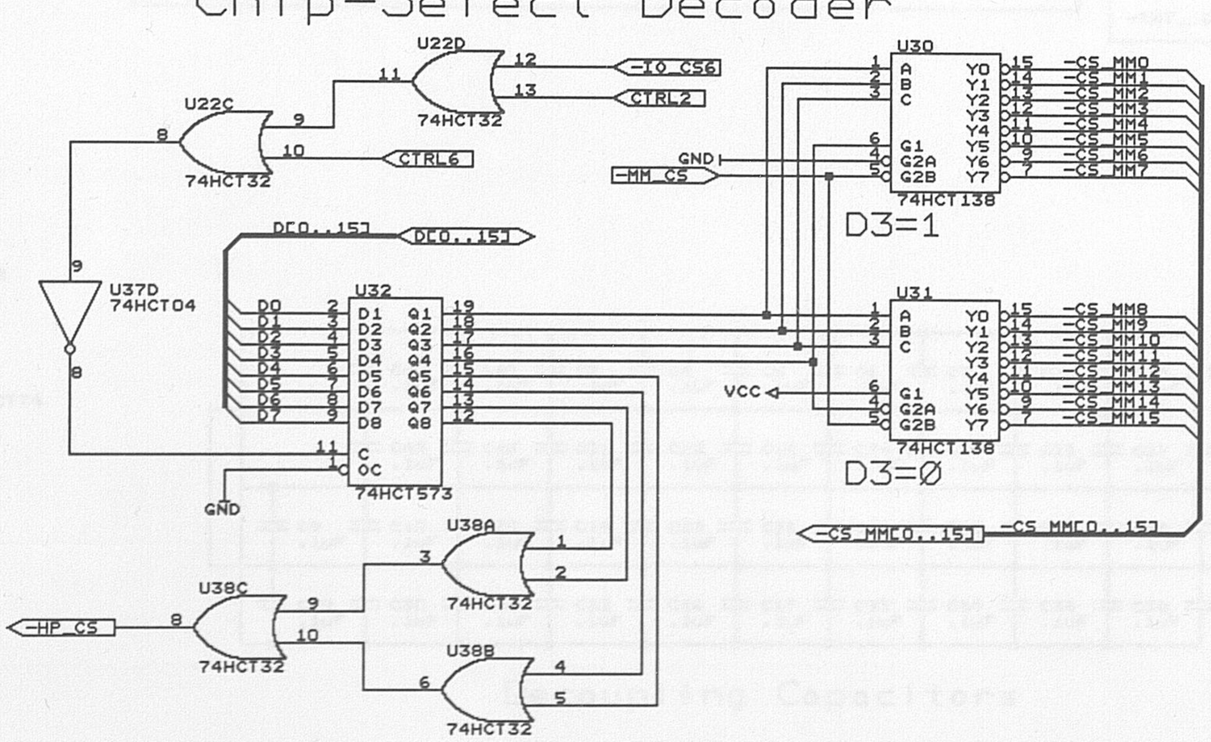
IFSI-IAA		
Title: PFS DAM CPU		
Size: A4	Document Number: MOTHER BOARD CONNECTOR	REV: V
Date: August 14, 1997	Sheet 7 of 9	



Chip-Select Decoder

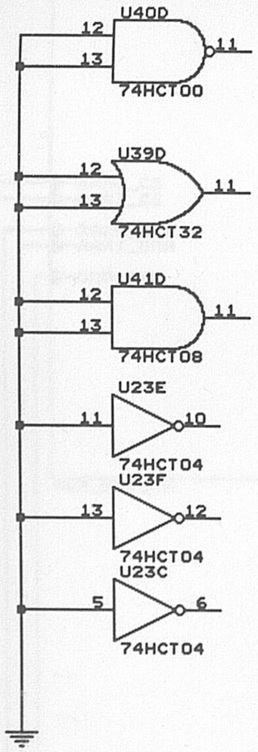


Chip-Select Decoder



Mass Memory Bank Chip-Select

IFSI-IAA		
Title: PFS DAM CPU		
Size: A3	Document Number: OUT BOARD CHIP SELECT	REV: V
Date: August 14, 1997	Sheet 8 of 9	



Control Signals

CTRL0 :	-BHE
CTRL1 :	M/-IO
CTRL2 :	-IOWR
CTRL3 :	-MWR
CTRL4 :	-IORD
CTRL5 :	-MRD
CTRL6 :	-DEN
CTRL7 :	DT/-R

DAM - Interrupts

IRQM0:	Timer 2.0 (MAX 16 msec)
IRQM1:	DMA_EOP
IRQM2:	ICM_IRQ
IRQM3:	Timer 2.2 (MAX 18 min)
IRQM4:	Hamming proc request
IRQM5:	INput from OBDM
IRQM6:	Slave PIC
IRQM7:	OUTput to OBDM
IRQS0:	Timer 1.0 (MAX 16 msec)
IRQS1:	SLEEP MODE (Functional command)
IRQS2:	TxE to Scanner
IRQS3:	RxRDY from Scanner
IRQS4:	TLC Input
IRQS5:	BTC Input
IRQS6:	FIFO half full
IRQS7:	Dummy Interrupt

DAM - Chip Select

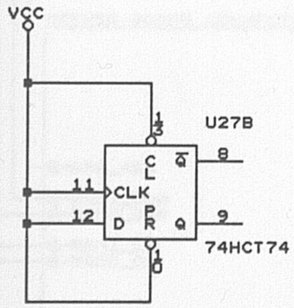
-IO_CS0:	Hx0000 - Hx001E	DMA
-IO_CS1:	Hx0200 - Hx0202	PIC-Master
-IO_CS2:	Hx0400 - Hx0402	PIC-Slave
-IO_CS3:	Hx0600 - Hx0606	Timer 1
-IO_CS4:	Hx0800 - HX0806	Timer 2
-IO_CS5:	Hx0A00 - HxOAFE	ICM Slow
-IO_CS6:	Hx0C00 - HxOCFE	MM Code
-IO_CS7:	HxCE00 - HxCEFE	Unused

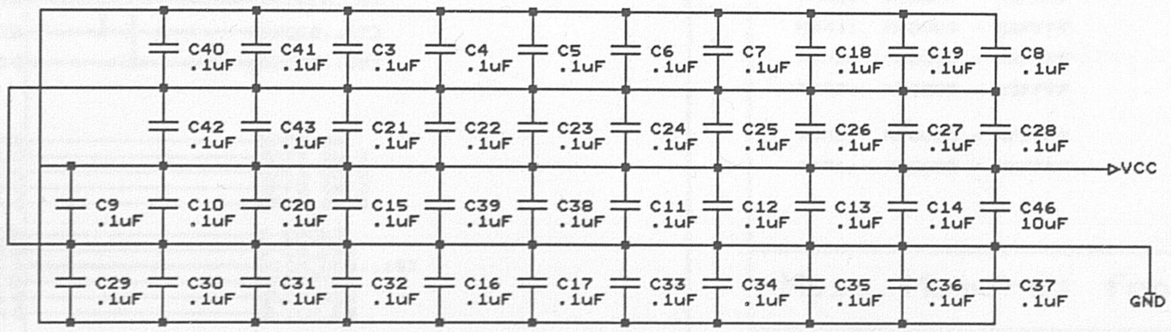
Board address: H04000 - H04FFF

-SPC_CS0 :	Telecom Reception: H04000
-SPC_CS1 :	Time Reception: H04200
-SPC_CS2 :	Telemetry (FIFO): H04400

	H02000 - H02FFF: Board
-INT_ CS0:	H02000 - H02002: Serial Port
-INT_ CS1:	H02200 - H02206: Power Supply Port
-INT_ CS2:	H02400 - H02406: OBDM Port
-INT_ CS3:	H02600 - H02606: Mass Memory Power Port

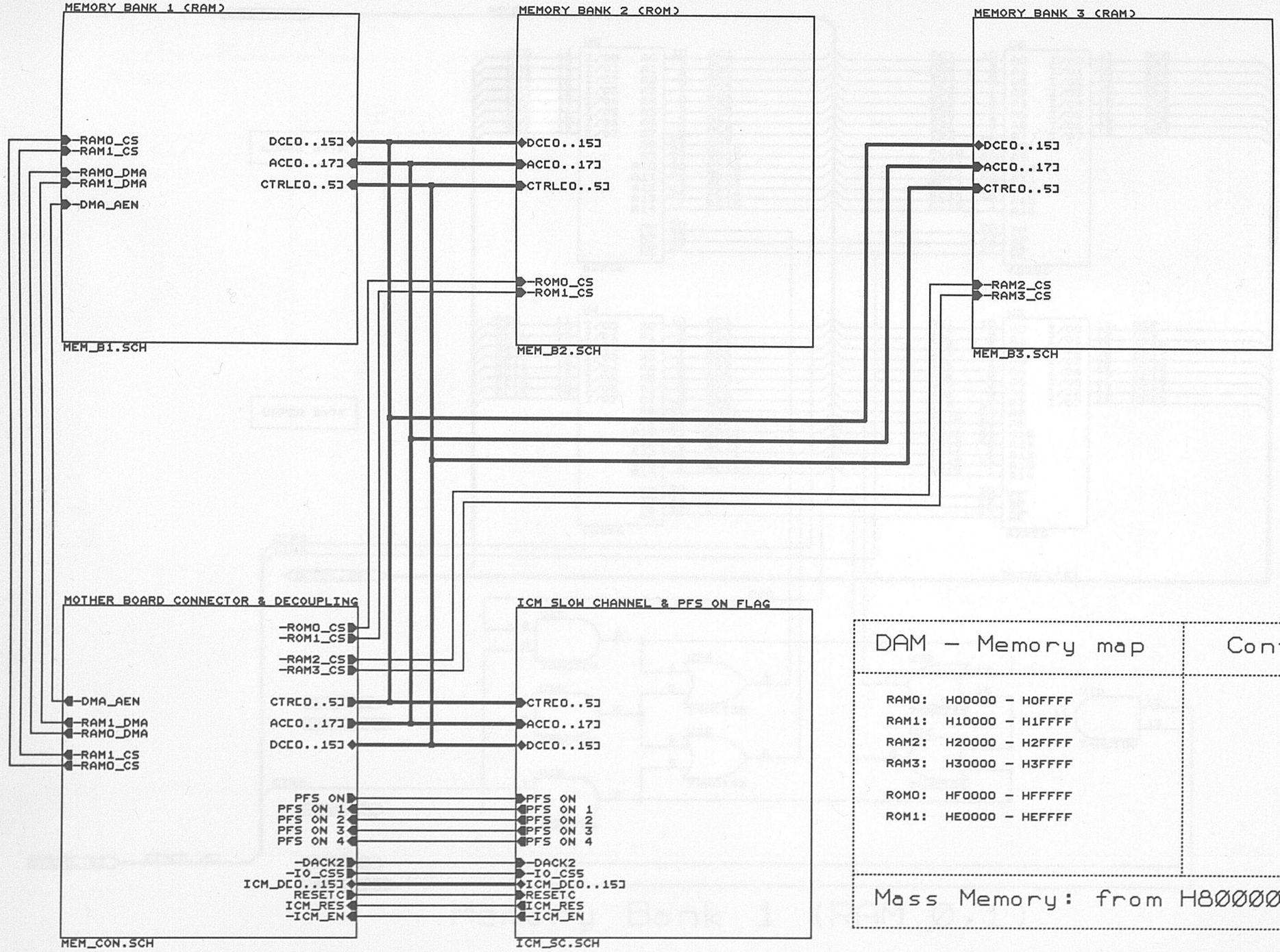
ADDRESSES MUST BE EVEN IN THE I/O MAP





Decoupling Capacitors

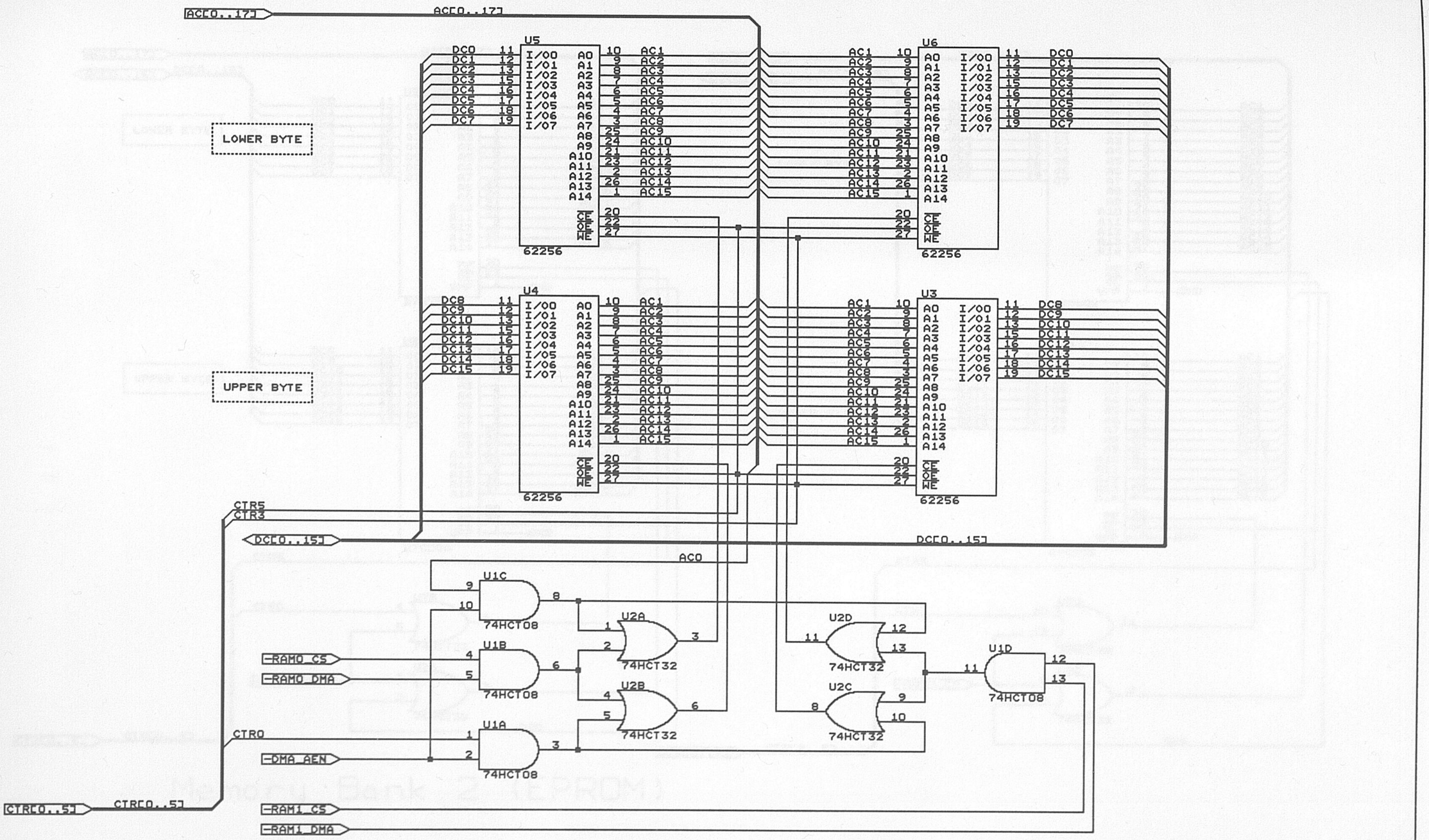
IFSI-IAA		
Title: PFS DAM CPU		
Size: A3	Document Number: DECOUPLING & TEXT	REV: V
Date: August 14, 1997	Sheet 9 of 9	



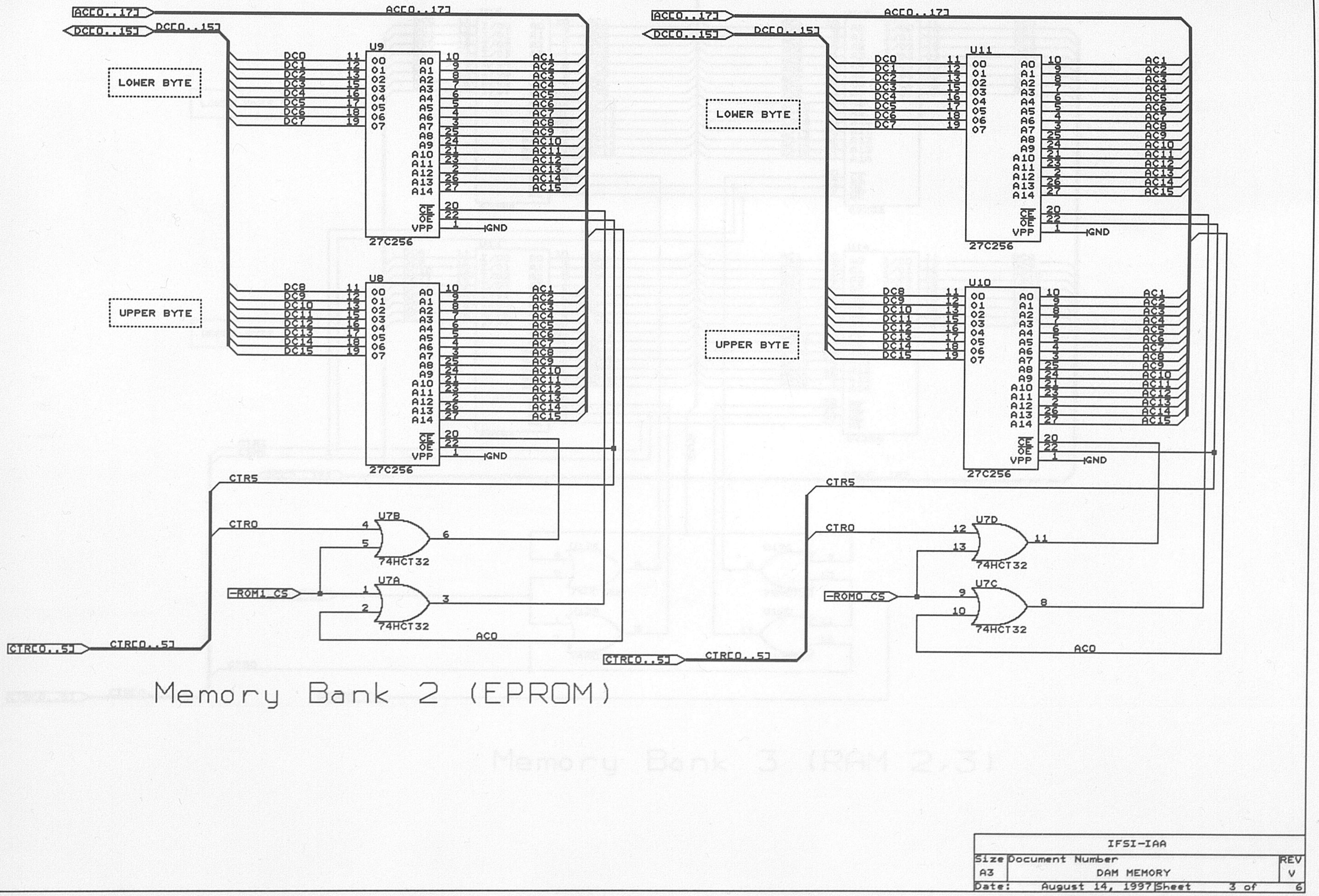
DAM - Memory map		Control Signals
RAM0:	H00000 - H0FFFF	CTR0 : -BHE
RAM1:	H10000 - H1FFFF	CTR1 : M/-IO
RAM2:	H20000 - H2FFFF	CTR2 : -IOWR
RAM3:	H30000 - H3FFFF	CTR3 : -MWR
ROM0:	HF0000 - HFFFFF	CTR4 : -IORD
ROM1:	HE0000 - HEFFFF	CTR5 : -MRD
		CTR6 : -DEN
		CTR7 : DT/-R

Mass Memory: from H80000 to HBFFFF

IFSI-IAA		
Title: DAM MEMORY		
Size: A3	Document Number	REV: V
Date: August 14, 1997	Sheet 1 of 6	

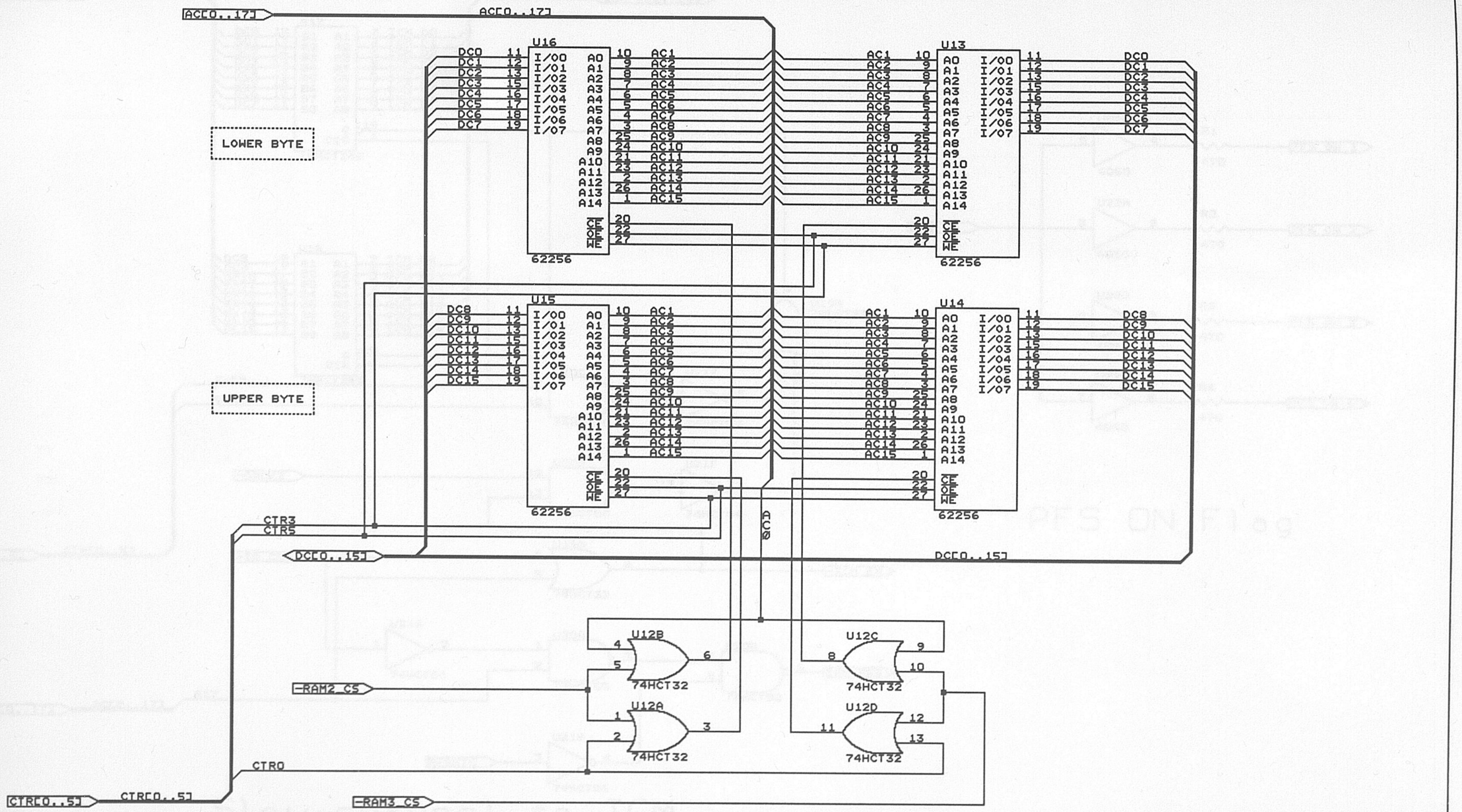


IFSI-IAA		
Size A3	Document Number DAM MEMORY	REV V
Date: August 14, 1997	Sheet 2 of 6	



Memory Bank 2 (EPROM)

IFSI-IAA		
Size A3	Document Number DAM MEMORY	REV V
Date: August 14, 1997	Sheet 3 of 6	

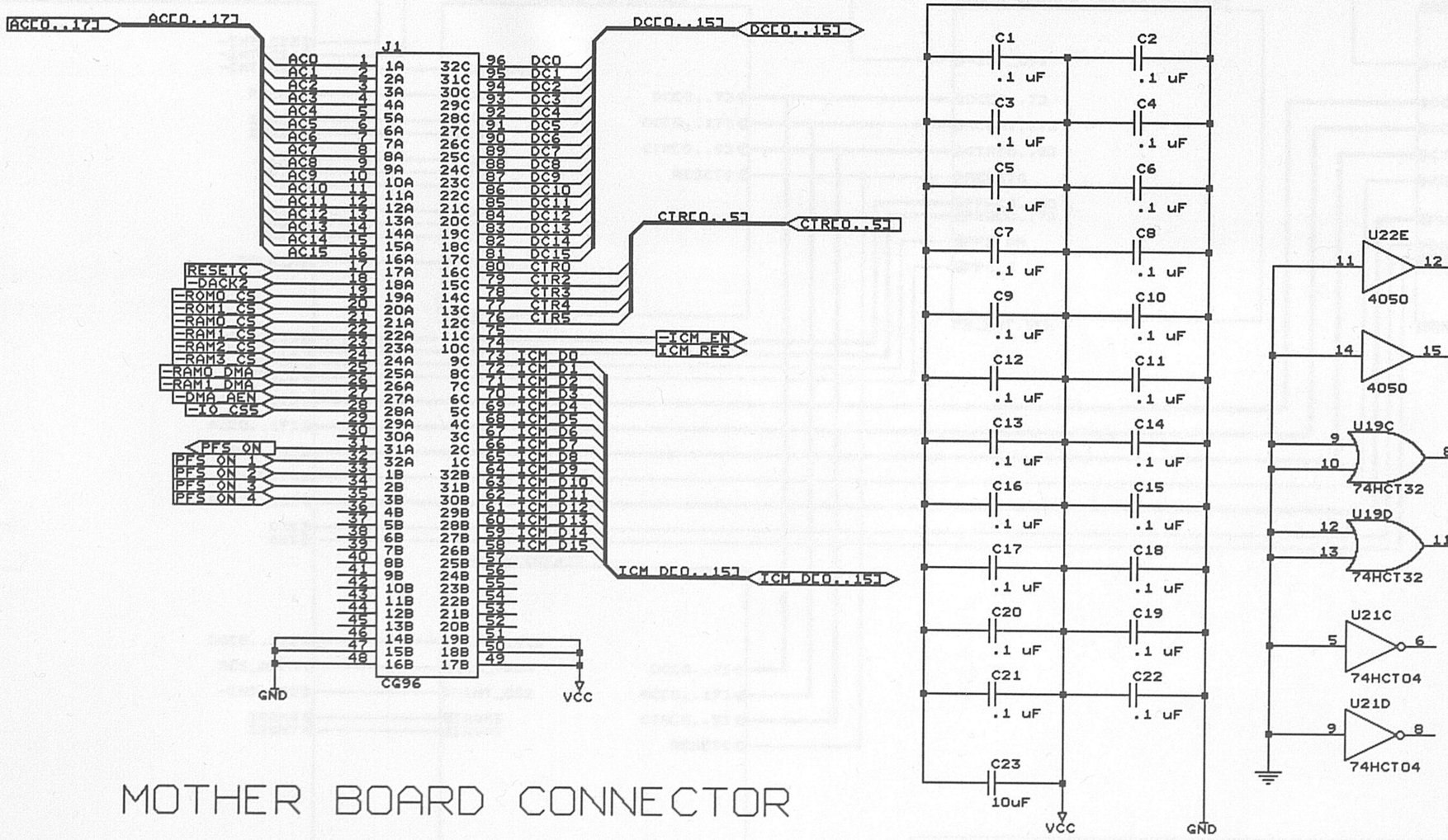


Memory Bank 3 (RAM 2,3)

IFSI-IAA		
Size A3	Document Number DAM MEMORY	REV V
Date: August 14, 1997	Sheet 4 of 6	

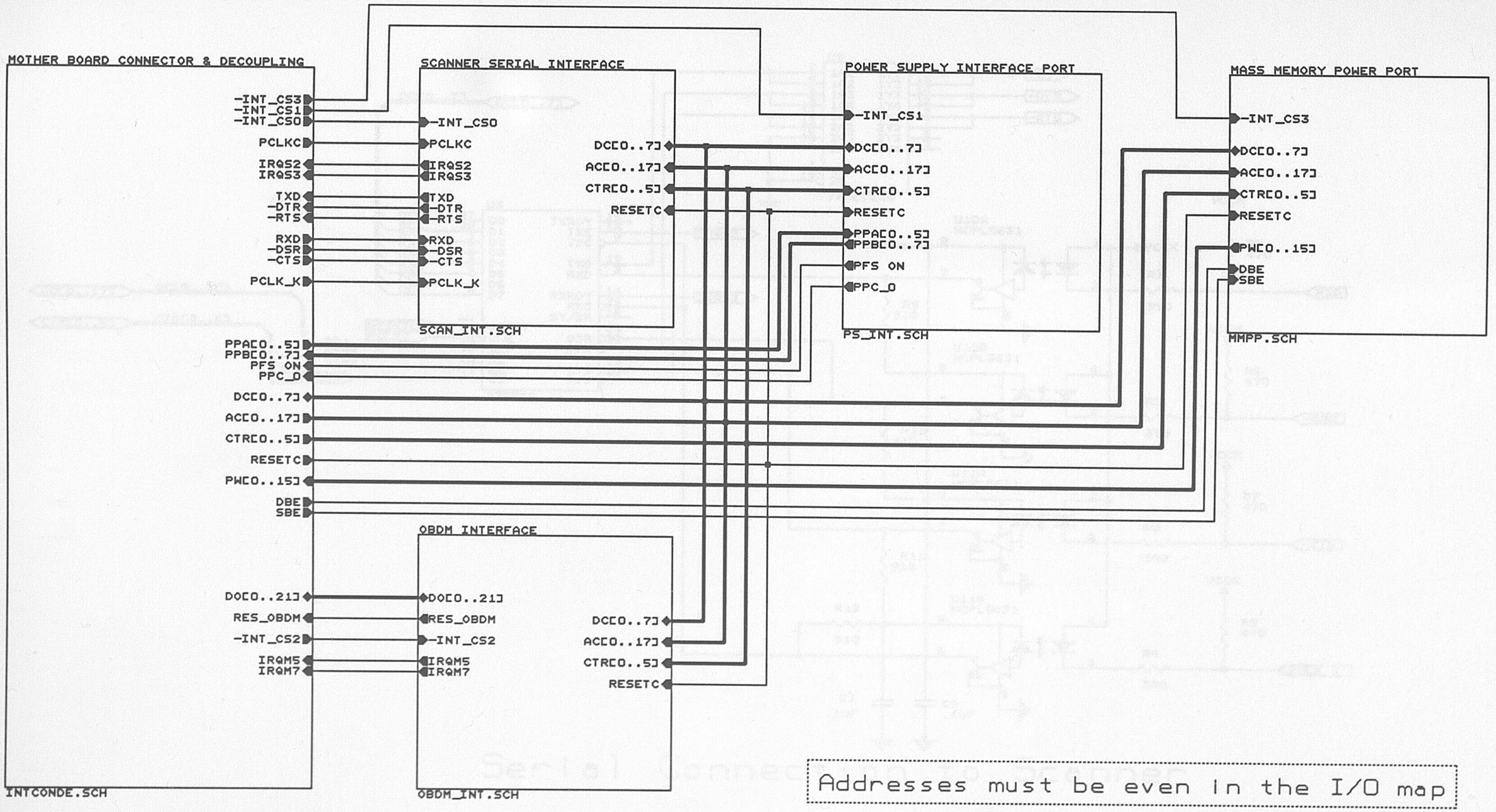
DCI0..15J
DCI0..15J
ICM_DI0..15J
ICM_DI0..15J
U17
DC0 18
DC1 17
DC2 16
DC3 15
DC4 14
DC5 13
DC6 12
DC7 11
B1 A1
B2 A2
B3 A3
B4 A4
B5 A5
B6 A6
B7 A7
B8 A8
G 19
DIR 1
2 ICM_D0
3 ICM_D1
4 ICM_D2
5 ICM_D3
6 ICM_D4
7 ICM_D5
8 ICM_D6
9 ICM_D7
74HCT245
U18
DC8 18
DC9 17
DC10 16
DC11 15
DC12 14
DC13 13
DC14 12
DC15 11
B1 A1
B2 A2
B3 A3
B4 A4
B5 A5
B6 A6
B7 A7
B8 A8
G 19
DIR 1
2 ICM_D8
3 ICM_D9
4 ICM_D10
5 ICM_D11
6 ICM_D12
7 ICM_D13
8 ICM_D14
9 ICM_D15
74HCT245
CIR2
CIR4
U20C
9
10
8
74HCT00
U21E
11
10
74HCT04
U19A
74HCT32
3
1
2
-DACK2
U20D
12
13
11
74HCT00
U21F
13
12
74HCT04
CIRCI0..5J
CIRCI0..5J
-IO CS5
U19B
4
5
6
74HCT32
-ICM_EN
U21A
1
2
74HCT04
U20A
1
2
3
74HCT00
U20B
4
5
6
74HCT00
ICM_RES
ACI0..17J
ACI0..17J
AC7
RESETC
U21B
3
4
74HCT04
Slow channel to ICM
U22B
5
4
4050
R1
470
PFS_ON_1
PFS_ON
U22A
3
2
4050
R2
470
PFS_ON_2
U22D
9
10
4050
R3
470
PFS_ON_3
U22C
7
6
4050
R4
470
PFS_ON_4
PFS ON Flag

IFSI-IAA		
Size A3	Document Number DAM MEMORY	REV V
Date: August 14, 1997	Sheet 5 of 6	



MOTHER BOARD CONNECTOR

IFSI-IAA		
Size A3	Document Number DAM MEMORY	REV V
Date: August 14, 1997	Sheet 6 of 6	



Addresses must be even in the I/O map

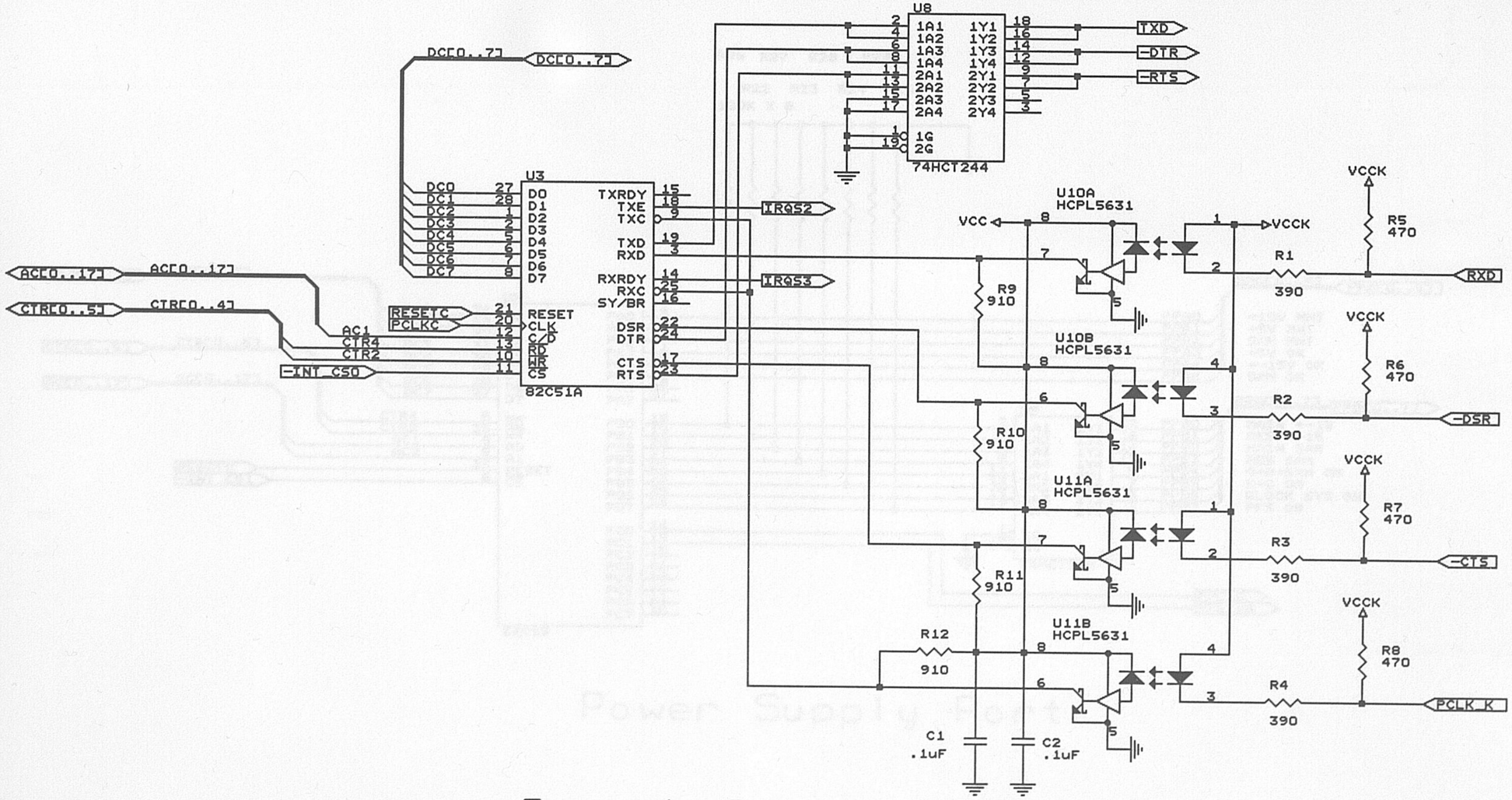
Control Signals

CTRL0 : -BHE
CTRL1 : M/-IO
CTRL2 : -IOWR
CTRL3 : -MWR
CTRL4 : -IORD
CTRL5 : -MRD
CTRL6 : -DEN
CTRL7 : DT/-R

H02000 - H02FFF: Board
-INT_ CS0: H02000 - H02002: Serial Port
-INT_ CS1: H02200 - H02206: Power Supply Port
-INT_ CS2: H02400 - H02406: 0BDM Port
-INT_ CS3: H02600 - H02606: Mass Memory Power Port

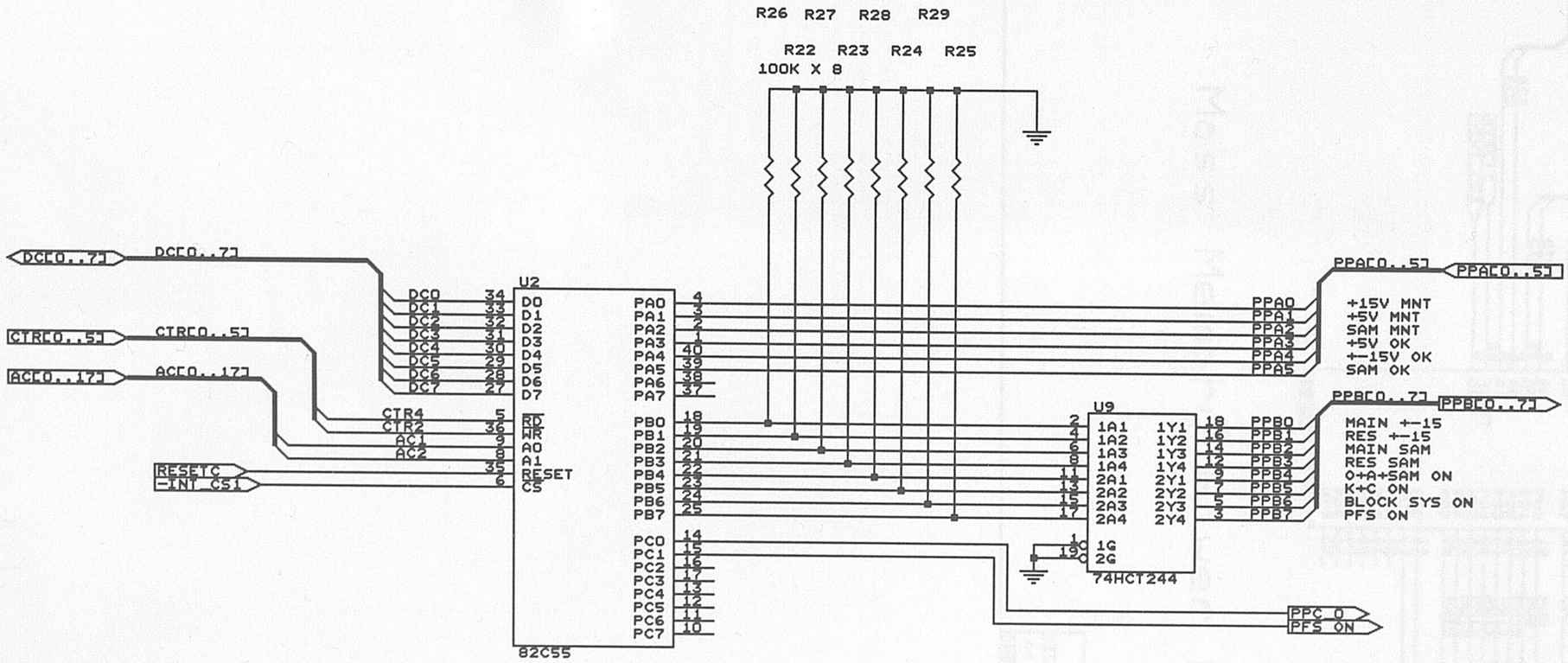
IFSI-IAAIFSI-IAA

Size	Document Number	REV
A3	DAM INTERFACE	VV
Date: August 14, 1997	Sheet 1 of 6	



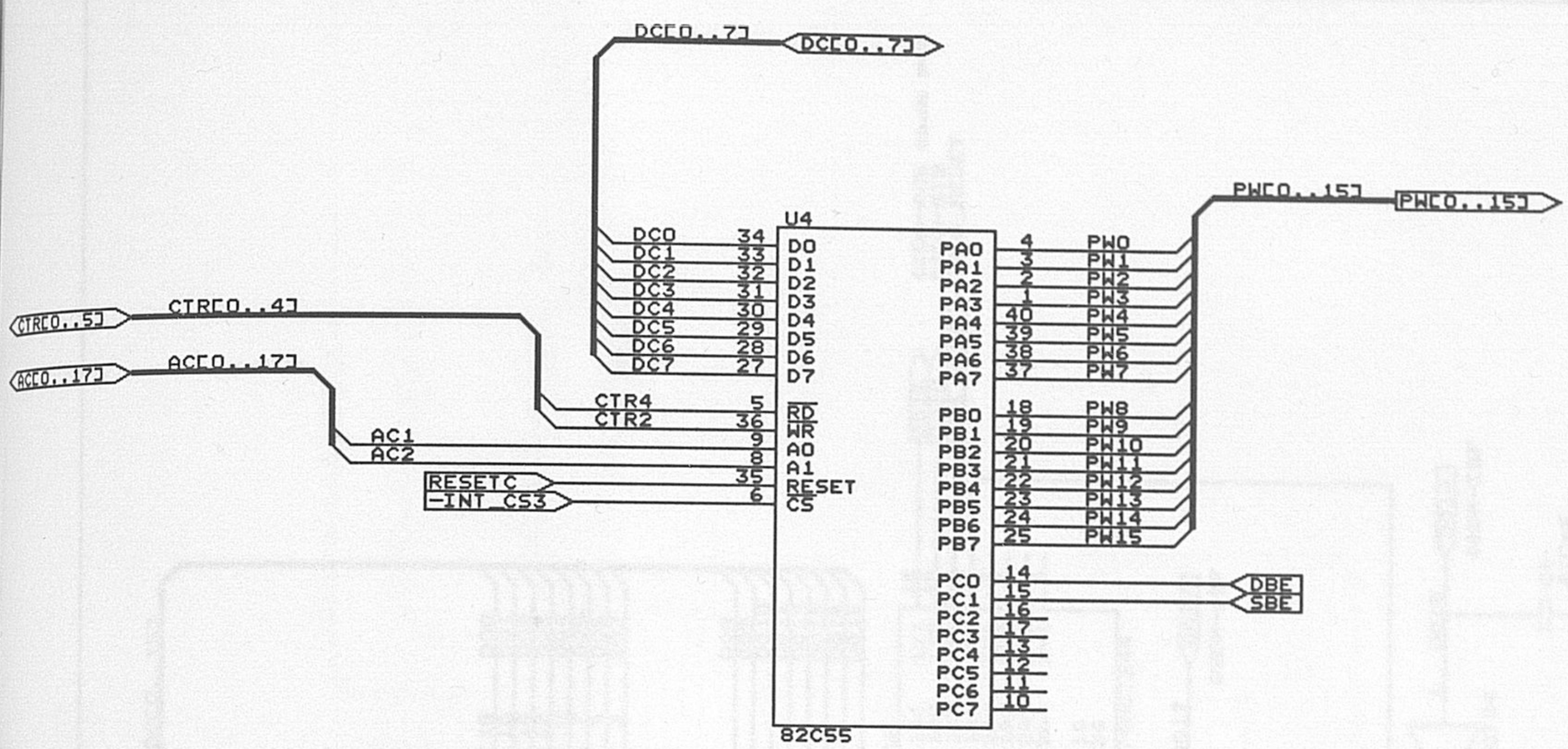
Serial Connection to Scanner

IFSI-IAA		
Size A3	Document Number DAM INTERFACE	REV V
Date: August 14, 1997	Sheet 2 of 6	



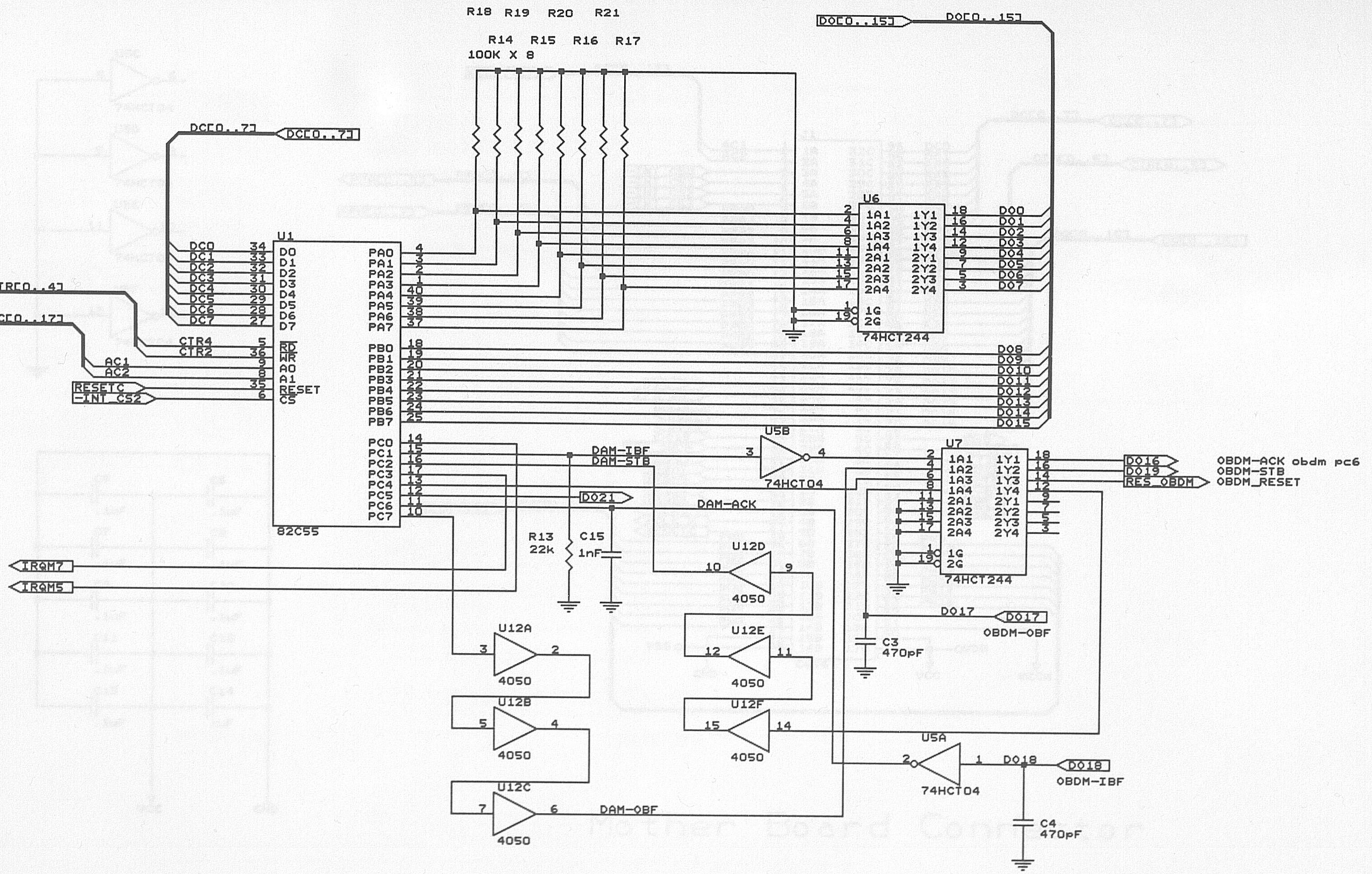
Power Supply Port

IFSI-IAA		
Size A3	Document Number DAM INTERFACE	REV V
Date: August 14, 1997	Sheet 3 of 6	



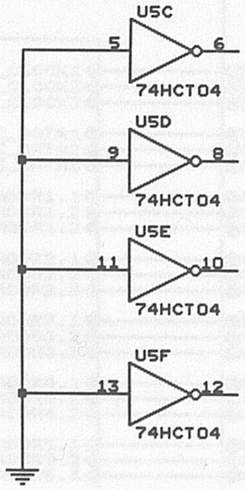
Mass Memory Power Port

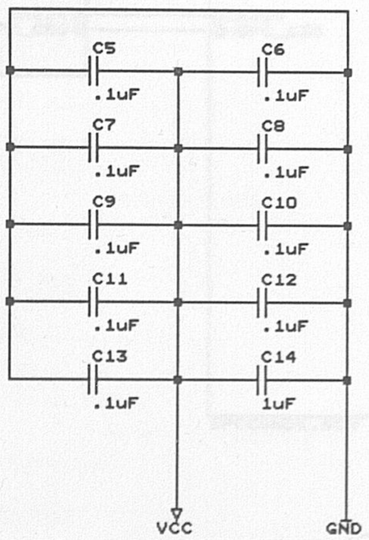
IFSI-IAA		
Size A4	Document Number DAM INTERFACE	REV V
Date: August 14, 1997	Sheet 4 of 6	



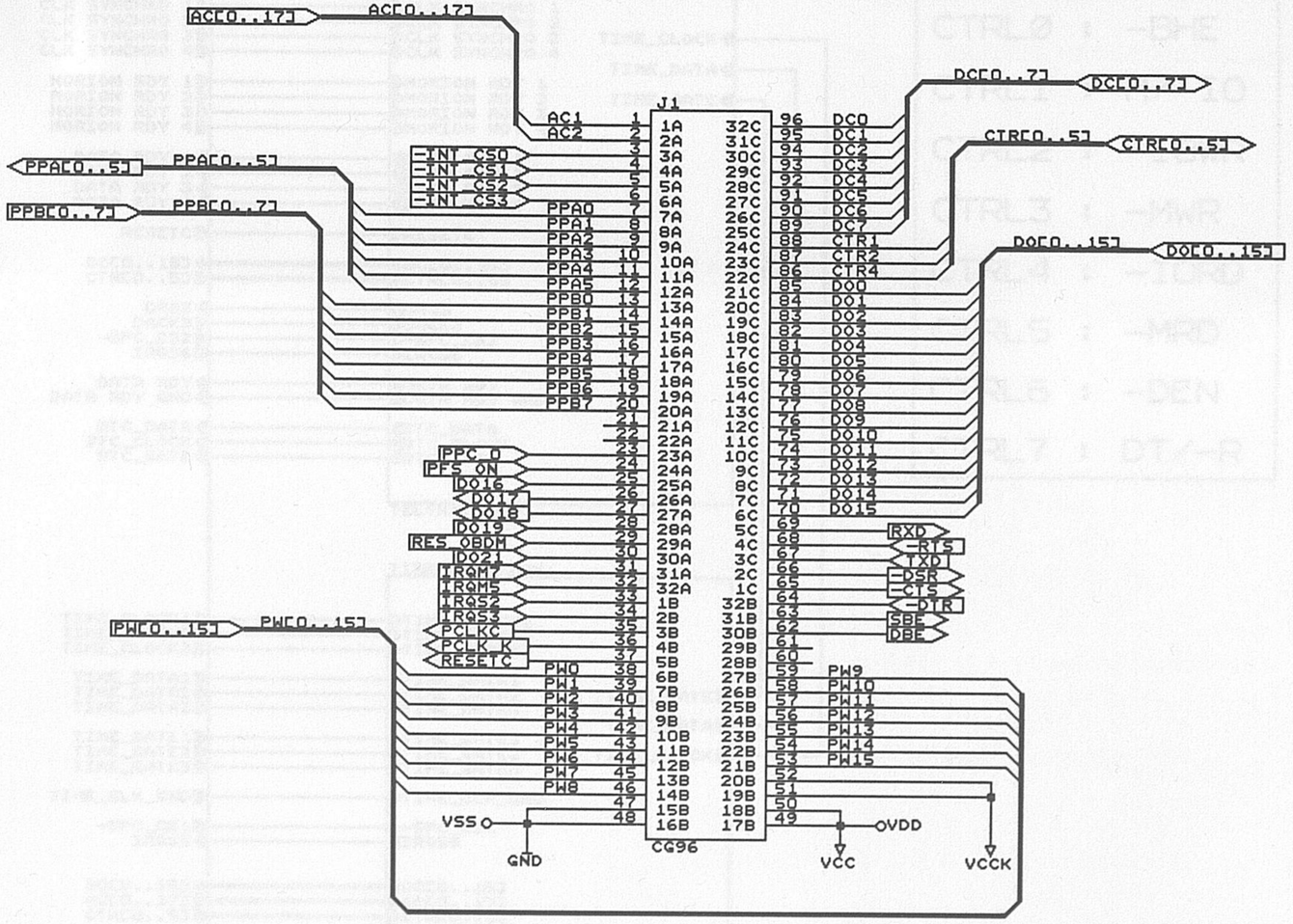
OBDM INTERFACE

IFSI-IAA		
Size A3	Document Number DAM INTERFACE	REV V
Date: August 14, 1997	Sheet 5 of 6	



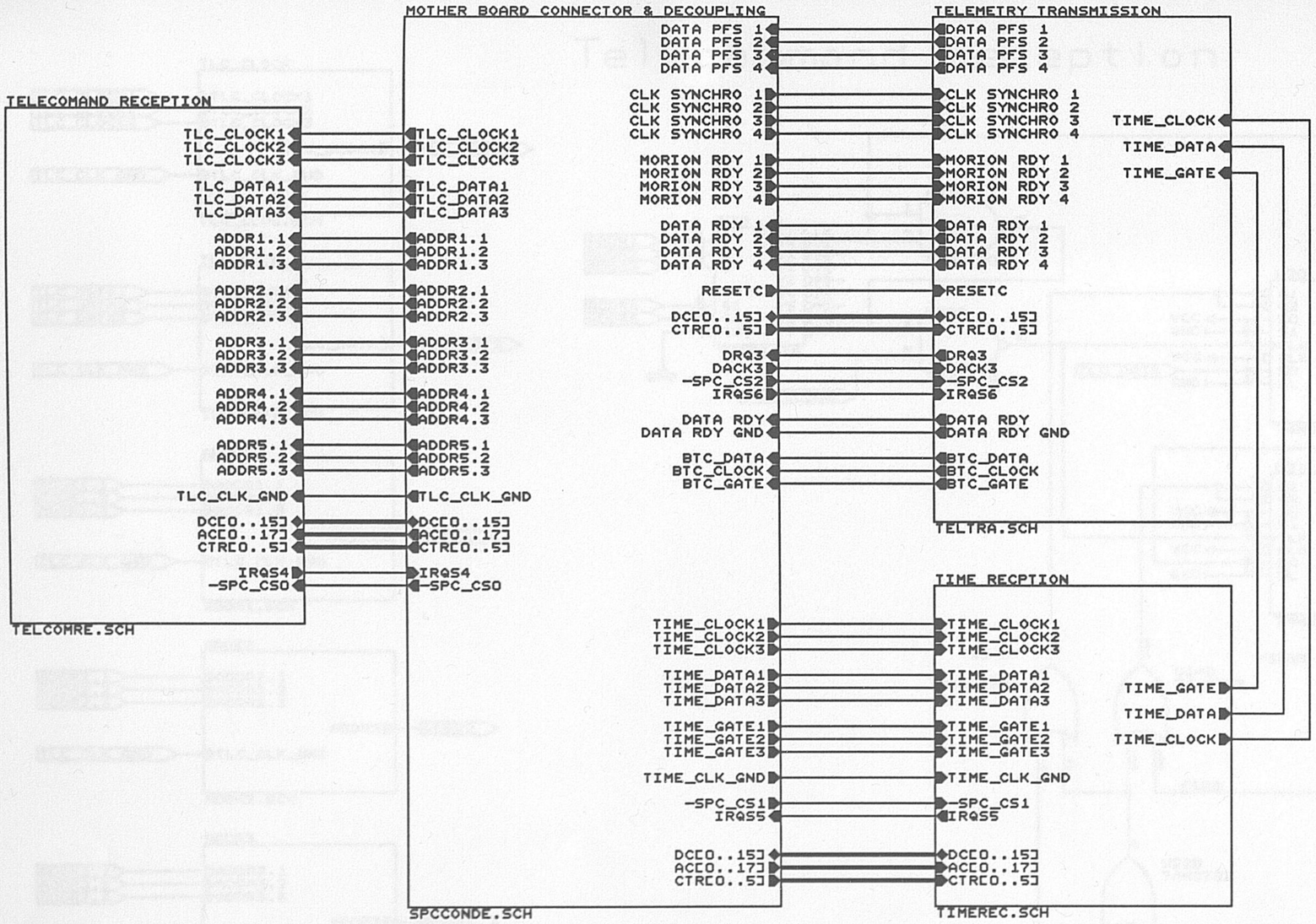


Decoupling capacitors



Mother Board Connector

IFSI-IAA		
Size A3	Document Number DAM INTERFACE	REV V
Date: August 14, 1997	Sheet 6 of 6	



Control Signals

CTRLØ	:	-BHE
CTRL1	:	M/-IO
CTRL2	:	-IOWR
CTRL3	:	-MWR
CTRL4	:	-IORD
CTRL5	:	-MRD
CTRL6	:	-DEN
CTRL7	:	DT/-R

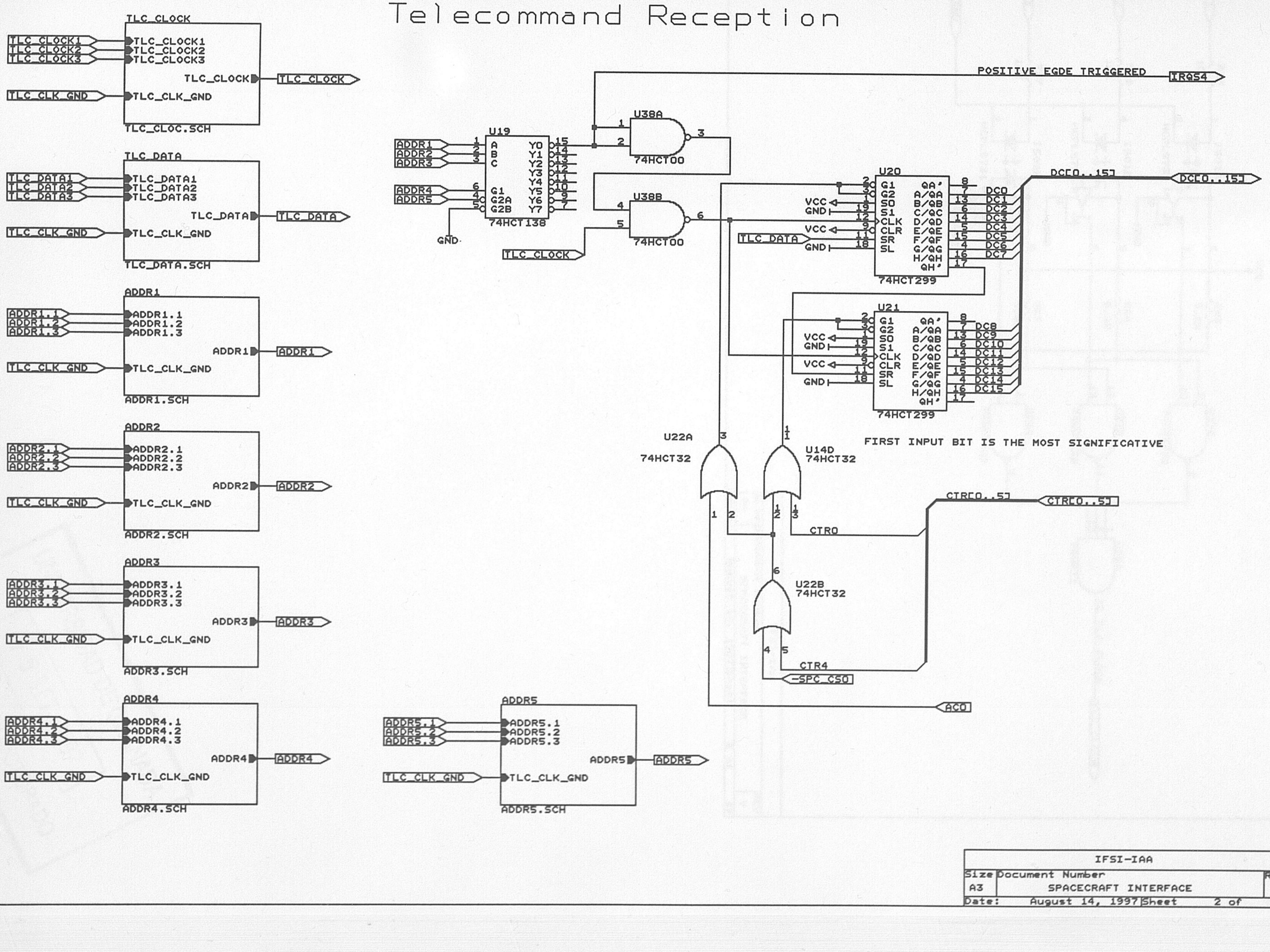
S/C Time Reception

Board address: HØ4ØØØ - H04FFF

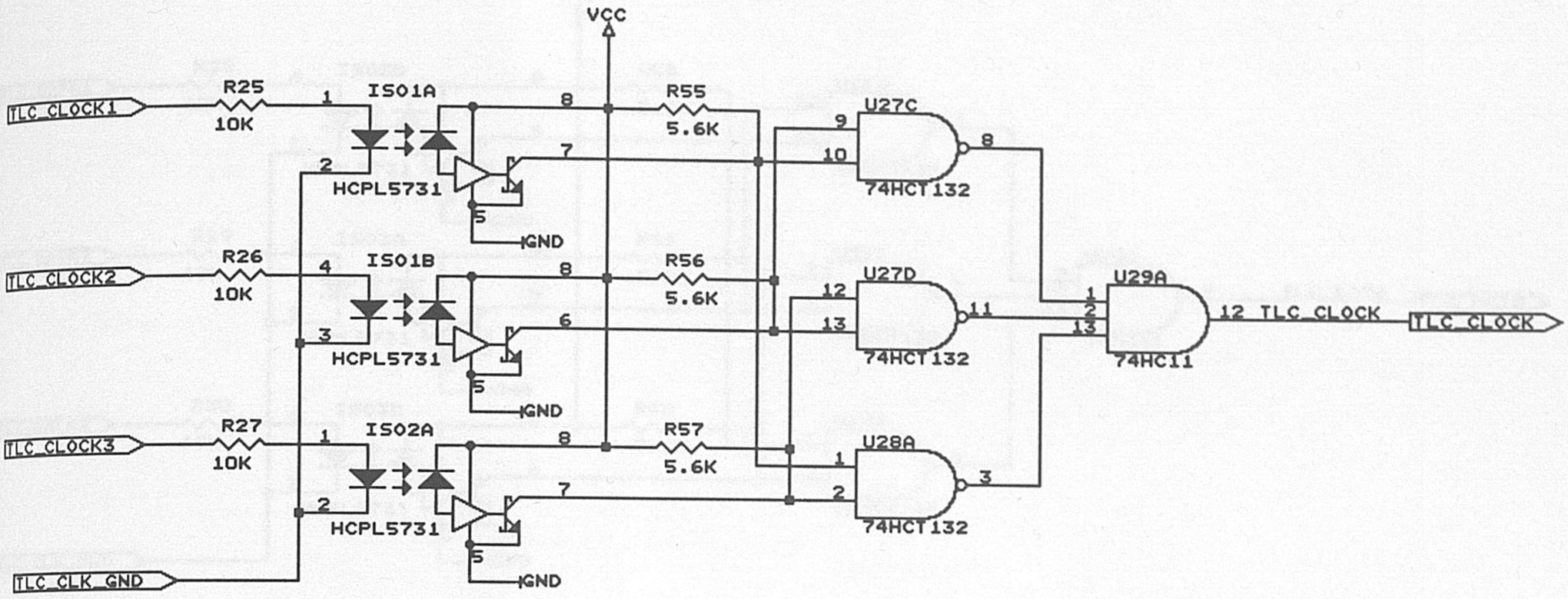
-SPC_CSØ: Telecom Reception: HØ4ØØØ
-SPC_CS1: Time Reception: HØ42ØØ
-SPC_CS2: Telemetry (FIFO): HØ44ØØ

IFSI-IAA		
Size A3	Document Number SPACECRAFT INTERFACE	REV VV
Date: August 14, 1997	Sheet 1 of 19	

Telecommand Reception

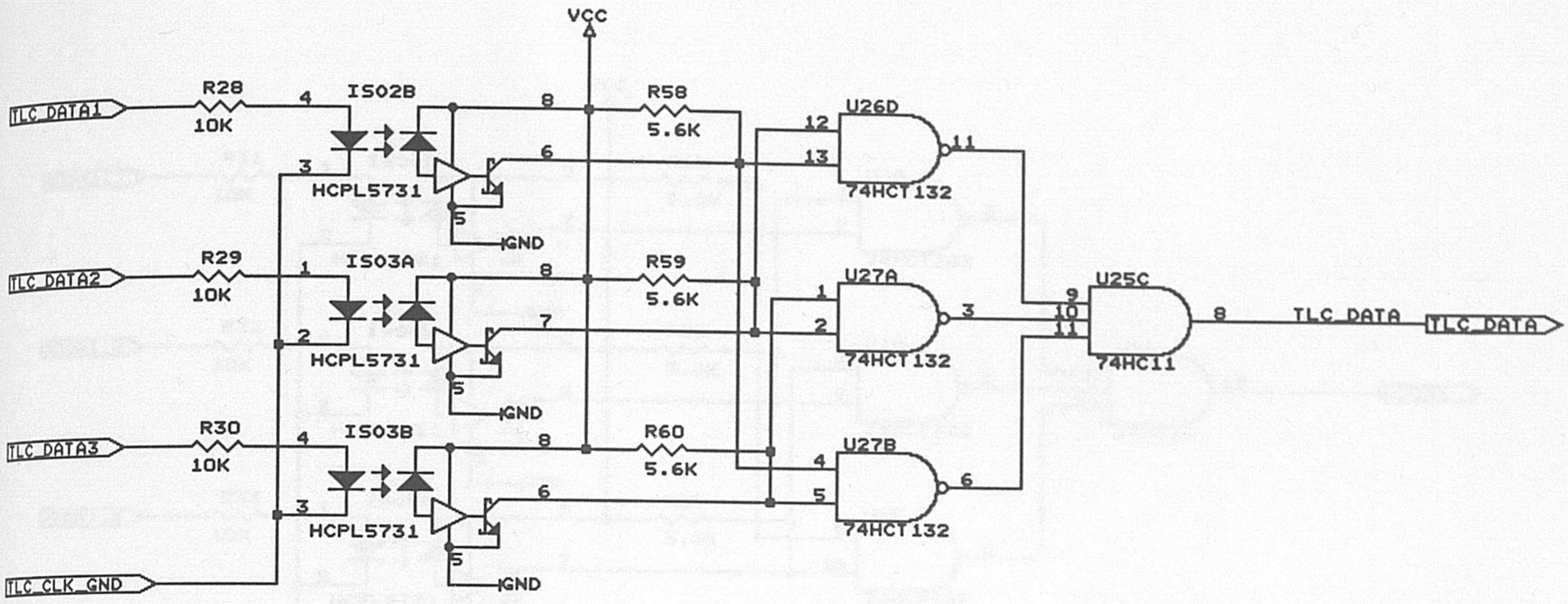


IFSI-IAA		
Size: A3	Document Number: SPACECRAFT INTERFACE	REV: V
Date: August 14, 1997	Sheet 2 of 19	

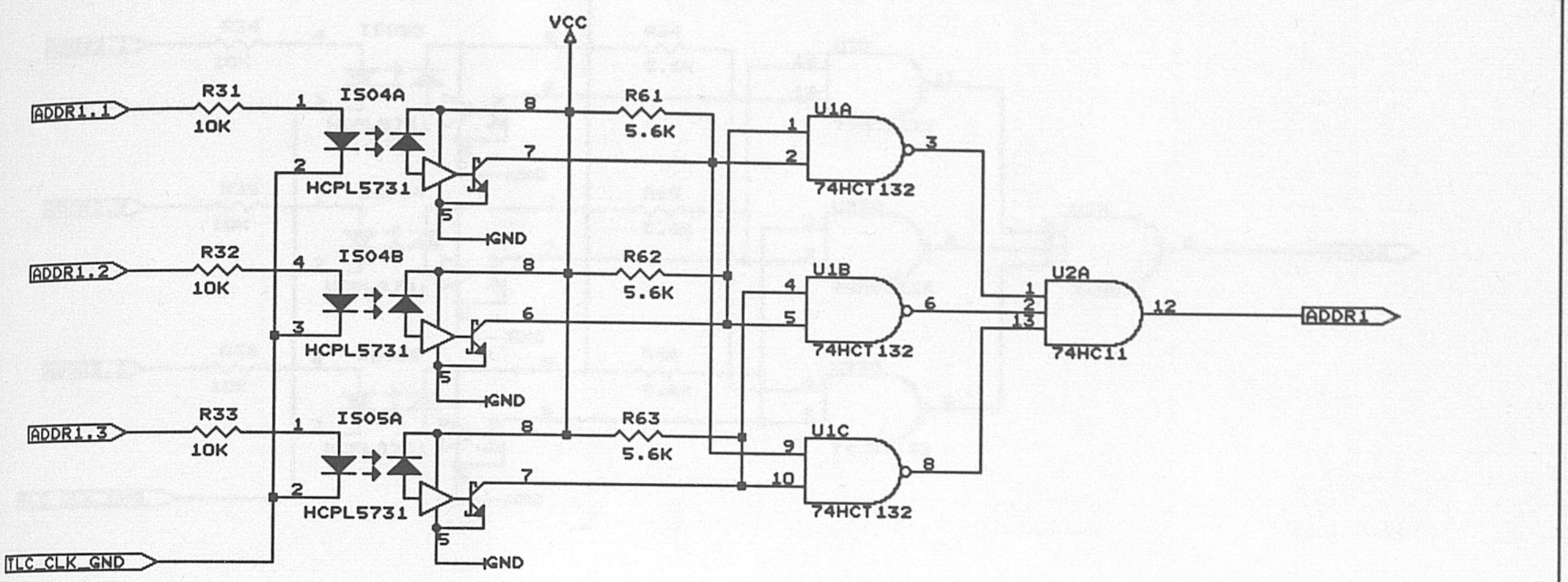


IFSI-IAA		
Size A4	Document Number SPACECRAFT INTERFACE	REV V
Date: August 14, 1997	Sheet 6 of 19	

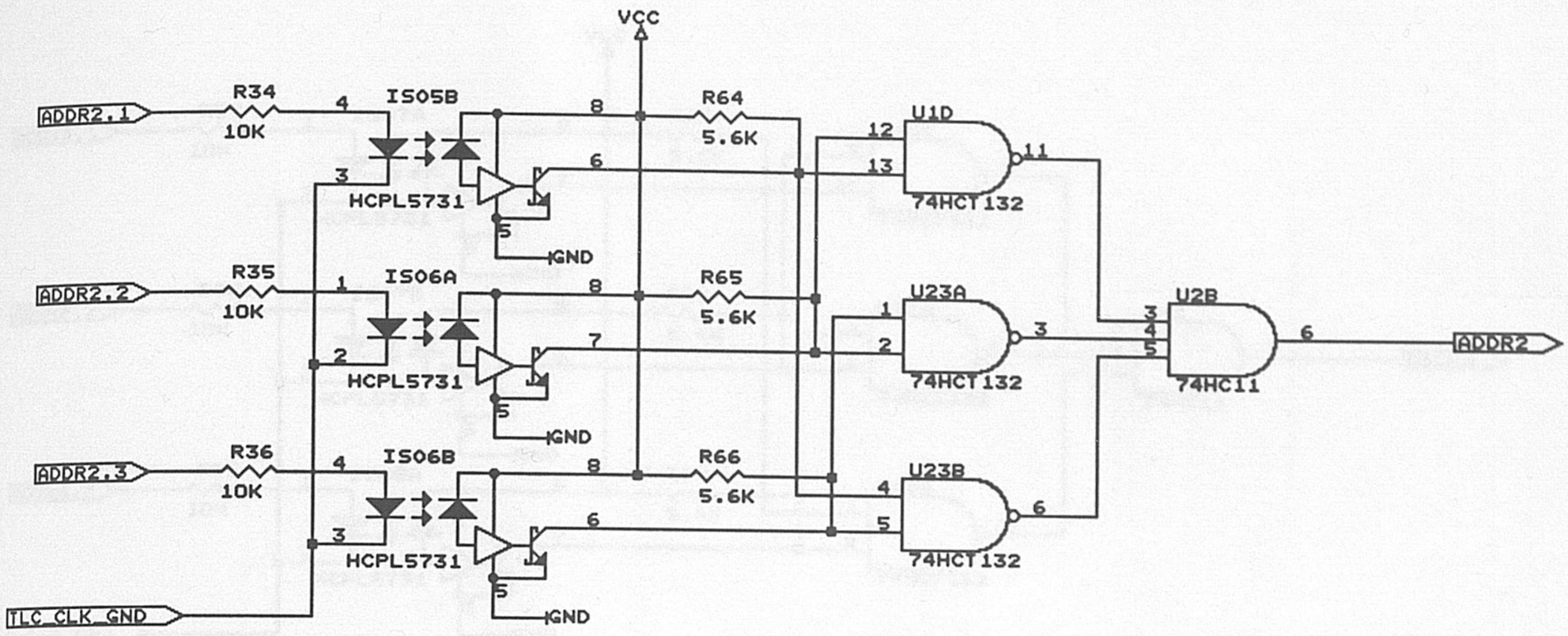
UNIVERSIDAD DE GRANADA
15 SET. 1997
COMISION DE DOCTORADO



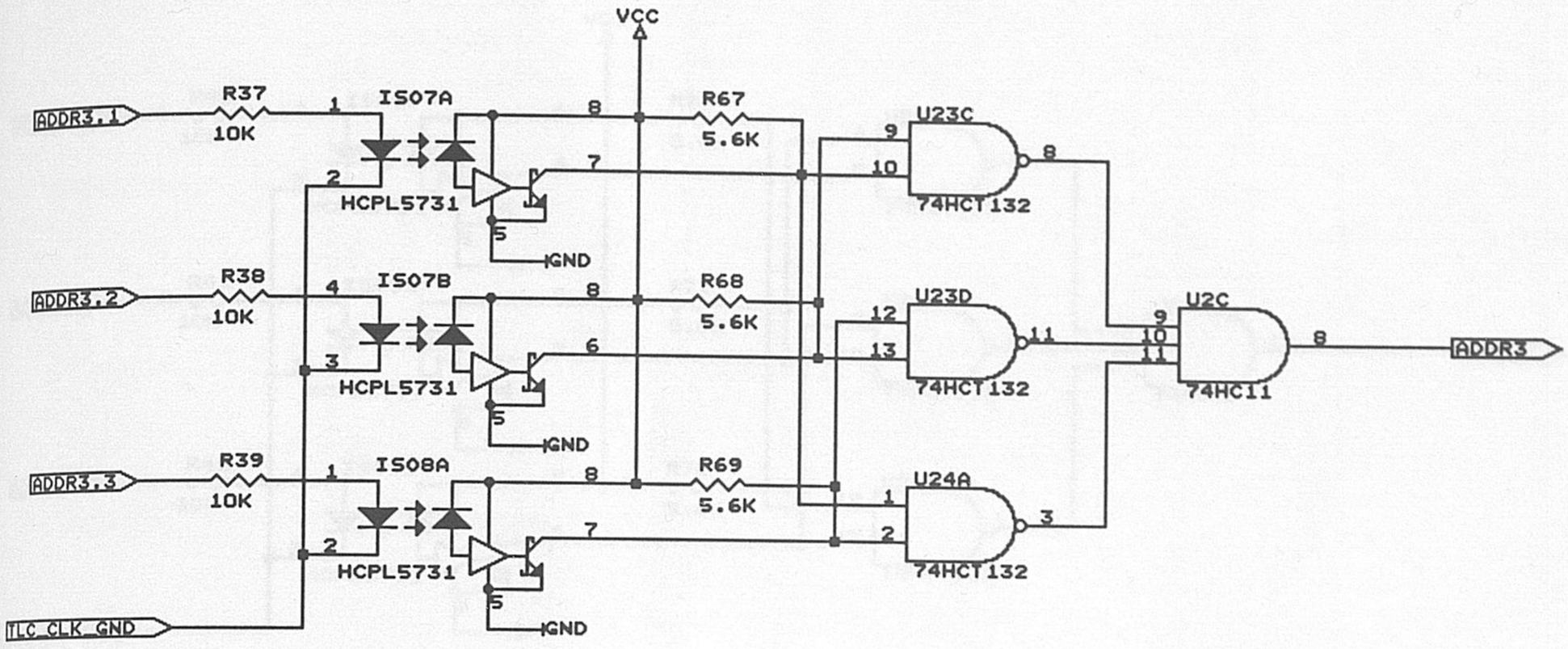
IFSI-IAA		
Size A4	Document Number SPACECRAFT INTERFACE	REV V
Date: August 14, 1997	Sheet 7 of 19	



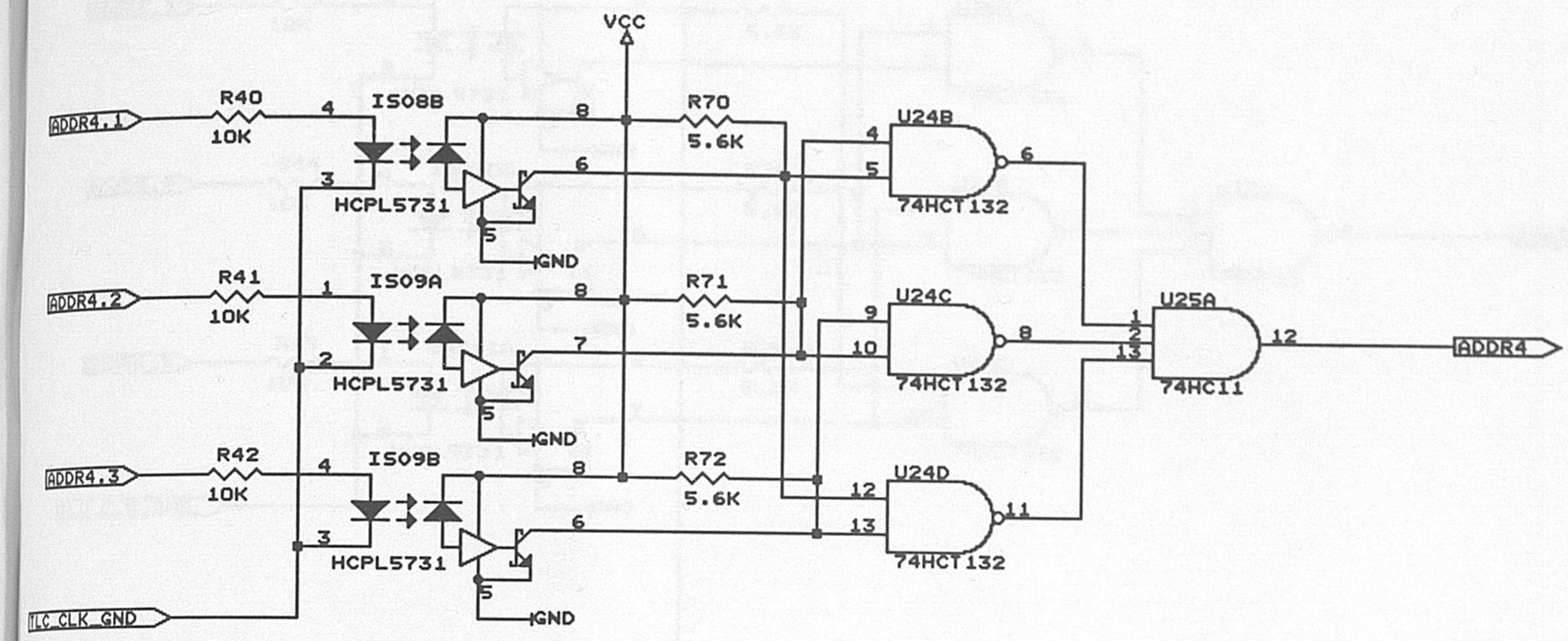
IFSI-IAA		
Size A4	Document Number SPACECRAFT INTERFACE	REV V
Date: August 14, 1997	Sheet 8 of 19	



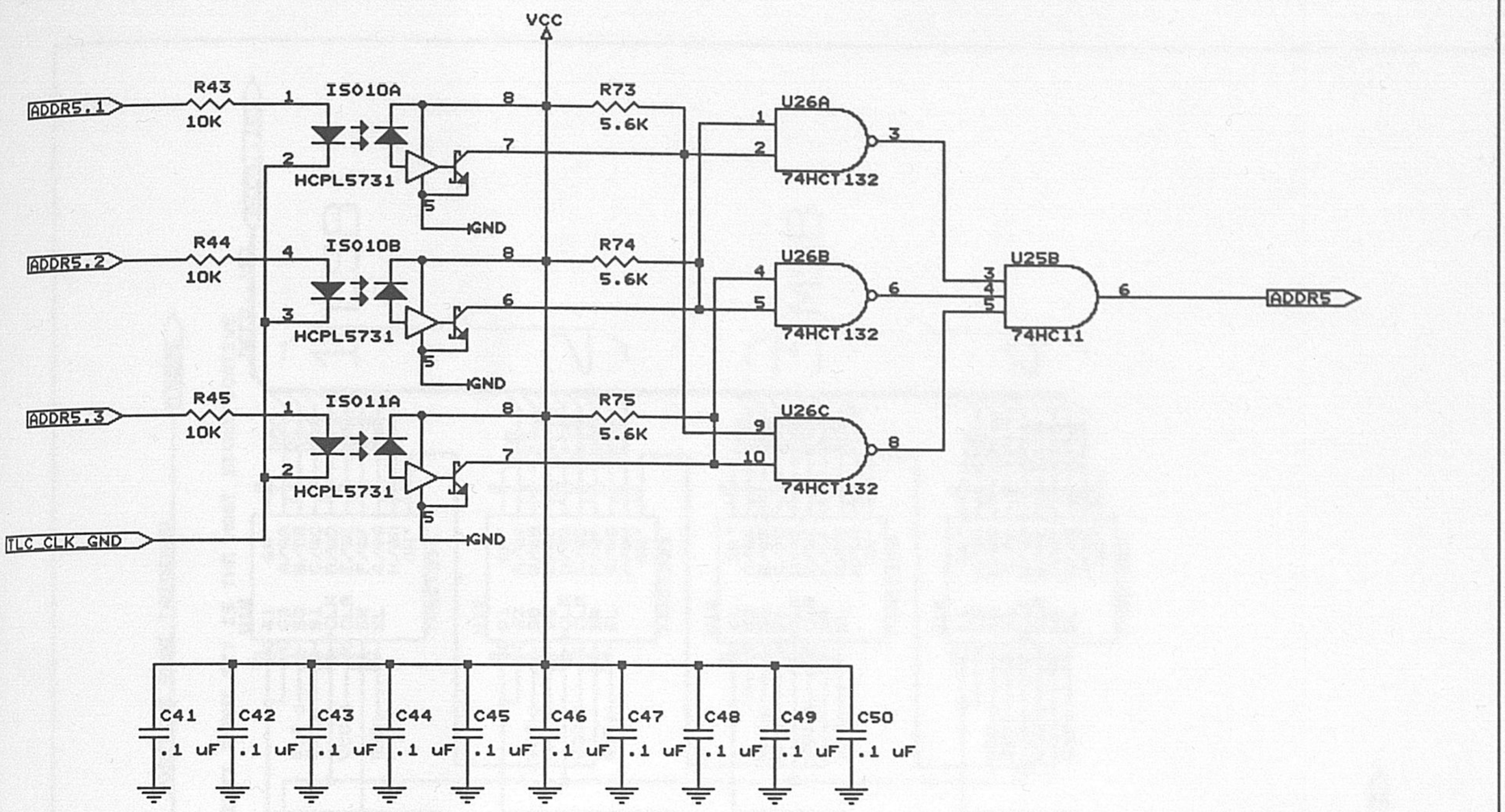
IFSI-IAA		
Size A4	Document Number SPACECRAFT INTERFACE	REV V
Date: August 14, 1997	Sheet 9 of 19	



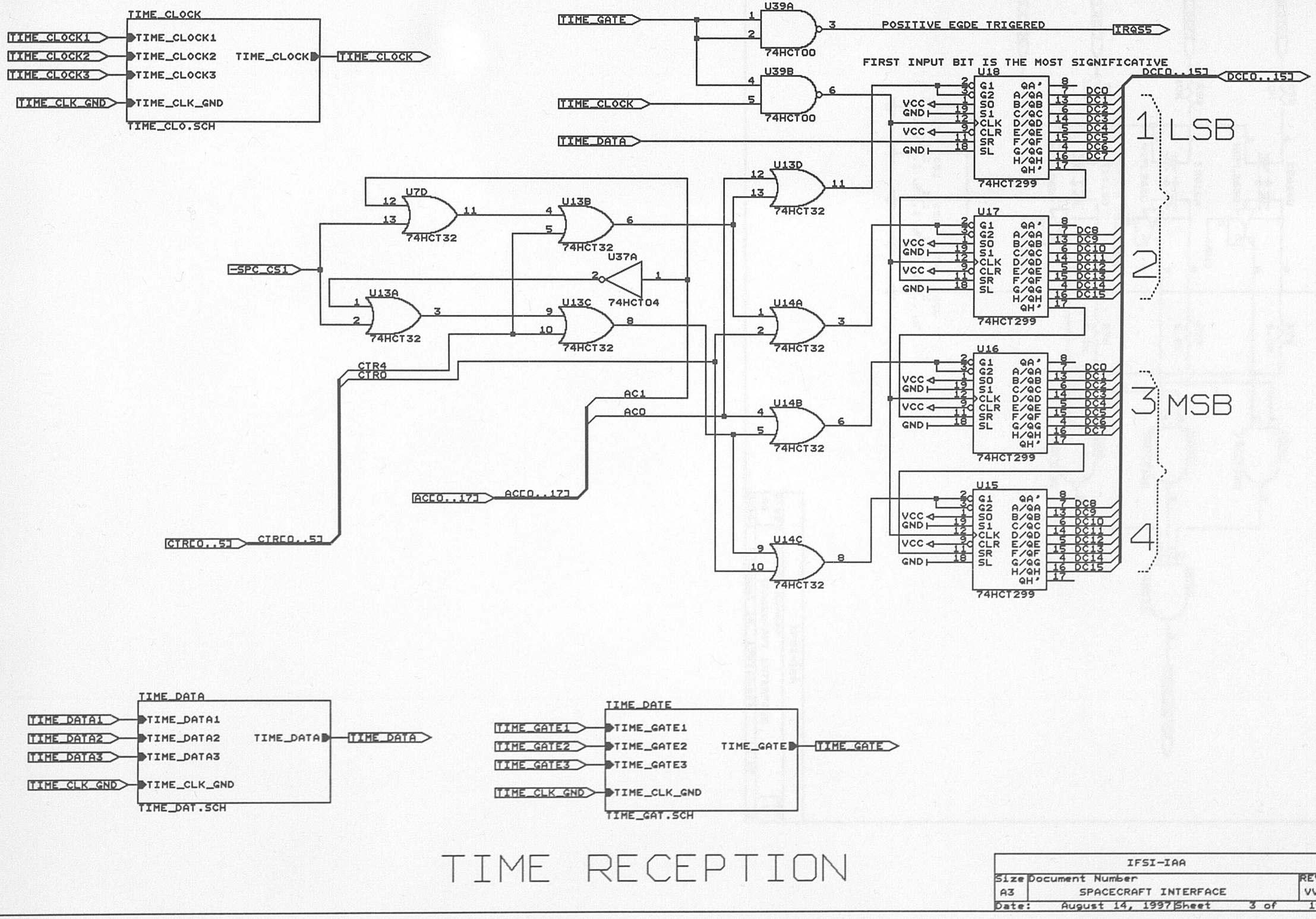
IFSI-IAA		
Size A4	Document Number SPACECRAFT INTERFACE	REV V
Date: August 14, 1997	Sheet 10 of 19	



IFSI-IAA		
Size A4	Document Number SPACECRAFT INTERFACE	REV V
Date: August 14, 1997	Sheet 11 of 19	

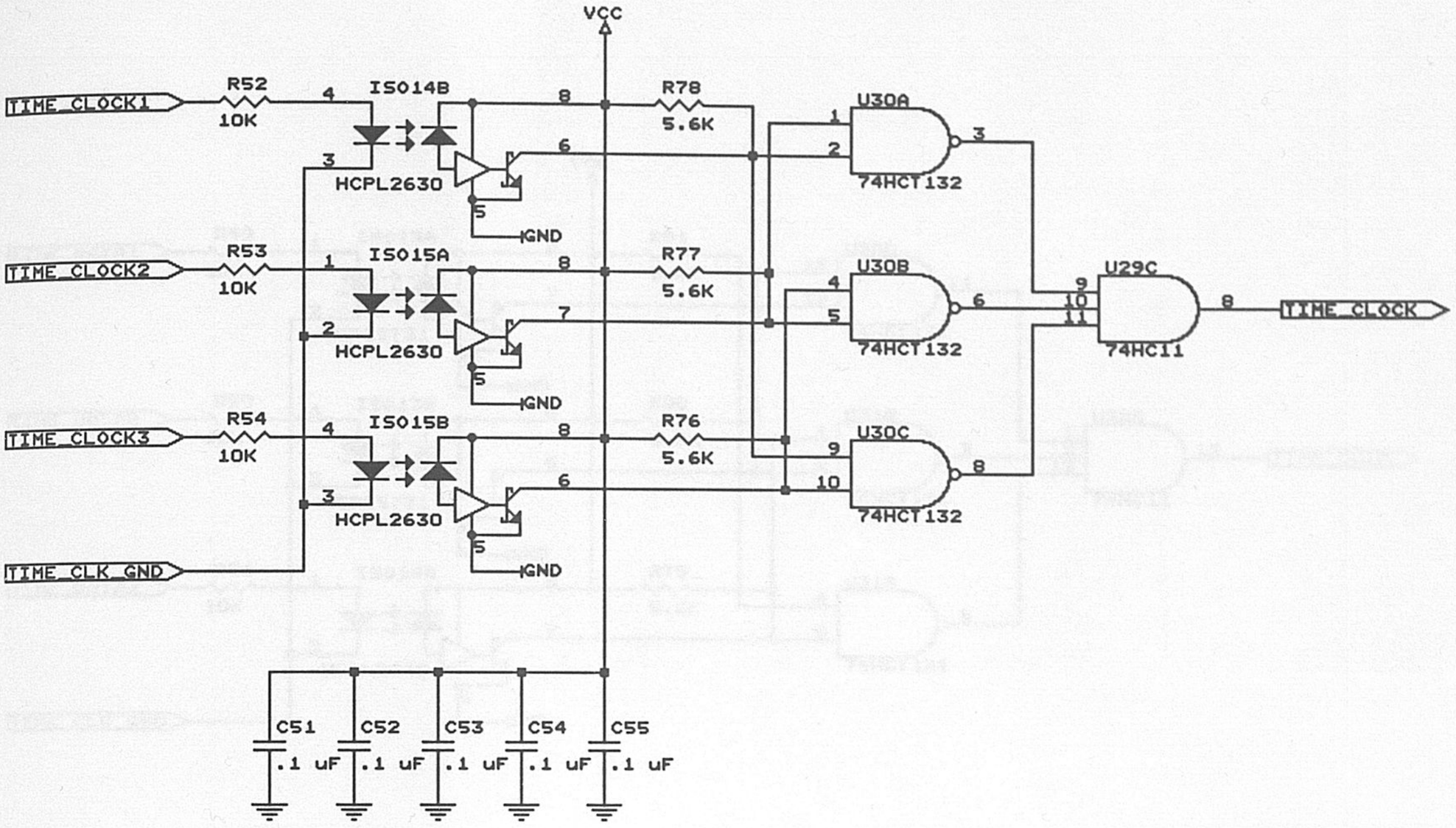


IFSI-IAA		
Size A4	Document Number SPACECRAFT INTERFACE	REV V
Date: August 14, 1997	Sheet 12 of 19	

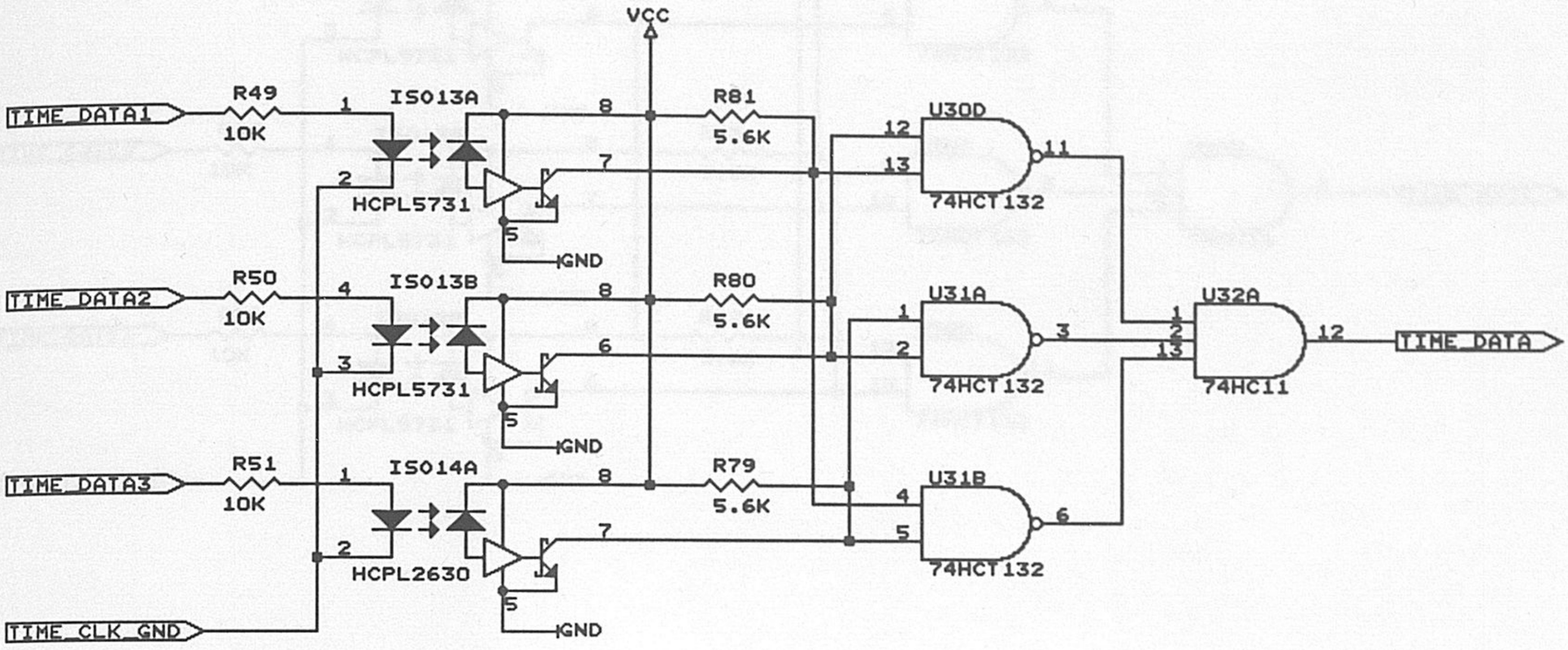


TIME RECEPTION

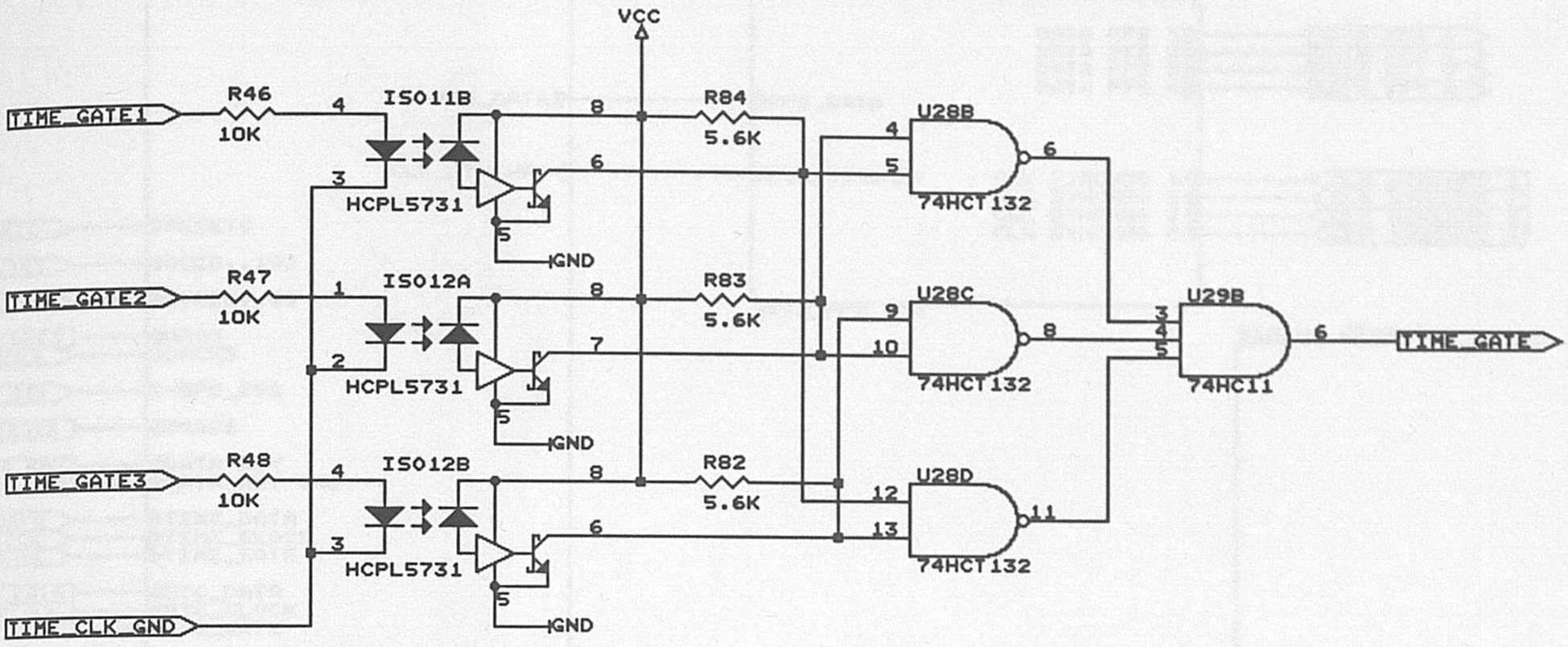
IFSI-IAA		
Size: A3	Document Number: SPACECRAFT INTERFACE	REV: VV
Date: August 14, 1997	Sheet 3 of 19	



IFSI-IAA		
Size A4	Document Number SPACECRAFT INTERFACE	REV V
Date: August 14, 1997	Sheet 13 of 19	

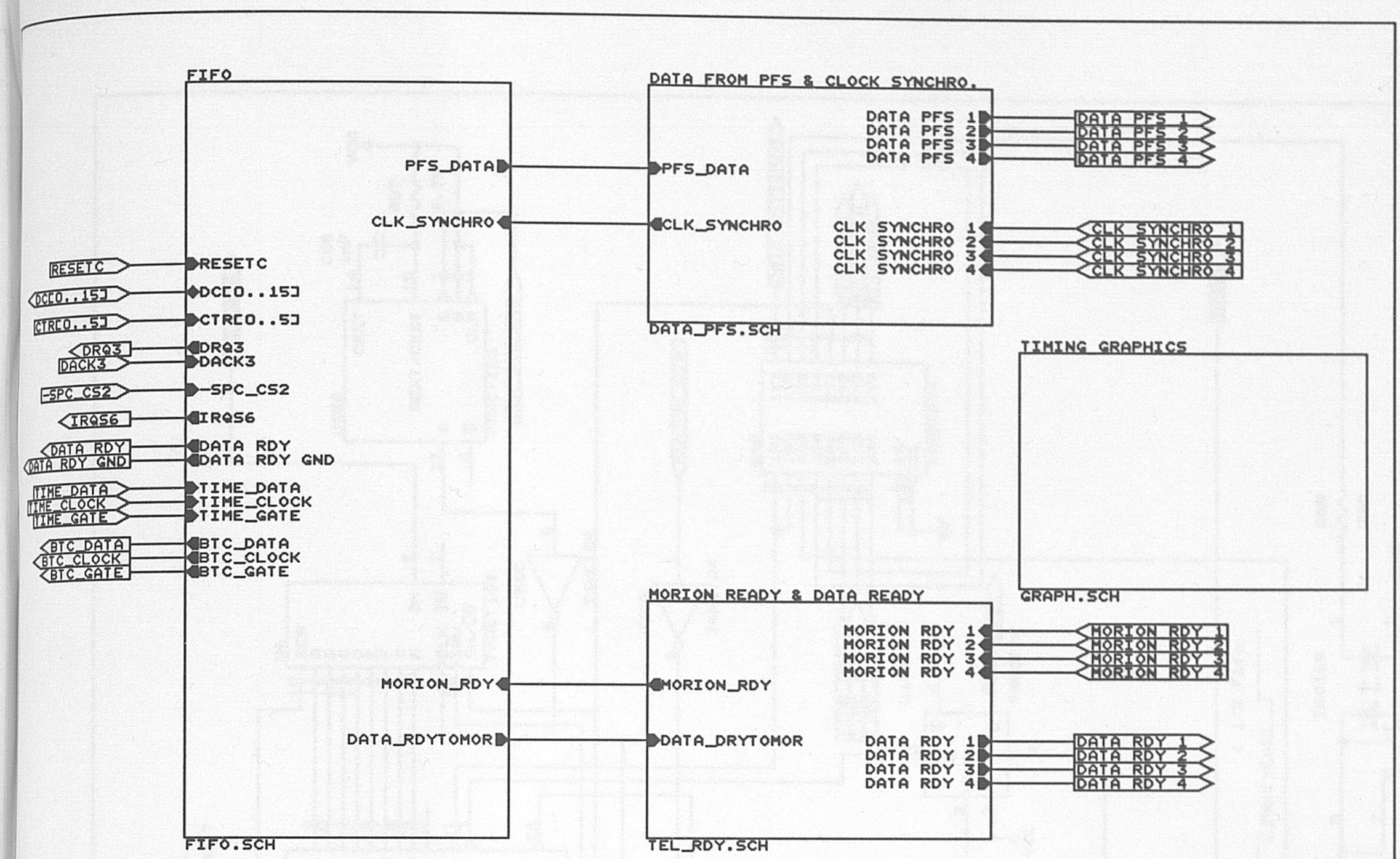


IFSI-IAA		
Size A4	Document Number SPACECRAFT INTERFACE	REV V
Date: August 14, 1997	Sheet 14 of 19	



IFSI-IAA		
Size A4	Document Number SPACECRAFT INTERFACE	REV V
Date: August 14, 1997	Sheet 15 of 19	

TELEMETRY TRANSMISSION



TELEMETRY TRANSMISSION

IFSI-IAA		
Size A4	Document Number SPACECRAFT INTERFACE	REV V
Date: August 14, 1997	Sheet 4 of 19	

FIFO CAN BE LOADED WITH DMA CHANNEL 3 IN DEMAND MODE

DC[0..15]

SHIFT

PFS_DATA

U3 IDT7205 — U4 74HCT165 — U5 IDT7205 — U6 74HCT165

U35A 74HCT123 — C56 1nF — R87 4.7k — VCC

CLK_SYNCHRO

RESETC — U39D 74HCT00 — C64 470pF

U36C 74HCT04

U36A 74HCT04 — MORION_RDY

U9A 74HCT123 — R85 4.7K — C61 1nF

U9B 74HCT123 — C62 1nF — R86 4.7K

U8 74HCT191

U7A 74HCT32 — CTR2 — CTR[0..5]

U40 74HCT244 — DATA_RDYTOMOR

TIME_DATA — TIME_CLOCK — TIME_GATE — BTC_DATA — BTC_CLOCK — BTC_GATE

U10A 74HCT74 — DRQ3

U39C 74HCT00 — U38C 74HCT00

IRQ56

< 1/2 Fifo

Half-full

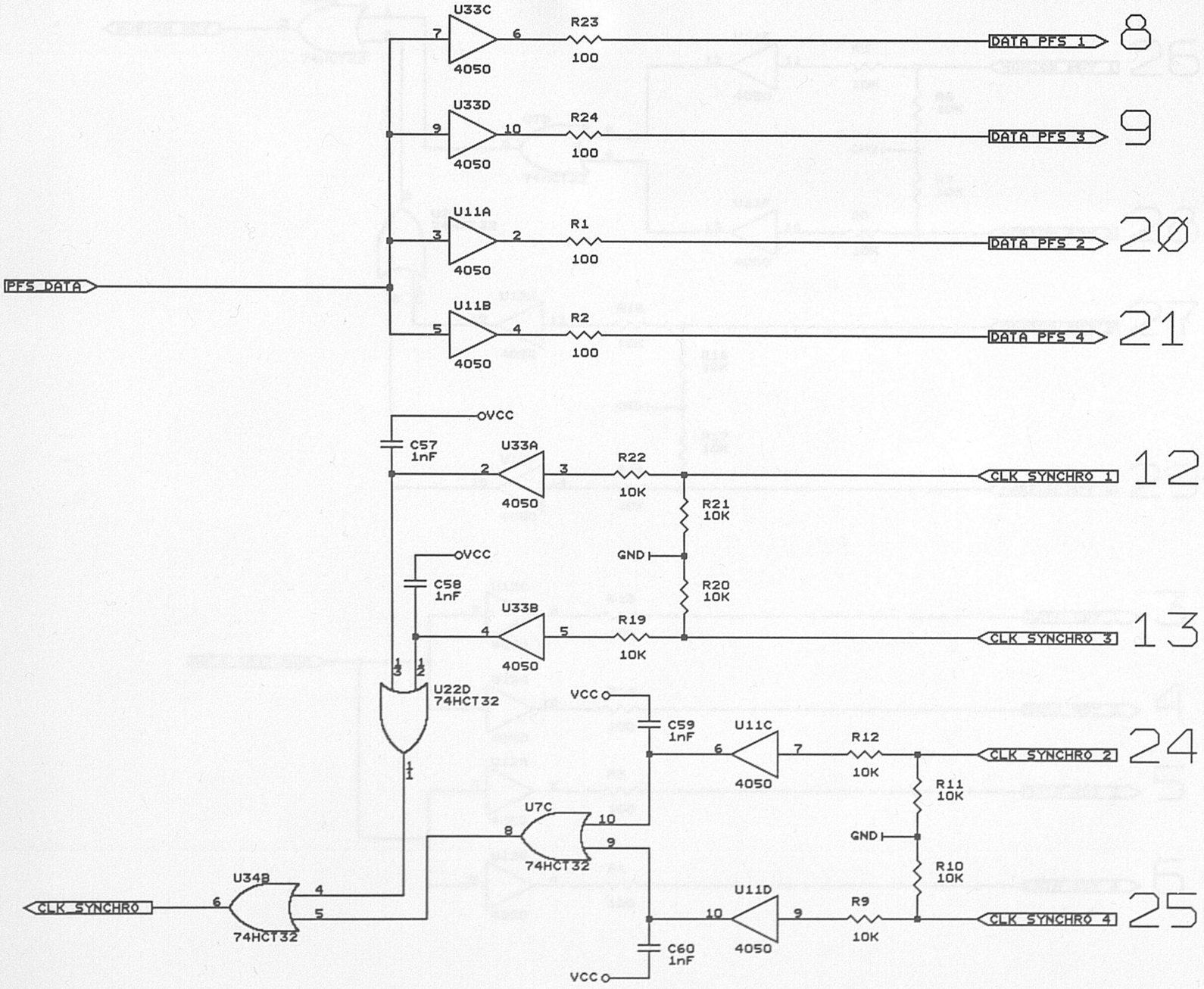
U36B 74HCT04 — U38D 74HCT00 — DACK3 — -SPC_CS2

active

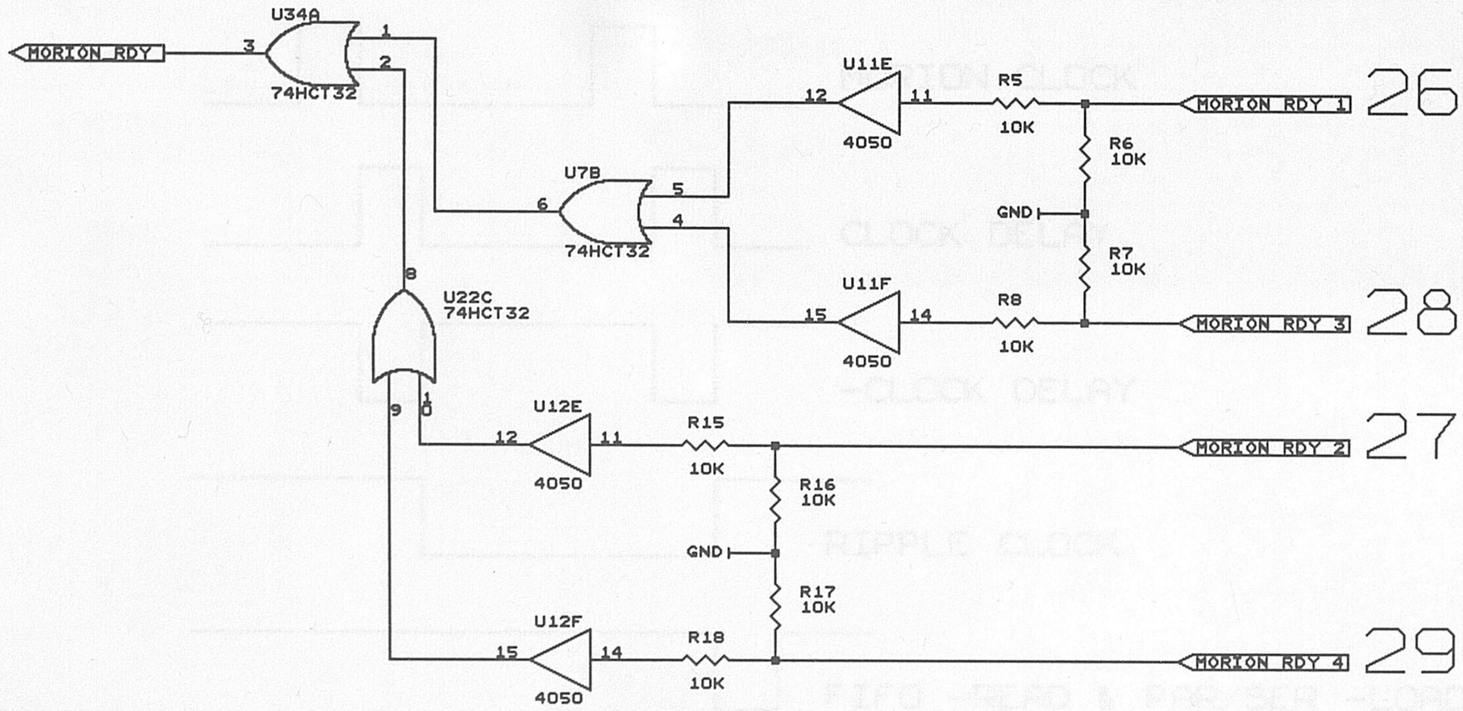
DATA_RDY — R89 220 — IS016A HCPL5731 — R88 390 — GND

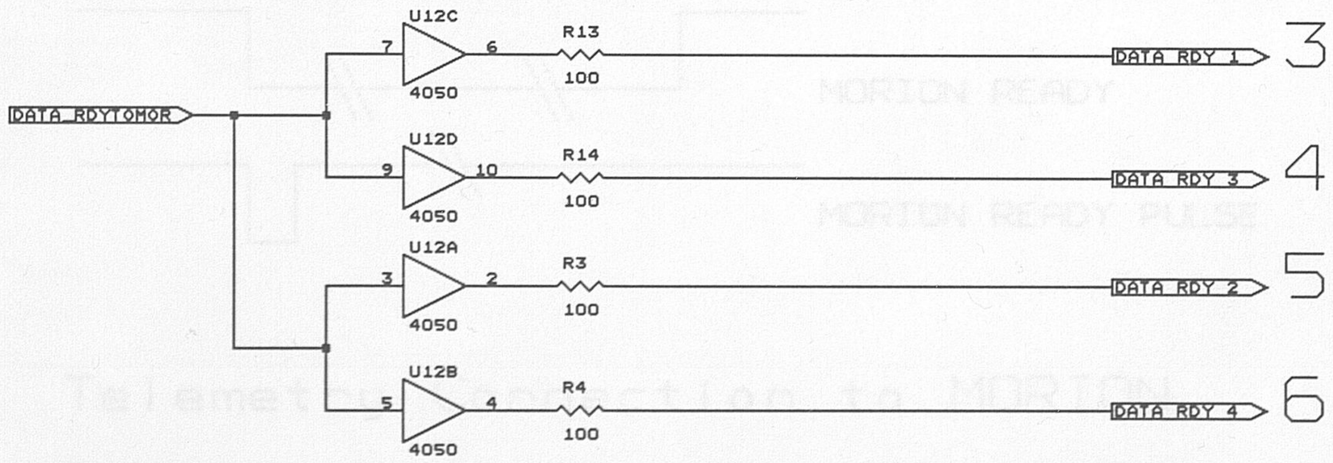
DATA_RDY_GND

IFSI-IAA		
Size A3	Document Number SPACECRAFT INTERFACE	REV V
Date: August 14, 1997	Sheet 16 of 19	

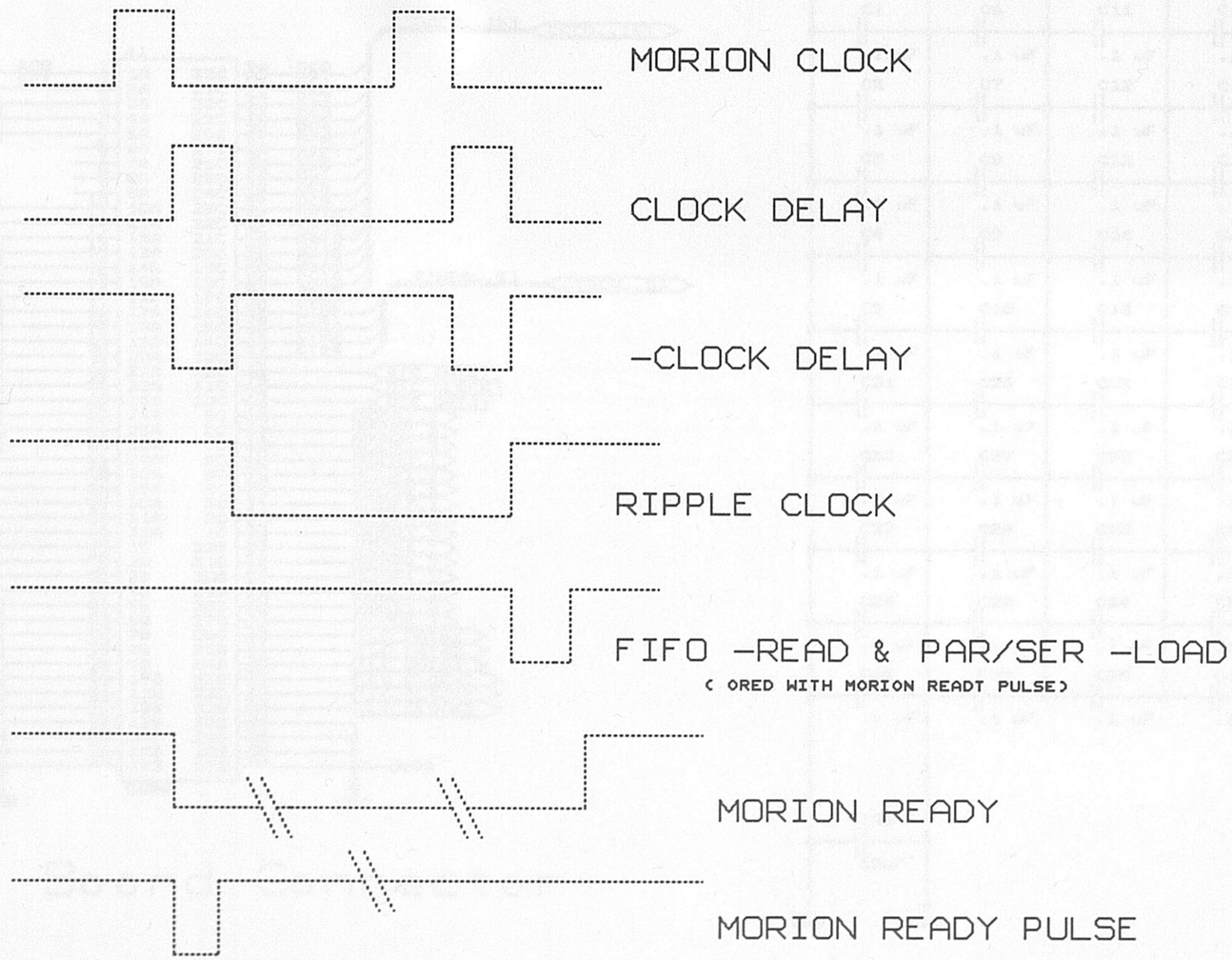


IFSI-IAA		
Size A3	Document Number SPACECRAFT INTERFACE	REV V
Date: August 14, 1997	Sheet 17 of 19	



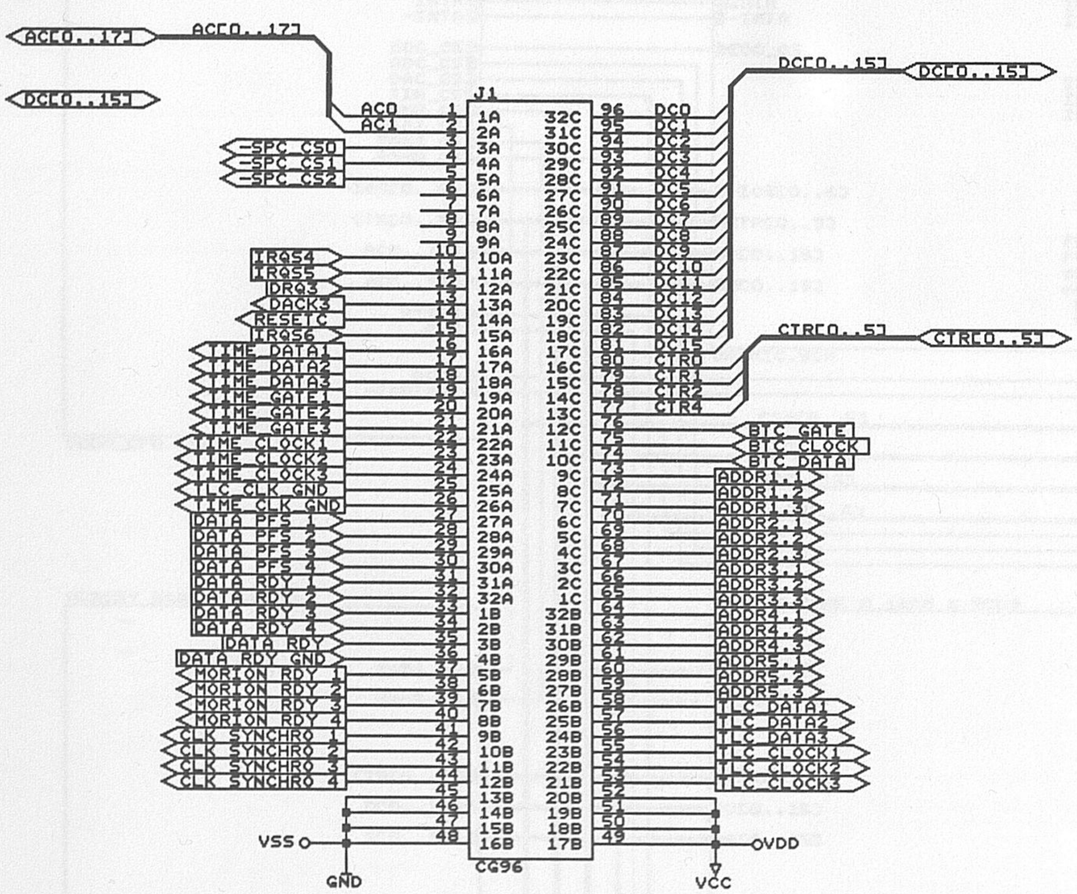


IFSI-IAA		
Size A3	Document Number SPACECRAFT INTERFACE	REV V
Date: August 14, 1997	Sheet 18 of 19	

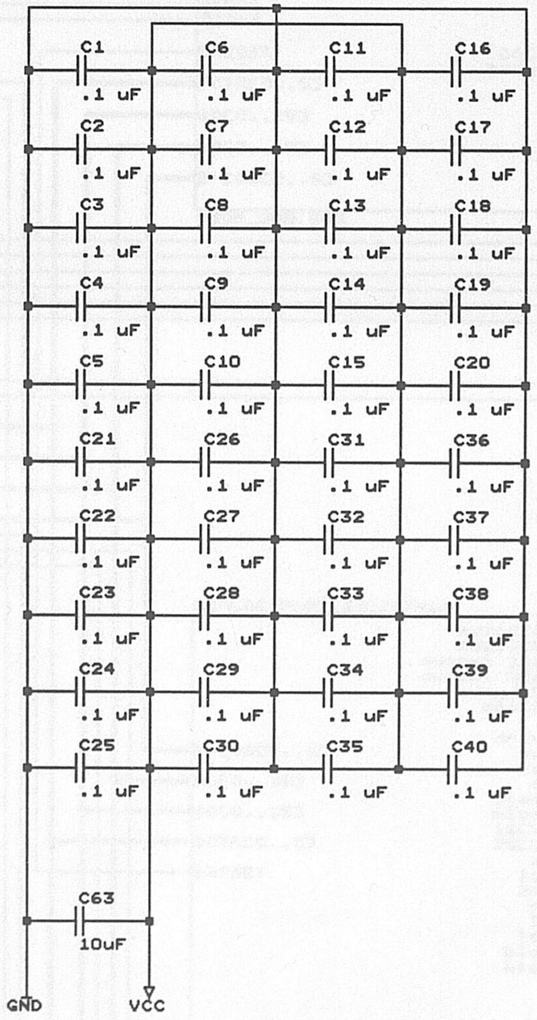


Telemetry Connection to MORION

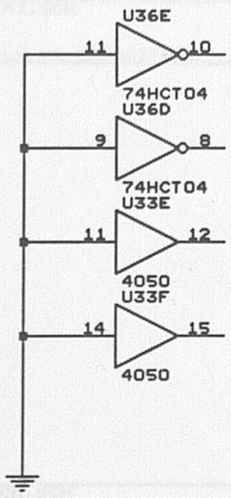
IFSI-IAA		
Size A3	Document Number SPACECRAFT INTERFACE	REV V
Date: August 14, 1997	Sheet 19 of 19	

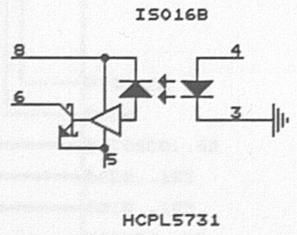


Mother Board Connector



Decoupling Capacitors





IFSI-IAA		
Size: A3	Document Number: SPACECRAFT INTERFACE	REV: V
Date: August 14, 1997	Sheet 5 of 19	

CPU

INTR
-INTA
EOC_CS
ADC_CS
DAC_CS
TIM_CS
RAM0_CS
RAM1_CS
RAM2_CS
ROM0_CS
-IOS[0..6]
CTR[0..5]
D[0..15]
A[0..15]
RESET
CLK
D020
-IOSTART

OBDM_CPU.SCH

INTERRUPT CONTROLLER

INTR
-INTA
EOC_CS
-IOS[0..6]
CTR[0..5]
D[0..15]
A[0..15]

IRQ4
IRQ7
IRQ0
IRQ1
IRQ2
fcro
fclo
eoc1
eoc2
zc1
zc2

OBDMIC.SCH

DAM INTERFACE

IRQ4
IRQ7
RESET
CTR[0..5]
D[0..15]
A[0..15]
-IOS[0..6]

D0[0..7]
D0[8..15]
D016
D017
D018
D019
D021

OBDM_DAM.SCH

CONNECTORS

D0[0..7]
D0[8..15]
D016
D017
D018
D019
D021

fcro
fclo
eoc1
eoc2
zc1
zc2

D020
-IOSTART

CTR[0..5]
D[0..15]
A[0..15]
-IOS[0..6]

MEMORY BANK 1 (RAM)

RAM1_CS
RAM2_CS
CTR[0..5]
D[0..15]
A[0..15]

OBDMMEM1.SCH

MEMORY BANK 0 (RAM & ROM)

RAM0_CS
ROM_CS
CTR[0..5]
D[0..15]
A[0..15]

OBDMMEM0.SCH

ANALOG PORT INTERFACE

-IOS[0..6]
A[0..15]
D[0..15]
CTR[0..5]
RESET

adc1G[0..1]
adc2G[0..1]
adcsel 1[a..b]
adcsel 2[a..b]
adc_d[0..7]
oea[0..1]
wu/l
drivesel
runf/r
stopr
stopl
blockson
blockpon
1G[0..1]
2G[0..1]
zcsel
1onoff
2onoff
rrchd
lrchd
locked
blockre
blockrr
trw1
trw2

ANAL_POR.SCH

adc1G[0..1]
adc2G[0..1]
adcsel 1[a..b]
adcsel 2[a..b]
adc_d[0..7]
oea[0..1]
wu/l
drivesel
runf/r
stopr
stopl
blockson
blockpon
1G[0..1]
2G[0..1]
zcsel
1onoff
2onoff
rrchd
lrchd
locked
blockre
blockrr
trw1
trw2

DECOUPLILNG CAPACITORS

OBDMDECA.SCH

TIMERS

TIM_CS
CLK
-IOS[0..6]
A[0..15]
D[0..15]
CTR[0..5]

Ffilterz1
Ffilterz2
Fclock
sclk
Ffilter1
Ffilter2
IRQ2
IRQ1
IRQ0

OBDMTIM.SCH

HOUSE KEEPING INTERFACE

A[0..15]
D[0..15]
CTR[0..5]
ADC_CS
DAC_CS

hskpgd[0..11]
hskpga[0..5]
hskpgrd
hskpgwr

HSKDRIV.SCH

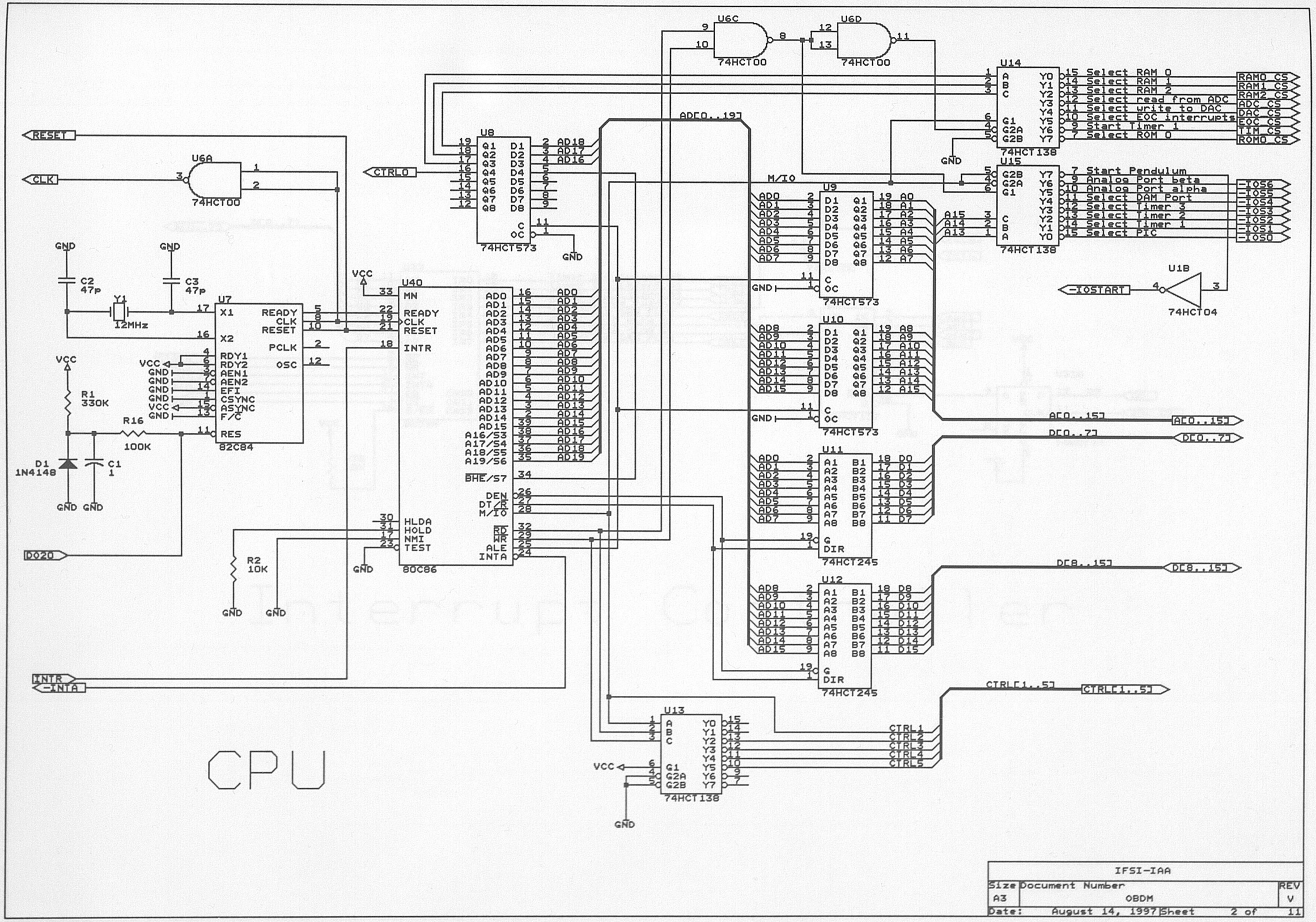
Ffilterz1
Ffilterz2
Fclock
sclock
Ffilter1
Ffilter2

hskpgd[0..11]
hskpga[0..5]
hskpgrd
hskpgwr

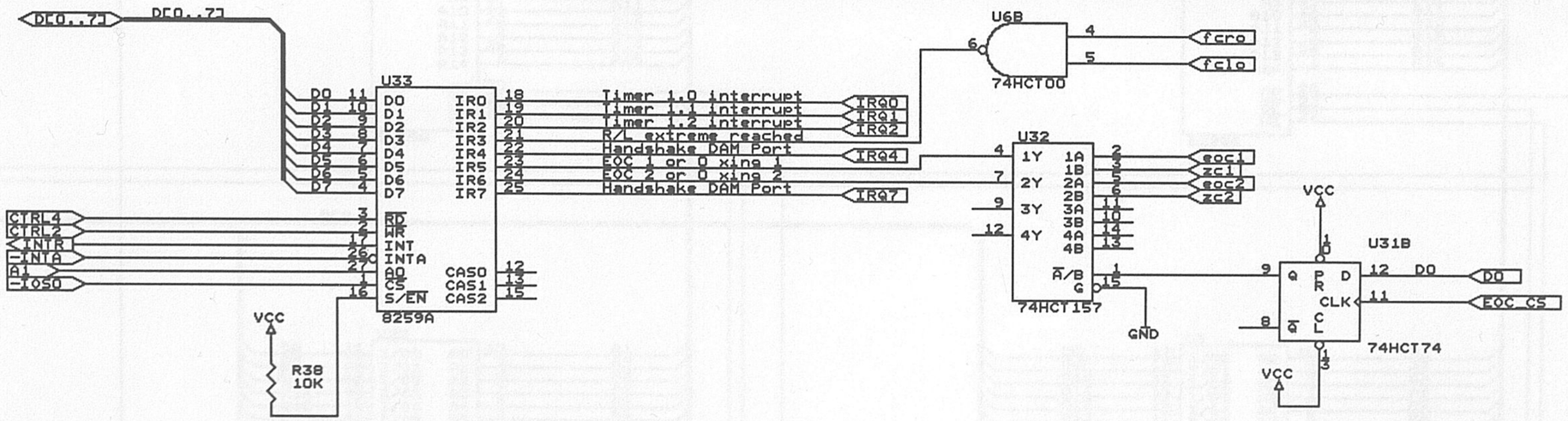
OBDM_CON.SCH

IFSI-IAA

Size	Document Number	REV
A3	OBDM	V
Date: August 14, 1997	Sheet 1 of 11	



U6C
74HCT00
U6D
74HCT00
U14
74HCT138
15 Select RAM 0
14 Select RAM 1
13 Select RAM 2
12 Select read from ADC
11 Select write to DAC
10 Select EOC interrupts
9 Start Timer 1
7 Select ROM 0
RAM0_CS
RAM1_CS
RAM2_CS
ADC_CS
DAC_CS
EOC_CS
TIM_CS
ROM0_CS
U15
74HCT138
7 Start Pendulum
9 Analog Port beta
10 Analog Port alpha
11 Select DAM Port
12 Select Timer 3
13 Select Timer 2
14 Select Timer 1
15 Select PIC
-IOS6
-IOS5
-IOS4
-IOS3
-IOS2
-IOS1
-IOS0
U1B
74HCT04
-IOSTART
U8
74HCT573
AD[0..19]
CTRL0
RESET
CLK
U6A
74HCT00
M/IO
U9
74HCT573
U10
74HCT573
U11
74HCT245
U12
74HCT245
U13
74HCT138
U7
82C84
U40
80C86
C2 47p
C3 47p
Y1 12MHz
R1 330K
R16 100K
D1 1N4148
C1 1
R2 10K
D020
INTR
-INTA
A[0..15]
D[0..7]
D[8..15]
CTRL[1..5]
CTRL1
CTRL2
CTRL3
CTRL4
CTRL5
VCC
GND
CPU
IFSI-IAA
Size A3
Document Number OBDM
REV V
Date: August 14, 1997
Sheet 2 of 11



Interrupt Controller

IFSI-IAA		
Size A3	Document Number OBDM	REV V
Date: August 14, 1997	Sheet 3 of 11	

A[0..15]

D[0..7]

U21

U2

62256

CTRL3

CTRL5

D[8..15]

U22

U3

CTRL0

U23A

74HCT32

RAM1_CS

A0

U23B

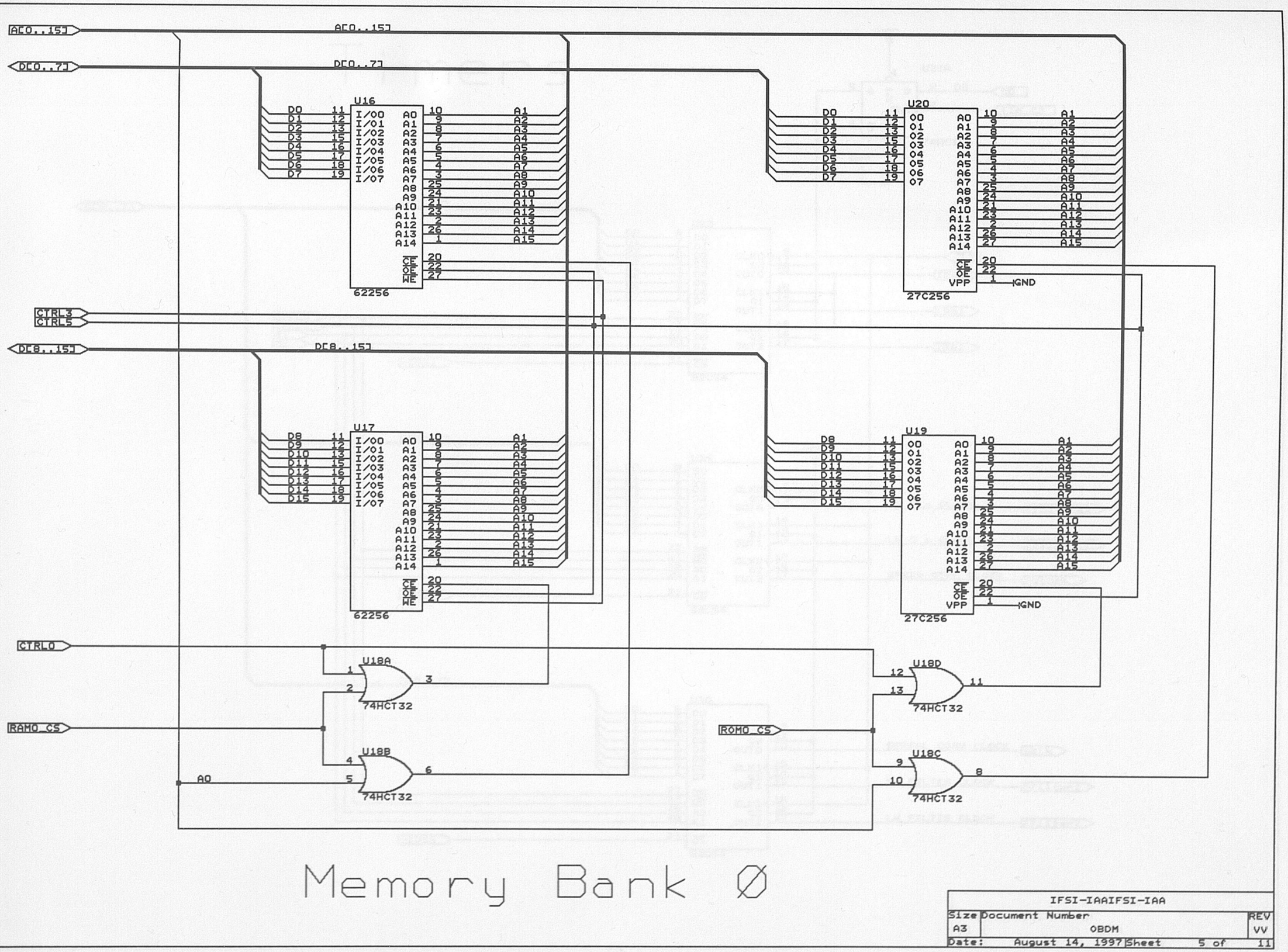
U23D

RAM2_CS

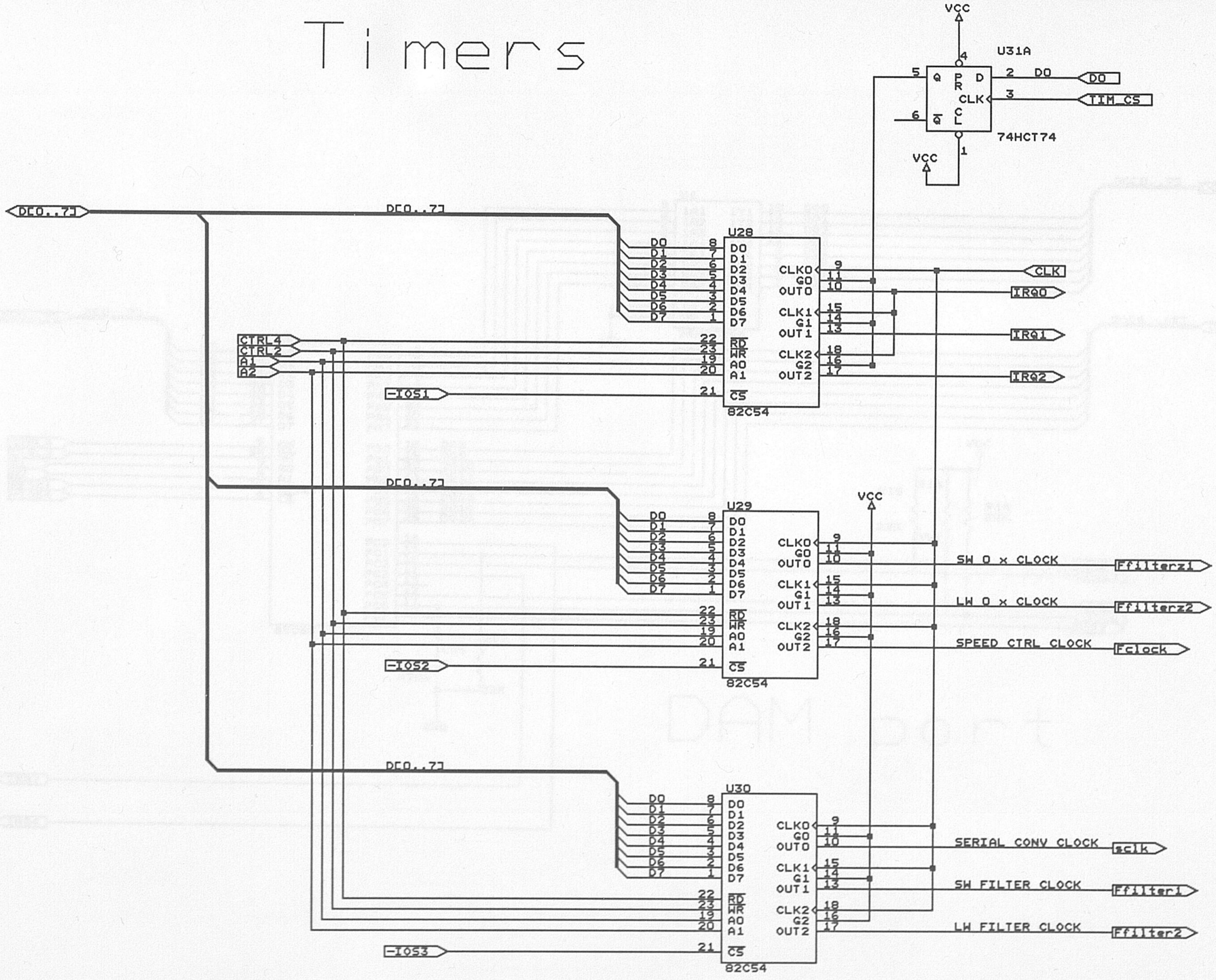
U23C

Memory Bank 1

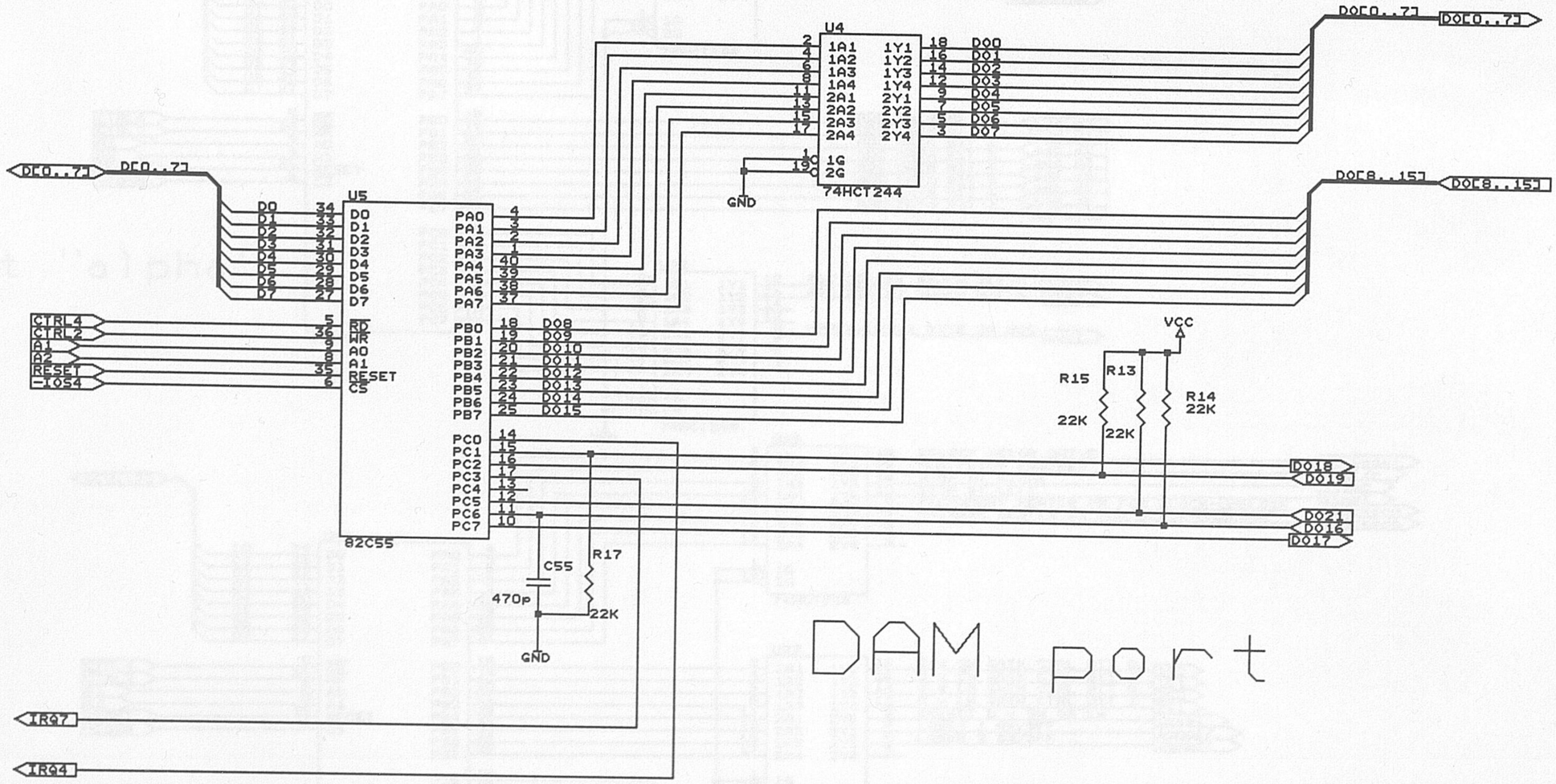
IFSI-IAA		
Size A3	Document Number OBDM	REV V
Date: August 14, 1997	Sheet 4 of 11	


A[0..15]
D[0..7]
U16
62256
U20
27C256
CTRL3
CTRL5
D[8..15]
U17
62256
U19
27C256
CTRL0
U18A
74HCT32
RAM0_CS
U18B
74HCT32
A0
ROM0_CS
U18D
74HCT32
U18C
74HCT32
GND
Memory Bank Ø
IFSI-IAAIFSI-IAA
Size A3
Document Number 0BDM
REV VV
Date: August 14, 1997
Sheet 5 of 11

Timers

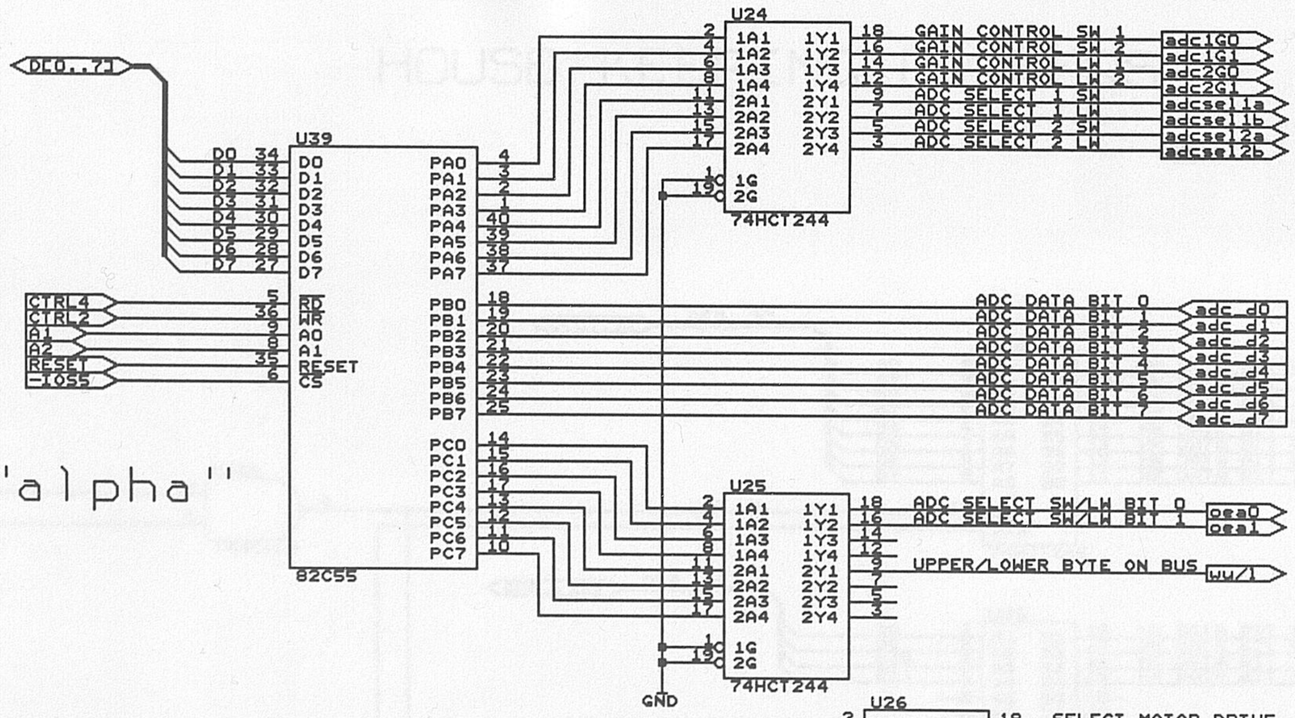


IFSI-IAA		
Size A3	Document Number OBDM	REV V
Date: August 14, 1997	Sheet 6 of 11	

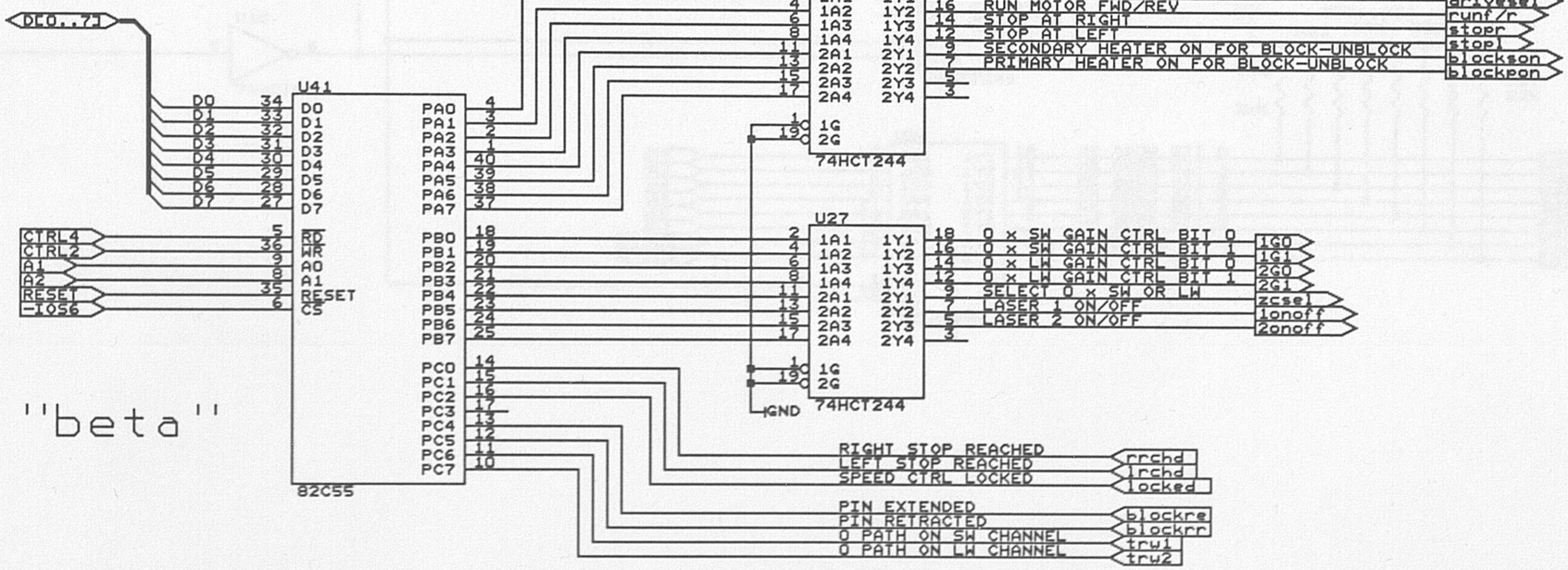

U4
74HCT244
1A1
1A2
1A3
1A4
2A1
2A2
2A3
2A4
1Y1
1Y2
1Y3
1Y4
2Y1
2Y2
2Y3
2Y4
1G
2G
GND
D0[0..7]
D0[8..15]
U5
82C55
PA0
PA1
PA2
PA3
PA4
PA5
PA6
PA7
PB0
PB1
PB2
PB3
PB4
PB5
PB6
PB7
PC0
PC1
PC2
PC3
PC4
PC5
PC6
PC7
D0
D1
D2
D3
D4
D5
D6
D7
CTRL4
CTRL2
A1
A2
RESET
-IOS4
RD
WR
A0
A1
CS
VCC
R15
R13
R14
22K
C55
470p
R17
D018
D019
D021
D016
D017
IRQ7
IRQ4
DAM port
IFSI-IAA
Size
A3
Document Number
OBDM
REV
V
Date:
August 14, 1997
Sheet
7 of
11

Analog Electronics Ports

Port "alpha"

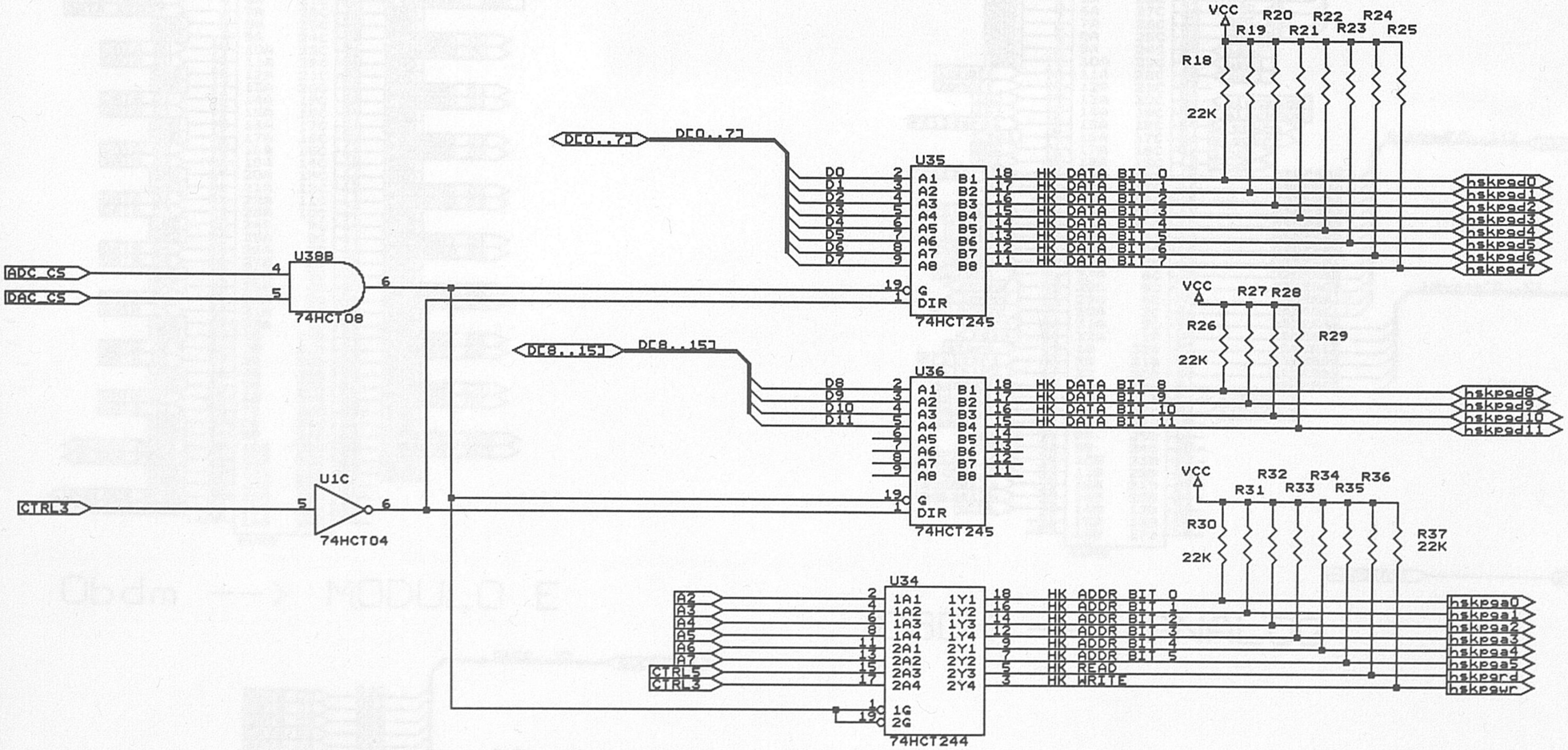


Port "beta"

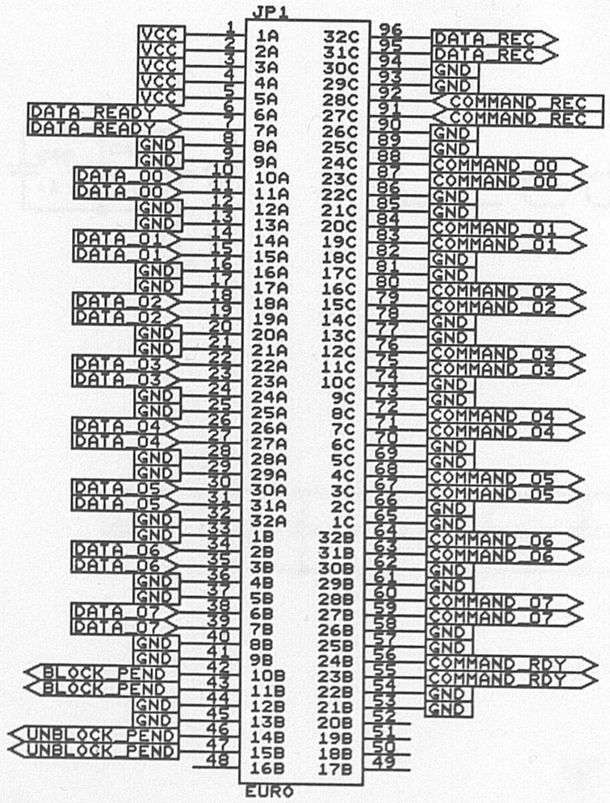


IFSI-IAA		
Size A3	Document Number OBDM	REV V
Date: August 14, 1997	Sheet 8 of 11	

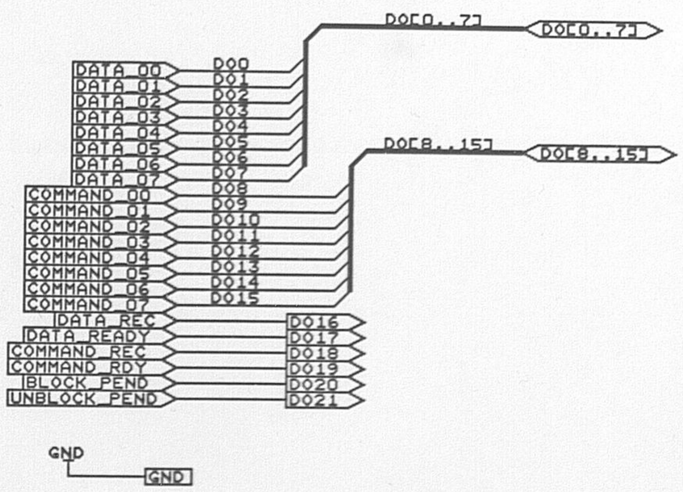
HOUSE KEEPING DRIVERS

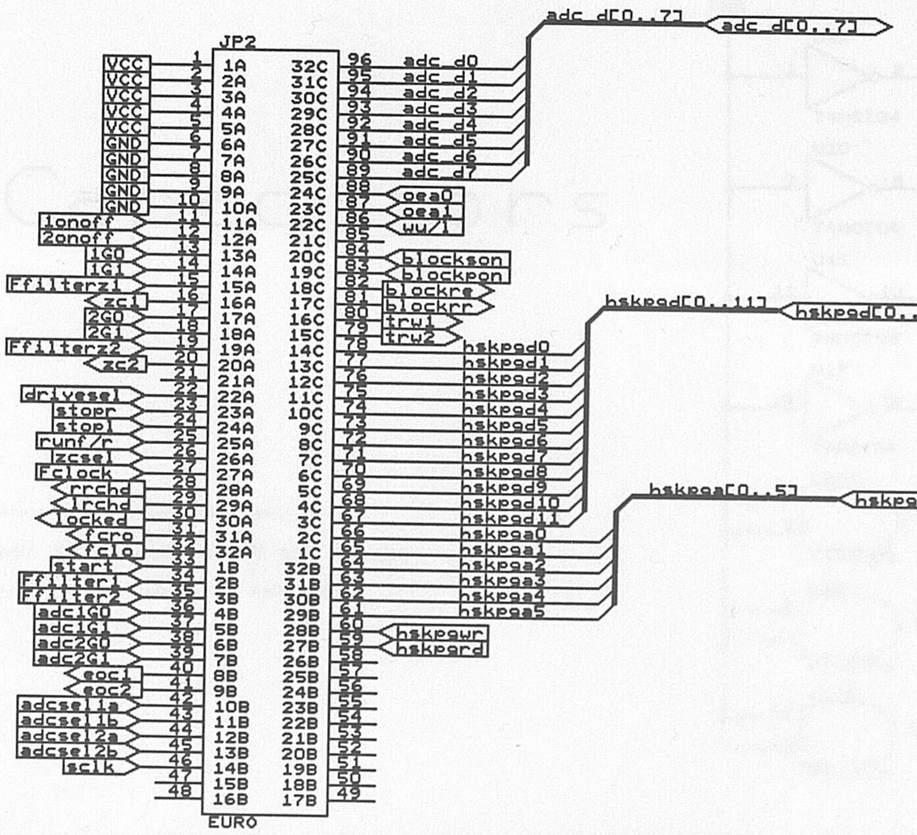


IFSI-IAA		
Size A3	Document Number OBDM	REV V
Date: August 14, 1997	Sheet 9 of 11	



Obdm --> MODULO E



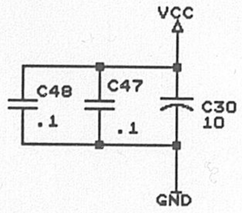


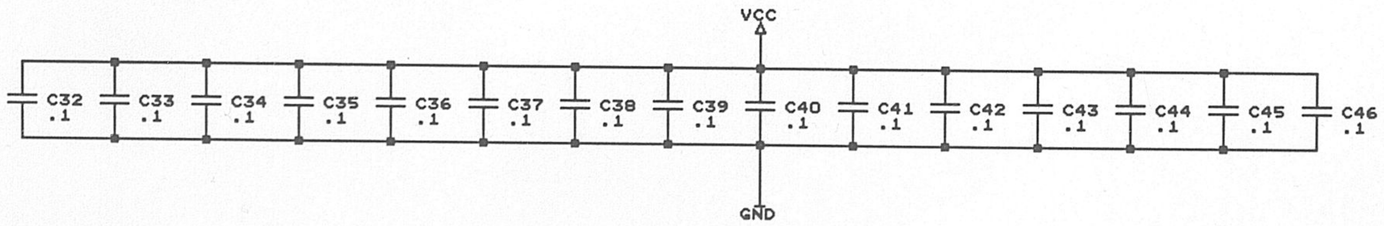


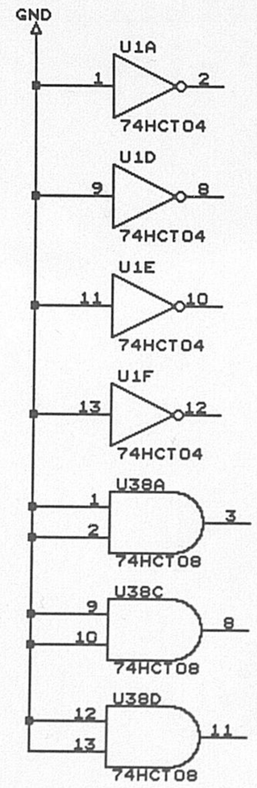
OBDM --> ANALOG

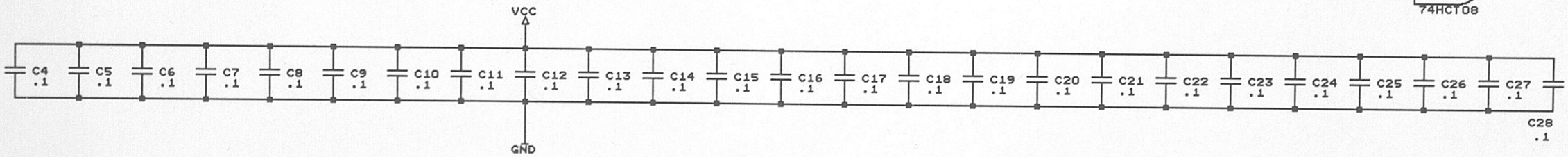
IFSI-IAA		
Size A3	Document Number OBDM	REV V
Date: August 14, 1997	Sheet 10 of 11	

Decoupling Capacitors









IFSI-IAA		
Size A3	Document Number OBDM	REV V
Date: August 14, 1997	Sheet 11 of 11	