



UNIVERSIDAD
POLITÉCNICA
DE MADRID

SELECCIÓN Y ESTUDIO DE UN COMPUTADOR DE A BORDO PARA MISIONES CUBESAT

GESTIÓN DE DATOS
MÁSTER UNIVERSITARIO EN SISTEMAS ESPACIALES (IDR-UPM)

Autor: Andrea Bravo Asián
Laura García Moreno
Diego Mataix Caballero
Andrés Pedraza Rodríguez

Profesor: Juan Zamorano
Alejandro Alonso
Miguel A. de Miguel

MADRID, 9 DE JUNIO, 2021

Resumen

El objetivo del presente trabajo es el estudio de las necesidades computacionales de un ordenador de a bordo y, en base a los requisitos identificados de la misión, la selección del equipo más adecuado. La misión estudiada es MARTINLARA (*Millimeter wave Array at Room Temperature for INstruments in LEO Altitude Radio Astronomy*), que supondrá el primer satélite en órbita de la Universidad Carlos III de Madrid.

Índice

Índice de figuras	I
Índice de tablas	II
1. Introducción	1
2. Metodología	1
3. Requisitos de la misión	1
3.1. Descripción de la misión	2
3.2. Misiones similares	3
3.3. Requisitos de OBDH	4
3.4. Estimación de los requisitos computacionales de envío de datos	6
4. Selección de componentes	7
4.1. Capacidad de cómputo	7
4.2. Memoria	7
4.3. Interfaces	10
4.4. Precios y fiabilidad	12
4.5. Elementos seleccionados	13
5. Conclusiones	14
Bibliografía	15

Índice de figuras

1. ISIS OBC.	13
----------------------	----

Índice de tablas

1.	Requisitos de masa, potencia, carga de pago principal y subsistema de C&DH de otras misiones.	3
2.	Datos generados al día por misiones similares.	4
3.	Estimación de los requisitos de transmisión de la radio a la estación de tierra durante los momentos de acceso.	6
4.	Características de algunos de los procesadores disponibles a nivel comercial.	7
5.	Características de algunas de las memorias volátiles disponibles a nivel comercial.	8
6.	Características de algunas de las memorias no volátiles disponibles a nivel comercial.	9
7.	Características de algunas de las memorias caché disponibles a nivel comercial.	9
8.	Dispositivos externos y tipo de puerto correspondiente [1].	10
9.	Interfaces y puertos de entrada soportados por distintas opciones a nivel comercial.	10
10.	Características de algunos de los dispositivos multiplexores y conversores de I2C a TTL disponibles a nivel comercial.	11
11.	Características de algunos de los dispositivos ADC disponibles a nivel comercial.	11
12.	Características de algunos de los estándares de los buses empleados para los dispositivos E/S.	12
13.	Precios y experiencia de vuelo disponibles a nivel comercial.	12
14.	Características del ordenador seleccionado.	13

Nomenclatura

Acrónimo	Significado
ADC	<i>Analogic to Digital Converter</i>
ADCS	<i>Attitude Determination And Control System</i>
C&DH	<i>Command and Data Handling</i>
CMB	Fondo Cósmico de Microondas
COM	<i>Communication subsystem</i>
CPU	<i>Central Processing Unit</i>
E/S	Entrada/Salida
EEPROM	<i>Electrically Erasable Programmable Read-Only Memory</i>
EPS	<i>Electrical Power System</i>
FPU	<i>Floating Point Unit</i>
GPIO	<i>General Purpose Input/Output</i>
I2C	<i>Inter-Integrated Circuit</i>
IDR	Instituto Ignacio da Riva
IMU	<i>Inertial Measurement Unit</i>
LEO	<i>Low Earth Orbit</i>
MARTINLARA	<i>Millimeter wave Array at Room Temperaturefor Instruments in LEO Altitude Radio Astronomy</i>
MCU	<i>Microcontroller Unit</i>
OBC	<i>On Board Computer</i>
OBDAH	<i>On-Board Data Handling</i>
RAM	<i>Random Access Memory</i>
ROM	<i>Read-Only Memory</i>
SDRAM	<i>Synchronous Dynamic Random Access Memory</i>
SPI	<i>Serial Peripheral Interface</i>
SRAM	<i>Static Random Access Memory</i>
TTL	<i>Time-to-live</i>
UART	<i>Universal Synchronous Receiver-Transmitter</i>
UPM	Universidad Politécnica de Madrid

1. Introducción

Un aspecto fundamental en el diseño de una misión es la arquitectura de los sistemas dedicados al manejo de la información que un vehículo ha de recibir, procesar y enviar. Esta información proviene de diversos dispositivos electrónicos como sensores, antenas o instrumentos científicos, que dependerán en gran medida de las particularidades de la misión. Es por ello que es necesario realizar una correcta selección y estudio de los computadores embarcados.

En el estudio presentado en este documento, el vehículo ha sido diseñado dentro del protocolo CubeSat, lo que supone un alto nivel de miniaturización. En los últimos años ha surgido un nuevo modelo de negocio denominado “NewSpace” que se basa en el diseño de elementos comerciales con menores tamaños, pesos y costes que los anteriormente empleados, abriendo así la puerta a otras entidades no gubernamentales a la exploración y explotación espacial. En este trabajo se analizarán este tipo de dispositivos y se hará una selección de acuerdo a sus características.

2. Metodología

Para la realización de este trabajo se ha hecho uso de la información facilitada a través del aula virtual y de los apuntes de la asignatura *Gestión de datos*, impartida en el Máster Universitario en Sistemas Espaciales (IDR-UPM). Asimismo, para la determinación de requisitos y consideraciones de diseño, se ha tenido en cuenta el estándar ECSS-Q-ST-80C: *Software product assurance* [2].

La misión MARTINLARA [3] se analizó con anterioridad en los documentos PDR [1] y [4], y de estos estudios se ha extraído la información necesaria para determinar los requisitos a los que el equipo se ve sujeto. Además, se han estudiado misiones similares de CubeSats con cargas de pago similares, como la misión RACE [5], CubeRRT [6] o IceCube [7]. Otros componentes disponibles en el mercado que se evalúan en este trabajo se han encontrado en páginas como CubeSatShop [8] e ISISPACE [9].

3. Requisitos de la misión

El objetivo del proyecto MARTINLARA es el diseño de una misión espacial de demostración tecnológica en órbita. Esta misión involucra el desarrollo de varias tecnologías para ser validadas en espacio, a saber, instrumentación de radioastronomía y observación de la Tierra, fotónica espacial y micropropulsión de plasma, todas ellas realizadas por grupos de investigación de la Comunidad de Madrid. Para ello, se desarrolla la plataforma de un nanosatélite siguiendo el estándar CubeSat con una dimensión de 6U.

3.1. Descripción de la misión

La misión MARTINLARA tiene varios objetivos principales sobre la demostración tecnológica y la ciencia. El primero tiene prioridad; el resto se consideran objetivos secundarios [3] .

1. Demostración tecnológica de un conjunto multibanda de 3 radiómetros fotónicos de onda milimétrica terrestre y 3 celestes que funcionan a temperatura ambiente.
 - Adquirir datos de temperatura, voltaje y corriente de la carga útil durante 15 minutos de muestreo en un rango de 0.05 -1 Hz mientras se pone en marcha.
 - Tomar mediciones con cada par de radiómetros durante dos órbitas (una con cada polarización) y verificar que se repiten por órbita y que las mediciones están en el rango esperado.
 - Continuar tomando mediciones durante un mes, repitiendo este esquema.
2. Observar la interacción del polvo interplanetario con la Tierra y los polos magnéticos Sur (Norte) con los radiómetros fotónicos de ondas milimétricas.
 - Tomar mediciones con los tres radiómetros terrestres durante una órbita completa cada uno, a menos de 500 km del polo Sur, con una precisión de apuntamiento de 1° y una precisión de 0.1° en la determinación de la actitud.
 - Continuar con las mediciones durante un mes.
3. Observar la temperatura del suelo de la Tierra con los radiómetros fotónicos de ondas milimétricas.
 - Tomar medidas de los radiómetros terrestres, con una precisión de apuntamiento angular de 1° , y una precisión de determinación de la actitud de 0.1° durante dos órbitas.
 - Continuar con las mediciones para cartografiar la Tierra por completo.
4. Observar el fondo cósmico de microondas (CMB) con los radiómetros fotónicos de ondas milimétricas del cielo.
 - Medir durante una órbita, con una precisión de mapeo de $\pm 0.5^\circ$ de ancho de haz.
 - Continuar midiendo para obtener un mapa completo del cielo si es posible.
5. Demostración tecnológica del primer propulsor eléctrico español de plasma micropulsado (μ PPT).
 - Operar el propulsor durante 10k pulsos (aproximadamente 3h) y realizar mediciones para calcular el bit de impulso por pulso, su desviación estándar y la deriva en el tiempo, con el objetivo de continuar posteriormente para conseguir 100k y 1M de pulsos.
6. Demostrar una plataforma de nanosatélite versátil para la demostración de tecnologías espaciales.

3.2. Misiones similares

Para facilitar el dimensionado de los distintos componentes del computador de a bordo, se han estudiado los subsistemas de OBDH empleados en misiones similares en cuanto a requisitos de masa, potencia y procesamiento de datos. Este estudio ha permitido ampliar el espectro de posibilidades que más adelante se analizan en detalle con el fin de encontrar la solución más apropiada para la misión.

En la Tabla 1 se recoge la información mencionada para varias misiones. Debe prestarse especial atención al tipo de carga de pago que involucra cada misión, puesto que los requisitos computacionales estarán principalmente condicionados por ella. En este contexto, una misión que involucre el procesamiento de imágenes requerirá una mayor capacidad de cómputo, en principio, que una misión que recoja datos con un radiómetro, como es la que se estudia en este documento. No obstante, se valorarán las características de cada ordenador en las siguientes secciones, puesto que las particularidades de cada misión son diversas.

Tabla 1: Requisitos de masa, potencia, carga de pago principal y subsistema de C&DH de otras misiones.

Nombre	Carga de pago	Uds.	Masa [kg]	Potencia [W]	Subsistema C&DH	Ref.
ASTERIA	Toma de imágenes	6U	10	48	Spaceflight Industries CORTEX 160 Flight Computer	[10]
MarCO	Comunicaciones	6U	12	35	AstroDev MSP430F2618 Microcontroller (OBC)	[11], [12]
IceCube	Radiómetro	6U	14	24	Proton P400K-SGMII-2-PCI104S-SD Space Computer (OBC)	[7], [13]
BUAA-Sat	Toma de imágenes	6U	30	11 - 15.5	LPC2294 Processor	[14]

Asimismo, se han analizado otras misiones de CubeSats que toman mediciones con un radiómetro (CubeRRT, RACE) o un radar (Raincube) para tener una primera estimación de la cantidad total de datos que se generan en el vehículo. Esta información se puede consultar en la Tabla 2, donde la cantidad de datos generados por día involucra tanto las mediciones de carácter científico como los datos de telemetría del satélite. Este análisis servirá para dimensionar la memoria necesaria a bordo, así como los buses de datos entre el *transceiver* y el procesador, puesto que no se han proporcionado requisitos relacionados con la cantidad de datos generada por cada medición ni la frecuencia de dichas mediciones.

Tabla 2: Datos generados al día por misiones similares.

Nombre	Carga de pago	Uds.	Datos generados por día [MB/día]	Ref.
RACE	Radiómetro	3U	48.00	[5]
RainCube	Radar	6U	216.25	[15]
CubeRRT	Radiómetro	6U	138.00	[6]

De acuerdo a los resultados mostrados, se puede estimar que la cantidad de datos generada al día en una misión de este tipo es del orden de 100 - 200 MB por día.

3.3. Requisitos de OBDH

De los requisitos de la misión previamente expuestos se extraen una serie de conclusiones en lo que a tratamiento de datos se refiere. Para poder realizar un estudio comparativo de computadores de a bordo, se deben identificar las necesidades relacionadas con capacidad de cómputo, memoria, interfaces, fiabilidad y coste.

La capacidad de cómputo dependerá principalmente de la velocidad con la que se deben realizar las operaciones y de la complejidad de éstas. En lo que respecta a esta misión, se tienen diversas cargas de pago que implican un coste computacional, junto con las operaciones de mantenimiento del propio satélite. No obstante, los objetivos científicos no involucran tratamiento de imágenes y no hay requisitos exigentes en cuanto a frecuencia de muestreo, por lo que se puede concluir que la capacidad de cómputo no será un aspecto demandante en esta misión.

La carga de pago que involucra requisitos más exigentes son los radiómetros. Según se expone en el primer objetivo de la Sección 3.3, las mediciones de estos radiómetros deben ser procesadas para verificar que se repiten por órbita y que las mediciones se encuentran dentro de un rango esperado. Por tanto, se identifican los siguientes requisitos:

- La memoria debe ser capaz de almacenar las mediciones durante dos órbitas, para que se puedan comparar entre ambas. En principio, se desea almacenar dicha información en la memoria volátil, de modo que ésta se reescriba una vez se transmitan los datos a tierra. No obstante, teniendo en cuenta que las mediciones de los radiómetros no se pueden llevar a cabo en todas las órbitas, es de vital importancia proteger la información recopilada en una medición. Para incrementar la fiabilidad de la misión, se dimensiona la memoria no volátil de modo que ésta también sea capaz de almacenar copias de seguridad de las mediciones realizadas por el radiómetro. Así, no se perdería la información en caso de reinicio del computador, fallo del sistema de alimentación, de necesidad de operación en modo seguro o de fallo del sistema de telecomunicaciones.

- Las verificaciones de que los datos medidos se encuentran dentro de un rango involucran operaciones en coma flotante, por lo que se requerirá del uso de una FPU (*Floating Point Unit*). Las operaciones en precisión simple se consideran suficientes, teniendo en cuenta que la precisión de los radiómetros es limitada.
- Las operaciones de procesamiento de datos, pese a imponer requisitos de coma flotante, no son complejas. Esto quiere decir que la memoria dedicada a los programas, también soportada por la memoria no volátil, no requiere una gran capacidad de almacenamiento.

Se estima que el sistema de micropropulsión lleve sensores que recojan señales más simples que los radiómetros. En cuanto al procesamiento de datos, se extraen conclusiones análogas a las anteriormente expuestas. Según el quinto objetivo expuesto en la Sección 3.3, se llevarán a cabo operaciones relacionadas con la desviación estándar y deriva en el tiempo. Éstas son operaciones sencillas, aunque involucran una unidad de coma flotante. Por otro lado, este experimento no necesita operar durante tiempos tan largos como los radiómetros, por lo que sus necesidades podrían ser suplidas mediante el uso de distintos modos de funcionamiento si fuese necesario.

En cuanto a la capacidad de almacenamiento y de transmisión de datos requerida, es necesario analizar la cantidad de datos generada y el tiempo que deben mantenerse almacenados en memoria. En esta misión, se cuenta con una estación de tierra (Kiruna) con la que se puede realizar una media de 11 accesos por día con un tiempo promedio de acceso de 580 s para la órbita seleccionada. Dimensionando la memoria de forma conservativa en base a los datos generados en misiones similares (ver Tabla 2), se puede estimar que se generan 200 MB de datos por día. Teniendo en cuenta el número medio de orbitas por día, se puede estimar que se generan aproximadamente 20 MB por órbita. Según los requisitos científicos, deben mantenerse los datos generados por los radiómetros durante dos órbitas. Para aumentar la fiabilidad de la misión, también se considera que los datos de telemetría deben poder almacenarse durante dos órbitas para el caso de que se de un acceso fallido. En este contexto, se requiere una capacidad de almacenamiento a bordo de 40 MB aproximadamente.

La diversidad de dispositivos periféricos que se deben conectar al ordenador imponen la necesidad de soportar una serie de interfaces, por lo que éste será otro aspecto determinante en la selección del computador de a bordo. Este requisito se analiza en mayor detalle en la Sección 4.3.

El satélite será diseñado con un protocolo CubeSat 6U, por lo que el tamaño de los dispositivos y la potencia eléctrica disponible vendrán condicionados principalmente por este protocolo. Esto conlleva un alto nivel de integración y miniaturización, así como consumo de potencia y masa reducidos. No obstante, el estándar CubeSat de seis unidades es uno de los de mayor tamaño dentro de esta familia de nanosatélites. Al no llevarse cargas de pago excesivamente voluminosas ni con excesivo consumo de potencia, el espacio y la potencia disponibles no deberían ser una limitación importante.

Finalmente, en la selección del computador será importante encontrar una solución de alta fiabilidad, lo cual se medirá en términos de herencia de vuelo, y bajo coste. Se buscará un diseño eficiente, esto es, que cubra con las necesidades propuestas con una alta fiabilidad e implicando el menor coste posible.

3.4. Estimación de los requisitos computacionales de envío de datos

Como se ha comentado previamente, la velocidad de transmisión de los datos con la estación de tierra depende del tipo de bus que se emplee en la conexión entre la radio y el procesador. Por lo tanto, determinar los requisitos de velocidad de transmisión de la radio es esencial para la correcta selección de componentes. Para ello, se ha realizado una estimación considerando primeramente la duración media del acceso durante los 100 días operacionales de la misión, dentro de las fechas establecidas, así como la media de accesos por día y el total de datos transmitidos por día, que se ha estimado a través del análisis de satélites de formato y carga de pago similar (ver Sección 3.2). En la Tabla 3 se muestran los resultados de esta estimación, considerando el caso óptimo en el que todos los datos se envían en cada acceso.

Tabla 3: Estimación de los requisitos de transmisión de la radio a la estación de tierra durante los momentos de acceso.

Transmisión de datos	
Duración media del Acceso [s]	585.57
Total Datos / Día [MB]	100
Media Nº Accesos / Día	11
Datos / Acceso [KB/s]	15.525

Considerando las velocidades de transmisión para cada estándar del bus de datos propuesto en la Tabla 12, así como los requisitos de conexión de las distintas interfaces expuestos en la Tabla 8, se llega a la conclusión de que tanto el uso de puertos I2C como RS-422 son capaces de transmitir la cantidad de datos requerida durante los momentos de acceso a la estación de tierra. En el caso del *transceiver*, este requiere de una interfaz tipo RS-422 (mírese la Tabla 8) que tiene una velocidad máxima de transmisión de 1.25 MBps (10 Mbps), muy superior al requisito de 15.5 KBps que se ha obtenido de la estimación anterior. Por lo tanto, sería posible transmitir todos los datos deseados en cada acceso.

4. Selección de componentes

En vista de los requisitos extraídos en la sección anterior, se expone a continuación un estudio más detallado de las distintas características que presentan los sistemas de computación a bordo. De aquellos ordenadores empleados en misiones similares de los que se ha encontrado suficiente información, así como otras opciones encontradas en el mercado, se propone un estudio comparativo en base a las siguientes características: capacidad de cómputo, memoria, interfaces, fiabilidad y coste.

4.1. Capacidad de cómputo

Según se ha concluido en la Sección 3.3, la capacidad de cómputo no es especialmente demandante en esta misión. En la Tabla 4 se muestran las características de algunos procesadores disponibles en el mercado. Cabe mencionar que en el caso del OBC de ICEPS y de ISIS la familia de procesador es la misma, ARM Cortex A9, pero en el caso de ICEPS el fabricante no ofrece información pública del modelo exacto de CPU que emplean. Asimismo, es preciso tener en cuenta que las dos últimas opciones mostradas en la tabla son unidades de microcontroladores y no computadores completos.

Tabla 4: Características de algunos de los procesadores disponibles a nivel comercial.

Nombre	Reloj CPU	Procesador	Referencia
CORTEX 160	400 MHz	Dual PPC405 processors	[16], [17]
ISIS OBC	400 MHz	32-bit AT91SAM9G20	[18], [19]
ICEPS	733 MHz	Fast Dual-core ARM Cortex A9 CPU.	[20]
AstroDev MCU	16 MHz	-	[21]
C2000 MCU	2 x 200 MHz	-	[22]

En este estudio comparativo, se puede establecer que el ordenador de ICEPS presenta una capacidad de procesamiento elevada para las necesidades de esta misión, mientras que el microcontrolador de AstroDev resultaría insuficiente, lo que podría suplirse con la implementación de varias unidades. En principio, las mejores opciones en materia de velocidad de procesamiento son CORTEX 160, ISIS OBC y el microcontrolador C2000.

4.2. Memoria

En lo que respecta a la memoria, se van a analizar las prestaciones de las distintas opciones propuestas en cuanto a memoria caché, memoria volátil y memoria no volátil.

Memoria volátil

Durante la ejecución de programas es necesario almacenar las variables usadas además de los reportes de telemetría y telecomandos, ya que no se tiene acceso constante con la estación de tierra. En este caso, se valora la presencia de una memoria RAM de tipo dinámico. Este es el tipo de memoria más comúnmente empleada debido a que no es necesario que el procesador se ocupe de eliminar los datos que no son necesarios, sino que éstos se eliminan automáticamente si no son refrescados cada cierto tiempo.

Las capacidades de estos dispositivos suelen ser del orden de MB, ya que la necesidad de almacenamiento volátil en misiones de CubeSat 6U no es excesivamente grande a no ser que se requieran cálculos complejos o adquisición de datos a alta velocidad. En la Tabla 5 se recogen las características de la memoria RAM de las opciones bajo estudio.

Tabla 5: Características de algunas de las memorias volátiles disponibles a nivel comercial.

Nombre	Memoria volátil	Referencia
CORTEX 160	64 MB SDRAM	[16], [17]
ISIS OBC	64 MB SDRAM	[18] y [19]
ICEPS	512 MB DDR3L RAM	[20]
AstroDev MCU	8 KB SRAM	[21]
C2000 MCU	277 KB RAM	[22]

Entre las distintas opciones mostradas en la tabla, se concluye que el ordenador de ICEPS estaría sobredimensionado para esta misión, mientras que los ordenadores CORTEX 160 y ISIS OBC presentan un almacenamiento adecuado, cubriendo las necesidades mencionadas en la Sección 3.3. Las dos últimas opciones mostradas requieren del uso de una memoria externa, lo cual también es una solución a considerar.

Memoria no volátil

Como se ha comentado previamente, a lo largo de una misión científica es necesario almacenar una cierta cantidad de datos por si existe una fallo de ejecución o de alimentación e incluso se ha de considerar la probabilidad de que no sea posible el acceso con tierra y la RAM ya esté saturada. Para este tipo de funcionalidades se suele incluir una memoria ROM de un tamaño relativamente pequeño (sobre todo si se pueden descartar los datos científicos no transmitidos).

Comúnmente se suelen emplear unidades de memoria Flash o EEPROM ya que, aunque no son volátiles, es posible borrarlas una vez descargados los datos en tierra, liberándose así la memoria de forma rápida y sin necesidad de elementos de borrado electromagnéticos que puedan suponer un peso

adicional o consumir demasiada potencia. En la Tabla 6 se recogen las características de la memoria ROM de las opciones propuestas.

Tabla 6: Características de algunas de las memorias no volátiles disponibles a nivel comercial.

Nombre	Memoria no volátil	Referencia
CORTEX 160	16 GB Compact Flash	[16], [17]
ISIS OBC	1 MB NOR Flash	[18] y [19]
ICEPS	32 MB QSPI Flash	[20]
AstroDev MCU	128 KB Flash	[21]
C2000 MCU	1024 KB Flash	[22]

Se puede concluir que el único ordenador que cubre las necesidades de almacenamiento propuestas en la Sección 3.3 es el CORTEX 160, aunque este estaría sobredimensionado. El resto de opciones requeriría del uso de una memoria no volátil externa. Por tanto, habría que comparar el coste que supone un ordenador sobredimensionado en memoria como el CORTEX 160 con la opción de seleccionar el ordenador de ISIS o el microcontrolador C2000 junto con una memoria externa. Cabe mencionar que el ordenador de ISIS sólo requeriría de una memoria externa no volátil, mientras que el C2000 requeriría ambos tipos, lo cual también debe tenerse en cuenta para analizar los costes.

Memoria caché

El principal objetivo de incorporar una memoria caché es poder contar con acceso directo desde la CPU, lo que incrementa notablemente la velocidad de los procesos. La implementación de memoria caché depende principalmente del tipo de operaciones llevadas a cabo por el procesador. En este caso, las cargas de pago no suponen cálculos complejos, por lo que en principio no se considera estrictamente necesaria su presencia. Sin embargo, en fases posteriores de diseño podría incrementarse el volumen de operaciones llevadas a cabo por el refinamiento de los experimentos científicos embarcados que precisen de un mayor número de sensores, por tanto un mayor número de medidas y un mayor número de cálculos.

En la Tabla 7 se recogen las características de algunas de las memorias caché comerciales. Cabe destacar que las memorias caché proporcionadas están integradas dentro del chip de silicio que contiene también el procesador, con el fin de disminuir aún más el tiempo de acceso.

Tabla 7: Características de algunas de las memorias caché disponibles a nivel comercial.

Nombre	Memoria caché	Referencias
CORTEX 160	16KB L1 (Instruction Cache), 8KB (Data Cache Array)	[16], [17]
ISIS OBC	32-KB Data Cache, 32-KB Instruction Cache	[18], [19]

4.3. Interfaces

Dada la diversa naturaleza de los sistemas embarcados, es preciso contar con una serie de interfaces que permitan la interacción del ordenador principal con el resto de subsistemas. En la Tabla 8 se muestran los puertos necesarios para la conexión de los distintos componentes que conforman los subsistemas de control de actitud, comunicaciones y generación y gestión de potencia eléctrica.

Tabla 8: Dispositivos externos y tipo de puerto correspondiente [1].

Subsistema	Componente	Interfaz
ADCS	Sensor solar	I2C
	Magnetómetro	I2C
	Magnetopar	I2C
	IMU	RS-422
	Rueda de reacción	RS-422
COM	Transceiver	RS-422
EPS	Batería	I2C

Por otro lado, en la Tabla 9 se recoge la información relativa al número de puertos y tipos de interfaz que contienen los distintos ordenadores que se están estudiando.

Tabla 9: Interfaces y puertos de entrada soportados por distintas opciones a nivel comercial.

Nombre	Interfaces				
	GPIO	SPI	I2C	UART	ADC
CORTEX 160	44	2	2	5 RS-422 + 3 RS-485	-
ISIS OBC	104	Master mode up to 8 slaves	Master / Slave modes	2 (RS232 + RS232 / RS485 / RS422)	8 channel - 10 bit
ICEPS	62	N/A	1 Slave	14 USB2.0 60MB/s r/w 6 externos y 8 internos	
AstroDev MCU	48 pins	2	2	2	12 bit
C2000 MCU	169 pins	4	2	4	4 × 16 bit / 12 bit

Se puede observar que varios de los equipos mostrados en la Tabla 8 hacen uso del protocolo I2C (*Inter-Integrated Circuit*). En todos los ordenadores propuestos, el número de puertos I2C es insuficiente, de modo que es necesario proponer una solución al respecto. Una opción es multiplexar la señal (asumiéndose por tanto un menor tiempo de lectura de datos), o bien que alguna de ellas se convierta a TTL (*Time-to-live*). Esta decisión dependerá fundamentalmente del ancho de banda. En la Tabla 10 se muestran las características de algunos de los dispositivos disponibles para realizar estas tareas de multiplexación o conversión.

Tabla 10: Características de algunos de los dispositivos multiplexores y conversores de I2C a TTL disponibles a nivel comercial.

Componente	Nombre	Características	Referencia
Multiplexor I2C	TCA9548A	8 pines I2C Alimentación: 3.3 V a 5V	[23]
Conversor I2C a TTL	CN-TTL-4CH	4 canales bidireccionales Alimentación: 3.3 V a 5V	[24]

A la hora de comunicarse con la CPU, algunas de las señales habrán de ser convertidas de analógico a digital con un conversor ADC (Analogic to Digital Converter). Éstas provienen de las mediciones de carácter científico así como de los datos de telemetría del satélite. Existen versiones más o menos precisas en función del tipo de tratamiento de señales de entrada, aunque por norma general estos dispositivos no suelen ser elementos dedicados excepto para equipos muy específicos, por lo que suelen estar integrados en la tarjeta del ordenador. Por tanto, la presencia del conversor ADC en el computador de a bordo es necesaria para la misión. Desde este punto de vista, los ordenadores ISIS OBC y el microprocesador C2000 presentan buenas prestaciones.

Para el caso de que se deba incorporar un conversor ADC externo, se pueden consultar en la Tabla 11 las características de algunos de los ADC disponibles en el mercado.

Tabla 11: Características de algunos de los dispositivos ADC disponibles a nivel comercial.

Dispositivo ADC	Especificaciones	Referencia
AD7928BRUZ	12bit, 8 canales, 20 pines, interfaz SPI, 1 MSPS	[25]
EVAL-AD4003FMCZ	18bit, 1 canal, 10 pines, interfaz SPI, 2MSPS	[26]
LTC1609	16bit, 20 pines, interfaz SPI, 200 ksp/s	[27]

La velocidad de transferencia de los buses de datos entre los dispositivos E/S y el procesador acaba por determinar la capacidad de transferencia de éste. Esto es debido a que la comunicación vía puerto serie actúa como un cuello de botella, ya que la capacidad de cómputo del procesador es mucho mayor a la velocidad de transferencia de los puertos seriales. Por lo tanto, estos dispositivos presentan un funcionamiento a través de interrupciones, a través de las cuales emplean recursos del procesador sólo cuando es necesario. Cabe destacar también que los distintos estándares de puertos E/S tienen unos requisitos distintos en términos de velocidad máxima de transmisión de datos. En la Tabla 12 se muestra la velocidad máxima de transmisión para el estándar I2C, RS-422 (UART) y Ethernet.

Tabla 12: Características de algunos de los estándares de los buses empleados para los dispositivos E/S.

Bus	Modo	Velocidad de transferencia	Soportado por ARM Cortex A9	Referencia
I2C	Fast Mode	400 Kbps	Sí	[28]
	Fast Mode Plus	1 Mbps	Sí	
	High Speed Mode	3.4 Mbps	No	
UART	RS-422	10 Mbps	Sí	[29]
Ethernet	10/100/1000 Mbps	1000 Mbps	Sí (100 Mbps)	[30]

Este análisis es, por lo tanto, esencial a la hora de determinar la cantidad de datos que pueden enviarse a la estación de tierra durante la duración de un acceso, ya que viene determinado por la velocidad de transferencia del bus entre la radio y el procesador y la capacidad de transmisión.

4.4. Precios y fiabilidad

Después del análisis anterior ninguna de las conclusiones extraídas es válida si no se tiene en cuenta el presupuesto de la misión y los niveles de fiabilidad fijados por el proyecto. Es por ello que en la Tabla 13 se recogen los datos al respecto de estos aspectos.

Tabla 13: Precios y experiencia de vuelo disponibles a nivel comercial.

Nombre	Rango de precios	Fiabilidad	Referencia
CORTEX 160	\$ 77500 (Flight Unit) \$ 47500 (EDU)	ASTERIA	[16],[17]
ISIS OBC	4400 - 12600 €	Experiencia de vuelo desde 2014	[18], [19]
ICEPS	16500 - 53000 €	IRVINE03, IRVINE04 y QB-ROVER	[20]
AstroDev MCU	\$ 5588	MarCO	[21]
C2000 MCU	\$14018	—	[22]

Como se puede observar, el ordenador de ISISPACE se presenta como una opción muy prometedora ya que, aun siendo el más barato de los estudiados, tiene unas características de computación que satisfacen las exigidas por las características de la misión y memoria volátil suficiente. La implementación de la memoria no volátil externa incrementaría ligeramente el coste, pero esta solución permanece siendo la más satisfactoria entre todas las posibilidades estudiadas. Asimismo, la fiabilidad de este ordenador es elevada por su gran herencia de vuelo.

4.5. Elementos seleccionados

Del anterior análisis se extraen los requisitos que ha de cumplir el sistema OBDH seleccionado para la misión MARTINLARA, a través de los cuales se realiza la selección de un ordenador de a bordo que cumpla todos ellos. Para ello se toma como punto de referencia los sistemas OBC descritos en la Tabla 4. En la Figura 1 se presenta el OBC de ISIS elegido.



Figura 1: ISIS OBC.

Tabla 14: Características del ordenador seleccionado.

Nombre	Procesador	Memoria cache	Memoria volátil	Memoria no volatil	Interfaz		Precio	Referencias
ISIS OBC	ARM9 AT91SAM9G20 400MHz 32-bit	Data Cache 32-Kbyte	SDRAM 64 MB	NOR Flash 1 MB	GPIO	104	4400 - 12600 €	[18], [19]
		Instruction Cache 32-Kbyte	FRAM 512kB		SPI	Master mode up to 8 slaves		
					I2C	Master or Slave		
					UART	2 (RS232 + RS232 / RS485 / RS422)		
					ADC	8 channel - 10 bit		

El computador de a bordo propuesto, desarrollado por la empresa ISISPACE, emplea un procesador AT91SAM9G20 a 400 MHz, basado en la plataforma ARM Cortex A9. Este computador cuenta con un total de 32 KB de *data cache* y 32 KB de *instruction cache*, así como 64 MB de SDRAM de memoria volátil y 1 MB de NOR Flash como memoria no volátil. Este computador también cuenta con suficientes puertos de E/S, de tipo GPIO, Ethernet y RS-422 para conectar los dispositivos externos requeridos. Aún así, es necesario el uso de un multiplexor para obtener los 4 puertos que emplean el bus I2C, ya que el ISIS OBC cuenta únicamente con 2.

Otra opción que se presenta es el uso de un microcontrolador como el C2000 MCU, ya que sus capacidades son más acordes a las necesidades de la misión pero, además de suponer un mayor coste, precisa de un desarrollo de la arquitectura del hardware propia pues es necesario incluir otros elementos de hardware como memorias externas, puertos, conversores, etc. Además, en este caso se apuesta por la selección de un ordenador completo ya que se trata de un proyecto llevado a cabo por una universidad y, aunque el diseño propio del hardware conlleva a soluciones mucho más óptimas en cuestiones de potencia y peso, los recursos de los que se disponen son mucho más reducidos.

5. Conclusiones

Del trabajo realizado se extraen las siguientes conclusiones:

- La selección de un computador de a bordo depende en gran medida de las cargas de pago y sistemas del satélite, que tendrán unos requisitos de capacidad computacional específicos. Estos requisitos dependen de las peculiaridades de cada misión, de modo que no se puede establecer una regla general para todos los satélites del mismo tamaño y peso. Por lo tanto, la estimación de dicha capacidad computacional es esencial a la hora de realizar el diseño preliminar y detallado del satélite.
- Debido al alto precio de los componentes empleados para aplicaciones espaciales, la selección del computador de precio más reducido que cumpla con los requisitos cobra importancia.
- Los requisitos computacionales de la misión MARTINLARA no son excesivamente exigentes ya que las cargas de pago a bordo del satélite no generan imágenes, sino únicamente datos del radiómetro, del micropropulsor experimental cuando está en funcionamiento y genera datos sobre su operación y de los sistemas de control de actitud y de potencia.
- El computador de a bordo propuesto es el ISIS OBC desarrollado por la empresa ISISPACE, que emplea un procesador AT91SAM9G20 a 400 MHz, basado en la plataforma ARM Cortex A9. Este computador cuenta con un total de 32 KB de *data cache* y 32 KB de *instruction cache*, así como 64 MB de SDRAM de memoria volátil y 1 MB de NOR Flash como memoria no volátil. Este computador también cuenta con suficientes puertos de E/S, de tipo GPIO, Ethernet y RS-422 para conectar los dispositivos externos requeridos. Aún así, es necesario el uso de un multiplexor para obtener los 4 puertos que emplean el bus I2C, ya que el ISIS OBC cuenta únicamente con 2.
- La transmisión de datos a la estación de tierra utiliza un *transceiver* de tipo S-band que transmite a una frecuencia de entre 2200-2290 MHz y recibe en una frecuencia entre 2025-2110 MHz. Dadas las características de la misión, el tipo de órbita y la estación de tierra se requiere una transmisión de unos 15.5 KBps, que puede ser proporcionada tanto por el *transceiver* como por el bus RS-422 empleado entre este dispositivo y el procesador.

En posteriores estudios será necesario realizar un análisis más exhaustivo de los requisitos computacionales de los distintos sistemas y cargas de pago, de manera que se pueda determinar con mayor confianza el ordenador de a bordo a emplear en la misión MARTINLARA. Del mismo modo será necesario determinar el proceso de integración del software con el hardware elegido.

Bibliografía

- [1] M. Alonso Álvarez, A. Bravo Asián, D. del Río Velilla, L. García Moreno, R. Luque López, D. Mataix Caballero, M. Merchán Bravo, S. Muela Márquez, D. Navajas Ortega, M. E. Piqueras Carreño, J. Vega Mateos, P. Zapatero Montaña, Concurrent Engineering: MARTINLARA PDR.
- [2] ECSS, ECSS-Q-ST-80C Software Product Assurance, ECSS Quality Branch (Rev.1) (2017) 1–25.
- [3] MARTINLARA Mission Objectives.
URL <https://martinlara3.webnode.es/martinlara-mission/>
- [4] D. Estébanez Mérida, J. Fernández Díz, Á. González Fariña, D. Huergo Perea, N. Martínez Figueira, G. Moreno Arriaga, A. Pedraza Rodríguez, M. Ramiro Aguirre, P. Romero Ramos, A. I. Soria Carro, J. M. Vergara Pérez, Preliminary Design Report MARTINLARA.
- [5] RACE (Radiometer Atmospheric CubeSat Experiment) - Satellite Missions - eoPortal Directory.
URL <https://directory.eoportal.org/web/eoportal/satellite-missions/content/-/article/race>
- [6] CubeRRT - eoPortal Directory - Satellite Missions.
URL <https://directory.eoportal.org/web/eoportal/satellite-missions/c-missions/cubertr>
- [7] IceCube - Satellite Missions - eoPortal Directory.
URL <https://directory.eoportal.org/web/eoportal/satellite-missions/i/icecube>
- [8] CubeSatShop.com - One-stop webshop for CubeSats Nanosats.
URL <https://www.cubesatshop.com/>
- [9] ISISPACE - Disruptive space solutions to help create a better tomorrow.
URL <https://www.isispace.nl/>
- [10] ASTERIA - Satellite Missions - eoPortal Directory.
URL <https://directory.eoportal.org/web/eoportal/satellite-missions/a/asteria>
- [11] MarCO - eoPortal Directory - Satellite Missions.
URL <https://directory.eoportal.org/web/eoportal/satellite-missions/m/marco>

- [12] S. Asmar, S. Matousek, Mars cube one (MarCO) shifting the paradigm in relay deep space operations, in: SpaceOps 2016 Conference, American Institute of Aeronautics and Astronautics Inc, AIAA, 2016. doi:10.2514/6.2016-2483.
URL <http://arc.aiaa.org>
- [13] K. F. Evans, J. R. Wang, P. E. Racette, G. Heymsfield, L. Li, Ice cloud retrievals and analysis with the compact scanning submillimeter imaging radiometer and the cloud radar system during CRYSTAL FACE, Journal of Applied Meteorology 44 (6) (2005) 839–859. doi:10.1175/JAM2250.1.
- [14] BUAA-Sat - eoPortal Directory - Satellite Missions.
URL <https://directory.eoportal.org/web/eoportal/satellite-missions/b/buaa-sat>
- [15] RaInCube - eoPortal Directory - Satellite Missions.
URL <https://directory.eoportal.org/web/eoportal/satellite-missions/r/raincube>
- [16] CORTEX 160 Flight Computer Price : \$ 77 , 500 (Flight Unit) 9934.
- [17] CORTEX 160 Flight Computer | satsearch.
URL <https://satsearch.co/products/spaceflight-industries-inc-cortex-160-flight-computer>
- [18] ISIS On Board Computer - ISISPACE.
URL <https://www.isispace.nl/product/on-board-computer/>
- [19] ISIS On board computer - CubeSatShop.com.
URL <https://www.cubesatshop.com/product/isis-on-board-computer/>
- [20] EXA ICEPS Spacecraft System Core - CubeSatShop.com.
URL <https://www.cubesatshop.com/product/iceps-spacecraft-system-core/>
- [21] MSP430F2618 data sheet, product information and support | TI.com.
URL <https://www.ti.com/product/MSP430F2618#product-details#description>
- [22] TMS320F28384S-Q1 data sheet, product information and support | TI.com.
URL <https://www.ti.com/product/TMS320F28384S-Q1>
- [23] Multiplexor I2C TCA9548A Adafruit 2717 | BricoGeek.com.
URL <https://tienda.bricogeek.com/circuitos-integrados/1060-multiplexor-i2c-tca9548a.html>

- [24] CONVERSION NIVEL TTL 4 CANALES IIC I2C - tiendatec.es.
URL <https://www.tiendatec.es/electronica/componentes/conversor-dc-dc/19-conversor-nivel-ttl-4-canales-iic-i2c-level-shifter-8400190010018.html>
- [25] AD7928BRUZ Analog Devices | Mouser España.
URL <https://www.mouser.es/ProductDetail/Analog-Devices/AD7928BRUZ?qs=%2FtpEQrCGXCzTTSkoVF%2F8mg%3D%3D>
- [26] Convertidor de Analógico a Digital, 16 bit, 200 kSPS, Bipolar, Unipolar, SPI, Simple, 4.75 V.
URL https://es.farnell.com/linear-technology/ltc1609aisw-pbf/adc-16bit-200ksps-20soic/dp/2294545?CMP=KNC-GES-GEN-KWL-PDP-14-JUL-20&mckv=pcTcd10h_dc%7Cpcrid%7C444480274296%7C
- [27] AD4003 Datasheet and Product Info | Analog Devices.
URL <https://www.analog.com/en/products/ad4003.html?doc=AD4003-4007-4011.pdf>
- [28] Analog, I2C Quick Guide.
- [29] Electronics Notes, Introduction to RS422: Serial Data Standard » Electronics Notes.
URL <https://www.electronics-notes.com/articles/connectivity/serial-data-communications/rs422-basics-tutorial.php>
- [30] S. Campbell, Basics of UART Communication.
URL <https://www.circuitbasics.com/basics-uart-communication/>