



NODES – Nord Ovest Digitale e Sostenibile

Design architeturali

ARIES

SPOKE N. 1 – Aerospazio e Mobilità Sostenibile

DELIVERABLE D 1.1

Cronologia Versioni

No.	Date	Details	Author(s)
1.0	13.11.2024	Prima release	Luca Vanoli (EICAS AUTOMAZIONE S.p.A.) Davide Folli (EICAS AUTOMAZIONE S.p.A.) Giovanni di Gropello (EICAS AUTOMAZIONE S.p.A.) Gabriella Caporaletti (EICAS AUTOMAZIONE S.p.A.) Damiano Stochino (HIPPARCOS S.r.l.) Enrico Tortasso (HIPPARCOS S.r.l.)
2.0	13.06.2025	Final release	Davide Folli (EICAS AUTOMAZIONE S.p.A.) Giovanni di Gropello (EICAS AUTOMAZIONE S.p.A.) Gabriella Caporaletti (EICAS AUTOMAZIONE S.p.A.) Damiano Stochino (HIPPARCOS S.r.l.) Enrico Tortasso (HIPPARCOS S.r.l.)

ARIES" ArchitectuRe of Products, dligital mEthodologies and procedures for Validation of Innovative Star Trackers for Smallsats (Codice CUP: C19J24000520003), a valere sui fondi PNRR MUR assegnati a finanziamento al Programma NODES - Nord Ovest Digitale E Sostenibile (ECS00000036) – Bandi a Cascata - finanziato sui fondi PNRR MUR – M4C2, "Dalla ricerca all'impresa" – Investimento 1.5. "Creazione e rafforzamento di "Ecosistemi dell'innovazione" costruzione di "leader Territoriali di R&S" - Avviso 3277 del 30.12.2021 "Ecosistemi dell'Innovazione" con Codice Unico di Progetto E13B22000020001 - SPOKE 1 Linea A – Seconda Cut-off - finanziato dall'Unione europea – NextGenerationEU sui fondi PNRR MUR.

Attività svolte nel periodo contrattuale 13.05.2024 – 15.09.2025.

This document is part of the project NODES which has received funding from the MUR – Missione 4, Componente 2, Investimento 1.5 – Creazione e rafforzamento di "Ecosistemi dell'innovazione", costruzione di "leader territoriali di R&S" – del PNRR with grant agreement no. ECS00000036



SOMMARIO

CRONOLOGIA VERSIONI	1
A) SCOPO DEL DOCUMENTO	3
B) OBIETTIVI.....	3
C) ATTUALI PRODOTTI ARGO 1.0 E ARGO 2.0	5
<i>RADIATION HARNESS ASSURANCE.....</i>	<i>5</i>
<i>STAR TRACKER ARGO 1.0.....</i>	<i>6</i>
<i>STAR TRACKER ARGO 2.0.....</i>	<i>10</i>
D) REVISIONE ARCHITETTURALE DI ARGO 1.0 E ARGO 2.0	14
<i>INTRODUZIONE DI UNA NUOVA ARCHITETTURA PER ARGO 1.0.....</i>	<i>14</i>
<i>INTRODUZIONE ARGO 2.0 AUTONOMO</i>	<i>18</i>
<i>INTRODUZIONE ARGO IBRIDO.....</i>	<i>21</i>
<i>ARGO PER MISSIONI INTERPLANETARI E DI ESPLORAZIONE SPAZIALE</i>	<i>23</i>

A) SCOPO DEL DOCUMENTO

Lo scopo del presente documento è quello di presentare i design architetture concepiti nel corso del WP 1 da parte del leader EICAS AUTOMAZIONE S.p.A. (EICAS) e dal partner HIPPARCOS SRL (HIPPARCOS).

Il documento si compone delle seguenti sezioni:

B) illustra gli obiettivi strategici e commerciali di EICAS e HIPPARCOS che generano la necessità di nuove architetture;

C) presenta l'attuale portafoglio di prodotti evidenziando le specifiche tecniche da un punto di vista di KPI;

D) descrive in dettaglio le revisioni architetture definite dal Team di Progetto nella fase iniziale dei rispettivi Task, identificando obiettivi realizzativi. Rispetto alla prima release del presente documento sono stati identificati gli obiettivi realizzativi che sono stati pienamente conseguiti nel corso del WP1.

Per la trattazione completa delle attività di sviluppo e di validazione si rimanda al D1.2 e al D4.2.

B) OBIETTIVI

Alla base del progetto ARIES vi è l'iniziativa imprenditoriale della **PMI innovativa EICAS Automazione** (Capofila) che ha in corso da alcuni anni lo sviluppo degli **star tracker innovativi ARGO specificatamente rivolti al mercato emergente dei piccoli satelliti** e che intende lanciare nel mercato internazionale per tramite della **startup innovativa HIPPARCOS SRL** (partner di Progetto), spin-off verticale di EICAS, fondata a maggio 2022 e subito incubata in ESA BIC Turin.

L'attuale portfolio di prodotti della linea ARGO conta 2 modelli di star tracker:

1. ARGO 1.0, validato in orbita a TRL9 con pieno successo nell'ambito del progetto Europeo ARGO, rivolto a satelliti di massa superiore a 100kg operanti in missioni LEO (Low Earth Orbit). Si veda in proposito la sezione C).
2. ARGO 2.0, rivolto alle costellazioni LEO di piccoli satelliti di massa superiore a 50kg, già qualificato a terra (TRL8) e in attesa di effettuare la sua validazione in orbita. Si veda in proposito la sezione C).

Tali prodotti coprono solo parzialmente le necessità del vasto mercato dei nano e micro satelliti, aventi masse dai 5 ai 500 kg e effettuanti missioni non solo LEO, ma anche interplanetarie e/o lunari (si veda anche Figura 1). ARIES nasce dunque dal bisogno di EICAS e HIPPARCOS di competere a livello mondiale ad ampio spettro, offrendo il prodotto più idoneo per ogni segmento del vasto mercato target, garantendo al cliente un adeguato standard di qualità a tutti i livelli del processo di assemblaggio e verifica funzionale a terra del prodotto e dei suoi componenti, così come elevate prestazioni in orbita atte all'ambiente spaziale target LEO/interplanetarie/lunari).

Figura 1 mostra sinteticamente gli obiettivi di completamento dei prodotti che EICAS si propone di raggiungere nell'ambito del WP1 di ARIES.

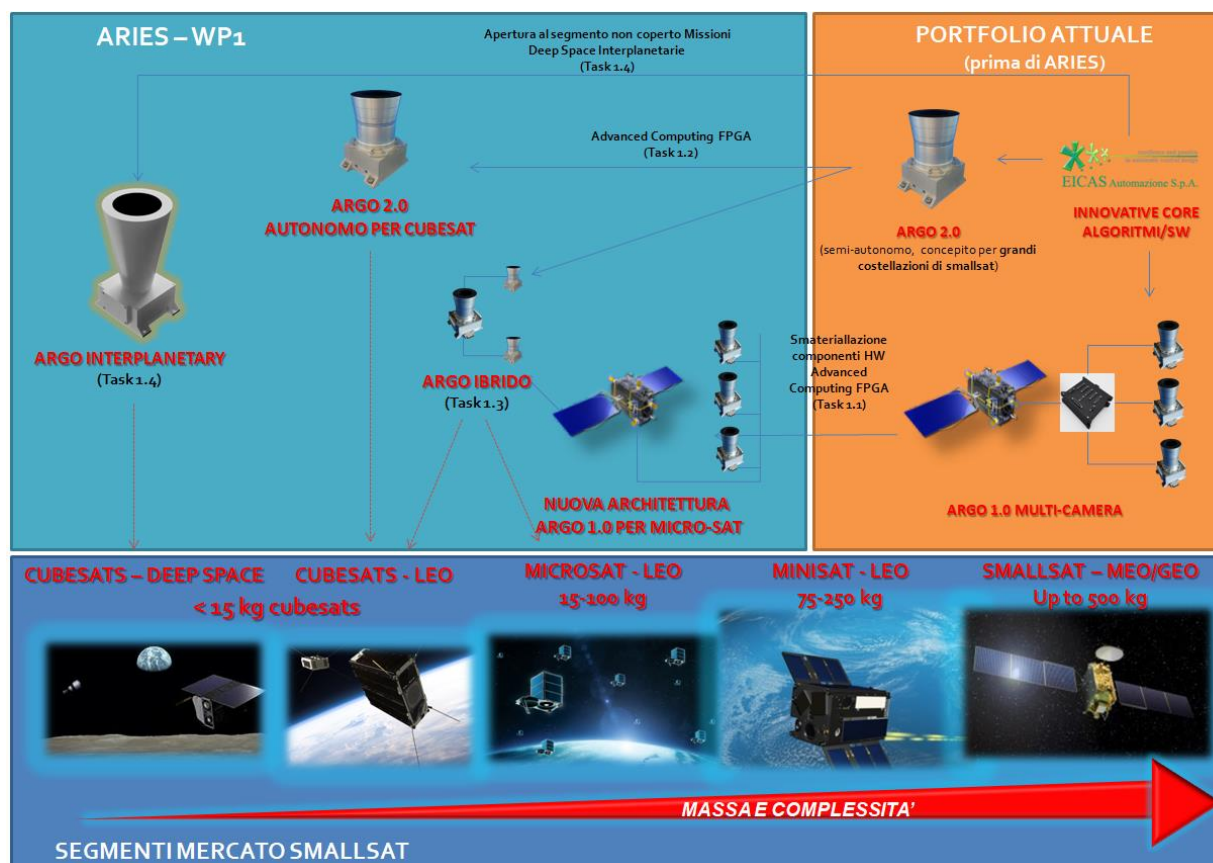


Figura 1 – Completamento di architetture di prodotto linea ARGO

I segmenti di mercato che si intende intercettare con queste attività sono descritti in Tabella 1.

ID	Nome	Descrizione	Requisiti principali
1	Nano/microsatelliti	Piattaforme satellitari da 5 ai 100 kg caratterizzati da costi ridottissimi e dimensioni molto contenute. Sono tipicamente lanciate in orbita bassa	<u>Riduzione degli ingombri</u> <u>Riduzione consumi di potenza</u> <u>Affidabilità elevata compatibilmente col target di costo (che di prassi esclude l'uso di componentistica omologa per lo spazio che ha costi 10-100 volte superiori).</u>
2	Piccoli satelliti in generale per missioni interplanetarie e lunari	Piattaforme satellitari da 5 kg a 500 kg (Smallsats). Hanno costi più elevati in quanto il costruttore investe sulla robustezza all'ambiente spaziale in particolare alle radiazione (Radiation Assurance)	Affidabilità garantita da componenti costruiti e qualificati specificamente per l'uso nello spazio.

Tabella 1 Segmenti target di mercato e requisiti

C) ATTUALI PRODOTTI ARGO 1.0 e ARGO 2.0

La linea di prodotti è ad oggi formata da due prodotti denominati ARGO 1.0 e ARGO 2.0.

RADIATION HARNESS ASSURANCE

Prima di descrivere nel dettaglio i prodotti, si introducono qui alcuni cenni sulla filosofia con cui sono stati progettati i prodotti di cui si parlerà nelle sezioni successive, con particolare riferimento alla selezione dei componenti elettronici di natura COTS, che hanno un ruolo predominante nella determinazione dell'affidabilità complessiva dello star tracker.

Progettare per conferire robustezze alle radiazioni dell'ambiente spaziale viene definito nel linguaggio tecnico degli standard del settore spazio ECSS '*Radiation Hardening*'.

Esistono nel settore varie tecniche di radiation hardening, tra cui citiamo:

- RHBA (*Radiation Hardening By Architecture*), si basa in particolare sull'adozione di ridondanza a livello di sottosistema per i sottosistemi che utilizzano componenti COTS;
- RHBD (*Radiation Hardening By Design*), consiste nell'immunizzare il sistema agli effetti delle radiazioni attraverso soluzioni progettuali hardware e software, ad esempio utilizzando EDAC (*Error Detection and Correction*) e circuiti specifici dedicati alla rilevazione e protezione contro i latch-up di componenti non immuni ai SEL (*Single Event Latch-up*);
- RHBP (*Radiation Hardening By Process*), consiste nell'utilizzare componenti omologati per lo spazio (space qualified).

La necessità di mantenere un elevato livello di competitività in termini di costi rispetto ai sistemi Star Tracker attualmente disponibili sul mercato, e di rispettare i limiti di massa, ingombri e consumo energetico, introduce vincoli molto stringenti sull'adozione completa di componenti di classe spaziale su cui basare il prodotto.

Le difficoltà nel progettare un sistema in grado di soddisfare questi diversi requisiti sono state superate grazie all'identificazione di soluzioni architetture originali ed efficaci, e all'adozione di una combinazione intelligente e sinergica delle tre tecniche di *radiation hardening*, discusse sopra.

L'approccio seguito si basa su pillars di seguito esposti

- Per tutte le funzionalità che richiedono componenti di bassa complessità, come la regolazione della potenza, il controllo, il routing dei dati e i protocolli di comunicazione, è stata adottata principalmente la tecnica RHBP, selezionando componenti fabbricati con un processo o una tecnologia in grado di garantire una buona resistenza all'ambiente spaziale caratterizzato da radiazioni. Tali componenti di classe spaziale per funzionalità di bassa complessità risultano costosi rispetto ai corrispondenti di classe commerciale, ma in termini assoluti il loro costo è dell'ordine delle centinaia o migliaia di euro e può risultare compatibile con il costo target complessivo del prodotto, a condizione che il loro numero sia limitato.
- Per le funzionalità che richiedono elevate capacità di elaborazione, elevate capacità/velocità di trasferimento dati in memoria volatile e non volatile, e altre funzionalità ad alte prestazioni, l'implementazione basata su componenti di classe spaziale è assolutamente incompatibile con i vincoli imposti dalle caratteristiche di ARGO 1.0 e ARGO 2.0. Si è reso necessario infatti utilizzare un numero maggiore di componenti (i componenti di classe spaziale presentano densità inferiori e offrono prestazioni inferiori rispetto ai corrispondenti COTS). Pertanto, per le funzionalità più esigenti, è obbligatorio selezionare componenti non di classe spaziale, che generalmente possono risultare non adatti per applicazioni spaziali e, in particolare, per ambienti caratterizzati da radiazioni.

Nella prospettiva di ARGO 1.0 e ARGO 2.0, il problema è stato affrontato, innanzitutto, analizzando accuratamente i componenti candidati e selezionando opportunamente quelli per i quali sono disponibili informazioni relative a test di radiazioni a terra o a *heritage* di volo. Sono stati eseguiti test di radiazione specificamente dedicati al progetto ARGO nei casi in cui non fossero disponibili dati sufficienti sulla tolleranza alle radiazioni per i componenti candidati. Inoltre, buoni livelli di tolleranza all'ambiente spaziale a livello di sistema, nonostante la presenza di numerosi componenti COTS, sono stati ottenuti adottando una combinazione di tecniche RHBA e RHBD.

STAR TRACKER ARGO 1.0

[ARGO 1.0](#) è un sistema multicamera autonomo ad alta affidabilità e robustezza. Il suo concepimento e sviluppo è stato portato avanti nel corso del progetto europeo ARGO (H2020-SMEINST-2-2016-2017). È terminata con pieno successo nel luglio 2022 la validazione a TRL 9 attraverso un anno di *In-Orbit Demonstration* (IOD) in una missione a bordo del microsatellite [ION-mko2](#) dell'azienda italiana D-ORBIT S.p.a..

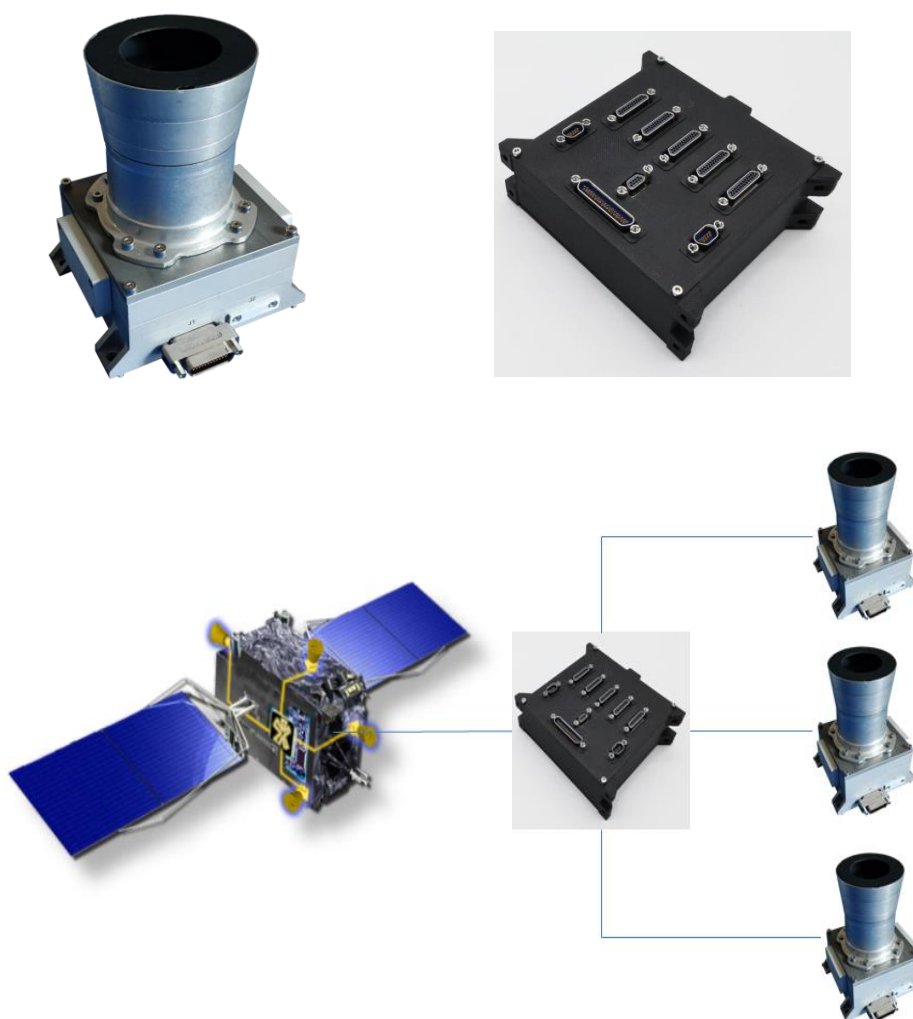


Figura 2 – ARGO 1.0 – Schema di connessione al satellite

Questa architettura multi-camera si basa sulla presenza di due sottosistemi specifici:

- ARGO1.0 Smart Camera
- ARGO1.0 RPCU (Router and Power Control Unit) .

di seguito descritti.

ARGO 1.0 SMART CAMERA

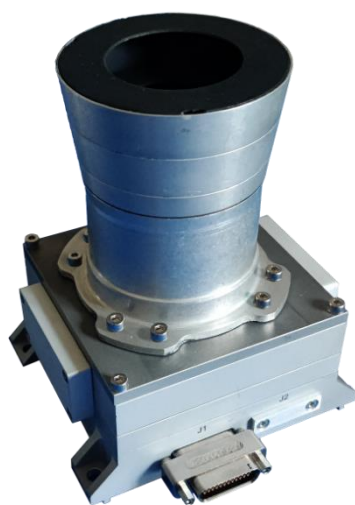


Figura 3 ARGO 1.0 Smart Camera

L'elemento chiave dell'attuale sistema ARGO 1.0 è la *Smart Camera*, che grazie all'impiego di componenti elettronici ad elevata capacità computazionale (FPGA), è in grado di:

- comandare la gestione del sensore CMOS, inclusa l'acquisizione di immagini;
- processare autonomamente le immagini acquisite;
- (eventuale) processamento dei dati di altre camere
- gestione comunicazione con RPCU

Ai fini di una corretta *Fault Detection Isolation and Recovery* (FDIR), è inoltre presente un circuito di sorveglianza che monitora i componenti critici quali il sensore e la FPGA primaria.

La Smart Camera di ARGO 1.0 attualmente implementa le seguenti interfacce dati:

- SpaceWire, un'interfaccia ad elevato data rate e frequenza (fino a 80 MHz) per trasmissione di elevate quantità di dati, viene utilizzato per lo scambio di telemetria di assetto tramite la RPCU;
- CanBus ridondato, che viene sfruttato per il monitoraggio che la RPCU opera su tutte le camere, ponendosi come unità centrale di coordinamento e riconfigurazione (vedi paragrafo successivo).

Di seguito, viene riportato il datasheet della Smart Camera ARGO 1.0 in Tabella 2 .

Specifiche tecniche			
Detettore	CMOS		
Campo di vista	± 11°		
Numero di stelle 'seguite'	Up to 20 per OH		
Frequenza di acquisizione	Configurabile 5, 8 to 10 Hz		
Tempo medio per determinazione primo assetto	< 3 s		
Accuratezze – Fine vita - @1°/s	1 Camera	2 Camere	3 Camere

	(XY/Z)	(XYZ)	(XYZ)
Errore a bassa frequenza – 3σ	2	2	2
Errore casuale – 3σ	2/21	2	2
Massima velocità angolare sostenuta	$3^\circ/s$	$3^\circ/s$	$3^\circ/s$
Massima accelerazione angolare sostenuta	$1^\circ/s^2$	$1^\circ/s^2$	$1^\circ/s^2$
Indicatori di affidabilità			
Affidabilità	780 FIT		
Classe di componenti elettronici	COTS con flight heritage – qualifica militare o space		
Vita utile	>5 anni in orbita bassa		
Resistenza alle radiazioni	Componenti testati fino a 15 krad		
Interfacce meccaniche			
Ingombri (mm ³)	73 x 93 x h120 mm		
Massa (g)	420 (incluso baffle 38° SEA)		
Interfacce elettriche			
Tensione di alimentazione	5 V regolati		
Consumi elettrici	< 2,7 W		
Interfacce dati			
Telemetria dati assetto	SpaceWire		
Telemetria di monitoraggio	CanBus		
Dati ambientali			
Range di temperatura di funzionamento	-30°C to 60° C		
Range di temperatura di stoccaggio	-40°C to 70° C		
Livelli di vibrazione tollerati	17,38 g RMS		
Livelli di shock tollerati	2000 g @ 1000 Hz		

Tabella 2 ARGO 1.0 Camera Datasheet

ARGO 1.0 RPCU

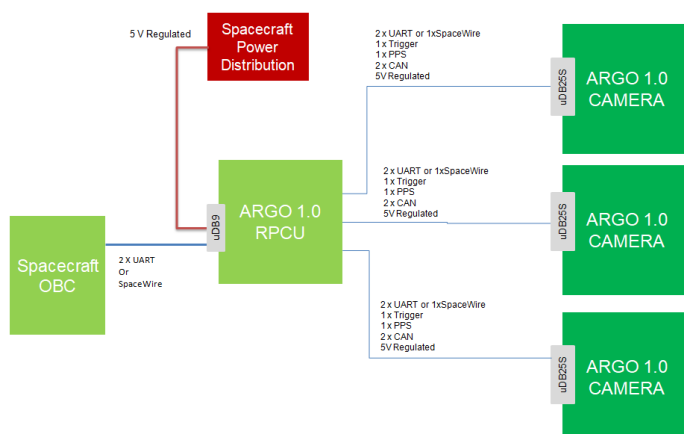


Figura 4 RPCU e Interfacce elettriche e dati

La RPCU è un sottosistema preposto alle seguenti funzioni:

- Unica interfaccia (dati e potenza) verso lo spacecraft: trasmissione output derivante dal processamento delle camere (quaternione, velocità angolare, accelerazione, telemetria) e ricezione dei comandi dal Computer di Bordo del Satellite
- Gestione delle comunicazioni e scambio di dati tra le camere (da 1 a 5);
- Monitoraggio e riconfigurazione dell'intero sistema (via interfaccia CANBus), in caso di guasto di una delle camere;
- Generazione distribuzione di un segnale di trigger per la sincronizzazione di tutte le camere.

Le specifiche tecniche della RPCU sono mostrate in Tabella 3 .

Indicatori di affidabilità	
Affidabilità	590 FIT
Classe di componenti elettronici	Flight-proven industrial COTS - MIL - space grade
Vita utile	>5 years in LEO ¹
Resistenza alle radiazioni	15 krad
Interfacce meccaniche	
Ingombri (mm ³)	103 x 90 x h39
Massa (g)	355
Interfacce elettriche	
Tensione di alimentazione	5V
Consumi elettrici	1,1 W
Interfacce date	
Vs Camera	Spacewire
Vs Satellite	Spacewire/RS422/CAN
Environmental features	
Range di temperatura di funzionamento	-30°C to 60° C
Range di temperatura di stoccaggio	-40°C to 70° C
Livelli di vibrazione tollerati	17,38 g RMS
Livelli di shock tollerati	2000 g @ 1000 Hz

Tabella 3 ARGO 1.0 RPCU Datasheet

Funzionalità chiave della RPCU

In questa configurazione le funzionalità di isolamento e recupero sono implementate a livello di sistema proprio dalla RPCU che agisce come unità di riconfigurazione del sistema, mentre le funzionalità di detezione sono distribuite principalmente a livello camera, ma anche, a più basso livello, nella RPCU.

¹ Considering a polar LEO (Sun-synchronous) orbit; longer operational life for LEO low-inclination orbits below 800Km

Infatti, in caso di guasto della camera Master, il sistema ARGO 1.0 si riconfigura selezionando un'altra camera per il ruolo di Master. In questo modo, lo star tracker multicamera è in grado di continuare a essere operativo in caso di guasto completo di una o più camere, fino all'estremo caso di una sola unità funzionante.

Dunque tutti il maggior sforzo per assicurare tolleranza ai guasti è stato posto nella progettazione della RPCU, che infatti prevede una ridondanza parziale al fine di contenere l'impatto su pesi, ingombri e consumi.

Innanzitutto, la RPCU è un sistema a bassa complessità e basato su componenti consolidati che possono garantire una elevata tolleranza alle radiazioni. In aggiunta, viene prevista una ridondanza imperfetta: la RPCU si basa su due circuiti, un primario e un secondario, ciascuno comandato su due diverse FPGA. In condizioni nominali, il circuito primario implementa le funzioni principali di *routing* e comunicazione con camere e satellite, mentre al secondario sono lasciate più semplici funzioni di *health monitoring* di tutti i componenti, sia della camera sia della RPCU. In caso di guasto del circuito primario, il circuito secondario si riconfigura e assolve alle funzioni del primo, garantendo così una continuità di servizio.

STAR TRACKER ARGO 2.0

ARGO 2.0 è una rivisitazione di ARGO 1.0, concepita specificamente per il segmento delle **costellazioni di piccoli satelliti**. Si propone di ridurre ulteriormente ingombri, massa e consumi di potenza, avvalendosi in cambio della capacità computazionale del computer di bordo della piattaforma, ove parte del software applicativo che attualmente è eseguito in ARGO 1.0 viene spostato. ARGO 2.0 è in corso di sviluppo avanzato, essendo la sua qualifica a terra stata approvata in una review formale dell'Agenzia Spaziale Europea.

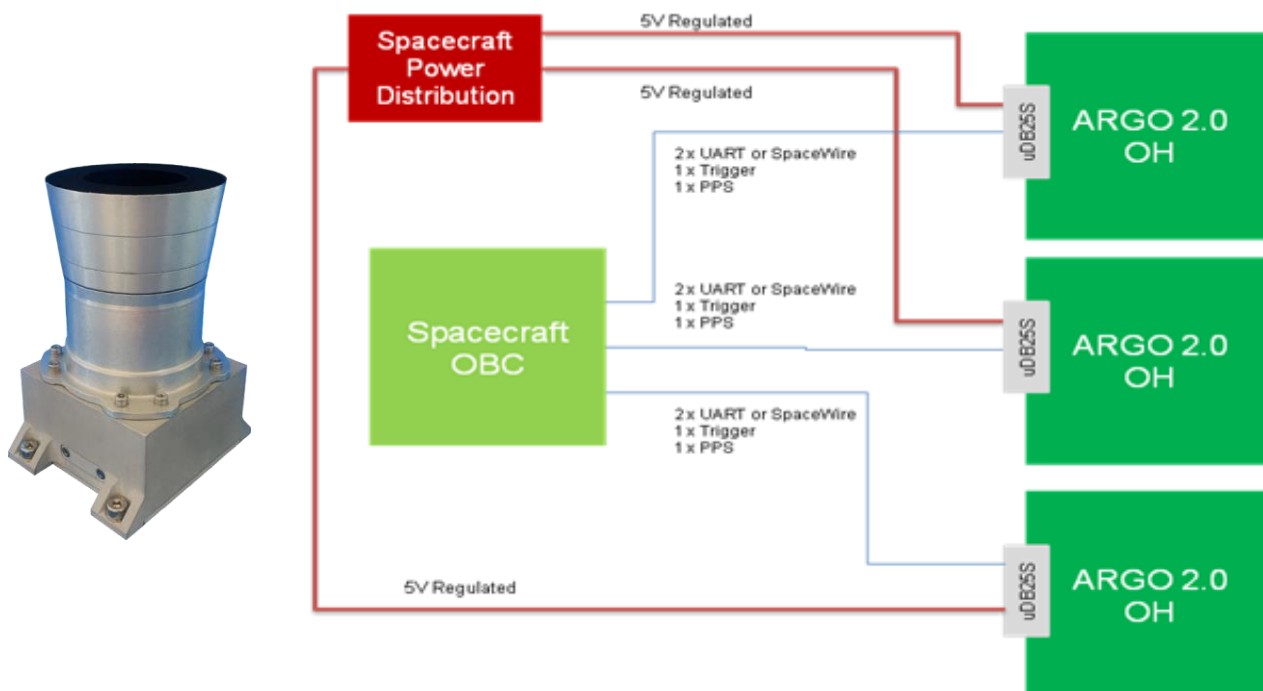


Figura 5 – ARGO 2.0 – Testa ottica e architettura

Di seguito, viene riportato il datasheet della Testa ottica ARGO 2.0 in Tabella 4.

Specifiche tecniche				
Detettore	CMOS			
Campo di vista	± 9°			
Numero di stelle 'seguite'	Up to 20 per OH			
Frequenza di acquisizione	Configurabile 5, 8 to 10 Hz			
Tempo medio per determinazione primo assetto	< 3 s			
Accuratezze – Fine vita - @1°/s	1 Camera	2 Camere	3 Camere	
	(XY/Z)	(XYZ)	(XYZ)	
	Errore a bassa frequenza– 3 σ	2	2	2
	Errore casuale – 3 σ	2/21	2	2
	Massima velocità angolare sostenuta	3°/s	3°/s	3°/s
Massima accelerazione angolare sostenuta	1°/s²	1°/s²	1°/s²	
Indicatori di affidabilità				
Affidabilità	278 FIT			
Classe di componenti elettronici	COTS con flight heritage – qualifica militare o space			
Vita utile	>5 anni in orbita bassa			
Resistenza alle radiazioni	Componenti testati fino a 15 krad			
Interfacce meccaniche				
Ingombri (mm³)	71 x 61 x h104 mm			
Massa (g)	320 (incluso baffle 38° SEA)			
Interfacce elettriche				
Tensione di alimentazione	5 V regolati			
Consumi elettrici	1,5 W			
Interfacce dati				
Telemetria dati assetto	SpaceWire/RS422			
Dati ambientali				
Range di temperatura di funzionamento	-30°C to 60° C			
Range di temperatura di stoccaggio	-40°C to 70° C			
Livelli di vibrazione tollerati	17,38 g RMS			
Livelli di shock tollerati	2000 g @ 1000 Hz			

Tabella 4 Camera ARGO 2.0 – Specifiche tecniche

Come si può notare da un confronto tra le specifiche tecniche di ARGO 1.0 (Tabella 2) e ARGO 2.0 (Tabella 4), la camera di ARGO 2.0 presenta:

- Minori consumi di potenza (-50%)
- Minor massa
- Maggiore affidabilità, derivante da un minor numero di componenti selezionati.

Per contro, la camera ARGO 2.0 non può attualmente considerarsi 'autonoma' in quanto non è in grado di elaborare completamente un'immagine fino a ricavare una stima dell'assetto del satellite. L'elaborazione dell'assetto viene svolta da una funzione software che può essere installata nell'On-board computer del cliente. In alternativa, viene oggi offerta una specifica unità di processamento, chiamata **Data Processing Unit (DPU)**, in grado di eseguire la suddetta funzione software, gestendo fino a due camere in contemporanea. Figura 6 mostra uno schema a blocchi di questa architettura con DPU che identifica i blocchi funzionali principali e le maggiori interfacce.

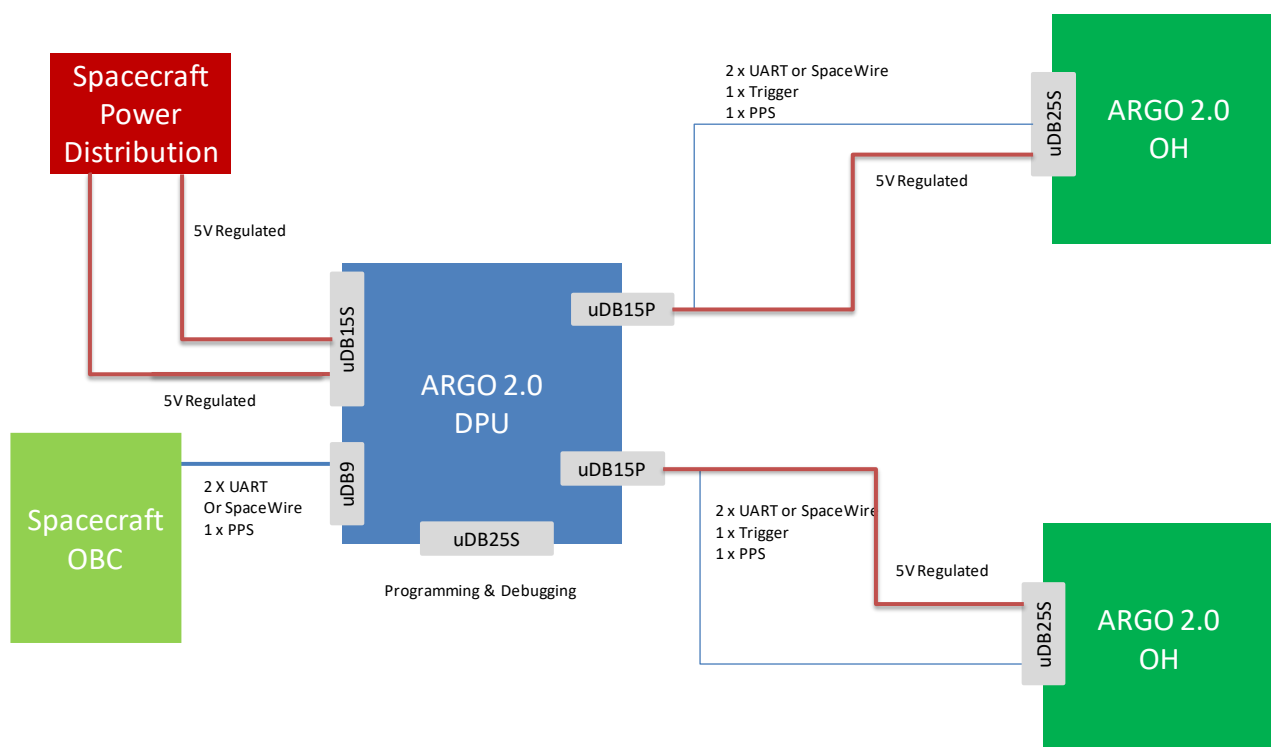


Figura 6 ARGO 2.0 – Architettura di alto livello con DPU

Le specifiche tecniche della DPU sono mostrate in Tabella 5.

Indicatori di affidabilità	
Affidabilità	1000 FIT
Classe di componenti elettronici	Flight-proven industrial COTS - MIL - space grade
Vita utile	>5 anni in LEO
Resistenza alle radiazioni	15 krad
Interfacce meccaniche	
Ingombri (mm ³)	95 × 93,7 × h39
Massa (g)	245
Interfacce elettriche	
Tensione di alimentazione	5V
Consumi elettrici	3 W
Interfacce date	
Vs Camera	# 2 Spacewire/RS422
Vs Satellite	Spacewire/RS422
Environmental features	
Range di temperatura di funzionamento	-30°C to 60° C
Range di temperatura di stoccaggio	-40°C to 70° C
Livelli di vibrazione tollerati	17,38 g RMS
Livelli di shock tollerati	2000 g @ 1000 Hz

Tabella 5 ARGO 2.0 DPU Datasheet

D) REVISIONE ARCHITETTURALE DI ARGO 1.0 e ARGO 2.0

Gli obiettivi che ARIES si è proposto di raggiungere è estendere l'accessibilità a una **platea ampliata di potenziali utilizzatori degli star tracker**, attraverso **importanti innovazioni architetturali** della linea dei prodotti descritti nella sezione B).

Tali obiettivi sono stati perseguiti tramite due attività di ricerca industriale e sviluppo sperimentale e si dividono in due filoni:

1. Attività volte a **ridurre gli ingombri e i consumi di potenza del sistema**, aumentarne l'affidabilità effettuando un trade-off con le prestazioni di sistema (a livello di software) oppure attraverso combinazioni intelligenti (smart) delle due soluzioni esistenti, per aggiungere nell'offerta di prodotti soluzioni ibride che possano coniugare il *'meglio dei due mondi'*. Queste attività hanno come base di partenza le architetture attuali di ARGO 1.0 e ARGO 2.0.
2. Attività di ricerca volte a **sviluppare una nuova linea di sensori declinata per le missioni interplanetario e o di esplorazione spaziale** (ad esempio missioni lunari).

Di seguito vengono descritti i principali obiettivi di tali attività e il loro raggiungimento.

Questo tipo di attività di ricerca industriale e sviluppo sperimentale hanno avuto come punto di partenza gli star tracker ARGO 1.0 e ARGO 2.0. descritti nel precedente paragrafo.

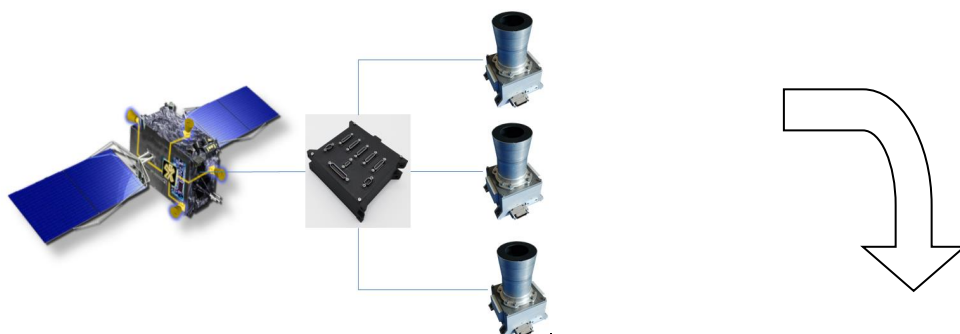
INTRODUZIONE DI UNA NUOVA ARCHITETTURA PER ARGO 1.0

Per quanto riguarda ARGO 1.0, il Team ha lavorato all'introduzione di una nuova architettura che, grazie ad una **integrazione distribuita delle sue specifiche funzionalità** direttamente nelle camere, consenta di evitare l'impiego di una RPCU (componente hardware più ingombrante che opera importanti funzioni di FDIR).

In questa nuova architettura ARGO 1.0 senza RPCU, le camere:

- continuano a svolgere tutte le funzioni a loro preposte, di acquisizione dati e processamento di immagini. La camera Master opera la fusione delle misure provenienti dalle altre camere e li trasmette allo spacecraft.
- in aggiunta, tutte le camere sono dotate di funzionalità di FDIR distribuite in ciascuna di esse. La camera Master si occupa di monitoraggio a livello di sistema e può comandare il reset, ma non l'interruzione di potenza elettrica, delle camere slaves mentre le slave (se più di una) monitorano sé stesse e la camera Master, senza tuttavia possibilità di riavvio.

Allo spacecraft sono demandate le funzioni di erogazione e interruzione della potenza elettrica, necessarie in caso di riavvio di una o più unità o dell'intero sistema.



- *Integrazione delle funzionalità della RPCU nelle camere*
- *Smaterializzazione e digitalizzazione della RPCU*

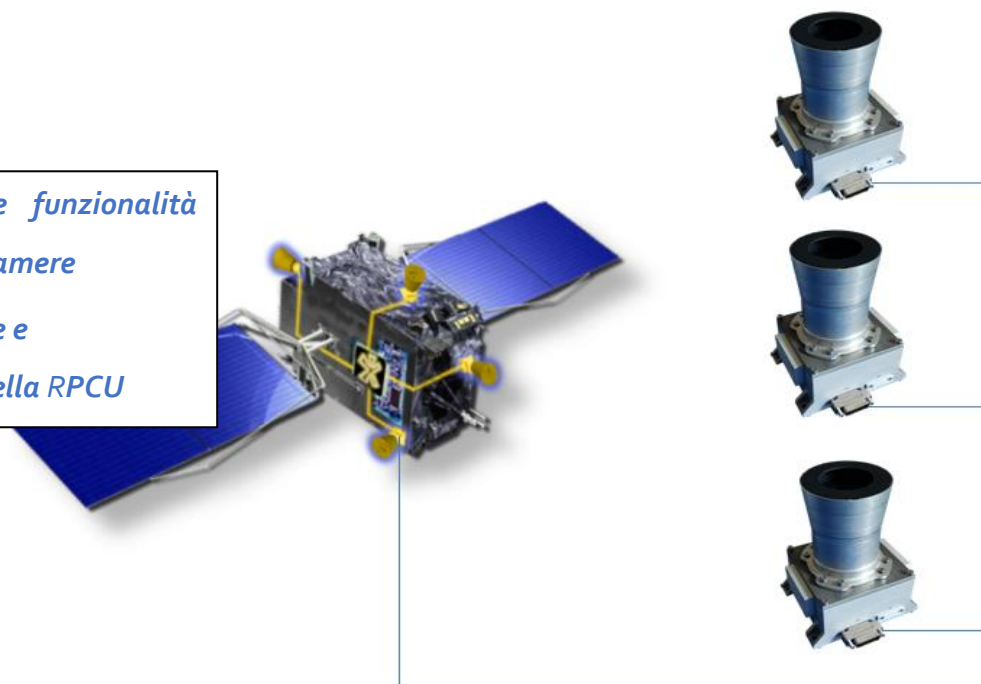


Figura 7 – ARGO 1.0 – Rimodulazione architetturale basata sulla rimozione del router

Tra i notevoli vantaggi attesi e confermati dalla sua fattibilità (verificata nel Task 1.1) vi sono:

- Riduzione di ingombri, masse e consumi (un componente in meno);
- Aumento di affidabilità (la RPCU è attualmente un Punto Singolo di Guasto, *Single Point Failure*)

Sono state individuate inizialmente 2 alternative che soddisfano gli obiettivi, di seguito presentate.

Alternativa 1 – Soluzione point-to-point

Sfruttando l'interfaccia dati seriale o SpaceWire, disponibili entrambe sulle camere ARGO 1.0, è possibile connettere le camere direttamente al computer di bordo del satellite, senza necessità di una unità di processamento intermedia. L'interconnessione tra le camere è invece realizzata tramite l'interfaccia CanBus (ridondata), anch'essa già disponibile sulla camera ARGO 1.0.

Al satellite si richiede di fornire una tensione di alimentazione pari a 5V (regolati). Questa soluzione è mostrata in Figura 8.

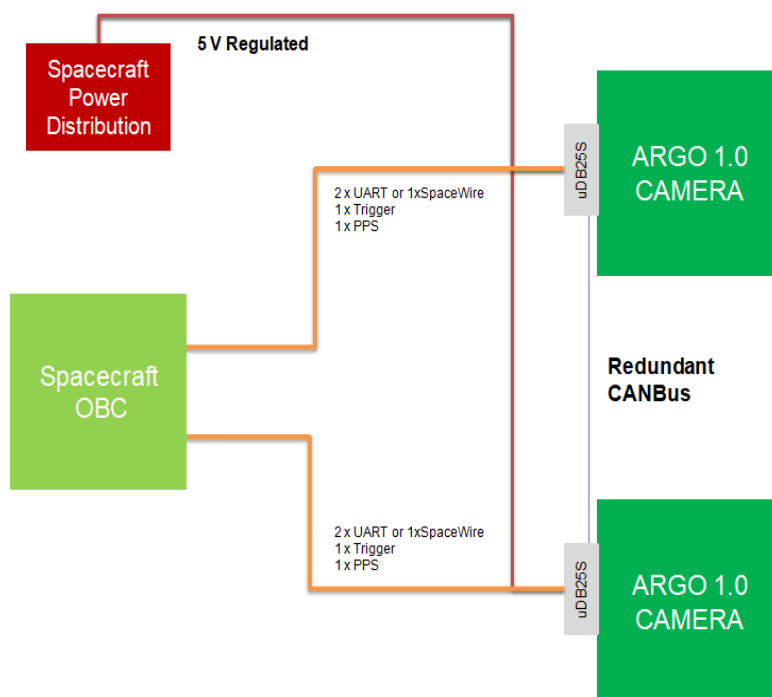


Figura 8 Multi-camera con architettura point-to-point

Alternativa 2 – Soluzione CanBus

Questa seconda soluzione, basata interamente sull'interfaccia di scambio dati CanBus, prevede appunto di connettere tanto le camere al satellite quanto le camere tra loro mediante una connessione di tipo CANbus, presente già in **forma ridondata** su tutte le camere ARGO 1.0. Tale soluzione viene mostrata in Figura 9.

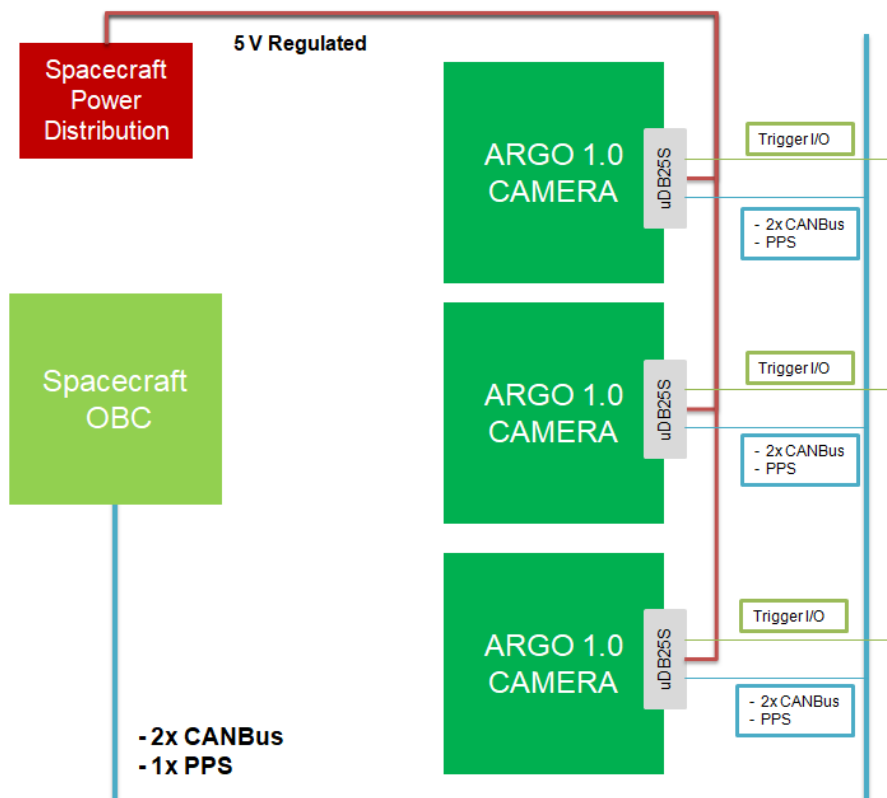


Figura 9 Multi-camera a base CANBus

La scelta del Consorzio è caduta sulla soluzione CANBus, più scalabile, in quanto consente di poter connettere più camere ARGO e quindi fornisce una soluzione in grado di meglio rispondere alle esigenze di precisione del cliente.

BENEFICI PER GLI UTENTI

Si riportano di seguito i benefici derivanti dall'introduzione della nuova architettura con RPCU smaterializzata in termini di Massa, Consumi di Potenza e Ingombri.

La riduzione di ingombri e pesi è verificabile da design sottraendo massa e volume della RPCU agli attuali valori.

La riduzione dei consumi di potenza è stata verificata, oltre che da design, anche a valle delle attività implementative successive alla revisione dell'architettura. E' stato raggiunto nelle attività di verifiche del Task 1.1 il valore target del 30% dichiarato in proposta. Si veda per maggiori dettagli il D1.2.

		SISTEMA BICAMERA	SISTEMA TRICAMERA
ARGO 1.0 con RPCU	Massa [g]	1195	1615
ARGO 1.0 RPCU smat	Massa [g]	800	1200
Variazione %		-33%	-26%

		SISTEMA BICAMERA	SISTEMA TRICAMERA
ARGO 1.0 con RPCU	Consumi di potenza [W]	6,5	9,2
ARGO 1.0 RPCU smat	Consumi target di potenza [W]	4,5	6,7
Variazione %		-31%	-27%

		SISTEMA BICAMERA	SISTEMA TRICAMERA
ARGO 1.0 con RPCU	Ingombri [mm ³]	1640490	2279970
ARGO 1.0 RPCU smat	Ingombri [mm ³]	1278960	1918440
Variazione %		-22%	-16%

Tabella 6 Risultati ottenuti nuova architettura ARGo 1.0 - Riduzione di massa, consumi e ingombri

Aumento di affidabilità

Altro beneficio importante che si ottiene per definizione da questa nuova architettura è l'aumento dell'affidabilità complessiva del sistema.

Questo beneficio, certamente premiante a livello di competitività, deriva direttamente dall'eliminazione della RPCU, che è un Single-Point-Failure, ossia causa di guasto di sistema in caso di suo guasto. La sua smaterializzazione consente invece di beneficiare del sistema affidabilistico di tipo 'parallelo' tra le sole camere, ossia il guasto di una sola di esse non determina il guasto del sistema.

Da un punto di vista quantitativo è possibile calcolare tale beneficio in due modi diversi: il tasso di guasto espresso come numero di guasti in 1.000.000.000 di ore di funzionamento, Failure in Time (FIT) e la probabilità a 5 anni di vita del sistema di essere ancora funzionante.

Il sistema con RPCU smaterializzata comporta un dimezzamento del tasso di guasto del sistema sia con un sistema a due camere, sia con un sistema a tre camere.

		CAMERA SINGOLA	SISTEMA BICAMERA	SISTEMA TRICAMERA
ARGO 1.0 con RPCU	Failure-in-Time (FIT)	780	1005	880
ARGO 1.0 RPCU smat	Failure-in-Time (FIT)	780	520	425

		CAMERA SINGOLA	SISTEMA BICAMERA	SISTEMA TRICAMERA
ARGO 1.0 con RPCU	Affidabilità a 5 anni	96,4%	97,33%	97,44%
ARGO 1.0 RPCU smat	Affidabilità a 5 anni	96,4%	99,87%	99,99%

Tabella 7 Incremento di affidabilità ARGO 1,0 senza RPCU

INTRODUZIONE ARGO 2.0 AUTONOMO

Per quanto riguarda ARGO 2.0, si è progettato un complesso e articolato studio di fattibilità per ridurre al minimo il carico computazionale richiesto al computer di bordo dello spacecraft, con l'obiettivo ottimale di farne un **sistema autonomo**.

L'obiettivo è qui di avere un sistema con le caratteristiche hardware dell'ARGO 2.0 (**elevata semplicità e dunque affidabilità elevata, consumi di potenza ridotti, massa ridotta all'essenziale**) in grado di rispettare i requisiti di determinazione d'assetto – potenzialmente meno esigenti – delle piccole piattaforma nano e micro-satellitari. Si è dunque effettuata una rimodulazione della struttura del software e del firmware in forma tale da ottimizzare le routine di determinazione d'assetto.

Sfide tecnologiche

In questa seconda architettura, a valle di tutte le attività di sviluppo firmware e software sono state riverificate le prestazioni raggiungibili:

- Accuratezza assoluta (misurata in simulazione) di almeno 30 arcsecondi a 3 sigma sugli assi x/y
- Velocità di lavoro target: 3°/s sia in acquisizione sia in tracking;
- Robustezza a flussi protonici almeno di 2500p+/cm²/s ;
- Frequenza di lavoro di 5 Hz a parità di hardware

Per la trattazione completa delle attività di verifica si rimanda al D1.2.

Di seguito, viene riportato In datasheet della camera autonoma ARGO 2.0 in Tabella 4.

Specifiche tecniche			
Detettore	CMOS		
Campo di vista	± 9°		
Numero di stelle 'seguite'	Fino a 8		
Frequenza di acquisizione	52 Hz		
Tempo per determinazione primo assetto	< 3 s		
Accuratezze – Fine vita - @1°/s	1 Camera (XYZ)	2 Camere (XYZ)	3 Camere (XYZ)
Errore a bassa frequenza– 3 σ	2	2	2
Errore casuale – 3 σ	<10/100	<10	<10
Massima velocità angolare sostenuta	3°/s	3°/s	3°/s
In acquisizione	3°/s		
Massima accelerazione angolare sostenuta	1°/s²	1°/s²	1°/s²
Indicatori di affidabilità			
Affidabilità	278 FIT		
Classe di componenti elettronici	COTS con flight heritage – qualifica militare o space		
Vita utile	>5 anni in orbita bassa		
Resistenza alle radiazioni	Componenti testati fino a 15 krad		
Interfacce meccaniche			
Ingombri (mm³)	71 x 61 x h104 mm		
Massa (g)	320 (incluso baffle 38° SEA)		
Interfacce elettriche			
Tensione di alimentazione	5 V regolati		
Consumi elettrici	1,5 W		
Interfacce dati			
Telemetria dati assetto	RS422/CANBus		
Dati ambientali			
Range di temperatura di funzionamento	-30°C to 60° C		
Range di temperatura di stoccaggio	-40°C to 70° C		
Livelli di vibrazione tollerati	17,38 g RMS		
Livelli di shock tollerati	2000 g @ 1000 Hz		

Tabella 8 Camera ARGO 2.0 – Specifiche tecniche

I benefici per gli utenti sono importanti e significativi, tanto più in considerazione delle prestazioni che è possibile garantire all'utente.

Ingombri e consumi

Si riportano di seguito i benefici derivanti dal raggiungimento di una piena autonomia di processamento di una camera del tipo ARGO 2.0 in termini di Massa, Consumi di Potenza e Ingombri.

		SINGOLA CAMERA	SISTEMA BICAMERA	SISTEMA TRICAMERA
ARGO 2.0 con DPU	Massa [g]	570	890	1210
ARGO 2.0 Autonomo	Massa [g]	320	640	960
Variazione %		-44%	-28%	-21%

		SINGOLA CAMERA	SISTEMA BICAMERA	SISTEMA TRICAMERA
ARGO 2.0 con DPU	Consumi di potenza [W]	4,5	6	7,5
ARGO 2.0 Autonomo	Consumi target di potenza [W]	1,5	3	4,5
Variazione %		-67%	-50%	-40%

		SINGOLA CAMERA	SISTEMA BICAMERA	SISTEMA TRICAMERA
ARGO 2.0 con DPU	Ingombri [mm ³]	734142,5	1121126,5	1508110,5
ARGO 2.0 Autonomo	Ingombri [mm ³]	386984	773968	1160952
Variazione %		-47%	-31%	-23%

Figura 10 Risultati conseguiti ARGo 2.0 Autonomo - Riduzione di massa, consumi e ingombri

INTRODUZIONE ARGO IBRIDO

Infine, avviati i lavori relativi alle due architetture mostrate nei due paragrafi precedenti e considerati i risultati preliminari ottenuti alla M1 del progetto (13.11.2024), è stata sviluppata l'architettura ibrida che trae vantaggio dai risultati conseguiti in entrambe.

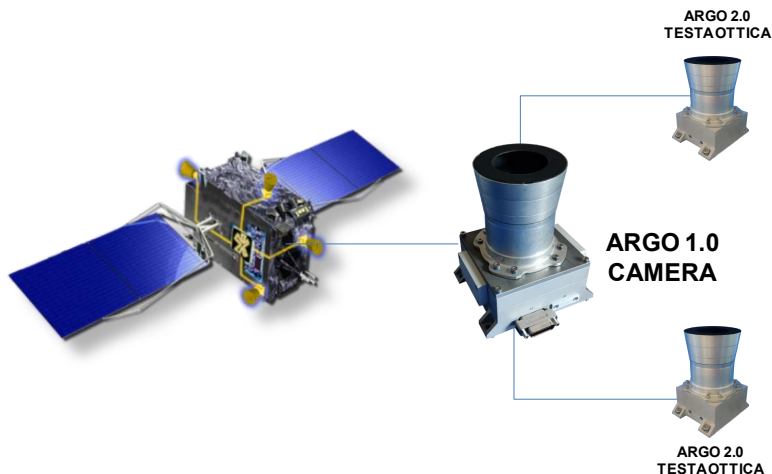


Figura 11 – ARGO 1.0 – A ibrida ARGO 1.0 & ARGO 2.0

Tale attività è stata portata avanti con pieno successo nel Task 1.3.

BENEFICI PER GLI UTENTI

I benefici conseguiti sono importanti e significativi in termini di riduzione di consumi, masse e ingombri, come di seguito esposto

Ingombri e consumi

Si riportano di seguito i benefici derivanti dall'introduzione da una soluzione ibrida ARGO 1.0&ARGO 2.0 in termini di Massa, Consumi di Potenza e Ingombri.

		SISTEMA BICAMERA	SISTEMA TRICAMERA
ARGO 1.0 con RPCU	Massa [g]	1195	1615
ARGO ibrido	Massa [g]	740	1060
Variazione %		-38%	-34%

		SISTEMA BICAMERA	SISTEMA TRICAMERA
ARGO 1.0 con RPCU	Consumi di potenza [W]	6,5	9,2
ARGO ibrido	Consumi target di potenza [W]	3,75	5,25
Variazione %		-42%	-43%

		SISTEMA BICAMERA	SISTEMA TRICAMERA
ARGO 1.0 con RPCU	Ingombri [mm ³]	1640490	2279970
ARGO ibrido	Ingombri [mm ³]	1026464	1413448
Variazione %		-37%	-38%

Tabella 9 Risultati conseguiti ARGo Ibrido - Riduzione di massa, consumi e ingombri

La riduzione di ingombri e pesi è verificabile da design in quanto si tratta semplicemente di calcolare sottrarre massa e volume della RPCU agli attuali valori.

La riduzione dei consumi di potenza è stata verificata, oltre che da design, anche a valle delle attività implementative successive alla revisione dell'architettura. Si veda in proposito il D1.2.

Considerazioni affidabilistiche

L'architettura ibrida con una sola camera preposta al processamento dei dati di tutte le camere comporta una lieve riduzione dell'affidabilità complessiva del sistema. In questa architettura, infatti, la presenza di teste ottiche aggiuntive garantisce elevate prestazioni nella determinazione d'assetto e dunque elevata robustezza, ma non comporta per sé una maggiore affidabilità perché queste teste ottiche non rappresentano necessariamente una ridondanza in senso stretto ossia non sono in grado di supplire al venire meno della camera processante.

Pertanto, nel caso peggiore, ossia di una sola camera preposta al processamento, l'affidabilità del sistema coincide con l'affidabilità di quest'ultima e di questa sola.

		CAMERA SINGOLA	SISTEMA BICAMERA	SISTEMA TRICAMERA
ARGO 1.0 con RPCU	Failure-in-Time (FIT)	780	1005	880
ARGO Ibrido	Failure-in-Time (FIT)	780	780	780

		CAMERA SINGOLA	SISTEMA BICAMERA	SISTEMA TRICAMERA
ARGO 1.0 con RPCU	Affidabilità a 5 anni		97,33%	97,44%
ARGO Ibrido	Affidabilità a 5 anni	96,64%	96,64%	96,64%

Tabella 10 Considerazioni affidabilistiche

Questo aspetto potrà essere adeguatamente valutato dall'End User nella sua analisi di trade-off, e mitigato tramite l'adozione di due camere con funzione di processamento (in ridondanza) con perdita di vantaggi legati alla riduzione di massa e ingombri.

ARGO PER MISSIONI INTERPLANETARI E DI ESPLORAZIONE SPAZIALE

L'approccio di progettazione presentato nella sezione C) basato essenzialmente su tecniche RHBA e RHBD, con ampio uso di componentistica COTS per quanto attiene alle funzionalità high-demanding, è ampiamente considerato positivo e accettabile nel mondo NeWSpace, per missioni in orbita bassa e di durata limitata (inferiore ai 5 anni).

Queste missioni possono accettare il rischio di fallimento di un sottosistema critico come lo star tracker (per la determinazione d'assetto).

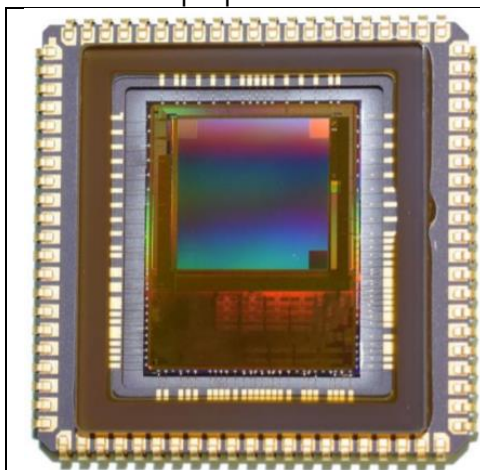
Tuttavia, vi sono missioni di crescente interesse per il settore dei nano e microsatelliti, quali ad esempio missioni di esplorazione lunare e interplanetarie. Queste missioni sono caratterizzati da un solo satellite lanciato nel *deep space*. Il loro costo è svariati ordini di grandezza superiore rispetto al lancio di un satellite di dimensioni equivalenti in orbita bassa.

Pertanto l'approccio basato principalmente su tecniche RHBA e RHBD non risulta idoneo o conveniente quando valutato in un trade-off rischio/costo e esigono obbligatoriamente l'impiego di componenti qualificate per lo spazio ogni qual volta siano disponibili. L'uso del COTS è considerato una deroga e necessita di adeguate e documentate giustificazioni.

Pertanto, EICAS AUTOMAZIONE, attestato l'interesse crescente per questo tipo di missioni, in special modo nel territorio piemontese dove operano TYVAK, ARGOTEC e THALES ALENIA SPACE, intende con questa quarta attività che si porta avanti nel Task 1.4 sviluppare l'architettura di uno star tracker (semi-autonomo), in analogia ad ARGO 2.0 attuale, realizzato per intero con componentistica spazio.

Scelta dei componenti

Ai fini di raggiungere l'obiettivo di cui sopra, la scelta fondamentale è la selezione del sensore e dell'unità di preprocessamento.



A tale scopo è stato individuato un sensore CMOS di recente concezione, il [FaintStar 2](#)² sviluppato sotto un contratto dell'Agenzia Spaziale Europea e commercializzato dall'azienda belga CALESTE B.V.

Il sensore è dotato di una sua propria capacità di processamento integrata che gli consente di analizzare le immagini acquisite ed estrarre i fotocentri. Pertanto non necessita di FPGA aggiuntive per l'estrazione e l'analisi dei dati.

Il sensore viene commercializzato con screening per le radiazioni fino a 100 krad e soglia di Latch-up di 60 MeV/gcm².

Sulla base delle specifiche tecniche disponibili nei datasheet, è stata realizzata un'architettura preliminare di una singola camera. Figura 12 ne mostra il diagramma a blocchi.

² [FAINTSTAR: an intelligent single-chip sensor head for star trackers—prototype results | CEAS Space Journal](#)

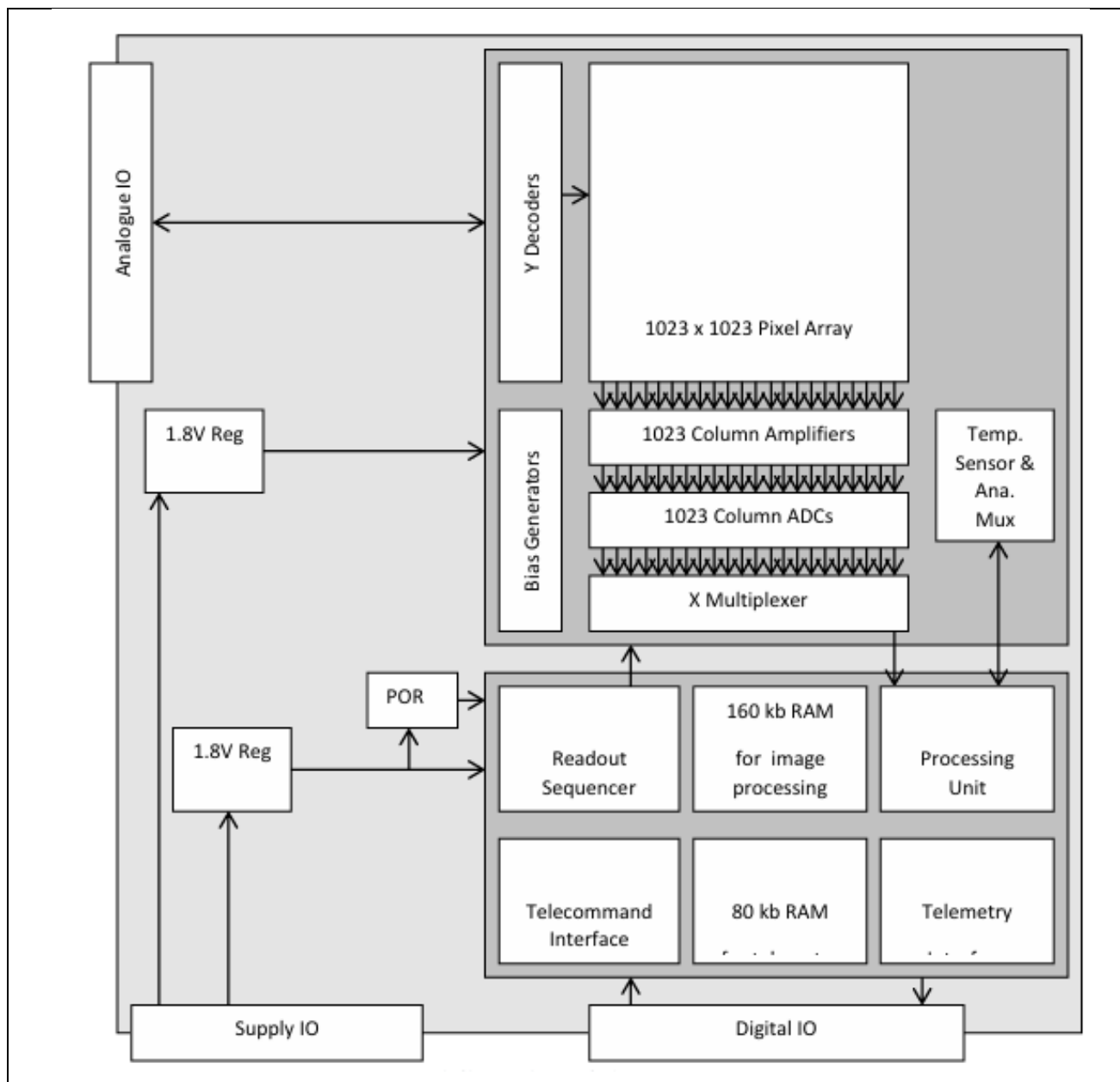


Figura 12 Diagramma a blocchi del sensore Faintstar

Definizione dell'architettura

Come già detto, il sensore Fainstar è dotato di una propria capacità di computazione, in grado di fornire in output i fotocentri detettati a partire dalle immagini acquisite. Questo aspetto semplifica drasticamente l'architettura in quanto riduce i componenti necessari a un oscillatore e ai regolatori della potenza/tensione elettrica. Tutti questi componenti possono essere reperiti in versione spazio a costi relativamente contenuti (centinaia/migliaia di euro). Figura 13 mostra uno schema a blocchi di questa soluzione, che mostra con chiarezza l'essenzialità di questa soluzione a base FaintStar.

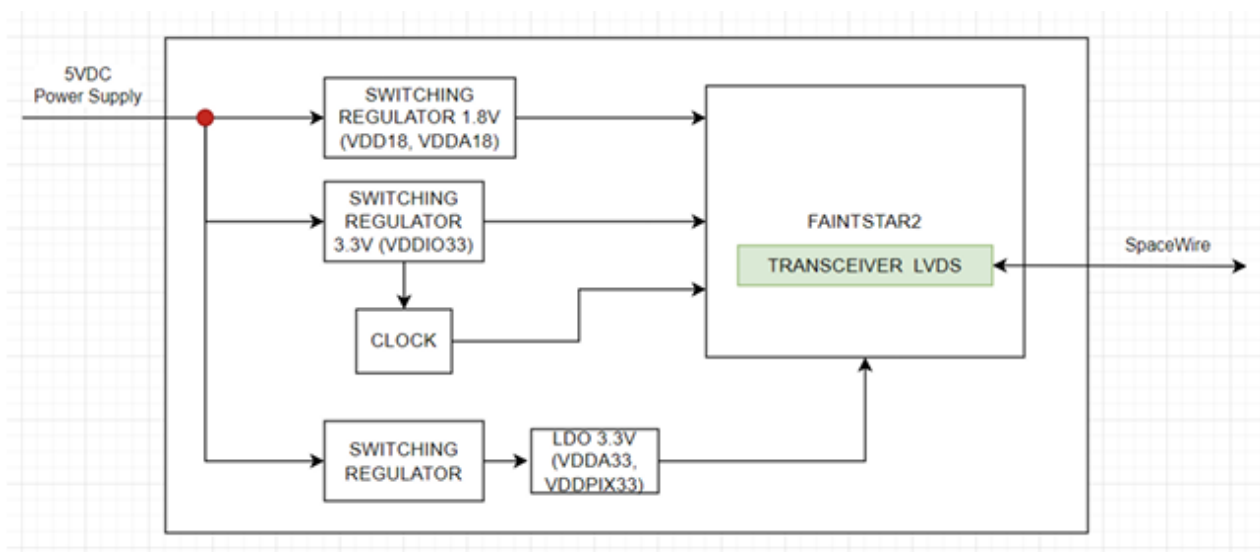


Figura 13 Schema a blocchi con sensore Faintstar2

Figura 14 mostra l'architettura multi-camera basata su questo nuovo tipo di star tracker ad altissima affidabilità per missioni interplanetarie:

- Il pre-processamento delle immagini avviene a bordo della camera con output i fotocentri delle stelle detettate;
- Il calcolo dell'assetto e tutti gli altri algoritmi a più elevato carico computazionale sono eseguiti invece a bordo dell'On-Board Computer (soluzione innovativa e brevettata dalla 'OPTEC S.p.a)

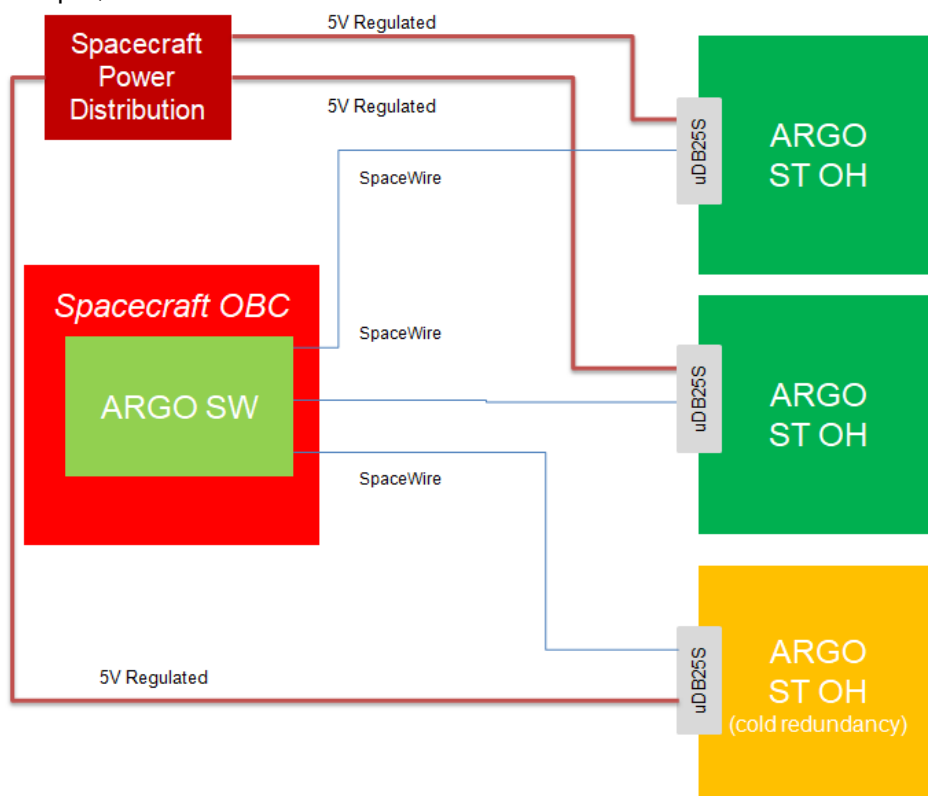


Figura 14 Architettura multicamera con star tracker basati su sensore Faintstar2

Le attività di ricerca industriale effettuate nel Task 1.4 hanno consentito di raggiungere i seguenti risultati:

- da un lato, la predisposizione di un Breadboard validato in laboratorio e, in seguito, in ambiente rilevante mediante prove con il Cielo di Notte (task 4.2), ha consentito di qualificare pienamente il sensore FAINTSTAR2.
- dall'altro, è stato generato un Digital Twin del sensore ad alta affidabilità, e importato in ambiente di simulazione fine, il che ha permesso di verificare mediante simulazione il KPI di **massima degradazione NEA a 3 sigma (Noise Equivalent Error) 10%**.