

Allegato B): CARATTERISTICHE TECNICHE RELATIVE ALL'OGGETTO DELLA CONSULTAZIONE

Nell'ambito delle attività previste nell'accordo ASI-INFN-INAF, l'IAPS ha la responsabilità dello sviluppo dello strumento di campo elettrico EFD (Electric Field Detector) per il secondo satellite cinese CSES (China Seismo-Electromagnetic Satellite del China National Space Administration).

La progettazione dello strumento include anche l'Electronic Box (formato da Sub-Sistema Main e da Sub-Sistema Spare). Ciascuno dei due sistemi Main e Spare dovrà essere formato da 3 sub-unità, come descritto in seguito, divise funzionalmente in:

Analog Process Unit (APU)

Digital Process Unit (DPU)

Low Voltage Power Supply (LVPS)

Per completare gli elementi dell'elettronica di EFD-02, sarà inserita una sub-unità SPLITTER per la commutazione tra i sistemi Main e Spare. Il progetto del Box di elettronica dovrà quindi prevedere lo spazio per 3 + 3 + 1 sub unità che tra di loro si collegheranno tramite una ulteriore unità con la funzione di Back-Plane e un pannello connettori. Il progetto del pannello Back-Plane è di estrema importanza in quanto i collegamenti tra le sub unità sono centinaia.

L'attività oggetto della presente consultazione riguarda lo sviluppo delle schede LVPS, SPLITTER E BACK-PLANE le cui caratteristiche tecniche sono descritte in Allegato (a).

I requisiti delle 3 unità richieste sono descritti nelle seguenti sezioni:

Low Voltage Power Supply (LVPS)

La scheda LVPS (altrimenti indicata semplicemente con Power) è uno dei sottosistemi del sensore di campi elettrici ad uso spaziale denominato EFD-02

La funzione preminente della scheda LVPS, consiste nel convertire la tensione a 29.5V, fornita dal satellite, in molte tensioni, stabilizzate e protette, per funzionamento dei circuiti elettronici del sensore.

La scheda LVPS, svolge assieme ad altre sub-unità, le seguenti funzioni, altrettanto importanti per il funzionamento dell'intero sistema EFD-02:

Riceve dalla scheda SPLITTER e attua i comandi di accensione, spegnimento, reset, etc..

Controlla la regolare erogazione delle tensioni verso i circuiti interni di EFD-02.

Attua le procedure di START-UP, INRUSCH-CURRENT-LIMITER, RESETTABLE-E-FUSE e BOX-CAR, nei confronti delle tensioni che essa genera verso i circuiti interni del sistema EFD-02

Comunica con la scheda DPU per inviare info di Status e ricevere specifici comandi di erogazione.

I due schemi a blocchi che seguono illustrano come la scheda LVPS sia inserita nel funzionamento e nella logica del sistema EFD-02 sia per gli aspetti delle alimentazioni che per lo scambio dati.

Come è visibile dallo schema a blocchi di figura 3, la potenza assorbita dal satellite si stima sia 42 W, sempre dalla stessa tabella si può dedurre che la potenza fornita da POWER alle altre schede è:

Scheda DPU 10W tramite una linea di alimentazione a 5,5 V

Scheda APU 14,1W tramite 8 linee di alimentazione diverse (da 1,5V a +/- 8,3V)

Scheda SPLITTER il consumo di questa scheda è molto ridotto e divisibile in due sotto gruppi:

a) Parte che opera direttamente sulla 29,5V in ingresso, circa 0,6W

b) Parte che opera sui segnali analogici verso i PROBE.

Questa scheda si alimenta direttamente dalla 29,5V e la 5,5V.

Da questi numeri si evince che la potenza dissipata da LVPS è di circa 17.3W.

Il problema derivante dalla potenza che la scheda LVPS deve dissipare non è trascurabile in quanto se non bene affrontato/risolto comporta un serio problema di riscaldamento di tutta l'elettronica.

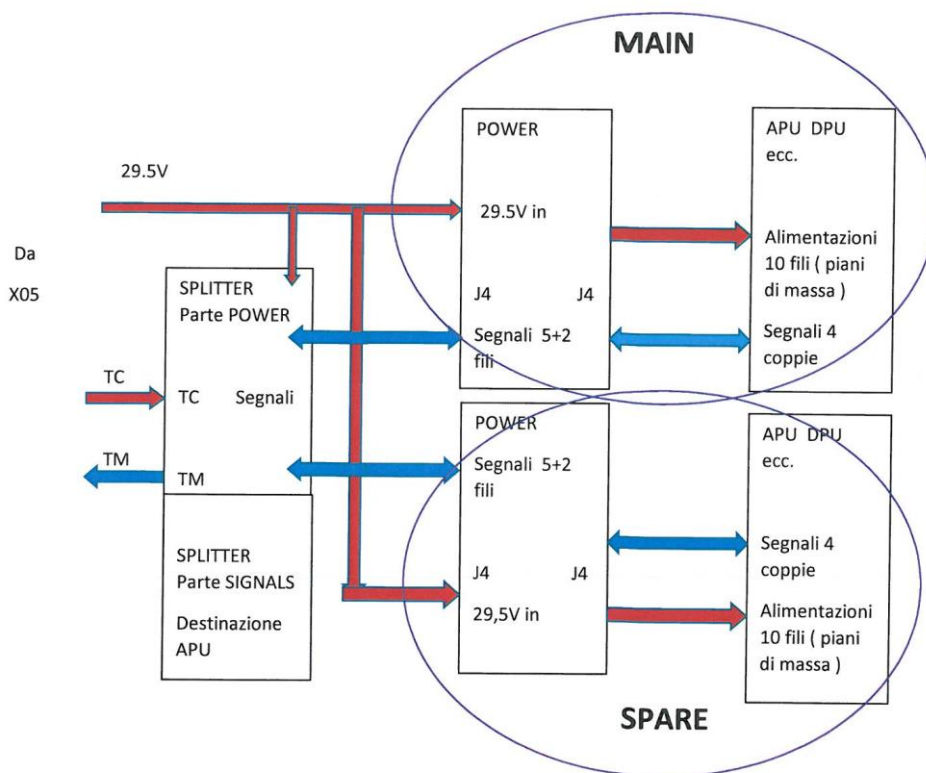
A parziale vantaggio della scheda LVPS c'è però il fatto che la maggior parte di questa potenza è dissipata dal modulo DC/DC (che da solo dissipa oltre 9 W), e che, avendo un contenitore meccanico basso e largo, si presta meglio di altri ad un efficace collegamento/contatto termico con il case/cold-plate.

Altro elemento da tener ben presente e da ottimizzare al massimo durante la progettazione della scheda LVPS, è il problema della potenza elettrica massima assorbibile dal satellite.

Le protezioni da sovracorrente presenti sul "sistema satellite" hanno piccolo margine e possono sganciare repentinamente un carico anomalo. Nel sensore EFD-02 le schede elettroniche e anche la scheda LVPS sono duplicate (Main e Spare) per garantire la massima sopravvivenza.

Il comando di attivazione il sistema Main o lo Spare arriva da terra tramite dei telecomandi ed è operato dalla scheda Splitter.

Fig. 1 Main e Spare abilitati dallo Splitter



L'ambiente dove il sensore opererà è lo spazio, il satellite orbiterà a circa 500Km di quota.

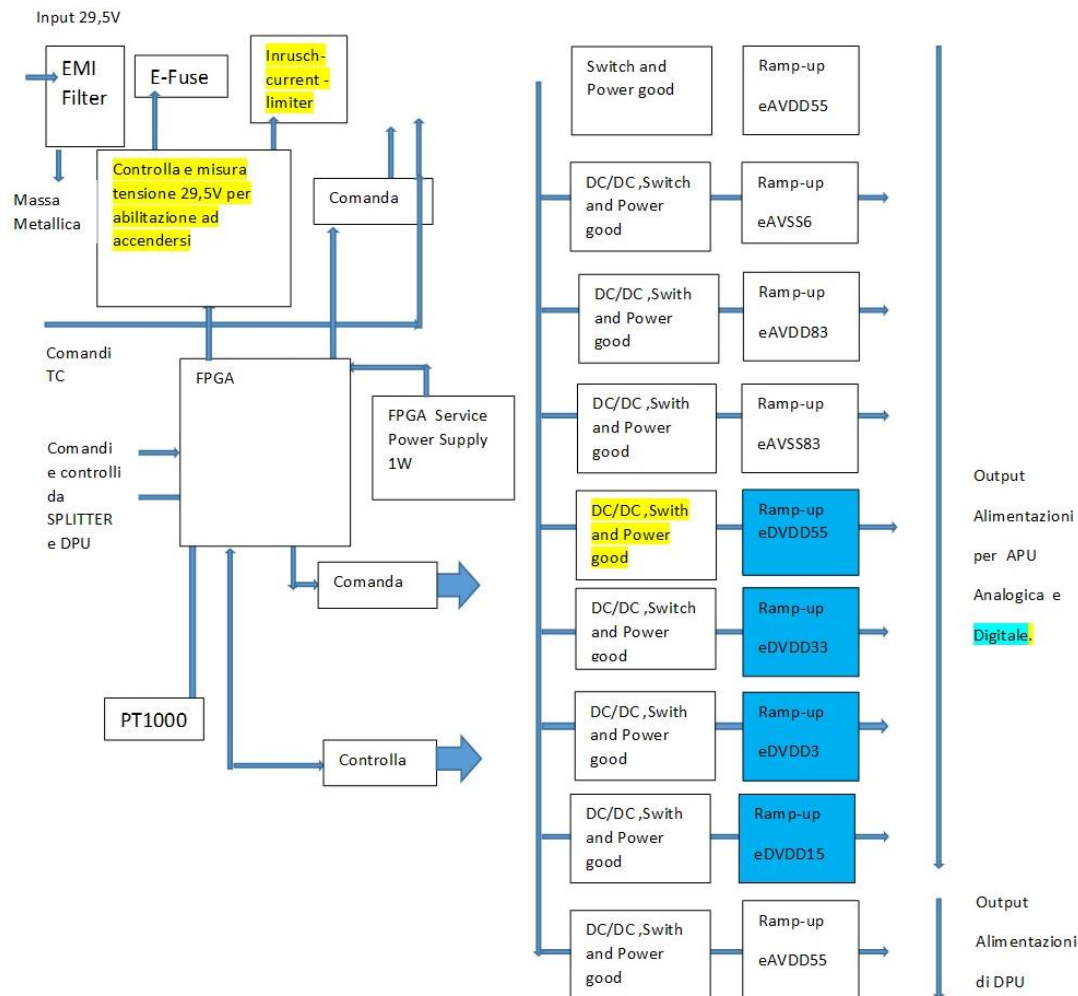
La scheda elettronica dovrà lavorare pertanto nel vuoto per cui la dissipazione del calore avverrà solo per conduzione tramite la struttura del contenitore dell'elettronica. Il contenitore sarà fissato su una Cold-plate la cui temperatura potrà variare tra -20 e 55 gradi

Tutto il contenitore con l'elettronica dovrà sopportare in fase di lancio elevati livelli di vibrazione, urti e rumore (fino a 75g e >120dB).

Alla quota di volo è presente un livello di radiazione di 20rad (Si) / s.

Sul satellite, il box dell'elettronica di EFD-02 riceve segnali da sensori che misurano il campo elettrico con precisione del microV/m, è pertanto indispensabile che la scheda POWER non generi campi magnetici anomali o quanto meno che questi siano identificati e controllati.

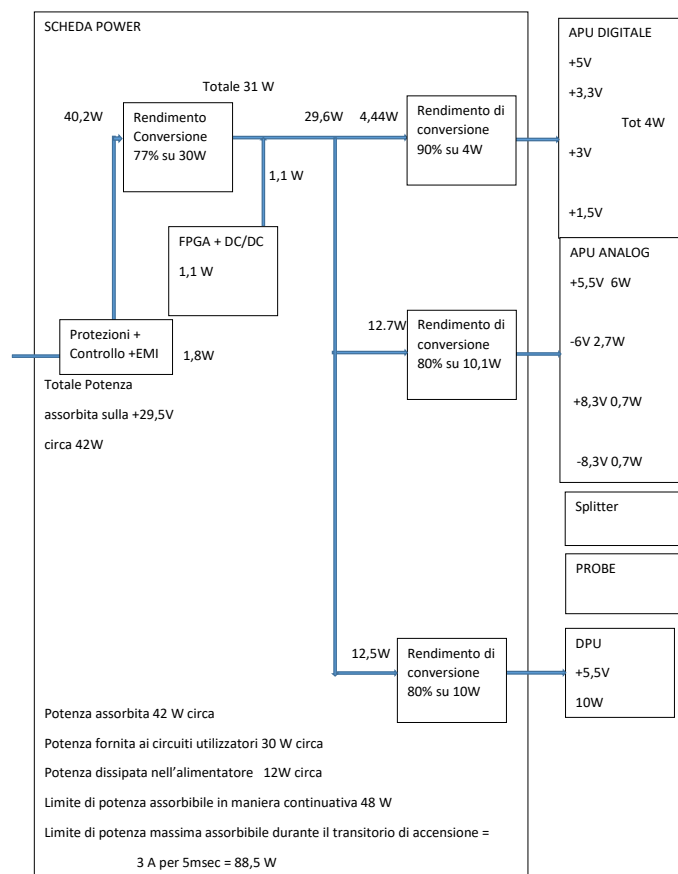
Fig 2: schema a blocchi dei flussi di alimentazioni tra LVPS-DPU e il resto di EFD-02



Le tensioni che alimentano la parte analogica di APU sono le più critiche perché APU deve acquisire segnali di micro-volt.

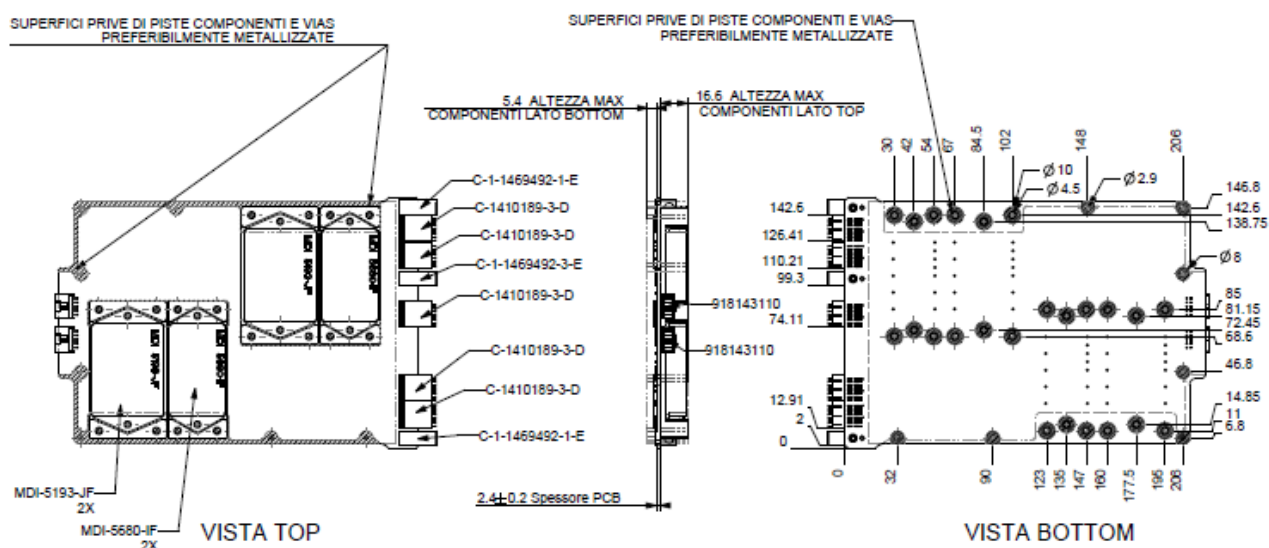
Per cercare di ovviare/ridurre/ contenere il problema del rumore si è trovata la soluzione di far arrivare alla scheda APU per ciascuna alimentazione della parte analogica (elementi “eAV” nello schema) una tensione leggermente superiore alla reale necessità e di interporre all’ingresso della scheda APU un regolatore serie LOW-NOISE.

Fig.3 Potenze fornite, dissipate e rendimenti della catena di alimentazione.



Vista dimensionale della scheda LVPS (Nota: in questo disegno sono presenti due DC/DC Converter e due filtri EMI, ma si sta valutando di ridurre ad un solo un DC/DC Converter di potenza e un solo filtro EMI).

Le tipologie e il numero di connettori riportato nei disegni è soltanto orientativo.



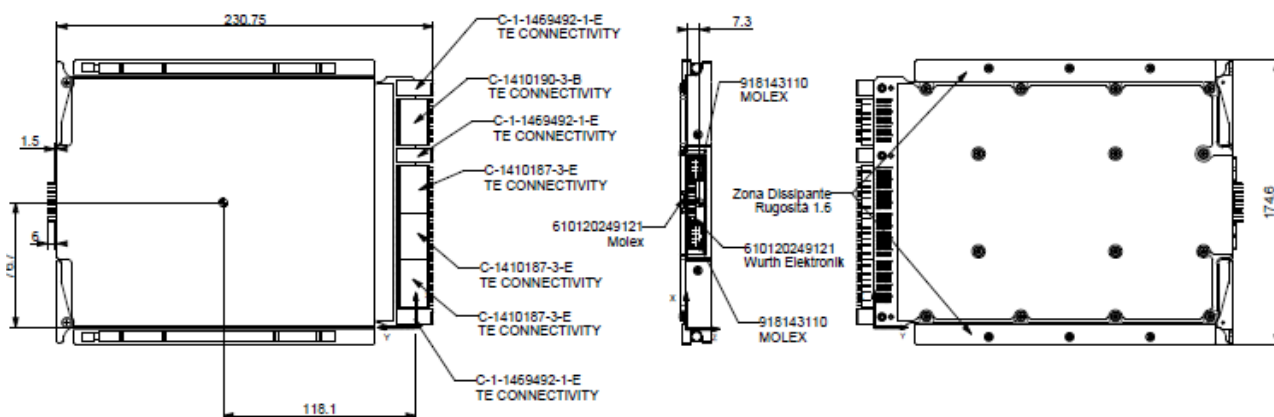
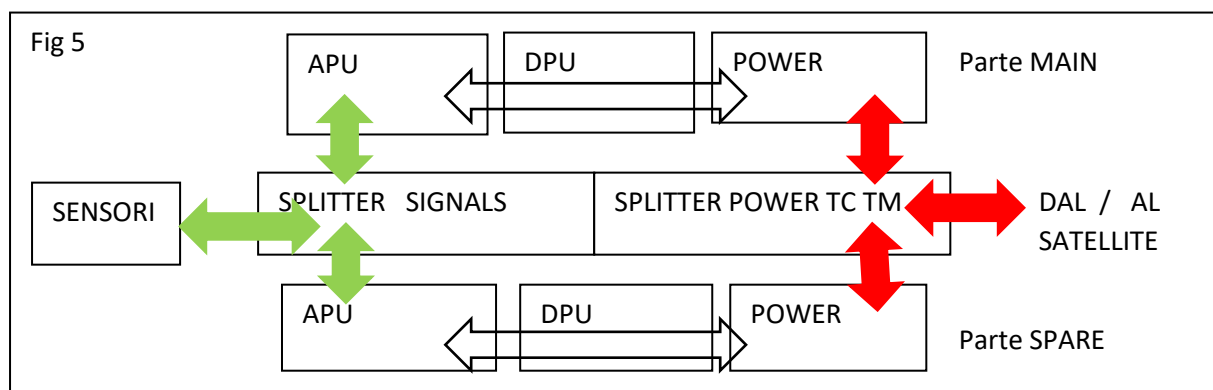


Fig. 4 Possibile disposizione dei connettori sulla scheda LVPS

- Splitter

La scheda Splitter svolge la funzione di smistare i segnali, ovvero indirizzare i segnali in arrivo verso una o un'altra sezione del sistema (MAIN o SPARE). La scheda Splitter svolge proprio la funzione in caso di avaria di far operare uno o l'altro sistema (vedere Fig. 5).



La sezione della scheda Splitter che tratta la parte LVPS svolge le seguenti funzioni:

- 1) Decodifica i telecomandi TC1, TC2, TC3 individuando quale delle due sezioni MAIN o SPARE deve essere accesa o spenta. Comanda l'accensione del DC/DC primario per attivare la parte prescelta.
- 2) Decodifica il Telecomando TC6 e provvede a resettare un eventuale intervento dell'E-FUSE.
- 3) Decodifica i Telecomandi TC4, TC5 attuando le modalità di funzionamenti ST-BY-ON e ST-BY-OFF.
I segnali TC4, TC5 prima di essere inoltrati devono essere optoisolati.
- 4) Tutti i segnali TC devono essere ricevuti in modo optoisolato per un corretto funzionamento del filtro EMI e per ragioni di affidabilità l'optoisolatore deve essere ridondato.
- 5) Invia i telesegnali TM1—TM5. Questi telesegnali, analogici e di base, sono gli Housekeeping (Hk) del sistema.
- 6) Dovrà essere valutato e deciso se il controllo del valore della tensione di alimentazione 29.5V andrà fatto nella scheda SPLITTER o in ciascuna scheda LVPS.

La sezione della scheda Splitter che tratta la parte SIGNALS svolge le seguenti funzioni

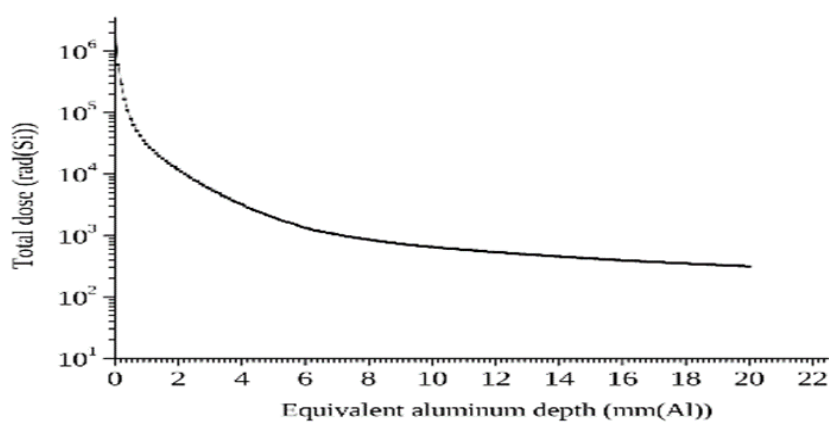
- 7) Invia ai sensori le alimentazioni generate dalla parte MAIN o dalla parte SPARE secondo quella che è attiva (tramite telecomando un sensore può essere anche non-alimentato).
- 8) Invia ai sensori la tensione di polarizzazione generata o dalla parte MAIN o da quella SPARE.

- 9) Riceve i segnali dai sensori e li invia o alla parte MAIN o da quella SPARE.
- 10) Riceve i segnali dai sensori termici e li invia o alla parte MAIN o da quella SPARE.

ALIMENTAZIONI: La parte POWER si alimenta con la 29.5V fornita dal satellite. La parte SIGNAL con le tensioni interne di MAIN o SPARE fornite dalla scheda POWER. Per ragioni di disturbi EMI dovrà essere molto curata la disposizione e l'isolamento tra dei circuiti della parte LVPS e della parte SPLITTER.

AMBIENTE OPERATIVO: L'ambiente dove il sensore opererà è lo spazio, il satellite orbiterà a circa 500Km di quota. La scheda elettronica dovrà lavorare pertanto nel vuoto per cui la dissipazione del calore avverrà solo per conduzione tramite la struttura del contenitore del sensore. Il contenitore del sensore sarà fissato su una Cold-plate la cui temperatura operativa potrà variare tra -15 °C e +50 °C

La dose di radiazione spaziale totale ricevuta dal satellite nell' arco dei 5 anni di missione è riassunta nel seguente grafico:

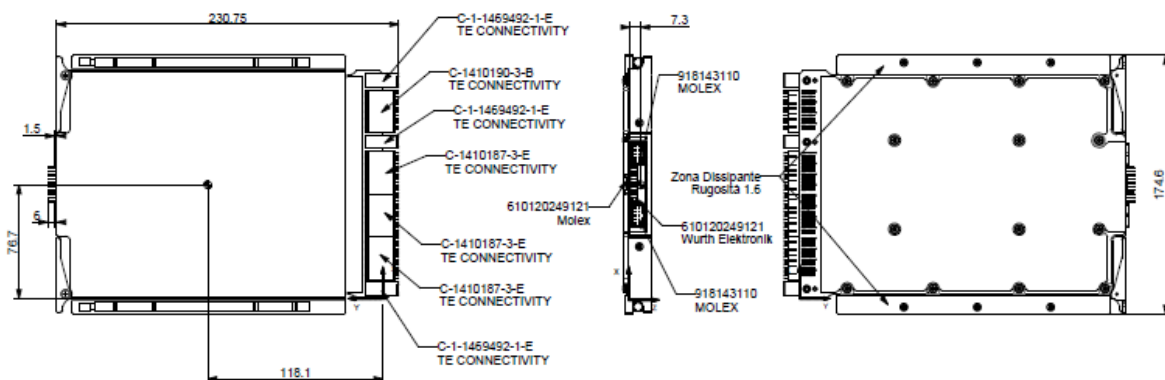


In considerazione del fatto che le tensioni che alimentano i sensori (Probe) sono le più critiche (APU deve acquisire segnali di micro-volt) per cercare di ovviare/ridurre/ contenere il problema del rumore, in altre parti è stata utilizzata la soluzione di far arrivare alla scheda APU per ciascuna alimentazione della parte analogica ("eAV.....") una tensione leggermente superiore alla reale necessità e di interporre subito all'ingresso della scheda APU un regolatore serie LOW-NOISE .

DIMENSIONI e PIN-FUNCTION DELLA SCHEDA:

Le tipologie e il numero di connettori riportato nei disegni è soltanto orientativo.

La pin-funzion della scheda dovrà essere concordata con i costruttori delle altre schede e in particolar modo con chi realizzerà il BACK-PLANE per curare particolarmente i segnali analogici che arrivano dai sensori (parliamo di pochi micro-volt) e di evitare di creare problemi di intrecci nello sbroglio



MATERIALI E COMPONENTI: Il Master sarà sviluppato con tecnologia Multistrato e a prodotto finito sarà applicato alla scheda un conformal-coating per applicazioni spaziali (Considerare il problema del

degassamento). La componentistica dovrà essere qualificata “Spazio “e in caso di oggettive e comprovate difficoltà di approvvigionamento, saranno accettati in sub-ordine componenti militari avionici automotive. Nello scegliere i componenti considerare che questi verranno soggetti a un livello di radiazione di ... RAD.

TEST E PROVE DI QUALIFICA

Vibrazioni sinusoidali

Axis	Frequency range (Hz)	Acceleration/Amplitude zero to peak (g)/(mm)	
		AT	QT
X,Y,Z	10 to 20	5.0mm(0→P)	7.5mm(0→P)
	20 to 100	8g	12g
	Scan Rate	4 Oct/min	2 Oct/min

Vibrazioni casuali

Axis	Frequency range (Hz)	Acceleration Power spectrum density	
		AT	QT
X,Y,Z	10 → 95	+6dB/oct	+6dB/oct
	95 → 130	0.4g ² /Hz	0.8g ² /Hz
	130 → 200	-13.9dB/oct	-11.25dB/oct
	200 → 300	0.055g ² /Hz	0.16g ² /Hz
	300 → 600	0.03g ² /Hz	0.07g ² /Hz
	600 → 2000	-15dB/oct	-15dB/oct
	Total RMS	7.55g	11.3g
	Loading Duration	1min	2min

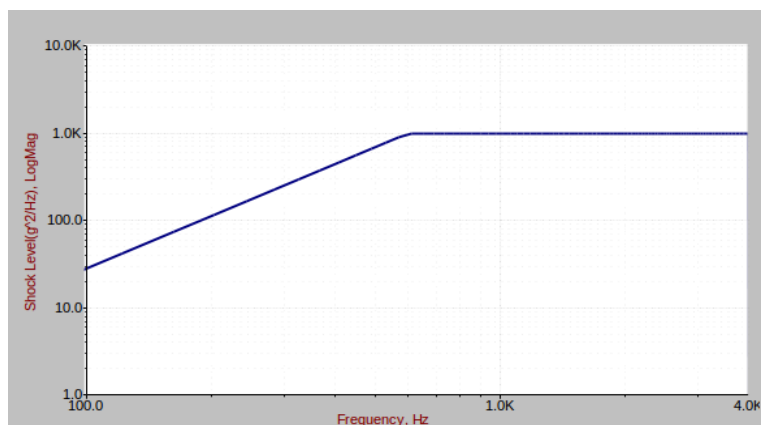
Shock pirotecnico

I livelli di shock mostrati in figura, generati dalla separazione del veicolo di lancio e dal dispiegamento dei pannelli solari, sono applicabili all'interfaccia di accoppiamento del payload

Test termici e termo-vuoto:

AT (Acceptance test)= -25 °C ÷ +60 °C (TBC)

QT (Qualification test)= -35 °C ÷ +70 °C (TBC)



Test termovuoto

	Acceptance	Qualification
--	------------	---------------

		Min test temp.(°C)	Max test temp.(°C)	Min test temp.(°C)	Max test temp.(°C)
Temp.	External	-110	+90	-120	<u>+100</u>
	Inner	-25	+60	-35	<u>+70</u>
Pressure		$\leq 1 \times 10^{-3}$ Pa			
Number of Cycle		≥ 10.5		≥ 27.5	
Temperature rate		5~10°C/min		5~10°C/min	
Time at each temp.		>4 hours		>4 hours	

Test cicli termici

		Acceptance		Qualification	
		Min test temp.(°C)	Max test temp.(°C)	Min test temp.(°C)	Max test temp.(°C)
Temp.	External	-110	+90	-120	<u>+100</u>
	Inner	-25	+60	-35	<u>+70</u>
Pressure		ambient			
Number of Cycle		12.5		25.5	
Temperature rate		3~5 °C/min		3~5 °C/min	
Time at each temp.		>4 hours		>4 hours	

FORNITURA: L'attività per lo SPLITTER deve comprendere:

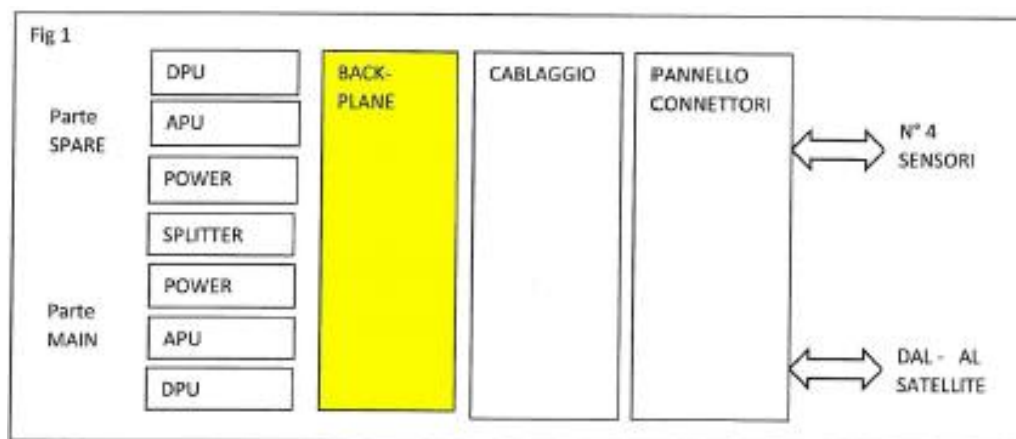
- Sviluppo del progetto con il coordinamento con i progettisti delle altre unità del sistema EFD-02
- Sviluppo del progetto con il coordinamento con i progettisti della parte meccanica di supporto, oppure sviluppo autonomo di questa coordinata con i progettisti del "casa" di EFD-02.
- Preparazione documentazione provvisoria e presentazione a INAF.
- Sviluppo Master, realizzazione CS, acquisto componenti, e montaggio della versione EM.
- Progettazione e costruzione di una attrezzatura di collaudo specifica ed esecuzione collaudi.
- Esecuzione delle prove di qualifica con il resto del sistema EFD-02 e applicazione eventuali revisioni.
- Costruzione di N° 1 scheda QM e esecuzione prove di qualifica finali.
- Costruzione di N° 1 scheda FM e ripetizione prove finali.
- Consegna documentazione aggiornata e completa sia per la parte HW che per il SW di tutto.

Back-plane

La scheda Back-Plane svolge la funzione di interconnettere tutti i segnali e le alimentazioni che da una scheda vanno all'altra e/o verso i connettori di ingresso e di uscita del sistema EFD-02

La scheda Back-Plane fa parte del sistema EFD-02 e questo sistema è destinato ad essere imbarcato in una missione spaziale che per ragioni di assoluta affidabilità, prevede due sistemi elettronici MAIN e SPARE perfettamente identici, uno di ricalzo all'altro. La scheda Back-Plane interfaccia:

- 1) I segnali e le alimentazioni verso le schede DPU-APU-POWER e SPLITTER sia del sistema MAIN che SPARE
- 2) Tramite il cablaggio e il pannello connettori, i segnali da e verso i 4 Sensori (Probe)
- 3) Tramite il cablaggio e il pannello connettori, i segnali di POWER, TC, TM, CAN, CAN, RS422, RS422 verso il satellite



il Back-plane si interfaccia con le schede e i cablaggi come segue:

- 1) Verso le schede con connettori del tipo TE MULTIGIG RT T2 modello 1410XXX-X
- 2) Verso i cablaggi con connettori del tipo MICRO-D

I connettori verso le schede (della tipologia TE MULTIGIG RT T2) sono in numero di 20.

I connettori verso i cablaggi (della tipologia MICRO D) sono in numero di 5.

L'utilizzazione dei PIN dei connettori è praticamente completa al 100%.

Vicino ai connettori del tipo TE MULTIGIG saranno montate delle spine di centratura per far sì che durante l'inserimento delle schede i connettori siano perfettamente allineati.

Nella parte posteriore del Back-plane saranno montati dei rinforzi per riportare sulla struttura lo sforzo di inserzione/estrazione e gli sforzi meccanici in condizioni di urti e vibrazioni. I connettori MICRO D dovranno avere un sistema di fissaggio meccanico indipendente dalla saldatura dei Pin. Per realizzare la connessione delle 4 coppie verso POWER, queste uscirebbero dal connettore J1 tenendosi verso il bordo esterno.

Per realizzare la connessione delle 4+4 coppie (CAN e RS422) uscenti da J1 tramite il connettore MICRO D verso i connettori sul pannello posteriore, la zona di saldatura dei fili che collegano DPU ai connettori corrisponde al vano vuoto lasciato del connettore non montato. Si tratta di 8 coppie ovvero 16 fili più altri 4 di massa, un totale di 20 fili. In uscita dal connettore MICRO D questi fili, uniti in un mazzetto andrebbero al pannello posteriore con un cablaggio del diametro globale di 5-6mm circa.

TIPOLOGIA DI PISTE-RAME NEL PCB: Il Pcb del Back-plane deve coniugare tre diverse esigenze:

- a) Deve portare le Masse e le Alimentazioni in modo sicuro e senza cadute di tensione, magari utilizzando interi piani di massa.

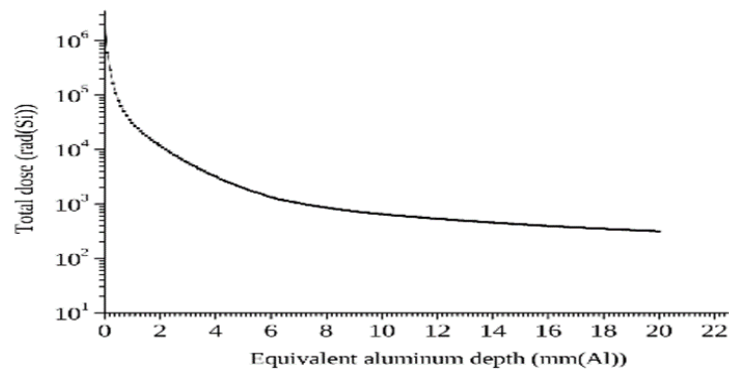
- b) Deve portare i segnali molto delicati provenienti dai sensori (4 Probe) dove si trasportano segnali di micro-volt. (Si ipotizza che questi segnali viaggino tra piani di massa)
- c) Deve portare segnali bilanciati ad impedenza costante per segnali impulsivi di 150nsec.
- d) Notare che tra i pin dei connettori TE può passare solo una pista a piano (servono più piani)

DEFINIZIONE DELLE PIN FUNCTION: La definizione delle pin-function avverrà in seguito, al termine del lavoro di progettazione delle schede. Durante il processo di sviluppo delle schede il progettista della scheda Back-plane dovrà interfacciarsi con i progettisti delle altre schede per trovare eventuali soluzioni di passaggi di piste ancora “gestibili”.

AMBIENTE OPERATIVO: L’ambiente dove il sensore opererà è lo spazio, il satellite orbiterà a circa 500Km di quota.

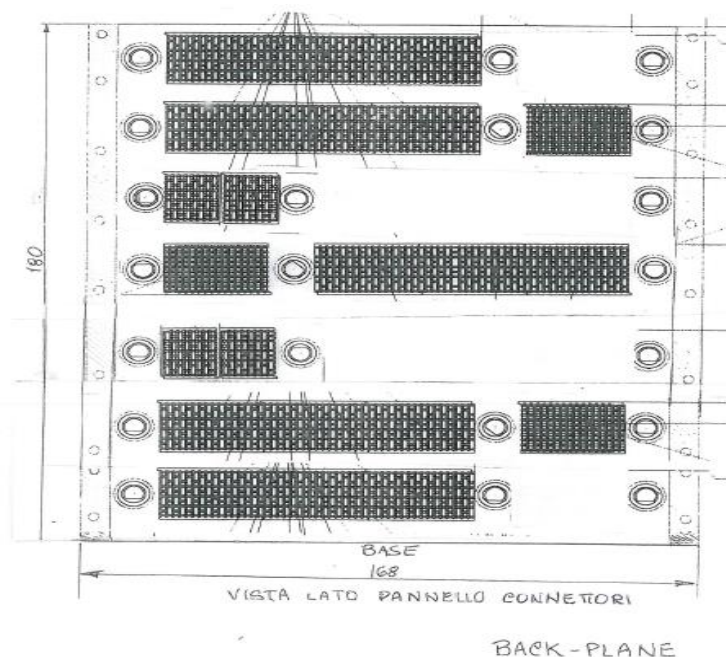
La scheda elettronica dovrà lavorare pertanto nel vuoto per cui la dissipazione del calore avverrà solo per conduzione tramite la struttura del contenitore del sensore. Temperatura operativa: $-15^{\circ}\text{C} \div +50^{\circ}\text{C}$

La dose di radiazione spaziale totale ricevuta dal satellite nell’ arco dei 5 anni di missione è riassunta nel seguente grafico:



È importante che il Back-plane non generi campi magnetici anomali o quanto meno che questi siano identificati e controllati (Piste A/R vicine) (Accessori di montaggio viti ecc. di materiali amagnetici).

DIMENSIONI e PIN-FUNCTION DELLA SCHEDA: Vista dimensionale della scheda Back-plane. Le tipologie e il numero di connettori riportato nei disegni è soltanto orientativo Dimensioni in millimetri da confermare.



NOME DEI CONNETTORI SUL BACK PLANE

Il nome utilizzato per identificare i connettori non è determinante e può essere aggiornato.

Vista lato Pannello connettori in-out.

Nome della scheda	Nome del connettore			
DPU	J1	J2	J3	J21
APU	J4	J5	J6	J7
POWER	J8		J23	J24
SPLITTER	J9	J10	J11	J12
POWER	J13	J27	J25	J26
APU	J14	J15	J16	J17
DPU	J18	J19	J20	J22

La colonna di sinistra riporta sia pure schematicamente la posizione delle schede in EFD-02

Le colonne di destra riportano la posizione dei connettori sul BACK-PLANE

J1 – J20 Connessioni verso le schede

J21 – J22Connessioni 2xCAN e 2xRS422X01 to X04

J23 - J24 – J25 – J26..... Connessioni verso i 4 PROBE..... X06 to X09

J27 Connessioni verso il satellite per POWER , TC , TM..... X05

TIPI DI CONNETTORI

I connettori da J1 a J20 sono del tipo TE MULTIGIG

I connettori da J21 a J27 sono del tipo MICRO D

MONTAGGIO DEI CONNETTORI

I connettori da J1 a J20 sono montati sul lato opposto , cioè nel lato dove sono le schede

I connettori da J21 a J27 sono montati in questo lato , cioè il lato che guarda al pannello connettori .

MATERIALI E COMPONENTI: Le saldature sui circuiti stampati saranno fatte con leghe non ROS. Il Back-plane sarà formato da un circuito stampato multistrato (16-24 strati) dello spessore di oltre 5mm.

Tutto il contenitore con l’elettronica dovrà sopportare in fase di lancio elevati livelli di vibrazione e urti come descritti nelle precedenti sezioni per le schede LVPS e Splitter.

Vibrazioni sinusoidali

Axis	Frequency range (Hz)	Acceleration/Amplitude zero to peak (g)/(mm)	
		AT	QT
X,Y,Z	10 to 20	5.0mm(0→P)	7.5mm(0→P)
	20 to 100	8g	12g
	Scan Rate	4 Oct/min	2 Oct/min

Vibrazioni casuali

Axis	Frequency range (Hz)	Acceleration Power spectrum density	
		AT	QT
X,Y,Z	10 → 95	+6dB/oct	+6dB/oct
	95 → 130	0.4g ² /Hz	0.8g ² /Hz
	130 → 200	-13.9dB/oct	-11.25dB/oct
	200 → 300	0.055g ² /Hz	0.16g ² /Hz
	300 → 600	0.03g ² /Hz	0.07g ² /Hz
	600 → 2000	-15dB/oct	-15dB/oct
	Total RMS	7.55g	11.3g
	Loading Duration	1min	2min

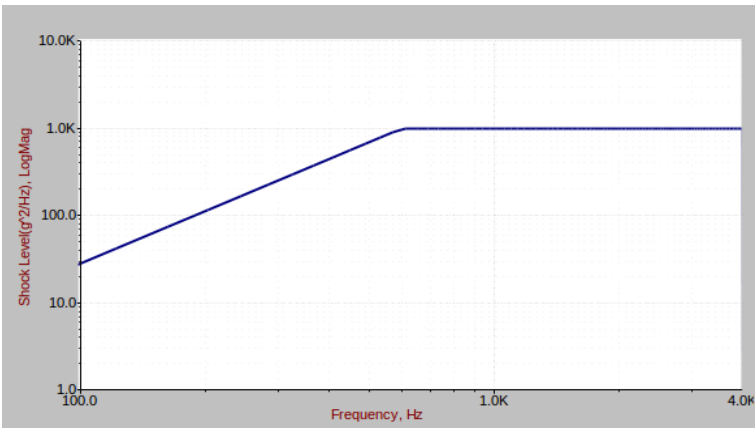
Shock pirotecnico

I livelli di shock mostrati in figura, generati dalla separazione del veicolo di lancio e dal dispiegamento dei pannelli solari, sono applicabili all’interfaccia di accoppiamento del payload

Test termici e termo-vuoto:

AT (Acceptance test)= -25 °C ÷ +60 °C
(TBC)

QT (Qualification test)= -35 °C ÷ +70 °C
(TBC)



Test termovuoto

	Acceptance		Qualification	
	Min test temp.(°C)	Max test temp.(°C)	Min test temp.(°C)	Max test temp.(°C)

Temp.	External	-110	+90	-120	<u>+100</u>
	Inner	-25	+60	-35	<u>+70</u>
Pressure		$\leq 1 \times 10^{-3}$ Pa			
Number of Cycle		≥ 10.5		≥ 27.5	
Temperature rate		5~10°C/min		5~10°C/min	
Time at each temp.		>4 hours		>4 hours	

Test cicli termici

		Acceptance		Qualification	
		Min test temp.(°C)	Max test temp.(°C)	Min test temp.(°C)	<u>Max test temp.(°C)</u>
Temp.	External	-110	+90	-120	<u>+100</u>
	Inner	-25	+60	-35	<u>+70</u>
Pressure		ambient			
Number of Cycle		12.5		25.5	
Temperature rate		3~5 °C/min		3~5 °C/min	
Time at each temp.		>4 hours		>4 hours	

Test Magnetici: TBD

FORNITURA. L'attività richiesta dovrà comprendere:

- j) Sviluppo del progetto con il coordinamento con i progettisti delle altre unità del sistema EFD-02
- k) Sviluppo del progetto con il coordinamento con i progettisti della parte meccanica di supporto, oppure sviluppo autonomo di questa coordinata con i progettisti del "case" di EFD-02.
- l) Preparazione documentazione provvisoria e presentazione a INAF.
- m) Sviluppo Master, realizzazione CS, acquisto componenti, e montaggio della versione EM.
- n) Elaborazione della procedura di collaudo
- o) Progettazione e costruzione di una attrezzatura di collaudo specifica ed esecuzione collaudi.
- p) Esecuzione delle prove di qualifica con il resto del sistema EFD-02 e applicazione eventuali revisioni.
- q) Costruzione di N° 1 schede QM e esecuzione prove di qualifica finali.
- r) Costruzione di N° 1 schede FM e ripetizione prove finali.
- s) Consegna documentazione aggiornata e completa che sarà di proprietà INAF, sia dei master, delle lamine, delle distinte materiali e delle Net-list.