

ALMA MATER STUDIORUM – UNIVERSITÀ DI BOLOGNA

SECONDA FACOLTÀ DI INGEGNERIA

CON SEDE A CESENA

CORSO DI LAUREA

IN INGEGNERIA AEROSPAZIALE

Classe: L-9

Sede di Forlì

ELABORATO FINALE DI LAUREA

In Fondamenti di Meccanica Orbitale

**PROCEDURE DI QUALIFICA A TERRA PER
SISTEMI SPAZIALI**

CANDIDATO

Marco Gallinaro

RELATORE

Prof. Paolo Tortora

CORRELATORE

Ing. Alberto Corbelli

Anno accademico 2011-2012

Sessione II

ABSTRACT

Nel seguente elaborato di tesi verranno presentati i passi da effettuare per una corretta campagna di test a terra per sistemi spaziali, le verifiche da svolgere con relativi sistemi di misurazione per la qualifica, le normative di riferimento, nonché le linee guida per la stesura di un test report nel quale riportare i risultati. Il seguente documento avrà pertanto il compito di fungere da breve manuale per coloro che si apprestano ad esercitare test su sistemi prevalentemente spaziali. I principi discussi in seguito, potranno eventualmente essere estesi anche in ambito aeronautico, è chiaro comunque che in questo caso le normative di riferimento saranno diverse. È bene inoltre sottolineare che saranno descritti soltanto i test che normalmente vengono svolti su qualsiasi payload, in quanto la complessità e il tipo di componenti che caratterizzano quest'ultimo contraddistinguono anche la campagna di test.

INDICE

ABSTRACT.....	3
INDICE DELLE FIGURE.....	7
INDICE DELLE TABELLE.....	8
1. INTRODUZIONE.....	9
2. ANALISI E PROGRAMMA DI VERIFICA.....	12
2.1 ENGINEERING DATA.....	14
2.1.1 NORMATIVE ECSS.....	15
2.1.2 GESTIONE DEL PROGETTO.....	17
2.1.3 PRODOTTO ASSICURATIVO.....	17
2.1.4 SOSTENIBILITA'.....	18
2.1.5 INGEGNERIA DEI SISTEMI.....	18
2.1.6 CAMPAGNA DI TEST.....	20
2.1.7 VERIFICHE.....	22
2.3 QUALIFICA DEL COMPONENTE.....	26
2.3.1 MANAGEMENT.....	26
2.3.2 FACILITIES AND STANDARDS.....	27
2.3.3 MANUFACTURING CONTROL.....	27
2.4 ASSEMBLAGGIO E TEST FINALE.....	28
3. TEST E STRUMENTAZIONE.....	31
3.1 TOLLERANZE.....	33
3.2 ACCURATEZZA.....	36
3.3 TEST STRUTTURALI.....	38
3.3.1 RANDOM VIBRATION TEST.....	39
3.3.2 SINE VIBRATION TEST.....	45
3.3.3 SHOCK TEST.....	49
3.3.4 TEST E STRUMENTAZIONE.....	52
3.3.5 SHAKER.....	54
3.3.6 ACCELEROMETRI.....	56
3.3.7 ACOUSTIC TEST.....	59
3.3.8 STRUMENTAZIONE.....	62
3.3.9 TEST TERMO-VUOTO.....	64
3.3.10 TEST E STRUMENTAZIONE.....	66

3.3.11 CAMERE A VUOTO	67
3.3.12 SENSORI DI TEMPERATURA	71
3.3.13 LEAK TEST	74
3.3.14 STRUMENTAZIONE.....	76
3.3.15 SENSORI OTTICI.....	76
3.3.16 SENSORI AD ULTRASUONI.....	78
3.4 TEST DI COMPATIBILITÀ	80
3.4.1 TEST DI COMPATIBILITÀ ELETTRROMAGNETICA (EMC)	81
3.4.2 REQUISITI E STRUMENTAZIONE	83
3.4.3 TEST DI EMISSIONE	85
3.4.4 PROVE DI SENSIBILITÀ.....	86
3.4.5 CAMERE ANECOICHE.....	87
3.4.6 TEST DI COMPATIBILITÀ ELETTROSTATICA	91
3.4.7 REQUISITI	95
3.4.8 TEST E STRUMENTAZIONE	97
4. DOCUMENTAZIONE	100
4.1 CERTIFICATO DI CONFORMITÀ	101
4.2 TEST REPORT	102
4.3 TEST PROCEDURE.....	103
4.4 CERTIFICATO DI NON CONFORMITÀ.....	105
5. CONCLUSIONI	111
RINGRAZIAMENTI.....	112
BIBLIOGRAFIA	112

INDICE DELLE FIGURE

FIGURA 1 SCHEMA RIASSUNTIVO NORMATIVE ECSS.....	16
FIGURA 2 SCHEMA ECSS DEI SEGMENTI DI VERIFICA.....	21
FIGURA 3 RIASSUNTO PROCEDURE DI VERIFICA ECSS	23
FIGURA 4 PANORAMICA DEI TEST DA ESEGUIRE.....	29
FIGURA 5 SCHEMA ECSS SUI TEST DA ESEGUIRE PER UN SISTEMA SPAZIALE	32
FIGURA 6 GRAFICO RAPPRESENTANTE L'ASD IN FUNZIONE DEL RANGE DI FREQUENZE	41
FIGURA 7 GRAFICO RAPPRESENTANTE I SEGNALI DI INPUT PER UN SISTEMA SPAZIALE	42
FIGURA 8 GRAFICO RIASSUNTIVO DEGLI INPUT E DELLE SOLLECITAZIONI MISURATE	43
FIGURA 9 RAPPRESENTAZIONE FEM DI UNO SHAKER POINT	44
FIGURA 10 MODELLO GRAFICO DEGLI INPUT DA ESERCITARE	46
FIGURA 11 GRAFICO RIASSUNTIVO DEGLI SPETTRI DI SHOCK.....	46
FIGURA 12 GRAFICO DELLE ACCELERAZIONI MISURATE PER OGNI CONDIZIONI DI VOLO	47
FIGURA 13 GRAFICO DEGLI INPUT E DELLE MISURAZIONI PER OGNI CONDIZIONE DI VOLO	47
FIGURA 14 GRAFICO DEGLI IMPULSI MISURATI IN FUNZIONE DELLA FREQUENZA	48
FIGURA 15 ESEMPIO DI GRAFICO DELLE SOLLECITAZIONI CAUSATE DAL NEAR FIELD SHOCK	50
FIGURA 16 ESEMPIO DI GRAFICO DELLE SOLLECITAZIONI CAUSATE DAL FAR FIELD SHOCK	51
FIGURA 17 GRAFICO DELLE SOLLECITAZIONI DI SHOCK IN FUNZIONE DELLE FREQUENZE	51
FIGURA 18 SCHEMA RIASSUNTIVO DEL SISTEMA D'ACQUISIZIONE DATI	53
FIGURA 19 CONFRONTO GRAFICO DEI VARI TIPI DI SHAKER	55
FIGURA 20 RAPPRESENTAZIONE GRAFICA DELLO SHAKER HYDRA	56
FIGURA 21 SCHEMA DEL SISTEMA DI SOLLECITAZIONE ACUSTICA DI UN SISTEMA SPAZIALE	60
FIGURA 22 VISUALIZZAZIONE INTERNA DELLA CAMERA LEAF	63
FIGURA 23 ESEMPIO DI GRIGLIA PER LE MISURAZIONI	64
FIGURA 24 ESEMPIO DI CRIOPOMPA	68
FIGURA 25 VISUALIZZAZIONE DEL LTVC.....	69
FIGURA 26 CAMERA TERMO-VUOTO DELLA LOCKHEED MARTIN	70
FIGURA 27 SCHEMA DEL SENSORE DI UNA TERMOCOPPIA	72
FIGURA 28 ANDAMENTO GRAFICO DELLE TENSIONI DEL TRASDUTTORE IN FUNZIONE DELLE TEMPERATURE.....	73
FIGURA 29 ESEMPIO DI TERMOCOPPIA	73
FIGURA 30 ANDAMENTO GRAFICO DELL'INTENSITÀ DI INTERFERENZA IN FUNZIONE DELLA PRESSIONE (DENSITÀ) DEL GAS	77
FIGURA 31 IMMAGINE E SCHEMA DEL SENSORE OTTICO.....	78
FIGURA 32 PANORAMICA DELLA STRUMENTAZIONE PER IL SENSORE AD ULTRASUONI	79
FIGURA 33 SCHEMA ECSS PER LA CAMERA ANECOICA.....	88
FIGURA 34 PARTICOLARE DELLA CAMERA ANECOICA MAXWELL	89
FIGURA 35 PARTICOLARE DELLA CAMERA ANECOICA MAXWELL AGLI INFRAROSSI	90
FIGURA 36 ELENCO DELLE POSSIBILI FONTI PER ESD	93
FIGURA 37 ESEMPIO DELLA DISPOSIZIONE DELLE CARICHE ELETTRICHE IN UN DIELETTRICO	94
FIGURA 38 ELENCO DEI PASSI DA EFFETTUARE PER LA CORRETTA SPERIMENTAZIONE DEL ESD	96
FIGURA 39 SCHEMA PER LA VISUALIZZAZIONE DELLA NON CONFORMITÀ	106
FIGURA 40 SCHEMA ECSS PER LA STESURA DEL DOCUMENTO DI NON CONFORMITÀ	108
FIGURA 41 ELENCO VOCI CERTIFICATO DI NON CONFORMITÀ.....	111

INDICE DELLE TABELLE

TABELLA 1 SCHEMA RIASSUNTIVO DEL TYPE TEST	13
TABELLA 2 DESCRIZIONE DELL'ASSEMBLAGGIO FINALE.....	30
TABELLA 3 SCHEMA ECSS DELLE TOLLERANZE DA ADOTTARE	36
TABELLA 4 SCHEMA ECSS DELLE ACCURATEZZE DA UTILIZZARE IN FASE DI TEST	38
TABELLA 5 ELENCO DELLE CARATTERISTICHE FISICHE DEL LEAF	61
TABELLA 6 RIASSUNTO DELLE GRANDEZZE E DEI VALORI PER IL TEST DI EMISSIONE	85
TABELLA 7 ELENCO DELLE CARATTERISTICHE TECNICHE DELLA CAMERA MAXWELL.....	91
TABELLA 8 ELENCO DELLE GRANDEZZE E DEI VALORI PER IL TEST ESD DEL VOYAGER	99

1. INTRODUZIONE

Al fine di rendere la trattazione più chiara, il lavoro verrà suddiviso in tre capitoli sviluppati nelle pagine seguenti:

- Analisi e programma di verifica;
- Test e strumentazione;
- Documentazione.

Nel primo capitolo verranno analizzati i punti principali che contraddistinguono un programma di verifica a terra, per la trattazione sarà importante introdurre le normative “ECSS” che rappresentano il punto di partenza per una campagna di test a livello comunitario, tali certificazioni vengono riconosciute dall'Agenzia Spaziale Europea ESA nonché dalle maggiori aziende europee in ambito aerospaziale, garantendo la possibilità di effettuare sperimentazioni che si basino su standard universalmente riconosciuti; anche negli Stati Uniti sono previste normative di questo tipo che vengono applicate sia dalla NASA che dall'aeronautica statunitense, stiamo parlando delle certificazioni “MIL”, e come tali sono di chiara provenienza militare. In seguito si farà riferimento più che altro alle ECSS, eventualmente saranno indicati espliciti riferimenti alle normative americane. Nel secondo capitolo saranno presi in considerazione i principali test a terra che vengono effettuati per garantire sia il corretto funzionamento dei componenti sia quello dei vari sistemi di bordo, come ad esempio verifiche strutturali o acustiche, test legati alle vibrazioni e alla resistenza termica, e la relativa strumentazione che viene utilizzata nei laboratori per ottenere le misurazioni, ovvero accelerometri, shaker, termocoppie e sensori ottici ecc.. Infine nella parte conclusiva sarà indicato come deve essere strutturato un test report su cui riportare i risultati delle verifiche, secondo quanto stabilito dalle normative comunitarie, verrà quindi analizzata la stesura di un documento scientifico, che comprende obiettivo della sperimentazione e misura della grandezza presa in considerazione. In

precedenza sono state introdotte le ECSS, che assieme alle MIL rappresentano i principali enti certificatori mondiali in ambito spaziale, e sebbene questi possano eventualmente discostarsi su qualche punto particolare nell'ottimizzazione delle verifiche a terra, è sicuramente comune la necessità di istituire certificazioni riconosciute universalmente in modo da stabilire un procedimento oggettivo nella campagna di test da effettuare, le verifiche e la documentazione relativa, in più tale procedimento indicherà le azioni necessarie per una corretta campagna di test elencando alcune norme di buon senso che possono essere riconosciute da tutti . La meticolosità con cui vengono svolti i test già prima delle relative verifiche in volo è dovuta alle estreme condizioni ambientali a cui saranno sottoposti i sistemi nello spazio, come ad esempio forti escursioni termiche legate sia dalla presenza o meno del Sole, ma anche dal diverso orientamento delle superfici rispetto alla luce solare, radiazioni solari che determinano veri e propri impulsi sul rivestimento esterno facilitandone la degradazione, presenza di detriti liberi (debris), senza dimenticare le ingenti vibrazioni e le forti accelerazioni a cui è sottoposto il payload soprattutto in fase di decollo, che chiaramente sollecitano notevolmente la tenuta della struttura e dei vari sottosistemi di cui è costituito un satellite. Bisognerà pertanto tenere in considerazione in fase di progettazione e sperimentazione questa serie di problematiche. È importante sottolineare come l'accessibilità in caso di malfunzionamento ad un qualsiasi componente è certamente limitata rispetto ad un qualsiasi sistema aeronautico, nel quale è possibile compiere manutenzioni in hangar e sostituire le parti difettose del velivolo, in campo spaziale questo non è possibile a meno di usufruire di missioni umane (come ad esempio quella effettuata per il telescopio Hubble), o in alternativa sarà necessario assemblare il payload nuovamente con gravi perdite di tempo e di risorse economiche investite. Per questa serie di motivi, l'importanza e l'efficacia dei test a terra avrà un ruolo sempre più rilevante nella fase di progettazione di satelliti in qualsiasi azienda mondiale. Come accennato precedentemente le prove che vengono effettuate prevedono l'adozione di un procedimento oggettivo

che prende il nome di Type Test (TT). Il Type Test prevede l'utilizzo di standard e requisiti che possano essere riconosciuti a livello comunitario, in modo che le verifiche effettuate anche in paesi diversi siano comunque confrontabili, analizzando il problema per livelli di complessità sempre maggiore a partire dal semplice componente fino ad arrivare all'insieme completo. Tale teoria si basa sulla preparazione e controllo dell'hardware del payload tramite strumenti tipici dell'ingegneria (“engineering data”), quali possono essere: disegni tecnici, specifiche, procedure. Se tali strumenti garantiscono il completo ed effettivo controllo delle varie strutture, i risultati che ne derivano potranno essere riconosciuti validi anche per tutti i componenti che presentano quelle determinate caratteristiche tecniche riportate dall'engineering data. In altre parole si dice che la struttura è qualificata. Tuttavia prima dell'effettiva qualifica il singolo elemento dovrà essere sottoposto a vari passaggi previsti dal TT che ne verificheranno l'esatto comportamento, successivamente ne verrà analizzato il corretto funzionamento una volta inserito nel proprio sottosistema e come si interfaccia con gli altri componenti. Per il momento ci si è concentrati nella definizione del TT e le motivazioni che hanno visto la necessità di adottare questo metodo sperimentale, le normative comunitarie a cui fa riferimento e la descrizione dei punti che caratterizzano il TT saranno argomento del prossimo capitolo.

2. ANALISI E PROGRAMMA DI VERIFICA

Nel capitolo precedente è stato introdotto il problema relativo ad individuare un procedimento oggettivo nella sperimentazione e verifica di test per sistemi spaziali, questo è stato individuato nel Type Test. Adesso si analizzeranno i punti principali che caratterizzano questa guida operativa, in seguito verranno descritte le normative ECSS la cui descrizione è necessaria per contestualizzare il TT a livello comunitario. Il TT rappresenta la base per qualsiasi qualifica per sistemi spaziali, ed è contraddistinto da molteplici step ognuno dei quali caratterizzato da determinate azioni da intraprendere che richiedono una certa durata rispetto all'intero periodo di progettazione sviluppo e verifica di ogni singolo componente. Successivamente dopo aver analizzato la singola struttura si passa allo studio dei vari sistemi di bordo che caratterizzano i comuni satelliti, a questo proposito è necessario che ogni singolo elemento sia in grado di svolgere il compito designato all'interno del sistema di appartenenza, per far sì che l'intero payload possa portare a termine la missione richiesta. Nella seguente tabella è possibile sintetizzare i passi che contraddistinguono il TT:

PASSO	DESCRIZIONE	COMMENTO
Preparazione engineering data	Comprende disegni, e tutte le informazioni come ad esempio i materiali usati e le normative di riferimento	Ogni componente di solito può essere caratterizzato da decine di disegni tecnici in aggiunta vi sono anche le specifiche di funzionamento di ogni sottosistema
Manifattura del componente	<ul style="list-style-type: none"> • Passi successivi: • pianificazione della manifattura • costruzione delle parti e test • assemblaggio dei componenti • test sui componenti assemblati 	Di solito si svolge in parallelo alla preparazione del passo precedente, comprende anche test e verifiche di esposizione ambientale
Qualifica del componente	Test funzionali e di esposizione ambientale	Dipende dalla fragilità dei componenti, dal numero di prove effettuati e da eventuali fallimenti
Assemblaggio finale	Comprende l'assemblaggio dei vari sottosistemi nonché i test funzionali	È la parte che richiede maggiori verifiche e più tempo

Tabella 1 Schema riassuntivo del Type Test

Prima della descrizione dei singoli step è bene ricordare che nonostante il TT sia un procedimento universalmente riconosciuto e che deve garantire una linea guida quanto più oggettiva possibile, le aziende quasi mai seguono pedissequamente i punti teorizzati in questo elaborato, infatti ognuna presenta un “know how” specifico che ne caratterizza anche l'approccio in fase di progettazione e sperimentazione, e pertanto i tempi e i modi descritti in precedenza possono essere diversi. Le stesse ECSS vengono prese come principi su cui basare la campagna di test senza per forza sottostare in maniera coercitiva ai singoli vincoli imposti dalle normative comunitarie , tuttavia è anche vero che la parte di verifica che viene svolta dalle varie aziende presenta uno “scheletro” che le accomuna, ed è nell'individuazione e descrizione di tale struttura che si basa il lavoro di tesi, eventualmente riportando nello specifico qualche esempio pratico di interesse. Altro punto da evidenziare è che la suddivisione in step successivi non significa che le azioni debbano svolgersi in questo stesso ordine cronologico, solitamente invece la pianificazione rappresenta il punto di partenza per qualsiasi campagna di test, seguita subito dopo dalla preparazione del materiale e dalle verifiche fino ad arrivare all'assemblaggio finale.

2.1 ENGINEERING DATA

Si è già parlato durante la trattazione di come qualsiasi campagna di test che venga effettuata necessiti di alcuni strumenti propri dell'ingegneria, come ad esempio: disegni tecnici, procedure, standard di riferimento, normative. I disegni permettono la descrizione accurata dei singoli componenti, indicandone le dimensioni, le interfacce con gli altri elementi di un determinato assemblaggio, il materiale, le forme. Le procedure e gli standard caratterizzano le azioni da intraprendere per giungere al controllo del payload vero e proprio, passando per la verifica di funzionamento dei vari sottosistemi. Quest'ultimo aspetto quindi sarà costituito a sua volta da step successivi partendo dal singolo pezzo e avanzando ad un livello

sempre maggiore fino alle procedure di test del sistema completo, influenzando quelli che saranno le verifiche e i sensori di misura da adottare. Ogni compagnia può avere delle procedure che le contraddistinguono dalle altre e che molto spesso derivano dall'esperienza maturata nel tempo. Qualsiasi specificazione deve comunque soddisfare delle certificazioni di riferimento, questo vale anche per qualsiasi documentazione prettamente tecnica, per le quali sono previsti degli standard specifici: formato A3 o A4 per i disegni tecnici, grandezze fisiche e loro valore nel data-sheet di un singolo componente, che saranno diverse ad esempio se si parla di un elemento meccanico o di uno elettronico, struttura e interfaccia di un test report. Le normative poi dipenderanno dalla nazionalità dell'azienda, a livello comunitario sono previste le già citate ECSS mentre negli Stati Uniti le varie compagnie fanno riferimento alle specificazioni MIL. A questo punto è bene fornire una descrizione accurata delle normative europee ECSS in quanto nella maggior parte dei casi esse forniscono il punto di partenza per una qualsiasi campagna di test, descrivendo sia quali sono le verifiche da effettuare per un determinato componente, e la strumentazione adeguata che permette di misurarne le performance, sia l'approccio da utilizzare in fase di sperimentazione dando importanti indicazioni anche a livello amministrativo

2.1.1 NORMATIVE ECSS

Le normative ECSS nascono dall'intesa instaurata tra l'Agenzia Spaziale Europea, le varie agenzie spaziali nazionali e le maggiori industrie europee, con lo scopo di deliberare e mantenere parametri comuni nella sperimentazione e verifica in ambito prettamente spaziale. I requisiti richiesti in questi standard è definito in termini di ciò che deve essere compiuto, di come deve essere organizzato e portato avanti il lavoro. La cooperazione tra i vari enti persiste già da diversi anni e in ogni anno vengono apportate eventuali modifiche rispetto alle specifiche già presenti. Le certificazioni vengono divise in quattro parti ciascuna avente

un'area tematica ben precisa:

- Gestione del progetto;
- Ingegneria dei sistemi;
- Prodotto assicurativo;
- Sostenibilità.

Ognuna di queste parti è a sua volta suddivisa in vari capitoli come indicato nello schema seguente:

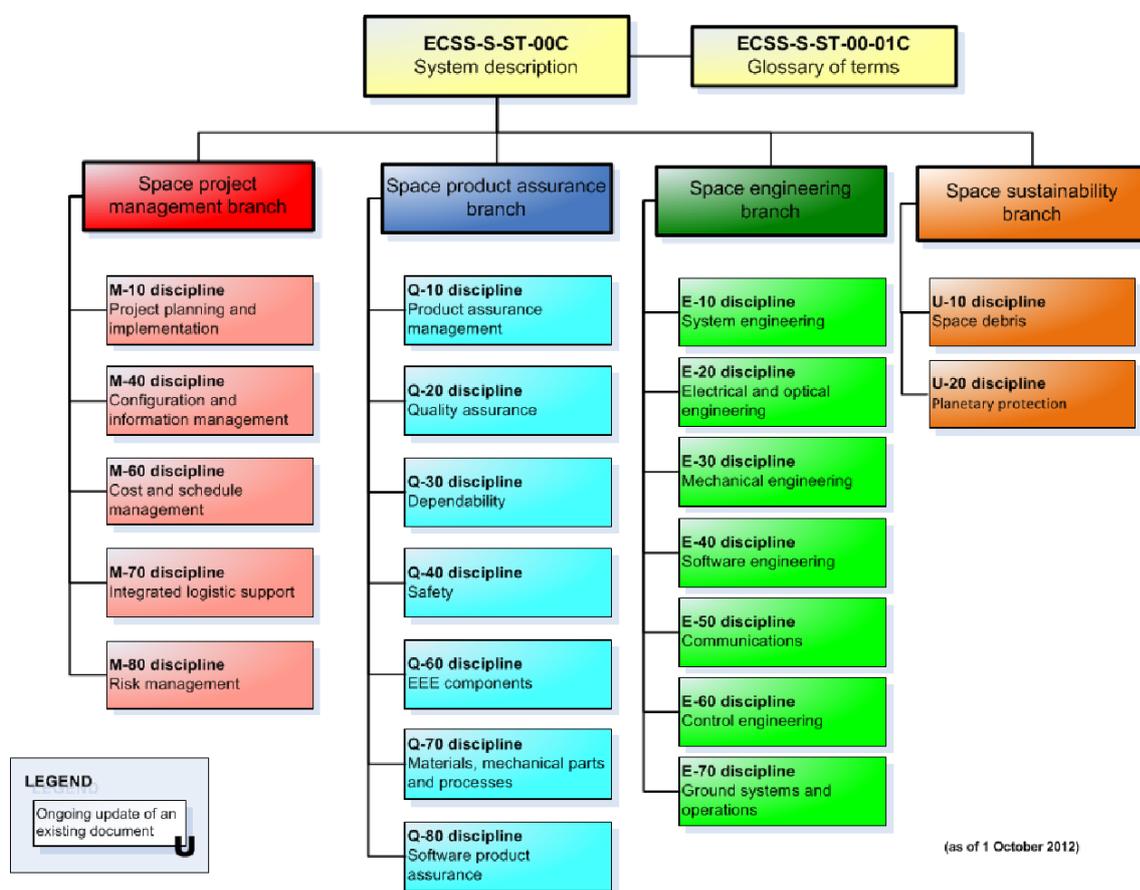


Figura 1 Schema riassuntivo normative ECSS

2.1.2 GESTIONE DEL PROGETTO

In questa parte vengono fornite tutte le indicazioni e le attività da eseguire nella gestione del progetto, con finalità più che altro amministrative piuttosto che tecniche. Inoltre sono evidenziate le informazioni e i requisiti per il mantenimento della documentazione e per la configurazione del progetto o programma spaziale. I requisiti devono essere soddisfatti dal produttore in ogni livello della progettazione così come stabilito dalle normative M-10, M-60, M-70, M-80. Un altro aspetto fondamentale che viene preso in considerazione è quello sulla gestione dei costi, nel quale si cerca di ottimizzare l'utilizzo delle risorse umane, dei materiali e dei processi che garantiscono la costruzione dei singoli componenti. Nello standard M-70 viene inoltre fornito un compromesso tra i costi di produzione, la variabile tempo, le caratteristiche tecniche del processo, si cerca ovviamente di ottenere il miglior risultato con il minimo sforzo (economico) tenendo sempre in considerazione quanto bisogna investire per raggiungere quel determinato risultato. Per fare ciò è necessario avere ben presente quali sono gli eventuali rischi che si possono affrontare e che potrebbero causare problemi nella risoluzione del progetto, magari cercando nuove opportunità che possano avere risultati altrettanto positivi.

2.1.3 PRODOTTO ASSICURATIVO

Questi standard riprendono aspetti legati all'amministrazione di un progetto spaziale, prendendo in considerazione i rischi che sussistono durante lo svolgimento di una campagna di nonché della sicurezza (intesa come integrità fisica dei lavoratori) con la quale bisogna effettuare la missione, questo è materia dello standard Q-40. Altri punti che vengono evidenziati riguardano la salvaguardia delle risorse che vengono investite dalle agenzie spaziali, ponendo particolare attenzione al rapporto tra il produttore dei singoli componenti del satellite, che quasi sempre non coincide con l'azienda che assembla il satellite, e quest'ultima, descrivendo

quali siano i compiti e le documentazioni che devono riportare entrambe le parti.

2.1.4 SOSTENIBILITA'

Si è già anticipato come lo spazio aperto sia un luogo fortemente ostile a causa della presenza di forti escursioni termiche (+100, -100 gradi centigradi), mancanza di atmosfera, radiazioni solari ecc.. per questa serie di motivi è necessario che i vari satelliti in orbita debbano prevedere sistemi di protezione e di salvaguardia per evitare che la missione fallisca. Al contempo il satellite stesso deve garantire la completa sicurezza nel caso in cui questo, terminata la missione, precipiti verso la Terra bruciando nell'atmosfera. Può capitare infatti che il payload non si disintegri completamente una volta avviato il moto a spirale nell'atmosfera terrestre, in questo modo qualche componente può giungere al suolo causando disagi o pericoli. Per evitare tutto questo è bene indicare le procedure tecniche da eseguire per ottenere una completa e sicura distruzione del satellite. Quanto detto inoltre vale anche per gli stadi intermedi del vettore. Come noto ogni razzo è costituito da più stadi ognuno dei quali è in grado di fornire un certo valore di spinta per un determinato range di quota da compiere. Quando il propellente finisce lo stadio si stacca ricadendo verso la Terra tramite una caduta controllata, che termina in una zona disabitata o in oceano.

2.1.5 INGEGNERIA DEI SISTEMI

L'ultimo ramo è certamente il più importante per questa trattazione in quanto riprende tematiche prevalentemente di aspetto tecnico piuttosto che logistico o amministrativo. In questi standard infatti sono presenti le linee guida da utilizzare per una corretta campagna di test e la successiva verifica dei risultati ottenuti. Inoltre vengono fornite le indicazioni costruttive per i sistemi di bordo, dal sistema di potenza costituito da alcuni elementi come batterie e pannelli solari, di cui quest'ultimi devono garantire energia elettrica al satellite sfruttando il giusto orientamento con

i raggi solari, mentre le batterie devono garantire energia sufficiente quando il payload si trova in eclisse, fino al sistema di controllo d'assetto che può essere attivo o passivo: nel primo caso si possono sfruttare ruote inerziali o bobine magnetiche il cui campo si allinea con il campo magnetico terrestre facendo orientare nella giusta direzione il satellite, nel secondo caso si sfrutta il gradiente di gravità tramite un "boom". Negli standard inoltre viene descritto anche il sistema di ricezione e emissione dati, di solito costituito da un'antenna (che può essere multispettrale) mentre i dati sono elaborati dalla CPU. A questo proposito è bene ricordare come anche il segmento di terra (cioè la torre di controllo) prevede delle normative che ne certifichino il corretto funzionamento. In questi standard quindi si descrivono non soltanto le strutture tipiche che possiedono tali sistemi, ma anche le regole per un'accurata verifica comprese le misurazioni che bisogna effettuare per verificarne le prestazioni. Un altro aspetto importante che viene evidenziato sono le missioni con umani a bordo, nelle quali si ha come obiettivo imprescindibile la sicurezza degli astronauti, bisognerà quindi verificare tutta la strumentazione di cui sono in possesso, come ad esempio le tute per eventuali passeggiate spaziali, ma anche i sistemi di bordo come l'impianto di pressurizzazione, il corretto quantitativo di ossigeno a bordo, le scorte alimentari. Dal punto di vista strutturale invece poiché la missione chiaramente prevede il ritorno a terra, bisognerà garantire un efficace scudo termico contro il calore generato dall'attrito atmosferico, nello spazio invece una buona protezione verso i raggi cosmici che possono avere effetti gravi se si è esposti per diverso tempo. Tornando alle verifiche a terra si entrerà nello specifico analizzando le normative E-ST-10-03C e E-ST-10-02C nelle quali vengono evidenziate rispettivamente la campagna di test e le verifiche.

2.1.6 CAMPAGNA DI TEST

In questo standard vengono presi in considerazione i requisiti richiesti per una corretta campagna di test. Una corretta sperimentazione a terra permette di prevenire rischi e possibilità di fallimento della missione, innalzando il livello di sicurezza per quanto riguarda le missioni con umani a bordo, tutto questo quindi garantisce maggior efficienza nelle verifiche effettuate, abbassando anche i costi. La parte relativa ai test inizia quando vengono redatte la successioni con la quale devono essere verificati i componenti e i sottosistemi analizzando sia l'integrità fisica che il funzionamento, e termina prima del lancio quando iniziano le verifiche in volo. Affinché la campagna di test sia efficace devono essere verificati i seguenti requisiti, ognuno dei quali descritti nella normativa a cui si fa riferimento:

- programma e amministrazione del test;
- test ambientali;
- test sulle performance e sui sistemi;
- definizione delle tolleranze e valori ottenuti;
- qualifica.

Questi punti, come verrà descritto in seguito nell'elaborato, rappresentano gli stessi elementi che contraddistinguono il Type Test, un approccio di questo tipo inoltre lo si può estendere anche in campo internazionale dato che anche le MIL statunitensi adottano uno schema simile nello svolgimento dei test a terra. Poiché una missione spaziale di solito è costituita da tre segmenti: segmento di lancio, segmento di spazio, segmento di terra, ognuno dei quali ha le proprie verifiche specifiche che devono essere svolte e le relative documentazioni da stipulare, può essere utile il seguente schema tratto dall'ECSS-E-ST-10-03C [1] che riassume i tre segmenti:

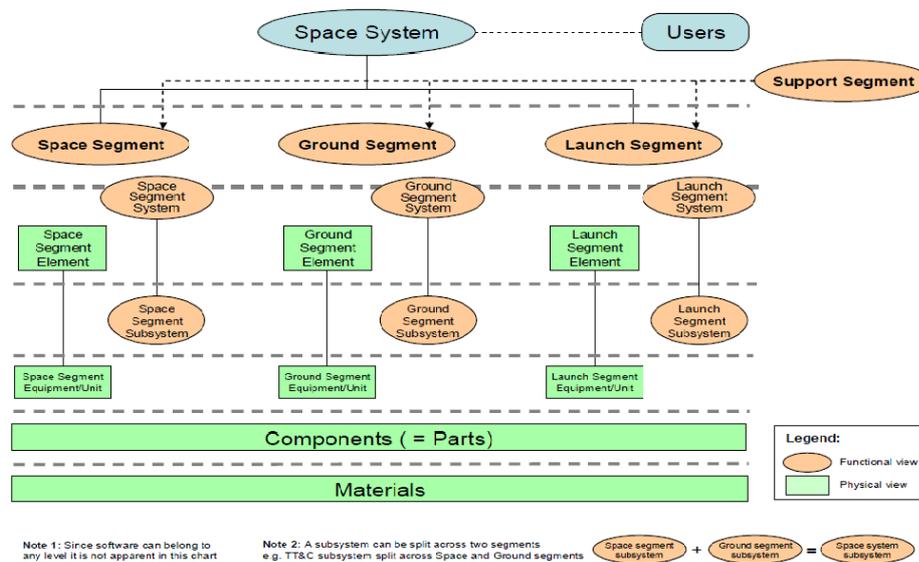


Figura 2 Schema ECSS dei segmenti di verifica

Un coerente programma di test deve essere costituito per step, ovvero si parte dalla sperimentazione del singolo componente per poi innalzare il livello fino ad un sistema complesso nel quale il singolo componente si interfaccia con gli altri, è necessario inoltre verificare il corretto funzionamento di ogni elemento che ovviamente dell'assieme finale, dalla complessità dell'assieme poi dipenderà certamente il numero e i tipi di test da eseguire. Viene stabilito inoltre che è completa responsabilità di chi segue le verifiche la stipulazione del programma di test, mentre l'ente o la compagnia che finanzia la missione ha il diritto di poter partecipare ai test.

I dati e anche eventuali fallimenti nelle misurazioni, devono essere riportati in un test report, la cui struttura verrà presentata nelle pagine seguenti.

2.1.7 VERIFICHE

In questo standard vengono riportati i requisiti, i criteri e la documentazione richiesti per una corretta verifica di un sistema spaziale, così come nella parte relativa alla campagna di test anche in questo caso si procederà per livelli successivi: si parte dalla studio del singolo componente per poi giungere alla verifica del sistema globale. Ogni verifica di qualsiasi elemento si basa sui seguenti obiettivi:

- dimostrare la validità del design e delle performance del prodotto, secondo i requisiti richiesti;
- dimostrare che non vi siano difetti nel componente tali da non garantirne l'utilizzo, in ogni livello di complessità considerato;
- confermare che l'elemento è in grado di portare a termine la missione richiesta.

Le attività di verifica inoltre prevedono la pianificazione, l'esecuzione e la documentazione, e il controllo, a tal proposito è utile il seguente schema tratto dall'ECSS-E-ST-10-03C:

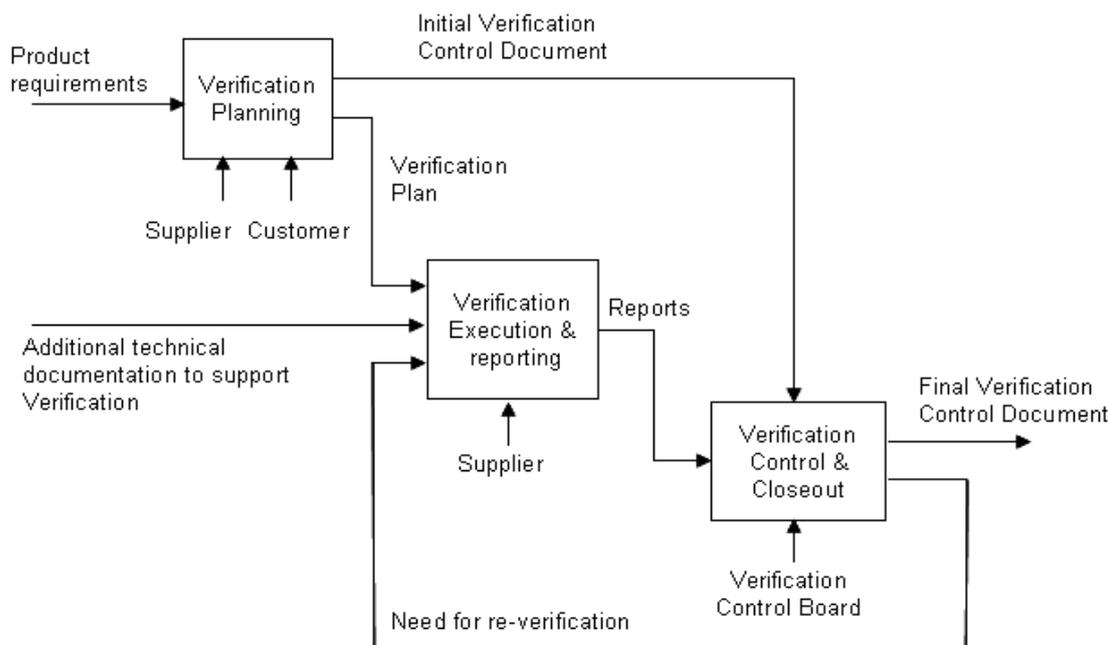


Figura 3 Riassunto procedure di verifica ECSS

Per quanto riguarda il controllo esso rappresenta un aspetto importante da considerare in quanto in ogni campagna di test oltre a verificare l'integrità fisica dei componenti è necessario tenere sempre in considerazione la pianificazione che è stata effettuata precedentemente, a tal proposito è necessario sempre tenere a mente *quali* siano i requisiti che vengono richiesti nella verifica da effettuare, *come* la verifica deve essere effettuata, vale a dire il tipo di equipaggiamento necessario, e *quando* implementare le procedure che sono state selezionate. Di solito questi passaggi subentrano mediante considerazioni di tipo tecnico, amministrativo e di gestione dei costi, questo deve risultare valido sia per il produttore che per il designer. Le verifiche possono avvenire in vari modi:

- previsioni analitiche;
- simulazioni;
- test.

È possibile che tutte e tre possano essere svolte, le previsioni rappresentano il livello più basso di verifica che può essere effettuato, si può basare sull'esperienza del personale o su qualche semplice calcolo che indichi l'ordine di grandezza della misura che ci si aspetta di ottenere se si ha a che fare con una determinata grandezza fisica, successivamente le simulazioni possono avvenire tramite l'utilizzo di software che implementati danno informazioni più precise rispetto alle previsioni, e per ultimo la prova empirica stabilisce quali siano gli effettivi valori della misura, dimostrando se il modello fisico-matematico utilizzato può essere valido.

2.2 MANIFATTURA DEL COMPONENTE

Il primo passo che bisogna effettuare nella progettazione di un satellite è quello di tradurre gli engineering data in istruzioni, pianificazioni, e strumentazioni. Chiaramente la qualifica del personale del livello precedente caratterizzerà notevolmente il lavoro di manifattura: un personale con alta qualifica tecnica permetterà di avere strumenti più efficaci e più semplici da utilizzare per coloro che saranno incaricati direttamente alla generazione del singolo componente. La parte iniziale prevederà la preparazione di accurate procedure, nelle quali possono essere compresi dei test che verifichino l'integrità strutturale del componente anche in ambiente ostile: vibrazioni, accelerazioni, resistenza termica. Affinché le verifiche si svolgano correttamente è necessario introdurre tutte le varie precauzioni e accortezze, e capire quali siano i requisiti richiesti dalla normativa di riferimento. Talvolta specialmente in caso di missioni cosiddette "low-cost", nell'ambito della ricerca universitaria o privata, un satellite è costituito prevalentemente da componenti di origine meccanica o elettronica che spesso non sono stati progettati esclusivamente per il volo spaziale. Coloro che si apprestano all'assemblaggio di un sistema spaziale non necessariamente sono anche i produttori dei vari elementi o di una parte di essi, molto spesso le case costruttrici comprano i singoli componenti da altre aziende specializzate

nella produzione di sistemi spaziali ricercando quello che soddisfa i requisiti e le performance richieste. A tale scopo non è sufficiente la documentazione e la qualifica del componente in condizioni nominali, in quanto al momento del lancio e più in generale in orbita, sarà sottoposto a stress che non affronterebbe in una normale missione a terra. Spesso i componenti che dovranno essere lanciati sono sottoposti ad un livello maggiore di verifica, che nel passato era chiamato Livello-S, e che attualmente invece prevede una doppia procedura:

- Test di tipo A per il controllo delle performance di ogni componente;
- Test di tipo B,C per l'esposizione agli estremi valori di stress termico e strutturale.

In questo contesto si può osservare la necessità di una normativa comune che viene riconosciuta a livello comunitario dalle aziende e che permette di facilitare e ridurre il compito di test alle agenzie spaziali. Da un punto di vista tecnico, i manufatti di tipo meccanico che comprendono anche materiali compositi, elementi lavorati chimicamente, assemblaggi meccanici, devono essere sottoposti a verifiche legati alla resistenza termica ad esempio i materiali compositi spesso sono presenti nel rivestimento dell'ugello e nello scudo termico dei veicoli che rientrano nell'atmosfera, altri componenti invece non devono perdere le loro caratteristiche fisiche anche quando sono presenti forti escursioni termiche, tipiche dell'ambiente spaziale. Per quanto riguarda i componenti elettronici essi sono presenti in quasi tutti i sistemi di bordo di in satellite, dal controllo d'assetto al sistema di potenza, in particolare circuiteria elettrica, di cui viene testata l'effettiva funzionalità e verifiche di tipo ambientale. Per una trattazione più dettagliata si rimanda al prossimo capitolo nel quale vengono analizzati i test e la strumentazione specifica da utilizzare.

2.3 QUALIFICA DEL COMPONENTE

La qualifica di un componente ha lo scopo di verificare l'effettivo comportamento dello specifico elemento conformemente a quanto dichiarato nell'engineering data, questo vale sia per la sua effettiva performance sia laddove questo venga inserito all'interno di un sistema vero e proprio. La qualifica si sposa perfettamente con l'ispezione vale a dire il controllo completo in tutta la fase di produzione del componente, in modo tale da verificare che l'hardware dello stesso coincida con quanto è previsto dalla documentazione tecnica. Come già affermato il produttore dei singoli componenti raramente coincide con il designer del payload, pertanto è necessario che la casa costruttrice fornisca i valori delle misurazioni ottenute da periodici controlli che devono essere svolti nella verifica della qualità del sistema. Anche la sorveglianza effettuata durante la fase di test prevede l'adozione di procedure, strumentazione, disegni tecnici ed eventualmente fotografie che attestino l'avvenuta verifica, anche se questi si siano conclusi con dei fallimenti. È possibile riassumere alcuni dei passi fondamentali da svolgere in fase di qualifica e ispezione:

- Management;
- Facilities and Standards;
- Manufacturing Control.

2.3.1 MANAGEMENT

La parte relativa al management comprende le azioni prettamente amministrative che devono essere effettuate all'interno di una campagna di test. È questa la fase in cui avviene l'organizzazione e la pianificazione delle verifiche da svolgere. La pianificazione prevede anche la gestione dei costi e quindi la scelta della strumentazione più efficace per raggiungere lo scopo prefissato tenendo in considerazione il budget disponibile nonché la gestione delle risorse umane in base alle qualifiche e

mansioni di cui è dotato il personale incaricato di effettuare le misurazioni. Talvolta in questa fase del lavoro può essere speso del tempo per svolgere accertamenti sulla merce acquistata da un'azienda se quest'ultima non ha effettuato i controlli necessari precedentemente. Questo di solito è raro in quanto di norma si preferiscono prodotti da catalogo meglio ancora se hanno già esperienza di volo spaziale, in modo tale che l'esperienza maturata negli anni passati riduca il costo e il tempo da impiegare per le verifiche. A livello di normative in questa fase vengono evidenziati i test e i requisiti che devono essere effettuati, questo permette un'uniformità a livello comunitario di quelle che sono le sperimentazioni svolte e i risultati che i tecnici si aspettano di misurare utilizzando delle metodologie standard.

2.3.2 FACILITIES AND STANDARDS

Nella parte relativa alla manifattura del componente si è osservato come siano necessari test relativi alla resistenza termo-strutturale in condizioni ambientali molto sfavorevoli. A questo punto è necessario che oltre a garantire l'efficienza fisica ogni elemento deve essere sottoposto a verifiche che ne accertino l'effettivo funzionamento anche quando viene inserito all'interno di un sistema, questi sistema se vogliamo costituiscono gli “organi” che costituiscono un determinato payload. Complementare alle verifiche sarà il controllo dell'attrezzatura necessaria a svolgere le prove, che chiaramente saranno stabilite dalla normativa di riferimento.

2.3.3 MANUFACTURING CONTROL

Come già anticipato per una corretta campagna di test è necessario un accurato controllo non soltanto della pianificazione e delle fasi con cui avviene la sperimentazione ma anche attraverso un'ispezione vera e propria dei materiali e dell'equipaggiamento che viene utilizzato. Il controllo può essere effettuato tramite strumenti che misurano un certa grandezza fisica, e in base al valore rilevato si è in grado se il componente o il sistema presentino delle anomalie, ad esempio la rugosità superficiale

può non essere pari al valore stabilito dai disegni tecnici, esiste a tal proposito uno strumento che facendolo strisciare lungo la superficie ne calcola i “picchi” e le “gole” calcolando il valore medio della rugosità; il controllo eventualmente può essere effettuato anche da personale altamente qualificato qualora non ci sia la necessità di misurare direttamente una grandezza. In ogni caso i risultati dei controlli devono essere sempre riportati sull'apposita documentazione, anche nel caso in cui i valori non corrispondono a quelli nominali.

2.4 ASSEMBLAGGIO E TEST FINALE

Una volta completati i test relativi alla struttura dei componenti e del funzionamento dei vari sistemi, è necessario verificare se il satellite è effettivamente in grado di portare a termine la missione per la quale è stato progettato, tramite un'ultima serie di sperimentazioni che ne certifichino il comportamento ottimale: si è giunti pertanto all'ultimo livello di test da effettuare. Così come per i vari sistemi si qualifica sia la tenuta e integrità fisica dell'assemblaggio finale, sottoponendo il payload ad esempio a forti accelerazioni o vibrazioni, sia le performance del satellite attraverso il cosiddetto “functional test”. In questa fase ogni singolo componente viene stressato e lavora come se fosse effettivamente in volo, in questo caso è possibile riparare ogni eventuale guasto si verifichi nei vari sistemi previa riqualifica del componente modificato, inoltre è possibile osservare come interagiscono i vari elementi fra di loro. Oltre ai già citati test strutturali e ambientali che saranno sviluppati nel capitolo seguente, possono essere svolti altri tipi di verifiche come ad esempio la compatibilità elettromagnetica (EMC), oppure l'emissione di radiazioni attraverso uno studio ai raggi X per missili nucleari studiando l'effetto che queste possono generare nella popolazione mondiale. Nel seguente schema vengono sintetizzati i passaggi che vengono effettuati: (fonte, Space Mission Analysis and Design, Larson & Wertz) [2]

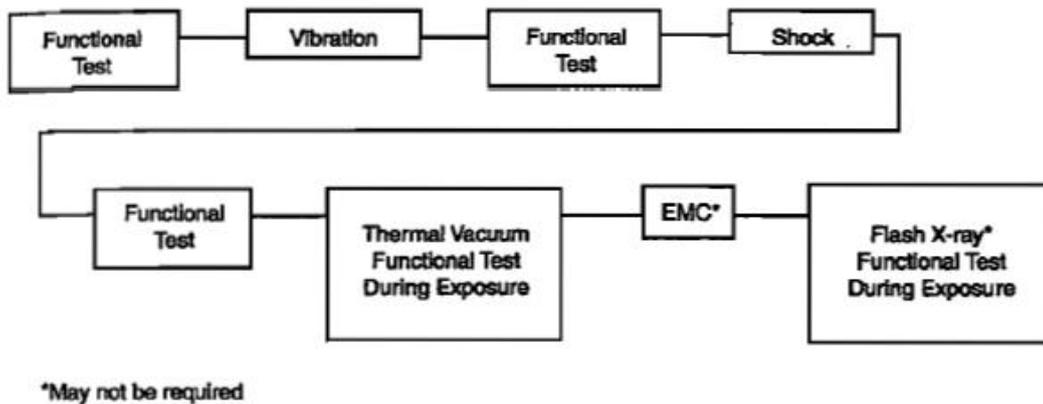


Figura 4 Panoramica dei test da eseguire

Un aspetto che forse è bene evidenziare è che non tutti i singoli elementi che costituiscono un qualsiasi satellite devono essere testati singolarmente. Spesso piuttosto che operare verifiche su una singola cella solare, piuttosto ci si occuperà di studiare il comportamento del pannello solare e della resistenza di questo nell'ambiente spaziale, testando successivamente il pannello stesso assieme al sistema di potenza compreso di cavi batterie CPU se si vuole una sperimentazione di più alto livello come descritto nel precedente paragrafo. Il programma di verifica del payload completo si propone di verificare piuttosto tutte le funzioni che questo dovrà effettuare una volta raggiunta l'orbita designata, e applicare a questa l'effettiva condizione ambientale a cui è sottoposto, ad esempio un eventuale rivestimento strutturale sarà sottoposto ad una verifica vibrazionale in quanto è durante il lancio che esso svolge gran parte del compito per cui è progettato. Si può inoltre evidenziare quindi il grande vantaggio che rivestono la verifiche svolte a terra in quanto si ottiene una panoramica generale del funzionamento di ogni sistema prima di aver effettuato il lancio:

Identificare le funzioni del payload	Vengono incluse tutte le funzioni svolte dal satellite, identificando i requisiti di ogni componente o sottosistema
Identificare gli ambienti operativi	Le condizioni ambientali possono variare notevolmente durante la fase di lancio, di sgancio e in orbita
Correlare le funzioni con gli ambienti	Durante il lancio alcuni sistemi sono in standby, alcuni sono in funzione, è soltanto su questi che bisogna effettuare le verifiche (vibrazionali)
Effettuare test funzionali e ambientali	Affinché i test diano risultati verosimili è necessario ricreare le reali condizioni ambientali in fase di test

Tabella 2 Descrizione dell'assemblaggio finale

Una campagna di test prevista per un generico payload è quindi caratterizzata da passi successivi ognuno dei quali caratterizzato dalle relative verifiche, a queste vanno aggiunte le operazioni di pianificazione e di controllo nonché di ispezione dei singoli materiali e equipaggiamenti, fino ad arrivare al livello più alto di complessità ovvero l'assemblaggio finale con relativi test. È chiaro come un processo di questo tempo possa richiedere parecchio tempo, almeno di qualche anno. La complessità del satellite così come il budget a disposizione inoltre influenzeranno non soltanto l'architettura ma anche la relativa fase di verifica, è chiaro che aumentando la difficoltà strutturale e le funzioni svolte il costo e il tempo impiegato per i test aumenteranno. Nel capitolo seguente verranno presi in esame i test principali che vengono effettuati e la relativa strumentazione con le caratteristiche tecniche di ognuno, analizzando quali siano le linee di tendenza che vengono adottate maggiormente dalle aziende.

3.TEST E STRUMENTAZIONE

In questo capitolo verranno analizzati i principali test a terra che vengono effettuati dalle principali agenzie spaziali, e la relativa strumentazione necessaria per lo svolgimento delle verifiche. Come detto scopo di un test è quello di verificare se il sistema spaziale, o comunque un sottosistema di esso, è in grado di soddisfare un determinato requisito richiesto affinché possa essere dichiarato idoneo per il tipo di missione per la quale è stato progettato. Per raggiungere effettivamente il risultato prefissato una prerogativa necessaria in fase di sperimentazione è quella di poter garantire le stesse condizioni operative che dovrà affrontare il satellite nel suo funzionamento nominale, eventualmente tenendo in considerazione margini per possibili imprevisti o per variazioni dei parametri ipotizzati precedentemente in fase di test. Per un ottimale svolgimento delle operazioni è ovviamente auspicabile che la strumentazione utilizzata per le misurazioni non interferisca con l'esperimento, in questo modo si evita di ottenere dei risultati fittizi che non rappresentano la realtà del fenomeno in esame. Nell'immagine seguente tratta dalla ECSS-E-ST-10-03C è possibile avere uno schema sui principali test che vengono effettuati sugli elementi di un sistema spaziale:

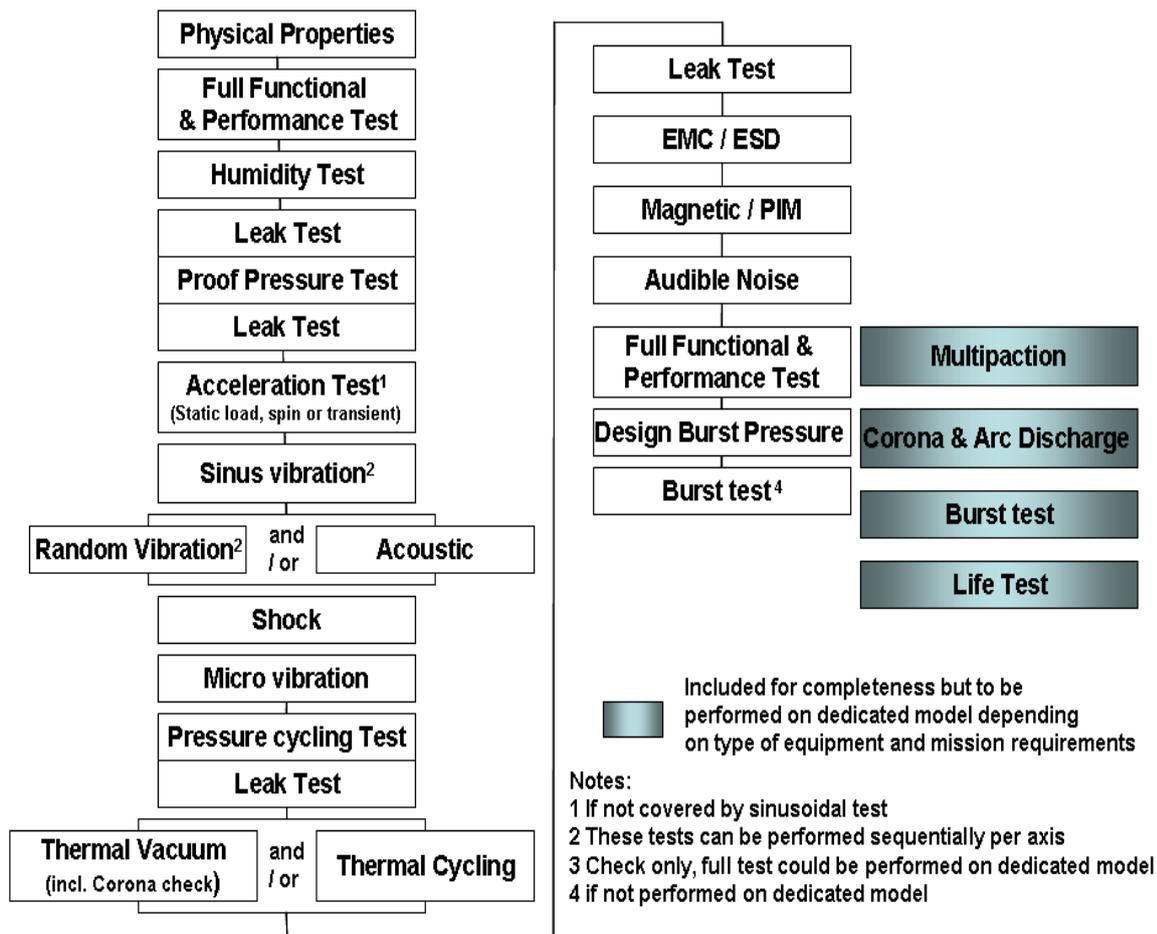


Figura 5 Schema ECSS sui test da eseguire per un sistema spaziale

Le verifiche a cui un generico satellite deve sottostare sono molteplici, alcuni riguardano le performance strutturali inclusa la resistenza ai forti gradienti di temperatura dell'ambiente spaziale o le sollecitazioni durante la fase di lancio, altri riguardano il corretto funzionamento dei sistemi di bordo, altri ancora riguardano le emissioni che vengono emesse dal payload elettromagnetiche, elettrostatiche o nucleari. I test presi in considerazione in questo documento sono elencati come segue nella trattazione:

- **test strutturali** a loro volta suddivisi in:
- random vibration test;
- sine vibration test;
- shock test;

- acoustic test;
- test termo-vuoto;
- leak test;
- **test di compatibilità** che comprendono:
- test di compatibilità elettromagnetica (EMC);
- test di compatibilità elettrostatica (ESD);

In seguito poi saranno analizzati gli strumenti per effettuare questi test. I requisiti richiesti dovranno sottostare a particolari normative per far sì che i risultati possano essere confrontati e eventualmente verificati utilizzando lo stesso procedimento e la medesima strumentazione, questo è utile anche per standardizzare le operazioni di verifica. La certificazione di riferimento che verrà tenuta in considerazione per la descrizione dei test a terra è la normativa ECSS-E-ST-10-03C. Prima di iniziare con la trattazione specifica, è bene introdurre quali siano le tolleranze e l'accuratezza richieste per ognuno dei test elencati, a questo proposito verranno proposte delle tabelle che sintetizzano i valori richiesti.

3.1 TOLLERANZE

Per tolleranza si intende la percentuale di errore che ci si aspetta di compiere quando viene effettuata una generica misurazione, tale percentuale dovrà essere limitata ad un certo range di valori che verrà riportato dalla normativa di riferimento. Talvolta può essere decisamente rilevante quanto viene riportato nella documentazione tecnica che viene fornita dal produttore, e che deve fornire le indicazioni su quella che dovrà essere la tolleranza massima richiesta per una determinata tipologia di test. Eventuali variazioni sulle tolleranze che vengono prese in considerazione, ad esempio nel caso in cui non si dispone della strumentazione specifica, oppure è necessario cambiare qualche parametro nella verifica da effettuare, devono sempre prevedere il consenso dell'azienda produttrice. In seguito viene riportata la tabella che sintetizza le tolleranze richieste per le verifiche sperimentali da effettuare secondo la normativa ECSS-E-ST-

10-03C:

Test parameters	Tolerances	
1. Temperature	Low	High
above 80K	Tmin +0/-4 K	Tmax -0/+4 K
T < 80 K	Tolerance to be defined case by case	
2. Relative humidity	± 10 %	
3. Pressure (in vacuum chamber)		
> 1,3 hPa	± 15 %	
1,3 10 ⁻³ hPa to 1,3hPa	± 30 %	
< 1,3 10 ⁻³ hPa	± 80 %	
4. Acceleration (steady state) and static load	-0 / +10 %	
5. Sinusoidal vibration		
Frequency (5 Hz to 2000 Hz)	± 2 % (or ±1 Hz whichever is greater)	
Amplitude	± 10 %	
Sweep rate (Oct/min)	± 5 %	
6. Random vibration		
Amplitude (PSD, frequency resolution better than 10Hz)		
20 Hz - 1000 Hz	-1 dB / +3 dB	
1000 Hz - 2000 Hz	± 3 dB	
Random overall G r.m.s.	± 10 %	
7. Acoustic noise		
Sound pressure level, Octave band centre (Hz)		

Test parameters	Tolerances
31,5	-2 dB /+4 dB
63	-1 dB /+3 dB
125	-1 dB /+3 dB
250	-1 dB /+3 dB
500	-1 dB /+3 dB
1000	-1 dB /+3 dB
2000	-1 dB /+3 dB
Overall	-1 dB /+3 dB
Sound pressure level homogeneity per octave band	+/- 2 dB
8. Microvibration	
Acceleration	±10 %
Forces or torque	±10 %
9. Audible noise (for Crewed Element only)	
Sound-power (1/3 octave band centre frequency)	
32,5 Hz - 160 Hz	±3 dB
160 Hz – 16 kHz	±2 dB
9. Shock	
Response spectrum amplitude (1/12 octave centre frequency or higher)	
Shock level	- 3 dB/ + 6 dB 50 % of the SRS amplitude above 0 dB
10. Solar flux	
in reference plane	± 4 % of the set value
in reference volume	± 6 % of the set value

Test parameters	Tolerances
11. Infrared flux	
Mean value	± 3 % on reference plane(s)
12. Test duration	-0/+10 %

Tabella 3 Schema ECSS delle tolleranze da adottare

3.2 ACCURATEZZA

L'accuratezza rappresenta il massimo scostamento tra la misura fornita dal sensore ed il valore vero della grandezza fisica misurata. In parziale contraddizione con il nome assegnatogli, si tratta quindi di un parametro che implica una misura migliore quanto più esso è basso. Si trova espresso come percentuale del campo di misura (o del fondo scala, se l'altro estremo è lo zero):

$$\varepsilon_f = 100 \cdot \frac{X_{\text{misurato}} - X_{\text{reale}}}{X_{\text{fondo-scala}}}$$

oppure come percentuale della misura:

$$\varepsilon_a = 100 \cdot \frac{X_{\text{misurato}} - X_{\text{reale}}}{X_{\text{reale}}}$$

Si nota che, nel primo caso, il valore è poco significativo quanto più il campo di misura è ampio. La carenza di accuratezza deriva essenzialmente da errori sistematici di misura, riducibili attraverso l'aggiustamento periodico dei parametri del sensore (calibrazione). Si può quindi notare che lo strumento utilizzato è essenziale nella stima dell'accuratezza, l'accuratezza di questo inoltre deve essere sempre

verificata in conformità alle procedure di calibrazione dello stesso. In seguito si riporta la tabella con i valori di accuratezza richiesti per le varie verifiche, riferita alla normativa ECSS-E-ST-10-03C:

Test parameters	Accuracy
1. Mass	
Space segment equipment and space segment element	$\pm 0,05 \%$ or 1 g whatever is the heavier
2. Centre of gravity (CoG)	
Space segment equipment	Within a 1 mm radius sphere
Space segment element	$\pm 2,5$ mm along launch axis ± 1 mm along the other 2 axes
3. Moment of inertia (Mol)	
Space segment equipment and Space segment element	$\pm 3 \%$ for each axis
4. Leak rate	One magnitude lower than the system specification, in $\text{Pa m}^3 \text{s}^{-1}$ at standard conditions 1013,25 Pa and 288,15 K.
5. Audible noise (for Crewed Element only)	
32,5 Hz to 160 Hz	± 3 dB
160 Hz to 16 kHz	± 2 dB
6. Temperature	
above 80 K	± 2 K
$T < 80$ K	Accuracy to be defined case by case
7. Pressure (in vacuum chamber)	
$> 1,3$ hPa	$\pm 15 \%$
$1,3 \cdot 10^{-3}$ hPa to $1,3$ hPa	$\pm 30 \%$

Test parameters	Accuracy
< 1,3 10 ⁻³ hPa	± 80 %
8. Acceleration (steady state) and static load	± 10 %
9. Frequency for mechanical tests	± 2 % (or ±1 Hz whichever is greater)
10. Acoustic noise	± 0,1dB
11. Strain	± 10 %

Tabella 4 Schema ECSS delle accuratezze da utilizzare in fase di test

Si ricorda che laddove il valore di accuratezza non venga riportato, per convenzione si adotta un terzo della tolleranza della grandezza fisica da misurare.

Dopo aver introdotto i requisiti necessari per le varie verifiche, a questo punto è possibile passare all'analisi dei principali test che vengono effettuati.

3.3 TEST STRUTTURALI

I test strutturali hanno la facoltà di verificare l'integrità fisica del payload quando questo viene sottoposto alle ingenti accelerazioni e sollecitazioni tipiche della fase di lancio. È chiaro come questa fase, necessaria ovviamente per la realizzazione della missione, sia critica per qualsiasi sistema spaziale. In fase di sperimentazione sarà quindi necessario capire quali siano le grandezze e i fenomeni fisici in gioco, cercando di riprodurli adeguatamente in laboratorio. Questi test inoltre sono determinanti per poter stabilire se un determinato corpo è in grado di soddisfare i requisiti richiesti o meno. Sono pertanto verifiche che devono essere effettuate per ogni tipo di payload indipendentemente dalla loro missione, a questo proposito sarà necessario uno studio accurato della strumentazione che

deve essere utilizzata. Solitamente le principali fonti di stress a cui è sottoposto il sistema sono vibrazioni e accelerazioni, ma anche forti variazioni di temperatura possono indebolire la struttura. Per quanto riguarda le prime possono avere intensità e frequenze molto diverse ed è pertanto necessario cercar di riprodurre test che simulino questi fenomeni, per quanto riguarda le accelerazioni invece sono critiche soprattutto nella fase iniziale del lancio quando avviene il distacco da terra. Le variazioni di temperatura invece si riscontrano normalmente nell'ambiente spaziale, le cause possono essere molteplici: variazione dell'attività solare, radiazioni infrarosse, particelle cariche. Per evitare spiacevoli inconvenienti verrà data importanza anche ai vincoli previsti per ancorare il payload al lanciatore, si cercherà quindi sia di mantenerlo nella sede opportuna e allo stesso tempo di non sovraccaricarlo ulteriormente in modo da non danneggiarne la struttura e quindi pregiudicare la buona riuscita della missione.

3.3.1 RANDOM VIBRATION TEST

Il random vibration test consiste nel generare in input delle vibrazioni in maniera stocastica, di solito di frequenza compresa tra 20 e 2000 Hz, in ognuno dei tre assi principali del corpo che si deve testare, in questo modo è possibile verificarne:

- il comportamento del progetto laddove questo è sottoposto alle forti sollecitazioni nella fase di lancio;
- la resistenza meccanica, con un determinato margine, dell'intero payload.

Di solito non si è interessati allo studio in una particolare condizione, ovvero in un generico valore di frequenza ad un determinato istante temporale, si cerca piuttosto il comportamento a livello statistico

dell'elemento sottoposto a stress. Spesso si cerca anche la causa principale che provoca l'amplificazione delle vibrazioni, cercando di estrapolare i risultati, in questo modo si potrebbe cercare di limitare gli sforzi a cui è soggetto il payload modificando, se possibile, i vari collegamenti con l'intera struttura. Come tale questo tipo di test ha varie applicazioni, non soltanto di tipo spaziale, laddove sono presenti forti vibrazioni durante la vita operativa del corpo che rende necessaria la sperimentazione. Dato che le grandezze fisiche che si andranno a considerare hanno una chiara valenza statistica, è prevedibile che ogni verifica che viene effettuata possa dare risultati diversi. Il grafico logaritmico seguente mostra come varia l'ASD (Acceleration Spectral Density) in funzione dello spettro di frequenze preso in considerazione. L'ASD è la misura degli input, espressi sotto forma di accelerazioni, rispetto al dominio delle frequenze delle vibrazioni random, in modo tale che gli input siano indipendenti dal tempo. L'area grigia rappresenta la zona di maggiore interesse, se si fa la radice quadrata si ottiene lo scarto quadratico medio dell'accelerazione conosciuta anche come G_{rms} . Quest' ultima è un'altra grandezza che di solito si calcola in problemi strutturali di questo tipo, se la G_{rms} è grande, e di conseguenza grande sarà anche la zona grigia, le accelerazioni e quindi le forze che agiscono sul satellite saranno rilevanti, e pertanto l'intero assieme sarà più sollecitato. Essa da un punto di vista fisico rappresenta il quadrato della media dell'accelerazione nel tempo. (Fonte: FEMCI The Book, NASA)[3]

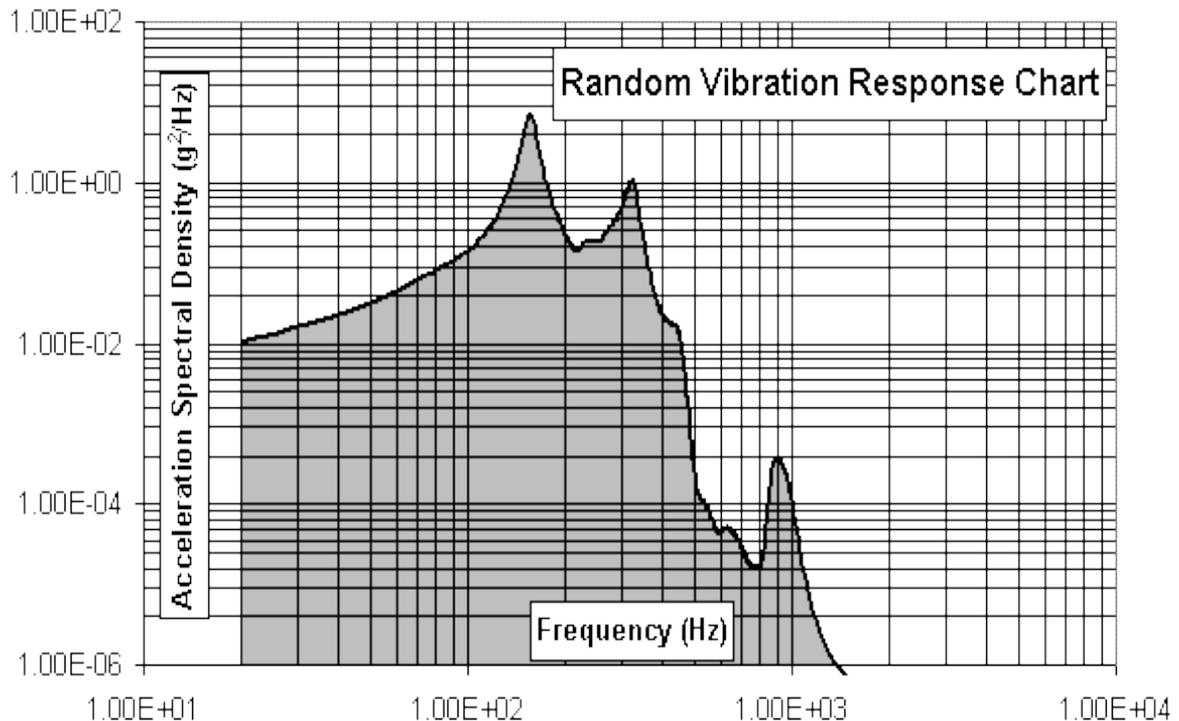


Figura 6 Grafico rappresentante l'ASD in funzione del range di frequenze

Come detto per raggiungere entrambi gli obiettivi è necessario che le vibrazioni siano casuali nel range di validità della prova, in quanto questo approssima meglio l'ambiente ostile che dovrà incontrare il satellite durante la sua vita operativa, in questo modo non è possibile prevedere il comportamento fintanto che il sistema non è stato testato. Le verifiche che vengono effettuate possono essere schematizzate in quattro punti principali (fonte: MOLA Random Vibration Analysis,NASA):

- si determina la Power Spectral Density (PSD) delle vibrazioni random, collegando il sistema da testare alle fonti che ne causano le forti sollecitazioni, ad esempio l'accensione dei propulsori, turbopompe ecc.. questo riflette le effettive condizioni che si generano durante il lancio, le vibrazioni inoltre si trasmettono direttamente o indirettamente tramite i montaggi che vincolano il satellite;

- si analizzano le performance del payload sottoposto alle vibrazioni, per le analisi si sfrutta il metodo del Statistical energy analysis (SEA) che consiste di calcolare l'effetto delle vibrazioni mediante l'energia che queste sviluppano sul corpo, il metodo lo si può implementare per le alte frequenza tramite il VAPEPS (Vibro Acoustic Payload Environment Prediction System), per le basse invece si sfrutta un'analisi agli elementi finiti come il NASTRAN;

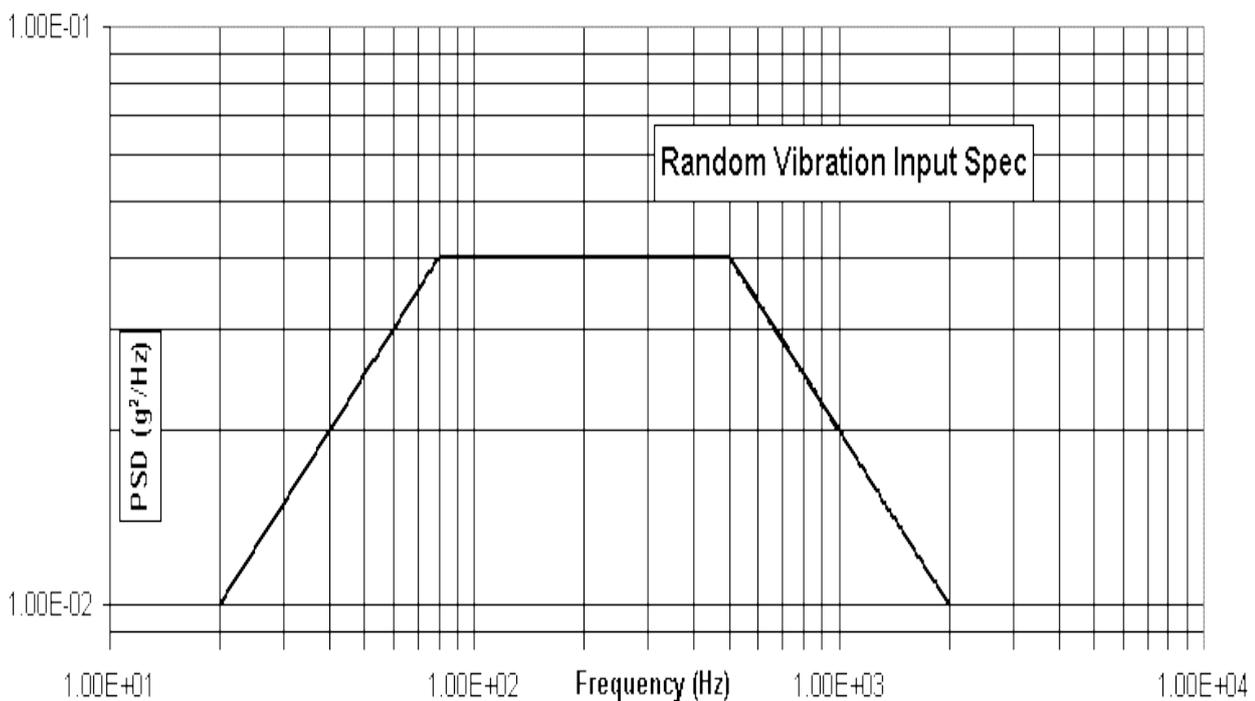


Figura 7 Grafico rappresentante i segnali di input per un sistema spaziale

- si determina un livello minimo di vibrazioni che sono necessarie per determinare eventuali malfunzionamenti o fallimenti, spesso ci si basa sull'esperienza maturata negli anni, in quanto molto spesso le principali cause di stress sono sempre le stesse, così come ci sono valori di frequenze preferenziali. Nel grafico precedente è possibile notare un esempio di vibrazioni random usate come input per le sperimentazioni;

- si sviluppa un grafico che riassume i punti precedenti e che mostri il profilo delle vibrazioni random che si generano nel corpo. Nel grafico inoltre vengono riportate anche le random vibration utilizzate come input nel test, e si cerca eventualmente di scoprire quali sono le frequenze preferenziali e le possibili cause di questi stress all'interno del lanciatore.

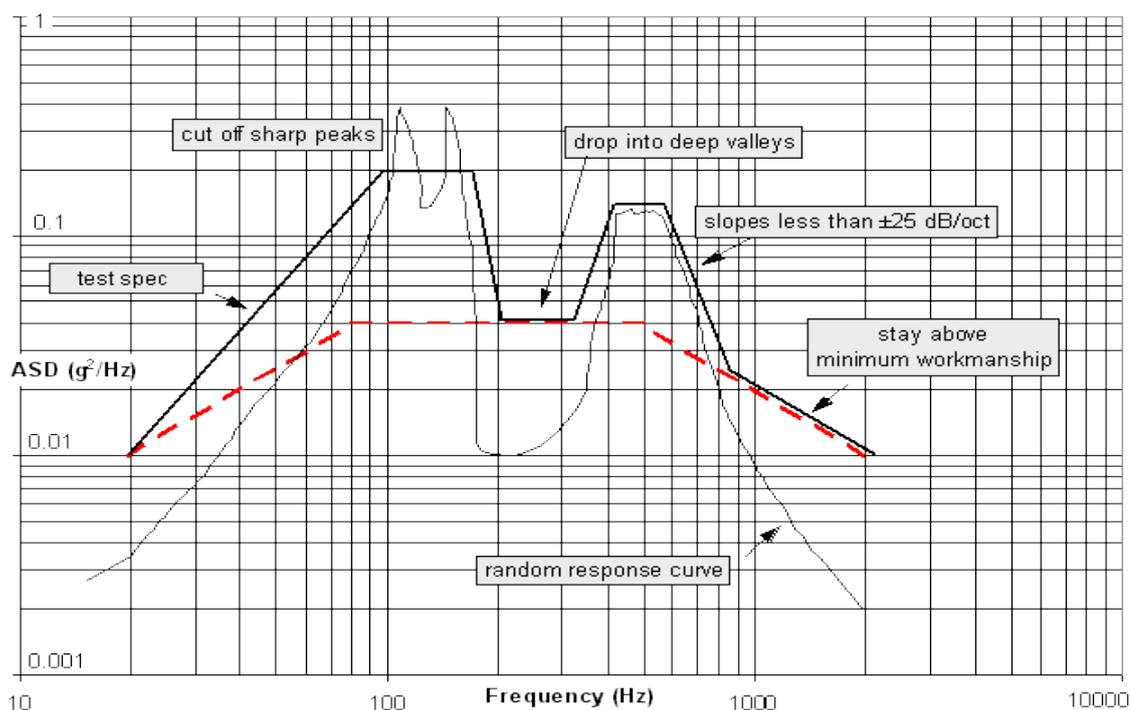


Figura 8 Grafico riassuntivo degli input e delle sollecitazioni misurate

Nell'esempio sopra riportato si può notare che invece della PSD è presente la ASD, in realtà le due grandezze vengono comunemente utilizzate nei test, la PSD è quella che di norma viene rappresentata nei grafici, mentre la ASD è più semplice da misurare quando si ha a che fare con verifiche strutturali. Una volta stabilite le random vibration e le relative frequenze, si eseguono le verifiche “muovendo” il corpo attraverso i cosiddetti “shaker points”, ovvero all'interfaccia tra satellite e strumentazione. Di solito questi punti sono circa una ventina, ma il numero può variare a

seconda del componente da testare. È comunque utile avere un alto numero di shaker point perché in questo modo è possibile avere una panoramica più ampia del comportamento della struttura sottoposta alle vibrazioni. Nell'immagine seguente è possibile vedere uno shaker point inserito in un modello agli elementi finiti, utilizzato per le sperimentazioni strutturali della strumentazione MOLA della NASA per la missione su Marte. Un'altra cosa da evidenziare è che anche i vari sensori necessari per le misurazioni vengono applicati nello shaker point, in quanto in questa zona vi sono le massime vibrazioni, permettendo così di sovrastimare gli effetti dello stress, questo può essere utile dato che in questo modo il payload è in grado di poter sostenere carichi inaspettati durante la sua vita operativa. (fonte: MOLA Random Vibration Analysis, NASA) [4]

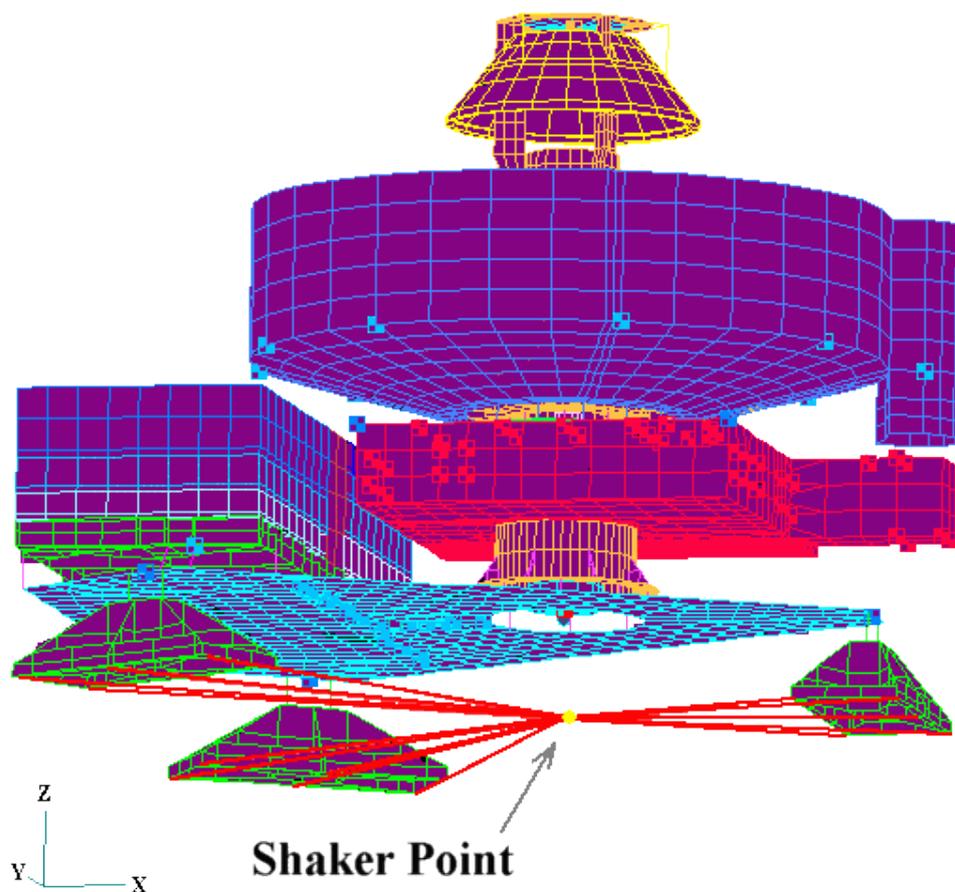


Figura 9 Rappresentazione FEM di uno shaker point

3.3.2 SINE VIBRATION TEST

Un'altra verifica che viene solitamente effettuata è la cosiddetta sine vibration test. Come indicato dal nome stavolta le sollecitazioni generate nel corpo in esame non hanno più un andamento random come nel caso precedente, ma gli input hanno una forma ben precisa, ovvero se si studia l'andamento temporale della funzione che implementa lo stress si ottiene una funzione sinusoidale. È bene evidenziare che il random vibration test rappresenta il modo più efficace per simulare l'ambiente in cui sarà sottoposto il payload, ovvero sollecitazioni casuali nei tre assi corpo a frequenze diverse. Le vibrazioni sinusoidali invece hanno la prerogativa di poter dare ottimi risultati per basse frequenze, in più dall'esperienza maturata nel tempo si è notato che spesso questo tipo di stress ha causato più fallimenti di missioni rispetto alle condizioni rappresentate dal modello random. Questo perché lo scopo delle vibrazioni sinusoidali è quello di rappresentare il transitorio immediatamente successivo al lancio, nei quali la struttura del payload è sollecitata dai massimi carichi presenti nella vita operativa. Questo metodo è quello che attualmente approssima meglio il comportamento del payload per frequenze attorno ai 40 Hz. Per quanto riguarda la sperimentazione gli strumenti che verranno analizzati successivamente saranno validi per entrambi i tipi di test, ciò che sarà diverso invece saranno gli input che verranno esercitati sul sistema spaziale da testare. In particolare si utilizza vibrazioni sinusoidali il cui andamento è all'interno del range di frequenze 10-100 Hz, di solito si sfruttano diagrammi logaritmici per la rappresentazione. La fase di test prevede i seguenti passaggi: (fonte: "Sinusoidal Vibration" practice NO PT-TE-1406, NASA) [5]

- ricreare la forma d'onda dei transitori, anche utilizzando modelli di volo utilizzati in casi precedenti. Si ottiene un andamento simile a quanto riportato in seguito:

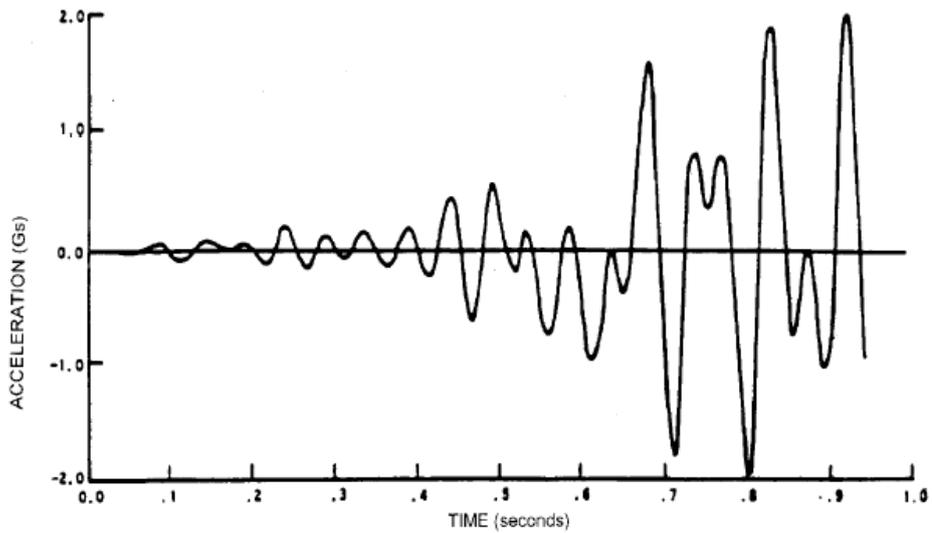


Figura 10 Modello grafico degli input da esercitare

- calcolare gli spettri di shock per ogni forma d'onda. Si ottiene un grafico simile a questo:

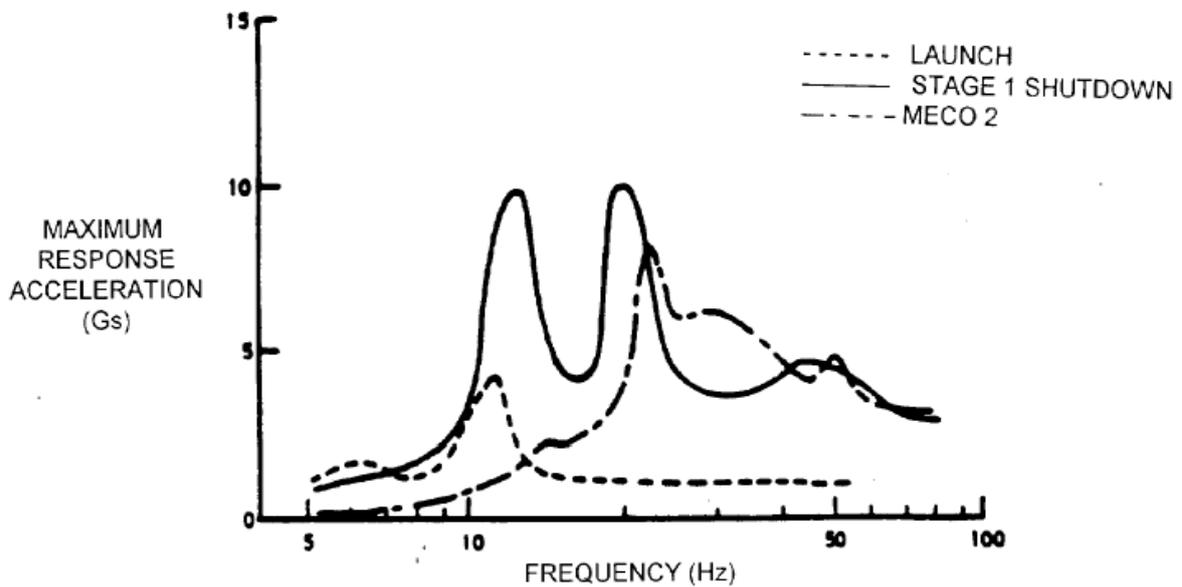


Figura 11 Grafico riassuntivo degli spettri di shock

- raccogliere dati per ogni condizione di volo;

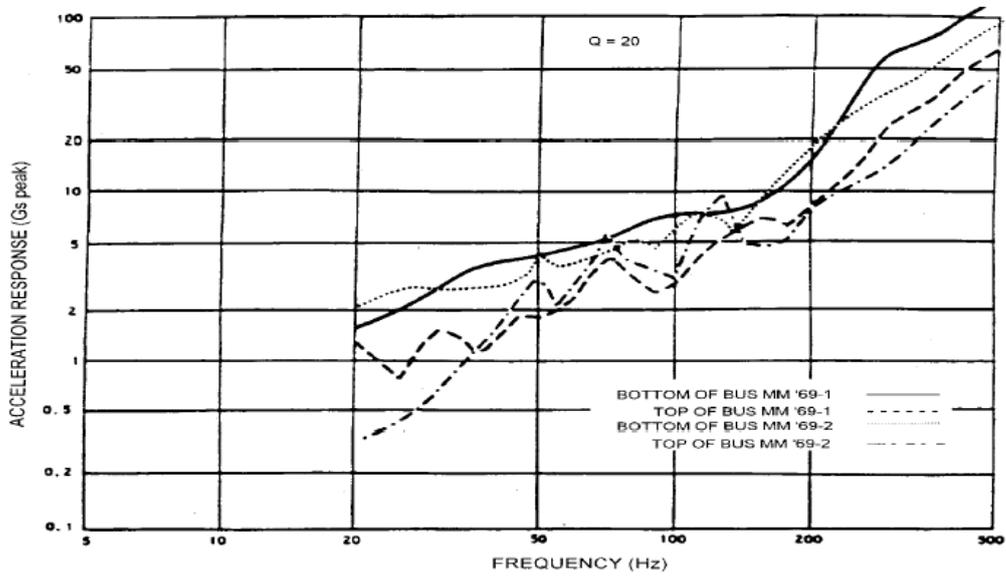


Figura 12 Grafico delle accelerazioni misurate per ogni condizioni di volo

- combinare i risultati dei passi 2 e 3;

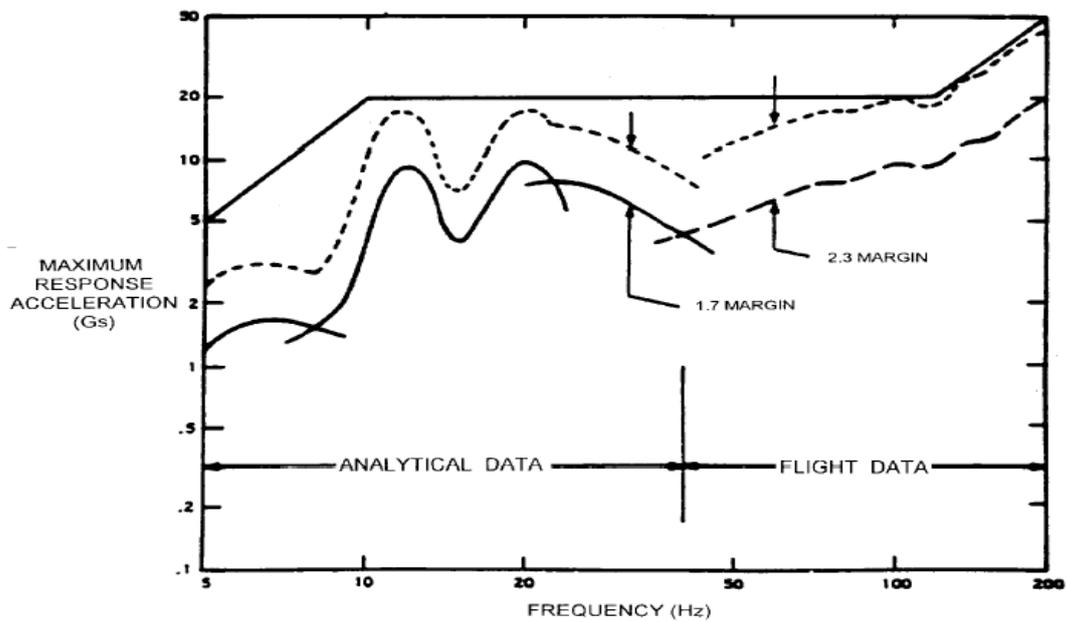


Figura 13 Grafico degli input e delle misurazioni per ogni condizione di volo

- convertire in un'ampiezza sinusoidale i dati di shock relativi e si esprimerli in funzione della frequenza.

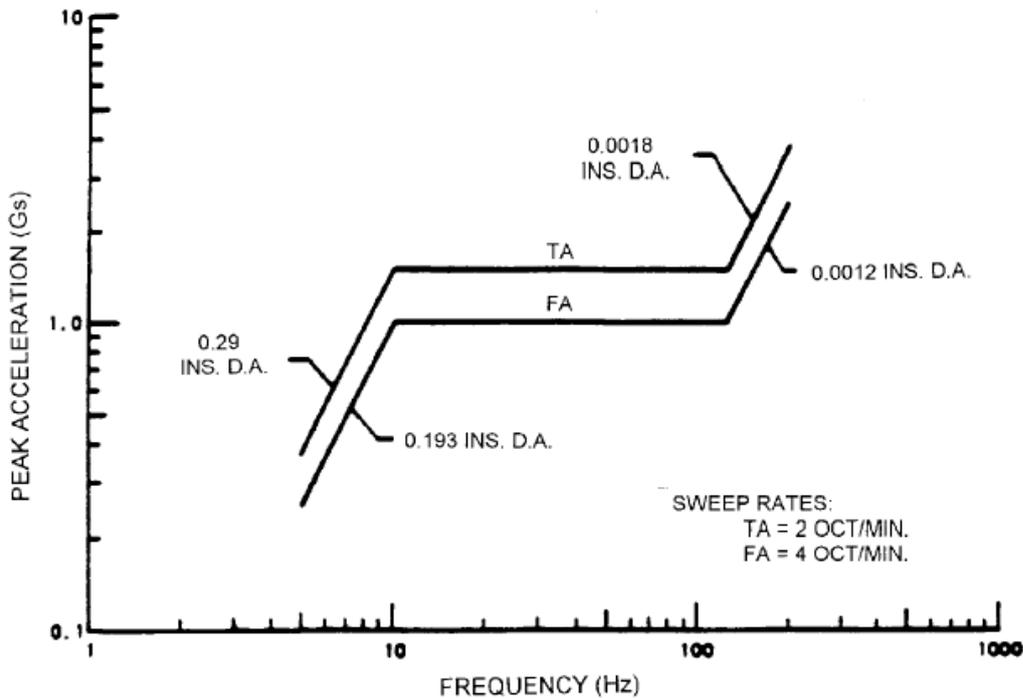


Figura 14 Grafico degli impulsi misurati in funzione della frequenza

Come detto in precedenza il sine vibration test serve a simulare le reali condizioni di volo con delle sollecitazioni che raramente si presentano nella realtà. Questo tipo di segnale che viene introdotto come input al payload inoltre nel caso reale difficilmente sarà un'onda sinusoidale vera e propria ma sarà un segnale un po' più complesso. Questo perché è necessario per avere una buona risoluzione dei dati raccolti, che le sollecitazioni vengano imposte a frequenza diversa e che agiscano contemporaneamente nel sistema, è pertanto evidente come il random vibration test possa soddisfare questo importante requisito in maniera più efficace. Questo non vuol dire che il sine vibration test sia poco attendibile, infatti come spiegato precedentemente esso comunque simula in maniera soddisfacente alcuni effetti che si generano in fase di lancio. Per quanto riguarda la durata del test essa dipende dallo standard di riferimento. In genere un buon test deve essere effettuato in un intervallo di tempo compreso tra 1 e 3 ore, questo perché bisogna effettuare più

cicli, della durata di qualche minuto, a valori di frequenza diversi l'uno dall'altro. Un altro parametro che può essere utile nella sperimentazione del sine vibration test può essere l'intensità. Per esempio si possono effettuare verifiche a bassa intensità (low level sine vibration) per la ricerca delle frequenze naturali del sistema, oppure ad alta intensità (high level sine vibration) per simulare le condizioni di carico quasi-statico.

3.3.3 SHOCK TEST

Per dimostrare l'integrità fisica del payload durante alcune fasi della missione è necessario verificare la resistenza della struttura agli shock strutturali ai quali è sottoposto. Tali shock possono essere generati da diversi fattori, ad esempio la separazione del payload dal lanciatore. Il distacco dei booster laterali dello Space Shuttle, o addirittura l'apertura dei pannelli solari. Questi fenomeni sono caratterizzati da un transitorio piuttosto breve, dell'ordine dei millisecondi, ma la loro intensità calcolata in funzione dell'accelerazione gravitazione terrestre, può raggiungere valori molto elevati. Per questa serie di motivi è bene in fase di test verificare che il sistema spaziale abbia le qualità necessarie per poter sopportare questo tipo di carico. La durata della sollecitazione dipende dalla normativa di riferimento, per quanto riguarda le certificazioni ECSS lo shock dura tra i 30 e i 40 ms, inoltre è necessario che agisca nei tre assi corpo del sistema in esame, in modo che la resistenza strutturale sia omogenea nelle tre direzioni. Solitamente si ammette un margine di circa 3 dB sulla banda di frequenza come margine di sicurezza relativo alle diverse condizioni operative della sorgente di shock. Come per la maggior parte dei test inoltre il payload deve essere in configurazione di volo, quindi dovranno essere riportati gli stessi supporti o componenti che saranno presenti anche durante la missione. Lo shock può in generale essere di tre tipi, che sono contraddistinti da diversi valori di frequenze e intensità. (Fonte: "Shock Handbook" Part2,ESA) [6]

- “near field shock”, che si genera in prossimità della sorgente che ha causato le sollecitazioni e dipende dalla propagazione dell'onda di shock;

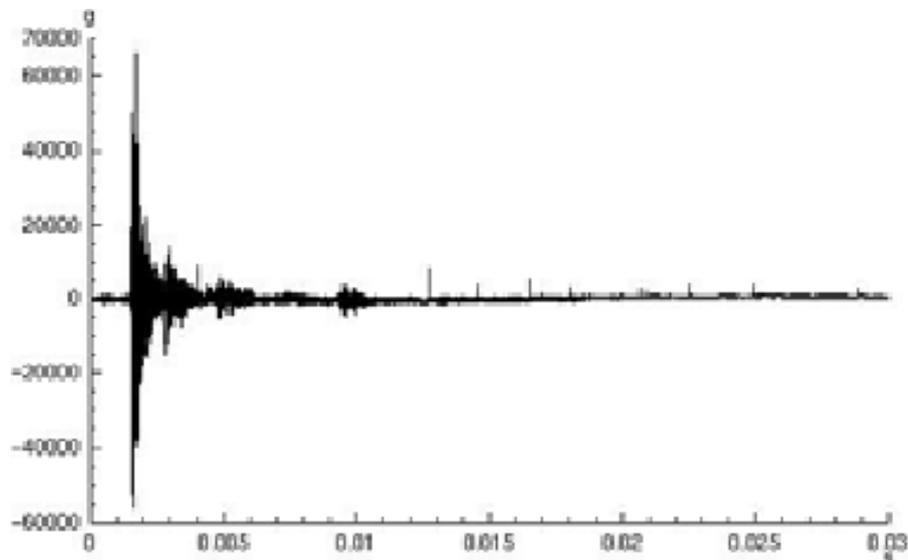


Figura 15 Esempio di grafico delle sollecitazioni causate dal near field shock

- “mid field shock”, il cui effetto è dovuto in parte dalla propagazione dell'onda di shock e in parte dalla risonanza della struttura;
- “far field shock”, caratterizzati dalle risposte del sistema alle basse frequenze, inferiori a 10 kHz.

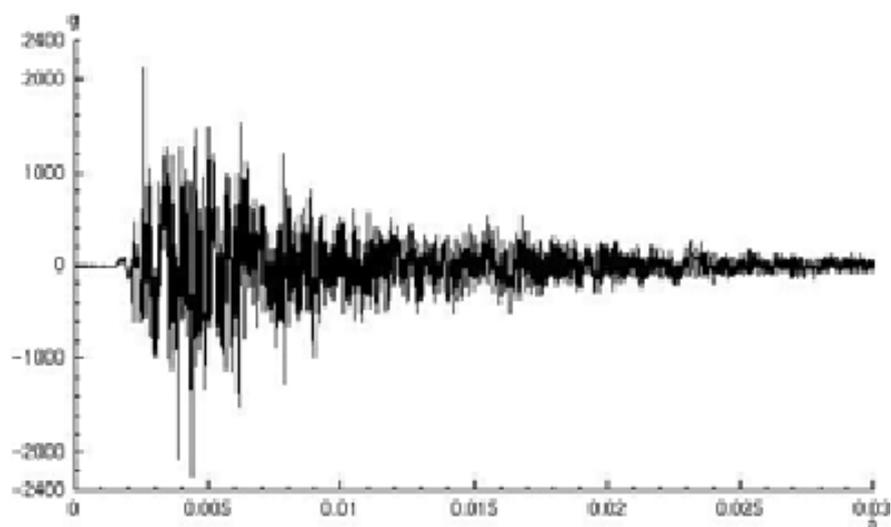


Figura 16 Esempio di grafico delle sollecitazioni causate dal far field shock

Nel grafico seguente è possibile vedere i diversi andamenti in funzione delle frequenze (fonte: Shock Handbook Part2,ESA):

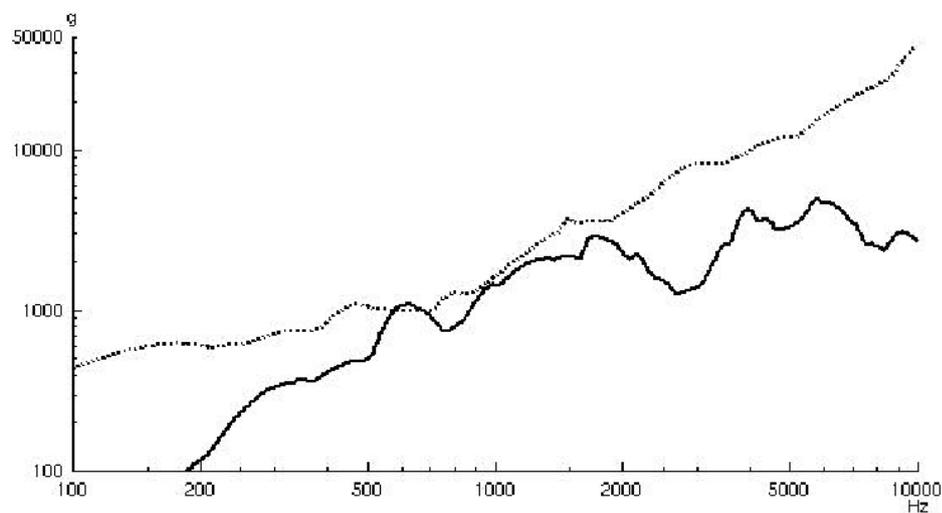


Figura 17 Grafico delle sollecitazioni di shock in funzione delle frequenze

In particolare la curva continua rappresenta il far field shock, mentre quella tratteggiata il near field shock, si può notare come quest'ultimo presenti valori di accelerazione superiori, che superano i 10000 g per

frequenze dell'ordine dei 100 kHz, mentre nel primo caso si ottengono valori dell'ordine dei 2000 g per frequenze inferiori ai 10 kHz. In fase di verifica vengono applicati tali range di frequenza al sistema in modo da simulare il comportamento del payload alle reali condizioni ambientali, per ogni categoria di shock. Per quanto riguarda la simulazione invece la strumentazione che viene utilizzata riguarda:

- sensori in grado di misurare le accelerazioni come gli accelerometri disposti lungo il corpo in più punti in modo da avere una maggior risoluzione;
- macchine adibite alla generazione degli impulsi, possono essere gli shaker, ma anche le sorgenti reali, come ad esempio sistemi pirotecnici utilizzati per il distacco dei booster laterali di un lanciatore.

Si rimanda al paragrafo successivo per una descrizione della strumentazione utilizzata

3.3.4 TEST E STRUMENTAZIONE

Come anticipato in precedenza il random vibration test e il sine vibration test prevedono la generazione di vibrazioni, di frequenza variabile, che sottopone il payload ad uno stress strutturale che simula le reali condizioni del lancio. Il test si svolge ponendo il sistema spaziale sopra un opportuno strumento chiamato shaker, che ha la funzione di generare le vibrazioni che sollecitano la struttura, mentre accelerometri disposti lungo la superficie del corpo hanno la funzione di calcolare le accelerazioni a cui è sottoposto il satellite.

Nella seguente immagine è possibile osservare uno schema di come si può presentare l'insieme della strumentazione per questo tipo di test. (Fonte: Sine-Random Vibration test, Application notes, Bruel & Kjaer)[7]

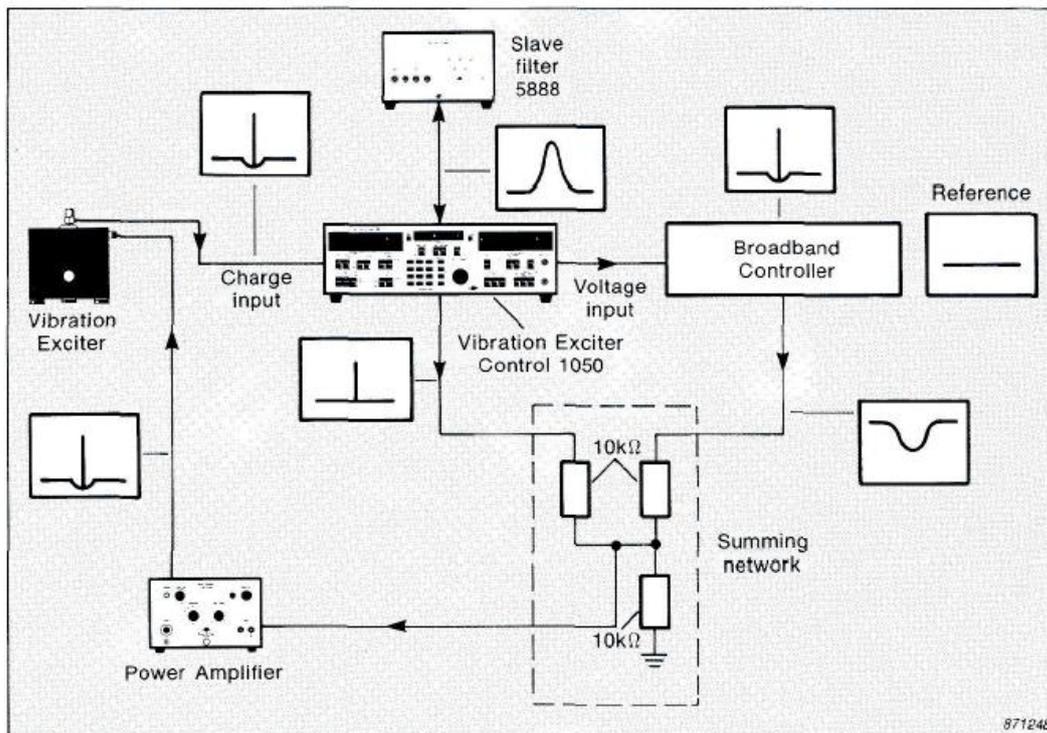


Figura 18 Schema riassuntivo del sistema d'acquisizione dati

Opportuni software in seguito sono in grado di raccogliere i dati misurati e calcolare le grandezze statistiche di cui si è parlato precedentemente, che daranno poi un riscontro sulla resistenza strutturale del payload.

Nei prossimi paragrafi verranno descritti pertanto gli shaker e gli accelerometri, i principali strumenti che contraddistinguono questo tipo di test.

3.3.5 SHAKER

Lo shaker è uno strumento adibito alla generazione di vibrazioni che sollecitano la struttura del corpo preso in esame, in base ai segnali di input che vengono forniti. Di solito i più comuni input sono le vibrazioni random e sinusoidali, dove l'andamento delle funzioni sono i profili delle frequenze del segnale di input. Gli oggetti più piccoli che di solito vengono testati possono vincolarsi direttamente allo shaker, altre volte invece è presente un'armatura che mantiene il corpo nella sede opportuna. Di solito lo shaker può essere movimentato tramite attuatori idraulici quando gli input sono a bassa frequenza in quanto le masse in gioco sono maggiori, oppure da attuatori elettrodinamici se le frequenze sono alte e quindi è necessario una veloce prontezza del sistema. Questi ultimi sono caratterizzati da una bobina immersa in un campo magnetico generato da un magnete permanente, e in base alla velocità con cui le spire dell'armatura vengono agitate all'interno del campo, si è in grado di ottenere la frequenza desiderata del segnale d'ingresso. Gli shaker idraulici invece sono costituiti da un grosso pistone idraulico e raggiunge le frequenze intorno ai 300-500 Hz, è adatto quindi per piccoli corpi e per sistemi elettronici, nonostante siano in grado di generare carichi più elevati di quello elettro-dinamico. Esistono anche shaker meccanici che vengono utilizzati per test preliminari in quanto sono più economici degli altri e permettono un minor range operativo di frequenze. Sono costituiti da un telaio in metallo alimentato da un motore alternativo o rotativo, la cui velocità è controllata tramite sensori opportuni. Nel grafico seguente è possibile avere un confronto visivo tra i tre tipi di sistemi presenti. (Fonte: Durability: Vibration Test, INTELLECTUAL VENTURES lab) [8]

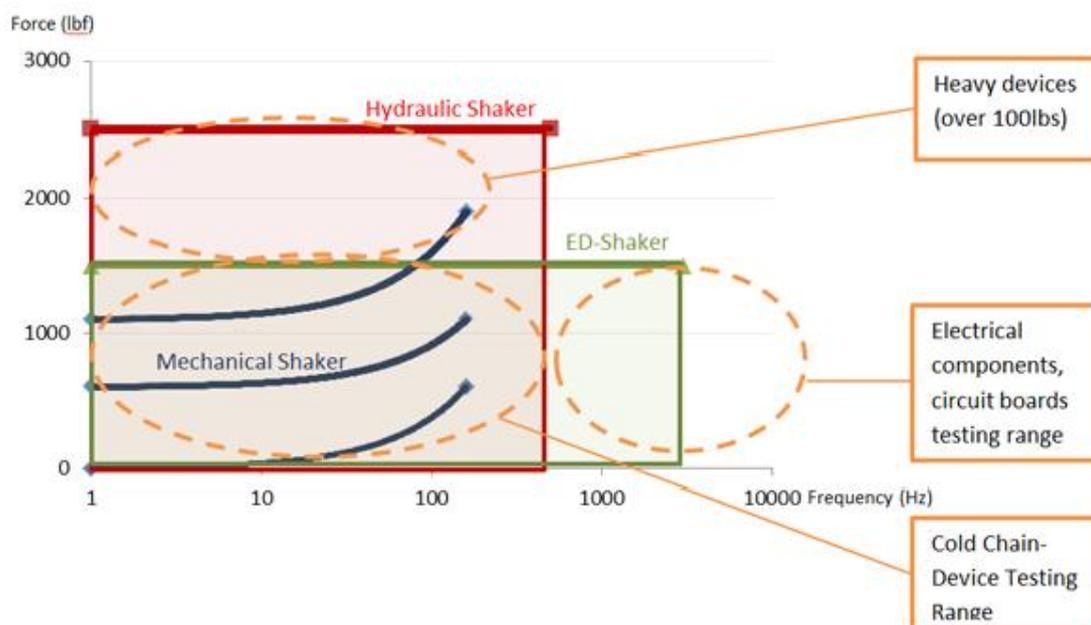


Figura 19 Confronto grafico dei vari tipi di shaker

L'ESA ha sviluppato uno shaker idraulico denominato HYDRA che a differenza dei precedenti sistemi elettrodinamici ha il vantaggio di poter esercitare carichi più elevati, la possibilità di operare attorno a sei gradi di libertà e effettuare verifiche migliorando la sicurezza. La convenienza di poter usufruire di 6 gdl risiede nella possibilità di poter utilizzare un unico set-up del payload e poterlo comunque testare sia nei piani orizzontale e verticale che in quello latero-direzionale, diminuendo notevolmente il tempo di sperimentazione. Come è possibile notare nell'immagine successiva, l' HYDRA è costituito da un piatto ottagonale di circa 5.5 metri di diametro la cui posizione e dimensioni all'interno nella camera adibita alle verifiche, rende semplice il montaggio anche per payload di elevato ingombro. Tutti gli equipaggiamenti dello shaker sono svincolati con l'esterno in modo che le vibrazioni non si propaghino al di fuori dell'oggetto di verifica. Inoltre questo sistema è dotato di un sistema di sicurezza costituito da masse dotate di grande inerzia e da un sistema idraulico ad elevata potenza che migliorano la qualità del test effettuato, in quanto questo sistema di controllo protegge il sistema spaziale in caso di

fallimento. Per minimizzare la propagazione di vibrazioni è presente uno spazio vuoto (gap seal) tra l'appoggio ottagonale e la struttura portante della camera (test table). (Fonte: “To last a life time”,ESA) [9]

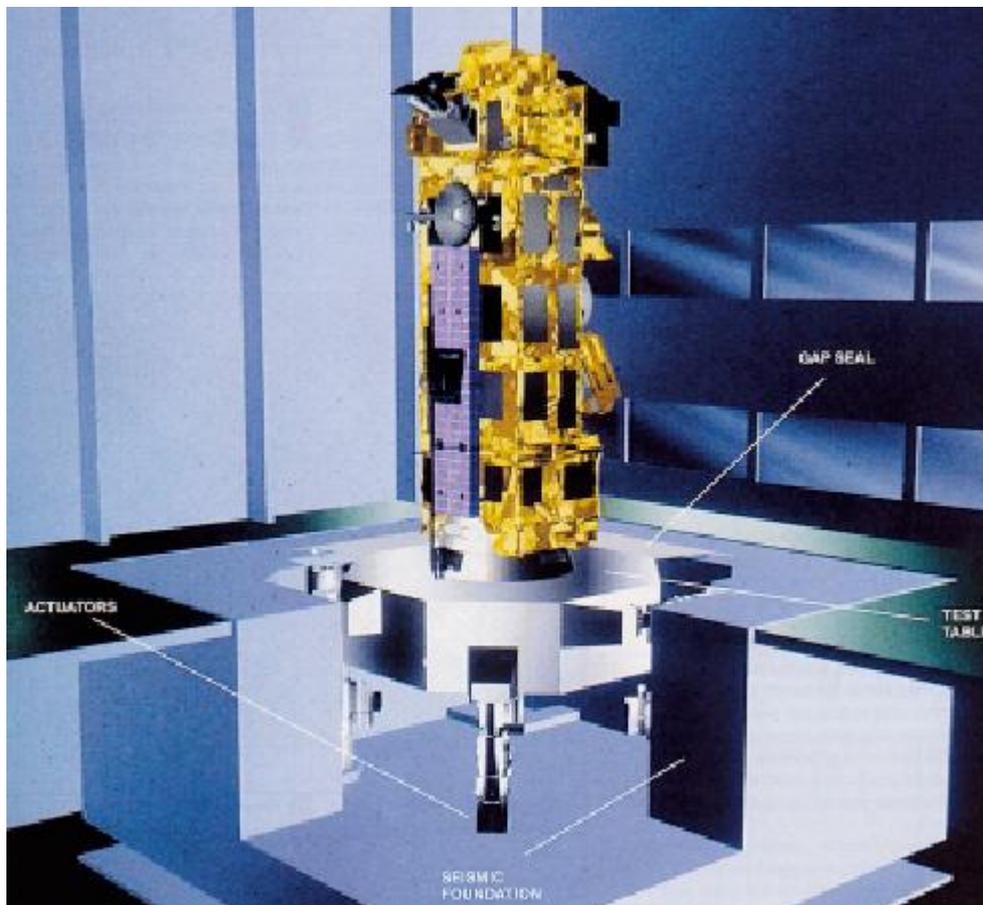


Figura 20 Rappresentazione grafica dello shaker HYDRA

3.3.6 ACCELEROMETRI

Gli accelerometri sono strumenti che permettono la misura dell'accelerazione di un corpo lungo un determinato asse, questi sensori nel caso di vibration test permettono la misurazione dell'accelerazione a cui è sottoposto il payload azionato lo shaker. Oltre a questo tipo di verifica gli accelerometri hanno diverse applicazioni in ambito aerospaziale, in questo elaborato se ne discuterà anche in seguito, ad esempio nei test acustici. Possono essere di diverso tipo ma in generale il

principio di funzionamento è il medesimo: è opportuno rilevare lo spostamento di una massa sospesa ad un elemento elastico quando questa è soggetta ad un'accelerazione, un sensore misura tale spostamento proporzionale all'accelerazione della massa, e un trasduttore converte tale grandezza in un segnale elettrico che è possibile leggere. A seconda del tipo di sensore di posizione che viene utilizzato è possibile dividere gli accelerometri in diversi gruppi:

- accelerometro estensimetrico;
- accelerometro piezoresistivo;
- accelerometro LVDT;
- accelerometro capacitivo;
- accelerometro piezoelettrico;
- accelerometro laser.

ACCELEROMETRO ESTENSIMETRICO: sfrutta la variazione di resistenza di un estensimetro dovuta alla variazione della sua lunghezza. È presente una massa collegata a dei lamierini, che a loro volta sono collegati a degli estensimetri collegati a ponte di Wheatstone. A seconda dell'accelerazione subita la massa è in grado di muoversi allungando gli estensimetri. A seconda dell'accelerazione subita ci sarà uno squilibrio di tensione nel ponte proporzionale all'accelerazione stessa.

ACCELEROMETRO PIEZORESISTIVO: simile al precedente in questo caso però invece degli estensimetri sono presenti sensori piezoresistivi, più sensibili ma instabili con il variare della temperatura.

ACCELEROMETRO LVDT: per la rilevazione viene utilizzato un sensore LVDT (Linear Variable Differential Transformer) nel quale la massa funge da materiale ferromagnetico che scorre all'interno di un campo magnetico. A seconda della posizione assunta all'interno del campo un segnale elettrico viene inviato proporzionale all'accelerazione subita.

ACCELEROMETRO CAPACITIVO: a seconda della variazione di distanza tra due armature di un condensatore la capacità cambia. È su questo principio che si basa questo tipo di accelerometro. La massa funge da armatura, l'altra invece è costituita con una struttura fissa del sensore. La massa è vincolata ad un perno elastico, a seconda della posizione della massa (e quindi in base al valore di capacità misurato) viene inviato un impulso elettrico.

ACCELEROMETRO PIEZOELETTRICO: utilizza come principio la compressione di un cristallo piezoelettrico. La massa viene posta sul cristallo, che costituisce sia l'elemento elastico che il sensore di posizione; in presenza di un'accelerazione la massa comprime il cristallo che genera un segnale elettrico proporzionale alla compressione. Hanno la caratteristica di avere sensibilità basse e sopportare carichi molto elevati e sono molto utilizzati nei test di rilevazione di vibrazioni o shock.

ACCELEROMETRO LASER: è costituito da un interferometro laser che misura istante per istante lo spostamento dell'oggetto, mentre un computer ne calcola la derivata ottenendo l'accelerazione effettiva. Sono molto precisi ma altrettanto costosi e ingombranti.

Un'altra caratteristica importante che differenzia i vari accelerometri è la banda passante che presentano, infatti se essa è di tipo passa basso si parla di *accelerometri per misure statiche*, ovvero in grado di valutare accelerazioni continue come accelerazioni centrifughe o gravitazionali, che variano con frequenza bassa, esempi sono accelerometri capacitivi e LVDT; *accelerometri per misure dinamiche* che hanno una banda passante passa banda, e sono in grado di misurare accelerazioni che variano nel tempo come ad esempio gli urti o le vibrazioni, e sono per lo più accelerometri piezoelettrici.

3.3.7 ACOUSTIC TEST

Un altro test di tipo strutturale che solitamente viene effettuato è il cosiddetto “acoustic test”. Come indica il nome stesso si tratta di un test che prende in considerazione l'enorme rumore che si genera normalmente in fase di lancio e che può provocare forti vibrazioni fino al possibile collasso della struttura. Com'è noto il suono si propaga nell'aria per mezzo di onde sferiche ad una determinata frequenza, lunghezza d'onda e velocità di propagazione. Quest'ultima dipende dalle caratteristiche dell'aria circostante: maggiore è la densità (massima a livello del mare) maggiore è la velocità di propagazione dell'onda. Sperimentalmente si può notare che dalla tropopausa, a causa delle particolari condizioni dell'atmosfera a tale quota, fino alla stratosfera il valore della velocità rimane circa costante pari al valore di 299 m/s, per poi diminuire ulteriormente dalla stratosfera in poi a causa della densità sempre più bassa, annullandosi poi nello spazio aperto. Tornando ai meccanismi di propagazione dell'onda, quando questa raggiunge determinati valori di frequenza, proporzionale all'energia posseduta dall'onda, è in grado di sollecitare meccanicamente la struttura del lanciatore per mezzo di vibrazioni che si ripercuotono anche nel payload stesso, essendo quest'ultimo vincolato al lanciatore stesso. È chiaro quindi che la struttura all'interno del satellite e alle tenute che lo mantengono nella propria sede, è sottoposta a forti stress, da qui si evidenzia la necessità di eseguire test che ne verifichino il funzionamento sottoponendo il satellite a questo tipo di sollecitazioni. Nell'immagine seguente è possibile notare il meccanismo fisico che porta allo stress strutturale del payload, nonché lo schema per la misurazione delle emissioni acustiche che vengono generate dalla sorgente, che nel caso spaziale di interesse sono prevalentemente i propulsori del razzo, e l'aria che attraversa la superficie esterna del vettore che determinano forti vibrazioni. (Fonte: Durability: Vibration Test, INTELLECTUAL VENTURES lab)

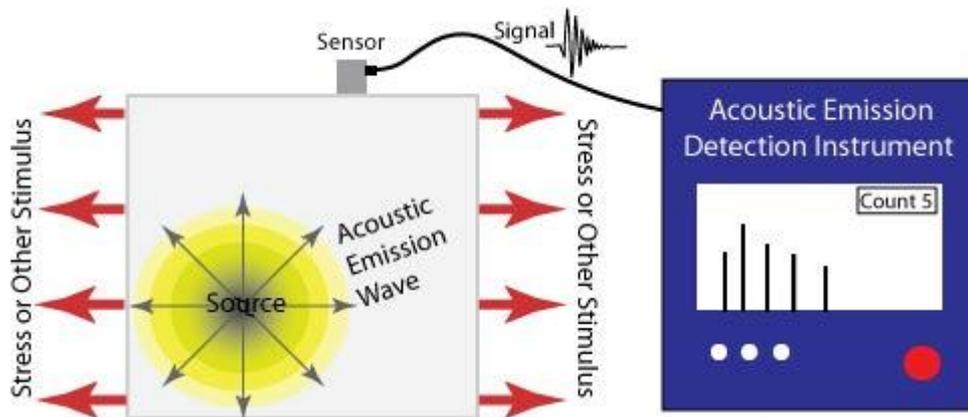


Figura 21 Schema del sistema di sollecitazione acustica di un sistema spaziale

Così come per le verifiche sulle vibrazioni, anche nel caso dell'acoustic test ci si basa sull'esperienza maturata negli anni per stabilire quali siano le frequenze preferenziali tipiche della fase di lancio, che verranno utilizzate come input per i test sul sistema preso in esame. A livello comunitario l'ESA ha provveduto alla progettazione di una camera adatta a verifiche di questo tipo, nella quale inserire il satellite e la strumentazione necessaria per le misure, ovvero il Large European Acoustic Facility (LEAF). All'interno di questo ambiente viene riposto il payload, e i sensori che di solito sono sistemi di generazione dei rumori, microfoni e accelerometri (per una descrizione più accurata della strumentazione si rimanda al paragrafo successivo dove viene descritta la strumentazione necessaria). Di solito vengono effettuate prove a diversi valori di frequenze, introdotte nella camera mediante quattro generatori più tre generatori ad alta frequenza, i microfoni vengono utilizzati invece per emettere le onde sonore in punti particolari della struttura. Nella seguente tabella sono riportate le caratteristiche principali dell'acoustic test che normalmente viene effettuato al LEAF:(Fonte: "To last a life time",ESA)

Main parameters of acoustic reverberent chamber

Chamber Volume	: 1624 m ³
Chamber Dimensions	: 9 m × 11 m × 16.4 m (width × length × height)
Main Door Access	: 7 m × 16.4 m (width × height)
Suspension Points	: 9 points of 80 kN load capacity 35 points of 15 kN load capacity
Max. Crane Load	: 160 kN
Cleanliness	: Class 100 000
Temperature Range	: 20° ±2°C (during test)
Centre Frequency (Hz)	Sound Pressure Level (dBL)
31.5	136.5
63	141.5
125	147.5
250	150.5
500	147.5
1000	144.5
2000	137.5
4000	131.5
8000	125.5
} specified octave band pressure levels in empty chamber at 154.5 dBL.	
Overall Sound Pressure Level Range	: 125 dBL — 154.5 dBL
Field Homogeneity in Test Volume	: ±2 dBL
Control Tolerance of Sound Field	: ±1.5 dBL overall
Noise Measurement	: 16 microphones
Data Acquisition	: 250 accelerometers, and 50 strain gauges

Tabella 5 Elenco delle caratteristiche fisiche del LEAF

Per quanto riguarda le misurazioni effettuate, ad ogni determinata frequenza corrisponde un valore della pressione acustica, questa rappresenta la variazione di pressione in un determinato punto ad un certo istante di tempo ed è la grandezza fisica utile per le considerazioni strutturali. Si utilizza il Decibel come unità di misura in quanto la pressione d'onda viene espressa in scala logaritmica rispetto ad un valore di riferimento: $P_0=20$ microPascal, che corrisponde alla soglia di udibilità umana di circa 1000 Hz. La formula della pressione acustica espressa in scala logaritmica è:

$$L_p = 10 \log_{10} \left(\frac{p}{p_0} \right)^2 = 20 \log_{10} \left(\frac{p}{p_0} \right) \text{ dB}$$

dove p è il valore di pressione da calcolare. Inoltre è possibile valutare la pressione in funzione della frequenza, relazione utilizzata nelle sperimentazioni, tramite la formula:

$$p = \rho c \omega \xi = Z \omega \xi = 2\pi f \xi Z = \frac{aZ}{\omega} = c\sqrt{\rho E} = \sqrt{\frac{P_{ac}Z}{A}}$$

Con

$$\xi = \frac{v}{2\pi f}$$

dove le varie grandezze sono:

P la pressione sonora;

f la frequenza;

ρ la densità;

c velocità del suono nel mezzo;

v la velocità delle particelle;

ω la pulsazione;

ξ lo spostamento delle particelle;

$Z=c*\rho$ l'impedenza acustica;

a l'accelerazione delle particelle;

J l'intensità acustica;

E la densità di energia sonora;

P_{ac} la potenza acustica;

A l'area.

3.3.8 STRUMENTAZIONE

Si analizza ora la strumentazione che viene utilizzata per effettuare le verifiche acustiche, in particolare verrà descritto le sperimentazioni effettuate al LEAF, in quanto rappresenta il punto di riferimento in ambito europeo e nelle varie aziende i test si svolgono sulla falsariga di quanto avviene all'ESA. Come introdotto precedentemente è necessario ricreare le condizioni ambientali a cui è sottoposto il payload in fase di lancio, questo viene effettuato all'interno di una camera ben sigillata con l'esterno, tale

camera ha un peso di circa 2 milioni di chilogrammi molti dei quali costituiscono il rivestimento anti vibrazioni, in modo da non causare disturbi alle strutture adiacenti. All'interno della camera viene inserita la strumentazione che avrà il compito di sollecitare meccanicamente la struttura e calcolare il valore delle sollecitazioni. La strumentazione è caratterizzata da quattro antenne (horn) che rappresentano le sorgenti dei rumori per quanto riguarda le basse frequenze, e altri tre trasmettitori per le alte frequenze. Inoltre sono presenti sedici microfoni con i quali viene propagato il disturbo, posizionati in più punti del sistema da testare, questo per avere maggior uniformità nei dati da ricevere. Nell'immagine seguente è possibile notare le varie dimensioni delle antenne all'interno del LEAF:(Fonte: "To last a life time",ESA)



Figura 22 Visualizzazione interna della camera LEAF

A sinistra in basso è presente l'antenna da 25 kHz, in alto a destra quella da 80 kHz, in basso a destra quella da 35 kHz, mentre quella da 160 kHz è alla destra del tecnico. Per le misurazioni meccaniche è invece previsto un computer che funge da raccogliitore dei dati ricevuti nonché delle particolari condizioni alle quali è stato effettuato il test. Le sollecitazioni che avvengono lungo i tre assi principali del corpo vengono ovviamente misurate tramite opportuni accelerometri, questi devono essere vincolati al corpo in quanto le accelerazioni devono essere misurate in prossimità

della superficie del corpo oggetto delle verifiche. Spesso i punti su cui verranno raccolti i dati possono essere disposti a sfera oppure possono generare un parallelepipedo. Di seguito viene riportato un esempio di come effettuare una griglia di punti per le misurazioni, nel caso preso in considerazione la griglia ha la forma di un parallelepipedo:

(Fonte: Durability: Vibration Test, INTELLECTUAL VENTURES lab)

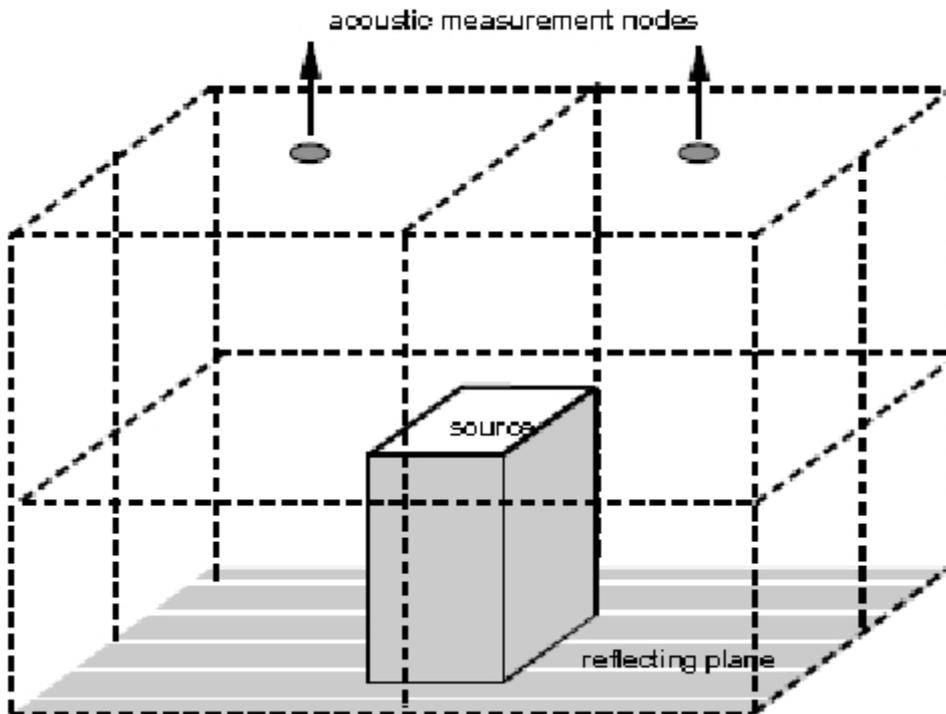


Figura 23 Esempio di griglia per le misurazioni

Altra cosa da evidenziare è che il rischio di contaminare il payload è escluso in quanto il rumore che viene generato avviene per compressione di un gas inerte quale l'azoto.

3.3.9 TEST TERMO-VUOTO

Il test termo-vuoto è uno dei più importanti per capire quali siano le performance del payload sottoposto alle condizioni ambientali oltre alla resistenza strutturale dei vari componenti. Si tratta di un test abbastanza complicato da eseguire in quanto le caratteristiche dello spazio aperto

sono difficili da riprodurre sulla Terra, e pertanto è necessaria una strumentazione particolare. Il test di solito si svolge all'interno di una camera nella quale, tramite un'opportuna pompa, viene aspirata l'aria in modo da mantenere una pressione costante minore di 0.0133 pascal, ovvero 10 milioni di volte inferiore a quella atmosferica. A questo punto il payload viene sottoposto ad un gradiente di temperatura che simula l'azione del Sole. Inoltre è bene evidenziare come il gradiente di temperatura dipenderà dal tipo di missione. In particolare per un satellite LEO che mediamente compie un'orbita in circa un'ora e mezza, il gradiente di temperatura è molto alto in quanto il satellite si troverà in eclisse a temperature molte basse intorno ai -200 °C, per poi avere temperature di circa +150 °C in luce. Per simulare l'effetto del Sole è quindi necessario sottoporre la struttura ad un'intensità della radiazione di circa 1440 W/m², questo valore medio è bene sottolinearlo vale ad una distanza dal Sole pari all'incirca a quella terrestre. Per missioni interplanetarie è chiaro che questo valore sarà diverso, ad esempio per missioni su Venere l'intensità solare raddoppia e quindi la verifica che bisogna effettuare dovrà tenerne conto, viceversa per orbite verso pianeti come Marte il valore diminuisce notevolmente. In realtà più comunemente l'effetto solare viene effettuato in specifici simulatori che verificano l'efficienza di alcuni strumenti come ad esempio i pannelli solari, mentre le prove termiche sono caratterizzate dal riscaldamento e raffreddamento ciclico della camera di prova. Se poi la missione prevede anche l'atterraggio di alcuni elementi sulla superficie di questi pianeti è chiaro che bisognerà testare tale elemento alle condizioni di temperatura e di pressione locale, in questo caso si parla di *thermal ambient test*. Il test serve anche a valutare la bontà del progetto del sistema spaziale in quanto soprattutto alle alte temperature, è necessario che il satellite sia in grado di dissipare il calore, poiché nello spazio l'unico modo per dissiparlo è tramite irraggiamento non essendoci mezzo materiale su cui trasferirlo, si utilizza materiale conduttore sulle superfici esterne e sui vari componenti in modo da distribuire il calore in maniera uniforme nell'intera struttura. Questo tipo di test è anche utile per eseguire alcune verifiche sul corretto

funzionamento dei sistemi di bordo, a tal proposito è necessario che il satellite sia in configurazione di volo, con i vari elementi operativi. Di solito il test riguarda cicli termici nei quali sono alternate le temperature limite che il sistema spaziale può incontrare durante la sua vita operativa. Ovviamente se il payload dimostra la propria integrità strutturale e il corretto funzionamento dei vari sottosistemi il test si ritiene superato, a questo proposito sono comunque necessari diversi cicli di temperatura per poter avere dati che siano veritieri.

3.3.10 TEST E STRUMENTAZIONE

Il test termo-vuoto rappresenta uno delle verifiche più importanti a cui è sottoposto qualsiasi tipo di missioni in quanto più di ogni altra sperimentazione è in grado di ricreare le reali condizioni operative. Perché questo si realizzi è necessario essere in possesso di un'attrezzatura molto sofisticata che possa operare indifferentemente per qualsiasi tipo di missione, con umani o meno, e per qualunque sistema spaziale. Il test si svolge all'interno di un'opportuna camera nella quale tramite pompe specifiche o criopompe, viene fatto il vuoto all'interno. Come già anticipato non si tratta di un vuoto assoluto ma si tratta di un valore di pressione molto basso circa un centesimo di pascal. Questo però non è un grosso problema in quanto anche nello spazio contrariamente a quanto si possa pensare è difficile incontrare il vuoto assoluto se non per missioni particolari. In effetti particelle cariche, raggi cosmici o residui di atmosfera di corpi celesti sono presenti nella maggior parte delle orbite in cui operano i payload. Per quanto riguarda le temperature la normativa ECSS-E-ST-10-03C prevede un range compreso tra -170 e 120 °C. All'interno della camera è possibile svolgere alcune prove come ad esempio:

test termici:

- cicli di temperature a vuoto;
- simulazione dell'azione solare;

- radiazione infrarosso.

Con questi test è quindi possibile simulare le reali condizioni ambientali, soprattutto per quel che riguarda l'andamento delle temperature del sistema sottoposto alle diverse radiazioni, le quali possono agire a determinati intervalli di tempo. Per quanto riguarda la misura della temperatura vengono introdotti nel sistema diversi sensori in grado di calcolare il livello di temperatura effettivo sulla superficie, in modo da capire se il test si sta eseguendo correttamente, di solito si tratta di termocoppie. Nei prossimi paragrafi verranno quindi presentati gli strumenti che caratterizzano questo test, ovvero le camere a vuoto e i sensori di temperatura.

3.3.11 CAMERE A VUOTO

Le camere a vuoto rappresentano la sede in cui vengono effettuati diversi test funzionali del payload per le caratteristiche particolari che è in grado di generare. Normalmente vengono effettuati test che verificano l'integrità della struttura soggetta a forti variazioni di temperatura, oppure si può anche valutare il comportamento nel vuoto di alcuni sistemi di bordo ad esempio il sistema di separazione. Come già specificato esistono pompe in grado di garantire il vuoto all'interno della camera, si parla di pompe a vuoto. Tali pompe funzionano in modo analogo ad un compressore in quanto trasporta fluido gassoso da una pressione più bassa ad una più alta, ma diversamente dai compressori la differenza di pressione può variare notevolmente durante l'utilizzo e di conseguenza anche il regime subirà variazioni. Esistono sostanzialmente tre tipi di pompe:

- pompe a spostamento di parete, permettono al gas di effluire dalla camera, questa viene sigillata e il gas espulso all'esterno;
- pompe a trasferimento di quantità di moto, costituite da densi flussi di gas che agitano le molecole del gas in modo da farle fuoriuscire verso l'esterno;

- pompe ad intrappolamento, capaci di attirare le molecole verso una superficie assorbente.

Sono molto comuni le pompe ad intrappolamento soprattutto quelle criogeniche, che sfruttano il principio della condensazione per limitare la percentuale di gas all'interno della camera e di conseguenza la pressione. (Fonte: Large Thermal Vacuum Chamber, Angelantoni) [10]

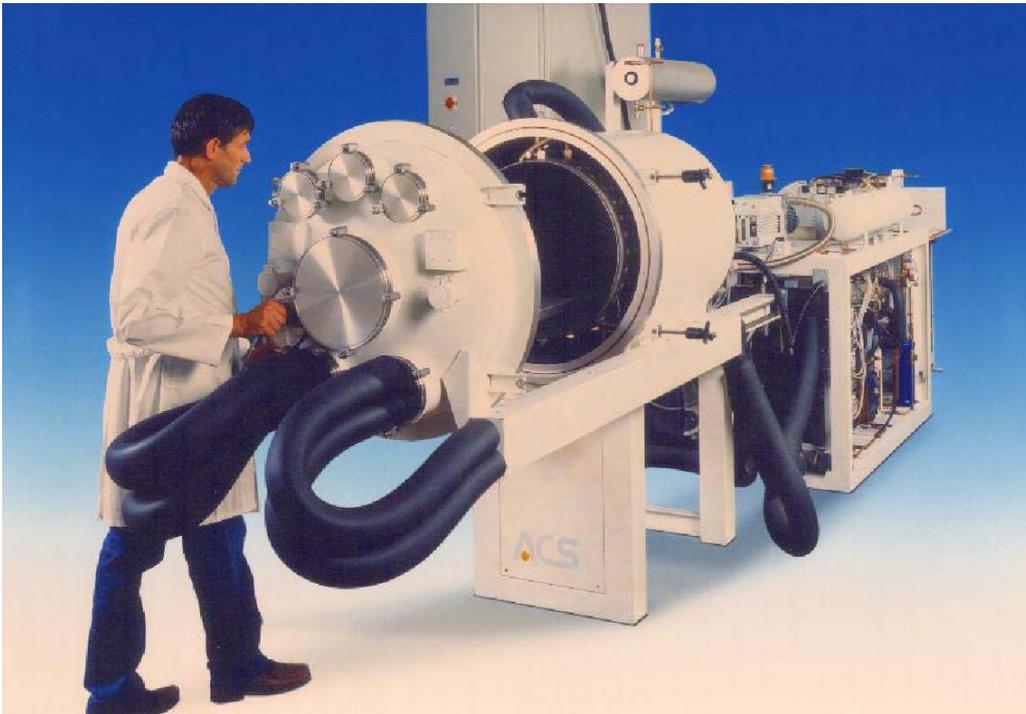


Figura 24 Esempio di criopompa

Nell'immagine precedente è possibile osservare un operatore azionare una criopompa. Una volta che è stato effettuato il vuoto, e l'operazione può durare anche diverse ore a seconda delle dimensioni della camera e dal valore di pressione che si intende raggiungere, la camera è pronta per effettuare i vari test. Per il posizionamento del payload le camere sono dotate di un sistema di supporto e strutture per alloggiare la strumentazione, inoltre sono previste finestre tramite cui è possibile assistere al test. Di solito le strutture sono fatte in acciaio inossidabile,

molto resistente ai carichi dovuti dalla variazione di pressione tra l'esterno e l'interno. Le simulazioni avvengono introducendo del l'azoto gassoso o liquido a seconda dell'utilizzo, esso è solitamente presente in un range di temperature che varia da 100 a 400 K, la scelta di un gas inerte come l'azoto evita la possibile contaminazione del payload. (Fonte: Large Thermal Vacuum Chamber, Angelantoni)

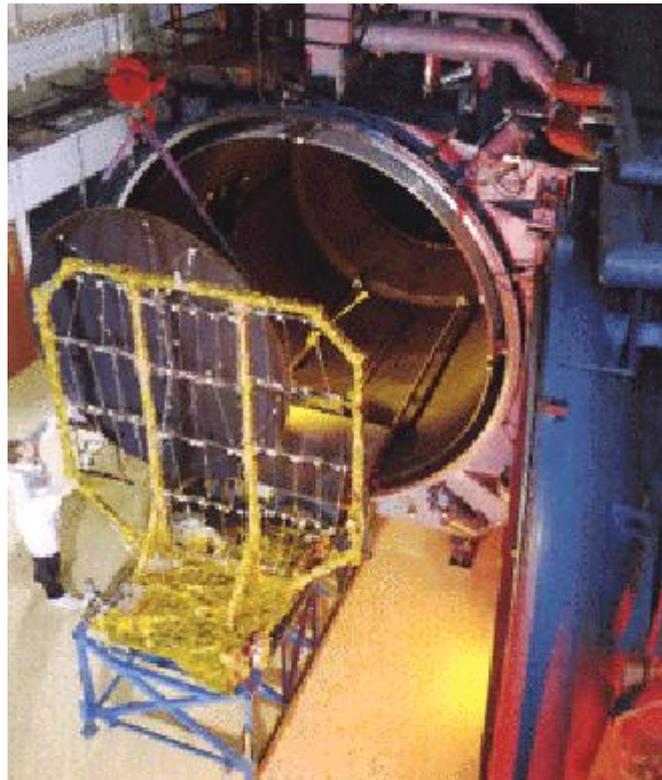


Figura 25 Visualizzazione del LTVC

Nell'immagine precedente è possibile osservare la camera a vuoto LTVC (Large Thermal Vacuum Chamber) dell'industrie Angelantoni, si possono notare oltre alle dimensioni notevoli anche lo spessore della parete. Queste sono dotate di pannelli criogenici che facilitano l'operazione di aspirazione dell'aria tramite le criopompe, e svolgono anche un lavoro di protezione nei confronti del payload intrappolando le varie molecole. Per le misurazioni di solito si utilizzano sistemi computerizzati in grado anche di controllare i parametri della camera, come pressione e temperatura e immagazzinare le misure in una banca dati. Nella foto seguente invece è

possibile osservare la camera termo vuoto della Lockheed Martin utilizzata per testare fra i vari sistemi il satellite geostazionario GEO-1. I test sono stati compiuti in 66 giorni e prevedevano cicli a diverse temperature a cui era sottoposto il satellite. Queste erano le temperature critiche che avrebbe incontrato durante la sua vita operativa. In questa specifica struttura sono necessarie ben 6 ore per ottenere il vuoto, che nel caso specifico si aggira attorno ai 0.0133 pascal. Per quanto riguarda la fase di test il veicolo era in configurazione di volo, eccetto i pannelli solari che sono stati testati solo successivamente, ed è stata dimostrata l'integrità strutturale oltre al corretto funzionamento dei sistemi di bordo, ad esempio il controllo delle comunicazioni, l'effettiva accensione del sistema propulsivo per il trasferimento orbitale. (Fonte: GEO-1 Thermal Vacuum Testing, Lockheed Martin)[11]



Figura 26 Camera termo-vuoto della Lockheed Martin

3.3.12 SENSORI DI TEMPERATURA

Prima che il sistema spaziale venga introdotto nella camera termo vuoto, vengono disseminati lungo la superficie del corpo diversi sensori di temperatura, aventi lo scopo di misurare l'effettivo valore locale della temperatura localmente, e allo stesso tempo verificare che la struttura sia in grado, nel caso di alte temperature, di trasferire il calore in maniera uniforme nei vari componenti. Quest'ultimo aspetto è fondamentale per la realizzazione della missione, concentrazioni di calore possono cambiare le caratteristiche fisiche dei vari elementi, soprattutto laddove, come nel caso di orbite LEO, le escursioni termiche sono repentine, intense e molto persistenti. La misura di temperatura, qualsiasi sia il tipo di sperimentazione che viene effettuata, è sempre molto delicata, in quanto le fonti di calore possono in generale essere molteplici. Ad esempio nel caso di un satellite le resistenze di cui sono costituiti i circuiti elettronici dissipano energia per effetto Joule sotto forma di calore, così come i propulsori determinano un innalzamento locale della temperatura; senza dimenticare il Sole che rappresenta la fonte di calore primaria per satelliti di orbite paragonabili a quella terrestre. Un altro problema sulla misurazione di questa grandezza è che la misura presuppone uno scambio di calore tra il corpo e il sensore, rendendo la misura imprecisa anche se nella maggior parte dei casi di pochi punti percentuali. Per questa serie di motivi è necessario utilizzare sensori quanto più precisi possibili viste le difficoltà e l'importanza che riveste il test termo vuoto. I sensori di temperatura si dividono in due gruppi:

- per contatto, cioè sfruttano la conduzione di calore tra due corpi (sensore e oggetto di misura);
- senza contatto, ovvero sfruttano il principio di irraggiamento.

Di solito i primi sono i più comuni in fase di test in quanto i sensori senza contatto richiedono superfici sensibili più estese e quindi più ingombranti. Tra questi alcuni tra i più utilizzati sono le termocoppie, ovvero strumenti che sfruttano le proprietà termoelettriche di due conduttori posti a temperature diverse. Questo principio si basa sul fatto che due conduttori o semiconduttori posti a diverse temperature generano una differenza di potenziale, e qualora si chiuda il circuito si determina una corrente elettrica. Questa tensione varia con la temperatura secondo questa legge:

$$V_{AB} = K_{sAB}(T)\Delta T \quad \text{con } \Delta T = T_H - T_C$$

dove K_{sAB} è il coefficiente di Seebeck, T_H è la temperatura del giunto caldo mentre T_C quella del giunto freddo, come mostrato nel seguente disegno: (fonte: Sensori di temperatura, Politecnico di Milano)[12]

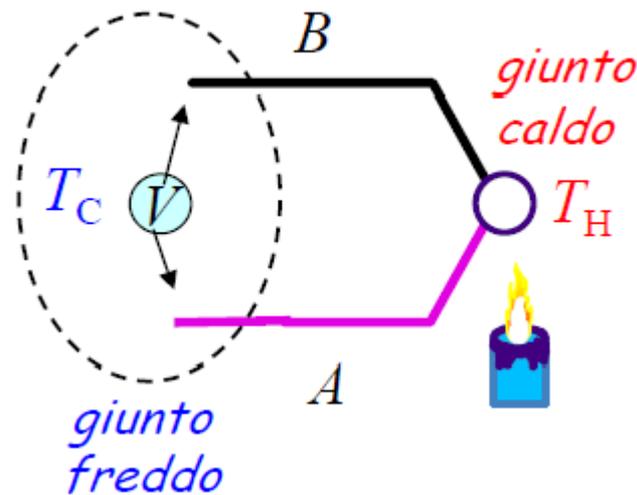


Figura 27 Schema del sensore di una termocoppia

Per quanto riguarda invece l'andamento della tensione con la temperatura, si nota un andamento non lineare a differenza di quanto ci si potrebbe aspettare a causa della dipendenza del coefficiente di Seebeck con la temperatura: (fonte: Sensori di temperatura, Politecnico di Milano)

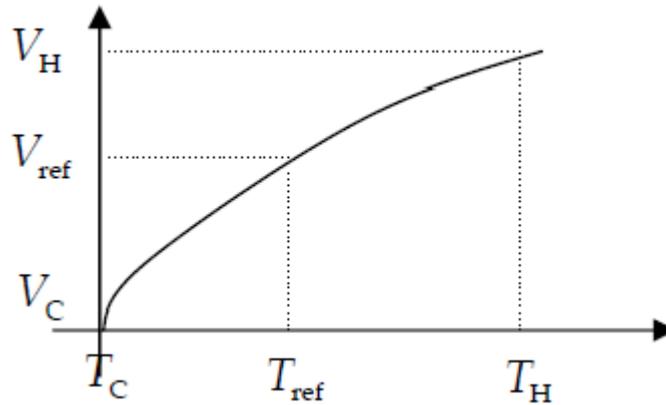


Figura 28 Andamento grafico delle tensioni del trasduttore in funzione delle temperature

In realtà nonostante il loro vasto utilizzo questi strumenti presentano alcune problematiche come ad esempio:

- difficoltà di avere errori sistematici minori del grado Kelvin;
- necessità di mantenere il giunto freddo alla stessa temperatura.

Per avere comunque misure più accurate si possono usare termocoppie cromo-alluminio che hanno un range di temperature molto alto da -200 a 1260 °C e una sensibilità di 41 $\mu\text{V}/^\circ\text{C}$. È chiaro però che si tratta di sensori molto costosi e si utilizzano quando la sperimentazione richiede strumenti specifici. (Fonte:CAP.it)[13]



Figura 29 Esempio di termocoppia

3.3.13 LEAK TEST

Un altro test utile per verificare l'integrità strutturale di un sistema spaziale è il leak test. Come suggerisce il nome stesso è un test che valuta le perdite di un fluido, attraverso cricche o fori difficilmente rintracciabili negli elementi pressurizzati o sigillati. La verifica si effettua esclusivamente laddove lo specifico componente presenti una differenza di pressione tra una medesima parete, in questo modo il fluido tende a fuoriuscire verso l'esterno dove è presente una densità minore. Di solito i fluidi in questione possono essere l'aria presente ad esempio nei veicoli spaziali adibiti al trasporto umano, oppure contenitori in pressione di alcuni fluidi come i serbatoi dei propulsori a liquido di un lanciatore. Per quanto riguarda il primo esempio la possibilità di un impatto del veicolo con un micro meteorite potrebbe causare un abbassamento di pressione a causa del flusso d'aria verso l'esterno, questo ha reso necessario fornire agli astronauti opportuni apparecchi in grado di poter indicare e localizzare la perdita. Nel secondo caso invece la possibile fuoriuscita di propellente dal serbatoio in pressione si riverserebbe nei vari elementi predisposti alla distribuzione dello stesso verso la camera di combustione, e una volta a contatto con componenti ad alte temperature potrebbe generare un'esplosione molto pericolosa. Pertanto per qualsiasi elemento contenente fluido in pressione deve essere effettuata a terra una verifica riguardo eventuali perdite causate da fratture nella struttura che contiene il fluido stesso. Questa verifica non è sempre semplice da effettuare, e a seconda del tipo di fluido esistono diversi modi per localizzare la cricca. Ad esempio possono essere utilizzate delle schiume in fase di test che fuoriuscendo generano delle bolle facilmente visibili, oppure soprattutto per i gas vengono usati polveri colorate per visualizzare il flusso in uscita. Esistono anche metodi più accurati che prevedono l'utilizzo di sensori a fibra ottica o ad ultrasuoni, questi elementi saranno argomento del prossimo paragrafo. Per quanto riguarda la fase di test invece la sensibilità e l'accuratezza dipendono dal tipo di sistema spaziale preso in considerazione. Inoltre la temperatura molto spesso può essere un fattore

molto importante in fase di sperimentazione, infatti una variazione accentuata può generare forti dilatazioni nel materiale che a loro volta stressano il materiale e le giunzioni favorendo l'insorgere di perdite. Pertanto laddove il payload prevede una missione caratterizzata da forti escursioni termiche sarà necessario eseguire il leak test alle estreme temperature raggiungibili durante la vita operativa. Riferendosi al caso dei serbatoi propulsivi, è chiaro che durante la combustione la pressione interna tenderà a diminuire, e quando il componente lavora con pressioni variabili nel tempo, anche le perdite saranno funzione del tempo, e le verifiche dovranno prevedere i valori massimi e minimi di pressione interna raggiungibili in un determinato intervallo di tempo. Talvolta è praticamente impossibile sigillare i vari elementi al cento per cento, e quindi auspicabile che le perdite siano concentrate in un range accettabile per la realizzazione della missione tenendo sempre in considerazione la sicurezza come obiettivo primario. Di seguito sono presentati alcuni passi che caratterizzano il leak test per i serbatoi dello Space Shuttle che prevedono:

- il controllo acustico del gas che fuoriesce può essere udibile, altrimenti si usa una strumentazione acustica;
- alcuni fluidi presentano un odore particolare;
- formazione di bolle nel foro che causa le perdite;
- forte diminuzione della pressione;
- soprattutto per i gas possono essere utilizzati dei coloranti per favorire la localizzazione visiva;

Il controllo per i due contenitori di idrogeno liquido (LH_2) e ossigeno liquido (LO_2) viene eseguito in maniera differente. Per il serbatoio ad ossigeno liquido, vengono utilizzati dei nastri di alluminio che circondano le saldature delle lamiere che compongono la struttura del serbatoio. I nastri contengono un adesivo solubile in acqua. A questo punto viene inserita dell'acqua all'interno del serbatoio che scioglie l'adesivo. Se ci

sono perdite queste vengono localizzate in quanto l'acqua inserendosi nell'alluminio ne determina la continuità della conducibilità elettrica. Per quello a idrogeno invece si utilizza dell'azoto miscelato con una soluzione che a contatto con l'aria genera delle bolle. In questo modo, misurando la pressione dell'azoto (in diminuzione se ci sono perdite) e osservando l'eventuale presenza di bolle si può procedere alla riparazione della cricca. La diversa verifica che viene effettuata per i due serbatoi dipende dalla differente densità dei liquidi che i due serbatoi dovranno contenere.

3.3.14 STRUMENTAZIONE

La strumentazione utilizzata per questo tipo di test ha lo scopo di localizzare le perdite di fluido attraverso la struttura del corpo in esame. A seconda che il tipo di ispezione sia acustica o visiva, il tipo di sensori che verranno utilizzati saranno diversi. Se il fluido è un liquido spesso è sufficiente identificare le superfici bagnate a contatto col liquido stesso, oppure si possono introdurre sostanze che generano delle bolle d'aria una volta che questo fuoriesca. Spesso si tratta di schiume, fumi o coloranti che aumentano la visibilità del fluido in uscita. Per una verifica più accurata invece possono essere utilizzati sensori ottici oppure ad ultrasuoni quando non è possibile adoperare sostanze che aumentano la semplicità nella localizzazione delle perdite. Nei prossimi paragrafi verranno descritte queste due tipologie di strumenti.

3.3.15 SENSORI OTTICI

I sensori ottici utilizzati nel leak test sono molto utilizzati per le verifiche in volo per visualizzare eventuali perdite di fluido come ad esempio aria, grazie al loro ingombro ridotto e alla bassa energia richiesta per il funzionamento circa 100 mW. La tecnologia ottica infatti è preferibile ad altri tipi di detector come ad esempio spettrometri di massa, in quanto questi ultimi utilizzando alti valori di potenziale elettrico potrebbero

causare archi voltaici pericolosi se bisogna localizzare per esempio una perdita nei serbatoi di un fluido altamente infiammabile, mentre la tecnologia ottica da questo punto di vista rappresenta un vantaggio. Questi sensori di solito sono costituiti da una fibra ottica e si basano sul principio fisico dell'interferenza. Solitamente l'output del sensore è l'intensità di questa interferenza che è funzione della densità del gas nella regione in esame, come possibile osservare nel seguente grafico: (fonte: American Institute of Aeronautics and Astronautics)[14]

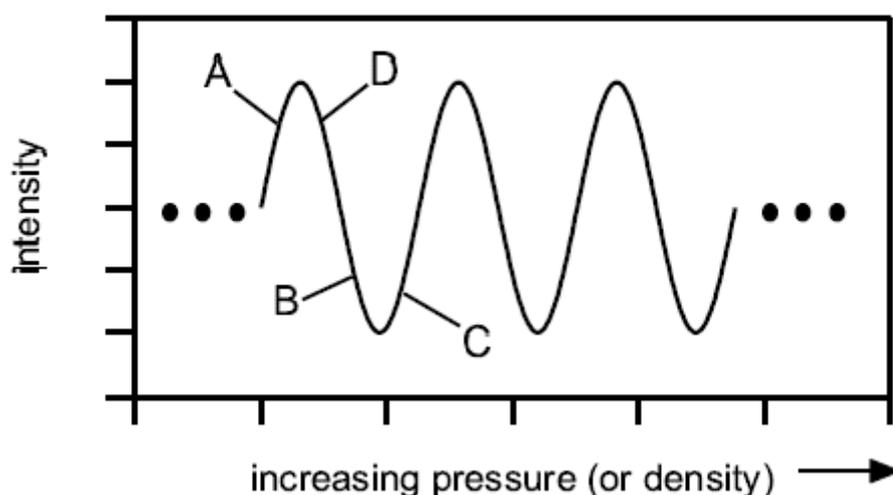


Figura 30 Andamento grafico dell'intensità di interferenza in funzione della pressione (densità) del gas

Eventuali variazioni nella densità vengono riscontrate dal sensore come variazioni nell'interferenza, tale variazione viene percepita da un fotodiode che funge da trasduttore convertendo l'intensità rilevata in un segnale elettrico. L'interferenza è causata dal fatto che la luce segue due percorsi: uno di riferimento e uno di rilevamento. Opportune lenti deviano poi i due raggi creando uno spettro di interferenza, a seconda della densità del gas l'intensità sarà maggiore o minore. Nell'immagine seguente è possibile osservare il sensore e uno schema dello stesso: (fonte: American institute of Aeronautics and Astronautics):

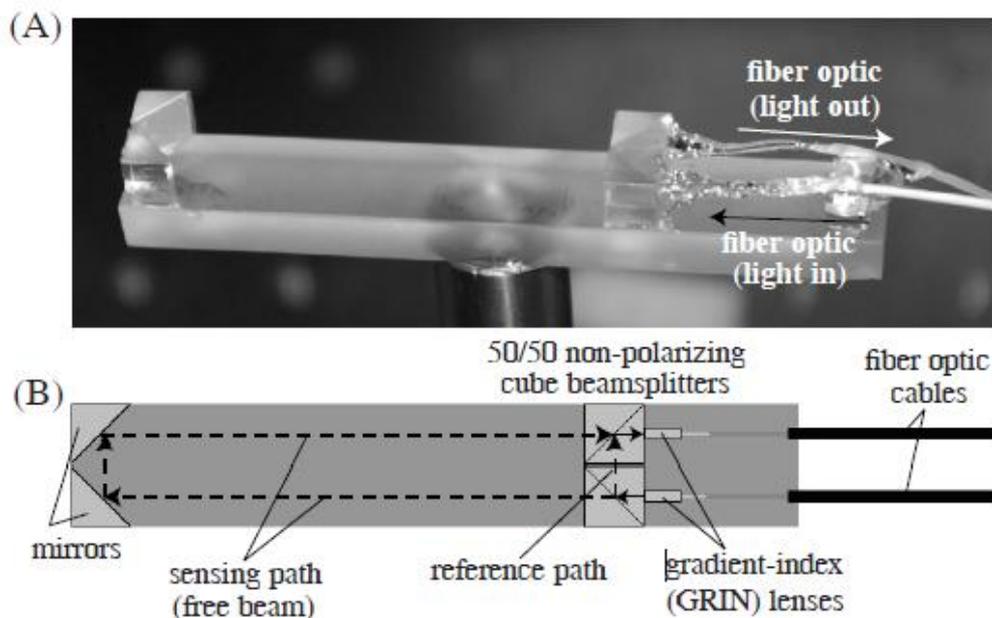


Figura 31 Immagine e schema del sensore ottico

3.3.16 SENSORI AD ULTRASUONI

Anche i sensori ad ultrasuoni hanno la capacità di non utilizzare componenti che richiedono grandi potenze elettriche, e escludono la possibilità di scintille causate dai vari componenti dello strumento. Il principio di funzionamento del sensore ad ultrasuoni risiede nel principio di riflessione delle onde sonore quando queste incontrano una parete solida, il fenomeno è meglio conosciuto come eco. Quando è presente una perdita la diversa densità del gas rispetto all'aria circostante determina un cambiamento nella velocità con cui l'onda ritorna all'emettitore dopo essere stata riflessa. Un opportuno trasduttore, di solito un cristallo piezoelettrico, è in grado di convertire questa differenza in un segnale elettrico indicando la presenza di una perdita. Lo strumento è costituito da un emettitore ad ultrasuoni, che emette onde a circa 40 kHz, ed un ricevitore (microfono) che funziona alla medesima frequenza. L'utilizzo è molto semplice in quanto è necessario rivolgere il ricevitore verso le giunzioni o verso le valvole per localizzare immediatamente una perdita, e

questo ne ha permesso l'ampia diffusione in veicoli come lo Space Shuttle o la Stazione Spaziale Internazionale. Attualmente sono in fase di sperimentazione sistemi micro-wireless che funzionano con lo stesso principio ma eseguendo il controllo di eventuali perdite in maniera autonoma, alimentati da batterie. Un pregio significativo dei sensori ad ultrasuoni al pari di quello ottico, è la possibilità di evitare di pressurizzare l'ambiente da esaminare evitando di introdurre sostanze coloranti, schiume per la localizzazione delle perdite o introdurre altri gas come ad esempio l'elio, molto utilizzato per queste verifiche. Nell'immagine seguente è possibile osservare i vari componenti dello strumento (fonte: Johnson Space Center/Structural Engineering Division):[15]



Figura 32 Panoramica della strumentazione per il sensore ad ultrasuoni

3.4 TEST DI COMPATIBILITÀ

Come è stato già discusso nelle pagine seguenti l'ambiente spaziale è fortemente ostile, questo è abbastanza intuitivo se si considera la quasi totale assenza di pressione (se non in minimo valore per orbite LEO) e i forti gradienti di temperatura a cui è sottoposto il payload che rende necessario progettare sistemi di bordo capaci di ridistribuire uniformemente il calore nella struttura. Queste particolari condizioni sono altrettanto gravose per i sistemi elettronici di cui sono costituiti la grande maggioranza dei comuni satelliti. L'interazione tra i componenti con il cosiddetto "plasma spaziale", ovvero raggi cosmici costituiti da onde elettromagnetiche ad alta energia, con i campi magnetici dei pianeti, o con la radiazione solare, determina interferenze che possono avere effetti molto spiacevoli anche sulla struttura del payload stesso. È possibile infatti che queste interferenze generino accumuli di carica localizzati e quindi forti differenze di potenziale. Quest'ultime in particolari condizioni possono generare intense scosse elettriche. Ma anche lo stesso funzionamento contemporaneo di più sistemi può causare problemi, in quanto sono da considerare come vere e proprie fonti di disturbo per i sistemi attigui. È pertanto necessario andare a verificare il corretto funzionamento dei vari sistemi, sia per quel che riguarda le radiazioni elettromagnetiche emesse sia per la resistenza dei componenti alle interazioni esterne. Così come per i test strutturali anche i test di compatibilità si estendono per la maggior parte dei sistemi spaziali, soprattutto satelliti o sonde caratterizzati da un ingente numero di componenti elettronici che agiscono direttamente nell'ambiente spaziale.

3.4.1 TEST DI COMPATIBILITÀ ELETTROMAGNETICA (EMC)

La maggior parte dei sottosistemi di un satellite è contraddistinto da diversi componenti elettronici non lineari digitali. Questi componenti garantiscono prestazioni più elevate rispetto ai corrispettivi analogici, come ad esempio una maggior potenza disponibile con la possibilità di inviare e ricevere dati più velocemente e una resistenza ai disturbi maggiore, d'altra parte però questi vantaggi vengono pagati con un rumore di banda all'interno di un range di frequenze compreso tra 10-100 kHz che ne può pregiudicare il corretto funzionamento. Questo rumore di banda è generato da interferenze elettromagnetiche (EMI) che dipendono da un'indesiderata interazione tra i vari sistemi di bordo, l'ambiente circostante, e transitori dovuti all'accensione o spegnimento dei carichi elettrici più rilevanti all'interno del satellite. Le EMI possono pertanto limitare le funzionalità del payload disturbando notevolmente le comunicazioni con il segmento di terra ed eventualmente danneggiando anche i componenti stessi, in maniera estrema può addirittura compromettere la realizzazione della missione. È bene quindi avere ben chiaro quali siano i valori di queste interferenze andando a verificare la cosiddetta compatibilità elettromagnetica (EMC) ovvero l'abilità dell'equipaggiamento di bordo ad operare in sicurezza all'interno di un ambiente elettromagnetico senza evidenziare un considerevole degrado delle performance a causa delle EMI. Di solito il processo di verifica avviene in due parti contraddistinte:

- immunità elettromagnetica: ovvero si verifica la tolleranza del payload alle interferenze;
- test sulle radiazioni emesse: per capire quali siano i disturbi provocati dai sistemi di bordo.

Per avere un'idea su quali siano le interferenze elettromagnetiche che si possono riscontrare durante la vita operativa di un sistema spaziale, è

necessario capire quali possano essere le fonti che generano le EMI, in modo tale da poter intervenire per migliorare il funzionamento del payload. Di solito le fonti principali delle interferenze sono le correnti elettriche che scorrono all'interno dei cavi elettrici, e che per la legge di Faraday-Lenz generano un campo magnetico indotto che viene percepito dai sistemi di bordo come un disturbo. Inoltre il comportamento di queste interferenze è diverso a seconda del valore delle frequenze possedute dal campo magnetico, il quale si propaga nello spazio mediante onde elettromagnetiche, di solito infatti a basse frequenze le onde non hanno abbastanza energia per propagarsi nello spazio circostante e si concentrano in prossimità della sorgente (l'intensità dell'onda è inversamente proporzionale alla distanza), per le alte frequenze invece i disturbi generati dal campo elettromagnetico hanno sufficiente energia per distribuirsi anche a distanze maggiori. Essendo il campo elettrico generato dalle cariche presenti sui componenti metallici, proporzionale al voltaggio, è chiaro che laddove la tensione raggiunga valori più elevati l'intensità dei disturbi sarà più rilevante. Il campo magnetico invece cresce linearmente con l'intensità della corrente elettrica, in alcuni componenti essa può raggiungere valori molto alti con conseguenze spiacevoli per i sistemi di bordo. Sono sostanzialmente due i tipi di EMI che si possono riscontrare maggiormente:

- Interferenza continua;
- Impulso elettromagnetico (EMP).

Per interferenza continua si intende un disturbo causato da una sorgente che emette tali radiazioni continuamente e alla stesso range di frequenza, di solito viene divisa in sotto-classi a seconda delle frequenze considerate:

- Frequenze Audio, al di sotto dei 20 kHz, di solito causati da apparecchiature acustiche come ad esempio amplificatori o altoparlanti;

- Frequenze Radio, oltre i 20 kHz, generati da trasmettitori e ricevitori di onde radio e anche da apparecchi digitali;
- Rumori vari, a diversa frequenza a seconda del tipo di sorgente, ad esempio l'attività solare o la radiazione di fondo.

Se invece la sorgente emette un'onda di breve durata temporale, caratterizzata da un certo valore di energia, si parla di impulso elettromagnetico, conosciuto anche come disturbo transitorio. Questi disturbi possono essere isolati come ad esempio l'azionamento di un componente elettrico (solenoidi, motore elettrico, ecc..) o di un impulso di origine nucleare, risultato di un'esplosione nucleare; oppure possono essere ripetitivi come il continuo azionamento di un componente digitale, altrimenti in campo automobilistico si può riportare a titolo d'esempio il sistema d'iniezione di carburante.

3.4.2 REQUISITI E STRUMENTAZIONE

Vengono adesso riportati i requisiti e le strumentazioni per le verifiche effettuate su un sistema spaziale. In fase di test è necessario soddisfare le seguenti tolleranze:

- Distanza: ± 5 %
- Frequenza: ± 2 %
- Intensità del ricevitore: ± 2 dB
- Intensità del sistema di misurazione: ± 3 dB
- Tempo: ± 5 %
- Resistori: ± 5 %
- Condensatori: ± 20 %

Le tolleranze riportate precedentemente derivano dalle normative ECSS e descrivono il range di errore che è possibile commettere nelle misurazioni. Come introdotto precedentemente le sperimentazioni dell' EMC consiste in due parti nella quale vengono raccolti dati sulle emissioni che il sistema da testare emette, e la resistenza del payload sottoposto ad onde elettromagnetiche di disturbo che possono essere generate anche da i vari sistemi di bordo una volta che vengono messi in funzione. Di solito tali sistemi non necessariamente sono accesi durante la fase di lancio, ma diventano operativi una volta raggiunta la quota ottimale successivamente al distacco dal lanciatore, è pertanto influente sottoporre il sistema a vibrazioni e stress come avviene per i test strutturali dove questo è invece un requisito necessario. Fondamentale è invece verificare il corretto funzionamento della strumentazione elettronica, in quanto durante l'accensione possono verificarsi forti interferenze. Questo viene ulteriormente evidenziato laddove si generano degli accumuli di carica che determinano alti livelli di tensioni con conseguente fase di carica-scarica. Questi accumuli, noti come electrostatic discharges (ESD), possono generare scariche elettriche dannose per i componenti del satellite. Il programma di test deve essere effettuato per ogni valore di frequenza richiesto. È necessario che sia presente un sistema di acquisizione dati sia per memorizzare le misurazioni ottenute sia per mantenere le condizioni di sicurezza per il sistema da testare. Le emissioni delle onde elettromagnetiche avvengono per mezzo di opportune antenne le cui dimensioni sono proporzionali alla lunghezza d'onda da generare. Di solito vengono inserite delle sonde in prossimità del corpo adibite alla misura della tensione e della corrente elettrica che scorre lungo i cavi. Una volta ottenuti i dati questi vengono raccolti e plottati in opportuni grafici che ne evidenziano l'andamento.

3.4.3 TEST DI EMISSIONE

Per una corretta verifica della compatibilità elettromagnetica è necessario misurare i disturbi che vengono emessi dai vari sistemi di bordo e riportare in opportuni documenti i risultati ottenuti. Questo tipo di test prevede delle azioni ben precise che devono essere effettuate e dei valori fissi delle grandezze fisiche da utilizzare nelle sperimentazioni. Innanzitutto è bene precisare quale deve essere la larghezza di banda da utilizzare, questa prevede un certo valore a seconda del range di frequenze che bisogna calcolare, dal valore della larghezza di banda (bandwidth) e del tempo di sosta (dwell time) si ottiene il tempo minimo di misura. Nella seguente tabella, ripresa dalla normativa ECSS-ST-20-07C, è possibile osservare i vari range delle grandezze prese in considerazione:[16]

Frequency Range	6 dB bandwidth	Dwell time	Minimum measurement time (analogue measurement receiver)
30 Hz - 1 kHz	10 Hz	0,15 s	0,015 s/Hz
1 kHz - 10 kHz	100 Hz	0,015 s	0,15 s/kHz
10 kHz - 150 kHz	1 kHz	0,015 s	0,015 s/kHz
150 kHz - 30 MHz	10 kHz	0,015 s	1,5 s/MHz
30 MHz - 1 GHz	100 kHz	0,015 s	0,15 s/MHz
Above 1 GHz	1 MHz	0,015 s	15 s/GHz

Tabella 6 Riassunto delle grandezze e dei valori per il test di emissione

Una volta effettuate le misurazioni secondo quanto stabilito dai valori presentati precedentemente, si passa alla presentazione dei dati. Di solito si riporta un grafico in cui viene evidenziato il rapporto tra le frequenze e l'ampiezza delle emissioni, in cui si ammette una risoluzione dell' 1% per quanto riguarda la frequenza. Eventualmente è possibile anche riportare grafici che evidenziano l'andamento nel tempo della frequenza e dell'ampiezza, in questo caso è possibile sfruttare oscilloscopi, i dati che si otterranno dipenderanno dalle caratteristiche tecniche di questi strumenti.

3.4.4 PROVE DI SENSIBILITÀ

Oltre alle prove di emissioni di disturbi è necessario capire come le emissioni prodotte dai vari sistemi interferiscano tra gli elementi elettronici che contraddistinguono il payload, a questo proposito è utile effettuare misure in cui si verifica il comportamento del sistema spaziale sottoposto ad una radiazione elettromagnetica di disturbo. Questo test evidenzia quindi la sensibilità degli strumenti sottoposti ad interferenza. La verifica si svolge introducendo nella camera anecoica, sede del test ,opportune onde a frequenza diversa con un'opportuna antenna, mantenendo in funzioni gli apparecchi di bordo. Se non si verificano disturbi allora effettivamente il sistema ha una buona resistenza rispetto alle interferenze esterne, viceversa il sistema potrebbe avere seri problemi durante la vita operativa, dal semplice disturbo al collasso causato dalle scariche elettriche. Nel caso in cui si verifica una scarsa tolleranza ai disturbi esterni è bene cercare di effettuare delle modifiche nel payload o nei componenti che lo compongono. Anche in queste verifiche vengono riportati grafici in cui si evidenziano l'andamento temporale delle frequenze e delle ampiezza delle onde elettromagnetiche con le quali è stato effettuato il test.

3.4.5 CAMERE ANECOICHE

Per effettuare correttamente verifiche sul livello di emissioni elettromagnetiche che vengono rilasciate da un sistema spaziale, è necessario effettuare le misurazioni in opportune camere sigillate, chiamate camere anecoiche. Queste camere hanno la caratteristica di avere cunei o coni che sono in grado di assorbire la maggior parte delle radiazioni emesse da un corpo, in questo modo i dati che vengono raccolti sono più conformi alle reali condizioni ambientali in cui opererà il sistema in questione, in quanto nello spazio aperto i fenomeni di riflessione saranno minimi, e per avere misure corrette è necessario cercare di realizzare quanto più possibile le condizioni reali. Tali camere sono inoltre schermate con una maglia di materiale conduttivo che funziona secondo il modello della gabbia di Faraday, in questo modo è possibile avere un sistema isolato con l'esterno. Tali camere possono avere una sezione anecoica distribuita su tutta l'area interna della camera, oppure soltanto in determinate facce della stessa, in questo caso si parla di camera semi anecoica. I cunei o le piramidi sono progettate per assorbire la maggior parte delle onde elettromagnetiche che incidono sulla superficie, questo è reso possibile dal materiale spugnoso di cui sono costituiti, ottenuto tramite una miscela di polveri di ferro e carbonio. In seguito è riportato uno schema di camera anecoica secondo le normative ECSS-E-ST-20-07C:

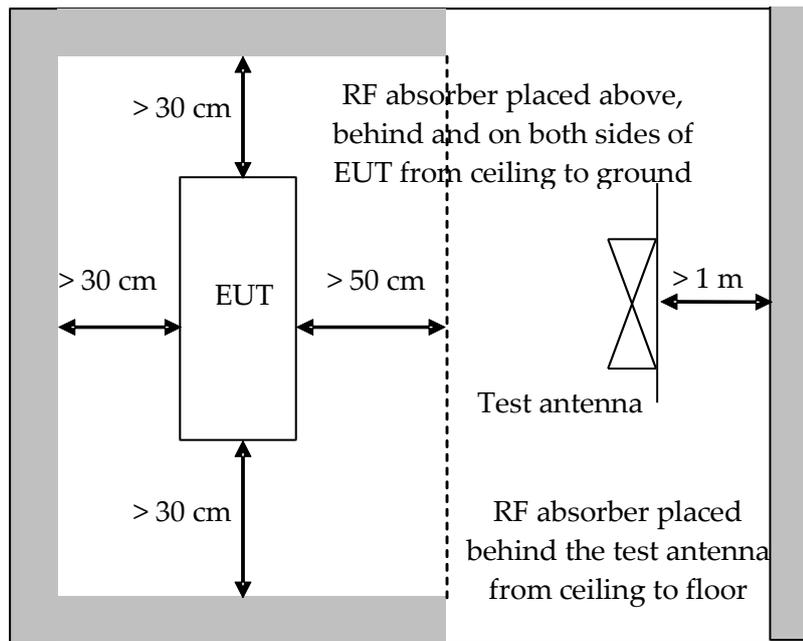


Figura 33 Schema ECSS per la camera anecoica

Dove con EUT si intende l'equipaggiamento per le verifiche. L' ESA ha progettato una camera avente caratteristiche di questo tipo e dimensioni opportune che possano contenere al suo interno un sistema spaziale. Precedentemente infatti tali strutture richiedevano l'utilizzo di un modello in scala per componenti dalle dimensioni maggiori, in quanto non esistevano camere abbastanza capienti per poter alloggiare sistemi spaziali di grandi dimensioni. Questa camera denominata "Maxwell" , permette un'attenuazione dei segnali elettromagnetici emessi superiore a 40 Ghz, e permette quindi accurate misurazioni sugli elementi presi in esame senza il pericolo di spiacevoli effetti di riflessione. Come le più comuni camere anecoiche è previsto un sistema di schermatura per le emissioni elettromagnetiche con un sistema opportuno di messa a terra. Di seguito è riportata un'immagine della camera in questione: (fonte: "Maxwell",ESA) [17]



Figura 34 Particolare della camera anecoica Maxwell

Quando le emissioni che vengono assorbite dal materiale anecoico sono molto elevate è necessario monitorare le temperature dei muri attraverso delle camere infrarosso, se superano un certo livello è necessario agire tramite materiale estinguente che ha la facoltà di abbassare la temperatura e prevenire la possibile formazione di fiamme. In seguito si possono notare le emissioni assorbite tramite una foto a infrarosso.

(Fonte: “Maxwell”,ESA)

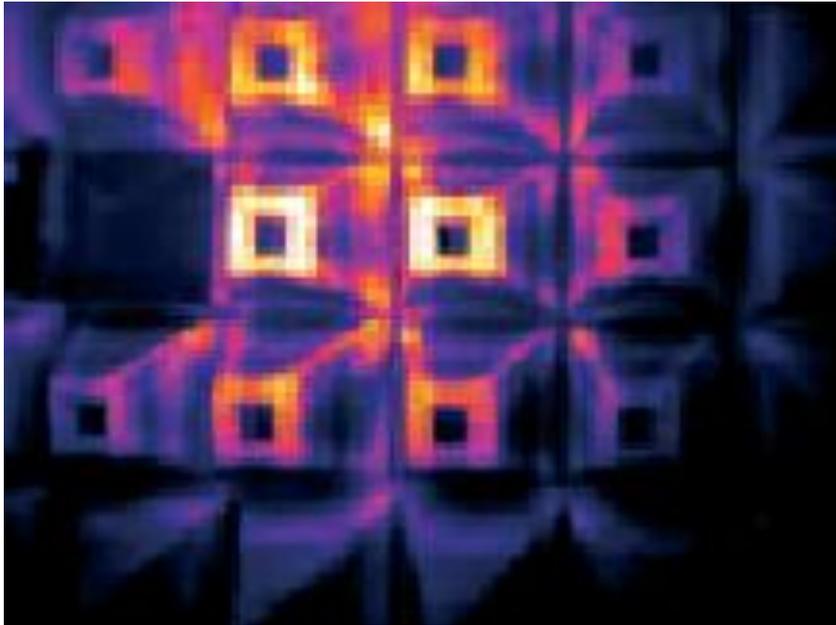


Figura 35 Particolare della camera anecoica Maxwell agli infrarossi

Nella seguente tabella invece sono riportate le caratteristiche principali della camera anecoica Maxwell e anche qualche utile valore per quanto riguarda le condizioni ambientali di utilizzo: (Fonte: “Maxwell”,ESA)

Principal parameters of the EMC test chamber	
Size:	LxWxH = 7.1x6.1x5 m
Access door:	WxH = 3.5 x 4.5 m
Max floor load:	1450 kg/m
Airlock:	Via building Fh (non-controlled area)
Conditions:	Cleanliness class 10 000 Humidity 40 %-55% Temperature 20-24°C Pressure 610-775 mmHG
Fire protection:	Siemens HALON protection system
Attenuation:	Magnetic field: 20 dB - 50 Hz/90 dB-15 kHz Electric field: 140 dB - 1 kHz/140 dB 50 MHz Plane wave: 130 dB - 50 MHz/100 dB - 40 GHz
Measurements:	Radiated emission: 20 Hz - 40 GHz Conducted emission: 0.1 Hz - 100 MHz Modulation: CW-FM-Pulse Time domain: up to 500 MHz Electrostatic discharge - direct/indirect

Tabella 7 Elenco delle caratteristiche tecniche della camera Maxwell

3.4.6 TEST DI COMPATIBILITÀ ELETTROSTATICA

È noto dall'esperienza comune che quando due corpi posti in prossimità l'uno rispetto all'altro e con un'accentuata differenza di potenziale, si generano delle scintille ben visibili ad occhio nudo. Questo fenomeno noto come “electrostatic discharge” (ESD) è dovuto all'accumulo di carica elettrostatica che si raccoglie sulla superficie di un corpo conduttore, quando è presente un corpo con carica opposta si formano delle forti scosse la cui intensità è proporzionale alla tensione generata dal sistema. Il fenomeno è visibile in quanto le particelle cariche ionizzano gli atomi dell'aria circostante eccitandone gli elettroni che liberano energia sotto forma di onde elettromagnetiche con frequenza percepibile ad occhio

nudo. Questo fenomeno può essere molto pericoloso quando si ha a che fare con componenti elettronici facenti parte dei sistemi di bordo del satellite. È possibile infatti che nei materiali conduttori si generi un accumulo di carica che provoca scintille deleterie per i vari componenti, portando in casi gravi alla distruzione del sottosistema. È buona norma quindi cercare di prevenire eseguendo opportuni test che verifichino l'integrità del payload. Questi fenomeni possono verificarsi quando la strumentazione di bordo si interfaccia con un ambiente spaziale particolare, in particolar modo esistono numerose sorgenti che possono far nascere effetti di questo tipo: campi magnetici, radiazioni e luce solare. Ad esempio quando il semiasse dell'orbita supera gli 8000 km, non c'è più la possibilità da parte dell'atmosfera di schermare efficacemente le particelle cariche provenienti dal Sole, e questo determina un possibile accumulo di carica locale, con forti variazioni di potenziale elettrico. Poiché l'attività solare non è costante ma presenta dei picchi d'intensità, è buona norma cercare di individuare un fattore aggiuntivo che tenga conto dell'attività variabile. In realtà anche per orbite basse LEO si verificano problemi di questo tipo, infatti a causa della maggior densità del cosiddetto "space plasma", si possono generare forti scariche elettriche tra i vari elementi che in spazio aperto più raramente si verificano. Per voli interplanetari invece bisogna aver a che fare con pianeti, tipo Giove, caratterizzati da un fortissimo campo magnetico che interagisce a sua volta con le particelle solari. Queste agendo sulla superficie della sonda spaziale possono generare forti scariche con conseguenze molto gravi. Questo tipo di ESD dipendono sostanzialmente da tre fattori:

- la natura delle particelle incidenti;
- il tempo d'esposizione;
- la resistenza elettrica dei materiali.

I primi due fattori determinano l'intensità della carica che viene a generarsi sui sistemi, la conduttività del materiale, funzione della temperatura a cui è sottoposto il corpo, dà indicazioni su come i materiali

rispondano al flusso di carica. Nella seguente immagine è possibile sintetizzare le diverse fonti che possono favorire l'ESD in un sistema spaziale.

(Fonte: Electrostatic Discharge in Spacecraft Materials, Utah State University) [18]

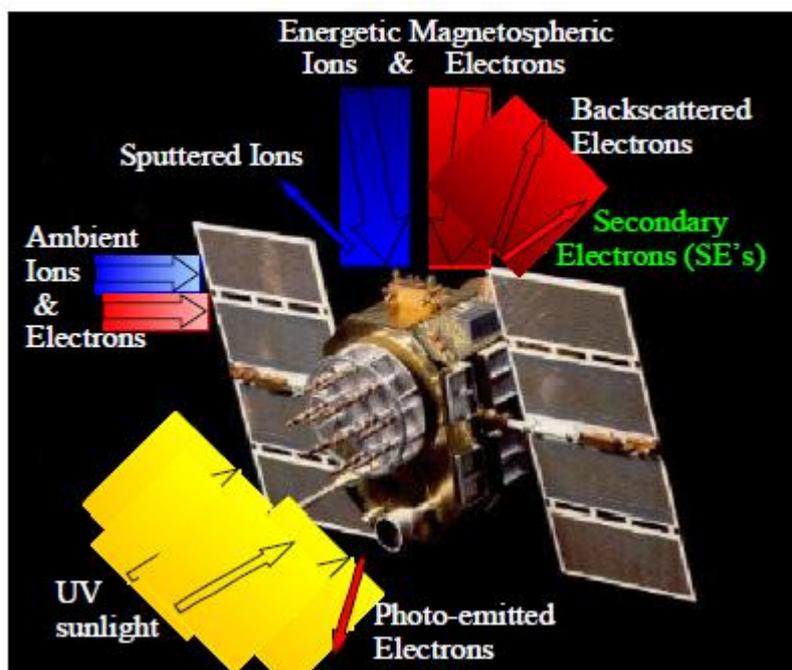


Figura 36 Elenco delle possibili fonti per ESD

Il fenomeno è inoltre diverso a seconda del materiale che riveste la struttura della sonda spaziale, in particolar modo questo può essere metallico o costituito da materiale isolante. Nei metalli essendo questi conduttori, l'accumulo è circa istantaneo, e raramente si verificano differenze di potenziale tra i vari componenti tali da generare scosse intense, viceversa per materiali isolanti dove il flusso scorre lentamente, la carica può rimanere localizzata in punti particolari, che si traduce in tensione molto alta e possibilità di scariche elettriche tra i vari elementi. Nell'immagine seguente è possibile osservare le diverse cariche che si raccolgono sulla superficie di un dielettrico interagendo con la radiazione solare. (Fonte: Electrostatic Discharge in Spacecraft Materials, Utah State University)

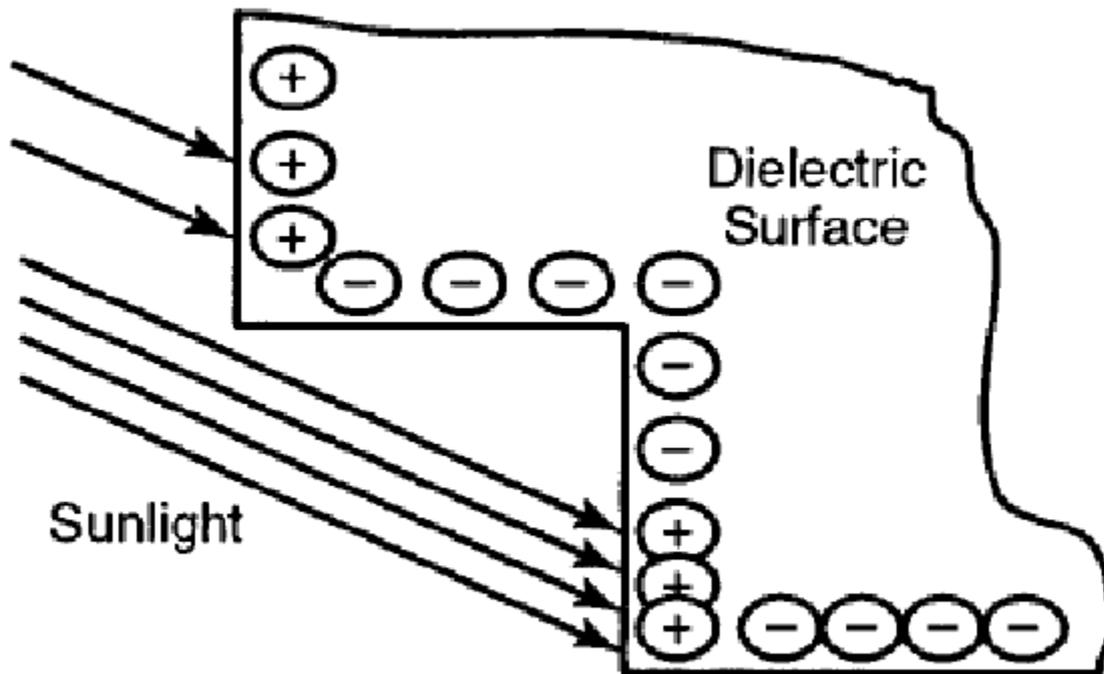


Figura 37 Esempio della disposizione delle cariche elettriche in un dielettrico

A volte è possibile che quando il satellite genera una forte differenza di potenziale nei confronti dello spazio circostante, ci siano fenomeni di scarica nello spazio stesso. L'interazione con l'ambiente non sempre è deleteria, ad esempio spesso si usano attacchi elettrodinamici che sfruttano correnti generate da un previsto accumulo di carica localizzato in certe zone del payload, che poi verrà convertito in spinta o potenza. È chiaro quindi come sia necessario una campagna di test alla luce delle molteplici cause e degli effetti che l'ESD determina sul corpo. Per verifiche di questo tipo di solito si implementa il seguente metodo:

- sottoporre il satellite alle condizioni ambientali reali;
- introdurre un fattore di sicurezza aggiuntivo per eventuali fenomeni trascurati;
- effettuare una sequenza di qualifica accurata e che coinvolga tutte le superfici del sistema spaziale.

Il primo punto è necessario in quanto per un'ottima risoluzione del test che bisogna effettuare è necessario mantenere le condizioni ambientali della vita operativa del payload, ma non solo, per evitare che parte delle radiazioni che possono generare accumulo di carica nei vari componenti, è opportuno garantire il vuoto nella camera adibita alla sperimentazione. Per quanto riguarda il secondo invece, è abbastanza intuitiva la volontà di voler sovradimensionare il fenomeno in questione, per evitare certi imprevisti durante la missione che non sono stati tenuti in considerazione in fase di verifica. Il terzo ed ultimo punto infine suggerisce l'attenzione concessa a tutti gli elementi che sono a contatto direttamente con lo spazio aperto, e di conseguenza possono essere i più coinvolti a subire l'effetto di ESD. Comunque è bene verificare anche i componenti interni della struttura in quanto è possibile che elettroni particolarmente carichi di energia possano oltrepassare le superfici esterne accumulandosi in particolari zone del payload. Nel successivo capitolo verranno mostrati come questo metodo viene effettivamente implementato e la relativa strumentazione per la fase di test.

3.4.7 REQUISITI

Prima di descrivere la sperimentazione eseguita per lo studio della compatibilità elettrostatica del payload, è bene introdurre quali siano alcuni requisiti utili per evitare eccessive differenze di potenziale:

1. per evitare la possibilità di scariche è necessario non superare una tensione di 1000 V, tra un conduttore carico positivamente e un dielettrico;
2. il campo elettrico all'interno di un dielettrico non deve superare i 10^7 V/m;

3. è necessario non superare i -100 V di tensione tra un conduttore carico negativamente e un dielettrico (gradiente inverso di tensione).

Un altro criterio da rispettare è la cosiddetta *continuità elettrica*. Per continuità elettrica si intende la necessita di evitare che le superfici esterne siano costituite da spigoli, su cui si possono raccogliere le cariche, e cercare di evitare l'utilizzo di materiale dielettrico laddove è possibile in modo che le particelle possano attraversare il corpo senza accumularsi. A questo proposito è utile il seguente diagramma, tratto dall'ECSS-ST-20-07C:

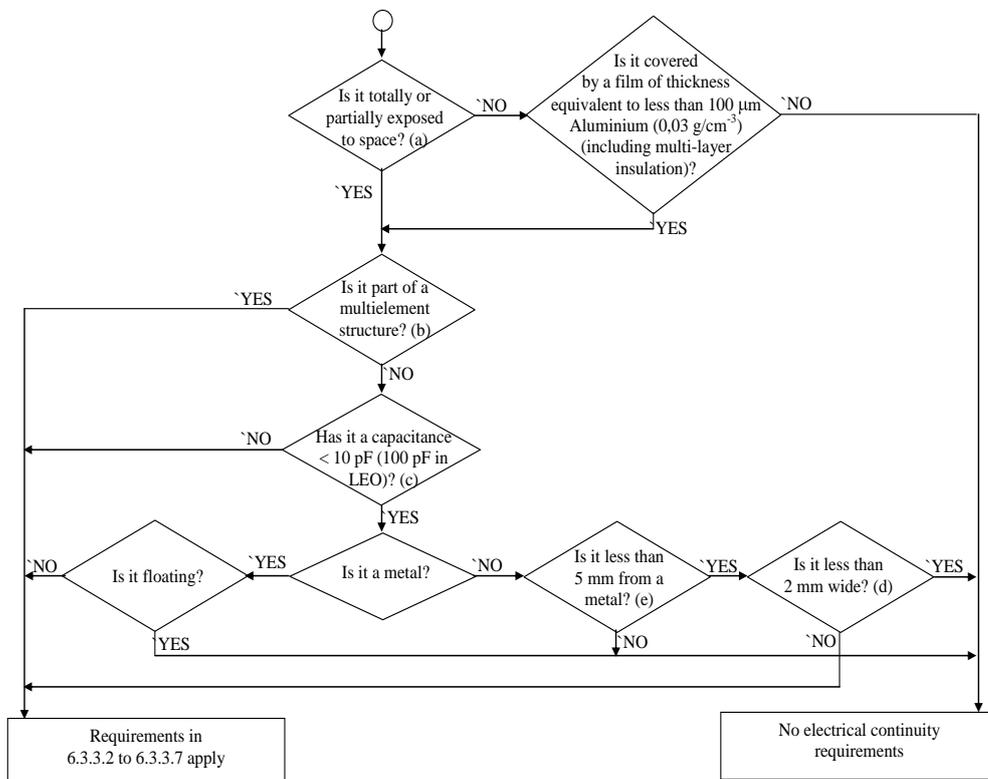


Figura 38 Elenco dei passi da effettuare per la corretta sperimentazione del ESD

Inoltre esistono particolari materiali che dovrebbero sempre essere evitati al fine di non incorrere in spiacevoli fenomeni di ESD, come ad esempio: vetro, siliceni, FEP, ETFE ecc.. Prima di passare alla parte di test è bene ricordare come i requisiti precedentemente riportati riguardano i materiali

e gli assiemi che costituiscono la superficie del payload. Esistono altri componenti come celle solari o propulsori a ioni caratterizzati da specifici requisiti e metodologia di verifica. In questo elaborato ci si occupa dell'aspetto generale del test in quanto le sperimentazioni dei singoli elementi sono casi particolari della procedura che verrà analizzata nel prossimo paragrafo.

3.4.8 TEST E STRUMENTAZIONE

il test deve verificare l'integrità da parte del sistema preso in esame quando questo viene sottoposto a condizioni simili a quelle operative, e in modo da formare accumuli di carica nella peggior condizione possibile. A questo proposito è bene che il test venga effettuato in condizioni simili a quelle reali in cui si troverà ad operare il satellite. Pertanto dovrà essere generato il vuoto (pressione interna < 1 mPa), e devono essere emesse radiazioni di elettroni che impattano con la superficie esterna del sistema spaziale, generando il fenomeno così come nella realtà. L'intensità del flusso sarà variabile a seconda del tipo di orbita in cui opererà il payload: per le LEO il flusso deve avere un'intensità di 10 nA/cm^2 mentre per le altre di 1 nA/cm^2 . Inoltre è bene sottolineare come la temperatura con cui viene svolto il test debba essere quella operativa, infatti la conducibilità di un dielettrico dipende da questa grandezza fisica, ovvero se la temperatura crolla, la resistenza elettrica aumenta. Un altro fattore da evidenziare è che le verifiche devono essere effettuate sia con voltaggio positivo del conduttore sia con gradiente inverso di tensione. Il test si intende superato se:

- non viene osservato alcun ESD e la tensione rimane entro i 1000 V per tensione positiva ed entro i -100 V per quella inversa;
- non viene rilevato alcun ESD ma il potenziale è tra i 100 e i 1000 V nella configurazione inversa, oltre i 1000 V per quella diretta

sottoposto ad un flusso multienergetico, in questo caso il rischio di ESD viene considerato minimo.

Dove il range energetico del flusso che viene utilizzato per la verifica della compatibilità elettrostatica del sistema varia tra i 20 keV e i 40 keV. Per quanto riguarda la strumentazione è previsto l'utilizzo dei vari sensori utilizzati anche per la compatibilità elettromagnetica. Infatti tali verifiche vengono svolte all'ESA in camera anecoica in modo da limitare quanto più possibile i fenomeni di riflessione delle onde elettromagnetiche. I test sono tutti automatizzati e vengono controllati da computer, in modo da avere la massima precisione nei dati ottenuti. Questi una volta raccolti vengono plottati in grafici espressi in funzione o della frequenza di input o del tempo. In quest'ultimo caso di solito viene utilizzato un opportuno oscilloscopio. Alla NASA la sperimentazione segue le direttive della MIL-STD-1541, nella quale viene evidenziata ulteriormente la necessità di ricreare le reali condizioni operative della missione ovvero il vuoto e la somministrazione nella camera di sperimentazione di onde elettromagnetiche; queste hanno lo scopo di simulare il comportamento del "plasma" ovvero il gas ionizzato presente nello spazio. Per avere risultati attendibili è necessario avere una configurazione di volo del 100% da parte del payload. L'analisi delle ESD prevede il controllo dei seguenti parametri:

- formazione di scintille;
- localizzazione delle correnti elettriche;
- superficie e spessore del dielettrico;
- forma d'onda dell'intensità di corrente;
- forma d'onda del voltaggio;
- tensione di breakdown;
- analisi delle cariche coinvolte nel fenomeno.

Nella tabella seguente sono riportati alcuni valori di riferimento per satelliti, tali valori sono ripresi dal Voyager e dalla sonda Galileo. Per

payload differenti invece vengono eventualmente calcolate grandezze fisiche differenti. (Fonte: ESD Test Practices,NASA)[19]

ESD Generator	Capacitance ^a , C, nf	Breakdown Voltage ^b , V_B , kV	Energy ^c , E, mJ	Peak Current ^d , I_{pk} , A	Discharge Current rise time ^e , t_r , ns	Discharge Current pulse width ^f , t_p , ns
Dielectric plate to conductive substrate	20	1	10	2 ^g	3	10
Exposed connector dielectric	.150	5	1.9	36	10	15
Paint on high-gain antenna	550	1	150	150	5	2400
Conversion coating on metal plate	4.5	1	2.25	16	20	285
Paint on optics hood	550	.360	35000	18	5	600

Tabella 8 Elenco delle grandezze e dei valori per il test ESD del Voyager

4. DOCUMENTAZIONE

Una volta conclusa la campagna di test è necessario stipulare un test report in cui vengono presentati i risultati delle verifiche effettuate. Il report ha anche lo scopo di mostrare chiarezza nella verifica che è stata effettuata, descrivendo passo dopo passo ciò che è stato effettuato, e come è stato effettuato, soddisfacendo la caratteristica di oggettività della campagna di test che rappresenta il requisito fondamentale del Type Test. Per questo motivo il test report deve riportare diversi parametri come ad esempio:

- le condizioni operative in cui viene effettuato il test;
- la strumentazione utilizzata;
- il personale che ha svolto e preparato la sperimentazione;
- descrizione delle procedure effettuate;
- resoconto finale sui dati ottenuti.

Questi parametri solitamente devono essere forniti indipendentemente dal tipo di normativa a cui far riferimento, in quanto sono fondamentali per una corretta relazione del lavoro effettuato. Così come per i test anche per il report si prevede una procedura standard in modo da avere documenti aventi una struttura universalmente riconosciuta e facilmente consultabile. Spesso il resoconto del test può prevedere diverse documentazioni che sono relative sia a ciò che si intende descrivere, ad esempio strumentazione, procedure o risultati, sia dal risultato che la verifica fornisce. Per quanto riguarda quest'ultimo aspetto le certificazioni ECSS infatti prevedono un testo di *conformità* nel caso in cui il test effettivamente soddisfa i requisiti richiesti, che possono essere la resistenza strutturale a particolari sollecitazioni, o un valore specifico di una determinata grandezza fisica. Nel caso in cui questi requisiti non dovessero essere soddisfatti invece è previsto un testo di *non conformità* è necessario riportare cosa non è andato a buon fine ed eventualmente cercare una soluzione affinché questo possa essere evitato in futuro. In

linea generale solitamente si esegue un test report in cui viene sintetizzato quanto viene eseguito in fase di verifica, dalle procedure utilizzate fino ai dati raccolti. Altra cosa da sottolineare è che a seconda del tipo di verifica corrisponde un'analogia documentazione, in particolar modo i certificati di cui si è accennato in questo paragrafo riguardano verifiche compiute mediante test. Esistono altri documenti ad esempio il *Verification plan (VP)* che riguardano altri tipi di verifiche, nel caso citato si tratta di ispezioni ad opera di personale qualificato con particolare enfasi per la pianificazione e l'organizzazione del lavoro effettuato. Nel proseguo della trattazione saranno affrontati nel dettaglio questi documenti con relativi esempi reali in modo da avere un risvolto pratico di quanto viene normalmente effettuato.

4.1 CERTIFICATO DI CONFORMITÀ

In riferimento a quanto introdotto in precedenza il certificato di conformità ha lo scopo di dichiarare che il sistema in esame è conforme con quanto ipotizzato nella fase di design del sistema stesso, sulla base delle specifiche, dei disegni tecnici e dei requisiti richiesti per il dato elemento. Per la stesura del certificato sono richiesti alcuni elementi che devono essere indicati nel testo:

- 1) il titolo, e i riferimenti alle documentazioni eventualmente utilizzate nel test, nonché i requisiti che identificano il prodotto in esame;
- 2) il numero del documento, in accordo con la campagna di test da effettuare;
- 3) specificare il tipo di obiettivo che è stato raggiunto nel test;
- 4) indicare i documenti operativi: disegni, schemi elettronici ecc..

4.2 TEST REPORT

Il test report deve descrivere l'esecuzione del test, i risultati e le conclusioni in relazione alle specifiche proprie del test. Esso deve contenere lo scopo per cui è stata effettuata la verifica, la descrizione accurata passo dopo passo delle procedure che sono stati eseguiti e gli strumenti utilizzati, particolare enfasi deve essere rivolta ai dati sperimentali ottenuti anche laddove questi non rispecchiano le ipotesi di partenza. La stesura di questo documento presenta una struttura che dipende dal tipo di normativa che viene presa in considerazione. Si riporta in seguito i punti che caratterizzano un test report secondo la normativa ECSS-E-ST-10-02C:

- 1) **INTRODUZIONE:** l'introduzione ha la funzione di indicare lo scopo principale del test, inoltre deve essere presente anche una descrizione del set up del test che si appresta ad eseguire;
- 2) **DOCUMENTI DI RIFERIMENTO:** devono essere indicati nel testo i documenti che vengono utilizzati per la stesura del test report, riportando le fonti bibliografiche;
- 3) **DEFINIZIONI E ABBREVIAZIONI:** è necessario riportare una serie di definizioni e abbreviazioni che verranno utilizzate nella trattazione del test report;
- 4) **RISULTATI DEL TEST:** il test report deve riportare i dati o le misure che sono state eseguite in fase di sperimentazione, nonché un'analisi accurata degli stessi;
- 5) **ANOMALIE:** anche in caso in cui i valori delle misure non rispecchiano pienamente quanto ipotizzato in precedenza, è comunque opportuno riportare nel testo eventuali anomalie nei risultati;

- 6) **CONCLUSIONI:** alle conclusioni sono affidate le riflessioni dei valori ottenuti, oltre all'elenco dei requisiti che sono stati rispettati durante il test o meno. Eventuali risultati di test che non vengono descritti nel test report devono sempre essere sempre accompagnati dalla corrispettiva nota bibliografica.

Nel caso in cui la verifica viene eseguita mediante un'accurata ispezione piuttosto che tramite campagna di test, si parla di *inspection report* (IRPT). L'IRPT presenta la stessa struttura riportata in precedenza per il test report, ma in questo caso la verifica riguarda l'accurata ispezione sia hardware che software del payload, riportando anche i parametri che sono stati rispettati in fase di verifica e ciò che invece non ne garantisce la completa conformità rispetto al progetto preliminare.

4.3 TEST PROCEDURE

La documentazione non può ritenersi completa senza che sia presenta una descrizione accurata dei passi che sono stati effettuati in fase di test. La Test Procedure ha quindi lo scopo di dare informazioni riguardo l'attività di sperimentazione in conformità ai requisiti del test, le istruzioni passo passo che hanno portato ai risultati ottenuti, nonché la strumentazione utilizzata e relativa documentazione, e coloro che effettivamente hanno svolto il test. È un documento che deve essere redatto per ogni test che viene svolto e ad ogni livello di verifica del singolo elemento, talvolta può essere anche scritto contemporaneamente allo svolgimento del test. In questo caso il documento è da considerarsi parte integrante del Test Report di cui ne può costituire l'appendice. Si analizzano ora le voci che caratterizzano la Test Procedure:

- 1) **INTRODUZIONE:** nell'introduzione deve essere presente l'obiettivo del test, lo scopo e la preparazione, eventualmente riportando i documenti utili per lo svolgimento della verifica, e i requisiti;

- 2) **PREPARAZIONE DEL TEST:** deve essere riportato il set-up dell'esperimento in linea con quanto viene specificato dalle certificazioni di riferimento, anche eventuali deviazioni rispetto agli standard devono essere evidenziate;
- 3) **STRUMENTAZIONE:** è necessario descrivere accuratamente gli strumenti utilizzati per lo svolgimento del test, inclusi eventuali software, così come le accuratezze e le tolleranze;
- 4) **CONDIZIONI AMBIENTALI:** si riportano sempre le condizioni con cui è stato eseguito il test a maggior ragione quando queste possano alterare i risultati ottenuti, nonché la durata delle acquisizioni dei dati;
- 5) **PARTECIPANTI:** devono essere elencati coloro che hanno effettuato il test e anche il grado di responsabilità per ognuno di essi;
- 6) **PROCEDURA:** infine si descrive la procedura passo dopo passo, inclusi i risultati, eventuali anomalie riscontrate o variazioni nella procedura di riferimento. Spesso le istruzioni possono essere redatte sotto forma di apposite tabelle che schematizzano i vari passaggi che devono essere compiuti.

4.4 CERTIFICATO DI NON CONFORMITÀ

Qualora il sistema non soddisfa i requisiti richiesti dal test è necessario stipulare un certificato di non conformità. La realizzazione di questo documento si verifica a seguito di un malfunzionamento riscontrato in fase di test e che ne ha pregiudicato il corretto funzionamento. Al fine di evitare il ripetersi di questa situazione è bene indicare i possibili fattori che possono aver causato il problema dopo aver effettuato un controllo del payload. Le problematiche che si possono riscontrare sono molteplici, ad esempio è possibile che sia stato effettuato uno sbaglio nella procedura del test, oppure il sistema in esame potrebbe essere affetto da un errore di progettazione che ne pregiudica le performance, e quindi in questo caso è necessario rivedere il progetto preliminare. Spesso anche la misurazione stessa può rilevarsi errata. Indipendentemente dalla fonte di errore è comunque opportuno un confronto tra l'operatore e colui che segue il test, in modo da determinare l'azione più proficua da intraprendere per evitare la perdita del sistema spaziale o la sua degradazione. Il seguente schema tratto dalla ECSS-Q-ST-10-09C [20] può sintetizzare quanto detto, indicando anche le eventuali procedure per cercare di risalire alla causa della non conformità:

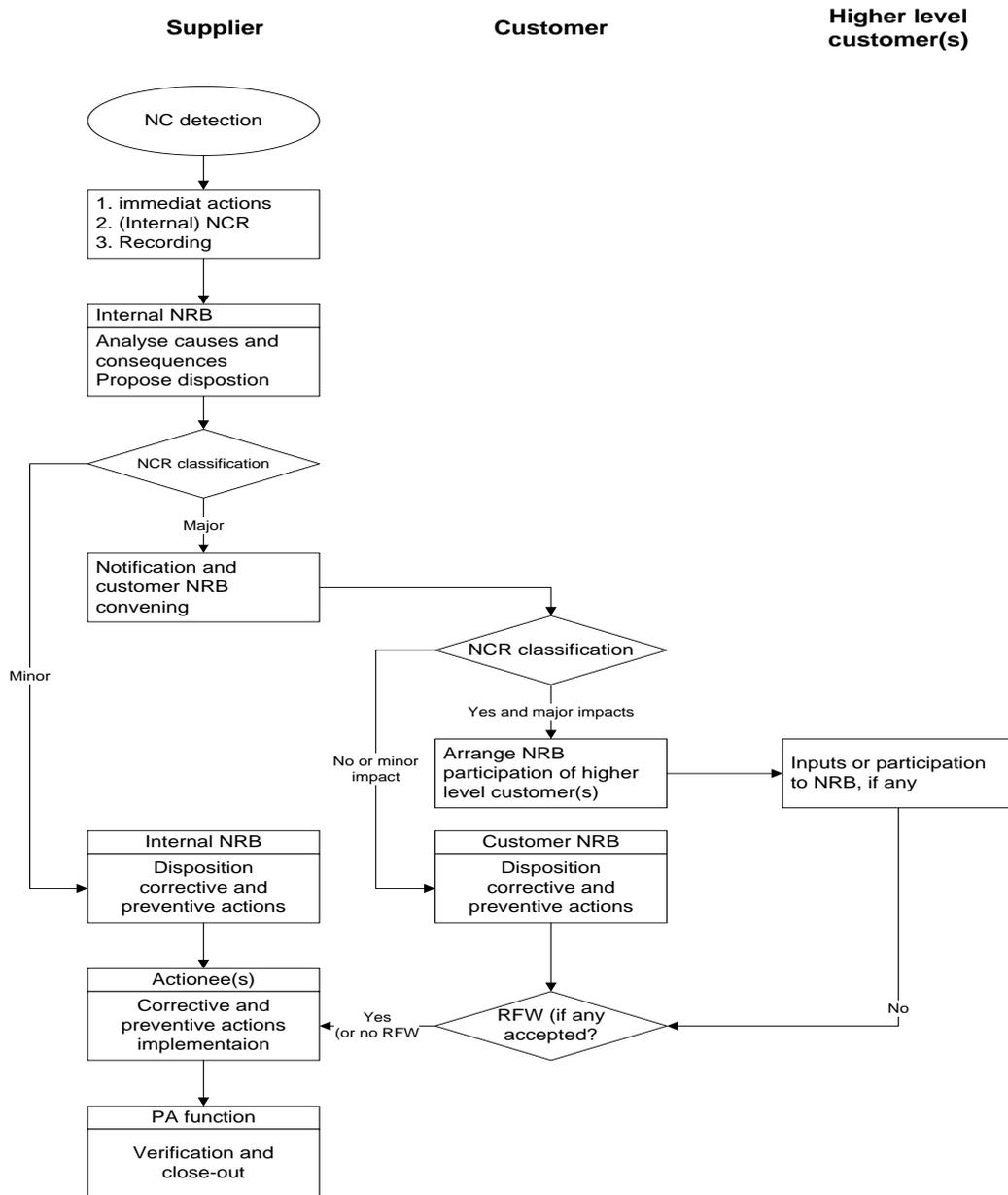


Figura 39 Schema per la visualizzazione della non conformità

Dove con NCR si intende *non conformance report*, mentre con PA *product assurance*, e con NRB *non conformance review board*. Risulta chiaro la necessità di dover documentare passo dopo passo quanto effettuato, anche per ragioni di sicurezza nei confronti sia del payload che della strumentazione, sia in rari casi anche di coloro che operano con il sistema in esame. In seguito è presentata la struttura di un NCR secondo le normative ECSS e la descrizione delle voci che lo costituiscono:

1 Company		2 Project Name		NCR-Nº: 3		Revision 4	
				Related internal NCR-No.: 5			
				Critical Item: Yes <input type="checkbox"/> No <input type="checkbox"/> 6			
				Page 1 of		Attachments: 7	
Nonconformance Report							
NCR Title 8							
NC Item Identification 9		Sr-N		Drawing No. 12			
Next higher Assembly 10				Procedure No. 13			
Subsystem 11		Model No. 11		Supplier 14		Purchase Order	
NC Observation Date: 15		Location: 15		NC detected during (Prod./Inspec. Step, Test, etc) 16			
Description of Nonconformance 17						Requirements violated 18	
						Initiator: Date, Name and Signature 19	
Internal NRB Dispositions 20		Ref. to MoMs 21		Classification: 22		Minor <input type="checkbox"/> Major <input type="checkbox"/>	
						Customer Notification per 23	
						Verification 24	
Cause of NC 25		Corrective/Preventive Actions 27					
Ref to Failure Report 26							
Date: PA 28		Engineering 29		30		31	
Signature: 28							
Customer NRB Dispositions (Class major, only) 32		Ref. to MoMs 21		Verification 24			
Finally determined Cause of NC 33		Corrective/Preventive Actions 35					
Ref to Failure Report 34							
Request for Waiver 36		No <input type="checkbox"/>		Alert 37		No <input type="checkbox"/>	
Yes <input type="checkbox"/> Reference: 36				Yes <input type="checkbox"/> Reference: 37		Other related Documents 38	
NRB Approval Organization/Name 39		Chairman 39		40		41	
Date, Signature 44		45		46		47	
						48	
						NCR Close out 49	
						Date, Signature, Stamp	

1	2	NCR-No.: 3	Revision 4
Company	Project Name	Page ___ of ___ 7	
Nonconformance Report			
- Continuation Sheet -			
NCR Treatment Sequence / Findings / Statements / Actions		Verification	
50		24	

Figura 40 Schema ECSS per la stesura del documento di non conformità

Per quanto riguarda le voci del documento, sono descritte in questo documento:

(Part 1 of 3)

Box	Field	Description	Mandatory entry
1	Company	Identification of the supplier of the nonconforming item	Yes
2	Project name	Project under which the item is procured	Yes
3	NCR-no.	Unique identification and registration number	Yes
4	Revision	Alpha or numerical identification of updated issues	Yes
5	Related internal NCR	Reference to internal report which might have been issued previously	No
6	Critical item	"Yes" or "No" as identified in the project CIL	Yes
7	Page	Individual page number and total number of pages of the report	Yes
	Attachments	Attached pages (only first page of each item)	Yes
8	NCR title	Short description (it should be the same as used in the nonconformance status list)	Yes
9	NC item	Identification of the nonconforming item by name and number according to the CIDL and its serial number (if any)	Yes
10	Next higher assembly	Identification of the assembly group of which the nonconforming product forms part	No
11	Subsystem	as per 10	No
	Model	as per 10	No
12	Drawing no./Part no.	Document that defines the affected product	Yes, if applicable
13	Procedure no.	Procedure in execution when the nonconformance occurs	Yes, if applicable
14	Supplier	Name of the supplier of the nonconforming item	Yes, if applicable
	Purchase order	Number of purchase order if the nonconformance is observed on a supplied product	
15	NC observation	Date and location of the nonconformance observation	Yes
16	NC detected during ...	Activity being performed when the nonconformance was detected	Yes, where relevant
		Name and organization group of the NC observer	
17	Description	Description of the nonconformance, location on the product, means of detection, condition for observation, to be supported by sketches and attachments as appropriate, environmental conditions pertaining to the product at that time	Yes
18	Requirements violated	Identification of the detailed requirement to which the product does not conform	No

(Part 2 of 3)

19	Initiator	Name, date and signature of the person raising the nonconformance	Yes
20	Internal NRB	Dispositions as per clause 5.2.2.4 and actions agreed by the NRB	Yes
21	Ref. to MoMs	Identification of minutes of meeting drafted during the NRB meeting	Yes, if any
22	Classification	"Minor" or "Major" as per internal NRB decision	Yes
23	Customer notification	Date and reference to written notification	No
24	Verification	Individual close-out statement by PA personnel for all actions determined by the NRB	Yes
25	Cause of NC	Basic fact or circumstance which causes the nonconformance	Yes
26	Ref. to failure report	Document identification number of the failure analysis report	Yes, if existing
27	Corrective or preventive actions	Corrective or preventive actions agreed by internal NRB for minor NCRs	Yes
28	PA	Date, name and signature of PA representative in the internal NRB	Yes
29	Engineering	Date, name and signature of the engineering representative in the internal NRB	Yes
30	blank	Date, names and signatures of additional NRB members of the internal NRB	No
31			
32	Customer NRB dispositions	Dispositions as per clause 5.2.3.4 and actions agreed by the customer NRB	Yes, if class major
33	Finally determined cause of NC	Basic fact or circumstances which causes the nonconformance as confirmed by customer NRB	Yes, if class major
34	Ref to Failure Report	Document identification number of the failure analysis report on customer NRB level	Yes, if existing
35	Corrective or preventive actions	Corrective actions agreed by customer NRB for major NCRs	Yes
36	Request for waiver	"Yes" or "No" based on customer NRB disposition and the identification number of the RFW in case of "Yes"	Yes, if applicable
37	Alert	"Yes" or "No" as per customer NRB decision and the identification number of the Alert in case of "Yes"	No
38	Other documents	Identification of other related documents according to NRB decision	Yes, if applicable
39	Chairman	Name of company and person chairing the customer NRB	Yes

(Part 3 of 3)

40 to 43	blank	Names of the members of the customer NRB and respective companies	Yes
44	blank	Date and signature of the customer NRB chairman	Yes
45 to 48	blank	Date and signatures of the customer NRB members	Yes
49	NCR close-out	Date, signature and stamp of the supplier PA or QA responsible for final closure	Yes
50	Additional info. /continuation sheet	Any additional information and actions with clear link to the NCR	Yes, if needed

Figura 41 Elenco voci certificato di non conformità

5. CONCLUSIONI

Nell'elaborato di tesi sono stati mostrati i procedimenti per un corretto svolgimento della campagna di test per sistemi spaziali. In questo modo le principali agenzie mondiali e aziende nel settore spaziale sono in grado di qualificare i componenti e i sottosistemi dei payload spaziali. Come già introdotto in precedenza lo scopo dell'elaborato di tesi era quello di presentare i principali test che vengono effettuati per un comune sistema spaziale e che rappresentano il livello più alto di verifica da compiere, in quanto non esiste modello fisico-matematico o software in grado di simulare le reali condizioni ambientali in maniera più efficace a cui sarà sottoposto il payload, requisito fondamentale per la qualifica. È chiaro che la composizione del sistema spaziale determina anche in maniera univoca la campagna di test, poiché lo svolgimento di test funzionali che certificano il corretto funzionamento dei sistemi di bordo dipende dalla complessità e dagli elementi che lo costituiscono. I test di cui si è discusso in precedenza inoltre garantiscono una copertura pressoché totale di quelle che sono le problematiche che il sistema spaziale può incontrare nella sua vita operativa, dalle vibrazioni presenti durante il lancio che sollecitano la struttura, fino ai malfunzionamenti causati dai disturbi elettromagnetici che affliggono i componenti elettronici di bordo. Un ultimo aspetto da sottolineare riguarda la documentazione la cui compilazione è determinante per garantire la trasparenza dei dati raccolti e dello svolgimento delle verifiche che vengono

svolte in laboratorio. Nell'elaborato sono stati presentati i principali documenti che devono essere effettuati, tra cui il test report e il certificato di non conformità. Questi sono determinanti per relazionare i risultati ottenuti anche qualora il test non sia andato a buon fine. Lo sviluppo di metodologie avanzate per la campagna di test rappresenterà una delle maggiori sfide per le aziende mondiali in quanto la qualifica dei sistemi spaziali è e sarà sempre gravosa in termini di risorse e tempo impiegato.

RINGRAZIAMENTI

Ringrazio il Professor Paolo Tortora per la possibilità concessami e l'Ingegnere Alberto Corbelli per i suoi preziosi consigli e la disponibilità.

BIBLIOGRAFIA

- Normativa ECSS-E-ST-10-03C, issue 1.6, 1 October 2012 [1]
- Wiley J. Larson, James R. Wertz, "Space Mission Analysis and Design". Third Edition [2]
- Normativa ECSS-M-ST-10-01C, issue 1.6, 1 October 2012
- Normativa ECSS-M-ST-40C, issue 1.6, 1 October 2012
- Normativa ECSS-M-ST-80C, issue 1.6, 1 October 2012
- Normativa ECSS-Q-ST-40-02C, issue 1.6, 1 October 2012
- Normativa ECSS-E-ST-10-02C, issue 1.6, 1 October 2012
- Normativa MIL-STD-1541
- Normativa MIL-STD-810
- Normativa MIL-STD-202G
- Documentazione per il random vibration test:
<http://analyst.gsfc.nasa.gov/ryan/MOLA/random.html> [3]
- <http://femci.gsfc.nasa.gov/random/randomtestspec.html> [4]
- NASA, "Sinusoidal Vibration", PRACTICE NO. PT-TE-1406 [5]
- ESA. "Shock Handbook", Part 2 [6]
- Bruel, Kjaer, "Sine-on-random vibration test" [7]
- Per lo shaker:
<http://intellectualventureslab.com> [8]

- ESA, "To Last a Lifetime" ESTEC, 2000 [9]
- Tony Keller, "On Acquiring and Analysing Satellite Test Data"
 - S.Mary, D.Dilhan,E.Courau, "Shock Environmental test for small satellite", ESTEC 2008
 - Keith Coste, "Qualification Test Methods for Satellite ACS Thrusters", Jet Propulsion Laboratory
 - K. van Katwijk, T. van der Laan, D. Stramaccioni, "Mechanical and Thermal Design of XMM", ESTEC,1999
 - Angelantoni Industrie,"LTVC Large Thermal Vacuum Chamber" [10]
 - Lockheed Martin, "GEO-1 Thermal Vacuum Testing",2009 [11]
 - Per i sensori di temperatura:[12],[13]
<http://home.dei.polimi/sensoriditemperatura.it>
<http://cap.it>
 - Kurt A. Polzin, John E. Sinko, Valentin Korman, Adam Hendrickson,"A Fiber-Optic Sensor for Leak Detection in a Space Environment" ,2009 [14]
 - George Studor, "Ultrasonic Detectors in Space",2002 [15]
 - NASA, "Leak Testing of Liquid Hydrogen and Liquid Oxygen Propellant Systems",PRACTICE NO. PT-TE-1424
 - Normativa ECSS-E-ST-20-07C, issue 1.6, 1 October 2012 [16]
 - ESA, "Maxwell, a New State of the Art EMC Test Facility" ESTEC, 2005 [17]
 - Per la strumentazione del test EMC:
<http://www.emctest.it>
 - Jennifer Albretsen Roth, "Electrostatic Discharge in Spacecraft Materials", Utah University 2009 [18]
 - NASA, "Electrostatic Discharge Test Practices", PRACTICE NO. PT-TE-1414 [19]
 - R. Struzak, "Introduction to Electromagnetic Compatibility and Interference Mitigation" ,2004
 - Normativa ECSS-Q-ST-10-09C, issue 1.6, 1 October 2012 [20]