

**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

**PROCEDURA DI VERIFICA IN VOLO PER  
SISTEMI SPAZIALI**

**CANDIDATO**

Elia Faggi

**RELATORE**

Prof. Paolo Tortora

**CORRELATORE**

Ing. Alberto Corbelli

Anno Accademico 2011/2012

Sessione II





## **ABSTRACT**

Questo elaborato di tesi si propone l'obiettivo di costituire una guida per la verifica e i test di volo su satelliti o lanciatori, prendendo come riferimento la normativa europea ECSS (European Cooperation for Space Standardization). È riportata la procedura di test, in particolare la fase di test in volo, ponendo particolare attenzione alla pianificazione e allo svolgimento di essi, fino a giungere alla fase di verifica dei risultati.

Sono inoltre descritti i principali sensori utilizzati per effettuare le misurazioni, soffermandosi anche sulla telemetria, attraverso la quale è possibile ottenere informazioni dettagliate a terra sullo stato del satellite e inviare inoltre comandi attraverso il telecomando. Si conclude riportando come si redige un test report.

# INDICE

ABSTRACT.....	3
INDICE DELLE FIGURE.....	7
INDICE DELLE TABELLE.....	8
1 INTRODUZIONE.....	9
1.1 Perché si utilizzano le prove di volo?.....	12
2 PROCEDURA DI VERIFICA E TEST.....	14
2.1 Verifica.....	14
2.1.1 Obiettivo.....	14
2.1.2 Modalità di verifica.....	15
2.1.2.1 Test.....	15
2.1.2.2 Analisi.....	15
2.1.2.3 Ispezione.....	16
2.1.2.4 Revisione di progetto.....	16
2.1.3 Processo di verifica.....	16
2.1.4 Pianificazione della verifica.....	18
2.1.4.1 Approccio di verifica.....	18
2.1.4.2 Fasi di verifica.....	18
2.1.5 Esecuzione della verifica e stesura del report.....	19
2.1.6 Controllo di verifica e chiusura del processo.....	20
2.1.6.1 Ri-verifica.....	20
2.2 Test.....	21
2.2.1 Aspetti generali.....	21
2.2.2 Filosofia.....	21
2.2.3 Documentazione di test.....	22
2.2.3.1 Procedura di assemblaggio, integrazione e test ( AITP, Assembly, integration and test plan).....	22
2.2.3.2 Specifiche di test (TSPE, Test specification).....	22
2.2.3.3 Procedura di test (TPRO, Test procedure).....	23
2.2.4 Programma di test.....	23
2.2.4.1 Test Readiness Review (TRR).....	23
2.2.4.2 Post Test Review (PTR).....	25
2.2.4.3 Test Review Board (TRB).....	25

2.2.5 Condizioni, tolleranze e accuratezza dei test .....	26
2.2.5.1 Condizioni di test .....	26
2.2.5.2 Tolleranze .....	27
2.2.5.3 Accuratezza.....	29
2.2.6 Obiettivi dei test .....	29
2.2.6.1 Test di qualifica.....	30
2.2.6.2 Test di omologazione .....	30
2.2.6.3 Protoflight test.....	30
2.2.7 Test del segmento spaziale .....	30
3 TEST E SENSORISTICA .....	32
3.1 Controlli sul lanciatore .....	35
3.1.2 Strumentazione .....	37
3.1.3 Sensoristica.....	39
3.1.3.1 Estensimetri.....	39
Estensimetro elettrico a resistenza .....	40
Estensimetro a semiconduttori .....	40
Estensimetro capacitivo .....	41
Estensimetro induttivo .....	41
Estensimetro ottico .....	41
3.1.3.2 Misuratore di flusso termico .....	41
3.1.3.3 Sensore e registratore di shock e vibrazioni .....	42
3.1.3.4 Accelerometri .....	43
Accelerometri estensimetrici .....	43
Accelerometri piezoresistivi .....	44
Accelerometri capacitivi .....	44
Accelerometri piezoelettrici .....	45
3.1.3.5 Sensori di pressione e di pressione acustica .....	46
3.2 Verifiche <i>pre-mission</i> .....	47
3.3 Leak test .....	49
3.3.1 Sensoristica.....	51
3.3.1.1 Spettrometro di massa .....	51
3.3.1.2 Sensore di idrogeno.....	52
3.4 Test dissipazione termica .....	54

3.4.1 Sensoristica .....	57
3.4.1.1 Termocoppie .....	57
3.5 Test vibro-acustico .....	58
3.5.1 Sensoristica .....	64
3.6 Deployment structures test .....	64
3.6.1 Pannelli solari .....	66
3.6.1.2 Vela solare.....	66
3.6.1.3 Magnetometri .....	68
3.6.1.4 Protezioni per strumentazione e radiatori. ....	69
3.6.1.5 Antenna.....	69
3.6.2 Sensoristica .....	70
3.6.2.1 Microinterruttori.....	70
3.6.3 Sviluppi.....	71
4 TELEMETRIA .....	73
4.1 Telecomando.....	75
4.2 Rapporti di telemetria.....	78
4.2.1 Rapporto di gestione.....	78
4.2.2 Rapporto di evento .....	79
4.2.3 Rapporto di statistiche.....	80
4.2.4 Informazioni sull'ora .....	80
4.2.5 Operazioni eseguite a bordo.....	81
4.2.6 Servizi .....	82
4.2.7 Servizio di test .....	82
5 DOCUMENTAZIONE.....	84
5.1 Test report .....	84
5.2 Nonconformance report .....	85
6 CONCLUSIONI.....	92
RINGRAZIAMENTI.....	94
BIBLIOGRAFIA.....	94

## INDICE DELLE FIGURE

Figura 1 - Procedura di verifica (schema da ECSS-E-ST-10-02C) [1] .....	17
Figura 2 - Tipiche operazioni successive al lancio (da YourSpaceAvenue) [2] .....	32
Figura 3 - Segmenti coinvolti nei test in volo (da YourSpaceAvenue) [3] .....	33
Figura 4 - Catena di misura (da Pressure measurements, di Alessandro Talamelli, Antonio Segalini, P. Henrik Alfredsson ) [4] .....	35
Figura 5 - Componenti principali del sistema LARES A&H/SS (da TEMIS, Transport Electronic Mechatronic Integrated Systems) [5].....	37
Figura 6 - Zona payload del lanciatore VEGA (da TEMIS, Transport Electronic Mechatronic Integrated Systems) [5] .....	39
Figura 7 - Estensimetro triassiale con griglia intermedia a 45° (da wikipedia) [6].....	40
Figura 8 - Sensore si un misuratore di flusso termico (da Wikipedia) [7] .....	42
Figura 9 - Misuratore e registratore di shock e vibrazioni. Modello EDR-4 (Panther). (da IST, Instrument Sensor Technology) [8].....	43
Figura 10 - Esempio di un sistema di rilevamento perdite in un sistema di propulsione (da NASA) [9] .....	50
Figura 11 - Rappresentazione di un sensore di idrogeno basato sul diodo di Schottky (da NASA) [9] .....	53
Figura 12 - Fonti di riscaldamento per un sistema spaziale .....	55
Figura 13 - Disposizione delle protezioni termiche sull' <i>Orbiter</i> dello <i>Space Shuttle</i> (da Wings in Orbit) [10].....	56
Figura 14 - Space Shuttle al momento del lancio.....	59
Figura 15 - Andamento delle vibrazioni nel tempo durante il lancio dello Space Shuttle (da Ingeniare. Revista chilena de ingeniería) [11].....	61
Figura 16 - Fonti di rumore in un getto supersonico (da Ingeniare. Revista chilena de ingeniería) [11] .....	62
Figura 17 - Posizione dei sensori di pressione acustica sul sistema di protezione dell' <i>Orbiter</i> (da Ingeniare. Revista chilena de ingeniería) [11].....	63
Figura 18 - Schematico di un bullone pirotecnico (da Wikipedia) [12] .....	64
Figura 19 - Sequenza di apertura dei pannelli fotovoltaici in satelliti della serie GOES (da GOES DataBook) [13].....	67
Figura 20 - Sequenza di apertura della vela solare per satellite della serie GOES (da GOES DataBook) [13].....	68
Figura 21 - Estrazione del braccio con magnetometri per satelliti GOES (da GOES DataBook) [13] .....	68
Figura 22 - Apertura delle protezioni per strumentazione ottica in satelliti GOES-NOP (da GOES DataBook) [13].....	69
Figura 23 - Procedura di dispiegamento dell'antenna in satelliti GOES-NOP (da GOES DataBook) [13] .....	70
Figura 24 - Microinterruttore (da Wikipedia) [14] .....	71
Figura 25 - Famiglia di attuatori non esplosivi ERM (da TiNi Aerospace) [15] .....	72
Figura 26 - Sequenza di esecuzione di un telecomando (da ECSS-E-70-41A) [16].....	77
Figura 27 - Notifiche da inviare a terra (da ECSS-E-70-41A) [16] .....	77

Figura 28 - Procedura da seguire in seguito alla rilevazione di una non conformità (da ECSS-Q-ST-10-09C) [17] .....	86
Figura 29 - Schema di test report, pagina iniziale (da ECSS-Q-ST-10-09C) [17] .....	87
Figura 30 - Continuo di un test report (da ECSS-Q-ST-10-09C) [17] .....	88
Figura 31 - Elenco delle voci presenti nel NCR (da ECSS-Q-ST-10-09C) [17] .....	91

## **INDICE DELLE TABELLE**

Tabella 1 - Valori di tolleranza sui dati misurati, secondo normativa ECSS-E-ST-10-03C.....	28
Tabella 2 - Valori di accuratezza sui dati misurati, secondo normativa ECSS-E-ST-10-03C.....	29

## 1 INTRODUZIONE

Il seguente elaborato di tesi vuole proporsi come manuale verso chi intende approcciarsi alla certificazione di satelliti, lanciatori o componenti per lo spazio, attraverso test di volo. Si è pensato di utilizzare una struttura che segua quella della fase di verifica e test. In una prima parte sono riportati i requisiti, con tutti i documenti utilizzati come input del processo. Sono poi presentati gli strumenti attraverso i quali si eseguono le verifiche, per riportare poi, nell'ultima parte, i documenti redatti nella fase finale che riportano i risultati delle prove.

Si andrà quindi inizialmente a esporre il concetto di verifica dei requisiti e la procedura di esecuzione di una campagna di test, con la quale si intende tutta la sequenza che porta alla verifica delle caratteristiche di un componente o del satellite stesso. Essa comprende la fase a partire dall'assemblaggio, verifica di integrità e pianifica del test, dove verranno definiti i requisiti da soddisfare e le procedure di test. Questi saranno tanto più lunghi quanto più complessa è la parte da verificare. Come parte finale si procede all'analisi dei dati.

Come normativa di riferimento si seguono le linee guida imposte dalla *European Cooperation for Space Standardization* (ECSS). Questa è un'organizzazione fondata nel 1993 allo scopo di imporre una normativa standard per il settore spaziale europeo, alla quale le società che lavorano per l'Agenzia Spaziale Europea (ESA) devono sottostare. Requisiti standard imposti in termini organizzazione e svolgimento del lavoro. Per gli Stati Uniti d'America è presente una normativa di origine militare (MIL-STD) che sarà differente in alcuni aspetti da quella europea.

Dopo una prima visione più generale verranno analizzati i test effettuati in volo, riportando anche casi pratici.

Essi sono fondamentali in una qualsiasi campagna di sviluppo o costruzione di satelliti o componenti spaziali, in quanto permettono di verificare

realmente sul campo la bontà del progetto. Garantire un'alta affidabilità è infatti un requisito importante per l'industria aerospaziale, e ciò può essere garantito utilizzando procedure di test e verifica. I test di volo sono effettuati in fasi avanzate del progetto, e solamente dopo aver effettuato i test a terra. Questi permettono di eseguire una prima serie di accertamenti e ricavare dati utili per lo sviluppi nelle prime fasi di progetto. Oggi grazie ai sempre più evoluti software di simulazione è possibile analizzare nel dettaglio le prestazioni nei test a terra, ma sarà sempre necessario verificare i dati ottenuti tramite opportuni test di volo; inoltre sono gli stessi software che spesso per verificare i vari modelli di simulazione richiedono dati reali provenienti da test in volo. Tramite questi è quindi possibile raccogliere dati da poter poi analizzare, e applicare, se necessario, le opportune correzioni e miglioramenti.

È così possibile appurare la funzionalità del prodotto, se esso risponde ai requisiti imposti e trovare le possibili soluzioni per correggere eventuali malfunzionamenti.

Gli obiettivi principali dei test di volo sono i seguenti:

- Ottenere informazioni da poter utilizzare per lo sviluppo e la ricerca
- Determinare le reali caratteristiche del sistema, prima stimate attraverso l'uso di software di simulazione o testate tramite piattaforme hardware di simulazione.

Essi sono fondamentali nel processo di qualifica di nuovi componenti.

I test di volo risultano essere molto complicati, questo perché ci sono più sistemi che vengono a funzionare nello stesso istante, a volte anche con interazioni; è così necessaria ad esempio, la presenza di esperti in diverse branche dell'ingegneria. Sarà così richiesta la presenza di un ingegnere elettronico per tutta la parte di sistemi o di un ingegnere informatico per la visualizzazione dei dati scambiati con il computer di bordo.

Questa tipologia di test risulta essere molto costosa e caratterizzata da tempi molto lunghi. Ciò che influisce maggiormente sul costo è la strumentazione utilizzata. Proprio per questo è necessario far precedere la fase di test da un'attenta pianificazione che, pur richiedendo tempi relativamente lunghi, permette di organizzare al meglio il lavoro riuscendo anche ad ottimizzare i costi e garantire una certa sicurezza; questa è intesa nell'evitare incidenti durante le prove. Sarà quindi necessaria un'attenta analisi della fase di progetto, andando a trovare e risolvere tutte le eventuali cause di malfunzionamento. Si pensi infatti a quali gravi conseguenze potrebbe portare la perdita di un satellite in fase di test, sia per lo sviluppo scientifico sia in termini economici. Questi ultimi se elevati potrebbero portare all'annullamento del progetto.

Durante il test si utilizzano una moltitudine di strumenti e sensori per controllare le prestazioni. La scelta della giusta strumentazione deve essere corretta, questo perché nel caso i dati raccolti siano insufficienti, non sarebbe possibile compiere una corretta analisi. Nel caso contrario, una sovrabbondanza di dati porterebbe ad un costo eccessivo per i sensori, che potrebbe essere evitato. Nel terzo capitolo verranno presentati i principali test effettuati in volo e relativi sensori atti a misurare le grandezze da analizzare, al fine di ottenere una verifica dei requisiti.

Tutti i dati raccolti possono essere archiviati a bordo e recuperati al rientro dalla missione, o inviati a Terra. Nel settore spaziale è molta usata la seconda opzione, utilizzando la telemetria. Questa porta ad un aumento dei costi in quanto richiede l'uso di una strumentazione apposita, resta quindi da valutare se sia conveniente il suo utilizzo. Resta comunque l'unica alternativa laddove non sia previsto il rientro in atmosfera e quindi la possibilità di recuperare una eventuale scatola nera contenente i dati, o comunque quando si ha la necessità di avere subito a disposizione le informazioni raccolte.

In ultimo è riportato come redigere un *test report*, che riporta tutte le informazioni inerenti il test effettuato, a partire dai requisiti da verificare, come deve essere eseguito il test e i risultati ottenuti.

### **1.1 Perché si utilizzano le prove di volo?**

Questo tipo di test può essere visto come una procedura lunga e con costi elevati. Inoltre al giorno d'oggi, grazie ai livelli raggiunti dalla tecnologia, è possibile determinare quali saranno le prestazioni dell'oggetto una volta in volo. Ciò è possibile con l'utilizzo di test a terra e di software di simulazione, ma sebbene questi siano in grado di fornire risultati accurati persistono comunque motivazioni che portano i progettisti a ricorrere ai test in volo. Vediamo quali. Innanzitutto si pensi alla difficoltà, se non impossibilità, di replicare alcune condizioni che si verranno a trovare una volta in orbita. Ad esempio i livelli di pressioni che si hanno nello spazio sono inferiori a quelli che si ottengono con il vuoto spinto, anche ricorrendo a *facility* di test a terra quali le attuali camere a termo-vuoto (TVC).

Altro aspetto da considerare è la forte interazione che intercorre tra i vari sistemi presenti in un satellite. In un test a terra è difficile tenere conto di tutte queste interazioni, ed ecco che si prestano i test in volo dell'intero prodotto.

Inoltre, visto il sempre più alto livello di affidabilità richiesto ai componenti per lo spazio, è fondamentale avere dei risultati precisi. Livelli di accuratezza elevati ed affidabili sono raggiungibili solo tramite prove di volo; infatti, i test condotti a terra, seppur molto affidabili, saranno sempre affetti da un certo errore che faranno discostare i risultati sperimentali da quelli reali.

I motivi sopra elencati fanno quindi capire il perché i test in volo siano largamente usati. Essi sono infatti un ottimo strumento attraverso il quale è

possibile garantire in modo certo che il prodotto realizzato verifichi determinati requisiti.

## **2 PROCEDURA DI VERIFICA E TEST**

### **2.1 Verifica**

Andremo ora ad analizzare i concetti chiave del processo di verifica, i criteri per definire la strategia di verifica e i requisiti principali per la sua attuazione.

#### **2.1.1 Obiettivo**

Lo scopo finale del processo di verifica è quello di dimostrare, attraverso un idoneo processo, che l'oggetto in analisi possiede specifici requisiti.

È quindi opportuno andare a definire cosa sia dal punto di vista ingegneristico un requisito. Esso è inteso come una necessità fisica e funzionale che un determinato prodotto deve possedere. Verificare che un elemento disponga di uno specifico requisito significa andare a dimostrare, tramite procedure oggettive, che sia effettivamente presente tale requisito. Procedure oggettive perché il processo di verifica deve essere ripetibile, ossia andando ad applicare più volte la suddetta operazione, anche eseguita da personale differente, il risultato finale deve essere lo stesso.

Gli obiettivi principali del processo di verifica sono:

- dimostrare che il progetto dell'oggetto e le sue prestazioni siano conformi a specifici requisiti;
- assicurare che il prodotto rispecchi il progetto e non contiene difetti; è quindi utilizzabile;
- confermare che il sistema nel suo complesso (inclusa strumentazione, procedure e risorse), sia in grado di soddisfare tutti i requisiti di missione.

### **2.1.2 Modalità di verifica**

Il processo di verifica deve essere compiuto attraverso l'uso di uno o più dei seguenti metodi:

- test;
- analisi;
- ispezione;
- revisione del progetto.

Tramite test devono essere verificate tutte quelle funzioni fondamentali per la sicurezza, altrimenti per quelle effettuate tramite analisi o revisione deve essere condotta una valutazione dei rischi attua determinare l'impatto dei requisiti, valutati con questi ultimi due metodi, sulla missione. L'impatto può essere principale o secondario; nel primo caso deve essere redatto un piano di mitigazione del rischio che include un controllo incrociato basato su analisi indipendenti, in termini di modello usato e fornitore.

Passiamo ora brevemente in rassegna i principali metodi sopra descritti.

#### ***2.1.2.1 Test***

La verifica tramite il metodo di test consiste nel misurare le prestazioni dell'oggetto in ambienti tipici di funzionamento. L'analisi dei dati rilevati è parte integrante del processo e i risultati sono riportati in un *test report*. Se l'obiettivo è quello di dimostrare le prestazioni in termini di qualità, l'esecuzione deve essere sorvegliata e i dati registrati. Le differenti prove utilizzate per la fase di test sono incluse nel programma di test.

#### ***2.1.2.2 Analisi***

Attraverso questo metodo si effettua la valutazione tramite l'uso di processi empirici o teorici, con tecniche concordate con il cliente. Fa parte di questo metodo anche la verifica per somiglianza. Questa tipologia di analisi deve fornire prova che un prodotto già qualificato rispetta determinati criteri. Uno di questi è che l'oggetto precedentemente qualificato non sia stato verificato

per similarità, e che il sistema da valutare appartenga ad una determinata categoria, come espressamente indicato dalla normativa, e non richieda test per ottenere la qualificazione. Il programma di analisi deve essere contenuto nella pianificazione della verifica, e può essere applicato alla fase di qualifica o in orbita.

#### ***2.1.2.3 Ispezione***

Tramite questo metodo si determinano le caratteristiche fisiche dell'oggetto tramite osservazione visiva. Per caratteristiche fisiche si intendono, ad esempio, le caratteristiche costruttive e le condizioni fisiche del sistema. Il programma d'ispezione è riportato nella pianificazione della verifica.

#### ***2.1.2.4 Revisione di progetto***

Consiste nell'utilizzare documenti o prove che dimostrino inequivocabilmente che il requisito è soddisfatto. Esempi di documento sono descrizioni tecniche o disegni tecnici. Il relativo programma di revisione deve essere anch'esso, come i precedenti, riportato nella pianificazione della verifica. Questo metodo è altresì applicato nelle fasi di qualifica e in orbita.

### **2.1.3 Processo di verifica**

Come già specificato, questo ha lo scopo principale di dimostrare che il prodotto rispetta i requisiti richiesti ed è capace di svolgere le sue attività operative. Queste verifiche sono effettuate attraverso:

- la pianificazione della verifica;
- l'esecuzione delle verifica e la stesura del *report*;
- il controllo della verifica e la chiusura del processo.

Nella figura seguente è riportato uno schematico del processo di verifica. Partendo dalla definizione dei requisiti del progetto, cliente e fornitore si accordano sulla pianificazione. Viene così redatto un documento iniziale di controllo della verifica e si passa all'esecuzione, tenuta dall'azienda.

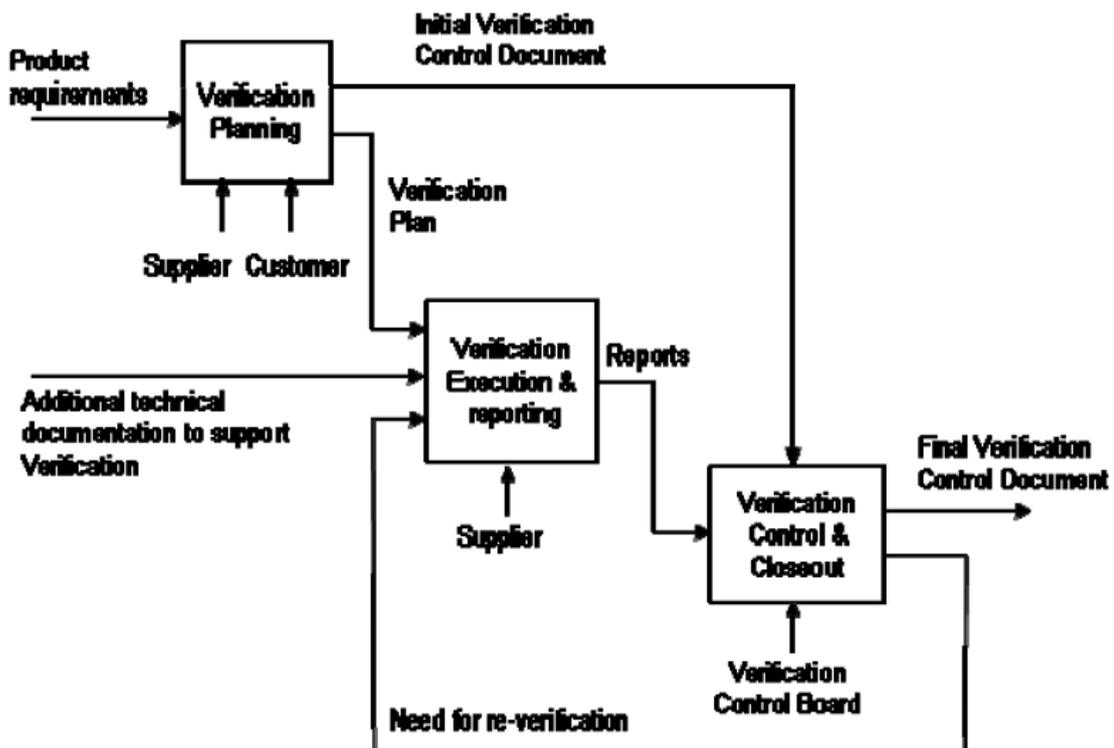


Figura 1 Procedura di verifica (schema da ECSS-E-ST-10-02C) [1]

costruttrice. Dopo di che vengono stilati vari *report* che saranno poi consegnati alla commissione di controllo della verifica che approverà il documento di controllo della verifica finale. Ora che è stata presentata una prima visione generale, andiamo a vedere più nel dettaglio le fasi principali caratterizzanti l'intero processo.

## **2.1.4 Pianificazione della verifica**

### **2.1.4.1 Approccio di verifica**

Per raggiungere gli obiettivi del processo di verifica, il tipo di approccio è definito nelle fasi iniziali di un progetto analizzando i requisiti che devono essere soddisfatti, tenendo in considerazione i seguenti fattori:

- peculiarità progettuali e vincoli;
- disponibilità e qualità degli strumenti di verifica;
- vincoli sul segmento a terra e in orbita per il segmento spaziale, inclusa la messa in servizio;
- metodologie di verifica, inclusi i test;
- programmazione e costi.

L'approccio tenuto dall'azienda costruttrice è costituito da tre passi principali. Ci si chiede quali siano i fini e i requisiti del processo di verifica. Si identifica poi come verificarli considerando i diversi metodi. In ultimo si decide quando implementarli, utilizzando la strategia di verifica scelta. I punti precedenti sono solitamente svolti come un processo iterativo, basato su considerazioni di carattere tecnico, economico e di pianificazione. Il processo deve essere approvato da entrambi le parti, cliente e fornitore. Spetta a quest'ultimo stilare il documento di pianificazione della verifica (*VP, Verification plan*) approvato poi dal cliente prima di passare all'attuazione.

### **2.1.4.2 Fasi di verifica**

Il processo di verifica deve essere effettuato attraverso la selezione delle opportune fasi, sulla base delle specifiche di progetto, elencate di seguito:

- qualifica;
- omologazione;
- pre-lancio;

- in orbita, inclusa la messa in servizio;
- post-atteiraggio.

Dopo le prime tre fasi, dove viene valutata la progettazione (fase di qualifica), verificato che il prodotto non contiene difetti (fase di omologazione) e dimostrato che è capace di funzionare idoneamente durante il lancio (fase di pre-lancio), si passa alla fase di nostro interesse in questo elaborato: la fase in orbita. Questa è atta a verificare, a intervalli regolari e prima di ogni operazione, che durante il lancio e i primi istanti in orbita non ci sia stata alcuna degradazione.

Questa è una fase fondamentale, in quanto va a integrare o confermare, le verifiche fatte al suolo, fornendo delle condizioni di funzionamento difficilmente simulabili a terra, o che richiedono comunque elevati costi. Sono infatti analizzate le caratteristiche nelle effettive condizioni di operatività, e si controllano aspetti che non possono essere verificati prima del lancio, come ad esempio che il segmento spaziale e di terra sono compatibili tra loro. Sono inoltre messe in atto attività di calibrazione e messa a punto rivolte al *payload*.

A questa fase segue poi quella di verifica dopo l'atterraggio, se presente e necessaria, dove verrà analizzata l'integrità e le prestazioni del prodotto al termine della missione. Questo sarà possibile nel caso di sistemi che poi rientrano in atmosfera, come ad esempio avveniva per lo *Space Shuttle*, mentre per i satelliti non sarà attuabile.

### **2.1.5 Esecuzione della verifica e stesura del report**

Per l'esecuzione sono fornite precise responsabilità. Tutti i requisiti per la preparazione e l'esecuzione della fase di test sono riportati nel seguito, e fanno riferimento alla normativa ECSS-E-ST-10-03. Se durante la prova vengono rilevate delle non conformità deve essere redatto un rapporto di non conformità (NCR, *Nonconformance report*), facendo riferimento alla

normativa ECSS-Q-ST-10-09. I risultati di verifica vengono registrati per essere poi revisionati dalla commissione di controllo della verifica (VCB, *Verification Control Board*) attraverso il documento di controllo della verifica (VCD, *Verification Control Document*).

Alla *Verification control board* vengono presentati i seguenti documenti: *Test report*, report di analisi, report di revisione del progetto, report d'ispezione e report di verifica.

### **2.1.6 Controllo di verifica e chiusura del processo**

Tutto il processo di controllo deve essere monitorato dalla Commissione di controllo, ed è supportato da un computer contenente il database di verifica. Quest'ultimo deve essere consegnato in formato elettronico al cliente.

Il processo è considerato concluso quando la Commissione di controllo della verifica conferma che:

- le prove sono registrate nel documento di verifica del controllo;
- i requisiti inizialmente identificati sono stati verificati;
- gli obiettivi di verifica del prodotto sono stati raggiunti.

Le conclusioni presenti nel documento vengono esposte al cliente che deve approvarle. È poi la commissione che approva in ultima istanza il documento.

#### **2.1.6.1 Ri-verifica**

In alcuni casi può succedere che sia effettuata un'ulteriore verifica. Questo può capitare nel caso si debba eseguire una riparazione come indicato dalla Commissione di non conformità, oppure quando viene effettuata manutenzione, riparazioni o smontaggi non pianificati. Una ulteriore verifica è richiesta anche nel caso il prodotto sia immagazzinato per lunghi periodi o

nel caso che l'hardware qualificato sia usato per il volo. In tutte queste situazioni il documento di controllo della verifica deve essere aggiornato con i nuovi requisiti, e viene chiuso solo quando è approvato dal cliente.

## **2.2 Test**

### **2.2.1 Aspetti generali**

Un test è essenzialmente un insieme di procedure che ci permette di ricavare le caratteristiche di un componente o di un assieme composto da più elementi. Caratteristiche poi che verranno analizzate per estrapolarne i risultati.

Il processo di test è una delle procedure di verifica più utilizzate, in quanto presenta i minimi rischi. Di contro ha il fatto di essere molto costosa, proprio per questo è fondamentale una buona pianificazione.

Il costruttore si riserva la responsabilità di organizzare tutto il processo di test. Il cliente ha il diritto di partecipare a tutte le fasi di test.

### **2.2.2 Filosofia**

La programmazione di un test dipende essenzialmente dalla filosofia che si intende adottare. Con ciò si vuole intendere il numero di modelli fisici richiesti per andare a verificare le specifiche del prodotto, cercando di ottimizzare al meglio la pianificazione così da ridurre i rischi e i costi necessari.

Si potrà così pensare di utilizzare un unico modello sul quale andare poi ad eseguire tutte le tipologie di test, oppure effettuare diverse prove su differenti modelli.

Seppur sia presente una ben precisa normativa in merito alla fase di test, a volte il costruttore si riserva la capacità di adattare i risultati ottenuti al proprio progetto, la cosiddetta procedura di *tailoring*; ovviamente è richiesta una certa esperienza nel poter far ciò. Se per la fase di test a terra sono

presenti criteri più stringenti, questo non lo è per i test in volo. Ciò è spiegato dal fatto che è difficile imporre, per quest'ultimo campo, dei precisi requisiti che debbano essere soddisfatti da più progetti. Infatti, ogni prodotto assolverà a compiti diversi con requisiti diversi, ma questo a seconda delle necessità operazionali. È quindi difficile imporre delle linee guida ben precise, come è possibile farlo per i test a terra effettuati su singoli componenti.

### **2.2.3 Documentazione di test**

Introdurremo brevemente i principali documenti relativi ai test, che verranno menzionati nel seguito.

#### ***2.2.3.1 Procedura di assemblaggio, integrazione e test ( AITP, Assembly, integration and test plan)***

Contiene la procedura generale per le attività di assemblaggio, integrazione e di esecuzione test, e la relativa strumentazione di verifica (strutture e attrezzature di supporto a terra). Contiene la descrizione degli obiettivi e lo scopo che ha portato a fare ciò.

#### ***2.2.3.2 Specifiche di test (TSPE, Test specification)***

Descrive nel dettaglio i requisiti applicabili alle principali attività di test. Vi sono riportati anche i requisiti che devono essere verificati. In particolare definisce lo scopo della prova, l'approccio applicato e l'oggetto da verificare. Contiene inoltre indicazioni riguardo alla strumentazione necessaria, la sequenza delle prove, le condizioni e l'accuratezza. Definisce quindi tutta la procedura che deve essere seguita, e le condizioni da rispettare, per ogni elemento da testare. È infatti utilizzato come un input in ogni sperimentazione che si effettua e serve per dare dettagli al cliente sull'attività che si eseguirà.

### **2.2.3.3 Procedura di test (TPRO, Test procedure)**

Da indicazioni sulla direzione da seguire per svolgere i test, in termini di descrizione delle risorse, dei vincoli e della procedura per svolgere l'attività di sperimentazione, con le idonee attrezzature, e il set-up in accordo con il relativo AITP. È utilizzato durante la fase di test. Viene redatto per ogni tipologia di test.

### **2.2.4 Programma di test**

Il programma di test deve essere suddiviso in blocchi, o milestones, che saranno definiti tra il fornitore e il cliente. La definizione di blocco di test dipende principalmente dall'oggetto da valutare, e può comprendere una singola prova, come nel caso di apparecchiature, o più prove nel caso di sistemi più articolati.

Ogni blocco deve contenere le seguenti parti:

- *Test Readiness Review (TRR)*;
- *Post Test Review (PTR)*;
- *Test Review Board (TRB)*.

Alcune di queste revisioni possono essere combinate, ad esempio la revisione iniziale di un determinato blocco può collegarsi a quella finale del blocco precedente. Spetta al cliente la possibilità di inserire altre revisioni, oltre a queste formali.

#### **2.2.4.1 Test Readiness Review (TRR)**

Deve essere completato prima dell'inizio del test, in modo da verificare che tutte le condizioni permettano di procedere con la sperimentazione. Deve contenere i seguenti punti principali:

- la documentazione disponibile e idonea, che include: il certificato di assemblaggio, integrazione e pianificazione test; il documento approvato, contenente uno scenario di quello che si andrà a testare e come; previsioni del test, quando è opportuno; procedura di test approvata, comprese quelle di emergenza; punti di misura approvati; presentazione della struttura di test a disposizione; pianificazione dei test approvata;
- configurazione degli elementi da testare;
- configurazione di test;
- rapporto di ispezione;
- strutture di test, condizioni dell'ambiente, strumentazione di test e relativa calibrazione e manutenzione;
- condizioni di pericolo e di sicurezza;
- attrezzatura di supporto a terra e infrastrutture;
- condizioni non conformi che interessano l'oggetto da testare e la relativa attrezzatura di supporto;
- deroghe di stato e di deviazione;
- qualificazione del personale e disponibilità;
- risultati di prove di test utilizzando le strutture con o senza l'elemento da testare, quando ritenuto opportuno;
- criteri di superamento e non superamento del test;
- attribuzione di responsabilità;
- tabella di marcia del test.

Devono partecipare al *Test Readiness Review*: il presidente di commissione, che verifica che tutte le attività vengano svolte nel rispetto dei requisiti per l'autorità responsabile dei test; ingegnere del progetto di entrambe le parti coinvolte nel test; se necessario specialisti; rappresentanti delle attrezzature;

personale addetto all'assemblaggio, verifica integrità e test di entrambe le parti; se necessario altro personale.

L'obiettivo finale di ciò è quello di decidere se procedere o meno con il test.

#### **2.2.4.2 Post Test Review (PTR)**

Viene redatto per dichiarare completato il test, e per permettere il rilascio del test e delle strutture per altre prove. Contiene i principali punti:

- la verifica che tutti i dati sono stati acquisiti, registrati e archiviati in conformità con le specifiche di prova e i requisiti della procedura di test;
- la verifica che i processi per le anomalie e i rapporti di non conformità utili durante i test, siano stati avviati, e che tutte le ispezioni, dati di test e configurazioni di test siano stati acquisiti;
- la conferma che i test sono stati effettuati secondo il documento di assemblaggio, integrità e pianificazione del test;
- stato di conformità dell'elemento sotto test, in accordo con gli opportuni requisiti;
- stato delle attrezzature di supporto di terra dopo la prova.

Vi partecipano: gli addetti alla verifica che le attività si svolgano secondo pianificazione; l'ingegnere addetto al progetto; personale di assemblaggio, verifica integrità e test; rappresentante delle strutture per test; se necessario altri, inclusi specialisti.

#### **2.2.4.3 Test Review Board (TRB)**

Serve a revisionare tutti i risultati e concludere il test riportando il raggiungimento degli obiettivi. Composto dai seguenti punti:

- documentazione di test, che include: *test report*; rapporto sulle strutture di test, quando necessario; lista dei requisiti di non conformità;
- conformità con le specifiche di test e le variazioni introdotte dal documento di assemblaggio, integrità e pianificazione test;
- stato di conformità dell'elemento sotto test, in accordo con gli opportuni requisiti;
- stato delle attrezzature di supporto a terra dopo il test;
- revisione di tutti i requisiti di non conformità rinvenuti durante la prova, per verificare che non vi è stato nessun impatto sul raggiungimento degli obiettivi;
- conoscenze acquisite.

Partecipano alla stesura del *Test Review Board*: l'ingegnere di progetto; il personale addetto all'assemblaggio, verifica integrità e test; rappresentanti delle strutture per le prove; se necessario altri.

### **2.2.5 Condizioni, tolleranze e accuratezza dei test**

Seppur prima sia stato detto che in riguardo ai test in volo si hanno specifiche meno stringenti, sono comunque presenti dei vincoli da rispettare.

Mentre nei test a terra i valori di tolleranza e accuratezza sono da applicare sia alle grandezze date in input nei differenti test sia a quelle misurate, nello specifico caso delle prove in volo essi saranno considerati solamente nei valori rilevati dai sensori, visto che le sollecitazioni in ingresso non sono una variabile di controllo. Esse saranno infatti delle perturbazioni, come potrebbero essere vibrazioni provocate dai motori del lanciatore.

#### **2.2.5.1 Condizioni di test**

Le condizioni in cui si svolge un test devono essere stabilite, ammettendo un certo margine. Ciò è realizzato utilizzando dati raccolti da precedenti

missioni di volo o risultati di test, oppure tramite previsioni analitiche. Per elementi testati in ambienti differenti dalle aspettative, ne viene tenuto conto in termini di durata della prova: questo per evitare possibili danni al componente dovuti ad un utilizzo in ambiente non opportuno. La durata viene calcolata sulla base di opportune analisi.

La strumentazione e le attrezzature utilizzate devono essere tali da non compromettere i dati raccolti. La loro qualità deve, inoltre, essere verificata dal cliente. Tutta la procedura di test deve essere tale da non creare danni ai componenti in prova o situazioni pericolose.

#### ***2.2.5.2 Tolleranze***

Le tolleranze utilizzate devono essere ben specificate nei *budget* di errore dei test e approvate dal cliente. Il fornitore deve inoltre giustificare la scelta di tali in riferimento al budget e alla strumentazione usata. Per fare ciò si fa riferimento alla relativa normativa che prescrive certi livelli di tolleranza per ogni parametro misurato. Modifiche a tali valori devono essere specificati e approvati dal cliente. In tabella 1 è possibile visualizzare i valori di tolleranza imposti dalla normativa ECSS-E-ST-10-03C sui dati misurati.

<b>Parametro del test</b>	<b>Tolleranza</b>
<b>1.Temperatura</b>	Minima                      Massima
Sopra 80K	$T_{min} +0K/-4k$ $T_{max} -0K/+4K$
Sotto 80K	Definita caso per caso
<b>2.Accelerazione</b>	-0/+10%
<b>3.Rumore acustico</b>	
Livello di pressione acustica	
31,5	-2 dB/+4 dB
63	-1 dB/+3 dB
125	-1 dB/+3 dB
500	-1 dB/+3 dB
100	-1 dB/+3 dB
2000	-1 dB/+3 dB
Complessivo	-1 dB/+3 dB
Omogeneità del livello di pressione acustica per ottavo di banda	+/-2 dB
<b>4.Rumore udibile</b> <b>(per l'equipaggio)</b>	
32,5 Hz-160 Hz	±3 dB
160 Hz-16kHz	±2 Db
<b>5.Shock</b>	
Ampiezza dello spettro in risposta	
Livello di shock	-3 Db/+6 dB

**Tabella 1 Valori di tolleranza sui dati misurati, secondo normativa ECSS-E-ST-10-03C**

### 2.2.5.3 Accuratezza

Devono essere anch'esse specificate e approvate dal cliente prima dell'esecuzione del test. L'accuratezza della strumentazione utilizzata per il test deve essere verificata in accordo con la procedura di calibrazione definita dalla normativa vigente, utilizzando gli standard di misura internazionali. L'accuratezza nelle misurazioni viene imposta da normativa per ogni parametro e deve essere almeno un terzo della tolleranza della grandezza da misurare. Nella tabella 2 sono riportati i valori di accuratezza da utilizzare sui dati acquisiti, facendo riferimento alla normativa ECSS-E-ST-10-03C.

Parametro del test	Tolleranza
<b>1.Temperatura</b>	
Sopra 80K	$\pm 2$ K
Sotto 80K	Definita caso per caso
<b>2.Accelerazione</b>	$\pm 10\%$
<b>3.Rumore acustico</b>	$\pm 0,1$ dB
<b>4.Rumore udibile (per l'equipaggio)</b>	
32,5 Hz-160 Hz	$\pm 3$ dB
160 Hz-16kHz	$\pm 2$ dB

Tabella 2 Valori di accuratezza sui dati misurati, secondo normativa ECSS-E-ST-10-03C

### 2.2.6 Obiettivi dei test

Il fine della procedura di test è quella di dimostrare che il sistema rispetta ben definite specifiche. Sono presenti differenti tipologie di prove ognuna volta a verificare che le caratteristiche dell'oggetto siano conformi a determinate specifiche. Ogni test è effettuato su modelli con diverso scopo.

### **2.2.6.1 Test di qualifica**

Sono realizzati per dimostrare che le prestazioni del sistema sono conformi alle specifiche, nell'ambiente in cui il componente è indirizzato, con opportuni margini sulle specifiche di qualifica. Viene qualificato il progetto. Precedono i test in volo. La prova è realizzata su opportuni modelli di qualifica eccetto quando viene utilizzato un approccio di tipo *protoflight*, che verrà spiegato nel seguito. Queste prove devono essere completate, e le relative modifiche apportate e in seguito qualificate, prima di dare l'autorizzazione alla produzione dei componenti destinati al volo. Una volta ottenuta la qualifica non è più possibile apportare modifiche

### **2.2.6.2 Test di omologazione**

Questi test sono eseguiti per verificare che le caratteristiche del prodotto rispettino le opportune specifiche imposte, entro certi margini di conformità. Le prove sono realizzate su ogni prodotto realizzato per il volo, eccetto il modello utilizzato per il *protoflight* test, e solo dopo avere concluso i test di qualifica. Il loro scopo è quello di garantire l'assenza di difetti su materiali o a livello di progetto in conformità con la normativa (ECSS-E-ST-10-02). La durata e il livello di dettaglio dei test di approvazione dipende dall'elemento analizzato, e viene imposto dalla normativa, consultando le apposite tabelle.

### **2.2.6.3 Protoflight test**

È la combinazione delle due tipologie di test sopra elencate, effettuata nel primo modello destinato al volo. Queste prove possono essere realizzate ad ogni elemento del sistema finale. In questo caso sono effettuati dei test di qualifica minori direttamente sul modello di volo, senza dover così passare attraverso sviluppi intermedi che richiederebbero costi e tempi maggiori.

### **2.2.7 Test del segmento spaziale**

I test in volo del prodotto finale sono per lo più rivolti alle diverse apparecchiature, dove si intende un insieme di elementi interagiscono tra

loro nel portare a compimento una specifica operazione. Rientrano in questa categoria ad esempio la parte elettronica, ottica o propulsiva. In questo caso testare il singolo componente non assume rilevanza, in quanto non lavora singolarmente, ma il risultato è ottenuto dall'interazione con altri. Si analizza quindi il comportamento del sistema, osservando se rispetta i requisiti, precedentemente imposti, nello svolgere le operazioni che gli spettano.

Sono infatti prevalentemente test di verifica delle funzionalità e delle prestazioni. Il primo dimostra la completa funzionalità dell'apparecchiatura in prova, nelle specifiche condizioni operative e in tutte le varie modalità in cui essa può lavorare. La seconda tipologia verifica che le performance nelle reali condizioni di funzionamento rispettino le specifiche. Nel caso si utilizzano delle ridondanze, cosa comune nell'industria aerospaziale, queste tipologie di test devono essere ripetute in tutti i sistemi.

### 3 TEST E SENSORISTICA

La fase di test in volo si suddivide essenzialmente in due istanti: il lancio, incluse le prime operazioni, e la fase in orbita.

L'immagine seguente mostra la procedura di messa in orbita di un satellite.

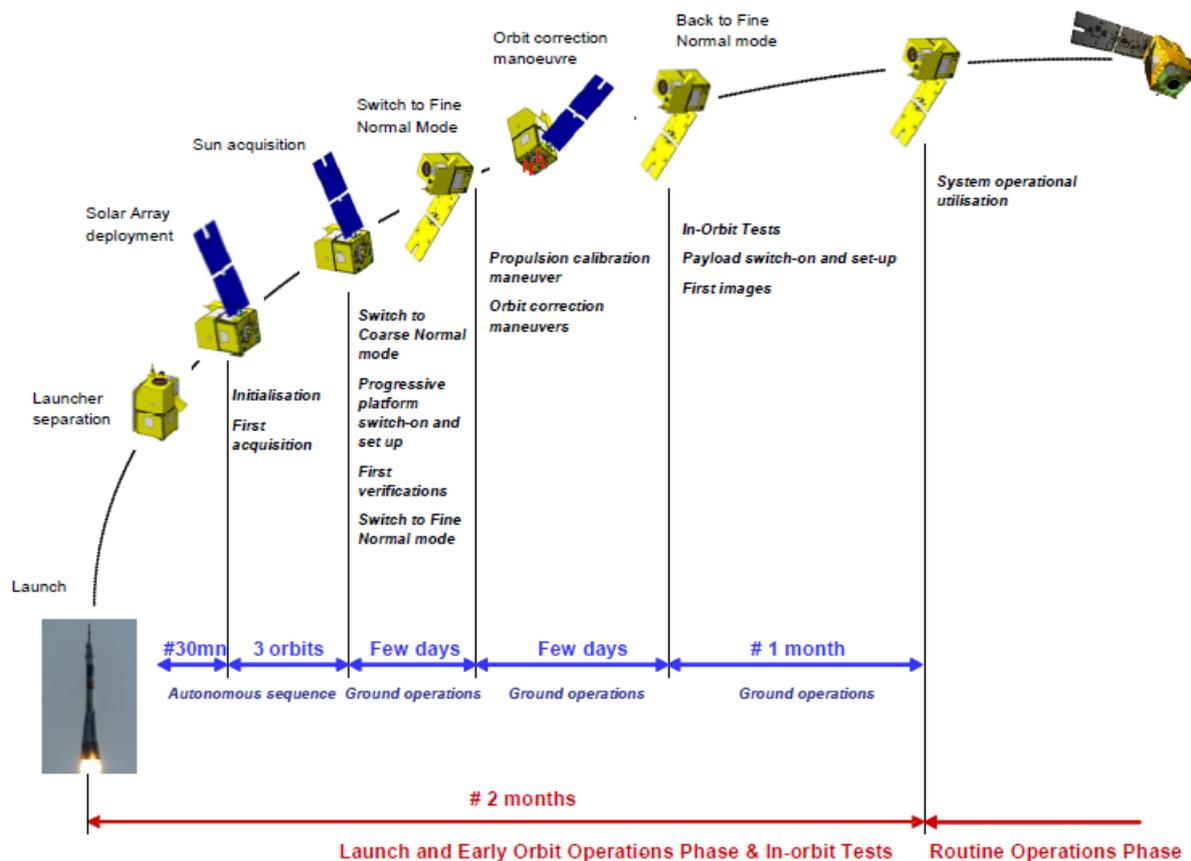


Figura 2 Tipiche operazioni successive al lancio (da YourSpaceAvenue) [2]

La fase di lancio e prime operazioni ha inizio dal momento del lancio del vettore e termina nel momento in cui la fase in orbita può essere avviata. Include la procedura di separazione effettuata autonomamente dal software di bordo. Dopo che viene rilevata la corretta separazione, il computer di bordo si attiva ed esegue una sequenza di operazioni quali ad esempio lo spiegamento dei pannelli solari e la ricerca della posizione del Sole. Quest'ultima operazione serve per orientare correttamente i pannelli solari e normalmente impiega circa 3 orbite. È in questo momento che da terra si

hanno le prime informazioni sulla posizione del satellite. Dopo alcune verifiche atte a controllare il corretto funzionamento della telemetria, gli operatori di terra accendono le varie unità e le configurano per il normale funzionamento. Infine, dopo un controllo del sistema di propulsione attraverso una manovra di calibrazione, sono eseguite le manovre di correzione per portare il satellite nella sua orbita *target*. Le informazioni sull'orbita del satellite che giungono a terra (grazie a sistemi di localizzazione GPS o simili) sono elaborate in modo tale da correggere, se necessario, le seguenti manovre. La posizione finale è raggiunta in circa due settimane.

Si passa poi alla fase di test in orbita, che è ciò di cui si occupa questo elaborato. Fondamentale in questo processo è l'utilizzo della telemetria che permette di ottenere in tempo reale tutti i parametri che ci interessano. Perché non registrare i dati a bordo del sistema? Questo è ben presto spiegato: innanzitutto sistemi quali i satelliti hanno tempi di vita relativamente alti, si pensi infatti che un satellite in orbita bassa, circa 350 Km ha una vita di quasi 2 anni. Bisognerebbe quindi aspettare questo lasso di tempo per poter avere i risultati. Inoltre visualizzando i dati in tempo reale è possibile osservare eventuali malfunzionamenti e apporre così le relative operazioni di correzione.

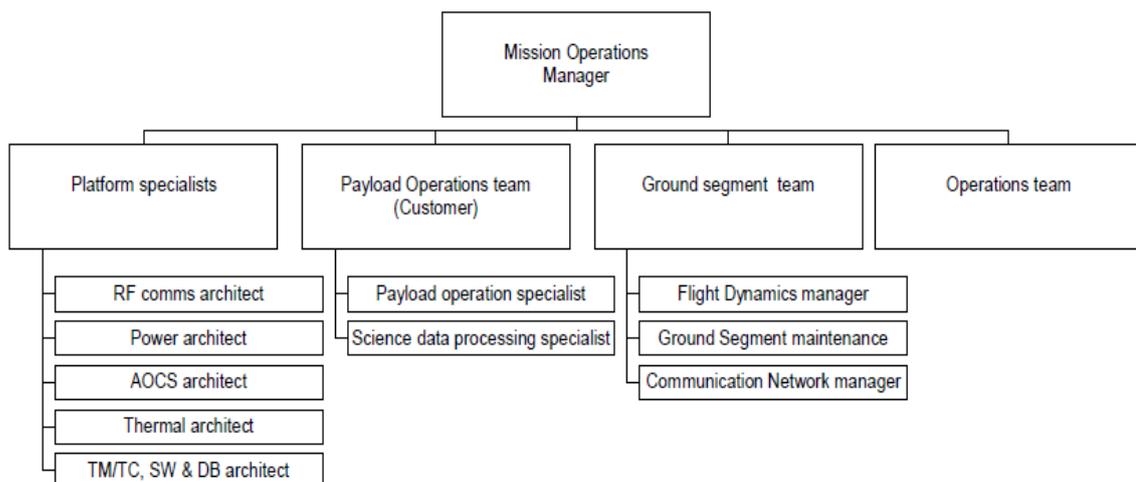


Figura 3 Segmenti coinvolti nei test in volo (da YourSpaceAvenue) [3]

Tutte le attività di test in volo sono seguite da una figura centrale (MOM, *Mission Operations Manager*) che coordina un team di specialisti che si occupano ognuno di un preciso sottosistema del satellite.

Come si evince dallo schema sovrastante sono presenti diverse aree da testare. Riporteremo ora di seguito le principali prove effettuate in orbita. Esse sono per la maggior parte dei controlli nei quali si verifica che i risultati ottenuti nei test a terra siano corretti. Non esiste inoltre una procedura standard da seguire per ogni tipologia di controllo, come invece è presente per le prove a terra; proprio per questo dopo una breve introduzione di aspetto generale verranno riportati dei reali casi pratici di missione, per meglio illustrare la procedura. Si specifica inoltre l'importanza che ha il monitorare certe situazioni e le conseguenze che potrebbero avvenire nel caso di non conformità.

In seguito alla presentazione di ogni singolo test saranno riportati i sensori utilizzata per la prova. Ci si sofferma ora sulla definizione di sensore, inteso come l'elemento che cambia il suo stato quando è soggetto alla grandezza da misurare. Esso per fornire un valore di misura interpretabile dovrà essere utilizzato in cascata nella catena di misura, come riportato nella figura 4. Il trasduttore avrà poi il compito di generare un segnale (solitamente elettrico) in funzione del cambiamento di stato del sensore. Segnale poi elaborato dal sistema di acquisizione, e sarà poi interpretato.

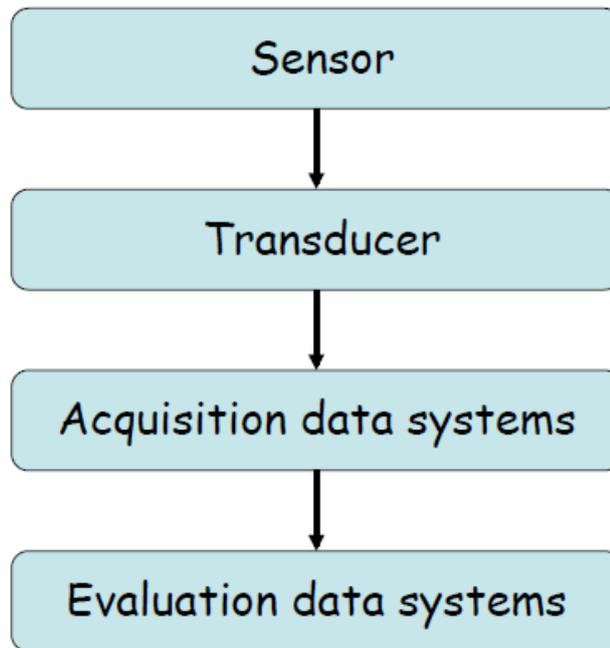


Figura 4 Catena di misura (da Pressure measurements, di Alessandro Talamelli, Antonio Segalini, P. Henrik Alfredsson ) [4]

### 3.1 Controlli sul lanciatore

Durante il lancio e la salita dei vettori spaziali sono presenti a bordo dei sistemi che con l'ausilio di vari sensori permettono di monitorare diversi parametri. Questo è sempre vero, in particolare durante i primi voli di qualifica del lanciatore, dove il numero di sensori impiegati sarà maggiore, per validare tutte le prove effettuate a terra. Il caso pratico che sarà ora riportato riguarda il recente lancio del vettore *VEGA* (Vettore Europeo di Generazione Avanzata) sviluppato in collaborazione dall'Agenzia Spaziale Italiana e l'Agenzia Spaziale Europea.

Durante il primo lancio, avvenuto il 13 febbraio 2012, a bordo di esso è stato installato il *LARES A&H/SS*. Esso altro non è che il sistema che raccoglie dati sul *payload* e sulla separazione dei satelliti, inviandoli a terra tramite telemetria. Esso è comprensivo di parte *hardware*, *software* e *firmware* per eseguire le seguenti operazioni:

- controllo della corretta separazione del *payload*;

- acquisizione tramite sensori di parametri nell'ambiente del *payload* e invio a terra tramite telemetria in tempo reale;
- registrazione degli *shock* sul *payload* e sul lanciatore con sensori ad altra frequenza, e invio dei dati tramite telemetria in differita;
- acquisizione video sul *payload* e all'esterno del lanciatore, tramite videocamere ad alta velocità e trasmissione in diretta a terra;
- invio di dati sullo stato del sistema stesso;
- trasmissione di informazioni riguardanti l'energia immagazzinata e quella distribuita al *payload*.

Il sistema è stato sviluppato per raggiungere determinati obiettivi, di cui il primo di tutti quello di poter rilasciare il satellite *LARES* (*payload* principale del primo lancio di *VEGA*) nella sua orbita *target* e nelle giuste condizioni. Obiettivo secondario è stato quello di fornire supporto per la qualifica del lanciatore, andando acquisire dati e video sul *payload* e la separazione dei vari stadi del lanciatore. La registrazione di dati riguardanti gli *shock* sul *payload* e altri parametri caratteristici ha lo scopo di andare a caratterizzare l'ambiente operativo al momento del lancio e salita, utilizzando le informazioni come input per future missioni. Altre funzioni sono state quella di verificare il trasporto ed il rilascio degli altri satelliti presenti a bordo, tra i quali *ALMASat-1*.

Per quanto riguarda la caratterizzazione dell'ambiente operativo sono stati utilizzati i seguenti sensori:

- di pressione;
- accelerometri;
- accelerometri per gli shock (ad alta frequenza);
- di flusso termico;
- di pressione acustica;
- di temperatura;

- estensimetri.

Sono inoltre presenti due videocamere, di cui una interna per osservare momento della separazione dei satelliti, e una esterna per controllare l'apertura degli scudi che coprono l'area *payload*.

Viene ora riportata l'architettura del sistema *LARES A&H/SS*.

### 3.1.2 Strumentazione

In figura 5 è riportato il sistema *LARES A&H/SS*.

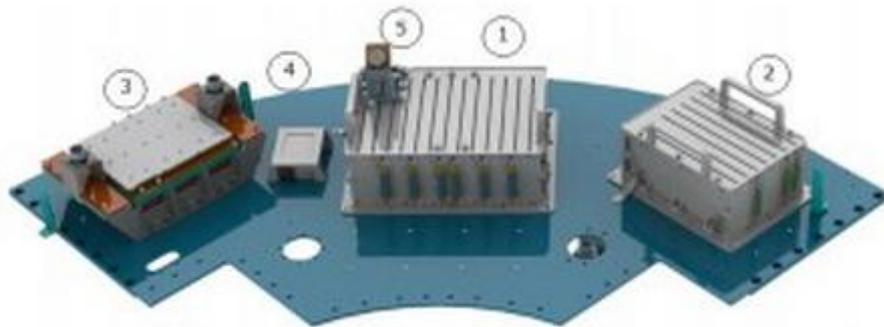


Figura 5 Componenti principali del sistema *LARES A&H/SS* (da TEMIS, Transport Electronic Mechatronic Integrated Systems) [5]

Nell'immagine sovrastante sono rappresentati i seguenti componenti:

1. unità di acquisizione e processo;
2. Unità di distribuzione e separazione;
3. Pacco batterie;
4. equipaggiamento per la telemetria;
5. videocamera interna.

Sono poi presenti, ma non in questa figura, la videocamera esterna, i connettori e i vari sensori.

Le batterie hanno la funzione di alimentare il segmento di acquisizione, i sistemi di separazione e tutti i sensori presenti. L'obiettivo principale di far

si che avvenga la corretta procedura di separazione è affidata all'unità di distribuzione e separazione, che adotterà particolari strategie per avere un'altra probabilità di successo. La fase di separazione è un momento cruciale della missione ed è, in questo caso, suddiviso in più istanti. Inizialmente è rilasciato il satellite *LARES* e soltanto dopo, in sequenza, sono rilasciati i micro-satelliti.

L'unità ha anche la funzione di distribuire la corretta potenza a tutti i componenti.

Il centro di tutto il sistema è la sezione di acquisizione e processo, che raccoglie tutti i segnali in uscita dai sensori e dalle camere, ed esegue il lavoro di condizionamento e digitalizzazione del segnale. Per i video ricavati tramite le videocamere sarà necessario anche un lavoro di conversione in un formato che sia più facile da trasmettere a terra. L'unità si occupa anche di spegnere eventuali sensori che non sono richiesti in una particolare fase della missione, così da ottenere un risparmio di energia.

In figura 6 è possibile notare l'installazione del sistema nella zona *payload*.

I componenti riportati sono i seguenti:

1. *LARES A&H/SS*;
2. satellite *LARES* con il sistema di separazione;
3. condizionatori dei sensori;
4. 4 *ALMASat-1*;
5. dispenser dei micro-satelliti;
6. dispenser dei micro-satelliti;
7. dispenser dei micro-satelliti;
8. connettori per i sensori del *payload*;
9. adattatori per le connessioni tra *payload* e *LARES A&H/SS*.

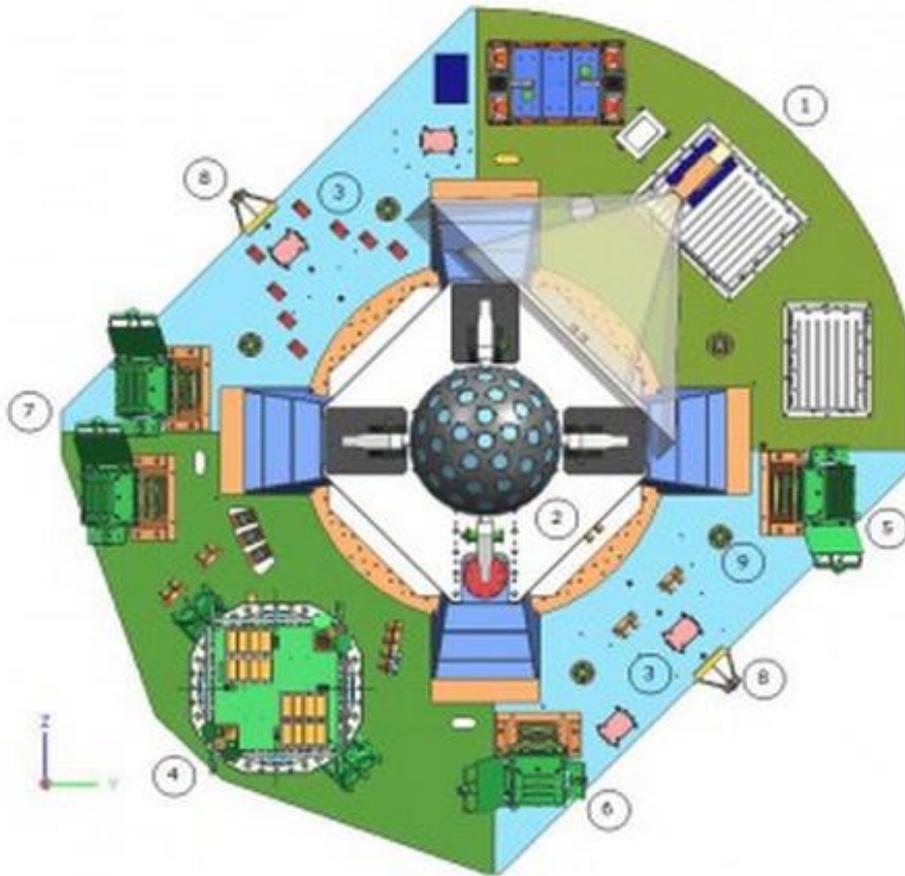


Figura 6 Zona payload del lanciatore VEGA (da TEMIS, Transport Electronic Mechatronic Integrated Systems) [5]

### 3.1.3 Sensoristica

Sono ora illustrati i sensori impiegati nel test precedentemente riportato.

#### 3.1.3.1 Estensimetri

L'estensimetro è uno strumento di misura utilizzato per rilevare le deformazioni di un corpo sottoposto a sollecitazioni che possono essere di tipo meccanico o termico. Dalla conoscenza delle caratteristiche del materiale in esame è possibile risalire dalle deformazioni ai carichi a cui è sottoposto. È inoltre possibile rilevare la direzione ed il verso delle deformazioni, tramite l'uso di appositi estensimetri. Verranno ora riportati i principali tipi di estensimetri, tra i quali il più usato è sicuramente l'estensimetro elettrico a resistenza.

### Estensimetro elettrico a resistenza

Esso è costituito da una griglia di sottilissimo filo metallico che è rigidamente applicata su di un supporto di materiale plastico. Questa struttura è poi incollata sulla superficie del materiale del quale si vuole conoscere le sollecitazioni.

Il filo dell'estensimetro seguirà le deformazioni della superficie alla quale è applicato, e varierà la sua lunghezza. Queste variazioni dimensionali portano a variazioni di resistenza elettrica, che sono misurate tramite un ponte di *Wheatstone* o altri metodi. Si risalirà poi all'entità delle deformazioni. Le dimensioni degli estensimetri variano da pochi micron a qualche centimetro. Con i primi sarà possibile avere misure locali in punti precisi e non valori medi. Utilizzando più griglie di fili diversamente orientate è possibile avere estensimetri assiali, biassiali e triassiali (vedi figura 7), in grado di valutare deformazioni in diverse direzioni.

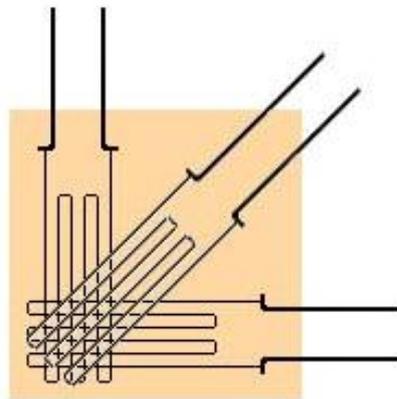


Figura 7 Estensimetro triassiale con griglia intermedia a 45° (da wikipedia) [6]

### Estensimetro a semiconduttori

Simili ai primi per struttura, ma varia il principio di funzionamento. Essi sfruttano infatti un materiale sensibile (piezoresistivi, semiconduttori al silicio o al germano), che variano la propria resistività sotto l'azione di una deformazione.

#### **Estensimetro capacitivo**

Si basa sul fatto che un piccolo spostamento genera una variazione della distanza o superficie attiva delle armature di un condensato, che è l'elemento sensore. Sostituito oggi dai sistemi più pratici e precisi.

#### **Estensimetro induttivo**

Si utilizza un trasduttore di posizione induttivo (LVDT, *Linear Variable Displacement Transducer*) per rilevare le deformazioni. Viste le grosse dimensioni non è molto utilizzato in campo spaziale.

#### **Estensimetro ottico**

I primi estensimetri ottici sfruttavano la riflessione di un raggio luminoso attraverso un sistema di specchi e prismi; una deformazione dell'oggetto in esame disallineava di un certo angolo il raggio. Oggi non sono più utilizzati e sono stati sostituiti dagli estensimetri ottici laser. Essi si basano sul principio dell'interferometria ottica mediante laser e sono in grado di effettuare misure con risoluzioni dell'ordine del centesimo di micron. Le dimensioni e le limitazioni nel realizzare il circuito ne impediscono l'uso in campo spaziale.

Sono poi presenti estensimetri a fibra ottica, di funzionamento simile a quelli laser ma che sfruttano come circuito interno una fibra ottica, la quale è applicata al materiale da testare. Non sono però capaci di raggiungere elevate precisioni.

#### **3.1.3.2 Misuratore di flusso termico**

In questo misuratore il trasduttore invia un segnale elettrico proporzionale alla quantità di calore che è applicata sulla superficie del sensore. Viene poi divisa per l'area trovando così il flusso di calore, misurato in *Watt* per metro quadrato. La quantità totale di flusso di calore è composta da una parte conduttiva, una convettiva e una dovuta all'irraggiamento. Saranno così presenti differenti sensori che misurano una specifica componente. Nel caso

di nostro interesse saranno importanti tutte e tre le componenti all'interno dell'atmosfera, mentre in orbita la componente convettiva non si manifesta, non essendoci aria.

In figura 8 è possibile osservare il sensore di un misuratore di flusso termico. La misura è effettuata rilevando la variazione delle caratteristiche elettriche del circuito interno. Sono sensibili solo in una direzione di provenienza del calore.

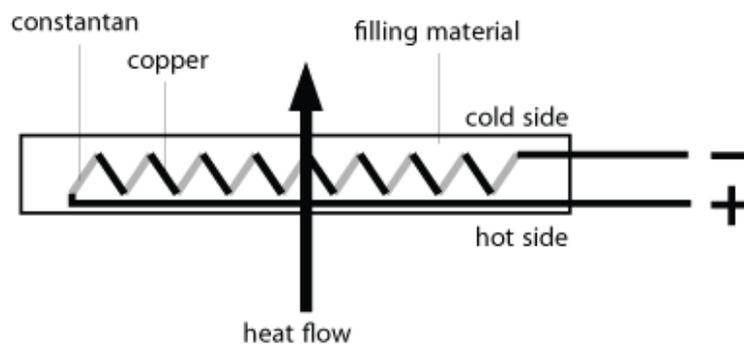


Figura 8 Sensore di un misuratore di flusso termico (da Wikipedia) [7]

### 3.1.3.3 Sensore e registratore di shock e vibrazioni

Per andare a controllare le vibrazioni e gli *shock* che avvengono sulla struttura del lanciatore, e nella zona *payload* vengono utilizzati sistemi come quello mostrato in figura 9.

Il modello in esame appartiene alla IST (*Instrument Sensor Technology*), in particolare la serie EDR-4 (*Panther*). Esso è comprensivo sia di sensori per la misura delle grandezze, sia di un sistema di registrazione. Il sistema è pensato per essere utilizzato in remoto, ed è in grado di misurare e registrare dati per un periodo che va da qualche ora a qualche settimana, a seconda della frequenza di campionamento scelta. Il sistema è infatti programmabile, per meglio adattarsi alle proprie esigenze. Offre inoltre la possibilità di utilizzare l'accelerometro triassiale interno o nel caso uno esterno.

L'alimentazione è fornita da batterie proprie, e grazie alle connessioni presenti è in grado di trasmettere i dati a terra tramite telemetria.



Figura 9 Misuratore e registratore di shock e vibrazioni. Modello EDR-4 (Panther). (da IST, Instrument Sensor Technology) [8]

### 3.1.3.4 Accelerometri

Gli accelerometri sono utilizzati per effettuare misure di accelerazioni. Il valore misurato è espresso in termini accelerazione  $g$ , che altro non è la misura riferita alla situazione di caduta libera. Il principio su cui si basano è quello del rilevamento dell'inerzia di una massa quando è sottoposta ad accelerazione. Viene sospesa una massa su una molla e se ne va a calcolare lo spostamento, proporzionale all'accelerazione, che si ha dalla posizione a riposo, tramite un sensore di posizione. A seconda della tipologia di questo ultimo sensore gli accelerometri sono suddivisi in diversi tipi.

#### Accelerometri estensimetrici

Questi sfruttano la variazione di lunghezza di un estensimetro, dove solitamente sono di tipo elettrico a resistenza. In essi una griglia di fili è saldata su una base plastica che viene incollata sull'elemento che si sposta

tramite lamierini. Questi, in seguito allo spostamento, si flettono, e i fili degli estensimetri variano la loro lunghezza e quindi la loro resistenza. Tramite un ponte di *Wheatstone* ed un voltmetro è possibile determinare la variazione di tensione che è proporzionale all'accelerazione.

#### **Accelerometri piezoresistivi**

Il principio di funzionamento è essenzialmente quello degli accelerometri estensimetrici, solo che si utilizzano per il rilevamento dello spostamento della massa, sensori piezoresistivi. In questi un elemento resistivo, collegato ad una lamina, si deforma con esso; questo provoca la variazione di resistività elettrica, quindi la resistenza. Non vanno confusi con i sensori estensimetrici sopra riportati, in questi ultimi variano la loro resistenza in seguito alla variazione di lunghezza e di sezione dell'elemento conduttore.

Collegandoli ad un opportuno sistema di misura è possibile misurare la variazione di resistenza, risalendo alla deformazione e quindi al valore della grandezza fisica che l'ha causata.

#### **Accelerometri capacitivi**

Essi sfruttano la variazione della capacità di un condensatore, al variare della distanza tra le armature. La massa sarà così realizzata in materiale conduttore e viene affiancata alla struttura dell'accelerometro stesso; queste costituiscono le due armature del condensatore. La massa è libera di muoversi in quanto fissata su un elemento elastico (tipicamente una membrana) e tramite un circuito si misura la variazione di capacità, generando un segnale elettrico proporzionale alla posizione della massa stessa.

### **Accelerometri piezoelettrici**

Come si intuisce dal nome sfruttano la proprietà piezoelettrica di alcuni cristalli, ossia quella di emettere una differenza di potenziale quando sono sottoposti a compressioni (nell'ordine dei nanometri). La massa è sospesa sul cristallo, che costituisce sia il sensore sia l'elemento elastico; in seguito ad uno spostamento la massa comprime il cristallo che genera un segnale elettrico proporzionale alla deformazione

I cristalli piezoelettrici sono in grado di rilevare forti accelerazioni (1000 *g*) senza deformarsi; hanno sensibilità estremamente basse e in ultimo non possono rilevare accelerazioni statiche. Quest'ultimo è dovuto al fenomeno del *leakage*, ossia dopo qualche secondo di applicazione della deformazione, il segnale elettrico tende piano a piano a dissiparsi. Questo è imputabile all'elevata resistenza dell'accelerometro o ad una impostazione errata del limite inferiore sul preamplificatore.

Questi accelerometri sono i più impiegati in campo spaziale, dovuto alla alta resistenza e capacità di rilevare alte vibrazioni, in aggiunta al fatto che devono rilevare solo accelerazioni dinamiche (shock meccanici e vibrazioni). Sono anche presenti accelerometri laser, che però dovendo essere installati a terra e seguire il moto del corpo non trovano applicazione nel nostro settore, e gravitometri che misurano l'accelerazione di gravità.

Gli accelerometri sono poi suddivisi a seconda del numero di assi su cui leggono le accelerazioni. A titolo di esempio un accelerometro a 3 assi potrà effettuare misure di grandezze su 3 coordinate, avendo la massa sospesa su tre molle tra loro ortogonali.

In campo spaziale sono utilizzati accelerometri in alluminio o titanio, così da avere una massa contenuta. Saranno poi presenti tipologie in grado di resistere ad alte o basse temperature, e in generale ad elevati gradienti termici.

### ***3.1.3.5 Sensori di pressione e di pressione acustica***

Come indica il nome misurano la pressione. Con essa si intende la misura della forza necessaria a fermare l'espansione di un fluido, ed è indicata come forza per unità di superficie. Solitamente i sensori di pressione agiscono come trasduttori, in quanto forniscono in uscita un segnale in funzione della pressione applicata.

Essi si suddividono in:

- sensori di pressione assoluta, si misura la pressione rispetto al vuoto assoluto;
- sensori di pressione relativa, misurata in relazione alla pressione ambiente;
- sensore di pressione di vuoto, per misurare piccole pressioni al di sotto di quella atmosferica. Possono indicare la differenza tra la pressione misurata e quella atmosferica, o in riferimento al vuoto. Nel primo caso avremo pressioni relative negative, mentre nel secondo pressioni assolute, e quindi sempre positivi;
- sensori di pressione differenziale, misura la differenza tra due pressioni;
- sensori di pressione sigillata, simile al sensore di pressione relativa, ma si differenzia dal fatto che la pressione di riferimento è fissa e non variabile come quella ambiente. Sono quelli più usati in campo spaziale, anche perché per un sistema che deve immettersi in orbita le differenze di pressione tra terra e sullo spazio sono elevate; grazie a questi sensori è possibile avere una pressione fissa di riferimento e quindi valori tra loro subito comparabili.

Nel settore spaziale si utilizzano dei sensori piezoelettrici, in quanto devono essere misurati elevati valori di pressione dinamica, come può essere un esempio la misura del campo acustico al momento del lancio di un vettore

spaziale. Inoltre, solitamente, si utilizzano degli elementi ceramici in grado di compensare gli effetti delle vibrazioni, che altrimenti porterebbero ad errori nelle misure.

### **3.2 Verifiche *pre-mission***

Esse sono una serie di operazioni che hanno lo scopo di verificare che tutti i sistemi siano funzionali e che il sistema spaziale si trovi in condizioni di sicurezza per operare.

Per fare meglio capire di cosa si trattano è ora riportato il caso pratico del *rover Curiosity* che ha lo scopo di cercare forme di vita nel suolo di Marte. Il lancio è avvenuto il 26 novembre 2011 tramite il vettore *Atlas V* e soltanto il 6 agosto 2012 *Curiosity* è atterrato su Marte. Prima di iniziare a movimentare il *rover* si è proceduto ad una serie di verifiche preliminari, atte anche a verificare che il suolo circostante non presenti pericoli.

Inizialmente si è provveduto a completare il dispiegamento dell'antenna ad alto guadagno e del sistema di campionamento. Successivamente sono state eseguite una serie di test per controllare il sistema di comunicazione altre funzioni.

Il primo importante aspetto da verificare è la stabilità del *rover*. Non è infatti possibile determinare in modo strettamente preciso la sua posizione. È infatti necessario assicurarsi che il sistema non sia atterrato ad esempio con una ruota su una roccia o su un pendio, e nel caso la possibilità di portarlo in una posizione di sicurezza.

Subito dopo l'atterraggio il *rover* verifica automaticamente la funzionalità di tutti i sistemi ed esegue alcune operazioni quali:

- controlla che la temperatura dell'ambiente sia conforme a quella prevista in fase di progetto, così da non dover applicare restrizioni alle operazioni;

- esegue un test di comunicazione con la Terra tramite l'antenna ad alto guadagno;
- procede con un secondo test di comunicazione con la Terra e il sistema in orbita che lo ha sganciato, ma questa volta utilizzando l'antenna UHF (*Ultra high frequency*);
- estrae la camera panoramica e di navigazione, e alcuni strumenti scientifici;
- scatta delle immagini dopo l'atterraggio;
- aiuta il segmento di terra a verificare la precisa posizione tramite immagini, immagini provenienti dal sistema in orbita e il tempo che intercorre nella comunicazione tra quest'ultimo e il *rover*.

Dopo questa sequenza di operazioni è pronto per essere movimentato dalla zona di atterraggio e poter ora testare i vari strumenti scientifici che possiede a bordo.

Il primo test di guida è stato effettuato il 22 agosto 2012, ben 16 giorni dopo l'atterraggio, dopo di che, presa confidenza con il braccio robotico, il team di operatori ha potuto operare in condizioni di gravità e temperature dell'ambiente marziano. Sull'estremità di tale braccio sono posizionati due strumenti scientifici. Essi sono: una camera capace di riprendere immagini ravvicinate a colori permettendo di posizionare l'altro strumento, uno spettrometro a raggi X per determinare la composizione dei campioni prelevati. Sono state inizialmente eseguite delle rilevazioni dell'atmosfera, ma il primo vero uso su un campione solido è stato eseguito su di una roccia proveniente dalla Terra, grazie alla quale è stato possibile calibrare il sistema. I risultati sono stati soddisfacenti, infatti i risultati ottenuti hanno quasi raggiunto quelli ottenuti a Terra in condizioni ideali.

Grazie alla camera installata a bordo, è stato possibile osservare l'apertura della protezione dello strumento per l'analisi chimica delle rocce. Si è così

potuto evitare l'utilizzo di microinterruttori, in quanto eventuali anomalie nell'apertura sarebbero state visualizzate grazie all'ausilio della camera.

### **3.3 Leak test**

È fondamentale possedere a bordo del sistema spaziale un insieme di elementi che siano in grado di rilevare eventuali perdite nel sistema propulsivo. Questo perché porterebbe ad una mancanza di propellente e quindi incapacità di eseguire manovre e quindi ad un fallimento della missione, ma anche per il fatto che la fuoriuscita potrebbe portare alla creazione di una miscela potenzialmente incendiabile, soprattutto in fase di lancio.

Sono così presenti diversi sistemi che permettono di svolgere tale funzione, anche a seconda del tipo di propellente che è caricato a bordo.

Possono verificarsi perdite in vari parti del sistema propulsivo quali il serbatoio principale, le linee di mandata, i giunti e le diverse valvole presenti.

Alcuni dei sensori più utilizzati a tale scopo sono: spettrometri di massa, sensori di pressione, sensori di idrogeno e ossigeno.

Nel caso ad esempio di micro-satelliti che per la propulsione utilizzano del gas contenuto in serbatoi in pressione, sarà sufficiente posizionare in opportuni punti dei sensori di pressione, in quanto una perdita nel sistema si rifletterà immediatamente in una caduta di pressione facilmente rilevabile.

Nello Space Shuttle invece è stato utilizzato un sistema automatico di rilevamento di perdite di idrogeno, che si basa appunto su sensori di idrogeno. Lo sviluppo di tale sistema iniziò a seguito di un incidente nel 1990 quando poco prima del lancio, una perdita di idrogeno portò a un rilevante ritardo, che nel si traduce in un aumento dei costi. Inoltre il non riuscire a rilevare una perdita in tempo può portare a situazioni estremamente pericolose, a maggior ragione nel caso dello Space Shuttle dove a bordo è presente un equipaggio. Sono stati così messi a punto dei

sensori di idrogeno abbinati ad un sistema in grado di monitorarli e visualizzare la fonte e l'intensità di una eventuale perdita.

Il sistema è così costituito da tre segmenti: l'insieme di sensori, l'unità di elaborazione del segnale e una di diagnostica.

Sono utilizzati dei micro-sensori basati su semiconduttori a ossido di metallo (in seguito spiegati), così da minimizzare il consumo e poter essere posizionati ovunque.

L'unità di elaborazione fornisce la potenza necessaria ai sensori e garantisce la conversione del segnale in uscita da analogico a digitale. L'unità di diagnostica invece elabora il segnale ricevuto per determinare l'origine e l'intensità della perdita in tempo reale.

Nella figura 10 è riportato un esempio del sistema automatico di rilevamento di perdite. Nello sviluppo è stato tenuto conto del suo utilizzo in ambito spaziale, ciò significa ridurre al minimo i cavi così da ridurre gli ingombri.

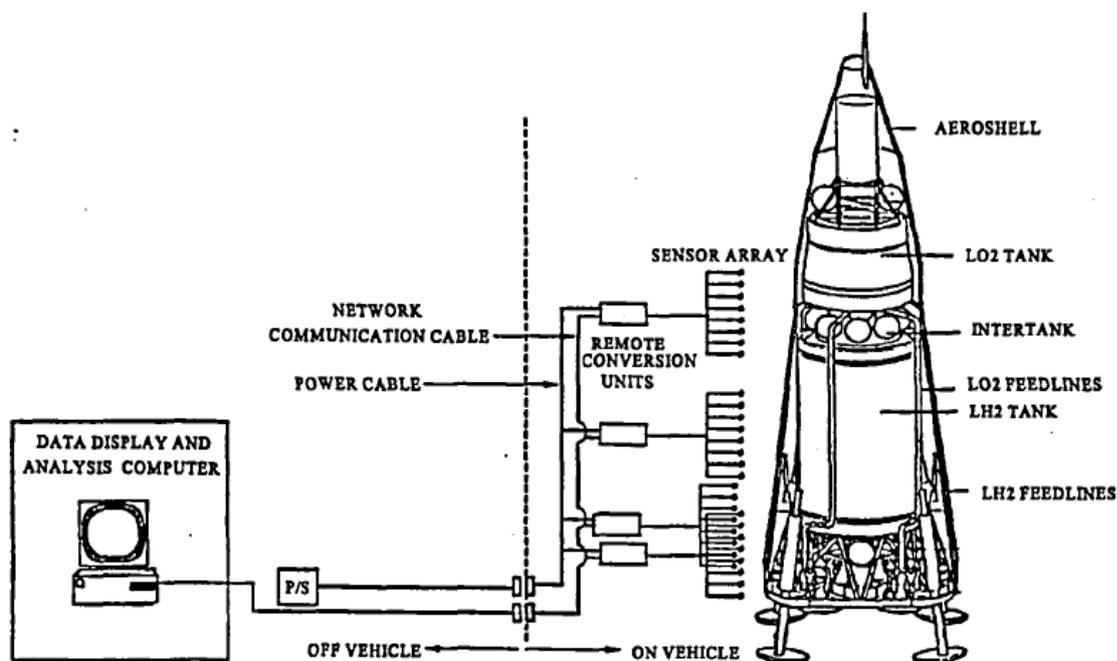


Figura 10 Esempio di un sistema di rilevamento perdite in un sistema di propulsione (da NASA) [9]

Come è possibile notare i sensori sono distribuiti nel serbatoio, lungo le linee di mandata e anche in elementi del motore. Sono inoltre posizionati in tutti quelle aree dove è più probabile il verificarsi di una perdita, ad esempio su flange e valvole. Il sistema deve inoltre ricevere informazioni da un elevato numero di sensori e questo può portare così ad un notevole incremento in numero dei cablaggi utilizzati. Ogni dispositivo di rilevamento deve essere munito di un cavo di alimentazione, un sensore di temperatura, un sistema di riscaldamento e uno o più sensori di idrogeno. La riduzione dei cavi da utilizzare è stata così ottenuta andando a collegare più sensori in una unità di elaborazione del segnale, da cui esce un singolo cavo. Queste unità grazie ai progressi in campo elettronico sono di dimensioni ridotte e possono essere installate in prossimità dei sensori, riducendo di fatto la lunghezza dei cablaggi. Una volta acquisito il segnale esso è inviato a terra dove verrà elaborato.

### **3.3.1 Sensoristica**

Sono ora riportati i principali sensori impiegati nel test precedentemente illustrato.

#### ***3.3.1.1 Spettrometro di massa***

È uno strumento utilizzato per misurare la massa degli ioni, separando gli ioni di massa diversa e carica uguale. Ciò permette quindi di poter rilevare la presenza in tracce di sostanze.

Lo strumento preleva una piccola parte di campione da analizzare e viene ionizzato. Gli ioni così ottenuti sono fatti passare attraverso una coppia di fenditure strette tra le quali è applicata una differenza di potenziale; esse ne definiscono la traiettoria. In uscita dalla seconda fenditura si avrà un fascio nel quale tutti gli ioni che a parità di carica  $q$  e indipendentemente dalla propria massa  $m$  avranno la seguente energia cinetica:

$$E_c = \frac{1}{2}mv^2 = qv$$

Il fascio di ioni isoenergetico così ottenuto passa in una regione dove agisce un solo campo magnetico  $B$ . Essi saranno così sottoposti alla forza di *Lorentz*:

$$F = q \cdot (E + v \times B)$$

Essendo il campo elettrico  $E$  nullo, la forza è dovuta al solo campo magnetico.

Andando ora ad eguagliare tale forza con quella centripeta si ottiene il raggio di curvatura  $r$ :

$$r = \frac{mv}{qB}$$

Essendo la massa, la carica, e il campo magnetico costante, e il modulo della velocità non cambierà essendo la forza diretta in direzione radiale, anche il raggio di curvatura sarà costante; le traiettorie descritte saranno così archi di circonferenza. A parità di carica e di energia cinetica, a particelle di massa diversa corrispondono velocità diverse, quindi raggi diversi. Noti il campo magnetico e le differenze di accelerazione, è possibile risalire al rapporto massa su carica. Il rilevatore di posizione può essere una lastra fotografica.

### ***3.3.1.2 Sensore di idrogeno***

Come dice il nome esso è un rilevatore di gas, in particolare di idrogeno. Sono sensori a basso costo, compatti e tempo di vita elevato. Sono in grado di rilevare percentuali di idrogeno dello 0,5% con tempi di risposta inferiori ad 1 secondo; caratteristiche importanti per l'utilizzo di nostro interesse, dove è fondamentale riconoscere in tempi brevi una piccola perdita.

Sono presenti diversi tipi di micro-sensori, anche se la maggior parte di essi utilizza del palladio. Questo è in grado di assorbire idrogeno creando idruro di palladio, anche se il tempo di risposta aumenta notevolmente quando si trova a basse temperature. Sono presenti sensori a fibra ottica che sfruttano principalmente la variazione dell'indice di rifrazione in seguito all'assorbimento dell'idrogeno da parte del palladio. Sono poi presenti altre tipologie di sensori tra le quali riportiamo quella utilizzata nel caso pratico prima riportato, che si basa sul diodo di *Schottky*. In esso sono utilizzati dei semiconduttori di ossido di metallo, sui quali è appoggiato un isolante sul quale è presente l'elemento sensibile all'idrogeno, composto da una lega di palladio. Quest'ultimo cambia le sue proprietà andando a variare le caratteristiche elettroniche del sistema. Il non usare palladio puro è dato dal fatto che questo ad alte concentrazioni di idrogeno è soggetto ad un cambiamento di fase che può portare a isteresi o addirittura al danneggiamento della superficie. In figura 11 è riportato la struttura del sensore, dove è possibile notare la presenza di un sistema di rilevamento della temperatura e di riscaldamento in quanto, come già detto, a basse temperature il tempo di risposta del palladio aumenta.

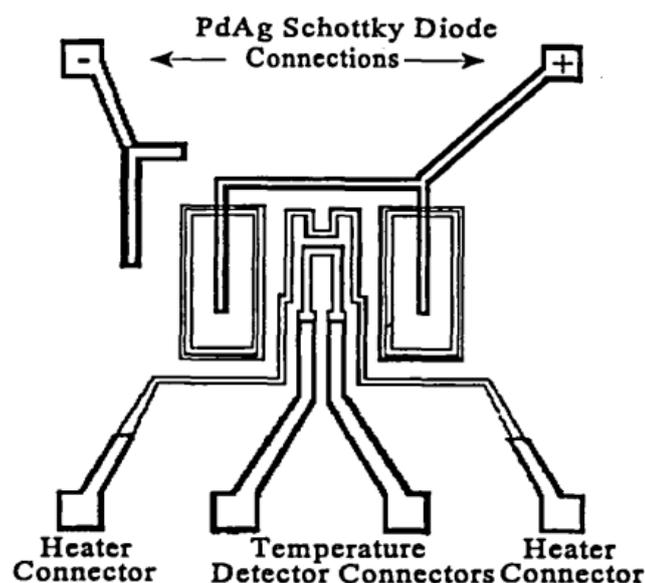


Figura 11 Rappresentazione di un sensore di idrogeno basato sul diodo di Schottky (da NASA) [9]

### 3.4 Test dissipazione termica

È fondamentale che la temperatura di alcuni elementi del satellite rimanga in un certo *range* di variazione, per evitare il verificarsi anticipato di fenomeni quali:

- *outgassing*, perdita di gas da parte di alcuni materiali per evaporazione;
- cricche o rotture dei materiali dovute all'espansione termica;
- contrazioni con conseguente aumento di pressioni locali;
- surriscaldamento dei materiali dovuto alla variazione delle proprietà di convezione e di conduzione.

Gli elementi e i materiali solitamente controllati sono i seguenti: rivestimenti, che possono essere vernici, protettivi e gli stessi rivestimenti termici; materiali isolanti; giunti di collegamento; componenti o superfici placate; sigillanti; collegamenti organici e non organici; strutture di rinforzo.

In fase di ascesa il satellite che si trova all'interno del lanciatore è soggetto a riscaldamento attraverso conduzione con gli oggetti in contatto, ad esempio il sistema di separazione e irraggiamento dalle superfici esterne del vettore.

In orbita il satellite è direttamente esposto all'ambiente esterne e il riscaldamento avviene in differenti modi: tramite irraggiamento diretto dai raggi solari, irraggiamento dovuto alla riflessione terrestre dei raggi (albedo) e alla radiazione infrarossa emessa dalla Terra. Questi due ultimi effetti saranno più importanti per i satelliti che stazionano in orbita bassa. Inoltre anche l'elettronica presente all'interno del satellite genera del calore che va tenuto in considerazione, così come quello generato dal sistema di propulsione quando attivato.

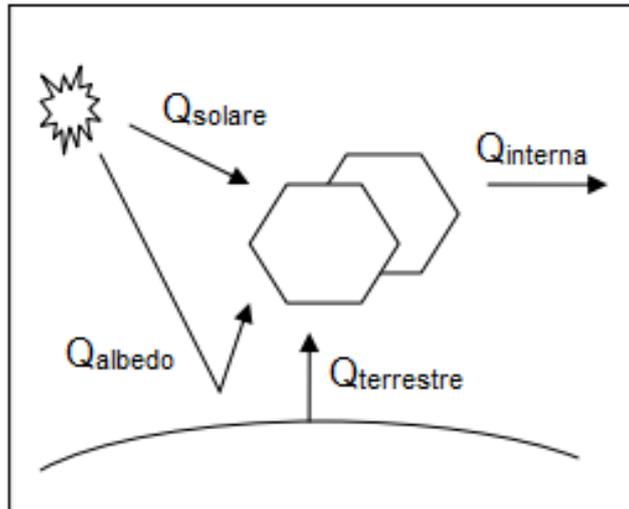


Figura 12 Fonti di riscaldamento per un sistema spaziale

Durante il periodo di eclissi, il satellite non è esposto ai raggi solari e sorge il problema opposto al riscaldamento: il raffreddamento eccessivo. Anch'esso può portare problematiche, soprattutto alla parte di avionica e al pacco batterie. Per ovviare a ciò si utilizza il calore generato dai pannelli fotovoltaici tramite opportuni scambiatori di calore. Anche per disperdere il calore in eccesso sono utilizzati degli scambiatori. Questi non possono però essere utilizzati su piccoli satelliti, dove la superficie non è sufficientemente ampia per ospitarli; è quindi necessaria una progettazione che tenga conto della necessità di dissipare calore, sfruttando la conduzione verso quelle superfici non esposte al Sole, e quindi a basse temperature.

Per effettuare le misure sono utilizzate delle termocoppie posizionate laddove sia necessario tenere sotto controllo le temperature raggiunte.

Sono tenuti in registrazione il modello di tutti gli elementi in prova, compreso il relativo fornitore, così come tutta la strumentazione utilizzata. Tutti i risultati sono schedati, compresi commenti, analisi ed eventuali non conformità rilevate.

Il monitoraggio delle grandezze è continuo, questo per osservare le variazioni di temperatura in relazione al diverso orientamento del satellite e posizione nell'orbita.

Nel caso di veicoli spaziali, quali ad esempio lo Space Shuttle, che doveva partire da terra e rientrare in atmosfera una volta conclusa la missione, era necessario adottare particolari strategie. Questo perché sia in fase di salita che di rientro, si raggiungono elevate temperature. Il secondo caso è la situazione peggiore, dove le temperature possono superare i 1600 °C. Queste sono dovute al passaggio dello strato limite, che si forma sulla superficie dello Space Shuttle, da laminare a turbolento, e al riscaldamento cinetico dovuto alle alte velocità. Sono così impiegati diversi materiali a seconda della superficie, in grado di resistere alle elevate temperature che si vengono a formare. In figura 13 è possibile notare i diversi materiali impiegati.



### 3.4.1 Sensoristica

Andiamo ora a presentare i sensori utilizzati nel controllo termico.

#### 3.4.1.1 Termocoppie

Le termocoppie sono in grado di misurare ampi intervalli di temperatura. Esse sono molto economiche ma hanno un'accuratezza limitata, sono infatti difficili da ottenere errori sistematici inferiori ad un grado Celsius.

La termocoppia sfrutta l'effetto *Seebeck*, ossia che in un circuito formato da due conduttori di natura differente, sottoposto ad un gradiente termico, viene a crearsi una differenza di potenziale.

Lo strumento sarà quindi formato da due conduttori di differente natura, uniti tra loro in un punto, detto giunto caldo, dove viene applicata la temperatura da misurare. L'altra estremità, detta giunzione fredda, rimane libera. Quando è presente una differenza di temperatura tra le due giunzioni, si riesce a misurare una differenza di potenziale tra le estremità libere dei conduttori, nella giunzione fredda. Tale potenziale è legato alla differenza di temperatura tramite la seguente legge non lineare.

$$\Delta T = \sum_{n=0}^N a_n V^n$$

Dove i valori  $a_n$  dipendono dal materiale, ed  $n$  viene scelto, tra 5 e 9, in base alla precisione che si vuole ottenere.

Andando a misurare la temperatura della giunzione fredda tramite una termoresistenza, è possibile attuare una compensazione della temperatura ambiente, ed aumentare la precisione. In poche parole qualsiasi sia la temperatura esterna è come se il giunto freddo sia sempre ad una temperatura di 0 °C.

In base ai materiali utilizzati le termocoppie sono utilizzabili a differenti valori di temperatura.

### 3.5 Test vibro-acustico

Durante l'accensione dei motori al lancio e la fase di ascesa del lanciatore, si genera inevitabilmente del rumore. Esso si manifesta come onde acustiche e vibrazioni sulle strutture, che si combinano tra loro e rendono il fenomeno più complesso. Le sollecitazioni in fase di salita sono dovute anche a separazione dei flussi e onde di Shock, che nella fase supersonica diventano più rilevanti rispetto al rumore generato dai motori. I livelli di vibrazione che vengono a generarsi possono essere tali da causare fenomeni di fatica o rotture a livello strutturale. L'ambiente che viene a generarsi è ostile anche per i componenti elettronici ed il *payload*. La verifica consisterà quindi nel misurare le onde di pressione (acustiche) e le vibrazioni, tramite accelerometri e sensori di pressione acustica che riporteremo in seguito.

Il rumore generato dai propulsori copre l'intera gamma di frequenze, anche se prevalgono le alte frequenze. Queste si generano nel caso di deviazioni di flussi e di riflessioni acustiche. Esse sono fonte di preoccupazione in quanto causano elevate vibrazioni locali, con frequenti inversioni di sollecitazione; questo può provocare rottura a fatica durante la fase di salita.

Lo scenario che si viene a creare in fase di lancio varia da lanciatore a lanciatore, ognuno con sue frequenze caratteristiche.

Risulta così fondamentale uno studio preliminare del campo di sollecitazioni che viene a crearsi in ogni vettore, in modo tale da poter anche progettare il *payload* che dovrà trasportare.

Viene ora presentato il caso dello Space Shuttle al lancio, con tutte le relative problematiche. Esso, riportato in figura 14, è costituito da un *Orbiter*, dove risiede l'equipaggio e l'eventuale *payload*, due booster laterali a propellente solido (SRB, *Solid Rocket Booster*) e un serbatoio contenente ossigeno e idrogeno liquido che alimentano i motori principali, posti sotto l'*Orbiter* (SSME, *Space Shuttle Main Engines*).



**Figura 14 Space Shuttle al momento del lancio**

In questo caso un altro fattore da tenere in considerazione è anche la presenza di un equipaggio a bordo. Il rumore oltre che causare sollecitazioni, è così anche fonte di disturbo.

Sono state effettuate numerose prove per verificare gli effetti delle sollecitazioni vibro-acustiche sul corpo umano, dove la situazione si complica in quanto sono da considerare sia gli effetti meccanici che quelli psicologici. Inoltre le conseguenze di queste sollecitazioni sono diverse da persona a persona. Per quanto riguarda le prime sono diverse le parti del corpo umano che possono essere considerate come sistemi meccanici.

Ne sono un esempio il sistema addome-torace, mandibola-cranio e testa-collo-spalle. Sono stati trovati valori di frequenze che mandano in risonanza gli insiemi sopra, rendendo di fatto difficile l'isolamento. Così come sono presenti modi di vibrazioni propri delle ossa con determinate frequenze di risonanza.

Oggetto di test sono anche gli effetti psicologici che le vibrazioni inducono sull'equipaggio, in termini di dolore e malessere. I risultati hanno dimostrato

che le conseguenze di vibrazioni a bassa frequenza sono molto diverse da quelle ad alta frequenza, così come esse dipendano da fattori quali l'intensità, la durata e il punto di applicazione. Inoltre entrano in gioco anche moltissimi fattori esterni, ciò provoca così l'impossibilità di relazionare tutte queste variabili.

I risultati di queste sollecitazioni possono portare fatica e una diminuzione di efficienza e concentrazione nell'eseguire determinati operazioni.

Fortunatamente le vibrazioni sono concentrate soltanto in fase di lancio e durante i due minuti seguenti di salita e volo transonico. Le sollecitazioni che si generano durante il lancio dello Space Shuttle sono state monitorate e registrate, ed avvengono nel seguente ordine: il rumore e le vibrazioni iniziano al momento dell'accensione dei motori principali. Questo è avvertito come un forte boato ed intense vibrazioni. Queste vanno ad intensificarsi al momento dell'avvio dei razzi a propellente solido. Le vibrazioni aumentano poi fino al raggiungimento di Mach 1, quando si aggiungono le sollecitazioni dovute alle onde d'urto. Dopo di che le sollecitazioni si attenuano, dovuto al fatto che la densità dell'aria cala. Al raggiungimento dei 2 minuti dopo il lancio, si ha una esplosione dovuta alle cariche pirotecniche che permettono lo sgancio dei due booster laterali.

Ma questo avviene ad altezze elevate, dove vista la bassa densità dell'aria, fa sì che non si formino onde d'urto o acustiche tali da poter disturbare l'equipaggio. Sono infatti quasi assenti anche le sollecitazioni dovute ai motori principali.

È riportato in figura 15 l'andamento delle vibrazioni, in termine di fattore di accelerazione  $g$ , nel tempo, riportato in relazione al momento di accensione dei booster a propellente solido. Lo studio degli effetti delle sollecitazioni vibro-acustiche sulla struttura ha richiesto uno studio maggiore.

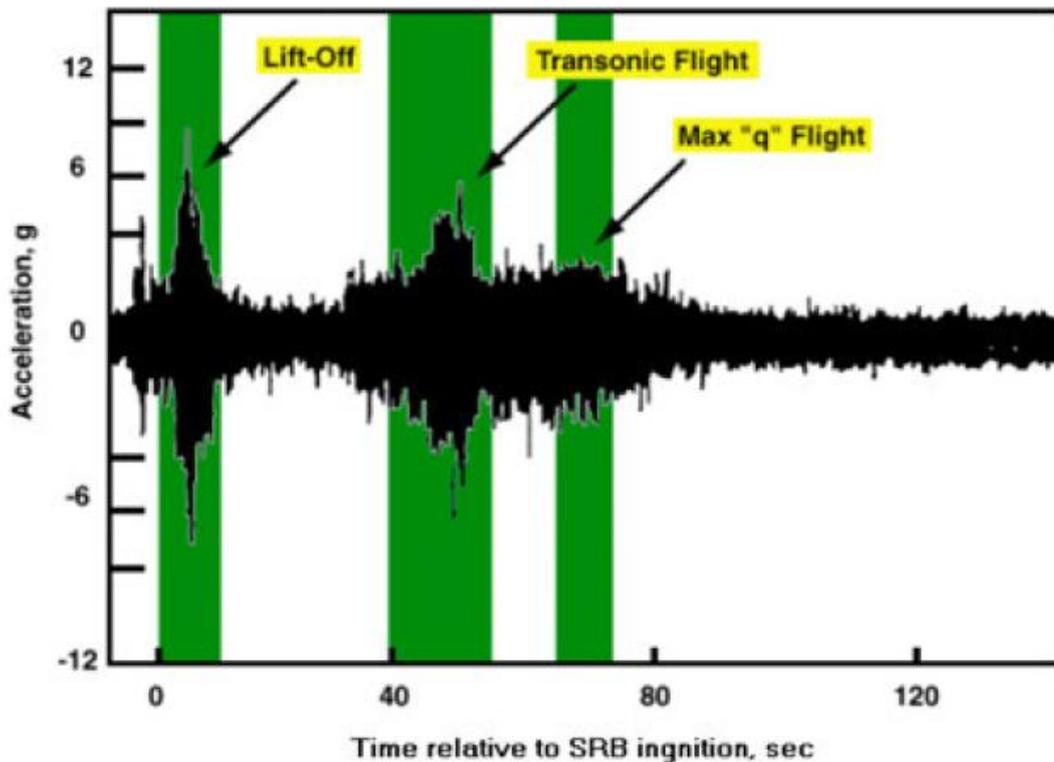


Figura 15 Andamento delle vibrazioni nel tempo durante il lancio dello Space Shuttle (da Ingegniere. Revista chilena de ingeniería) [11]

Esse provocano fenomeni di fatica meccanica; questa avviene quando le vibrazioni hanno intensità elevata o sono applicate per un lungo periodo di tempo. Il fenomeno della fatica è originato da cedimenti locali, che altro non è che lo scorrimento di strati atomici tra loro. Questo avviene in seguito a concentrazioni di tensioni, sarà così fondamentale andare a monitorare quelle zone della struttura soggette a ciò. Si utilizzano allo scopo degli accelerometri, in seguito presentati, che misurano i valori di vibrazione.

Analizzando poi i dati ottenuti, che saranno inviati a terra tramite telemetria, è possibile verificare che non sia stata superata una certa soglia di valore precedentemente calcolata con i test a terra. Questo è per controllare che non si vadano a generare cricche che potrebbero poi portare a cedimenti strutturali.

Altro fenomeno a cui sono soggette le strutture è la fatica acustica. Questa è dovuta sia all'esposizione diretta alle radiazioni acustiche sia alle vibrazioni che si trasmettono attraverso le strutture. Le prime sono generate dai

propulsori, ma anche dai disturbi presenti nello strato limite alle alte velocità.

È inoltre possibile notare dalla figura 16 le fonti di rumore provenienti da un getto supersonico, dove la principale è lo shock, causato dal mescolamento dei gas caldi con l'ambiente circostante.

Alcune parti della struttura, come l'ugello di scarico, il bordo d'uscita delle ali e i pannelli posteriori, sono interessate da queste onde di pressione acustica, perciò è necessario conoscere l'entità delle sollecitazioni attraverso l'utilizzo di sensore di pressione acustica.

I dati sui carichi acustici usati per il progetto dello Space Shuttle furono ricavati da modelli in scala e dalle conoscenze acquisite con il *Saturn V*, viste le similitudini con quest'ultimo.

La differenza da considerare era un grosso impulso di pressione che avveniva all'accensione dei booster laterali.

Dopo il primo lancio di test dello *Space Shuttle*, nel 1981, si andò a verificare l'efficacia del sistema in se. Dopo un'attenta ispezione al rientro dalla missione, si osservò la perdita di 16 piastrelle isolanti, e ben 148 danneggiate.

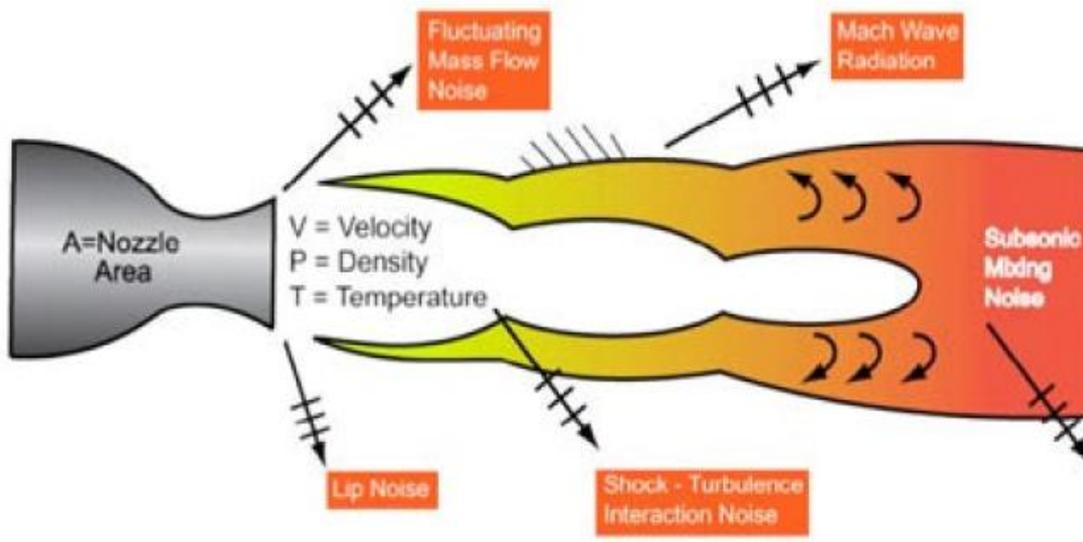


Figura 16 Fonti di rumore in un getto supersonico (da Ingegniere. Revista chilena de ingeniería) [11]

Questo fu dovuto alla forte energia acustica riflessa che interessava le ali e le superfici di controllo dell'*Orbiter*. A seguito di ciò fu effettuata una modifica sulla piattaforma di lancio. Si andò a modificare il sistema che nebulizza l'acqua per sopprimere il rumore acustico e raffreddare le superfici, di modo tale da avere la giusta portata direzionata sulle parti più critiche. L'acqua costituisce una barriera che blocca le onde di pressione riflesse, rendendole meno intense. Furono inoltre aggiunti dei pannelli per proteggere le ali dell'*Orbiter*, il serbatoio esterno e i booster da agenti atmosferici (ad esempio la grandine) e su questi sono stati applicati dei sensori di pressione acustica così da monitorare la situazione al lancio. Nella figura 17 è possibile visualizzare la disposizione di tali sensori.

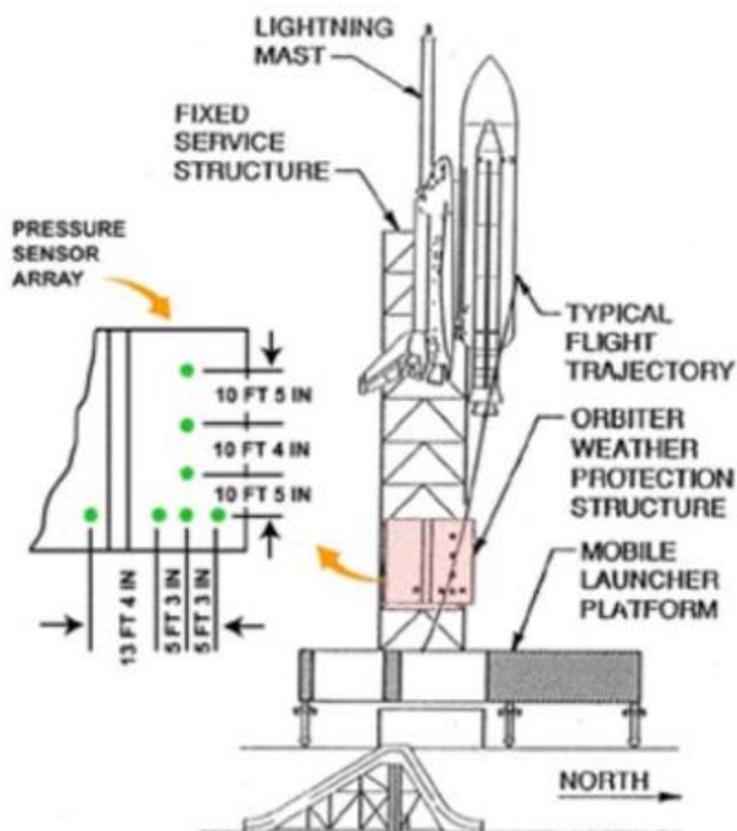


Figura 17 Posizione dei sensori di pressione acustica sul sistema di protezione dell'*Orbiter* (da Ingegniere. Revista chilena de ingeniería) [11]

### 3.5.1 Sensoristica

In questo test sono impiegati accelerometri e sensori di pressione descritti nei controlli eseguiti sul lanciatore (capitolo 3.1).

### 3.6 Deployment structures test

Questo test è rivolto a tutte quelle apparecchiature che sono stivate all'interno del satellite, così da occupare un volume minore all'interno del lanciatore, e devono essere poi dispiegate. Questi componenti possono essere: antenne, pannelli fotovoltaici ed eventuali boom. A volte sono presenti anche delle coperture nelle apparecchiature ottiche e nei radiatori che devono essere quindi scoperte.

Attualmente per realizzare lo spiegamento di varie strutture sono utilizzati bulloni pirotecnici (vedi figura 18).

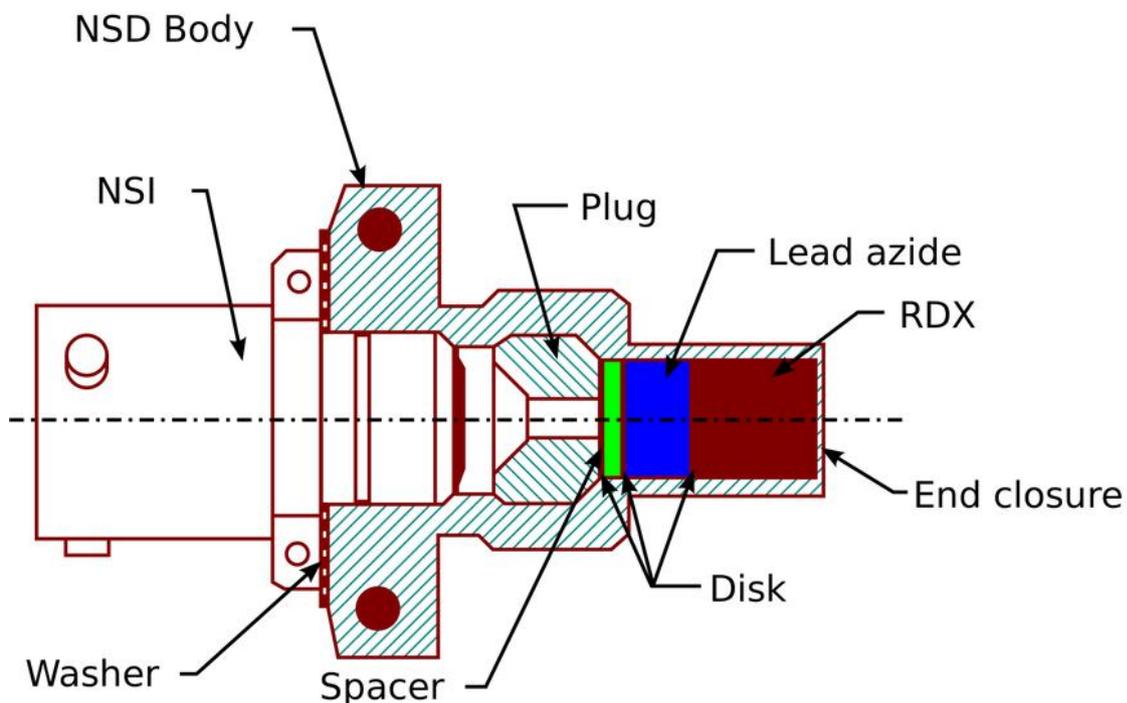


Figura 18 Schematico di un bullone pirotecnico (da Wikipedia) [12]

Essi sono essenzialmente bulloni, formati quindi da vite e dado, con una carica pirotecnica. Essa è comandata da remoto e fa sì che il bullone si distrugga comportando l'immediato rilascio delle due parti precedentemente fissate. Viene ora riportato come caso pratico il dispiegamento delle appendici dei satelliti *GOES (Geostationary Operational Environmental Satellites)* utilizzati per telerilevamento terrestre e previsioni meteo.

Essi sono rilasciati in orbita bassa e devono poi passare in orbita geostazionaria.

Le appendici estraibili di questi satelliti sono: pannelli solari, bracci con magnetometri, vele solari, coperture di protezione dei radiatori. Per i satelliti della serie GOES-NOP erano presenti anche un'antenna e una copertura per la strumentazione ottica. In questo caso sono stati utilizzati dispositivi pirotecnici, azionati da terra, che vanno a recidere delle aste in tensione permettendo così il dispiegamento dell'appendice. Essi sono presenti in numero ridondante, così come il circuito che li aziona, onde evitare fallimenti.

Per la missione in esame questa fase è stata suddivisa in tre parti:

- inizialmente, poco dopo la messa in orbita, e dopo avere compiuto una manovra di spin down (durante la quale si diminuisce la velocità di rotazione del satellite attorno ad un suo asse), i pannelli fotovoltaici sono parzialmente aperti. Vengono così compiute manovre per dirigerli verso il Sole. Serviranno a fornire la giusta quantità di energia durante la fase di trasferimento orbitale.
- Appena raggiunta l'orbita geostazionaria vengono dispiegati i bracci contenenti i magnetometri, i pannelli fotovoltaici completamente e la vela solare.
- Infine, dopo un periodo che va dai 14 ai 21 giorni, vengono aperte le protezioni della strumentazione ottica e poi dei radiatori.

### **3.6.1 Pannelli solari**

Consistono di due pannelli coperti in un lato da celle solari. Essi sono collegati alla struttura del satellite tramite un giunto capace di ruotare e di mantenere in posizione ideale i pannelli rispetto al Sole. Durante il lancio essi sono piegati in un lato del satellite e tenuti tramite cavi in tensione. Essi sono poi tagliati da dispositivi pirotecnici, azionati con comando da terra, e l'apertura è effettuata da molle di torsione. Sono presenti interruttori nelle cerniere che, tramite telemetria, avvisano il segmento di terra quando i pannelli sono arrivati in posizione estratta. L'operazione di apertura è suddivisa principalmente in due: una che avviene prima del trasferimento, e la seconda, composta a sua volta da due fasi, effettuata al raggiungimento dell'orbita geostazionaria. I vari stadi sono riportati nella figura 19.

Nella prima fase sono tagliati i cavi di tensione e i pannelli si aprono e si bloccano a 90 gradi, tenuti da altri cavi simili ai primi. Dopo di che, al raggiungimento dell'orbita finale il pannello ruota di altri 90 gradi. L'appendice per il controllo d'assetto è ruotata in modo tale da avere il minimo momento di resistenza. Come fase finale il pannello è poi completamente aperto.

#### **3.6.1.2 Vela solare**

Sul lato opposto dei pannelli solari viene estratto un braccio con una vela solare, per bilanciare il momento causato dalla pressione di radiazione solare sui pannelli. Durante il lancio la vela e il braccio sono stivati all'interno del satellite e tenuti in posizione da un tirante metallico, che viene poi reciso tramite un dispositivo pirotecnico, permettendone l'apertura. Appena rilasciato esso scatta fuori velocemente. Per ottenere un'estrazione lenta e sicura esso è accompagnato da un cavo fissato ad una estremità al braccio metallico e all'altra ad un mulinello controllato da un motorino elettrico. Esso è azionato quando un sensore dà il segnale che l'apertura è iniziata e fermato quando il braccio è in posizione estratta, con un segnale proveniente

da sensori in numero ridondante. Se il motore non viene bloccato, per evitare anni, il cavo viene scollegato dal mulinello. L'estrazione può essere fermata ma non invertita. Una volta completata la procedura la vela viene estratta. In figura 20 è riportata tutta l'operazione.

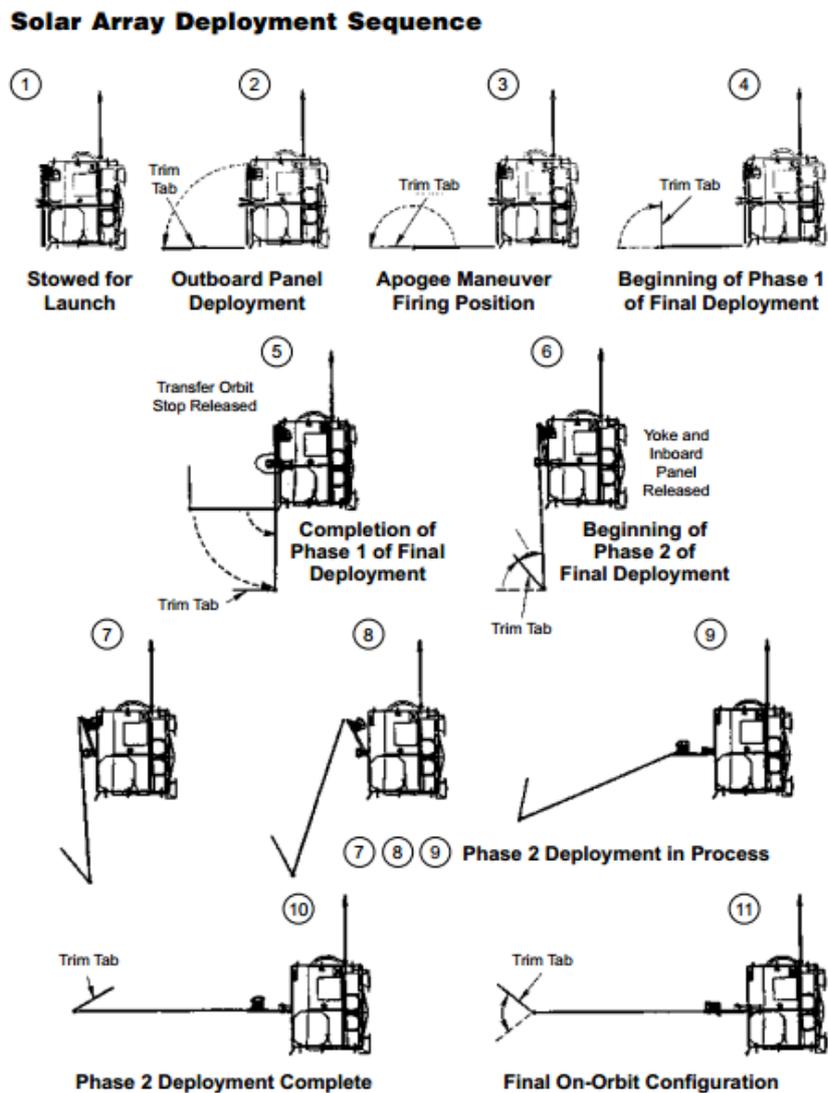


Figura 19 Sequenza di apertura dei pannelli fotovoltaici in satelliti della serie GOES (da GOES DataBook) [13]

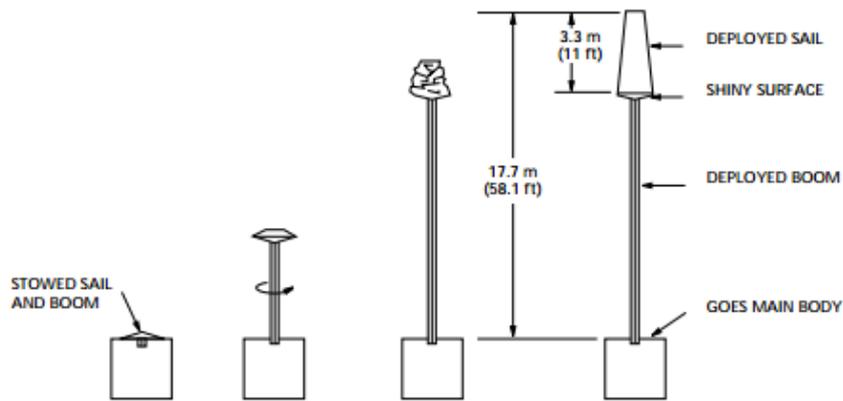


Figura 20 Sequenza di apertura della vela solare per satellite della serie GOES (da GOES DataBook) [13]

### 3.6.1.3 Magnetometri

Essi sono posizionati all'estremità di un braccio in grafite epossidica, così da renderlo leggero e meno soggetto a distorsioni dovute al calore. I magnetometri sono mantenuti distanti dal satellite per evitare interferenze con esso. Durante il lancio il braccio è in posizione chiusa, mantenuta da un cavo in tensione, che viene poi tagliato da un dispositivo pirotecnico e si apre grazie all'azione di due molle di torsione ridondanti. Una volta raggiunta la posizione estesa è tenuto fermo, anche da eventuali vibrazioni, da molle a balestra. Sono presenti sensori che inviano un segnale al momento del rilascio e una volta arrivato in posizione aperta. Questi possono essere così inviati tramite telemetria a terra e verificare se ci sono stati eventuali malfunzionamenti.

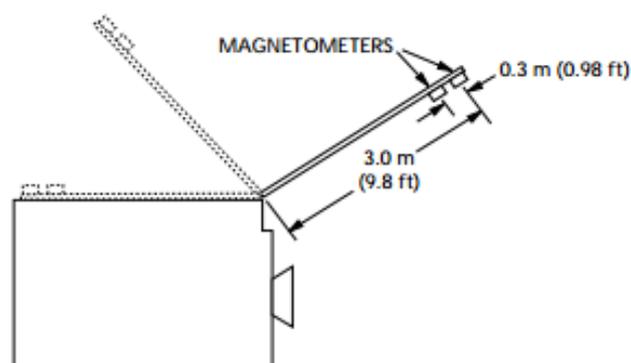
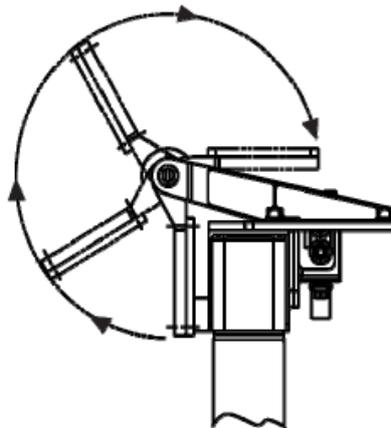


Figura 21 Estrazione del braccio con magnetometri per satelliti GOES (da GOES DataBook) [13]

#### **3.6.1.4 Protezioni per strumentazione e radiatori.**

Queste coperture sono le ultime a essere aperte, una volta raggiunta l'orbita finale. Esse hanno la funzione di proteggere la strumentazione o i radiatori da eventuali detriti che potrebbero finirvi durante il lancio e il trasferimento orbitale e dai raggi diretti del Sole per quelle apparecchiature sensibili a ciò. Le coperture sono aperte tramite cariche pirotecniche e a volte sono divise in due parti. Una volta aperte sono tenute in posizione dalla rigidità della stessa molla che ne ha permesso l'azionamento.

Sono presenti dei microinterruttori che indicano l'inizio e il completamento dell'apertura. Nella figura 22 è possibile vedere l'esempio di apertura di una copertura per strumentazione ottica.



**Figura 22** Apertura delle protezioni per strumentazione ottica in satelliti GOES-NOP (da GOES DataBook) [13]

#### **3.6.1.5 Antenna**

L'antenna viene immediatamente estratta dopo il lancio, per permettere il collegamento a terra durante la fase di trasferimento orbitale.

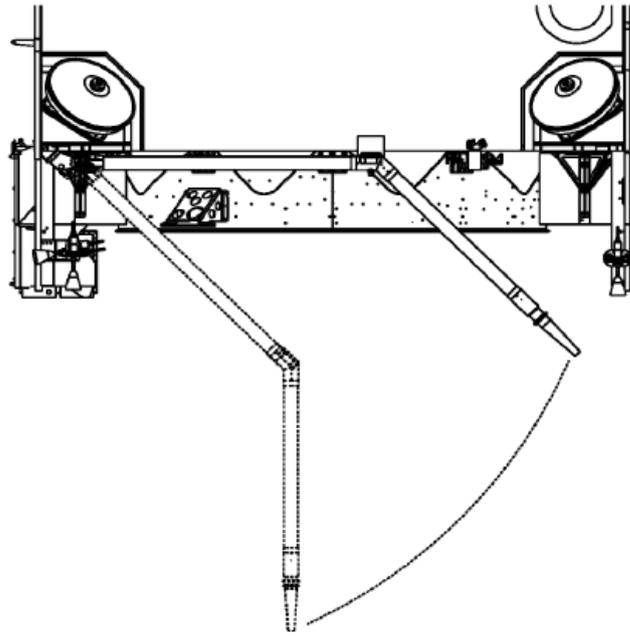


Figura 23 Procedura di dispiegamento dell'antenna in satelliti GOES-NOP (da GOES DataBook)  
[13]

### 3.6.2 Sensoristica

Per verificare il dispiegamento delle appendici sono utilizzati microinterruttori, che saranno ora brevemente descritti.

#### 3.6.2.1 Microinterruttori

Quello riportato in figura 24 è un classico esempio di microinterruttore, che altro non è che un interruttore elettrico azionato tramite una piccola forza, che va a chiudere il circuito elettrico, permettendo di fatto il passaggio di un segnale. Il sensore è composto da due balestre, quella esterna piatta e lunga, ancorata sulla sinistra, e quella interna curva che è precaricata. Fino a che la prima non è premuta, la seconda balestra mantiene chiuso il contatto normalmente chiuso posto a destra. Quando l'attuatore incomincia a premere, solo quando la lamina piatta avrà raggiunta una certa flessione si genererà una forza tale da poter comprimere la balestra curva e chiudere il contatto normalmente aperto.

L'attivazione dell'interruttore avviene ripetutamente per la stessa posizione dell'attuatore. Punti di forza di questo sensore sono il costo e il peso molto

contenuto, l'elevata durata nel tempo (fino a 10 milioni di cicli) e le piccole dimensioni.

Essi sono impiegati per rilevare la presenza o meno di un contatto fisico, in particolare come nel nostro caso hanno lo scopo di avvisare se l'estrazione dell'appendice è stata completata o no.

Alcuni microinterruttori presentano isteresi; questo fa sì che una erronea inversione di marcia dell'attuatore non sia sufficiente ad aprire il contatto, potendo generare un segnale oscillante. È così necessaria un significativo movimento. Il difetto principale di questo sensore è il ritardo che può esserci dal momento del contatto al passaggio del segnale, svantaggio non rilevante per l'applicazione di nostro interesse.

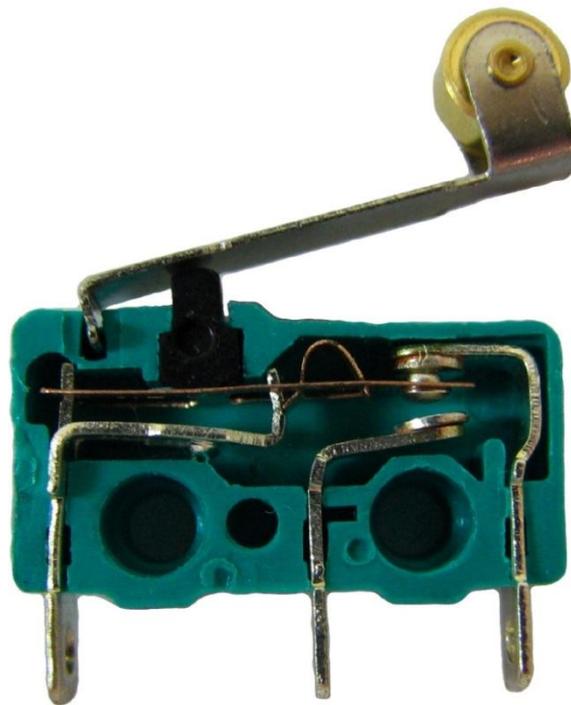


Figura 24 Microinterruttore (da Wikipedia) [14]

### 3.6.3 Sviluppi

Per quanto riguarda futuri sviluppi l'Agenzia spaziale europea sta cercando di sostituire i dispositivi pirotecnici, ora come ora utilizzati per il

dispiegamento di appendici, con degli attuatori non pirotecnici (NEA, *Non-Explosive Actuators*); questo per la pericolosità nel maneggiare i primi. In particolare sono in fase di te gli attuatori della serie ERM (*Ejector Release Mechanism*) della *TiNi Aerospace*. Essi si basano sulla tecnologia a memoria di forma, altro non è la caratteristica di alcuni materiali di ritornare alla precedente forma quando riscaldati. Questa capacità è dovuta al fatto che se il materiale si trova al di sotto della sua temperatura di cambiamento di fase, la sua forma può essere facilmente modificata ed esso la mantiene; quando poi è riscaldato al di sopra di tale temperatura, la struttura cambia (da martensite ad austenite) e ritorna alla forma precedente.

Questi attuatori hanno la capacità di poter lavorare anche disallineati rispetto la struttura in cui sono montati, ciò permette l'utilizzo con appendici che si aprono formando un arco.

In figura 25 sono riportati i vari modelli. Come si osserva essi presentano una base che va ad interfacciarsi con la struttura del satellite, e sul pin posto superiormente va collegato l'elemento da trattenere in posizione chiusa al lancio e poi dispiegare.



Figura 25 Famiglia di attuatori non esplosivi ERM (da TiNi Aerospace) [15]

#### 4 TELEMETRIA

Sono ora riportati gli aspetti principali della telemetria, che come già specificato è utilizzata per inviare i dati a terra. Si fa riferimento alla normativa ECSS-E-70-41.

La telemetria è appunto la tecnologia attraverso la quale è possibile effettuare misure di dati a distanza. La telemetria può essere fatta tramite cavi, fibre ottiche o, come nel caso d'interesse spaziale, attraverso trasmettitore radio. Sono così trasmessi segnali tra il satellite e le stazioni a terra dove oltre che ricevere, è possibile inviare specifici comandi attraverso un sistema di telecomando.

Questa è l'unica via attraverso la quale è possibile osservare e controllare le funzioni del satellite da terra. Il sistema di telemetria sarà quindi affiancato da una moltitudine di sensori che hanno il compito di rilevare le differenti grandezze d'interesse. Queste sono poi convertite in segnale (*encomino*) e trasmesse a terra tramite un trasmettitore che si affida a un'antenna. Il satellite dovrà inoltre essere in grado di elaborare flussi multipli di dati andando a separare quelli in uscita e quelli in entrata secondo l'ora di ricevimento, o basandosi sulla differenza di frequenza. La stazione a terra ricevuto il segnale lo ritrasforma in informazioni (*decadine*) e potrà poi, se necessario, inviare comandi al satellite. Il sistema di telemetria è altresì utilizzato per il tracciamento del satellite. Questo invia segnali radio che sono ricevuti a terra dal sistema di telemetri e tracciamento (*TT&C, Telemetri, cracking and command*). Grazie a ciò è possibile seguire il movimento del satellite.

Un altro elemento del sistema è il *transponder*; esso è un ricevitore a banda larga composto da un *de-multiplexer* in ingresso e un amplificatore di potenza. Il primo è capace di separare le diverse informazioni ottenute dal segnale in ingresso. Entrambi gli elementi creano un canale di comunicazione che riceve e comunica segnali tra le antenne. Il sottosistema

delle antenne riceve e invia i dati a terra, o viceversa. Sono, infatti, presenti due tipologie di antenne: antenne dipolo che ricevono i segnali da terra; e le antenne direzionali usate per la trasmissione.

La telemetria si suddivide principalmente in telemetria del *payload* e telemetri di controllo dello stato del satellite (*Housekeeping*).

La normativa ECSS impone anche sulla telemetria degli standard da seguire. Innanzitutto è necessario valutare sin dalle prime fasi del progetto quali componenti saranno soggetti a misurazione e quindi invio di dati tramite telemetria, così da andare ad assegnare ad ogni processo un codice che lo identifica (ID). Con questo identificativo è possibile riconoscere sia la fonte, ossia da quale dispositivo all'interno del satellite provengono i dati, sia la destinazione, ossia il sistema a cui inviare i dati a terra, per poi essere analizzati. Per assegnare i sopracitati identificativi vengono considerati semplici fattori come: il numero di fonti a bordo (vari sottosistemi, presenza di un *payload*); lo schema della canalizzazione virtuale, che sarà spiegato in seguito; i requisiti per separare i dati da una certa fonte o verso una determinata destinazione.

Il flusso di dati arriva a terra sotto forma di “pacchetti”. A volte il limitato numero di cifre da poter usare per gli identificativi (numero di bit) può limitare i possibili processi da controllare attraverso la telemetria. Deve essere inoltre presente un contatore che si incrementa ogni qualvolta una fonte invia un pacchetto di dati. È presente un contatore per ogni combinazione di fonte e destinazione, così da poter valutare eventuali non conformità. Ossia nel caso ci sia una discontinuità nel contatore, questo sta a significare una possibile perdita di qualche pacchetto di dati. Laddove sia importante identificare perdite di informazioni nella telemetria ad un livello di dettaglio maggiore del codice identificativo del processo, è possibile inserire un secondo contatore nell'intestazione del campo dati.

Per il controllo della larghezza di banda della telemetria, a bordo del satellite, è utilizzata la canalizzazione virtuale. Questo permette, una volta che i vari flussi di dati arrivano a terra, di poterli distribuire alle varie destinazioni. L'allocazione delle varie classi di dati ai singoli canali virtuali non può essere cambiata dinamicamente durante la missione, anche se, a volte, è presente un meccanismo per la mappatura dei pacchetti verso i canali virtuali. In questi casi devono essere fornite informazioni riguardo tale mappatura.

Può essere utile in alcuni casi, come ad esempio quando il tempo di visione del satellite, dalla stazione di terra, è limitato, poter scegliere quali informazioni ricevere dalla telemetria. È così possibile ottenere una selezione dei pacchetti di dati a seconda delle priorità che si hanno. Ciò significa che l'importanza operativa del pacchetto deve essere indicata nella sua intestazione principale o nel campo dati. Una simile procedura può essere effettuata anche a terra, ossia nel caso debba essere trasmesso un comando con priorità maggiore rispetto ad un altro, la trasmissione di quest'ultimo è interrotta per fare spazio all'altro. Questa procedura è applicata sia quando i pacchetti di comandi sono destinati a differenti processi o allo stesso.

#### **4.1 Telecomando**

Come già accennato il telecomando consiste nell'invio di comandi da terra con lo scopo di far effettuare determinate operazioni al satellite, o richieste di servizio. I comandi inviati solitamente richiedono una sequenza di diverse azioni, quali ad esempio l'attivazione di relè o il caricamento di un dato. Proprio per questo a volte può essere presente una determinata sequenza da rispettare per far sì che il comando sia eseguito. Ogni funzione di telecomando è un'azione autonoma e autosufficiente, ossia che viene

eseguita senza dover inviare altri comandi. Infatti può contenere, o richiamare, delle azioni di livello inferiore.

Per ridurre al minimo la possibilità di fallire la missione, da terra deve essere possibile, a fronte dell'insorgere di problemi, avere le possibilità di aggirare una funzione di bordo che può essere non funzionante e avere così la possibilità di andare ad eseguire direttamente azioni elementari.

Alcune di queste azioni (quali accensione e spegnimento), chiamate comandi di sistema, sono eseguite dall'hardware di bordo. Esse possono essere incorporate all'interno di funzioni inviate tramite telecomando. Una volta ricevute dal satellite sono estratte le relative azioni e direzionate ai dispositivi. Questa procedura è usata nel caso si debba by-passare dispositivi o processi che non rispondono. A volte sono invece presenti delle unità di distribuzione di impulsi di comando posizionate nei componenti che richiedono tali comandi. Le diverse unità sono attivate richiamando il relativo processo di applicazione, e sono utilizzate per quelle azioni ad elevata priorità da eseguire con il minimo intervento del software di bordo.

Certi comandi di sistema possono essere raggruppati o posti in sequenza così da costituire una funzione di comando di alto livello. Per garantire che essa venga completa eseguita o no, vengono "impacchettati" insieme quei comandi di sistema della stessa tipologia (azioni di accensione/spegnimento o caricamento di dati) con un pacchetto di telecomando.

Al fine di garantire che il comando sia stato ricevuto ed eseguito dal satellite si esegue la verifica di telecomando. Essa consiste nell'invio di feedback a terra riguardo l'esecuzione della funzione, a diverse fasi di essa. Nella figura 26 è riportato un esempio di esecuzione di un comando.

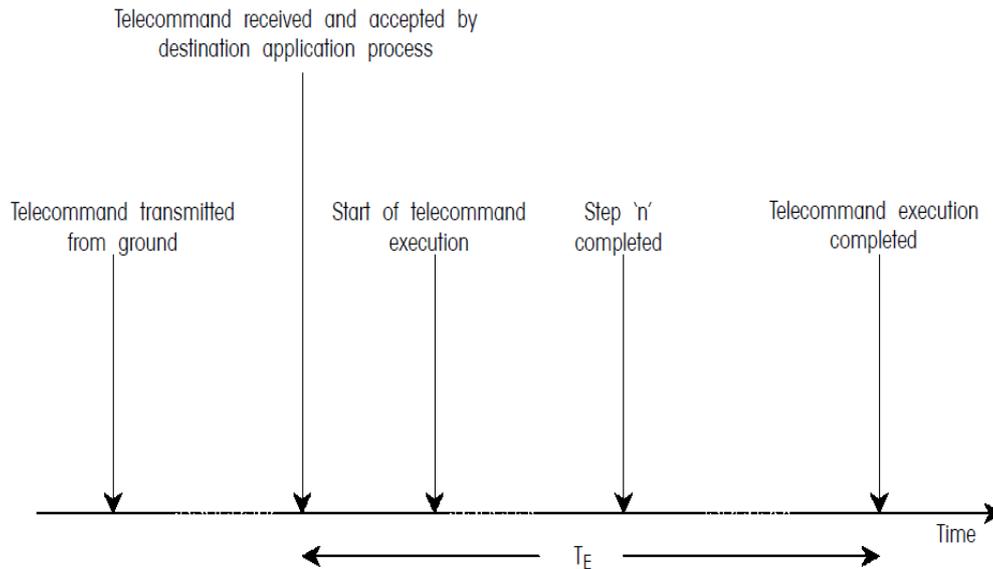


Figura 26 Sequenza di esecuzione di un telecomando (da ECSS-E-70-41A) [16]

Il tempo che intercorre tra l’invio del telecomando da terra e la ricezione e accettazione da parte del satellite è dovuto al ritardo di propagazione o alla priorità con cui è rilasciato il comando al processo di applicazione. In figura 27 sono riportati i requisiti differenziati per comandi immediati o ad esecuzione ritardata.

	<b>Immediate command</b>	<b>Delayed execution command</b>
Short execution duration $T_E < 10 \text{ s}$	$A + E_t$ or $E_t$	$A + E_t$
Long execution duration $T_E > 10 \text{ s}$	$A + E_s + E_p + E_t$ or $E_s + E_p + E_t$	$A + E_s + E_p + E_t$
Where: A = Notification of telecommand acceptance E = Execution report: $E_s$ = Execution start $E_p$ = Execution progress (one or more reports) $E_t$ = Execution complete		

Figura 27 Notifiche da inviare a terra (da ECSS-E-70-41A) [16]

Come si nota nel primo caso si può non inviare la notifica di accettazione del comando. Così come nel caso di una azione di breve durata è sufficiente inviare una sola notifica di esecuzione, che comprende lo stato di inizio e di completamento. Un fallimento in qualsiasi fase dell'esecuzione di un telecomando deve essere sempre segnalata, mentre la selezione di quale rapporto di successo, per ogni caso di telecomando, deve essere generata, dipende dallo scenario operativo in cui ci si trova.

Inoltre non tutti i vari tipi di comando devono essere verificati in ogni loro fase. I vari stadi di verifica per ogni azione sono così prima specificati, e il sistema di terra è configurato per garantire che sia richiesta la sola verifica di quella fase. I rapporti di verifica devono identificare senza ambiguità il comando, e nel caso di fallimento contenere dati per aiutare ad identificare il problema. La normativa impone infatti dei codici standard di errore per la fase di accettazione della verifica di telecomando, mentre per ulteriori fasi sono definiti in base alla missione. La verifica sopra riportata è applicata a quelle azioni originate a terra, incluse anche quelle pre-caricate a bordo per il rilascio di processi di un processo di applicazione in un secondo momento. Non rientrano i comandi generati autonomamente a bordo; la notifica di questi, e la loro successiva verifica, è effettuata tramite l'invio di un rapporto.

## **4.2 Rapporti di telemetria**

Vengono ora riportati i rapporti che per normativa il satellite deve inviare a terra.

### ***4.2.1 Rapporto di gestione***

Ogni satellite ha dei suoi predefiniti pacchetti contenenti dati sulla gestione generale, che si differenziano per la struttura, il contenuto e la frequenza d'invio. Essi devono comunque garantire che:

- lo stato del satellite sia riportato nella forma più completa possibile, evitando ambiguità;
- la frequenza di generazione deve essere compatibile con i requisiti, in termini di tempo di risposta, per poter effettuare un controllo e nel caso apportare correzioni, chiudendo così il “*loop*” da terra.

È prevista per questi pacchetti la possibilità di variare il contenuto di dati e la frequenza di generazione, in conseguenza alle mutate condizioni operative. Ad esempio mentre si sta eseguendo un test saranno inviate più informazioni per poter così verificare i parametri del sistema. Oppure in presenza di un’anomalia, o malfunzionamento a bordo, cui bisogna far fronte. La possibilità invece di poter aggiungere nuovi pacchetti non è imposta da normativa.

I pacchetti contenenti i dati di gestione sono inviati periodicamente, e su una certa larghezza di banda. È possibile inoltre che, a fronte di una mutata esigenza a terra, vengano inviati pacchetti solo di fronte ad una variazione di stato o prestazioni del sistema. Viene generato un pacchetto ogni qualvolta viene superata una certa soglia di variazione imposta da terra. Possono essere tralasciati in questo caso tutti quei parametri che variano continuamente valore; può però succedere che passino lunghi periodi di tempo in cui non viene inviata alcuna informazione. L’idea è così quella di generare un pacchetto periodicamente, ma con un periodo di tempo più lungo.

#### ***4.2.2 Rapporto di evento***

In aggiunta ai rapporti di gestione inviati periodicamente, il satellite deve inviare un rapporto ogni qualvolta si verifici un evento di importanza operativa, quali ad esempio l’avvio di azioni autonomamente in seguito al rilevamento di una anomalia. Siccome questi eventi non sono frequenti e solitamente sono inaspettati, le informazioni inviate a terra devono dare spiegazioni chiare e non ambigue, riportando quanto segue:

- segnalare la gravità nell'intestazione, per facilitare il sistema di rilevamento a terra e lo smistamento;
- includere un insieme di dati ausiliari così che il sistema di terra possa capire il contesto e la causa dell'evento.

#### ***4.2.3 Rapporto di statistiche***

Questo sistema è utilizzato per quelle missioni che devono limitare la quantità di dati da inviare a terra, come per esempio quei satelliti che trovandosi in orbita bassa hanno una copertura da terra limitata. Vengono inviati dati statistici quali la media, il minimo, il massimo e la deviazione standard dei parametri di bordo, così da avere una sintesi del comportamento del satellite durante il periodo nel quale non è visibile da terra.

L'insieme dei parametri da valutare deve essere predefinito e le statistiche continuamente calcolate. Una possibile estensione è prevista nel caso il sistema di terra possa modificare i parametri e l'intervallo di tempo durante il quale sono valutate le statistiche.

#### ***4.2.4 Informazioni sull'ora***

La normativa definisce il meccanismo con il quale il satellite deve segnalare il suo riferimento temporale al sistema di terra e le procedure da utilizzare a terra per relazione l'ora di bordo (OBT, *on-board time*) e l'ora a terra. La frequenza con la quale sono generati i pacchetti standard può essere fissa per la missione, o modificata in orbita nel caso l'accuratezza sia funzione della specifica fase della missione.

La conoscenza della correlazione tra i due orari permette al sistema di terra di ricostruire accuratamente la cronologia di bordo delle altre informazioni inviate con la telemetria. Le informazioni sull'ora possono essere riportate espressamente ad esempio in un parametro campionato o dedotte dalla conoscenza del divario di orario o dalla sequenza di campionamento a bordo.

La conoscenza dell'ora dei vari eventi servirà poi a fine test per riportare i vari eventi, e nel caso di *failure*, verificare l'ora a cui è avvenuta.

Il satellite inoltre effettuerà autonomamente la sincronizzazione di bordo con un orologio principale. Inoltre questa normativa non copre i differenti requisiti richiesti per quei satelliti che utilizzano il sistema GPS come ora di riferimento a bordo.

#### **4.2.5 Operazioni eseguite a bordo**

Come già accennato possono esserci casi in cui è il satellite stesso che compie autonomamente delle operazioni. Ciò può essere utile nel caso già menzionato, ossia quando non si ha una continua copertura da terra (satelliti in orbita bassa o sonde nello spazio profondo), oppure quando si vuole per qualche ragione minimizzare la dipendenza dal segmento di terra. Nel nostro caso in esame tale sistema potrebbe essere utilizzato per inserire all'interno del satellite una procedura di operazioni di test che debba compiere autonomamente. Ne sono un esempio i satelliti per telecomunicazioni e meteorologia, che pur avendo copertura continua, essendo in geostazionario, operano in questo modo. Questo è per eliminare il continuo invio di comandi da terra, andando così ad aumentare la disponibilità del servizio operativo. Queste operazioni non hanno però un feedback rilasciato dall'applicazione di processo.

Il modo più semplice per far svolgere queste applicazioni è quello di andare a memorizzare da terra la lista di operazioni indicando il corrispettivo orario, con riferimento a quello di bordo, a cui devono essere svolte. La normativa indica le seguenti possibilità di programmazione di queste operazioni:

- la programmazione dei comandi può essere suddivisa in sotto comandi, ognuno dei quali è controllato autonomamente;
- i comandi possono essere posti in sequenza, dove ad esempio quello successivo viene svolto solo se il precedente è andato a buon fine. Si

ha così una sorta di *feedback*. Questo può essere fatto anche rispetto a comandi effettuati in un momento precedente, utilizzando nella programmazione funzioni quali *IF, THEN...ELSE*;

- siccome solitamente le operazioni sono riprogrammate durante la vita operativa del satellite, deve esistere la possibilità di traslare nel tempo un blocco di comandi, evitando così l'operazione di eliminazione e caricamento delle singole azioni con un nuovo tempo di esecuzione;
- è prevista la possibilità di far eseguire un'operazione con un riferimento temporale relativo ad un determinato evento.

#### **4.2.6 Servizi**

Oltre all'invio dei report di cui si è parlato sopra e alla possibilità di seguire comandi da terra tramite telecomando, la telemetria permette inoltre l'attivazione di funzioni implementate a bordo del satellite. Questi sono i servizi, ossia un insieme di funzioni che comprendo anche tutte le attività che permettono di relazionare le informazioni tra loro. I servizi richiedono una forte interazione tra il processo di bordo che li esegue e il segmento di terra.

Per tali servizi la normativa definisce delle specifiche, quali:

- cosa può essere richiesto dal servizio;
- come avvisare il segmento a terra riguardo il successo o non di richieste e su eventi avvenuti durante l'esecuzione del servizio;
- quali attività interne dovrà eseguire il servizio.

Ciò che andremo a presentare è il servizio relativo ai test.

#### **4.2.7 Servizio di test**

Esso permette di andare ad attivare le funzioni di test implementate a bordo del sistema spaziale e di inviare i risultati di tali prove.

Le funzioni del servizio di test sono diverse a seconda del tipo di missione. Ma è presente in tutti i casi una funzione generica. Essa va ad eseguire un test di connessione tra il segmento di terra e il processo di applicazione a bordo del sistema. Quando questo servizio è attivato da terra, il sistema invia un rapporto. La ricezione di esso dalla stazione di terra conferma che la connessione, sia in *uplink* che in *downlink*, tra essa e i vari sistemi è funzionante.

## 5 DOCUMENTAZIONE

Andremo ora a riportare quei documenti che vengono compilati al termine del test. Due possono essere i rapporti che vengono stilati a procedura ultimata; nel caso il test abbia portato a buoni risultati, ossia il sistema ha rispetto i requisiti imposti, in questo caso è redatto il *Test report*. Diversamente, se ci dovessero essere malfunzionamenti e non vengono rispettati i requisiti stabiliti viene compilato il rapporto di non conformità (*Nonconformance Report*).

Illustriamo ora i contenuti che questi documenti devono riportare e la loro struttura, con riferimento alla normativa vigente ECSS.

### 5.1 Test report

La normativa ECSS-E-ST-10-02C impone le linee guida riguardo al contenuto del *test report*. Il documento in esame descrive l'esecuzione del test e i risultati e le conclusioni, alla luce di quelli che erano i requisiti iniziali, inclusi i criteri per poter accertare il superamento o no della prova. Contiene inoltre lo scopo per il quale il test è stato svolto e la preparazione di esso. Sono ora riportate le principali voci con il loro relativo contenuto.

**Introduzione:** essa contiene la descrizione degli obiettivi e delle ragioni che hanno portato alla procedura di test.

**Documentazione di riferimento:** vi deve essere riportata una lista di riferimenti alla documentazione impiegata come supporto alla generazione del documento.

**Definizioni e abbreviazioni:** dove viene spiegato il significato di alcuni termini e di eventuali abbreviazioni utilizzate.

**Risultati:** sono riportati i risultati del test con i dati di supporto per poter affermare se la prova è stata superata o no.

**Anomalie:** devono essere indicate eventuali anomalie o non conformità, che non hanno comunque compromesso la buona riuscita del test.

**Conclusioni:** in esse deve essere riportato quanto segue:

- i risultati del test, inclusi i requisiti da verificare, i riferimenti alla documentazione impiegata e le conformità o eventuali problemi riscontrati, con i relativi riferimenti, firma e data;
- paragoni con i requisiti;
- il processo di chiusura della procedura di verifica.

## **5.2 Nonconformance report**

Per quanto riguarda il *nonconformance report* la normativa di riferimento che ne impone le linee guida per la stesura è la ECSS-Q-ST-10-09C. Lo scopo principale di questo documento è quello di riportare le informazioni più rilevanti riguardo le non conformità riscontrate alla commissione di non conformità. Esse sono suddivise in maggiori o minori, a seconda dell'entità della non conformità. Nella prima rientreranno quegli eventi che potrebbero mettere in pericolo la vita dell'equipaggio o comunque al fallimento della missione.

In figura 28 è riportata la sequenza di azioni da mettere in atto al rilevamento di una non conformità. Inizialmente vengono applicate azioni correttive per evitare l'insorgere del problema in altri prodotti. Dopo di che viene avvisato il cliente e infine, grazie all'analisi delle non conformità registrate, è possibile utilizzare le informazioni raccolte per migliorare progetti futuri. È presente una Commissione di revisione delle non conformità (NRB, *Nonconformance Review Board*) che ha il compito di investigare sulle cause e conseguenze delle non conformità, classificandole come maggiori o minori. Spetterà inoltre a lei il compito di trovare le opportune procedure di riparazione da eseguire. Le azioni possono essere correttive per eliminare la causa della non conformità, o preventive per evitare il verificarsi di un evento simile.

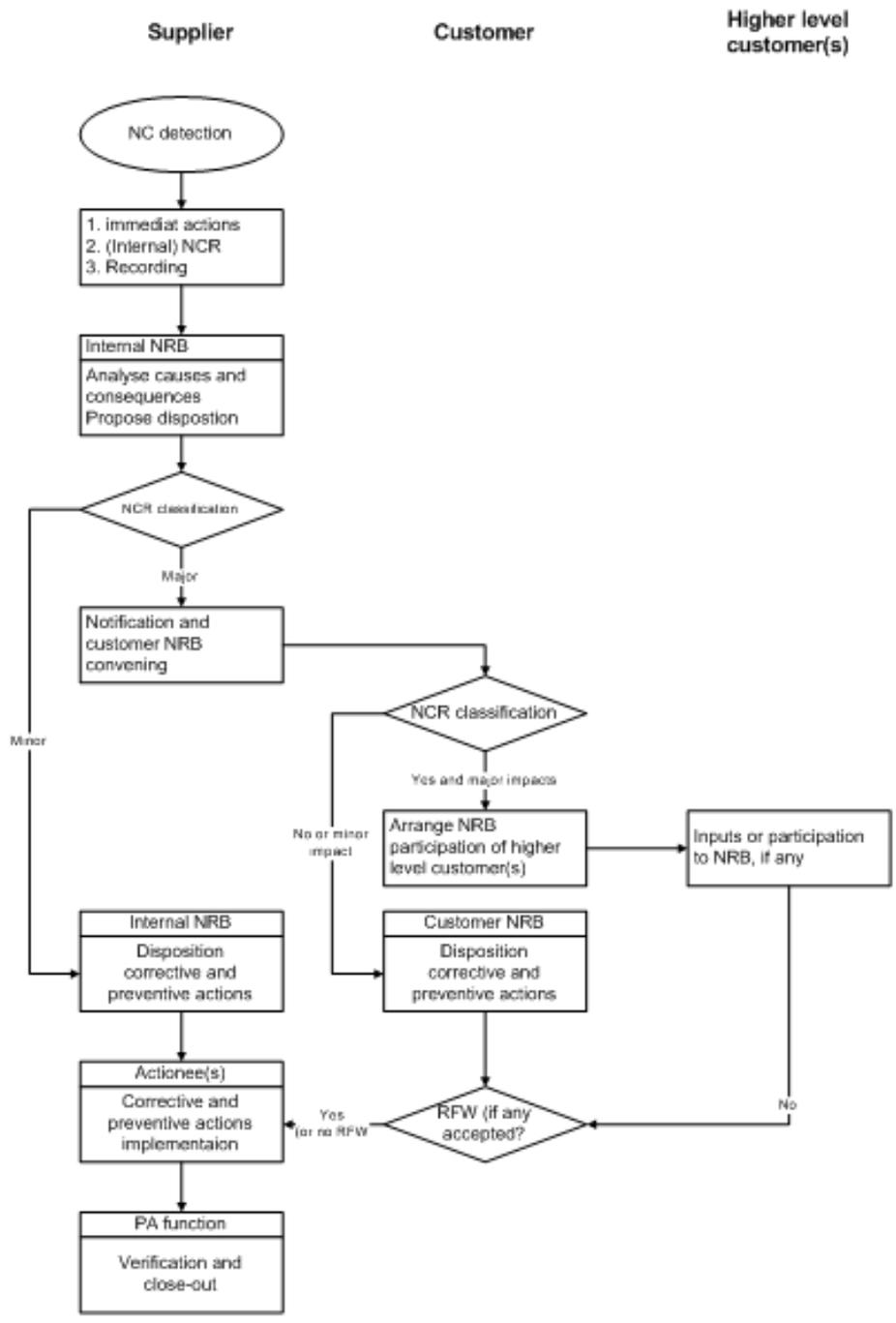


Figura 28 Procedura da seguire in seguito alla rilevazione di una non conformità (da ECSS-Q-ST-10-09C) [17]

Nelle pagine seguenti è riportato lo schema di un NCR, preso dalla normativa ECSS-Q-ST-10-09C.

<b>Company</b> <span style="border: 1px solid black; border-radius: 50%; padding: 2px;">1</span>		<b>Project Name</b> <span style="border: 1px solid black; border-radius: 50%; padding: 2px;">2</span>		NCR-N°: <span style="border: 1px solid black; border-radius: 50%; padding: 2px;">3</span> Revision <span style="border: 1px solid black; border-radius: 50%; padding: 2px;">4</span>	
		Related internal NCR-No. <span style="border: 1px solid black; border-radius: 50%; padding: 2px;">5</span>		Critical Item: Yes <input type="checkbox"/> No <input type="checkbox"/> <span style="border: 1px solid black; border-radius: 50%; padding: 2px;">6</span>	
		Page 1 of ___ Attachments: <span style="border: 1px solid black; border-radius: 50%; padding: 2px;">7</span>			
<b>Nonconformance Report</b>					
NCR <u>Title</u> <span style="border: 1px solid black; border-radius: 50%; padding: 2px;">8</span>					
NC Item <u>Identification</u> <span style="border: 1px solid black; border-radius: 50%; padding: 2px;">9</span>		Sr-N		Drawing No.	
Next higher Assembly		<span style="border: 1px solid black; border-radius: 50%; padding: 2px;">10</span>		Procedure No. <span style="border: 1px solid black; border-radius: 50%; padding: 2px;">12</span>	
Subsystem		Model No. <span style="border: 1px solid black; border-radius: 50%; padding: 2px;">11</span>		Supplier <span style="border: 1px solid black; border-radius: 50%; padding: 2px;">13</span>	
				Purchase Order <span style="border: 1px solid black; border-radius: 50%; padding: 2px;">14</span>	
NC <u>Observation</u>		Date: <span style="border: 1px solid black; border-radius: 50%; padding: 2px;">15</span>		NC detected during .... (Prod./Inspec. Step, Test, etc) <span style="border: 1px solid black; border-radius: 50%; padding: 2px;">16</span>	
Description of Nonconformance		Requirements violated		<span style="border: 1px solid black; border-radius: 50%; padding: 2px;">17</span>	
		Initiator: Date, Name and Signature		<span style="border: 1px solid black; border-radius: 50%; padding: 2px;">18</span>	
		<span style="border: 1px solid black; border-radius: 50%; padding: 2px;">19</span>			
Internal <u>NRB Dispositions</u> <span style="border: 1px solid black; border-radius: 50%; padding: 2px;">20</span>		Ref. to MoMs		Classification <span style="border: 1px solid black; border-radius: 50%; padding: 2px;">22</span>	
		<span style="border: 1px solid black; border-radius: 50%; padding: 2px;">21</span>		Minor <input type="checkbox"/> Major <input type="checkbox"/>	
				Customer Notification per <span style="border: 1px solid black; border-radius: 50%; padding: 2px;">23</span>	
				Verification	
Cause of NC <span style="border: 1px solid black; border-radius: 50%; padding: 2px;">25</span>		Corrective/Preventive Actions		<span style="border: 1px solid black; border-radius: 50%; padding: 2px;">24</span>	
Ref to Failure Report <span style="border: 1px solid black; border-radius: 50%; padding: 2px;">26</span>		<span style="border: 1px solid black; border-radius: 50%; padding: 2px;">27</span>			
Date: PA <span style="border: 1px solid black; border-radius: 50%; padding: 2px;">28</span>		Engineering <span style="border: 1px solid black; border-radius: 50%; padding: 2px;">29</span>		<span style="border: 1px solid black; border-radius: 50%; padding: 2px;">30</span>	
Name: <span style="border: 1px solid black; border-radius: 50%; padding: 2px;">31</span>		Signature: <span style="border: 1px solid black; border-radius: 50%; padding: 2px;">32</span>			
Customer <u>NRB Dispositions</u> (Class major, only)		Ref. to MoMs		Verification	
		<span style="border: 1px solid black; border-radius: 50%; padding: 2px;">21</span>		<span style="border: 1px solid black; border-radius: 50%; padding: 2px;">24</span>	
Finally determined Cause of NC <span style="border: 1px solid black; border-radius: 50%; padding: 2px;">33</span>		Corrective/Preventive Actions			
Ref to Failure Report <span style="border: 1px solid black; border-radius: 50%; padding: 2px;">34</span>		<span style="border: 1px solid black; border-radius: 50%; padding: 2px;">35</span>			
Request for Waiver <span style="border: 1px solid black; border-radius: 50%; padding: 2px;">36</span> No <input type="checkbox"/>		Alert <span style="border: 1px solid black; border-radius: 50%; padding: 2px;">37</span> No <input type="checkbox"/>		Other related Documents <span style="border: 1px solid black; border-radius: 50%; padding: 2px;">38</span>	
Yes <input type="checkbox"/> Reference:		Yes <input type="checkbox"/> Reference:			
NRB <u>Approval</u>		Chairman		NCR <u>Close out</u>	
Organization/Name <span style="border: 1px solid black; border-radius: 50%; padding: 2px;">39</span>		<span style="border: 1px solid black; border-radius: 50%; padding: 2px;">40</span>		<span style="border: 1px solid black; border-radius: 50%; padding: 2px;">41</span>	
		<span style="border: 1px solid black; border-radius: 50%; padding: 2px;">42</span>		<span style="border: 1px solid black; border-radius: 50%; padding: 2px;">43</span>	
Date, Signature <span style="border: 1px solid black; border-radius: 50%; padding: 2px;">44</span>		<span style="border: 1px solid black; border-radius: 50%; padding: 2px;">45</span>		<span style="border: 1px solid black; border-radius: 50%; padding: 2px;">46</span>	
		<span style="border: 1px solid black; border-radius: 50%; padding: 2px;">47</span>		<span style="border: 1px solid black; border-radius: 50%; padding: 2px;">48</span>	
				Date, Signature, Stamp <span style="border: 1px solid black; border-radius: 50%; padding: 2px;">49</span>	

Figura 29 Schema di test report, pagina iniziale (da ECSS-Q-ST-10-09C) [17]

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

Figura 30 Continuo di un test report (da ECSS-Q-ST-10-09C) [17]

Di seguito la spiegazione delle varie voci indicate dai numeri.

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

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 31	blank	Date, names and signatures of additional NRB members of the internal NRB	No
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

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 31 Elenco delle voci presenti nel NCR (da ECSS-Q-ST-10-09C) [17]

## 6 CONCLUSIONI

In questo elaborato di tesi si è trattato della procedura di test in volo per sistemi spaziali. Tali verifiche non sono altro che una sorta di processo finale che va a concludere lo sviluppo di un sistema spaziale, o in altri casi la procedura di certificazione di nuovi componenti. La fase di test inizia sin dalle prime fasi del progetto, e sono eseguiti a terra, tramite prove su oggetti fisici o grazie all'utilizzo di *software* di simulazione. Questi sono in grado di simulare, ad esempio, le condizioni operative che si verranno a trovare una volta in orbita, e poter così verificare la bontà del progetto. Questi test sono comunque sempre soggetti ad un errore, anche solo per l'incapacità di poter riprodurre esattamente l'ambiente spaziale (si pensi ad esempio alle basse pressioni presenti in orbita, impossibili da riprodurre al suolo). È così che diventa necessario, come attività complementare, l'inserimento dei test in volo. Benché essi siano costosi e complessi da effettuare, sono oggi largamente impiegati. Con il progresso tecnologico è stato possibile utilizzare test a terra sempre più precisi che permettono di ottenere buoni risultati, che, grazie ad essi, portano ad un aumento della sicurezza nei test in volo. Grazie ad un'attenta procedura di verifica a terra è infatti possibile evitare incidenti nelle prove in volo (che si traduce in un aumento di costi), e utilizzare queste ultime per controllare che effettivamente il sistema rispetta tutti i requisiti precedentemente imposti o eventualmente apporre migliorie.

La soluzione adottata per l'invio dei dati è quella della telemetria, con la quale il segmento a terra può avere a disposizione le misure effettuate a bordo del sistema spaziale in tempo reale, potendo avere così una facile riscontro.

Colui che va ad effettuare la procedura di verifica e test deve sottostare alle normative vigenti. Nell'elaborato in questione sono state riportate le normative vigenti in Europa, le ECSS (European Cooperation for Space

Standardization), che impongono requisiti standard per quelle società che lavorano per conto dell'ESA.

Per quanto riguarda l'esecuzione dei test in volo non ci sono precise indicazioni su quali verifiche eseguire, in quanto queste dipendono da caso a caso. I casi riportati in questo elaborato sono infatti i principali controlli che vengono eseguiti, corredati di opportuni casi pratici, per dare una chiara visualizzazione di come possano essere effettuati. Inoltre si è data anche una breve descrizione dei principali sensori atti ad effettuare le opportune misurazioni di grandezze.

Concludo dicendo che il campo delle prove di volo è in continua evoluzione, vista l'introduzione di nuovi miglioramenti per aumentare l'efficacia e la sicurezza.

## RINGRAZIAMENTI

Ringrazio il Professor Paolo Tortora per l'opportunità concessami e l'Ingegnere Alberto Corbelli per i validi consigli.

## BIBLIOGRAFIA

- Normativa ECSS Q-ST-10-09C, 15 novembre 2008, Nonconformance control system [17]
- Normativa ECSS E-ST-10-02C, 6 marzo 2002, Verification [1]
- Normativa ECSS E-ST-10-03C, 1 giugno 2002, Testing
- Normativa ECSS E-70-41A, 30 gennaio 2003, Telemetry and telecommand packet utilization [16]
- ECSS-Q-ST-70-04C. 15 novembre 2008, Thermal testing for the evaluation of space materials, processes, mechanical parts and assemblies
- P. Arenas Jorge & N. Margasahayam Ravi (2006), “ *Noise and vibration of spacecraft structures* ”, *Ingeniare. Revista chilena de ingeniería*, vol.14 N°3, pp.251-264 [11]
- F. Diaz-Aguado Millan, Greenbaum Jamin, T. Fowler Wallace, Lightsey E. Glenn, “ *Small satellite thermal design, test and analysis* ”, The University of Texas at Austin, Aerospace Engineering and Engineering Mechanics
- Larson J. Wiley & Wertz R. James (1999), “ *Space Mission Analysis and Design* ”, 3rd edition, El Segundo, Microcosm Press
- Japanese Aerospace Exploration Agency, Japan (2009), “ *Spacecraft thermal control system* ”, Sengen Tsukuba-shi
- National Aeronautics and Space Administration, Texas (1980), “ *The orbital flight test program* ”, Houston

- Messidori Piero & Giordano Pietro, “ *Verification and test requirements within the ECSS initiative* ”, Alenia Aerospazio, Torino
- GOES DataBook , “ *Spacecraft mission profile* “, NASA (2005)
- GOES DataBook , “ *Telemetry and command subsystem* “, NASA (2009)
- GOES DataBook, “*Deployment mechanisms and structures* “, NASA (2009) [13]
- NASA, “ *Wings in orbit: Scientific and engineering legacies of the Space Shuttle 1971-2010* “ [10]
- Hunter W. Gary, Jansa E.D., Makel D.B., Patterson G., Cova P.J., Liu C.C., Wu Q.H., Powers W.T. (1995), “ *A hydrogen leak detection system for aerospace and commercial applications* “, NASA [9]
- Talamelli A., Segalini A., Alfredsson P. Henrik, “ *Pressure Measurements* “, Laboratory of Experimental Aerodynamics, II School of Engineering, Università di Bologna [4]
- <http://temissrl.com/projects/lares-ahss/> [5]
- [http://www.carrickcom.com/experience/iot/iot\\_detail.html](http://www.carrickcom.com/experience/iot/iot_detail.html)
- <http://www.your-space-avenue.com/site/en/ref/launch-and-early-operation-phase-65-43.html> [2]
- [http://www.pcb.com/AD\\_Flight\\_Test.asp](http://www.pcb.com/AD_Flight_Test.asp)
- <http://www.your-space-avenue.com/site/en/ref/in-orbit-test-phase-66.html> [3]
- <http://it.wikipedia.org/wiki/Estensimetro> [5]
- [http://en.wikipedia.org/wiki/Heat\\_flux\\_sensor](http://en.wikipedia.org/wiki/Heat_flux_sensor) [7]
- [http://www.nasa.gov/mission\\_pages/msl/news/msl20120912.html](http://www.nasa.gov/mission_pages/msl/news/msl20120912.html)
- <http://www.isthq.com/Products/EDR4Series/tabid/600/Default.aspx> [8]
- <http://www.lmsintl.com/Space>

- [http://it.wikipedia.org/wiki/Bullone\\_esplosivo](http://it.wikipedia.org/wiki/Bullone_esplosivo) [12]
- [http://en.wikipedia.org/wiki/Miniature\\_snap-action\\_switch](http://en.wikipedia.org/wiki/Miniature_snap-action_switch) [14]
- <http://www.tiniaerospace.com/ejcustom.html> [15]