



**Università degli Studi di Padova**

---

DIPARTIMENTO DI TECNICA E GESTIONE SISTEMI INDUSTRIALI  
Corso di Laurea Triennale in Ingegneria Meccanica e Meccatronica

TESI DI LAUREA

**Linee guida per la qualificazione di accelerometri MEMS  
per applicazioni aerospaziali**

Laureando:  
**Nicola Fiorato**  
Matricola 1033125

Relatore:  
**Prof. A.Sona**

---

Anno Accademico 2014-2015



*Alla mia famiglia*



# Indice

<b>Introduzione generale</b>	<b>3</b>
<b>1 Accelerometri MEMS</b>	<b>7</b>
1.1 Introduzione . . . . .	7
1.2 Tecniche di fabbricazione . . . . .	9
1.3 Struttura e funzionamento . . . . .	20
1.3.1 Accelerometri Piezoresistivi . . . . .	22
1.3.2 Accelerometri Piezoelettrici . . . . .	24
1.3.3 Accelerometri Capacitivi . . . . .	27
1.4 Caratterizzazione di un accelerometro MEMS per applicazioni aerospaziali . . . . .	30
1.4.1 Materiali . . . . .	30
1.4.2 Packaging . . . . .	33
1.4.3 Processo di qualificazione . . . . .	34
1.5 Accelerometro Colibrys MS9010P . . . . .	50
<b>2 IMU (Inertial Measurement Unit)</b>	<b>53</b>
2.1 Programma tecnico ambientale . . . . .	56
2.1.1 Programma di test su misura per applicazioni aerospaziali	64
2.2 IMU HG9900 e INS Athena 611 . . . . .	70
<b>Conclusioni</b>	<b>75</b>
<b>Bibliografia</b>	<b>77</b>



# Introduzione generale

Le applicazioni militari e aerospaziali tradizionalmente dominano il mercato di giroscopi, accelerometri e IMU (Inertial Measurement Unit) di alto livello. Negli ultimi anni le innovazioni la tecnologia MEMS (Micro Electro-Mechanical System) ha portato nuovo impulso allo sviluppo sia del settore aerospaziale che commerciale. Ad oggi, come mostrato in Fig. 1, nel segmento aerospaziale e militare le tecnologie ottiche RLG (Ring Laser Gyros) e FOG (Fiber Optic Gyros) prevalgono per quanto riguarda i giroscopi, ma in prospettiva un più grande impatto lo avranno i giroscopi MEMS. Invece, grazie alla riduzione di costi e dimensioni mantenendo sempre elevate prestazioni, gli accelerometri MEMS sono saldamente affermati ed in costante crescita a discapito di altre tecnologie ormai in declino (Fig. 1) [1].

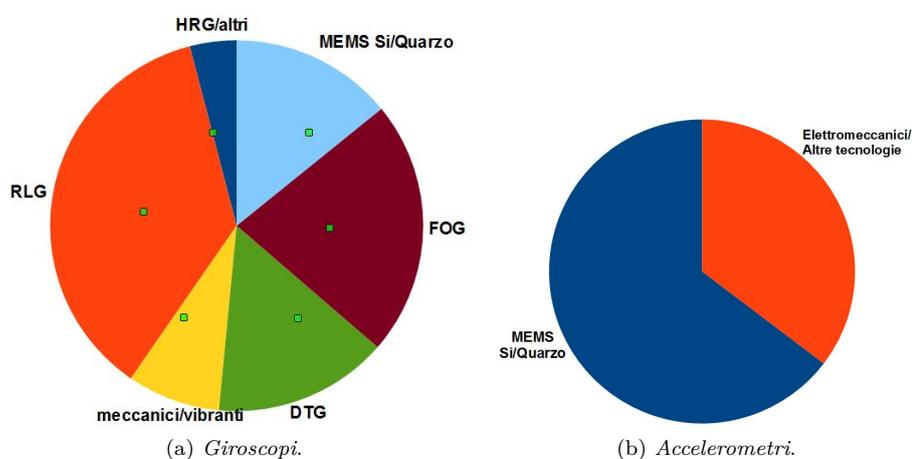


Figura 1: Suddivisione e valore del mercato totale nell'anno 2014 per giroscopi e accelerometri di alto livello [1]

Questi sensori vengono impiegati proprio nell'unità IMU, necessaria nelle funzioni di navigazione, controllo di volo e stabilizzazione. In Fig. 2 si mette a confronto il valore di mercato dei tre prodotti citati negli anni recenti e stima per i prossimi futuri. Oltre ad un valore di mercato più alto, l'IMU possiede anche un tasso di crescita maggiore sia negli anni passati che nelle prospettive future, in termini di volume il mercato globale è passato da 190k unità nel 2009 a 650k unità attese nel 2015, viene quindi indicato il valore di crescita annuale pari a 4.5% omogenea a tutti e tre i prodotti [2].

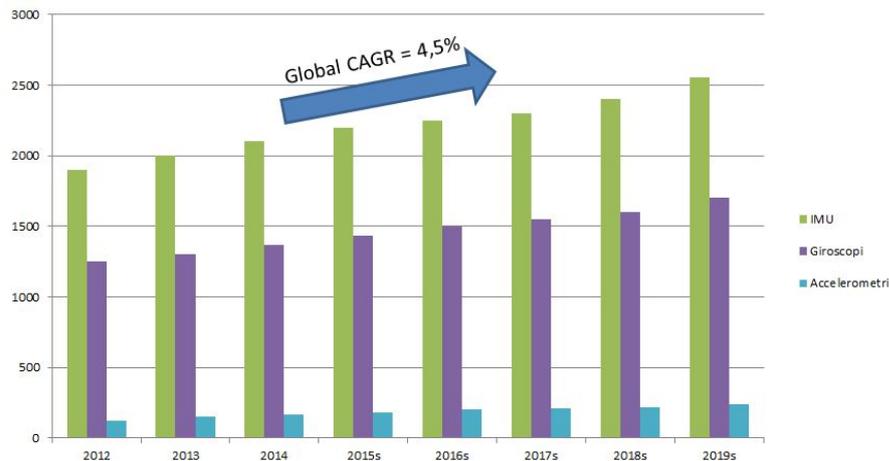


Figura 2: Valore di mercato di giroscopi, accelerometri e IMU ad alte prestazioni (milioni di USD) [1]

s = stima

CAGR = Compound Annual Grow Rate

Piuttosto che le prestazioni di questi dispositivi, la ricerca e sviluppo si concentra ora molto più sull'affidabilità intesa come garantire i parametri prestazionali dichiarati negli ambienti estremi in cui operano per tutto il loro ciclo di vita.

La prova di questa affidabilità avviene, in parte, ottenendo la conformità a dedicati standard e specifiche rilasciati da istituzioni governative o associazioni internazionali. Però, la grandissima varietà di dispositivi MEMS e processi di fabbricazione non ha permesso e non permette neanche ora di elaborare apposita documentazione tecnica universale e comuni per tutti [3].

Si risolve questo problema applicando standard e specifiche riferite ai microcircuiti come linee guida per la qualificazione che sarà qui intesa come idoneità all'utilizzo in applicazioni aerospaziali. Il processo di qualificazione ha perciò l'obiettivo di ricreare le condizioni ambientali, simulare la vita operativa e verificarne sopravvivenza e completo funzionamento mediante sequenze di test con corrispondenti condizioni o requisiti espressamente delineate per accelerometri MEMS.

L'obiettivo finale della tesi è fornire l'intero processo di qualificazione su misura per accelerometri MEMS, grazie a successioni di test realizzate seguendo lo standard MIL-STD-883 "Test Method Standard, Microcircuits" e la specifica di performance MIL-PRF-38535 "Integrated Circuits (Microcircuits) Manufacturing, General Specification for", ed inoltre la serie di test per qualificazione dell'unità IMU applicando direttamente lo standard MIL-STD-810 "Military Standard Environmental Engineering Considerations and Laboratory Tests".



# Capitolo 1

## Accelerometri MEMS

### 1.1 Introduzione

MEMS, acronimo di micro-electromechanical system, indica in generale una tecnologia di fabbricazione usata per creare dispositivi dalle dimensioni molto ridotte al cui interno vi sono componenti meccanici ed elettrici. Questi dispositivi sono in grado di percepire, controllare e compiere azioni nella micro-scala e generare effetti nella macroscala [4].

La concezione di congegni dalle piccole dimensioni risale al 1959 quando il fisico statunitense Richard P. Feynman, nella lezione nominata “*C'è molto spazio sul fondo*” tenutasi all'incontro annuale della Associazione Americana dei Fisici (Pasadena, California, Dicembre 1959), pronunciò il seguente discorso:

*«Quante volte mentre stai lavorando su qualcosa di talmente piccolo da essere frustrante, come l'orologio da polso di tua moglie, hai detto a tè stesso: “Se potessi insegnare una formica a fare questo lavoro!” Ciò che vorrei proporre è la possibilità di insegnare ad una formica che lo insegni ad un acaro a compiere tutto questo. Quali sono le possibilità di piccole ma mobili macchine? Potrebbero o no essere utili, ma sicuramente divertenti da realizzare.»*

Lo stesso Feynman presentò una pubblica sfida offrendo 1000 USD alla prima persona che avesse realizzato un motore elettrico più piccolo di  $1/64^{\circ}$  di pollice. Seguirono anni di ricerca, sperimentazione di nuove tecniche di fabbricazione e produzione prototipi, non senza difficoltà e dubbi sul cammino. Feynman, 24 anni dopo quella famosa lezione disse: “*Non c'è utilità per queste macchine, ma ancora non capisco perchè sono affascinato dalla domanda di creare piccoli congegni con parti mobili e controllabili*” [5]. Ciononostante negli anni '90 cominciò la produzione di massa e piena commercializzazione di accelerometri e sensori di pressione, il primo accelerometro venduto e realizzato con microlavorazione superficiale fu l'ADXL50 di Analog Devices, nel 1993.

Lo sviluppo dei sensori MEMS ha fatto progressi incredibili negli ultimi due decenni, creando una vasta gamma di sensori che in base alla grandezza misurabile vengono categorizzati in domini energetici: [4]

- Meccanico - forza, pressione, accelerazione, posizione
- Termico - temperatura, entropia, calore, flusso di calore
- Chimico - concentrazione, composizione, velocità di reazione
- Radiante - intensità dell'onda elettromagnetica, fase, lunghezza d'onda, indice di rifrazione
- Magnetico - intensità di campo, densità di flusso, momento magnetico, permeabilità
- Elettrico - tensione, corrente, carica, resistenza, capacità, polarizzazione

## 1.2 Tecniche di fabbricazione

Provenienti dal mondo dei circuiti integrati per quanto riguarda le tecniche di realizzazione si differenziano invece da esso per lo sfruttamento, non solo delle proprietà elettriche, ma anche meccaniche del materiale di base con cui vengono costruiti, solitamente silicio [4].

In aggiunta, vi è la complessità di creare sempre differenti microstrutture in tre dimensioni utilizzando più materiali ed inoltre ogni prodotto è strettamente legato al suo processo di fabbricazione, da qui l'espressione *un prodotto, un processo*; in contrasto con i circuiti integrati dove più prodotti condividono lo stesso processo [6].

Tra le tecniche di fabbricazione, dette microlavorazioni, più utilizzate al giorno d'oggi troviamo:

- Bulk Micromachining
- Surface Micromachining
- Wafer Bonding
- DRIE (Deep Reactive Ion Etching)
- LIGA (Lithographie Galvanoformung Abformung)

I più importanti parametri da considerare sono la velocità d'incisione misurata solitamente in  $\mu\text{m}/\text{min}$  e selettività definita come rapporto di velocità d'incisione tra materiale di substrato e maschera. Per la realizzazione intera del dispositivo si ricorre ad una combinazione delle suddette più che all'uso di una unica.

## Bulk micromachining

La tecnica più classica, consiste nella rimozione selettiva di materiale da un substrato di base al fine di creare elementi meccanici miniaturizzati. Processo che può essere compiuto tramite mezzi chimici o fisici, con i primi ampiamente più utilizzati nell'industria MEMS.

Per l'incisione di un substrato i mordenti chimici possono essere sia liquidi che gassosi, sarà descritta qui la tecnica che impiega i primi citati, poiché un esempio dei secondi sarà descritto nel paragrafo dedicato alla tecnologia DRIE. A loro volta i mordenzanti chimici si dividono in isotropici e anisotropici a seconda dell'andamento del processo di incisione.

In una microlavorazione isotropica, la velocità d'incisione prosegue egualmente in tutte le direzioni, teoricamente anche in direzione laterale sotto lo strato di maschera, in pratica viene notevolmente ridotta, al contrario l'isotropia viene abbastanza mantenuta con una forte eccitazione, e dipende inoltre dalla concentrazione di drogaggio del materiale di substrato.

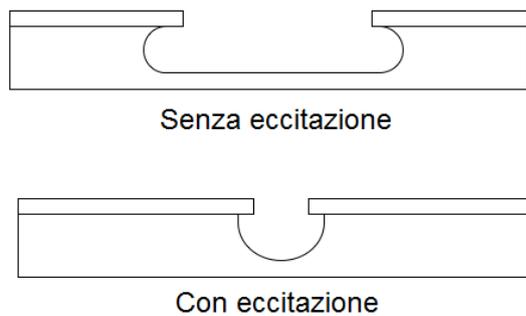


Figura 1.1: Profilo di incisione isotropica con e senza eccitazione [7]

Largamente più impiegati per microlavorazioni su substrati di silicio sono i mordenti liquidi anisotropici. Consiste nell'immersione del substrato in una soluzione chimica dove la velocità d'incisione è legata all'orientazione dei piani cristallini del substrato, il motivo è da attribuire alle differenti configurazioni di legami e densità atomica che i vari piani espongono alla soluzione mordente.

Il processo è tipicamente descritto in termini di velocità d'incisione in direzione normale ad un certo piano cristallino, solitamente avente indice di Miller (100), (110) o (111). In generale, è molto più lenta lungo il piano (111) rispetto agli altri e la differenza può arrivare ad un massimo di tre ordini di grandezza (1000:1). La ragione è che i piani (111) hanno la più alta densità atomica esposta nella soluzione mordente, oltre a tre legami di silicio sotto il piano, creando con ciò una sorta di scudo chimico sulla sua superficie.

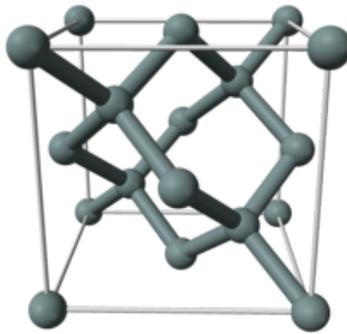


Figura 1.2: Reticolo cristallino del silicio

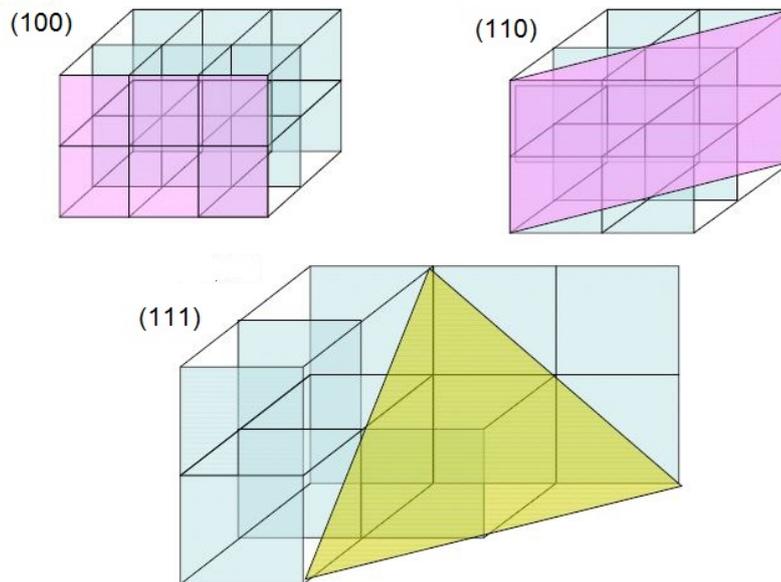


Figura 1.3: Orientazione dei piani cristallini con indice di Miller (100), (110) e (111)

In Figura 1.4 vi è una rappresentazione di alcune forme che si possono ottenere con un attacco chimico anisotropico su un substrato di silicio orientato (100) come una piramide invertita e una cavità trapezoidale a fondo piatto, importante notare che la forma degli incavi è principalmente determinata dalla più lenta velocità d'incisione dei piani (111).

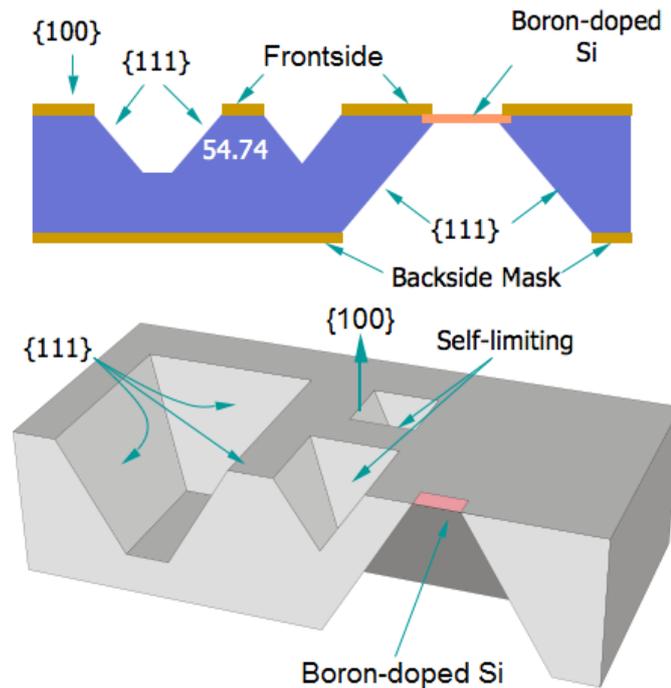


Figura 1.4: Forme di incisione ottenibili con l'immersione in una soluzione mordente anisotropica di un substrato di silicio orientato (100) [7]

Un efficace attacco chimico con mordente liquido necessita di un perfetto mascheramento di alcune aree di substrato, tanto che l'affidabilità di un buon materiale per la maschera è un importante fattore di scelta per il mordente da utilizzare. Comunemente per questo tipo di processo è usato il nitruro di silicio ( $Si_3N_4$ ) dato che su di esso la maggior parte di soluzioni mordenti ha una velocità di incisione molto bassa. Un altro materiale mascherante è la silice ( $SiO_2$ ), con cui però si deve garantire uno strato di maschera sufficientemente fine nel caso in cui si usi un attacco chimico tramite KOH (idrossido di potassio), poiché la velocità d'incisione dell'ossido può essere eccessivamente alta. Nella seguente Tabella 1.1 vengono elencate le caratteristiche di velocità d'incisione del substrato di silicio e alcuni materiali di maschera per quattro tipici esempi di soluzioni mordenti.

Mordente/Diluente /Additivi/Temperatura	Velocità d'incisione (100) $\mu\text{m}/\text{min}$	Rapporto tra velocità d'incisione	Maschera (velocità d'incisione)
KOH (acqua) 85°C 44g/100ml	1.4	400 per (100)/(111) e 600 per (110)/(111)	Fotorealist(incisione superficiale a temperatura ambiente); $Si_3N_4$ (<1 nm/min); $SiO_2$ (28 Å/min)
EDP (acqua) 115°C	1.25	35 per (100)/(111)	$Si_3N_4$ (1 Å/min); $SiO_2$ (2-5 Å/min); Ta, Au, Cr, Ag, Cu non sono attaccati, Al a 0.33 $\mu\text{m}/\text{min}$
Idrossido di tetrametilammonio (acqua) 90°C	1	da 12.5 a 50 (100)/(111)	su $SiO_2$ è di quattro ordini minore rispetto a $Si_3N_4$
$N_2H_4$ (acqua, alcol isopropilico) 100°C/100ml/100ml	2	10 per (100)/(111)	$SiO_2$ (<2 Å/min) come maggior parte di pellicole metalliche; non attacca Al

Tabella 1.1: Velocità d'incisione del substrato di silicio e materiali di maschera per quattro differenti soluzioni mordenti [5]

Frequentemente, quando si usa la tecnica di bulk micromachining, si ha intenzione di creare sottili membrane di silicio o controllare la profondità d'incisione in modo molto preciso. Come in ogni processo chimico, l'uniformità di rimozione di materiale lungo tutto il substrato può variare, dando origine a non poche difficoltà. I processi temporizzati, dove la profondità è determinata dal prodotto tra velocità e tempo d'incisione, sono molto difficili da controllare dato che dipendono molto da uniformità di spessore del campione, effetti di diffusione del tipo di mordente, effetti di carico, preparazione della superficie ecc. Per permettere un maggiore livello di precisione nell'attacco chimico con mordenzante liquido, è stata sviluppata una soluzione detta arresto d'incisione (etch stop). Molto utile per controllare il processo di rimozione materiale e uniformare la le profondità di incisione lungo tutto il wafer, da wafer a wafer e da un lotto di wafer all'altro. Vi sono due metodi base per l'arresto d'incisione usati nelle microlavorazioni: arresto per mezzo di un drogante o arresto per via elettrochimica [7].

## Surface micromachining

Surface micromachining, tradotta letteralmente come microlavorazione superficiale, è un'altra popolare tecnica di fabbricazione congegni MEMS. Ci sono molte varianti d'esecuzione dipendenti dalle combinazioni di materiali e mordenti utilizzate, ma tutte conducono ad un procedimento comune consistente in una sequenza di passaggi ben delineata.

Si comincia con la deposizione di alcuni strati di film sottile (thin-film) sul substrato di base, aventi la temporanea funzione di sostegno (meccanico), per questo viene chiamato strato sacrificale, su cui i film sottili di diverso materiale appartenenti alla struttura finale vengono conseguentemente depositati e modellati al fine di arrivare alla configurazione voluta per il dispositivo. Si procede quindi con la rimozione dello strato temporaneo, rilasciando la struttura finale vincolata al solo substrato di base e permettendogli così di potersi muovere.

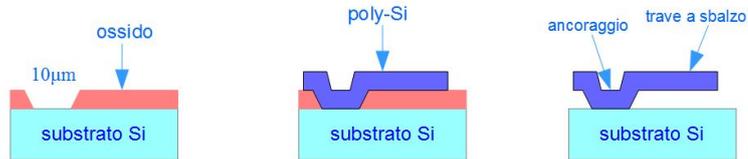


Figura 1.5: Rappresentazione semplificata dei passaggi descritti [7]

Una delle ragioni che rende la surface micromachining una tecnica apprezzata è il controllo di precisione dimensionale in direzione verticale, dovuto al fatto che lo spessore della struttura e dello strato sacrificale possono essere accuratamente controllati dallo spessore dei film depositati. Inoltre anche in direzione orizzontale abbiamo un controllo di precisione garantito dalla bassa tolleranza che i processi di rimozione dello strato sacrificale, fotolitografia o tramite mordente chimico, riescono ad offrire. Altri benefici di questa tecnica sono l'ampia gamma di strutture realizzabili e le numerose combinazioni di materiale sacrificale e mordente che possono essere utilizzate. La tecnica di microlavorazione superficiale, il più delle volte, sfrutta le caratteristiche di deposizione di film sottili come la copertura conforme tramite la LPCVD (Low-Pressure Chemical Vapor Deposition). Per ultima, siccome si tratta di un processo condotto su di un lato del wafer, è una tecnica relativamente semplice da eseguire. Ciò permette di avere una più alta densità di strutture ottenibili, e quindi un risultato minore costo a stampo in confronto alla bulk micromachining.

Uno degli svantaggi, invece, è che le proprietà meccaniche di quasi tutti i film depositati sono sconosciute, perciò devono essere misurate id volta in volta. Inoltre, è tipico avere un alto grado di stress residui nella struttura finale che necessita per questo di una tempra ad alta temperatura. Nel momento in cui viene rimosso lo strato sacrificale può verificarsi l'effetto stiction, ovvero parte della struttura formata cade e rimane bloccata alla base sottostante compromettendone così il funzionamento del dispositivo; può verificarsi comunque anche durante il normale utilizzo dello stesso, esistono dei materiali anti-stiction che possono essere applicati per evitare questo inconveniente.

La più comune combinazione di materiali e mordenti è: vetro fosfosilicato (PSG: PhosphoSilicate Glass) per lo strato sacrificale, polisilicio drogato per struttura meccanica e acido fluoridrico per rimuovere lo strato di PSG. Una variante può essere l'uso di una struttura di metallo, uno strato sacrificale di polimero e plasma di  $O_2$  come mordente chimico. Un importante vantaggio di questo processo è che la temperatura di deposizione dello strato sacrificale e della struttura è bassa a tal punto da non degradare eventuali microcircuiti nel substrato di silicio sottostante, inoltre la rimozione dello strato sacrificale senza immersione in un liquido scongiura l'effetto stiction e relativi problemi.

## Wafer Bonding

Il wafer bonding è un metodo di microlavorazione analogo alla saldatura nella macroscale, consiste appunto nella giuntura di due o più wafer per creare una struttura. Vi sono due tecniche principali di wafer bonding: incollaggio diretto o per fusione, incollaggio a campo assistito o anodico.

L'incollaggio diretto o per fusione è impiegato per congiungere due wafer di silicio, in alternativa uno di silicio e uno di silicio ossidato ed inoltre per fabbricare un tipo di substrato detto silicio su isolante (SOI: Silicon On Insulator) caratterizzato da uno strato di isolante compreso tra due di silicio. In generale consiste in tre passaggi: preprocesso (pulitura e trattamento della superficie di substrato), preincollaggio (contatto tra le superfici) e tempra.

Il procedimento inizia con la prepulitura dei wafer di silicio usando, per esempio, un composto di  $H_2O_2$  e  $H_2SO_4$  (soluzione piranha) e dopo gli stessi vengono immersi in una soluzione diluita con acido fluoridrico. In seguito, i wafer vengono puliti seguendo la procedura standard di purificazione SC (Standard Clean) ideata dalla RCA, Radio Corporation of America, composta dalle fasi RCA 1 ed RCA 2 [8].

RCA 1:  $NH_4OH(29\%) + H_2O_2(30\%) + H_2O - Deionizzata[1 : 1 : 5]$

RCA 2:  $HCl(37\%) + H_2O_2(30\%) + H_2O - Deionizzata[1 : 1 : 6]$

Alla fine di questo step, i wafer sono pronti per il preincollaggio. Vengono posti dei distanziatori meccanici come in 1.6 (a) per mantenere una iniziale separazione, così che premendo al centro dei wafer si crea un primo di contatto da cui si origina l'incollaggio, successivamente i distanziatori vengono rimossi per permettere che esso si propaghi dal centro fino alle estremità laterali dei wafer aiutato dalla pressione meccanica come in fig. 1.6 (b). Infine, questi sono sottoposti ad un processo di ricottura a temperature superiori a  $1000\text{ }^\circ\text{C}$  [9].

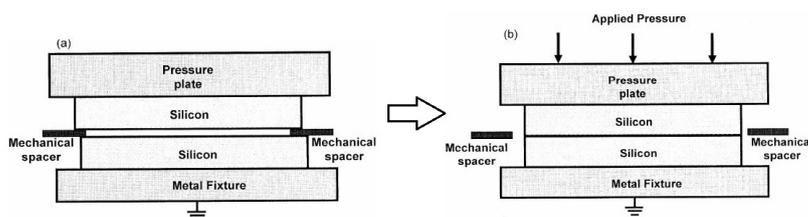


Figura 1.6: Incollaggio per fusione: (a) Wafer posti in posizione con distanziatori, (b) Wafer incollati dopo rimozione dei distanziatori e pressione meccanica [9]

L'incollaggio anodico, invece, si applica principalmente per congiungere un wafer di silicio ad uno di vetro come il Pyrex 7740 (vetro borosilicato) disposti come in 1.7 mediante un campo elettrico ed elevata temperatura. Considerando il Pyrex 7740 come esempio descrittivo, il processo si basa sul fatto che questo ha un'alta concentrazione di  $Na^+$ , i quali applicando una tensione positiva al wafer di silicio vengono respinti dalla superficie del Pyrex, creando carica negativa su quest'ultima. L'elevata temperatura durante la fase di incollaggio fa sì che gli ioni  $Na^+$  migrino con relativa facilità. Quando raggiungono la superficie opposta, ne risulta un forte campo elettrico tra silicio e vetro che combinato all'alta temperatura fonde i due wafer assieme.

La tensione applicata varia da 200 a 100 V, mentre la temperatura da 300 a 500 °C [8]. Il coefficiente di espansione termica del vetro Pyrex si discosta di poco da quello del silicio, ciò permette di avere un basso valore di stress residui interni. Questo metodo è molto usato anche nell'applicazione dell'involucro all'intero dispositivo MEMS.

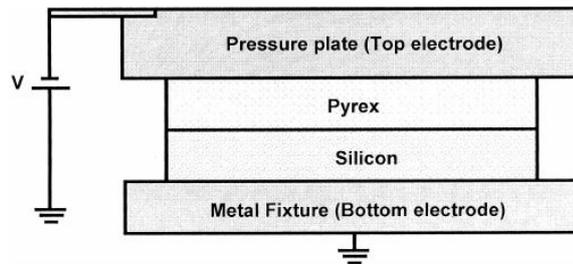


Figura 1.7: Disposizione silicio-vetro per incollaggio anodico [9]

### DRIE: Deep Reactive Ion Etching

La tecnologia di fabbricazione DRIE è relativamente nuova, ma già ampiamente adottata. Con essa si è in grado di realizzare incisioni nel substrato di silicio ad alto rapporto d'aspetto, ovvero un alto rapporto tra altezza delle pareti della struttura e larghezza di base, per questo rientra nella categoria HARM (High Aspect Ratio Micromachining). La profondità delle pareti, quasi verticali, può variare dalle centinaia alle migliaia di micron e il rapporto d'aspetto può variare da 10:1 a 25:1 [5].

La figura 1.8 mostra come viene compiuto il processo, un plasma secco e ad alta densità è usato come mordente alternato alla deposizione di uno strato di polimero resistente all'attacco del primo. Il mordente impiegato è una soluzione chimica a base di  $SF_6$  (esafluoruro di zolfo), mentre  $C_4F_8$  (octafluorociclobutano) come strato di polimero. Degli attuatori di flusso alternano prima una e dopo l'altra queste due soluzioni chimiche durante il processo. Lo strato resistente di polimero è depositato sia sulle pareti che sulla base, ma per l'anisotropia dell'attacco viene rimosso più velocemente lo strato di polimero sul fondo piuttosto che sulle pareti, le quali alla fine non risultano perfettamente piatte infatti se analizzate al microscopio elettronico si possono notare caratteristiche assi e dentellature [7].

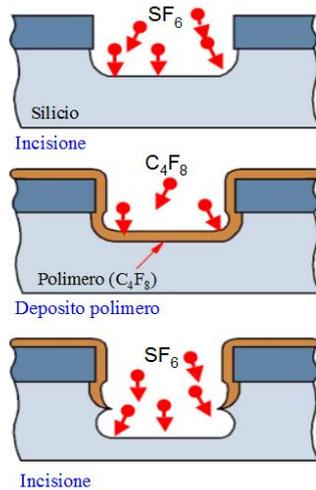
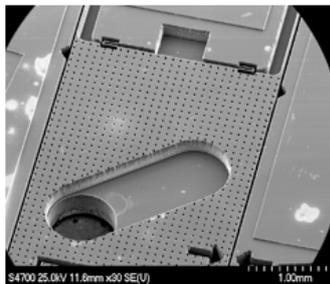
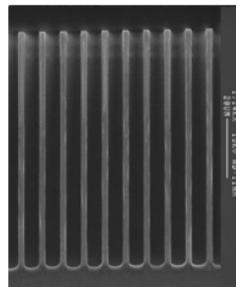


Figura 1.8: Illustrazione semplificata dei passaggi descritti [7]

La velocità d'incisione nella maggior parte dei sistemi DRIE varia da 1 a 4  $\mu\text{m}/\text{min}$ , come strato di maschera può essere utilizzato il fotoresist o biossido di silicio i quali hanno una selettività su un substrato di silicio rispettivamente pari a 75:1 e 150:1. La figura 1.9 rappresenta due esempi di realizzazione con tecnologia DRIE in cui si possono notare le profondità d'incisione raggiunte.



(a) Dispositivo MEMS realizzato con tecnologia DRIE su lato frontale e posteriore di un wafer SOI.



(b) Sezione trasversale di un wafer di silicio che dimostra l'alto rapporto d'aspetto ottenuto.

Figura 1.9: Esempi di applicazione tecnologia DRIE [7]

## LIGA: Lithographie Galvanoformung Abformung

LIGA, acronimo tedesco la cui traduzione è Litografia Elettrodeposizione Modellamento, è un'altra tecnica rientrante nella categoria HARM. Non utilizza substrato di silicio, bensì di PMMA (polimetilmetacrilato) conosciuto anche come vetro acrilico e necessita l'impiego di un sincrotrone per generare radiazioni di raggi X; un'alternativa più economica sono raggi ultravioletti estremi (EUV) che nello spettro elettromagnetico ricoprono le lunghezze d'onda tra i 124 nm e 10 nm e con i quali però si ottengono strutture di minore qualità rispetto ai raggi X, il procedimento di base rimane eguale per entrambi. In Fig. 1.10 viene raffigurato il procedimento tramite raggi X.

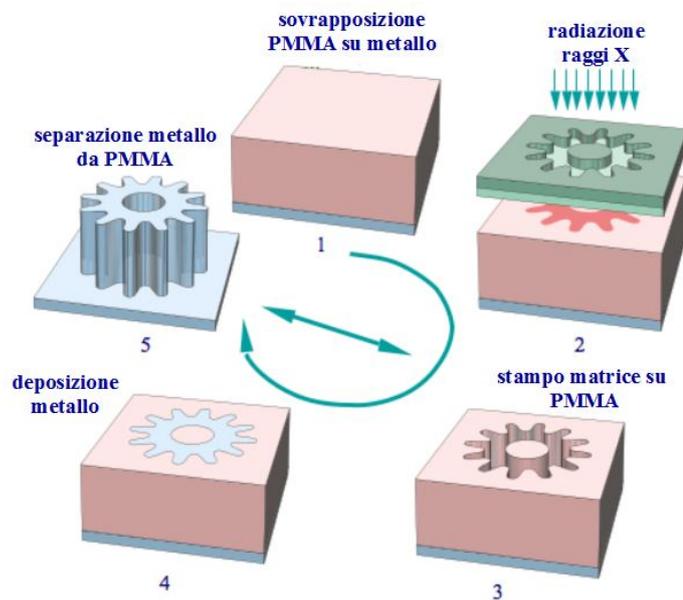


Figura 1.10: Fasi del processo LIGA tramite raggi X [7]

Uno strato di PMMA sensibile alle radiazioni viene sovrapposto ad un cosiddetto substrato portante di metallo resistente ai raggi X, quindi viene sovrapposta al primo una speciale maschera composta da uno strato assorbitore di raggi X solitamente in oro oppure berillio, su cui vengono delineate le aree da incidere, una membrana o maschera vuota di Titanio al fine di trasmettere i raggi X e un telaio per mantenere gli strati precedenti assemblati in modo robusto e solido [5].

Quindi i raggi X generati dal sincrotrone incidono lo strato di vetro acrilico, con una profondità massima di un millimetro, ottenendo così una sorta di stampo matrice. Infatti, esso viene posto in un bagno galvanico dove il Nickel va a riempire gli spazi aperti nello strato di PMMA che viene conseguentemente rimosso rilasciando in questo modo la struttura metallica voluta per il dispositivo.

Questo processo risulta molto costoso per la strumentazione impiegata: una complessa maschera resistente ai raggi X e un sincrotrone come sorgente delle radiazioni. Per ridurre i costi di questi componenti si può utilizzare la prima struttura realizzata come impronta da innestare nello strato di vetro acrilico, seguito dall'elettrodeposizione di metallo nel nuovo stampo così creato. Tutto ciò per evitare l'uso del sincrotrone per ogni componente fabbricato e degradare in tempi più lunghi la maschera. La precisione di questa variante è minore ma comunque buona e l'impronta può essere usata molte volte prima che si consumi del tutto.

Con la tecnica LIGA si può ottenere un rapporto d'aspetto maggiore rispetto alla DRIE, fino ad un massimo di 1:100 [5] come si può notare nell'esempio di Fig. 1.11.

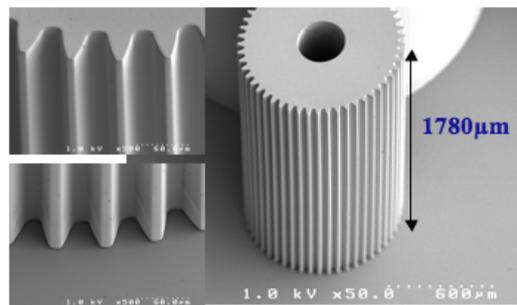


Figura 1.11: Ingranaggio MEMS realizzato con tecnologia LIGA

### 1.3 Struttura e funzionamento

Gli accelerometri rientrano nella categoria dei sensori meccanici, ovvero il cui meccanismo di rilevamento sfrutta la variazione di una certa grandezza meccanica. Le più importanti e popolari tipologie di accelerometri MEMS sono piezoresistivi, piezoelettrici e capacitivi [10] [11] [12].

Il modello teorico a cui tutti i tipi di accelerometro fanno riferimento è il cosiddetto massa-molla-smorzatore, da cui si ricaverà il legame tra accelerazione esterna e spostamento lineare dell'elemento massa.

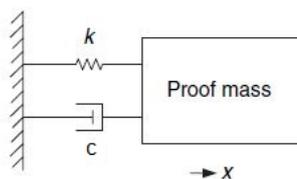


Figura 1.12: Sistema massa-molla-smorzatore [13]

Considerando il sistema sottoposto ad una forza esterna  $F = ma$  con verso positivo nella direzione dell'asse di sensibilità  $\mathbf{x}$  e le equazioni caratteristiche degli elementi interni, possiamo scrivere la seguente equazione:

$$m\ddot{x} + c\dot{x} + kx = ma \quad (1.1)$$

Dove  $m$  è la massa dell'elemento mobile (“*proof mass*”),  $c$  il coefficiente di smorzamento,  $k$  la costante elastica della molla,  $x$  lo spostamento dalla posizione di riposo ed  $a$  l'accelerazione oggetto di misura, mentre  $x$ ,  $v$ , e  $a$  sono rispettivamente spostamento, velocità e accelerazione nella direzione  $\mathbf{x}$  della massa mobile. Sotto l'assunzione di piccoli spostamenti della massa mobile l'equazione differenziale che ne descrive il moto risulta essere:

$$\frac{d^2x}{dt^2} + c\frac{dx}{dt} + kx = ma \quad (1.2)$$

Definendo  $a$  come ingresso del nostro sistema e  $x$  come uscita, usando le trasformate di Laplace arriviamo alla seguente formulazione della funzione di trasferimento  $H(s)$ :

$$H(s) = \frac{1}{s^2 + 2\xi\omega_n s + \omega_n^2} \quad (1.3)$$

in cui la pulsazione naturale  $\omega_n$  e il fattore di smorzamento  $\xi$  valgono:

$$\omega_n = \sqrt{\frac{k}{m}} \quad (1.4)$$

$$\xi = \frac{c}{2m\omega_n} = \frac{c}{2\sqrt{km}} \quad (1.5)$$

Per una comprensione del comportamento dinamico del sistema si supponga che al dispositivo sia applicata un'accelerazione esterna periodica, detta anche dinamica, con pulsazione. Il sistema massa, molla ed elemento smorzatore può essere trattato come un oscillatore forzato la cui funzione di trasferimento  $H(\omega)$  risulta avere modulo e fase:

$$|H(\omega)| = \frac{1}{\sqrt{(\omega_n^2 - \omega^2)^2 + (2\xi\omega_n\omega)^2}} \quad (1.6)$$

$$\angle H(\omega) = \arctan\left(\frac{2\xi\omega_n\omega}{\omega_n^2 - \omega^2}\right) \quad (1.7)$$

Dall'espressione di  $|H(\omega)|$  si può osservare che l'ampiezza dello spostamento  $x$  della massa mobile è fortemente legata alla frequenza naturale di risonanza, al fattore di smorzamento del sistema ed alla frequenza della sollecitazione esterna [14].

A frequenze ben al di sotto della frequenza naturale di risonanza, e quindi per  $\omega \ll \omega_n$ , il modulo della funzione di trasferimento del sistema, dato dalla 1.6, può essere approssimato con:

$$|H(\omega)| \approx \frac{1}{\omega_n^2} \quad (1.8)$$

Pertanto, nelle condizioni di accelerazione esterna periodica, oppure detta dinamica, a bassa frequenza lo spostamento della massa mobile rispetto alla sua posizione di riposo è data approssimativamente da:

$$x(t) \approx \frac{a(t)}{\omega_n^2} \quad (1.9)$$

Mentre per un accelerazione esterna costante, detta anche statica, avremo:

$$x = \frac{m}{k} a = \frac{a}{\omega_n^2} \quad (1.10)$$

Importante notare che la sensibilità meccanica, pari a  $\frac{x}{a} = \frac{1}{\omega_n^2}$ , è indirettamente proporzionale al quadrato della frequenza di risonanza ( $f_n = \frac{\omega_n}{2\pi}$ ), ciò significa che un aumento della sensibilità riduce la larghezza di banda e viceversa.

La massima risoluzione raggiungibile dal dispositivo è data dal cosiddetto rumore termico browniano, conosciuto anche con l'acronimo TNEA (Total Noise Equivalent Acceleration):

$$TNEA = \sqrt{\frac{a_n^2}{\Delta f}} = \sqrt{\frac{4 k_b T c}{m}} \quad (1.11)$$

In cui  $k_b$  è la costante di Boltzmann,  $a_n$  è l'accelerazione equivalente di Brown,  $\Delta f$  è la larghezza di banda del sistema,  $T$  è la temperatura assoluta. L'unità di misura risultante è quindi  $\text{m s}^{-2} \text{Hz}^{-1/2}$  oppure in alternativa  $\text{g Hz}^{-1/2}$ . [13]

L'informazione rilevata dello spostamento della massa mobile viene convertita in tensione elettrica per mezzo di un circuito di *readout* che attraversato uno stadio di condizionamento costituirà il segnale in uscita.

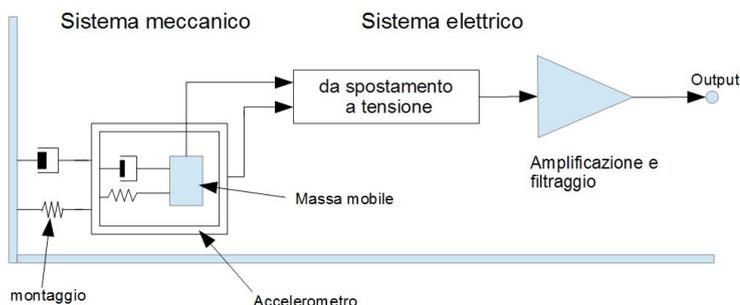


Figura 1.13: Sistema di misurazione dell'accelerazione [13]

La scelta di un accelerometro parte innanzitutto dal definire che genere di misurazione deve essere effettuata, possiamo essenzialmente incontrare quattro basilari tipologie: vibrazione, shock, moto e sismica.

**Vibrazione** riguarda un oggetto che esegue un movimenti oscillatori attorno ad una posizione di equilibrio, l'esempio più chiaro è il movimento di uno shaker. **Shock** è un improvviso e transitorio spostamento di un intero corpo o componente, i crash test ne sono l'esempio ideale. Per **moto** intendiamo un'accelerazione quasi costante, un movimento lineare e relativamente lento rispetto al precedente; i moti di un ascensore, auto o aereo ne sono casi tipici. Come si può intuire dal nome, l'accelerazione **sismica** si colloca tra moto costante e vibrazione a bassa frequenza; necessita di dispositivi specializzati aventi bassa risoluzione [15].

### 1.3.1 Accelerometri Piezoresistivi

L'utilizzo di materiali piezoresistivi per accelerometri MEMS fu per primi proposto da L.M. Roylance e J.B. Angell nel 1979. Il loro progetto riguardava massa mobile attaccata ad un alloggio di silicio tramite un piccolo elemento deformabile a flessione, quindi l'impianto di un materiale piezoresistivo sulla superficie di quest'ultimo venne usato per misurare lo spostamento della massa mobile [16].

Una forza esercitata su un materiale piezoresistivo causa lo spostamento dei suoi atomi interni da cui ne risulta una variazione della sua resistenza elettrica, la cui variazione da un valore iniziale  $R$  per effetto piezoresistivo è espressa dalla seguente equazione:

$$\frac{dR}{R} = (1 + 2\nu)\varepsilon + \frac{d\rho}{\rho} \quad (1.12)$$

Dove  $\nu$  è il coefficiente di Poisson,  $\varepsilon$  è la deformazione e  $\rho$  è la resistività elettrica. Il primo termine a secondo membro dell'equazione 1.12 rappresenta la variazione di resistenza dovuta alla geometria del componente, mentre il secondo rappresenta la quota parte dovuta alla variazione della resistività indotta dalla sollecitazione.

Per un miglior confronto tra diversi materiali, è normalmente più usata la variazione di resistenza normalizzata, o  $GF$ , ottenuta dalla precedente equazione 1.12:

$$GF = \frac{dR}{R} = (1 + 2\nu) + \frac{d\rho}{\rho} \quad (1.13)$$

$GF$  è circa 2 per la maggior parte dei metalli, dato un coefficiente di Poisson generalmente pari a 0.35. I semiconduttori hanno un  $GF$  più alto grazie ad un secondo termine dell'equazione 1.13 che si attesta intorno a 100. Il silicio costituisce il principale materiale per la realizzazione di accelerometri piezoresistivi il cui  $GF$  è fortemente dipendente dal livello di drogaggio, ovvero una più bassa concentrazione drogante conferisce maggiore sensibilità e invece dispositivi meno drogati risultano poco influenzabili dalle variazioni di temperatura.

Generalmente, la microstruttura di un accelerometro piezoresistivo presenta una trave a sbalzo con una massa mobile attaccata all'estremità libera. Tipicamente il piezoresistore è posto sul bordo dell'ancoraggio all'estremità fissa, dove la sollecitazione è massima, e grazie a questo può essere effettuata una misurazione dell'accelerazione in direzione laterale oppure in direzione normale come mostrato in Fig.1.14.

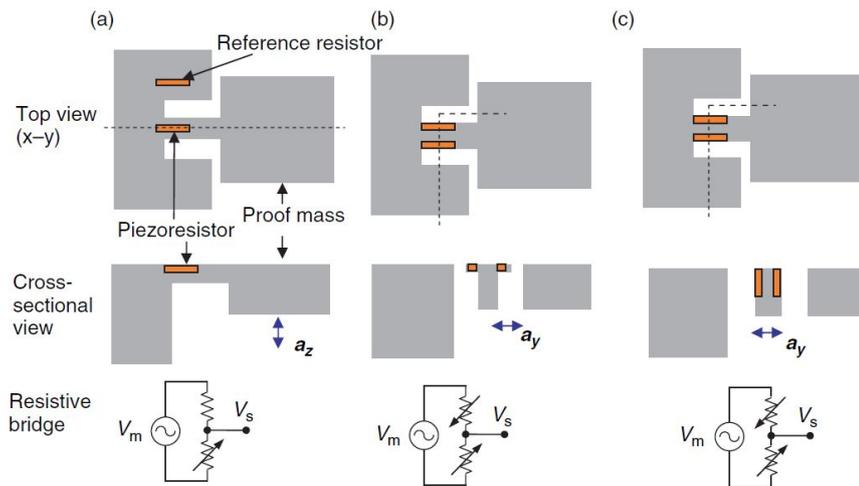


Figura 1.14: Meccanismi di sensing piezoresistivi. (a) Rilevazione in direzione normale con un quarto di ponte resistivo. (b) Rilevazione laterale con metà ponte dove piezoresistore sono formati per diffusione frontale. (c) Rilevazione laterale con metà ponte resistivo dove i piezoresistori sulle pareti della trave per impiantazione ionica [13].

L'accelerazione normale  $a_z$  è ottenuta ponendo il piezoresistore sull'asse di simmetria della trave, la cui variazione di resistenza viene confrontata con il valore di riferimento di un secondo piezoresistore posto in prossimità dell'estremità fissa (Fig. 1.14a). L'accelerazione laterale  $a_y$  viene ricavata grazie a due piezoresistore posti sulle pareti dell'ancoraggio a formare così una trave a forma di T (Fig. 1.14b-c).

Per cui quando la trave si incurva lateralmente sui due piezoresistori vengono esercitate forze di segno opposto, così mentre la resistenza di uno aumenta, l'altra diminuisce. Ciò che più contraddistingue questa tipologia di accelerometri è la semplicità di design, infatti tramite configurazioni a ponti resistivi avremo direttamente l'informazione di tensione elettrica voluta proporzionale allo spostamento della massa mobile ed in aggiunta il passaggio ad accelerometro triassiale non è altro che una naturale combinazione dei sistemi di rilevazione monoassiale visti precedentemente. Quattro travi simmetriche mantengono sospesa una massa mobile al centro di un telaio vanno a formare la microstruttura di un accelerometro triassiale, quattro piezoresistori posti uno su ogni trave più uno di riferimento al centro della massa mobile, connessi in serie ed alimentati da una corrente costante, costituiscono il ponte resistivo come mostrato in Fig. 1.15.

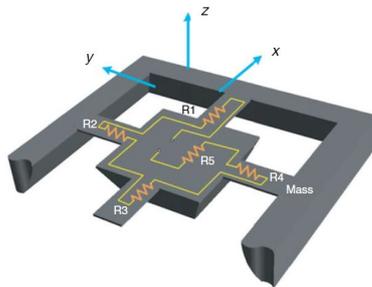


Figura 1.15: Accelerometro triassiale piezoresistivo [13]

Il piezoresistore centrale ( $R5$ ) viene impiegato per eliminare le derive termiche dei piezoresistori periferici. Un'accelerazione in direzione  $x$  fa sì che  $R1$  ed  $R3$  varino oppositamente, mentre  $R2$  ed  $R4$  cambieranno in ugual valore e segno, perciò l'accelerazione considerata può essere rilevata da una misurazione differenziale tra  $R1$  ed  $R3$ . In modo analogo, l'accelerazione in direzione  $y$  viene ricavata dalla variazione differenziale di  $R2$  ed  $R4$  [13].

Gli accelerometri piezoresistivi hanno genericamente bassa sensibilità che li porta ad essere ideali per misurazioni di shock [15].

### 1.3.2 Accelerometri Piezoelettrici

Piezoelettricità è la proprietà di alcuni materiali di creare una polarizzazione interna in risposta ad una sollecitazione applicata su di essi. Questo effetto è reversibile nei cristalli piezoelettrici, ovvero una tensione elettrica esterna ad essi collegata viene causata da una loro deformazione, per questo possono essere utilizzati anche come attuatori. Ci sono tre tipi di materiali piezoelettrici per fabbricazione di microstrutture: cristalli come quarzo, niobato di litio e fosfato di gallio, pellicole come ossido di zinco, nitruro di alluminio e titanato-zirconato di piombo (PZT), e pellicole polimeriche come il polivinilidene fluoruro (PVDF) [13]. Particolarmente indicato per la realizzazione di accelerometri dalle sempre più ridotte dimensioni è l'ossido di zinco, che si presta perfettamente alle tecnologie MEMS e preferibile al più convenzionalmente accettato PZT che a fronte di un'alta sensibilità, il suo utilizzo è limitato da una scarsa capacità di lavorazione e incompatibilità con le moderne tecniche di microlavorazione.

Strati di ossido di zinco ( $ZnO$ ) o altri materiali piezoelettrici vengono depositati sulla superficie di una trave a sbalzo avente fissata all'estremità libera una massa mobile, entrambe in silicio. Il movimento in alto in basso della massa mobile causerà flessione della trave e quindi deformazione degli strati di  $ZnO$  la cui differenza di potenziale viene misurata da due elettrodi posti al di sopra e al di sotto dell'estremità incastrata della trave come mostrato in Fig. 1.16.

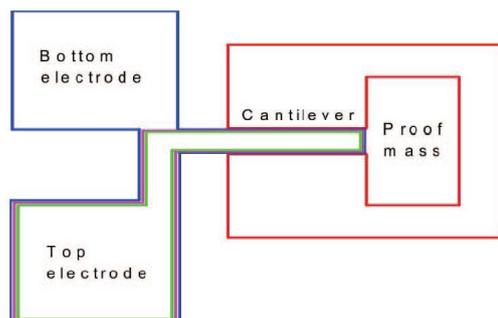


Figura 1.16: Disposizione schematica massa mobile, trave a sbalzo e elettrodi [17]

Andiamo ora a descrivere in modo analitico il principio di funzionamento con riferimento alla Fig. 1.17.

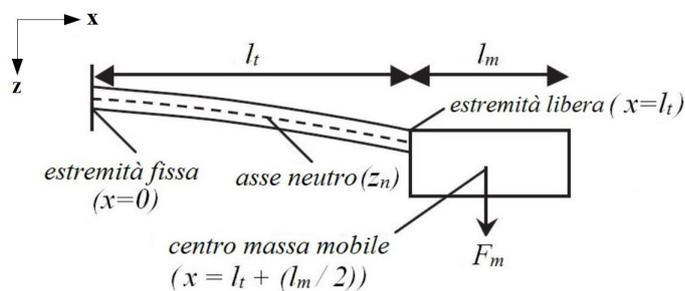


Figura 1.17: Sistema trave a sbalzo con massa mobile all'estremità libera [17]

Il momento flettente lungo la trave sarà espresso da:

$$M(x) = F_m \left( l_t + \frac{l_m}{2} - x \right) \quad (1.14)$$

Dove  $F_m$  è la forza netta esercitata sulla massa di prova,  $l_m$  la lunghezza di quest'ultima,  $x$  è la distanza dall'estremità fissa,  $l_t$  è la lunghezza della trave.

Data un'accelerazione  $a$  applicata esternamente avremo  $F_m = ma$ , la tensione meccanica media sulla pellicola piezoelettrica è determinata dalla seguente equazione:

$$\sigma_x = \frac{E_p z_p}{R} = \frac{E_p z_p M(x)}{\sum_i E_i (I_i + A_i z_i^2)} \quad (1.15)$$

$E_p$  è il modulo di Young del materiale piezoelettrico,  $R$  è il raggio di curvatura di una trave soggetta a momento flettente  $M(x)$ ,  $z_p$  è la distanza tra il centro della pellicola e l'asse neutro della trave.  $E_i$ ,  $I_i$  e  $A_i$  sono rispettivamente modulo di Young, momento di inerzia e sezione trasversale di ogni strato  $i$ -esimo che compone la trave, mentre  $z_i$  è la distanza tra il centro dello stesso strato e l'asse neutro.

Tramite la costante  $d_{31}$ , caratteristica del materiale piezoelettrico, che lega campo elettrico  $D$  lungo l'asse  $\mathbf{z}$  e tensione  $\sigma_x$ , avremo quindi:

$$D = d_{31} \sigma_x \quad (1.16)$$

La carica totale su ogni elettrodo si ricava con la Legge di Gauss assumendo che il campo elettrico sia uniforme lungo tutta la larghezza  $w$  della trave:

$$Q = \int_0^{l_t} D w dx = \frac{d_{31} E_p (ma) l_t (l_t + l_m)}{2 \sum_i E_i (\frac{1}{12} t_i^3 + t_i z_i^2)} \quad (1.17)$$

dove  $t_i$  è lo spessore di ogni  $i$ -esimo strato lungo l'asse  $z$ . Il materiale piezoelettrico che separa i due elettrodi non è altro che un condensatore di capacità:

$$C = \varepsilon \frac{A}{d} = \varepsilon \frac{wl}{t_p} \quad (1.18)$$

In cui  $\varepsilon$  è la permittività del piezoelettrico;  $w$ ,  $l$  e  $t_p$  sono rispettivamente larghezza, lunghezza e spessore della pellicola. Perciò ora possiamo calcolare la tensione elettrica generata agli elettrodi [17]:

$$V = \frac{Q}{C} = \frac{d_{31} E_p (ma) l_t (l_t + l_m) t_p}{2 \varepsilon w l \sum_i E_i (\frac{1}{12} t_i^3 + t_i z_i^2)} \quad (1.19)$$

In generale, gli accelerometri piezoelettrici non sono adatti per misurazioni quasi statiche o costanti a causa degli effetti parassita di piccole correnti continue di dispersione [13], mentre sono molto efficaci per misurazioni di shock e soprattutto per vibrazioni poiché offrono un ampio range di sensibilità e frequenza operativa (da pochi Hz a 30 kHz) [15].

### 1.3.3 Accelerometri Capacitivi

Gli accelerometri capacitivi sono senza dubbio i più popolari sul mercato, ciò che li rendono vantaggiosi sono alta sensibilità, eccezionale stabilità alla temperatura ed inoltre il meccanismo di sensing dipende da una variazione geometrica della microstruttura, quindi non direttamente dalle proprietà del materiale impiegato. Tutto questo e una stretta larghezza di banda fanno sì che siano altamente desiderabili per vibrazioni a bassa frequenza, moti e accelerazioni quasi costanti [15].

Il meccanismo di base è costituito da una piastra mobile posta in mezzo a due fisse, rispettivamente chiamate rotore e statori, formando quindi due condensatori variabili ad armature piane e parallele collegati in serie.

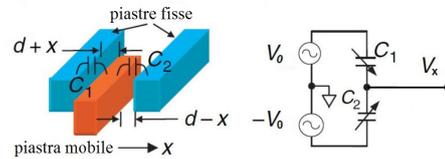


Figura 1.18: Meccanismo di base con movimento della piastra mobile in direzione  $x$  [13]

$c_p$  rappresenta la capacità parassita,  $c_1$  e  $c_2$  possono essere formulate in questo modo:

$$c_1 = \varepsilon \frac{lt}{d_1} = \varepsilon \frac{lt}{d+x} \quad c_2 = \varepsilon \frac{lt}{d_2} = \varepsilon \frac{lt}{d-x} \quad (1.20)$$

Dove  $\varepsilon$  è la permittività elettrica del mezzo che circonda le piastre,  $l$  è la lunghezza di sovrapposizione tra piastra mobile e fissa,  $t$  lo spessore e  $d$  è la distanza tra la piastra mobile e quelle fisse in condizione di riposo, altrimenti detta accelerazione esterna nulla.

Immaginando ora di moltiplicare questo schema di base fissando ogni piastra mobile ai lati di una massa mobile centrale arriveremo così alla microstruttura finale a forma di pettine vincolata al substrato di base tramite molle di costante  $k_m$  per comporre un sistema di sospensioni meccaniche come mostrato in Fig. 1.19 [18].

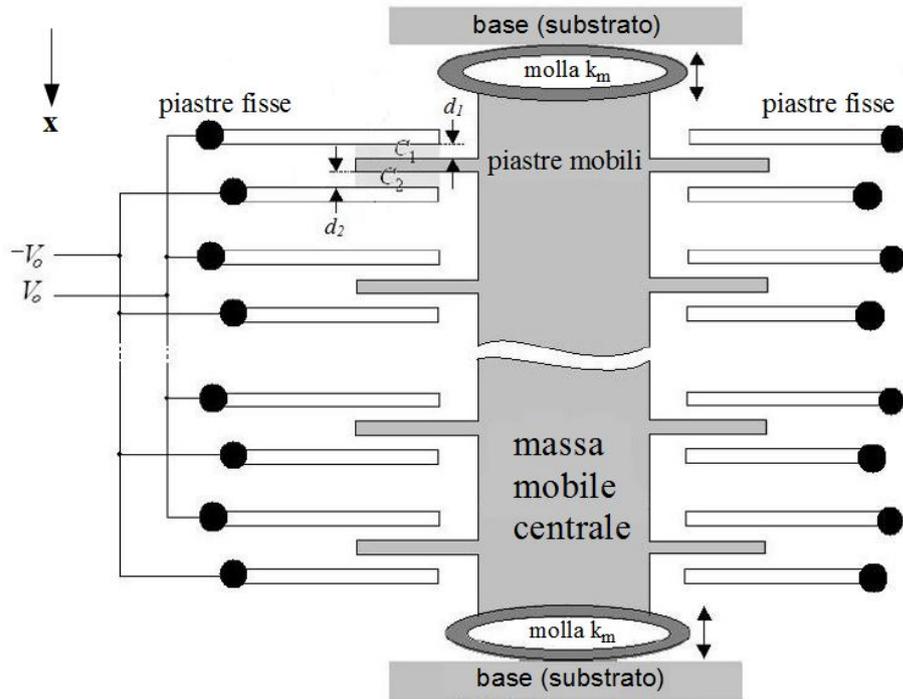


Figura 1.19: Microstruttura a pettine [18]

Dati  $N$  denti mobili, le capacità complessive saranno:

$$C_1 = N c_1 = \varepsilon \frac{A}{d_1} \quad C_2 = N c_2 = \varepsilon \frac{A}{d_2} \quad (1.21)$$

$A = Nlt$  è l'area totale di sovrapposizione. Nel caso di accelerazione esterna nulla avremo:

$$C_0 = C_1 = C_2 = \varepsilon \frac{A}{d} \quad (1.22)$$

Un movimento della massa mobile dalla sua posizione di riposo lungo la sua direzione di moto provoca lo spostamento dei denti ad essa fissati con conseguente riduzione, da una parte, e di aumento, dall'altra, della distanza di separazione delle armature e quindi rispettivamente di aumento e riduzione delle capacità [14].

Indicato con  $x$  il valore dello spostamento avente verso positivo nella direzione dell'asse  $x$ , avremo:

$$C_1 = \varepsilon \frac{A}{d+x} = C_0 \frac{d}{d+x} \quad C_2 = \varepsilon \frac{A}{d-x} = C_0 \frac{d}{d-x} \quad (1.23)$$

La capacità differenziale  $\Delta C$  sarà quindi:

$$\Delta C = C_2 - C_1 = C_0 \left( \frac{d}{d-x} - \frac{d}{d+x} \right) = 2C_0 \frac{dx}{d^2 - x^2} \quad (1.24)$$

Passiamo da qui alla seguente equazione di secondo grado:

$$\Delta Cx^2 + 2C_0dx - \Delta Cd^2 = 0 \quad (1.25)$$

In un regime di piccoli spostamenti ( $x \ll d$ ) il termine  $\Delta Cx^2$  è trascurabile, otteniamo così la relazione che lega spostamento e capacità differenziale:

$$x \approx \frac{1}{2} \frac{\Delta C}{C_0} d \quad (1.26)$$

Secondo il modello teorico massa-molla-smorzatore un accelerazione esterna provoca uno spostamento della massa mobile pari a  $x = \frac{a}{\omega_n^2} = \frac{m}{k}a$ , perciò deriviamo con l'ausilio dell'equazione 1.26 la proporzionalità tra accelerazione e capacità differenziale:

$$a = \frac{1}{2} \frac{\Delta C}{C_0} d \omega_n^2 = \frac{1}{2} \frac{k}{m} \frac{\Delta C}{C_0} d \quad (1.27)$$

## 1.4 Caratterizzazione di un accelerometro MEMS per applicazioni aerospaziali

Il mercato aerospaziale dei dispositivi MEMS in confronto a commerciale ed industriale è piccolo ma in crescita, con ciò intendiamo bassi volumi di produzione nell'ordine dei 10000 prodotti contro milioni ed alti prezzi di vendita compresi nell'ordine delle decine di USD a fronte di qualche centesimo o al massimo unità nel settore commerciale. Quest'ultimo, infatti, ha come obiettivo principale la riduzione del costo finale, mentre l'industria aerospaziale punta ad incrementare sempre di più prestazioni e affidabilità.

Le specifiche più considerate nei sensori inerziali MEMS per applicazioni estreme sono stabilità bias, livello di rumore e dimensioni; è comunque l'affidabilità per tutto il ciclo di vita che impone molti più stringenti requisiti e vincoli rispetto alle applicazioni commerciali.

Nelle ostili condizioni operative dell'aviazione, vi è la necessità di garantire:

- robustezza contro shock meccanici e scariche elettriche
- resistenza contro le radiazioni elettromagnetiche
- schermatura dalle interferenze elettromagnetiche
- accurata compensazione termica

Tutto ciò all'interno di un range minimo di temperatura di funzionamento compreso tra  $-55\text{ }^{\circ}\text{C}$  e  $125\text{ }^{\circ}\text{C}$  [19], più esteso rispetto a quello richiesto per il settore automotive racchiuso tra  $-40\text{ }^{\circ}\text{C}$  e  $85\text{ }^{\circ}\text{C}$  [20].

Andiamo ora ad approfondire gli aspetti dominanti per assicurare affidabilità nelle condizioni appena descritte, ciò significa sopravvivenza ad un ambiente estremo contemporaneamente garantendo alte prestazioni, per un sensore inerziale MEMS come l'accelerometro per applicazioni aerospaziali: materiali interni, packaging e qualificazione in base a standard e specifiche MIL [21] [22].

### 1.4.1 Materiali

I requisiti riguardo ai materiali interni sono molto stringenti, i principali sono: alta robustezza meccanica, alta conducibilità termica, basso CTE (coefficiente espansione termica) e buona resistenza agli shock termici [23]. I meccanismi di rottura dei materiali che si possono incontrare sono l'effetto stiction che si verifica quando componenti interni si toccano e rimangono attaccati in conseguenza di forze capillari, elettrostatiche o legami idrogeno, e delaminazione, ovvero perdita del legame adesivo tra interfacce di materiali dovuta a stress indotti dalla temperatura; infine vi sono le rotture per fatica che si manifestano sotto forma di microcricche che col passare del tempo portano a deformazioni plastiche e quindi guasto, e delaminazione dopo un lungo periodo di lavoro con materiali aventi CTE considerevolmente diversi [24].

La temperatura gioca un ruolo fondamentale sulla tenuta di un materiale, infatti generalmente a  $125\text{ }^{\circ}\text{C}$  la conducibilità termica decresce di circa il 25-30%, mentre la resistenza a trazione, compressione e flessione si riducono fino al 15-20% approssimativamente.

Vibrazioni contribuiscono a danni per fatica, invece shock meccanici portano a rottura per delaminazione quando superano valori critici e stiction se lo spostamento indotto sulla microstruttura eccede il limite di progetto. I materiali più adatti ed utilizzati sono: silicio monocristallino, carburo di silicio e alcuni metalli. Nella Tabella 1.2 vengono riassunte tutte le principali proprietà dei materiali citati.

### **Silicio Monocristallino**

Il silicio monocristallino è ormai il materiale ampiamente più usato e accettato in tutti i dispositivi MEMS. Può essere drogato per modificarne la conducibilità elettrica, a spesa però di introdurre difetti nel reticolo cristallino. È un materiale fragile, invece di deformarsi plasticamente come i metalli, cede in modo improvviso. Questo è un vantaggio per dispositivi come i sensori perché la microstruttura in silicio può essere sottoposta solo a deformazione elastica, permettendo una maggiore stabilità meccanica. Le proprietà sono anisotropiche e dipendono dall'orientazione del cristallo.

Nella microscala è spesso paragonato all'acciaio inossidabile, ha comunque una tensione di snervamento più alta di quest'ultimo e densità minore dell'alluminio; valori che conferiscono una resistenza specifica, definita come rapporto tra tensione di snervamento e densità, significativamente superiore rispetto agli altri. A discapito del silicio monocristallino possiamo sicuramente notare una bassa conducibilità termica, spigoli vivi e bordi sono punti preferibili per innescare cricche quando viene sollecitato. Inoltre, il funzionamento ad alte temperature è limitato dalla degradazione delle giunzioni pn oltre 150 °C [24].

### **Carburo di silicio**

Il carburo di silicio ( $SiC$ ) ha molte proprietà che lo rendono molto conveniente per dispositivi MEMS. Più nello specifico parliamo di resistenza alle alte temperature, alle radiazioni, eccezionale durezza e alta rigidità che lo rappresentano come la scelta migliore per condizioni ambientali estreme come nelle applicazioni aerospaziali.

Le sue caratteristiche possono variare in base a come viene sviluppato e lavorato, questo perché è polimorfico:  $3C - SiC$ ,  $4H - SiC$  e  $6H - SiC$  sono i politipi più comuni. Il carburo di silicio non ha un definito punto di fusione, a 600 °C ossida e forma diossido di silicio naturale e infine a 2830 °C cede decomponendosi in grafite. È molto resistente chimicamente, ma può essere inciso elettrochimicamente o tramite plasma mordente, ed inoltre è un isolante naturale migliore di silicio e arseniuro di gallio ( $GaAs$ ).

Potenzialmente i dispositivi elettronici che impiegano carburo di silicio possono operare a temperature massime da 400 °C a 600 °C, per questo sono molto considerati anche per missioni nello spazio [24].

## Metalli

I metalli possono essere usati come materiali conduttori o strutturali. Come nei circuiti integrati, anche nei MEMS l'alluminio è uno dei materiali conduttori più comuni. Come conduttore ha una buona durezza ed è chimicamente resistente, invece il nitruro di alluminio ( $AlN$ ) è un materiale di substrato adatto per applicazioni aerospaziali [23].

L'oro è impiegato come conduttore o rivestimento, non ossida ed è piuttosto inerte. Essendo non-reattivo, è molto difficile farlo aderire ad altri materiali, tipicamente si utilizza un sottile strato (10-50nm) di metallo reattivo come titanio o cromo per favorire l'adesione. Oltre i 100 °C il silicio si diffonde nell'oro, per prevenire questa diffusione è necessario uno strato barriera tipicamente in  $SiO_2$  tra l'interfaccia silicio e oro.

Materiale	Densità ( $kg/m^3$ )	Modulo elastico (GPa)	Tensione di snervamento(MPa)	Resistenza specifica (MN m/kg)
Silicio	2330	129 a 187	7000	1.7
Carburo di silicio	3300	430	21000	0.3
Alluminio	2710	69	170	0.11
Ossido di alluminio	3970	393	15400	0.5
Nitruro di alluminio	3260	330	1970 a 2700	
Oro	19300	79	205	

Tabella 1.2: Proprietà meccaniche dei materiali [25] [26]

Materiale	Conducibilità termica (W/(mK))	CTE ( $10^{-6}/K$ )
Silicio	150	2.35
Carburo di silicio	490	3.3
Alluminio	235	25
Nitruro di alluminio	140 a 180	4.5
Oro	310	14

Tabella 1.3: Proprietà termiche dei materiali [25] [26]

## 1.4.2 Packaging

Con il termine *packaging* intendiamo tutto ciò che riguarda l'involucro del dispositivo: design, scelta dei materiali e processo produttivo. Nei sensori inerziali MEMS per applicazioni aerospaziali, l'involucro è un elemento molto più critico rispetto al settore commerciale. È considerato il primo fattore di successo o fallimento del prodotto, ad esso si attribuisce l'80% dei costi e l'80% dei guasti e nelle applicazioni particolarmente esigenti come quelle in esame queste proporzioni possono essere con ogni probabilità più alte [21].

Le due funzioni principali di un involucro sono supporto meccanico e protezione dall'ambiente. La prima significa garantire la protezione della microstruttura interna da shock termici e meccanici, vibrazioni, elevate accelerazioni, sostanze reattive e altri deterioramenti fisici. Il materiale deve avere un coefficiente di espansione termica il più possibile uguale o leggermente maggiore ai componenti interni al fine di mantenere gli stress termomeccanici ridotti al minimo, una differenza troppo accentuata provoca il guasto della matrice e delaminazione [24]. Molte sostanze nell'ambiente possono causare corrosione o danni fisici alle linee metalliche di conduzione e componenti interni. Anche in ambienti non particolarmente soggetti, l'umidità è un problema di grande attenzione dato che vi possono essere delle infiltrazioni durante la fabbricazione e prima della saldatura finale. Linee di alluminio corrodono velocemente in presenza di umidità, mentre l'oro degrada molto lentamente. Inoltre, alcuni materiali impiegati per la realizzazione del dispositivo MEMS, assorbono l'umidità; ciò causa rigonfiamenti, stress interni e possibile delaminazione. A proposito, la specifica MIL sui microcircuiti prevede che l'involucro sia sigillato ermeticamente, in ceramica, metallo e vetro, o combinazione di questi [19]. Solitamente, ceramica o metallo sono i materiali principali, mentre il vetro viene usato come materiale per saldatura. Quindi, dispositivi aventi involucri in plastica o polimeri in generale non sono adatti per applicazioni aerospaziali [24].

Provate qualità degli involucri in ceramica sono robustezza e affidabilità in ambienti estremi, come quelli che si presentano in applicazioni militari e aerospaziali. Essi sono leggeri, facilmente riproducibili in massa, hanno costi contenuti e possono con più metodi essere sigillati ermeticamente; si integrano bene con linee elettriche di distribuzione del segnale e passanti.

Una caratteristica che li distingue positivamente da altri materiali è un basso valore di CTE. Un tipico materiale ceramico, come l'alumina ( $Al_2O_3$ ), ha circa  $7.1 \cdot 10^{-6}/K$ , minore dell'acciaio ( $12 \cdot 10^{-6}/K$ ) che rappresenta un'alternativa per le applicazioni in questione. Quindi avremo una minore differenza con il CTE di silicio o carburo di silicio interno, che si traduce in minore generazione di tensioni. Generalmente, l'involucro è costituito da più pellicole sottili e flessibili di ceramica fuse assieme, ciò permette una significativa riduzione di dimensioni e peso in confronto ad involucri metallici [27]. A scopo di protezione, linee metalliche vengono depositate sugli strati ceramici solitamente con tecniche di serigrafia. Alcuni problemi affliggono questo tipo di contenitori: durante la fusione la ceramica può contrarsi e quindi se uno strato si contrae più di un altro si creano tensioni residue sul prodotto finale; anche il metallo può restringersi, perciò il tasso di ritiro tra quest'ultimo e ceramica deve combaciare; inoltre il metallo non deve reagire chimicamente con la ceramica nel processo di fusione, i più frequentemente impiegati sono tungsteno e molibdeno [24].

Invece, i metalli forniscono protezione elettromagnetica e buona dissipazione termica. Possono avere un ampio volume interno mantenendo comunque la stabilità meccanica. Prima dell'assemblaggio finale, viene eseguita una cottura in forno per eliminare eventuali tracce di gas o umidità e quindi ridurre la possibilità di guasti dovuti ad attacchi corrosivi. La saldatura a laser è una valida alternativa a quella *Au-Sn*, che data una considerevole differenza di CTE, rende più suscettibile il dispositivo a rotture a fatica in termini di cicli termici. Anche gli involucri metallici possono essere sigillati ermeticamente, ma è una caratteristica che può essere afflitta da punti critici come i passanti, i quali sono tipicamente realizzati in vetro o ceramica [24].

Materiale	Modulo elastico (GPa)	Tensione di snervamento (MPa)	Conducibilità termica (W/(mK))	CTE ) ( $10^{-6}/K$ )
Alumina	260 a 315	15400	14 a 21	6.9 a 7.2
Vetri ceramici	75 a 190		1.5 a 3.5	5.4 a 8.4
Acciaio	210	250 a 1100	40 a 100	12
Acciaio inossidabile	190 a 220	400 a 1100	33	17.3

Tabella 1.4: Proprietà meccaniche e termiche di materiali per involucri adatti per applicazioni aerospaziali [27] [25]

### 1.4.3 Processo di qualificazione

La tecnologia MEMS è relativamente recente ed in continua evoluzione, un unico dispositivo può essere concepito in modi diversi a partire dalla microstruttura interna utilizzando combinazioni di tecniche di fabbricazione l'una differente dall'altra. Questa diversità rappresenta tutt'ora l'ostacolo principale nel definire requisiti e test particolari per ogni dispositivo MEMS. Inoltre in base a come è stato realizzato potrebbe essere considerato un microcircuito monolitico o ibrido, un sottosistema o anche un sistema completo, perciò volendo applicare una specifica esistente riguardo uno di questi, non potremmo avere conformità poiché non sapremmo quale sia la più corretta ed in nessuna vi è riferimento a dispositivi MEMS [3]. La mancanza di standard e specifiche sia nel settore industriale che militare provoca incertezza sulla qualità del prodotto e soprattutto allungamento dei tempi di sviluppo prima della commercializzazione, per questo solo aziende di grandi dimensioni e con consolidate conoscenze in microelettronica possono permettersi sviluppo e realizzazione di nuovi prodotti. Eppure i sensori inerziali MEMS vengono impiegati in applicazioni militari e aerospaziali, la questione che può sorgere è quindi come questi prodotti possono essere qualificati non esistendo, a livello governativo o di associazioni del settore, documenti dedicati. La procedura che si effettua nella pratica è attuare test pensati originariamente per circuiti integrati poiché hanno effettivo riscontro nel predire il livello di affidabilità anche per dispositivi MEMS [28].

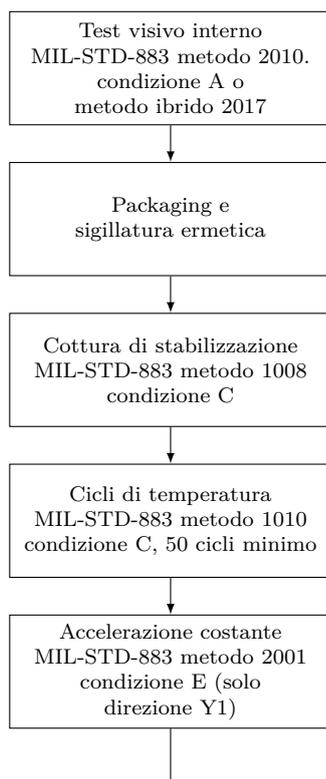
Per questo si impiegano standard e specifiche MIL rilasciate dal ministero della difesa degli Stati Uniti, in particolare: MIL-PRF-38535 intitolata "Integrated Circuits (Microcircuits) Manufacturing, General Specification for" e MIL-STD-883 intitolata "Test Method Standard, Microcircuits". L'una è implicitamente legata all'altra, ovvero la prima definisce una serie di classi o livelli di qualità e le procedure di test che ciascuno di essi deve superare, mentre la seconda descrive

nel dettaglio realizzazione, svolgimento e criteri di superamento di tutti i tipi di test dedicati ai microcircuiti che vengono richiamati in specifiche di performance come la MIL-PRF-38535 o specifiche di dispositivo.

Come accennato in precedenza, non può essere dichiarata conformità né alla specifica di performance né allo standard nominati, però è ammesso riferimento specifico ad uno o più test inclusi nello standard MIL-STD-883 che implica conformità alle prove citate. Il livello di qualità standard militare è definito come di classe livello B, mentre a classe livello S corrispondono i requisiti per applicazioni nello spazio ed è il più alto livello di affidabilità fornito. Perciò, il concetto di qualificazione deve essere qui inteso come idoneità all'utilizzo in applicazioni aerospaziali. Basandoci sulla MIL-PRF-38535, il processo di qualificazione è composto da: procedura di screening, controllo di conformità di qualità (QCI) e classificazione ESD.

### Procedura di screening

Costituisce una serie di test che devono essere eseguiti su ogni dispositivo nell'ordine dato e condizione indicata, si tratta di una versione dedicata a dispositivi MEMS ermetici derivata dalla procedura di screening 5004.13 dello standard MIL-STD-883J w/Change 4, versione corrente [24].



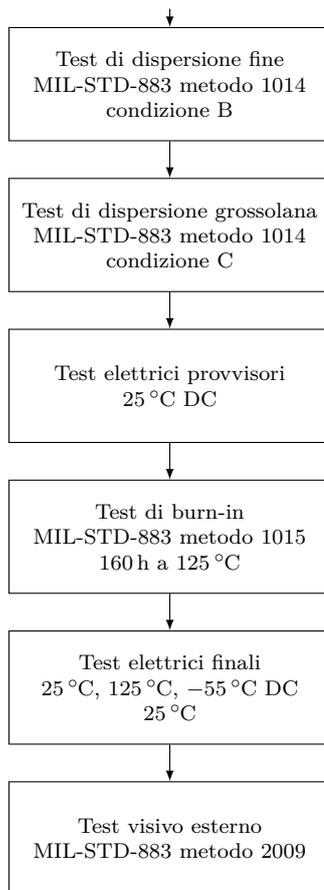


Figura 1.20: Procedura di screening per dispositivi MEMS sigillati ermeticamente [24]

### Test visivo interno - metodo 2010.14 e metodo 2017.10

Lo scopo di questo test è controllare materiali interni e fabbricazione dei componenti. Normalmente impiegato prima della riposizione dell'involucro per eliminare i dispositivi con difetti interni che potrebbero condurre a guasti durante l'esercizio. Essendoci due metodi distinti per microcircuiti monolitici e ibridi, vengono indicati entrambi non potendo collocare con assoluta certezza i dispositivi MEMS in nessuna delle due categorie.

Tutti e due i test presentano un'impostazione simile. Vengono forniti una serie di difetti da controllare, a seconda dei casi il dispositivo risulta non idoneo se mostra un particolare difetto oppure se supera determinati valori definiti da un criterio di bocciatura, semmai quest'ultimi rientrano nel criterio di accettazione allora il dato difetto può essere considerato tollerabile.

I microcircuiti monolitici (circuiti integrati) consistono in elementi formati su o dentro un singolo substrato semiconduttore. Nel metodo 2010, la condizione A corrisponde a dispositivi di classe livello S, mentre la condizione B a quelli di classe livello B, le caratteristiche trattate in esso sono:

- Graffi, lacune, corrosione, allineamenti riguardanti parti metalliche e difetti su collegamenti a ponte tra linee metalliche
- Difetti di diffusione e passivazione
- Difetti di stampo e incisione
- Isolamento dielettrico
- Controllo a bassa tensione di alimentazione in merito a difetti di incollaggio, saldature, collegamenti interni, fabbricazione e stampo

Il metodo 2017 è dedicato a microcircuiti ibridi e multichip, il primo viene inteso come una combinazione di elementi formati su un substrato di isolamento e su o all'interno di un substrato semiconduttore, la classe livello B viene indicata come classe H e la classe livello S come classe K. Gli argomenti che troviamo in esso riguardano:

- Difetti di assemblaggio tra componenti
- Orientazione dei componenti
- Controllo incollaggi
- Montaggio scheda a vite o con fori passanti
- Saldatura del contatto tra connettore e centro del passante

#### **Cottura di stabilizzazione - metodo 1008.2**

Il test è ideato per determinare l'effetto della temperatura elevata su dispositivi microelettronici in condizioni di immagazzinamento senza tensione elettrica applicata. Al fine di comprendere di quanto il test incida sulla degradazione di un certo parametro o su uno specifico meccanismo di rottura, è consigliabile effettuare misurazioni finali e intermedie su un determinato campione di dispositivi. In una camera a temperatura controllata devono essere posti i dispositivi in precise condizioni ambientali per una specifica durata. Prima dell'effettivo inizio del test, è necessario che tutti i dispositivi raggiungano la temperatura voluta. Dopo 24 h ma prima di 72 h dopo la fine della prova, i dispositivi devono essere rimossi dalla camera ad alta temperatura, in seguito le misurazioni finali devono essere completate entro 96 h.

Nella Tabella 1.5 sono indicate le possibili condizioni per questo test, si tratta della minima temperatura a cui tutti i dispositivi testati devono essere esposti per un certo tempo. La condizione minima è la C, a cui corrispondono più livelli come mostrato in Tabella 1.6. Se non diversamente specificato, la durata del test per tutte le altre condizioni è di 24 h.

Condizione	Temperatura minima (°C)
A	75
B	125
C	guarda Tabella 1.6
D	200
E	250
F	300
G	350
H	400

Tabella 1.5: Condizioni per il test 1008.2, MIL-STD-883J

Temperatura minima (°C)	Tempo minimo (h)
100 <sup>1</sup>	1000
125 <sup>1</sup>	168
150	24
155	20
160	16
165	12
170	8
175	6
200	6

Tabella 1.6: Equivalenti parametri per la condizione C.

1) Queste combinazioni possono essere impiegate solo per microcircuiti ibridi.

### Cicli di temperatura - metodo 1010.8

Questo test viene condotto per determinare la resistenza di un componente alle alte e basse temperature e gli effetti dell'esposizione alternata a questi estremi. Può essere effettuato in una singola camera a temperatura controllata che procede alla variazione di temperatura oppure tramite camere multiple, una all'estremità di temperatura calda e l'altra quella bassa. I dispositivi in prova devono essere soggetti alla condizione e numero di cicli specificati. Un ciclo completo è costituito da due fasi (step 1 e step 2, Tabella 1.7) come mostrato in Fig. 1.21, ovvero deve contenere i passaggi ad entrambi gli estremi con relativo tempo di permanenza. Il completamento del numero di cicli totali può essere interrotto solo per togliere o aggiungere dispositivi o per guasto all'alimentazione o strumentazione. Il test deve comunque essere ripetuto se il numero delle interruzioni supera il 10% del numero di cicli totali.

Il passaggio dall'estremo ad alta temperatura a bassa e viceversa non deve eccedere i 60s (per camere multiple). Il tempo di permanenza ai punti estremi deve essere almeno di 10 min e i dispositivi sotto test devono raggiungere le specifiche temperature entro 15 min (16 min per la camera singola). Il test deve essere eseguito come minimo con condizione C per un minimo di 10 cicli.

Condizione	Temperature (°C)	
	Step 1 (freddo)	Step 2 (caldo)
A	-55 (+0,-10)	+85 (-0,+10)
B	-55 (+0,-10)	+125 (-0,+15)
C	-65 (+0,-10)	+150 (-0,+15)
D	-65 (+0,-10)	+200 (-0,+15)
E	-65 (+0,-10)	+300 (-0,+15)
F	-65 (+0,-10)	+175 (-0,+15)

Tabella 1.7: Condizioni del test cicli di temperatura.

I dispositivi che non superano misurazioni finali di tipo elettrico o controlli come il test di sigillatura (metodo 1014), oppure mostrano prove di danni a contenitore, linee elettriche, guarnizioni o illeggibilità del marchio, devono essere considerati come difettosi non avendo superato il test.

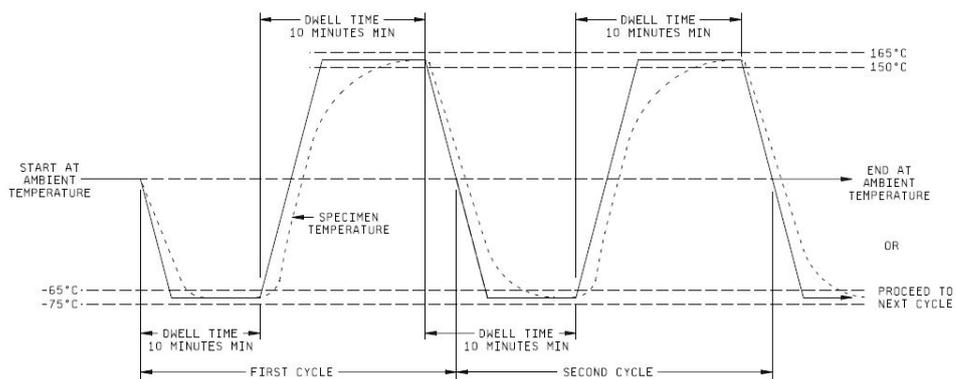


Figura 1.21: Esempio grafico di cicli secondo la condizione C

### Test di sigillatura - metodo 1014.14

L'obiettivo è valutare l'efficacia della sigillatura ermetica dei dispositivi microelettronici aventi cavità interne. Il test comprende al suo interno più metodi o condizioni diverse l'una dall'altra, in generale essi sottopongono il componente ad un certo tipo di stress o ambiente per poi analizzare la variazione di un certo parametro inerente alla qualità dell'involucro. Una prima suddivisione si può fare tra test di dispersione fine e test di dispersione grossolana, ovvero nei primi viene presa in considerazione una grandezza microscopica, mentre nei secondi una macroscopica. Le condizioni contenute sono:

- Gas tracciante elio ( $He$ )
  - $A_1$  Test fisso di dispersione fine
  - $A_2$  Test flessibile di dispersione fine
  - $A_3$  Test di dispersione fine per involucri non sigillati
- Radioisotopo Kr85
  - $B_1$  Test di dispersione fine
  - $B_2$  Test di dispersione grossolana
  - $B_3$  Test di dispersione liquida grossolana
- Test di dispersione grossolana con fluorocarburi ( $C_xF_y$ )
  - $C_1$  Metodo fisso tramite immissione in un liquido
  - $C_3$  Metodo fisso per mezzo di un sistema di rilevazione del vapore
- Test ottici
  - $C_4$  Dispersione fine
  - $C_5$  Dispersione grossolana
- Condizione D - Test con liquido penetrante
- Condizione E - Test di dispersione grossolana tramite aumento peso
- Condizione G1 - Test ad elevata temperatura con radioisotopo Kr85
- Condizione  $CH_1, CH_2, Z$  - Rilevamento di dispersione di elio cumulativo

Per quanto riguarda le prove di dispersione fine si può delineare un procedimento comune. In una camera dove sono posti i dispositivi viene creato il vuoto, ovvero la pressione interna deve essere minore di quella atmosferica, in alcuni casi viene specificato il valore preciso oppure quando viene nominato il vuoto quasi totale significa una pressione assoluta di 2 mmHg. Dopodiché, viene immesso il gas tracciante, elio o radioisotopo Kr85, fino a raggiungere la concentrazione o pressione indicata e mantenuto questo stato per un certo tempo di permanenza, in questa fase il gas è volutamente forzato ad entrare nell'involucro dei componenti. In seguito, si effettua la rimozione del gas oppure lo spostamento dei dispositivi in un'altra camera e tramite strumenti speciali come spettrometri di massa nel caso dell'elio e contatori a scintillazione per il Kr85 viene misurata il tasso di dispersione ( $\text{atm cm}^3/\text{s}$ ) di gas che fuoriesce dall'involucro, la misurazione su tutti i dispositivi non deve impiegare più del tempo specificato, solitamente 60 min.

Quindi, questo tasso di dispersione non deve superare valori prestabiliti che, a meno differenti specifiche all'interno di un particolare test, sono espressi dalla Tabella 1.8. I valori pervenuti dai test devono essere convertiti in termini di aria secondo i seguenti fattori di conversione:

$$\text{atm cm}^3/\text{s}(\text{Kr85}) \cdot 1.71 = \text{atm cm}^3/\text{s}(\text{aria}) \quad (1.28)$$

$$\text{atm cm}^3/\text{s}(\text{He}) \cdot 0.37 = \text{atm cm}^3/\text{s}(\text{aria}) \quad (1.29)$$

Volume libero all'interno dell'involucro (cm <sup>3</sup> )	Tasso di dispersione equivalente massimo atm cm <sup>3</sup> /s (aria) classe livello B ed S
≤ 0.05	5 · 10 <sup>-8</sup>
>0.05 - ≤ 0.4	1 · 10 <sup>-7</sup>
>0.4	1 · 10 <sup>-6</sup>

Tabella 1.8: Limiti per i test di dispersione fine

La prova di dispersione grossolana di nostro interesse (condizione C) prevede due possibili metodi entrambi utilizzando il fluorocarburo. Il primo, denominato dal simbolo  $C_1$ , prevede che i dispositivi siano coperti interamente dal fluido e pressurizzati secondo specifiche condizioni di pressione e tempo minimo di pressurizzazione. Completato questo, devono essere asciugati all'aria entro  $2 \pm 1$  min e quindi riposti nel fluorocarburo liquido mantenuto alla temperatura di  $125 \pm 5^\circ\text{C}$  in modo tale che singola bolla fuoriuscente da ogni singolo componente possa essere osservata nitidamente. Un definito flusso di bolle oppure due o più bolle grande originatesi dallo stesso punto sono causa di rigetto del dispositivo. Mentre nel secondo metodo ( $C_4$ ) dopo un tempo di asciugatura compreso tra 20 s e 5 min, in una camera alla temperatura di  $125 \pm 5^\circ\text{C}$  per un tempo minimo di 3.5 s o  $150 \pm 5^\circ\text{C}$  per minimo 3.5 s un detector di vapore di fluorocarburo procede alla misurazione della fuoriuscita da ogni dispositivo i quali non superano il test se eccede 0.167  $\mu\text{L}$  o 1/6  $\mu\text{L}$  di fluido tipo I.

La prova  $B_3$  oltre al radioisotopo Kr85 come mezzo di pressione, impiega una tintura o vernice penetrante nella quale i componenti vengono immersi, se in seguito questi mostrano tracce di perdita di vernice, il test è considerato fallito. Nel  $C_4$  un interferometro ottico osserva lo spostamento o deviazione dell'involucro di ogni dispositivo sottoposto ad un atmosfera di elio in pressione, lo spostamento deve essere minore di 1  $\mu\text{m}/\text{psi}$  dove psi indica la pressione dell'elio. La condizione D rappresenta una prova distruttiva da effettuare in caso di insuccesso del test di dispersione grossolana, consiste nell'introdurre i campioni in una soluzione di liquido penetrante in pressione, non superano il test quelli che mostrano segni di infiltrazioni. Infine, la condizione E si tratta di porre i dispositivi in una camera dove viene creato il vuoto per poi immettere fluorocarburo di tipo III alla pressione di 75 psia, un aumento di 1 mg per volume interno  $\leq 0.01 \text{ cm}^3$  o 2 mg per volume interno  $> 0.01 \text{ cm}^3$  è causa di scarto del componente.

### Accelerazione costante - metodo 2001.3

La prova è pensata per determinare le conseguenze di accelerazioni costanti su componenti microelettronici, le quali possono rivelare debolezze strutturali e meccaniche che non necessariamente sono individuate da test di shock o di vibrazioni. Può essere impiegato per stabilire i limiti meccanici dell'involucro e dei metalli interni, e ad opportuni livelli di sollecitazione, nella procedura di screening per scoprire i dispositivi con resistenza meccanica minore del valore nominale in qualsiasi elemento strutturale.

Il dispositivo deve essere trattenuto dal suo contenitore o tramite normale montaggio. Se non diversamente specificato, il valore di accelerazione costante deve essere applicato per un minuto in tutte le direzioni  $X_1, X_2, Y_1, Y_2, Z_1$  e  $Z_2$ , definite dalla Fig. 1.22.

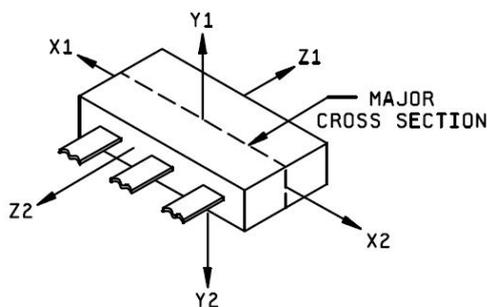


Figura 1.22: Orientazioni dispositivo definite nella MIL-STD-883

Condizione	Livello di sollecitazione (g)
A	5000
B	10000
C	15000
D	20000
E	30000
F	50000
G	75000
H	100000
J	125000

Tabella 1.9: Condizioni possibili per il metodo di test 2001.3

### **Test elettrici**

Si tratta di prove per verificare che i parametri elettrici caratteristici del dispositivo corrispondano a valori o comunque non eccedano precisi limiti a definiti in fase di progetto, i metodi solitamente adottati appartengono alla categoria test elettrici lineari e digitali della MIL-STD-883. Molto spesso costituiscono la condizione di fallimento di singoli test e intere procedure, ovvero se la sollecitazione a cui il dispositivo è stato sottoposto è tale da provocare una eccessiva variazione su specifici parametri elettrici allora la prova o la procedura in questione ha avuto esito negativo sul componente testato. Essendo parametri caratteristici di ogni microcircuito, vengono definiti nelle specifiche di dispositivo denominate MIL-M-38510 che, non essendo appunto generali come le precedenti MIL-STD-883 e MIL-PRF-38535, non potremo in alcun modo utilizzarle per i componenti MEMS. Perciò si può concludere che queste prove e relativi valori devono essere stabiliti dal costruttore potendo comunque ricorrere ai metodi applicabili delle categorie test elettrici digitali e lineari della MIL-STD-883.

### **Test di burn-in - metodo 1015.10**

Questo test viene eseguito nella procedura di screening per eliminare i dispositivi difettosi a causa di errori di fabbricazione che provocano rotture dipendenti dalle sollecitazioni e dal tempo. In assenza di questo test, essi andrebbero incontro ad un guasto per la cosiddetta mortalità infantile in condizioni normali d'uso.

Nel nostro caso, si tratta di una prova legata al passaggio "Test elettrici provvisori" e "Test elettrici finali". Eseguiti e superati i primi, si svolge il test di burn-in, entro 96 ore dalla fine di quest'ultimo devono essere compiuti i test elettrici finali. Nel nostro caso, il test consiste nel porre i dispositivi, alimentati elettricamente secondo i propri parametri caratteristici, all'interno di una camera alla temperatura di 125 °C per una durata totale di 160 h.

### **Test visivo esterno - metodo 2009.11**

Consiste nel verificare la fattura di dispositivi con involucro sigillato ermeticamente, per controllare eventuali danni dovuti a come sono stati maneggiati o assemblati. In presenza di sostanze estranee aderenti, il componente può essere sottoposto ad una pulitura a gas filtrato alla pressione approssimativa di 20 psig. Il test si considera fallito se, ad un livello di ingrandimento adeguato, il dispositivo mostra uno dei seguenti difetti:

- Marchio rovinato o illeggibile
- Presenza di materiale secondario di rivestimento che oscura visivamente l'area di sigillatura
- Materiali estranei che riducono isolamento tra conduttori oppure accumuli aderenti che coprono terminali o conduttori
- Difetti di costruzione
- Difetti su finitura dell'involucro
- Difetti su conduttori
- Cricche o bolle su sigillature in vetro

### Controllo conformità di qualità

Questa parte consiste in una sequenza di test svolti come prima qualificazione e periodicamente su un lotto. Le prove più riprese e coinvolte rientra nel gruppo C (test di vita), sottogruppo 3 e sottogruppo 4 del gruppo D (test relativi all'involucro) relativi al metodo 5005 della MIL-STD-883 denominato "Qualification and quality conformance procedures", il quale viene impiegato proprio come QCI (Quality Conformance Inspection) nell'appendice A della MIL-PRF-38535. Importante sottolineare che la seguente sequenza di prove è concepita esclusivamente per accelerometri MEMS. Nelle Tabella 1.10 vengono indicati i test di interesse con rispettive condizioni da applicare. I test di un singolo sottogruppo devono essere eseguiti nella sequenza indicata, una volta all'anno un lotto deve essere sottoposto al Gruppo C mentre il gruppo D ogni 26 settimane. Un sottogruppo risulta superato quando viene rispettato il numero massimo di fallimenti accettati sul totale di campioni esaminati, le quantità in questione sono rappresentate nel seguente modo: *numero campioni totali*(*numero fallimenti accettati*).

GRUPPO	SOTTOGRUPPO	TEST	METODO E CONDIZIONI
Gruppo C	Sottogruppo 1	Test di vita stazionaria	TM 1005 45(0) 1000 h a 125 °C
		Test elettrici finali	
Gruppo D	Sottogruppo 3 15(0)	Shock termico	TM 1011 condizione B 100 cicli
		Cicli di temperatura	TM 1010 condizione 500 cicli
		Controllo visivo	Criterio visivo TM 1010
	Test di saldatura	TM 1014 condizione applicabile	
	Test elettrici finali		
	Sottogruppo 4 15(0)	Shock meccanico	TM 2002 condizione D
Vibrazione frequenza variabile		TM 2007 condizione A minimo	
Accelerazione costante		TM 2001 condizione E minimo	
Test di saldatura		TM 1014 condizione applicabile	
Controllo visivo	Criterio visivo TM 2007		
Test elettrici finali			

Tabella 1.10: Prove indicate per accelerometri MEMS appartenenti al metodo 5005 della MIL-STD-883 [29][28]

### Test di vita stazionaria - metodo 1005.9

Prova effettuata per valutare le massime condizioni di operatività del dispositivo, essenzialmente in termini di input elettrici e range di temperatura. In base alla temperatura, viene molto spesso impiegata come prova di HTOL (High Temperature Operating Life) e LTOL (Low Temperature Operating Life) proprio per valutare la risposta del dispositivo agli estremi di temperatura di lavoro.

I dispositivi devono essere sottoposti alle specifiche condizioni per la durata specificata alla temperatura specificata. La procedura standard stabilisce 1000 h a 125 °C come parametri minimi, le condizioni del test vertono su differenti modalità di alimentazione del dispositivo in merito alle quali non vi è indicazione specifica per dispositivi MEMS, sarà quindi compito di chi conduce il test scegliere la più pertinente per il caso in esame. Il superamento della prova è determinato dalle misurazioni finali che devono essere completate entro 96 h dalla fine del test, quando specificato o a discrezione del costruttore sono previste misurazioni intermedie che devono essere eseguite a 168 h (+72,-0) e a 168 h (+168,-0).

### Shock termico - metodo 1011.9

Si svolge per analizzare la resistenza dei campioni all'esposizione improvvisa di variazioni di temperatura alternate tra gli estremi di operatività e gli effetti prodotti. Un ciclo inizia a temperatura ambiente, procede con lo step 1 e poi step 2 o viceversa e infine ritorno a temperatura ambiente senza interruzioni.

		Condizione		
		A	B	C
Step 1	Estremi di temperatura °C e tolleranze	100 (-0,+10)	125 (-0,+10)	150 (-0,+10)
	Fluido raccomandato	acqua	fluorocarburo	fluorocarburo
Step 2	Estremi di temperatura e tolleranze °C	0 +2 (-10,+2)	-55 (-10,+0)	-65 (-10,+0)
	Fluido raccomandato	acqua	fluorocarburo	fluorocarburo

Tabella 1.11: Temperature, tolleranze e fluidi raccomandati per lo shock termico

I dispositivi devono essere posti in una vasca in modo tale che il liquido li circondi tutti senza ostacoli. Il test può essere interrotto solo per rottura della strumentazione oppure per aggiungere o rimuovere campioni. Il tempo di trasferimento da caldo a freddo non deve eccedere i 10 s, il tempo di permanenza ad un estremo è al massimo 2 min e i dispositivi devono raggiungere le temperature specificate entro 5 min.

### Shock meccanico - metodo 2002.5

Questo test è pensato per stabilire la sopportazione dei dispositivi usati in equipaggiamenti elettronici che sono soggetti a shock moderatamente intensi dovuti a forze improvvise o bruschi cambi di moto provocati da difficili manovre e operazioni sul campo, poiché questo tipo di turbamenti disturbano le caratteristiche operative o causare danni permanenti soprattutto se ripetitivi.

Il campione soggetto al test deve essere montato rigidamente e trattenuto per il suo involucro con adatte protezioni per i conduttori. A meno di diverse indicazioni, la prova consiste in 5 impulsi fino al livello di picco di accelerazione specificato dalla condizione scelta e per la durata di impulso indicata. Tutto ciò in ogni direzione  $X_1, X_2, Y_1, Y_2, Z_1$  e  $Z_2$ .

Condizione	Livello di picco (g)	Durata impulso (ms)
A	500	1.0
B	1500	0.5
C	3000	0.3
D	5000	0.3
E	10000	0.2
F	20000	0.2
G	30000	0.12

Tabella 1.12: Condizioni di esecuzione del test shock meccanico

### Vibrazione, frequenza variabile - metodo 2007.3

Lo scopo è determinare le conseguenze che continue vibrazioni in un intervallo di frequenze specificato causa sul componente. il dispositivo deve essere fissato rigidamente alla piattaforma vibrante e conduttori e cavi adeguatamente messi in sicurezza, le vibrazioni devono seguire un andamento armonico semplice avente o ampiezza picco-picco di 0.6 in ( $\pm 10\%$ ) o un accelerazione di picco specificata dalla condizione scelta ( $+20\%, -0\%$  g). Le vibrazioni devono variare in modo logaritmico tra 20 Hz e 2000 Hz approssimativamente.

L'intero range di frequenza deve essere percorso da 20 Hz e 2000 Hz e ritorno in meno di 4 min. Questo ciclo deve essere svolto 4 volte in tutte le orientazioni  $X, Y$  e  $Z$ , così che la durata totale risulti minore di 48 min.

Condizione	Accelerazione di picco (g)
A	20
B	50
C	70

Tabella 1.13: Condizioni test vibrazione a frequenza variabile

### Controllo visivo

Deve essere effettuato dopo il completamento di ogni gruppo, sequenza o sottogruppo che includa un test che lo prevede. Consiste in un'esaminazione visiva del marchio senza ingrandimento o al massimo di 3X e dell'involucro, conduttori e guarnizioni ad un ingrandimento compreso tra 10X e 20X. Quindi, il fallimento di specifiche misurazioni o controlli, evidenti difetti o danni all'involucro, conduttori, guarnizioni o marchio illeggibile deve essere considerato fallimento del test o sequenza di test a seconda dei casi.

Oltre ai test appena descritti, ve ne sono di ulteriori a far parte di questa sezione del processo di qualificazione. Si tratta di prove aggiuntive convenienti soprattutto per applicazioni nello spazio, il cui ambiente espone insidie molto più accentuate rispetto all'ambiente terrestre:

Test	MIL-STD-883 Metodo e condizioni
TID (Total Ionizing Dose)	Metodo 1019 "Procedura di test per radiazione ionizzante (dose totale)" I sistemi elettronici operanti nello spazio sono soggetti a molte fonti di radiazioni, ma anche in alcune regioni della magnetosfera terrestre sono presenti nella cosiddetta forma di elettroni intrappolati e protoni intrappolati. Le radiazioni degradano le proprietà meccaniche del silicio con conseguenti danni al meccanismo interno [30]. Per un accelerometro MEMS si consiglia di eseguire il test con una TID massima pari a 30 krad(Si).
Test di isolamento su ogni pin	Metodo 1003 "Resistenza di isolamento" Per misurare la resistenza degli elementi isolanti del dispositivo tramite una tensione impressa direttamente al fine di produrre corrente di dispersione tra questi elementi. Condizione A: $10 V \pm 10\%$ .
Contenuto interno di vapore	Metodo 1018 "Analisi di gas interni" La presenza di gas interni in quantità eccessiva disturba il movimento del meccanismo e quindi la misurazione finale, maggiormente se essa dipende in maniera diretta dallo spostamento della massa mobile come nel caso dell'accelerometro MEMS. Il test ha lo scopo di determinare l'atmosfera interna di dispositivi sigillati ermeticamente in ceramica o metallo ed il contenuto di umidità interna per verificare che sia entro i limiti.

Tabella 1.14: Test aggiuntivi per il controllo di conformità di qualità [29]

## Classificazione ESD

La qualificazione ad una classe ESD deve essere eseguita come prima qualificazione o riqualificazione dopo riprogetto del dispositivo in conformità con il metodo di test 3015 della MIL-STD-883.

Questa prova rappresenta la procedura con cui classificare i microcircuiti in base alla loro suscettibilità a danno o degradazione dovuto all'esposizione di scarica elettrostatica (ESD: electrostatic discharge), la quale è propriamente definita come il trasferimento di carica elettrostatica tra due corpi aventi differente potenziale elettrostatico.

La procedura d'esecuzione prevede l'utilizzo di un circuito equivalente a quello di Fig. 1.23 in grado di produrre una forma d'onda di corrente come mostrata in Fig. 1.24, la quale deve essere verificata all'inizio di ogni turno di lavoro o ad ogni cambio della scheda secondo apposito procedimento indicato.

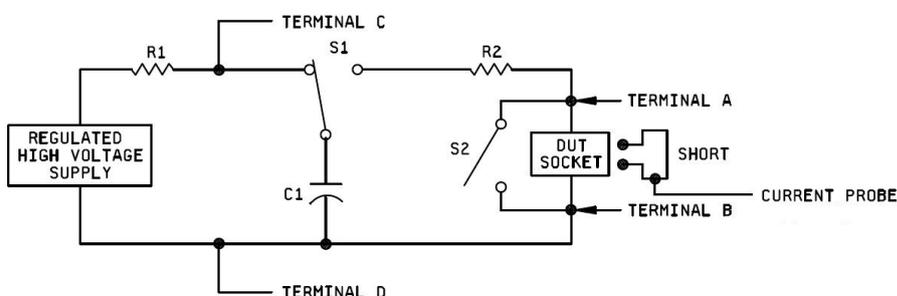


Figura 1.23: Circuito di classificazione ESD:

$$R1 = 10^6 \Omega \text{ a } 10^7 \Omega$$

$$C1 = 100 \text{ pF} \pm 10\%$$

$$R2 = 1500 \Omega \pm 1\%$$

S1 = relé ad alto voltaggio

S2 = interruttore normalmente chiuso (aperto durante impulso di scarica e misurazione capacità)

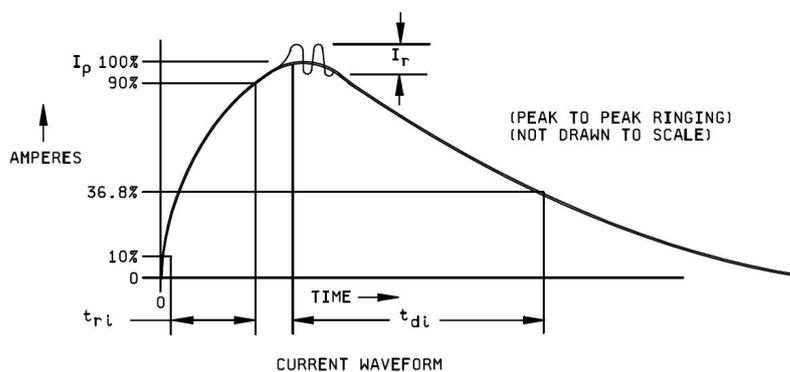


Figura 1.24: Forma d'onda di corrente:

Tempo di salita  $t_{ri} < 10 \text{ ns}$

Tempo di ritardo  $t_{di} = 150 \pm 20 \text{ ns}$

Corrente di picco  $I_p$  entro  $\pm 10\%$  del valore mostrato in Tabella 1.15

Definite opportunamente le caratteristiche della strumentazione, si può procedere con il test vero e proprio:

1. Un certo numero di campioni, la quantità standard è tre, devono essere sottoposti agli step di tensione indicati in Tabella 1.15 fino alla soglia di guasto, possono essere utilizzati step più vicini per ottenere una misura più accurata della soglia di guasto.

Step	$V_s$ (V)	$I_p$ (A)
1	250	0.17
2	500	0.33
3	1000	0.67
4	2000	1.33
5	4000	2.67

Tabella 1.15: Tensione di carica ( $V_s$ ) e corrente di picco ( $I_p$ ) che fluisce su R2

2. Un nuovo gruppo di campioni dello stesso numero del precedente deve essere soggetto alla soglia di tensione immediatamente inferiore a quella di guasto concordata. Ogni dispositivo deve essere testato con tre impulsi positivi e tre negativi, mentre ai terminali A e B andranno collegati i pin del dispositivo nelle seguenti combinazioni, quelli non nominati dovranno rimanere aperti:
  - ogni pin individualmente connesso al terminale A e tutti i pin di terra del dispositivo al terminale B
  - ogni pin individualmente connesso al terminale A e tutti i pin riferiti all'alimentazione del dispositivo connessi al terminale B
  - ogni pin di input e output individualmente connesso al terminale A e tutti i rimanenti pin di input e output collegati al terminale B
3. Sugli stessi campioni devono essere condotti test su parametri elettrici del tipo descritti nella sezione precedente in Procedura di screening.
4. Se uno o più dispositivi non supera i test al punto 3, il punto 2 e punto 3 deve essere ripetuto alla soglia inferiore, se invece non vi sono fallimenti, la tensione di guasto viene registrata e il più alto valore di tensione utilizzato al punto 2 e positivamente testato viene impiegato per la classificazione secondo la Tabella 1.16.

Classe 0	<250 V
Classe 1A	250 V a 499 V
Classe 1B	500 V a 999 V
Classe 1C	1000 V a 1999 V
Classe 2	2000 V a 3999 V
Classe 3A	4000 V a 7999 V
Classe 3B	$\geq 8000$

Tabella 1.16: Classificazione ESD secondo la soglia di tensione di guasto del dispositivo

Per un accelerometro MEMS è raccomandata una qualificazione minima in classe 2 [29].

## 1.5 Accelerometro Colibrys MS9010P

Si tratta di un accelerometro analogico a singolo asse di misurazione specifico per unità IMU (Inertial Measurement Unit) o AHRS (Attitude and Heading Reference System) per applicazioni aerospaziali e militari. Il range di accelerazione supportato lo rende utilizzabile per velivoli civili, UAV, navette spaziali e al limite jet militari che possono arrivare un'accelerazione massima all'incirca di 9 g [31].

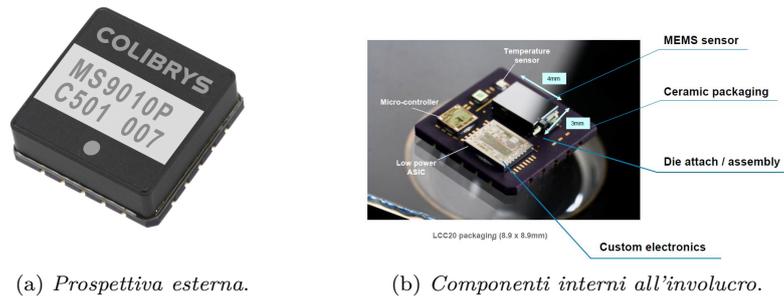


Figura 1.25: Accelerometro Colibrys MS9020P

Nel datasheet di questo prodotto si possono constatare come sono applicate nella realtà molte caratteristiche descritte precedentemente, viene posta attenzione su alcuni parametri prestazionali piuttosto che altri e soprattutto in alcuni casi è dichiarata conformità o riferimento più o meno specifico a prove contenute nello standard MIL-STD-883, mentre in altri vi è solo una corrispondenza di valori utilizzati.

Nella descrizione generale viene sottolineata l'alta stabilità bias e il fattore di scala, comportamento nei confronti della temperatura e compensazione delle vibrazioni, tutti termini che vanno a caratterizzare l'affidabilità dell'accelerometro più che risoluzione o altro. Ciò si nota anche nella prima sezione dedicata alle specifiche di performance (Accelerometer specifications) dove per ben tre parametri viene indicata la ripetibilità composita a un anno, la ripetibilità è definita come la concordanza tra ripetute misurazioni della stessa variabile in uguali condizioni in cui avvengono variazioni di condizioni operative in periodi non operativi tra le varie misurazioni [32] e può essere in questo caso letta proprio come garanzia di affidabilità nell'arco della vita operativa. Mentre bias è la misurazione ad accelerazione nulla e stabilità bias è la massima deriva dell'errore residuo di bias conseguita, per l'accelerometro in questione, dopo una compensazione di quarto ordine in condizioni estreme (invecchiamento, cicli di temperatura, shock, vibrazioni) [33].

## Accelerometer specifications

All values are specified at +20°C (+68°F) and 5.0 VDC supply voltage, unless otherwise stated

Parameters	MS9010P	Units
Measurement range	± 10	g
Bias calibration @ 20°C	< 50	mg
Bias temperature coefficient @ 20°C	± 1000	µg/°C (max)
One year composite repeatability [1]	< 2000	µg (1σ)
In run bias stability (48h) @ 20°C	< 500	µg (max)
Scale factor calibration @ 20°C	200 ± 2	mV/g
Scale factor temperature coefficient @ 20°C	75 ± 100	ppm/°C (max)
One year composite repeatability [1]	< 300	ppm (1σ)
Input axis misalignment (Kp, Ko)	< 10'000	µrad
One year composite repeatability [1]	< 1000	µrad (max)
Non linearity	< 0.9%	% of FS (max)
Vibration rectification @ 20°C	< 125 [60-2000Hz]	µg/g <sup>2</sup> rms (1σ)
Bandwidth @ 20°C [2]	> 200	Hz
Noise spectral density in band @ 20°C	150	µg/√Hz (max)

[1] The one year composite repeatability represents the residual error stability defined according to IEEE 528-2001 and under following environmental conditions: turn on / on, storage at -55°C and 85°C, -40°C to 125°C T cycling, vibration, shock (6000g, 0.2ms single shock in all directions).

[2] The bandwidth is defined as the frequency band for which the sensitivity has decreased by less than 3dB

Proseguendo troviamo le caratteristiche che lo rendono qualificato per applicazioni aerospaziali. Nella sezione Environmental specifications il riferimento al manuale MIL-HDBK-217 non può essere considerato presunzione di conformità poiché all'interno non sono citati in alcun modo dispositivi MEMS e inoltre l'ultima pubblicazione risale al Febbraio 1995, perciò necessita di essere aggiornata alle moderne tecnologie, dati e dispositivi.

Vi sono poi caratteristiche che mostrano la qualificazione del prodotto concordanti con i test contenuti "Controllo conformità di qualità":

- Il range di temperatura in condizioni operative è proprio quello dichiarato standard per applicazioni militari
- La resistenza a shock meccanici indica valori compresi tra la condizione D e condizione E del metodo 2002 Mechanical Shock, quindi addirittura migliore della resistenza minima prevista
- In "Vibration" i numeri descritti seguono il metodo 2007 condizione A
- Per la classificazione ESD vi è riferimento specifico, quindi significa conformità al metodo 3015 per la classe 2

## Environmental specifications

	MS9010P
Operating temperature range	-55°C to +125°C (-67°F to 255°F)
Reliability	Results based on MIL-HDBK-217, notice 2, are available on request.
Shock resistance, survivability	Up to 6'000 g (0.2ms half-sine, single shock and multiple shocks in direction o, p or i. Typically 10 shocks)
Recovery time after shock	< 1ms (after 1000g, half-sine period 1ms, shocks in direction i)
Vibration	20 g rms, 20-2000 Hz (random noise, 30 minutes in each direction o, p, i)
ESD sensitivity	Class 2 (requirements MIL-STD-883-G, 1 Method 3015.7), Human Body Model 2kV
Ultrasonic cleaning	The product <b>can not be</b> cleaned with ultrasonic bath. Such a cleaning process will affect the sensor integrity

Infine vengono descritte le caratteristiche dell'involucro che rappresentano in modo chiaro la tipologia necessaria per questo tipo di applicazioni:

- Involucro in ceramica sigillato ermeticamente
- Finiture in oro e tungsteno
- Ermeticità garantita da riferimento non esplicito al test di saldatura 1014 della MIL-STD-883

### Physical specifications

Parameters	MS9010P
<b>Packaging</b>	Non magnetic, LCC, 20 pin housing
<b>Lead finishing</b>	Au plating: 0.5 to 1.5 $\mu\text{m}$ Ni plating: 1.27 to 8.89 $\mu\text{m}$ (typ. 3 to 5 $\mu\text{m}$ ) W (tungsten): 10 to 15 $\mu\text{m}$
<b>Hermeticity</b>	The product has been qualified according to MIL-STD-883-G. Hermetic sealing is systematically qualified at $5 \cdot 10^{-8}$ atm-cm <sup>2</sup> /s
<b>Weight</b>	< 1.5 grams
<b>Size</b>	Typ. 8.9 x 8.9 x 3.23 mm (0.35 x 0.35 x 0.127 inch) Max. 9.2 x 9.2 x 3.5 mm (0.354 x 0.354 x 0.138 inch)
<b>Proximity effect</b>	The sensor is sensitive to external parasitic capacitance. Moving metallic objects with large mass or parasitic effect at proximity of the accelerometer (mm range) must be avoided to insure best product performances
<b>Reference plane for axis alignment</b>	LCC must be tightly fixed to the PCB, using the bottom of the housing as reference plane for axis alignment. Using the lid as reference plane or for assembly may affect specifications and product reliability (i.e. axis alignment and/or lid soldering integrity)

## Capitolo 2

# IMU (Inertial Measurement Unit)

Nell'anno 2000 l'RTTO (Research Technology Organization), all'interno e sotto autorizzazione della NATO, crea il Task Group 078 denominato "MEMS Applications for Land, Sea and Air Vehicles", ovvero un gruppo di esperti aventi lo scopo di selezionare quelle applicazioni di maggior interesse in cui l'impiego di dispositivi MEMS avrebbero permesso un aumento della qualità e miglioramento delle operazioni, quindi inseguito analizzare le potenzialità dei MEMS e contemporaneamente delineare esigenze e requisiti per queste applicazioni di alto livello.

Una tra le più importanti fu proprio l'unità IMU (Inertial Measurement Unit), in particolare lo sviluppo di una completa unità inerziale e di navigazione su un singolo chip e l'incremento dell'affidabilità in condizioni ambientali estreme [21]. Il blocco IMU consiste in tre accelerometri e giroscopi mutualmente ortogonali, dalle cui informazioni di accelerazione e angolazione nei rispettivi tre assi spaziali si ricavano posizione, assetto e direzione del velivolo. Questi dati finali sono frutto di un processo di elaborazione che parte proprio dall'unità IMU e, procedendo per livelli di integrazione, si trova l'IRS (Inertial Reference System), l'AHRS (Attitude and Heading Reference System) ed infine l'INS (Inertial Navigation System) come mostrato in Fig. 2.1.

L'utilizzo di dispositivi MEMS nel sottosistema IMU sta sempre più attraendo l'attenzione del settore aerospaziale e militare in cui assumono una parte attiva nelle cosiddette operazioni di guida, navigazione e controllo (GN&C) dovendo simultaneamente sopportare condizioni ambientali severe, le maggiori applicazioni in questo ambito riguardano:

- aerei ed elicotteri
- satelliti e veicoli spaziali coinvolti in attraversamento atmosfere, discesa ed atterraggio
- UAV (Unmanned Aerial Vehicle)
- missili e munizioni guidate

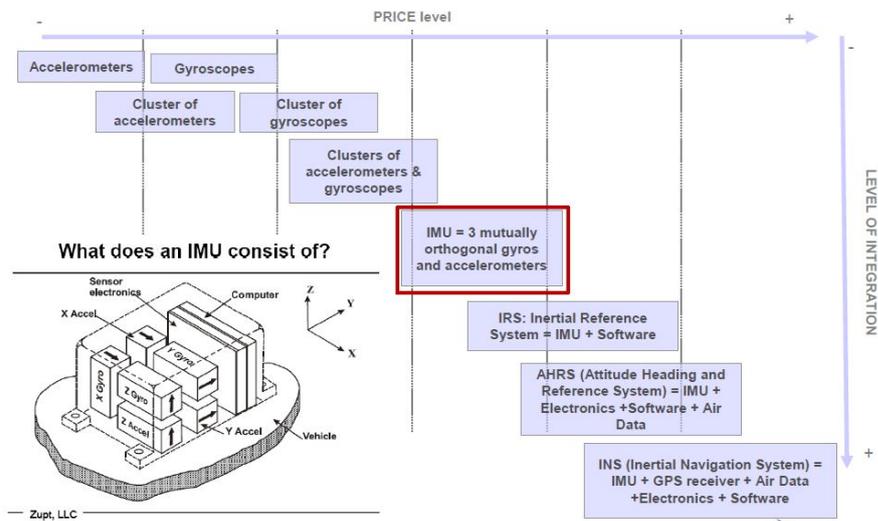


Figura 2.1: Composizione di un sistema di navigazione inerziale per livelli di integrazione [2]

Inoltre una funzionalità che si sta sempre più intensificando è come sistema di supporto al GPS oppure, in caso quest'ultimo risulti impossibilitato ad operare, come sistema primario per il tracciamento della posizione.

Come mostrato in Fig. 2.2, una classificazione di performance dell'unità IMU viene realizzata in base al valore richiesto dall'applicazione per quanto riguarda il parametro relativo all'errore di bias sia per accelerometro che giroscopio, talvolta inteso come ripetibilità ad un anno, deriva in funzionamento o semplicemente stabilità bias.

Le più rilevanti caratteristiche degli ambienti in cui devono operare sono [22] [34]:

- Accelerazioni elevate e impulsive
  - fino a 100 g per jet da combattimento
  - fino a 300 g per missili
  - più di 15000 g per munizioni lanciate da cannone
- accelerazione angolare (maggiore di  $500 \text{ rad} \cdot \text{s}^{-2}$  per munizioni lanciate da cannone)
- temperatura da  $-65^\circ\text{C}$  a più di  $125^\circ\text{C}$
- interferenze elettromagnetiche
- radiazioni, soprattutto nello spazio

Allo scopo di ottenere una completa garanzia che il sottosistema o sistema equipaggiato sia adeguato per applicazioni aerospaziali, è necessario pianificare sistematicamente ed eseguire una serie di test ambientali. Per i quali si intende ricreare, approssimativamente simulare o applicare direttamente le condizioni ambientali menzionate, ovvero tutte quelle naturali o artificiali che possono influenzare il ciclo di vita dell'equipaggiamento [35].

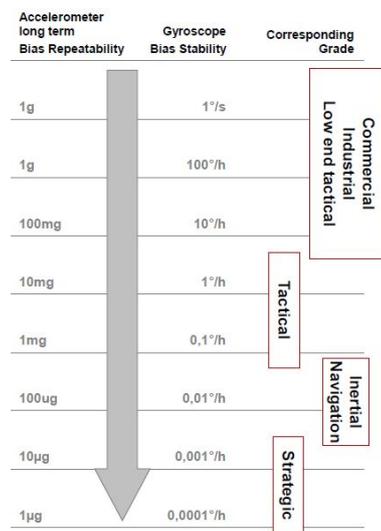


Figura 2.2: Gradi di applicazione in base a livelli di ripetibilità bias per accelerometro e stabilità bias per giroscopio [2]

Non vi sono in questo caso specifiche di prodotto, perciò si considera il blocco IMU come generico prodotto per applicazioni militari. A questo proposito vi sono più di uno standard potenzialmente applicabili, promulgate da agenzie governative o organizzazioni al fine di garantire ed unificare la qualità voluta nello Stato di appartenenza per le prime oppure qualità in generale e su prodotti rientranti in programmi interni per quanto riguarda le seconde. I Paesi dotati di questi standard sono Stati Uniti, Regno Unito e Francia, mentre le organizzazioni più importanti sono IEC, ESA, NASA ed infine la NATO che costituisce un organizzazione i cui documenti tecnici sono sostanzialmente l'unione di quelli dei Paesi membri dotati di uno proprio. Il più rilevante e adeguato per il caso in esame è lo standard statunitense MIL-STD-810 "Environmental engineering considerations and laboratory test", il quale ha avuto storicamente il vantaggio di introdurre metodologie sempre innovative, fornisce il contributo principale per l'omologo standard NATO e se applicato opportunamente rappresenta il miglior materiale guida per i prodotti dedicati al settore militare. Un punto critico è la forma poco chiara che non rende netta distinzione tra requisiti obbligatori e informazioni di buona regola [36].

È applicabile a tutti i componenti hardware, attrezzature ed equipaggiamenti militari, ai quali si riferisce il termine generico "materiel", perciò non sono fornite specifiche di progetto o test poiché risulterebbe impossibile ricoprire tutte le casistiche. Piuttosto, viene descritto il procedimento di progettazione e collaudo su misura per il prodotto in base all'applicazione richiesta, dalla necessaria generalità ne consegue quindi che direttive ed informazioni sono date sotto forma di linea guida. Lo standard MIL-STD-810, o una linea guida in generale, non impone la qualificazione di un prodotto, ma fornisce indicazioni e proposte su come essa può essere raggiunta. Una procedura o sequenza di test elaborata otterrà effettiva validità nel caso sia inclusa in ciò che il compratore o cliente interpreti per qualificazione, riportata nel documento contrattuale [3].

Lo standard è suddiviso in tre parti: nella prima sono esposti tutti i passaggi per completare il cosiddetto “Environmental engineering program” (Programma tecnico ambientale), nella seconda vi sono tutti i test di laboratorio disponibili e nella terza le informazioni sugli elementi climatici più importanti da considerare.

## 2.1 Programma tecnico ambientale

La prima parte descrive tutte le fasi del programma e i ruoli di gestione e tecnici nel processo di progettazione e test relativi alle specifiche condizioni ambientali che il prodotto può affrontare durante la vita in servizio. Le figure professionali coinvolte sono:

- Direttore di programma, responsabile generale nell’assicurare che il prodotto funzioni propriamente nell’ambiente operativo a cui è destinato
- Specialista tecnico ambientale che assiste i progettisti nel determinare caratteristiche di progetto e test in base a vincoli e sollecitazioni ambientali aspettate
- Ingegneri e analisti che applicano le direttive di specialista ambientale e direttore al fine di soddisfare pienamente le esigenze del cliente

L’intera sezione del documento consiste in un guida alla realizzazione del programma tecnico ambientale mostrato in Fig. 2.3, fine ultimo dello standard, che in linea generale provvede a:

1. Definire sequenze di stress, durata e intensità nel ciclo di vita del prodotto
2. Sviluppare analisi e criteri di test in base ai contenuti del punto precedente
3. Valutare le prestazioni del prodotto quando esposto a tutti gli stress individuati
4. Identificare carenze e difetti di progetto, materiali, processi di fabbricazione tecniche di packaging e manutenzione
5. Dimostrare conformità ai requisiti di contratto

Le mancanze più importanti del programma o comunque che potrebbero essere applicate sono la compatibilità elettromagnetica per cui si deve applicare lo standard MIL-STD-461 “Requirements for the control of electromagnetic interference characteristics of subsystems and equipment”, metodi e procedure di screening e test di affidabilità. Nella figura/diagramma si propongono le varie fasi del programma da realizzare successione proposta.

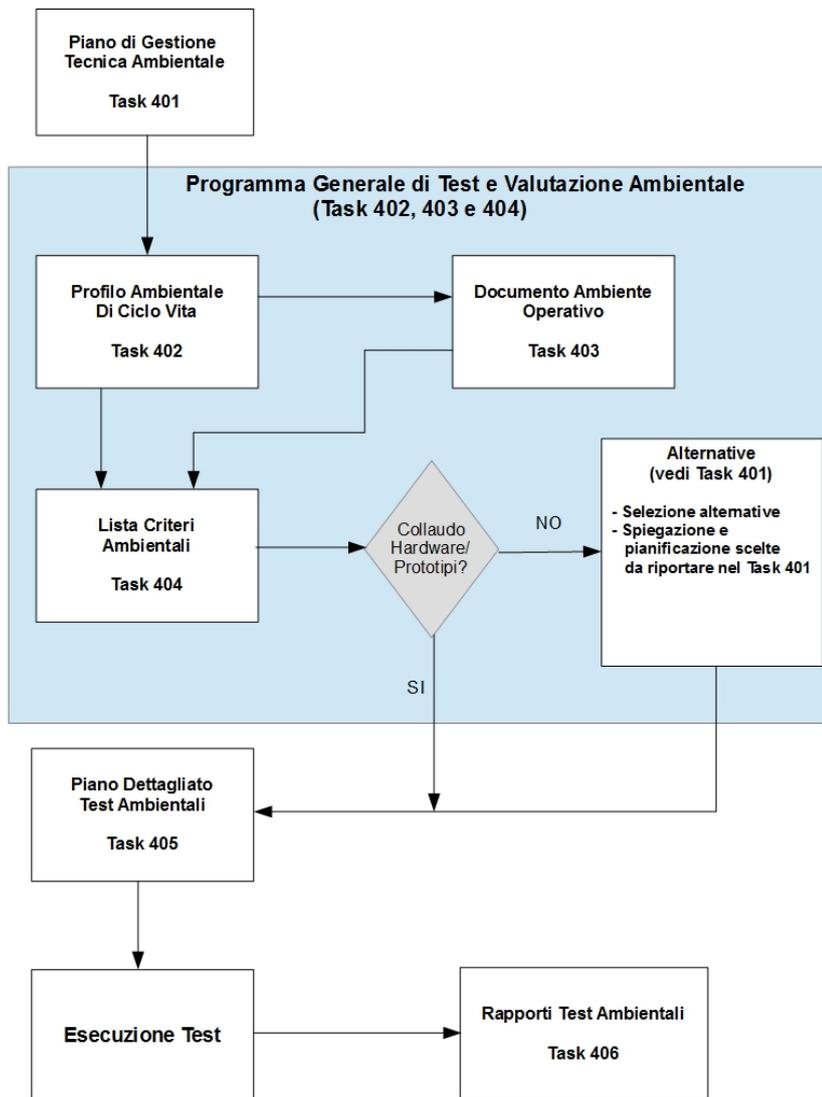


Figura 2.3: Guida al programma tecnico ambientale

### **Task 401 - Pianificazione Gestione Tecnica Ambientale**

Fondamentale documento amministrativo preparato dal direttore di programma o staff affiliato. Include la pianificazione dei Task 402 fino al Task 406 in modo tale che il programma risulti praticabile ed economicamente realizzabile, le valutazioni di rischio relativi a Task eventualmente eliminati o limitati e per le alternative al collaudo di reali prototipi. Ad esempio, le alternative possono essere procedure analitiche, approvazione per similarità con un altro sistema, campione o simulazione, quindi spiegare il risparmio economico e altri benefici, rischi e efficacia del sistema alternativo utilizzato.

Inoltre, è necessario qui definire programmi e requisiti del personale coinvolto, linee di comunicazione tra sviluppatori del prodotto e personale delle agenzie di acquisizione governative responsabile delle questioni ambientali ed infine procedimenti con cui riportare aggiornamenti al cliente appaltatore e implementare azioni correttive per eventuali problemi nello svolgimento di quanto definito nella pianificazione gestione ambientale.

### **Task 402 - Profilo Ambientale di Ciclo Vita**

Documento redatto dallo specialista ambientale, identifica e caratterizza le condizioni e combinazioni di queste a cui il prodotto viene esposto nella sua vita operativa. Costituisce la base di supporto alle attività di progettazione e test durante tutto il processo di sviluppo del prodotto.

Accuratamente descrive tutte quelle caratteristiche dell'ambiente reale più rilevanti, a cui il prodotto è più sensibile, e dovrebbe essere periodicamente rivisto e aggiornato in quanto nuove informazioni a riguardo possono essere rese disponibili. Come minimo, il documento deve avere i seguenti contenuti:

- Descrizione degli eventi logistici e della vita operativa dall'approvazione finale in uscita dalla fabbrica fino alla fine della vita utile
- Lista condizioni naturali e indotte o combinazione di queste associate agli eventi descritti nel punto precedente, per indotte si intende causate artificialmente o generate dalla piattaforma su cui è installato il prodotto
- Tabelle, grafici, statistiche e spiegazione delle sollecitazioni individuate, si possono includere calcoli analitici, risultati di prove e misurazioni su sistemi già in servizio

Le Figure 2.4 e 2.5 rappresentano un modello generale di Profilo Ambientale di Ciclo Vita. Possono essere impiegate come strumento per verificare la coerenza tra condizioni ambientali e applicazione o piattaforma equipaggiante il prodotto del programma specifico che si sta sviluppando, infatti deve essere posta molta attenzione nell'aggiungere voci che non siano presenti.

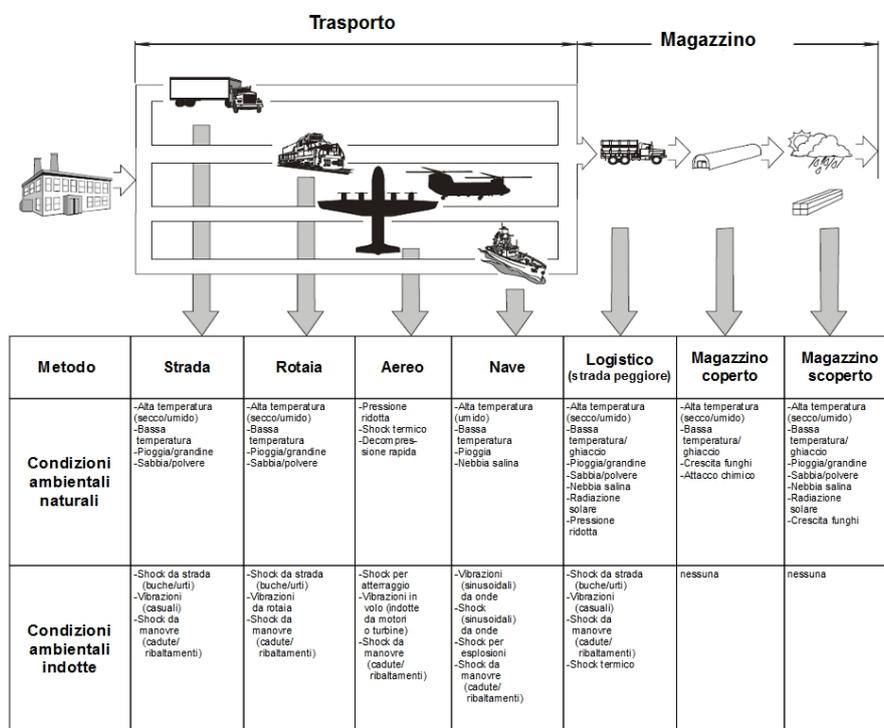


Figura 2.4: Generali profili di trasporto e immagazzinamento per hardware militari

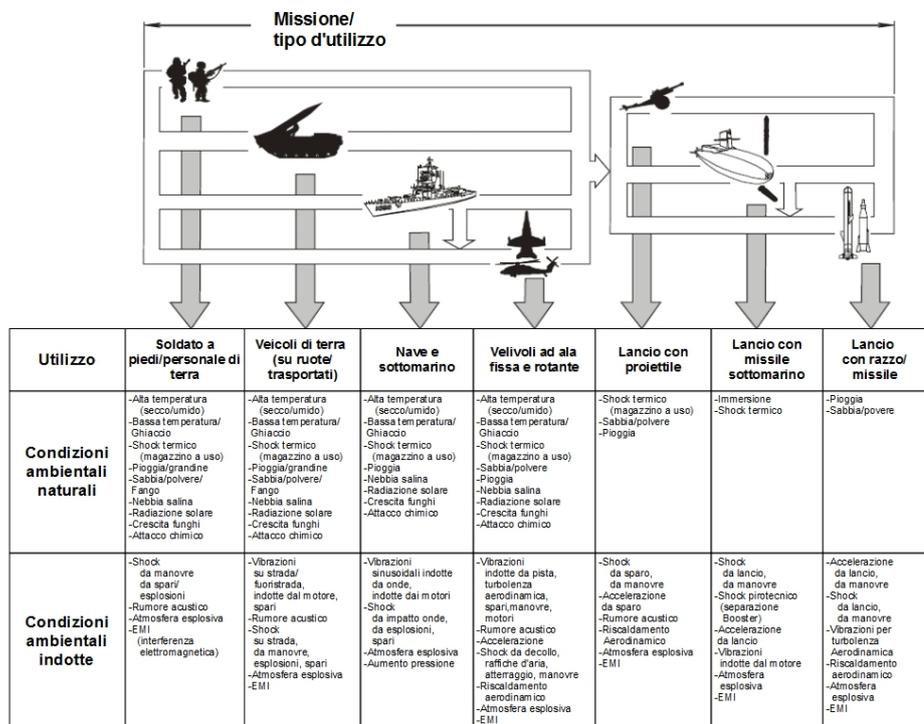


Figura 2.5: Generali profili d'impiego per hardware militari

### **Task 403 - Documentazione Ambiente Operativo**

Consiste nel collezionare dati specifici inerenti alle condizioni disposte dal precedente Task 402, assieme al quale costituisce la base necessaria per il successivo Task 404.

Per prima cosa si deve definire il Piano Documentazione Ambiente Operativo per la raccolta dati utili alle attività di progettazione e collaudo, innanzi tutto quelli già esistenti e quindi quelli non ancora disponibili. Il Piano e i dati prodotti dall'effettiva implementazione compongono il Rapporto Documentazione Ambiente Operativo.

Preparata una lista di informazioni necessarie, i primi devono rispondere alle seguenti caratteristiche:

- Similarità prodotto su cui sono state effettuate le misurazioni, quando possibile quindi che siano dello stesso tipo di prodotto e stessa piattaforma portante
- Qualità dati per essere appropriati all'uso in laboratorio, per ognuno deve essere fornita descrizione del prodotto e piattaforma, punto del componente, condizioni ambientali e luogo geografico delle misurazioni compiute
- Tipo e calibrazione di registrazione dati, analisi equipaggiamento e strumentazione

Nel caso in cui siano necessari nuovi dati, per ognuno si devono specificare:

- Punti del prodotto in cui compiere le misurazioni e strumentazioni occorrenti
- Descrizione risorse e personale che deve essere fornito dall'appaltatore, inclusi veicoli, infrastrutture e equipaggiamento per raccolta informazioni
- Luogo geografico di realizzazione misure
- Programma svolgimento di tutte le operazioni

### **Task 404 - Lista Criteri Ambientali**

In questa parte è previsto lo sviluppo di una lista di criteri e problemi che riassumano gli effetti che le varie condizioni ambientali, rivelate nelle fasi precedenti, provocano su affidabilità e prestazioni del prodotto.

Deve essere inteso come obiettivo finale dei Task 402 e Task 403, unito ai quali compone il cosiddetto Programma Generale di Test e Valutazione Ambientale, ovvero tutto il lavoro di preparazione all'effettiva esecuzione delle prove.

Quindi il presente Task deve approfondire:

- Specifici criteri e scelte di progettazione e test con valori correlati e problematiche associate
- Presupposti e fondamento logico impiegati nella selezione e sviluppo criteri, includendo legame tra questi, performance e durabilità del prodotto
- Spiegazione differenza tra criteri di progettazione e collaudo
- Stima grado di correlazione tra risultati dei test in laboratorio e prove di servizio operativo anticipato

### **Task 405 - Programma Dettagliato Test Ambientali**

Programma richiesto per determinare tramite esecuzione di test se i criteri sviluppati nel Task 404 sono soddisfatti e per identificare soglie di sopportazione che possono essere rese evidenti durante le prove. Gli addetti alla parte di collaudo si occupano sia di prove in laboratorio che sul campo, data la specificità che le ultime possono avere in base all'applicazione o al prodotto stesso, lo standard contiene solamente linee guida riguardanti quelle in laboratorio.

Con il termine programma si intende tutta una serie di informazioni necessarie alla corretta esecuzione dei test, corrispondenti alla fase antecedente, contemporanea e consecutiva alla prova. Per facilitarne la realizzazione è utile considerare per ogni test probabilità di avvenimento dello stress ambientale da solo o combinato ad altri e se in una o più fasi del ciclo vita, esperienze e precedenti da altri prodotti impiegati o testati allo stesso modo, modalità di guasto, effetti aspettati su prestazioni dell'hardware e attendibilità di rivelazione problemi da parte di uno specifico test in laboratorio o sul campo.

Quindi, in precedenza allo svolgimento di ogni prova sono richieste le seguenti informazioni:

- Dati su campione
  - Nomenclatura, numero seriale, fabbricante, etc.
  - Condizione generale, anomalie specifiche e storia precedente di test ambientali
- Dati su parametri funzionali che saranno monitorati durante e dopo la prova, trattasi di valori per ogni parametro funzionale e limiti operativi, che se non precisati in specifiche di prodotto, devono essere appropriatamente stabiliti e applicati dal costruttore
- Informazioni per operatori
  - Strumentazione necessaria
  - Dettagli su installazione campione
  - Monitoraggio e registrazione test
  - Procedura test

Mentre durante la prova sono richieste le seguenti:

- Parametri ambientali e criteri test
- Configurazione test e quantità di campioni da collaudare
- Descrizione di come eseguire il test, inclusa categoria climatica nel quale si svolge, test minori o comunque interni al principale (per esempio controllo iniziale compresa adeguatezza involucro, dati precedenti al test, immagazzinamento, prestazioni, modalità operative, fattori umani, sicurezza, etc) e criteri di fallimento
- Limiti e tolleranze della procedura
- Sequenza fasi in successione del test

- Informazioni sulla strumentazione
  - Specifiche e calibrazione
  - Dati da raccogliere e accuratezza da conseguire
  - Descrizione filtraggio eseguito sui dati

Infine, a prova conclusa occorrono:

- Identificazione campione (fabbricante, modello, numero seriale, etc)
- Identificazione equipaggiamento per il test e accessori
- Reale sequenza d'esecuzione svolta o anomalie procedurali
- Deviazione dal reale programma di test (spiegazione inclusa)
- Dati prestazionali raccolti sullo stesso parametro agli stessi livelli operativi indicati nelle informazioni antecedenti al test
- Analisi guasti prematuri o iniziali
- Se non viene impiegata una camera apposita, condizioni ambientali della stanza registrate periodicamente durante il test
- Raccolta fotografica di campione e apparecchiature per il test

#### **Task 406 - Rapporti Test Ambientali**

Il Rapporto riguarda principalmente test in laboratorio nell'ambito di valutazione progetto, adeguatezza operativa e qualificazione del prodotto. Consiste in una prima analisi dei risultati, i quali sono utili ad individuare avvertenze precoci su impreviste su derive eccessive dai requisiti prestazionali stabiliti. Ne beneficiano analisi di rotture e azioni correttive relative all'abilità del prodotto di sopravvivere alle specifiche condizioni ambientali.

In generale, nel corpo principale di ogni rapporto si deve includere:

- Identificazione campione
- Descrizioni parti guaste o in parte danneggiato del campione
- Cause rotture se riconosciute
- Azioni correttive proposte se definibili
- Condizioni test, parametri ambientali qualitativi e quantitativi

Gli allegati ad esso comprendono registro eventi e tempi tra le rotture, analisi rotture e lista di tutte le attività di collaudo in cui la medesima parte si è danneggiata, per esempio in test di affidabilità, banco di prova, screening o procedure approvazione.

In un primo rapporto provvisorio, oltre alle caratteristiche sopra elencate, bisogna inserire la notifica di anomalia test nell'eventualità essa accada. Viene considerata anomalia l'interruzione della prova causata dall'infrastruttura o strumentazione, oppure rottura del campione. Nella notifica si deve riportare descrizione e analisi delle cause dell'anomalia, condizioni ambientali presenti, parte del prodotto danneggiata e azioni correttive proposte per prevenirne la ricorrenza.

La conclusione del Task 406, nonché dell'intero programma tecnico ambientale, consiste nel rapporto finale il quale viene realizzato per ogni prova di qualificazione o sviluppo tecnico effettuata. In esso si riporta:

- Scopo del test, che può essere sviluppo tecnico, qualificazione, adeguatezza operativa, etc
- Lista di criteri e punti sensibili del test
- Identificazione campione e strumentazione utilizzata con inerenti fotografie
- Descrizione procedura, parametri, durata e condizioni speciali coinvolte
- Diagramma e immagini del set-up impiegato
- Lista caratteristiche strumentazione
- Posizionamento di sensori ambientali relativi al campione
- Risultati finali e tabelle di conversione in sistema metrico
- Deviazioni dal piano di partenza
- Analisi risultati collegandoli a criteri utilizzati, mostrando come sono correlati e se i criteri sono stati soddisfatti o meno
- Valori critici, registrati in situazioni di limite condizioni ambientali o significativo decadimento prestazionale e designati nel presente rapporto come soglia di sopportazione massima

### **2.1.1 Programma di test su misura per applicazioni aerospaziali**

Si tratta di tutte quelle scelte riguardanti i test, quali effettuare, quali procedure e livelli di sollecitazione applicare in modo tale che il prodotto possa operare con assoluta affidabilità senza essere influenzato dai vari fattori ambientali che si verificano nella vita in servizio. I Task 402, 403 e 404 producono le indispensabili informazioni su cui si basano queste scelte.

L'obiettivo è assicurare che il prodotto non sia né sottodimensionato né sovradimensionato rispetto a questi fattori. Inoltre, come mostra la Fig. 2.6, l'importante non è tanto considerare solamente le condizioni naturali in sé, ma piuttosto l'effetto che le cosiddette funzioni forzanti, sollecitazioni ambientali naturali o indotte che possono affliggere il funzionamento del prodotto, creano nell'interagire con l'ambiente interno la piattaforma portante. Ovvero analizzare e capire a cosa è soggetto il prodotto come risultato di essere installato sulla piattaforma, quindi funzioni forzanti indotte e modificate dalla piattaforma stessa, per la quale si intende il veicolo, superficie o mezzo su cui è equipaggiato il prodotto.

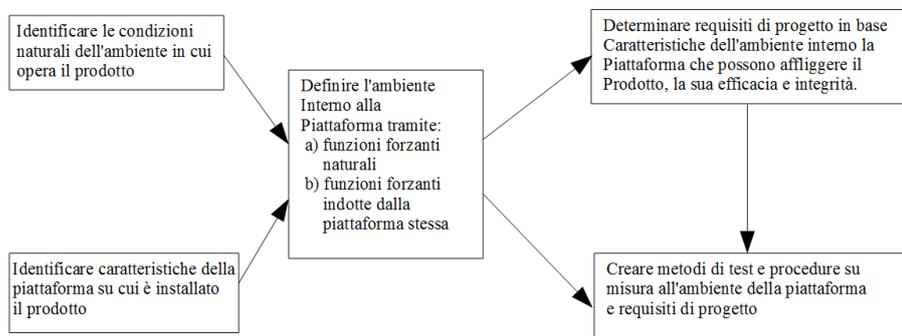


Figura 2.6: Processo di creazione programma di test

Al fine di definire in modo completo le caratteristiche ambientali esterne e di conseguenza realizzare opportunamente i Task 402 e 403, per le applicazioni aerospaziali è necessario l'impiego del manuale MIL-HDBK-310, intitolato "Global climatic data for developing military products". Consiste in una raccolta di dati su tutte le considerabili condizioni naturali, denominate elementi climatici, per tre grandi tipologie di ambiente: superficie terrestre, costiero/oceanico e aereo. Come nel caso in esame, diventa indispensabile consultare questo documento tecnico quando si richiedono informazioni su condizioni naturali riguardanti ambiente costiero/oceanico e aereo oppure non risultano esaustive quelle contenute nello standard MIL-STD-810. Il manuale rappresenta la fonte di informazioni sull'ambiente esterno, che costituiscono i dati iniziali per determinare l'entità delle funzioni forzanti relative all'applicazione e perciò i livelli di sollecitazione dei vari test ambientali, in Fig. 2.7 viene mostrata la relazione tra i due documenti MIL.

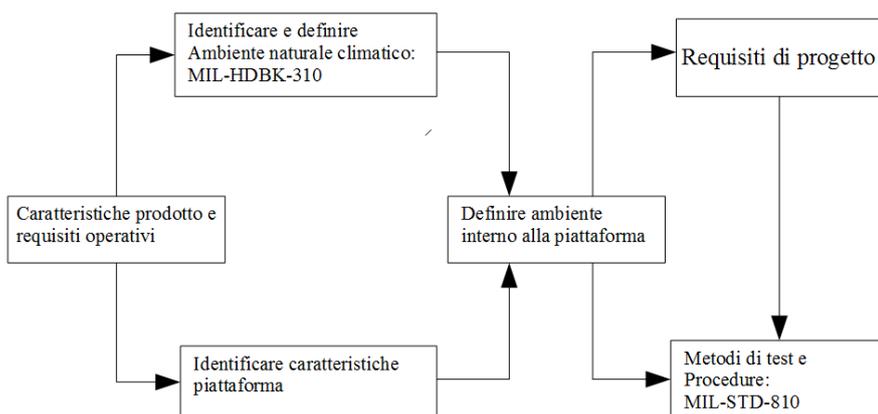


Figura 2.7: Relazione tra lo standard MIL-STD-810 e il manuale MIL-HDBK-310

La sezione dedicata all'ambiente aereo fornisce le informazioni climatiche per progettazione di equipaggiamenti installati su velivoli, aerotrasportati o proiettati attraverso l'aria, i valori rappresentano condizioni in "aria libera" e non aerodinamicamente indotti, quelli a quote più basse non sono applicabili a superficie terrestre in altura. Per ogni elemento climatico è fornito il valore ad altitudine geometrica e pressione-altitudine: la prima è la reale quota sopra il livello del mare, mentre la seconda è l'altezza sopra alla pressione standard fissata a 29.92 inHg. Sono dati i valori estremi mai registrati per entrambe fino alla quota di 30 km, viene poi mostrato il valore estremo ad una fissata frequenza di avvenimento nel mese e località più ostili fino alla quota di 80 km per l'altitudine geometrica e 30 km per la pressione-altitudine. La frequenza di avvenimento viene misurata in percentuale ed i valori standard sono 1%, 5%, 10% e 20%, in altre parole quest'ultima non è altro che la frazione di tempo in cui si presenta il valore mostrato. La quota 0 km si intende come livello del mare, i cui dati sono generalmente ripresi dalla sezione dedicata alla superficie terrestre.

Si tratta di dati climatici indipendenti l'uno dall'altro, ovvero i valori misurati per ogni altitudine non si riferiscono allo stesso luogo e istante. Perciò, sono applicabili per determinare le condizioni ambientali ad altitudini specifiche utile a velivoli che attraversano l'atmosfera per lo più orizzontalmente oppure per stabilire a quale altitudine si possa presentare l'effetto più avverso.

Gli eventi climatici, mostrati in questa sezione, sono:

- Temperatura massima
- Temperatura minima
- Umidità assoluta massima
- Umidità assoluta minima
- Velocità vento
- Variazione velocità vento
- Tasso di precipitazioni e concentrazioni
- dimensione grandine
- Pressione massima assoluta
- Pressione minima assoluta
- Densità atmosferica massima
- Densità atmosferica minima
- Concentrazione ozono

Sempre nel capitolo dedicato all'ambiente aereo sono forniti i profili atmosferici, ovvero dati climatici di temperatura, densità e precipitazione presentati sotto forma di realistici profili associati ai rispettivi estremi di specifici livelli di altitudine. L'utilizzo è principalmente destinato alla progettazione di velivoli che attraversano verticalmente l'atmosfera oppure nei casi in cui venga considerata l'influenza totale dell'atmosfera.

I profili di temperatura e densità si riferiscono a frequenze di avvenimento pari a 1% e 10% per estremi caldo e freddo di temperatura e alto e basso di densità alle quote di 5, 10, 20, 40 km nella peggior località del pianeta durante il mese più ostile. Invece, i profili di precipitazione si basano su valori di tasso di precipitazione sulla superficie terrestre, in particolare su record di piovosità dalla durata di 1 min e 42 min e frequenza di avvenimento pari a 0.01%, 0.1% e 0.5%, inoltre prendono in considerazione dimensione e contenuto. Riassumendo, si tratta di variazioni verticali di eventi climatici i cui valori di ognuna sono presenti nello stesso punto geografico e istante.

Prima di passare alla selezione di test su misura per applicazioni aerospaziali, è bene descrivere ciò che si intende per criteri di fallimento, argomento di assoluta importanza ed avente validità generale per tutte le prove contenute nello standard.

Degradazione strutturale e anomalie prestazionali possono essere considerate come utili informazioni durante lo sviluppo del prodotto, ma soprattutto come fallimento di prove formali per ottenere conformità ai requisiti di contratto, ovvero qualificazione del prodotto. Le caratteristiche, riportate di seguito, rappresentano le più comuni condizioni che possano costituire un guasto del campione.

- Deriva di parametri funzionali oltre limiti stabiliti nelle informazioni richieste in precedenza all'esecuzione del test, Task 405, e specificato nei requisiti di contratto. Quindi, costituisce fallimento test se la diminuzione delle prestazioni non è ammissibile oppure permane dopo la rimozione dello stress ambientale.
- Requisiti di sicurezza non soddisfatti o sviluppo di rischi per la sicurezza stessa.
- Requisiti specifici del prodotto non conseguiti.
- Cambiamenti nel campione testato che potrebbero impedire il raggiungimento della vita in servizio prefissata o che rendano necessarie manutenzioni non previste.
- Requisiti di impatto ambientale non garantiti.

Il modo migliore per derivare la sequenza di test, specifica per il programma, consiste essenzialmente in tre fasi successive [37]:

1. Specificare l'ordine in cui condizioni ambientali naturali o indotte, identificate nel Profilo Ambientale di Ciclo Vita, si manifestano durante l'impiego operativo
2. Associare un test presente nello standard MIL-STD-810 ad ogni funzione forzante o combinazione di queste con livelli di sollecitazione, altri parametri d'esecuzione e procedura in base al Documento Ambiente Operativo e Lista Criteri Ambientali
3. Delineare successione di test in linea con l'ordine definito al punto 1

Si considera l'applicazione del blocco IMU su velivoli ad ala fissa e rotante, per cui lo standard MIL-STD-810 fornisce una indicativa lista di condizioni naturali e indotte, senza restrizioni di aree geografiche e l'impiego operativo diviso in quattro comuni fasi: a terra, decollo e salita iniziale, in viaggio ed atterraggio [38]. Tutto ciò al fine di mantenere allo stesso tempo coerenza con quest'ultimo documento ed una corretta generalità corrispondente all'obiettivo di ricoprire il più possibile tutte le applicazioni aerospaziali.

#### **A terra**

Dalla posizione di parcheggio con motori spenti fino al raggiungimento della potenza necessaria al decollo [38]. In questa fase si distingue la presenza di sostanze naturali, sabbia e polvere. Nelle località geografiche e periodi più ostili si hanno considerevoli effetti di radiazione solare e sia di bassa che alta temperatura, quest'ultima prodotta dalla combinazione di temperatura esterna e accensione motori. Inoltre, vi potrebbero essere problemi di infiltrazioni nelle operazioni di rifornimento carburante, possibili anche in volo per velivoli militari.

#### **Decollo e salita iniziale**

Dall'applicazione della potenza di decollo fino all'altezza di 1000 ft o prima riduzione di potenza prescritta [38]. Si verifica sicuramente lo shock termico causato dal raggiungimento della potenza di decollo, ma anche per lo sbalzo di temperatura esterna dalla posizione di partenza alla quota di volo. Inoltre, si includono altre condizioni indotte meccanicamente come vibrazioni, accelerazione ed eventuale shock meccanico per decollo assistito da catapulta.

#### **In viaggio**

Dal completamento della salita iniziale, passando per il raggiungimento dell'altitudine di crociera, fino all'approccio di inizio atterraggio [38]. Manovre di volo e turbolenze aerodinamiche provocano vibrazioni interne di casuale frequenza ed intensità. Condizioni come altitudine, umidità e temperatura, combinate ad agenti atmosferici possono affliggere le prestazioni del prodotto, soprattutto perché in questa fase è più probabile abbiano maggiore durata. Infine, nel caso di velivoli militari le vibrazioni da armi da fuoco potrebbero causare effetti rilevanti.

#### **Atterraggio**

Dalla segnalazione di inizio atterraggio fino all'effettivo arresto [38]. Caratteristica condizione indotta è lo shock meccanico avente un impatto più violento in questa fase. Per il resto, si tornano ad avere simili condizioni alla fase di decollo.

Date le considerazioni sulle varie fasi operative, nella seguente Tabella 2.1 viene mostrata la sequenza finale di test associati alle rispettive condizioni ambientali. La definizione di effettivi livelli di sollecitazione, durata e altri parametri riguardano ognuno la particolare applicazione o piattaforma in cui si intende impiegare il prodotto. Importante è precisare che il metodo 520, in cui vengono combinati effetti di temperatura, vibrazione, umidità e altitudine, non sostituisce i test dedicati alle singole condizioni ma deve essere eseguito in aggiunta a quest'ultimi nel caso in cui sia necessario ricreare un ambiente più realistico.

Fase Operativa	Test
A terra	Metodo 501 - Alta temperatura
	Metodo 502 - Bassa temperatura
	Metodo 508 - Funghi
	Metodo 510 - Sabbia e polvere
	Metodo 505 - Radiazione solare
	Metodo 506 - Pioggia
Decollo e salita iniziale	Metodo 504 - Contaminazione da fluidi
	Metodo 503 - Shock di Temperatura
	Metodo 511 - Atmosfera esplosiva
	Metodo 513 - Accelerazione
	Metodo 514 - Vibrazione
In viaggio	Metodo 515 - Rumore acustico
	Metodo 500 - Bassa pressione (Altitudine)
	Metodo 520 - Temperatura, Umidità, Vibrazione e Altitudine
Atterraggio	Metodo 519 - Shock da spari
	Metodo 516 - Shock
	Metodo 503 - Shock di Temperatura

Tabella 2.1: Sequenza test di qualificazione hardware per applicazioni aerospaziali

## 2.2 IMU HG9900 e INS Athena 611

L'IMU HG9900, prodotta da Honeywell, include accelerometri MEMS piezoelettrici e giroscopi RLG (Ring Laser Gyros), realizzati dalla medesima azienda. Nel datasheet in Fig. 2.8, si può notare che i sensori inerziali sono tali da conferire al blocco IMU il livello prestazionale adatto all'applicazione di navigazione, anzi secondo la Fig. 2.2 si potrebbe passare al livello strategico. Le applicazioni aerospaziali generiche sono le uniche espressamente richiamate per il prodotto, senza però fornire ulteriori dettagli a riprova della sua adeguatezza.

### HG9900 IMU

PROVIDING NAVIGATION-GRADE PERFORMANCE WITH PROVEN INERTIAL SENSOR TECHNOLOGY IN A SMALL, LIGHTWEIGHT PACKAGE TO MEET THE EVOLVING NEEDS OF OUR AEROSPACE CUSTOMERS

#### System Features

##### Inertial Measurement Unit (IMU)

- Honeywell GG1320AN Digital Laser Gyros
- Honeywell QA2000 Accelerometers
- Honeywell Smart Inertial Electronics
- Proven 0.8 nmi/hr performance

##### IMU Processor

- TI DSP TMS320VC33 (60 Mips)
- 128 Kbytes SRAM, 512 Kbytes Flash EEPROM

##### Standard I/O

- SDLC RS-422
- 300 Hz filtered angular rate and linear acceleration (other frequencies available)
- 300 Hz compensated  $\Delta V$ s and  $\Delta \theta$ s (other frequencies available)

##### Power Input

- 5,  $\pm 15$  Vdc input

#### System Characteristics

##### Size

- < 103 cubic inches (5.5 x 6.4 x 5.34" including connector & mounting holes)

##### Power Requirement

- < 10 watts

##### Weight

- < 6.5 lbs.

##### Thermal Operating Range

- -54°C to +71°C

##### Gyro

- Error Coefficients (1 Sigma)
- Bias: <0.003 deg/hr
- Random Walk: <0.002 deg/N/hr
- Scale Factor: <5.0 PPM

##### Accelerometer

- Error Coefficients (1 Sigma)
- Bias: <25 $\mu$ g
- Scale Factor: < 100 PPM



HG9900 IMU

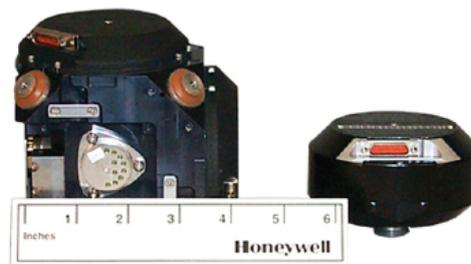


Figura 2.8: Datsheet HG9900 IMU [39]

Invece, parametri non presenti vengono mostrati nella scheda tecnica dell'INS Athena 611, top di gamma dei sistemi di riferimento inerziali realizzato da Rockwell Collins, sulla quale è installata l'IMU HG990. In Fig. 2.9 è riportato il datasheet dell'Athena 611, molto più ricco di informazioni utili alla qualificazione per applicazioni aerospaziali.

SPECIFICATIONS	
<b>INS/GPS performance</b>	
Update rate	100 Hz standard, configurable
Alignment time	4 min
Heading range	+/- 180°
Pitch attitude range	+/- 90°
Roll attitude range	+/- 180°
Altitude range	-1,000 ft to 50,000 ft
Baroinertial altitude accuracy	45 ft at S.L, 300 ft at 50,000 ft
WGS84 referenced altitude accuracy (GPS aided)	GPS receiver accuracy C/A or alternate GPS
Vertical velocity accuracy (baroinertial)	0.03 m/sec (1 sigma)
Latitude/longitude range	Worldwide
Latitude/longitude accuracy, GPS aided	2 m (1 sigma)
Horizontal velocity accuracy, GPS aided	0.03 m/sec (1 sigma)
Latitude/longitude accuracy, free inertial	0.8 nmi/hr (1 sigma)
Horizontal velocity accuracy, free inertial	0.8 m/sec (1 sigma)
Airspeed accuracy	<2 knots @ 40 knots, <1 knot above 60 knots
Max airspeed	200 knots standard
GPS antenna	5 V
Angle of attack range	+/- 8° at max airspeed
Angle of sideslip range	+/- 8° at max airspeed
<b>IMU performance (HG9900)</b>	
Rate gyro bias	<0.003°/hr
Angular random walk	<0.002°/hr
Reliability: MTBF	20,000 hrs
Maximum angular rates	+/- 400°/s
Maximum g range	+/-20 g's all axes
Pitch/roll accuracy, GPS aided	0.02° rms
Heading accuracy, GPS aided	0.1° rms
Pitch/roll accuracy, free inertial	0.05° rms
Heading accuracy, free inertial	0.1° rms
<b>Overview</b>	
Size (in)	< 6.1 x 4 x 6.8 in
Weight (lbs)	611: 3.20 lb Cable: 0.35 lb IMU: 6.10 lb
Enclosure	Aluminum
Power	18.5 W nominal, MIL-STD-704E 28 VDC
<b>Environmental</b>	
Operating temperature	-40 to 70°C
Temperature shock	MIL-STD-810
Operating temperature at altitude	MIL-STD-810
Operating vibration	MIL-STD-810



Humidity	95%, non-condensing sealed enclosure
Sand and dust, salt, fog, fungus	MIL-STD-810 (sealed enclosure)
Acceleration/mechanical shock	MIL-STD-810
EMI/EMC	MIL-STD-461E, CE102, CS 101, RE 102-3, RS 103
<b>Signal input/output</b>	
Outside air temperature	Input
Program and maintenance serial port	(1) PPP service port
Serial ports	(3) RS-232 (DGPS) (1) RS-422 INS
Air data pressure ports	Alpha Beta Altitude (baro) Airspeed

Building trust every day.

Rockwell Collins delivers smart communication and aviation electronic solutions to customers worldwide. Backed by a global network of service and support, we stand committed to putting technology and practical innovation to work for you whenever and wherever you need us. In this way, working together, we build trust. Every day.

For more information, contact:

Rockwell Collins  
3721 Macintosh Drive  
Vint Hill Tech Park  
Warrenton, VA 20187  
+1.540.428.3300  
fax: +1.540.428.3301  
email: [learnmore@rockwellcollins.com](mailto:learnmore@rockwellcollins.com)  
[www.rockwellcollins.com](http://www.rockwellcollins.com)



Building trust every day

Figura 2.9: Datasheet Athena 611 INS [40]

Roll, pitch e heading sono caratteristici termini per indicare la rotazione di un generico velivolo rispetto ad ognuno dei tre assi ortogonali come indicato in Fig. 2.10, in altre parole si tratta delle informazioni di assetto (Pitch e Roll) e direzione (Heading) del velivolo.

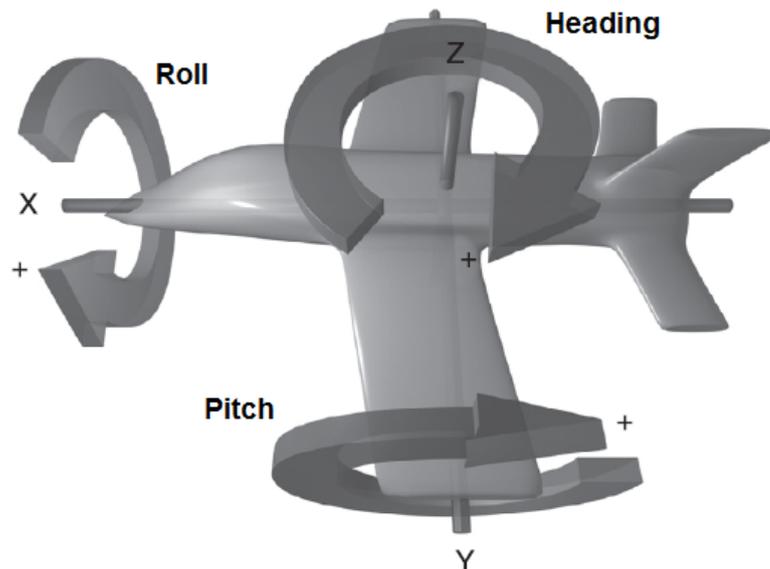


Figura 2.10: Definizione Roll, Pitch e Heading [22]

Il range operativo dell'accelerometro esclude l'impiego su missili o munizioni guidate, sono invece citate le applicazioni su UAV e velivoli militari, con i quali si arriva ad un'accelerazione massima di circa 9 g [31], caso riguardante i jet da combattimento. Viene fornita l'accuratezza per le misure di posizione, assetto e direzione sia assistite da GPS che in modalità puramente inerziale (free inertial), ovvero solo con le informazioni provenienti dal blocco IMU, a dimostrazione che sono assicurate corrette misurazioni anche quando il GPS risulti non disponibile.

La sezione "Environmental" rappresenta la vera garanzia di qualità, si tratta di un caso unico che vi siano citati un tale numero di test dello standard MIL-STD-810 ed inoltre viene per lo più ripresa la sequenza proposta nella sezione "Programma di test su misura per applicazioni aerospaziali.

Il range di temperatura operativa dev'essere frutto delle peggiori condizioni climatiche congiunte agli effetti provocati internamente dal velivolo stesso. Chiaro riferimento ad omologhi test si ha per citazione di shock di temperatura, vibrazioni, accelerazione e shock meccanico. Con "Operating temperature at altitude" e successivo cenno all'umidità, si può supporre riferimento al test combinato 520. Mentre la chiusura ermetica rappresenta la protezione contro ambiente corrosivo favorito da umidità e sale e inoltre contro l'intromissione di sabbia, polvere e funghi che potrebbero danneggiare i componenti elettronici interni.

Riassumendo, le prove citate sono:

- Metodo 501 - Alta temperatura
- Metodo 502 - Bassa temperatura
- Metodo 500 - Bassa pressione (Altitudine)
- Metodo 503 - Shock di temperatura
- Metodo 514 - Vibrazione
- Metodo 513 - Accelerazione
- Metodo 516 - Shock
- Metodo 520 - Temperatura, Umidità, Vibrazione e Altitudine
- Metodo 510 - Sabbia e polvere
- Metodo 508 - Funghi
- Metodo 509 - Nebbia salina

Infine, viene riportata la compatibilità elettromagnetica secondo lo standard MIL-STD-461, in particolare per le condizioni considerate nei metodi in Tabella 2.2. Una parte di test consistono nel verificare che emissioni elettromagnetiche irradiate (Radiated Emissions) o condotte (Conducted Emissions) attraverso i conduttori, da parte del prodotto in questione, siano entro determinati limiti. Viceversa, altre prove serviranno a controllare suscettibilità del prodotto verso emissioni elettromagnetiche irradiate (Radiated Susceptibility) o condotte (Conducted Susceptibility) provenienti dall'esterno.

Test	Tipologia e condizioni generali
CE102	Emissioni condotte, cavi di alimentazione, 10 kHz a 10 MHz
RE102-3	Emissioni irradiate, campo elettrico, 10 kHz a 18 GHz
CS101	Suscettibilità alla conduzione, cavi di alimentazione, 30 Hz a 150 kHz
RS103	Suscettibilità all'irradiazione, campo elettrico, 2 MHz a 40 GHz

Tabella 2.2: Test di compatibilità elettromagnetica relativi all'Athena 611



# Conclusione

In mancanza di standard e specifiche dedicate ai dispositivi MEMS, la realizzazione del processo di qualificazione inizia considerando i principi applicativi dello standard MIL-STD-810, ovvero ricerca delle condizioni ambientali ed in seguito l'associazione del test più conforme per ognuna di esse. Quindi come se l'accelerometro MEMS si ritenesse un prodotto militare generale.

In seguito, le fasi del processo, procedura di screening e controllo conformità di qualità, e metodi di test sono ricavati rispettivamente da specifica generale e standard per microcircuiti. Questo per effettivo riscontro di affidabilità nelle risposte conseguite da queste prove, inoltre risultano meglio strutturate per i dispositivi in questione rispetto a test di natura e applicazione generale, poiché provengono dai microcircuiti stessi e ne condividono le tecnologie di fabbricazione.

Un elemento non indifferente che ha agevolato lo studio dei documenti MIL è stato il supporto offerto dalle agenzie responsabili, Defense Logistics Agency (DLA) per MIL-STD-883 e MIL-PRF-38535, mentre l'Army Test and Evaluation Command (ATEC) per lo standard MIL-STD-810. Soprattutto dubbi sulla corretta applicabilità dei documenti MIL a dispositivi MEMS, a proposito è stato riferito che per questi è stata effettuata una ricerca di standardizzazione ma la loro diversità rappresenta un ostacolo ancora insuperabile. L'opinione generale è che molto probabilmente si avrà una nuova specifica dedicata contenente requisiti tratti dalla MIL-PRF-38535 e altre specifiche MIL in aggiunta a requisiti del tutto nuovi, mentre la parte di test includerà metodi estratti da MIL-STD-883 e altri standard MIL, oltre a prove inedite [3].

In merito all'unità IMU, invece, la definizione esatta e precisa di linea guida generale come lo standard MIL-STD-810 e consigli su come realizzare la sequenza di test di qualificazione sono stati di notevole ausilio.

In conclusione, le soluzioni offerte dalla tesi possiedono la validità di linea guida. Consistono in suggerimenti, proposte che acquistano effettivo valore nel momento in cui venissero incluse in ciò che un cliente o compratore intende per qualificazione, ossia idoneità all'applicazione di interesse [37].



# Bibliografia

- [1] Claire Troadec, Guillaume Girardin e Mike Perlmutter. *High-End Gyroscopes, Accelerometers and IMUs for Defense, Aerospace & Industrial*. Yole Développement, feb. 2015.
- [2] Laurent Robin e Mike Perlmutter. *IMU & high performance inertial MEMS*. Complete review of inertial sensors market 2009-2015. Yole Développement, 2011.
- [3] Charles Saffle. *Informazioni di supporto*. Defense Logistics Agency, 2015.
- [4] «An introduction to MEMS». In: *Technology Watch*. Loughborough University: Prime Faraday Partnership, 2002.
- [5] Mohamed Gad-el-Hak, cur. *MEMS: Design and Fabrication*. Mechanical Engineering Series. CRC Press, 2006.
- [6] Allyson L. Hartzell, Mark G. Da Silva e Herbert R. Shea. *MEMS Reliability*. A cura di Stephen D. Senturia. Springer, 2011.
- [7] MNX: MEMS e Nanotechnology Exchange, cur. *Fabricating MEMS and Nanotechnology*. 2014. URL: <https://www.mems-exchange.org/MEMS/fabrication.html>.
- [8] Stojan Nihitjanov e Antonio Luque, cur. *Smart sensors and MEMS*. Woodhead Publishing Series in Electronic and Optical Materials 51. Woodhead Publishing Limited, 2014.
- [9] K.N. Bhat et al. «Wafer bonding - A powerful tool for MEMS». In: *Indian Journal of Pure & Applied Physics* 45 (apr. 2007).
- [10] Volker Kempe. *Inertial MEMS: principles and practice*. Cambridge University Press, 2011.
- [11] Li Peng Wang et al. «Design, Fabrication, and Measurement of High-Sensitivity Piezoelectric Microelectromechanical Systems Accelerometers». In: *Journal of Microelectromechanical Systems* 12.4 (ago. 2003).
- [12] Colin Tse. «Design of a Power Scalable Capacitive MEMS Accelerometer Front End». Masters of Applied Science. Graduate Department of Electrical e Computer Engineering, University of Toronto, 2013.
- [13] Yogesh B. Gianchandani, Osamu Tabata e Hans Zappe, cur. *Comprehensive Microsystems*. Vol. 2. Elsevier B.V., 2008. Cap. Accelerometers.
- [14] Matteo De Biasi. «Inclinometri in tecnologia MEMS». Laurea vecchio ordinamento. Facoltà di Ingegneria, Università di Padova, 2010.

- [15] *Steps to selecting the right accelerometer*. Meggit's Endevco Corporation. 2012. URL: [https://www.endevco.com/news/newsletters/2012\\_07/tp327.pdf](https://www.endevco.com/news/newsletters/2012_07/tp327.pdf).
- [16] Jerome P. Lynch et al. «Design of Piezoresistive MEMS-Based Accelerometer for Integration with Wireless Sensing Unit for Structural Monitoring». In: *Journal of Aerospace Engineering* 16 (lug. 2003).
- [17] Chinmoy Saayujya et al. «Design, Fabrication and Characterization of a Zinc Oxide Thin-film Piezoelectric Accelerometer». In: Symposium on sensor performance characterization. IEEE ISSNIP. Singapore, 2014. URL: <http://issnip2014.i2r.a-star.edu.sg/>.
- [18] Matej Andrejasic, cur. *MEMS accelerometers*. University of Ljubljana, Department of physics. Marec, 2008.
- [19] *Integrated Circuits (Microcircuits) Manufacturing, General Specification for*. Ver. MIL-PRF-38535K. Defense Logistics Agency, Land e Maritime. 2013.
- [20] *Failure mechanism based stress test qualification for integrated circuits*. Ver. AEC - Q100 - REV-H. Automotive Electronics Council. 2014.
- [21] Klaus Schadow e Ayman El-Fataty, cur. *Military/Aerospace MEMS Applications*. Research Technology Organization. Apr. 2004.
- [22] Michael Kraft e Neil M. White, cur. *MEMS for automotive and aerospace applications*. Woodhead Publishing Series in Electronic and Optical Materials 32. Woodhead Publishing Limited, 2013.
- [23] A.R. Jha. *MEMS and Nanotechnology-Based Sensors and Devices for Communications, Medical and Aerospace Applications*. CRC Press, 2008.
- [24] Robert Osiander, M. Ann Garrison Darrin e John L. Champion, cur. *MEMS and Microstructures for Aerospace Applications*. CRC Press, 2006.
- [25] Cambridge University Engineering Department, cur. *Materials Data Book*. 2003.
- [26] Kurt E. Petersen, cur. *Silicon as a Mechanical Material*. Vol. 70. 5. IEEE. 1982.
- [27] Adam Schubring e Fujita Yoshitsugu. «Ceramic Package Solutions for MEMS Sensors». In: *Electronic Manufacturing Technology Symposium* (2007).
- [28] Andrew Olney. «Evolving MEMS Qualification Requirements». In: *Reliability Physics Symposium* (2010).
- [29] *MEMS Qualification: Towards an Approved European Methodology Abstract*. Lusospace. International Week on Micro e Nano Technologies for Space, 2010.
- [30] Jared R. Caffey. «The Effects of Ionizing Radiation on Microelectromechanical Systems(MEMS) Actuators: Electrostatic, Electrothermal, and Residual Stress». Master of Science in Electrical Engineering. Wright-Patterson Air Force Base, Ohio: Air Force Institute of Technology, 2003.
- [31] David Moriarity. *Practical Human Factors for Pilots*. Elsevier Inc., 2015.
- [32] *IEEE Standard for Inertial Sensor Terminology*. Ver. IEEE Std 528-2001. Institute of Electrical e Electronics Engineers, 2001.

- [33] Colibrys, cur. *MS9010P (Performance)*. Datasheet. Safran. 2015.
- [34] *Inertial Measurement Units IMU*. Reasearch Technology Organization. Feb. 2004.
- [35] Wilfried Ley, Klaus Wittmann e Willi Hallmann, cur. *Handbook of Space Technology*. John Wiley & Sons Ltd, 2009.
- [36] *Selection and Comparison of Standards*. European Committee for Standardization. Giu. 2005.
- [37] Chris Peterson. *Informazioni di supporto*. Army Test e Evaluation Command, 2015.
- [38] CAST/ICAO Common Taxonomy Team, cur. *Phase of flight*. Definitons and Usage Notes. Ver. 1.3. Apr. 2013.
- [39] *HG9900 IMU*. Datasheet. Honeywell. 2009.
- [40] *Athena 611 Integrated Flight Control System*. Datasheet. Rockwell Collins. 2012.