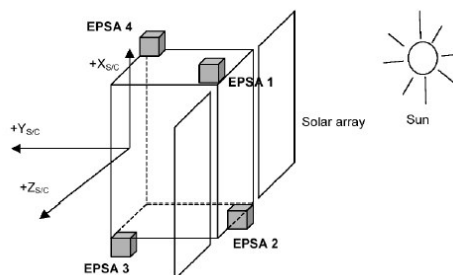


## ANALISI DEI REQUISITI DI PROGETTO

### 3.1 Introduzione

Il progetto Microscope EPS ( Electric Propulsion Subsystem) si basa sull'uso di quattro propulsori elettrici (EPSA) situati agli angoli opposti del satellite come mostrato in Figura 3.1:



**Figura 3.1- Posizioni EPSA**

Ogni EPSA (EPS Assembly) è formato da più moduli FEEP<sup>1</sup>, l'unità di controllo e condizionamento della potenza e dal neutralizzatore.

Come detto nel precedente capitolo il modulo FEEP o “Thruster Assembly (TA)” usato è un riadattamento di quello già sviluppato da Centrosazio/Alta.

Il Thruster Assembly è un'unità indipendente costituita da un singolo modulo emettitore FEEP con serbatoio, riscaldatori, contenitori ermetici e interfacce elettriche, (vedi Figura 3.2).

E' previsto lo sviluppo di due configurazioni “EPSA” che si differenziano per il numero e l' orientamento dei singoli moduli propulsivi installati: 2 nella prima (**2TC**), 3 nella seconda (**3TC**).

---

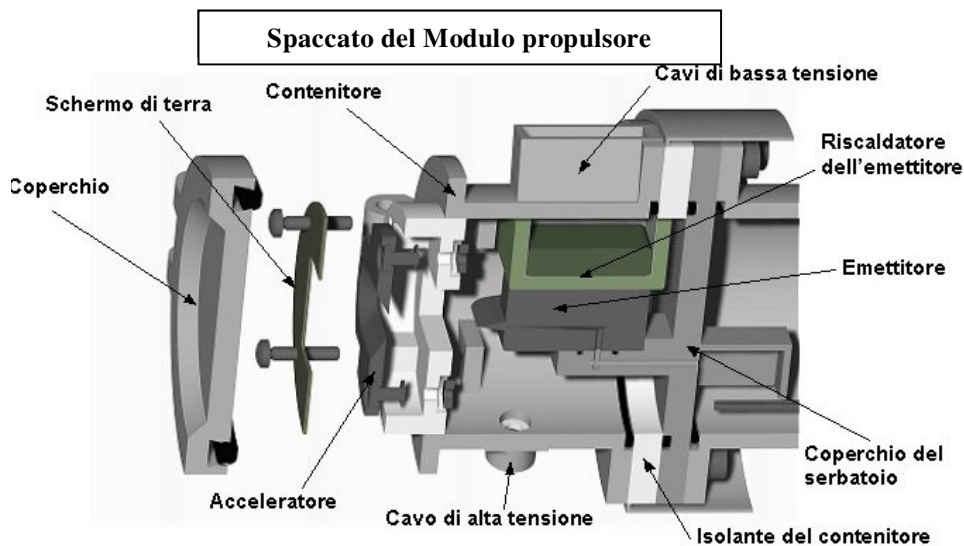
<sup>1</sup> In questo modo è possibile, variando la spinta dei vari propulsori, controllare la direzione della spinta.

La configurazione “2TC” ha il numero minimo di propulsori necessario per il controllo delle tre traslazioni e delle tre rotazioni previste per il moto d’assetto del satellite; quindi non è permessa la rottura o il mal funzionamento di nessun elemento.

La “3TC” introduce una ridondanza tale da permettere il completamento della missione anche nel caso del guasto di uno, due o tre propulsori anche in un singolo EPSA.

In questo sono riportati solo i requisiti e i dati essenziali alla compressione dei successivi capitoli.

Maggiori dettagli su quelli concernenti il modello agli elementi finiti per l’analisi meccanica sono dati al Capitolo 6.



**Figura 3.2– Spaccato del modulo propulsore**

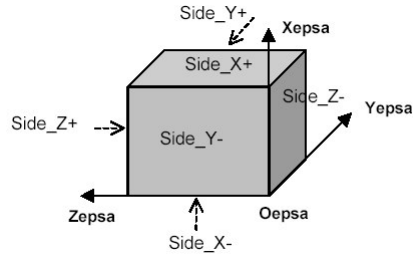
## 3.2 Sistemi di riferimento

Il sistema di riferimento globale  $[X,Y,Z]_{S/C}$  del satellite è mostrato in Figura 3.1; l' asse Y è orientato dal sole al baricentro del satellite, l' asse X è normale all' orbita e l' asse Z è tale da completare una terna levogira.

Un sistema di assi ortogonali  $[X,Y,Z]_{EPSA}$  è solidale ad ogni EPSA (Figura 3.3): l'origine del sistema di riferimento  $O_{EPSA}$  è posizionata su uno degli spigoli della

superficie dell'interfaccia tra EPSA e satellite. L'asse X è ortogonale a questo piano ed ha verso opposto al satellite. Gli assi Y e Z completano un terzina destrorsa.

I sei lati dell'EPSA sono nominati come in Figura 3.3:



**Figura 3.3- Nomenclatura lati EPSA**

L'allineamento tra i sistemi di riferimento dei quattro EPSA e quello del satellite può ottenersi secondo quanto previsto dalla Tabella 3.1:

EPSA	Xepsa	Yepsa	Zepsa
1	Xsc	Ysc	Zsc
2	-Xsc	Ysc	-Zsc
3	-Xsc	-Ysc	Zsc
4	Xsc	-Ysc	-Zsc

**Tabella 3.1- Allineamento sistemi di riferimento**

### 3.3 Requisiti fisici degli EPSA

#### 3.3.1 Ingombro massimo:

La configurazione a 2 thrusters deve essere contenuta in un parallelepipedo di:

$$\mathbf{160 \times 300 \times 160 \text{ mm}} (X_{\text{epsa}}, Y_{\text{epsa}}, Z_{\text{epsa}}).$$

Quella a 3 in uno di:

$$\mathbf{180 \times 300 \times 160 \text{ mm}} (X_{\text{epsa}}, Y_{\text{epsa}}, Z_{\text{epsa}}).$$

Sono ammesse sporgenze locali di 10 mm.

### 3.3.2 Massa:

La **configurazione a due propulsori** deve avere una massa totale, escluso il propellente, minore di **3.5 Kg**. La massa del **propellente** è di **80gr** (2x40g).

La **configurazione a tre propulsori** deve avere una massa totale, escluso il propellente, minore di **5 Kg**. La massa del **propellente** è di **225gr** (3x75).

### 3.4 Direzione della spinta

Da uno studio fatto dal CNES è risultato che il minimo consumo di propellente si ha quando l'asse di spinta di ogni modulo FEEP è orientato secondo precise direzioni.

Nell'ottica del massimo contenimento dei pesi, come usualmente fatto nella progettazione spaziale, è stato deciso di orientare gli emettitori secondo queste direzioni.

A tal fine si definiscono, rispetto al sistema di riferimento dell'EPSA, gli angoli  $\alpha$  (azimut) e  $\hat{\alpha}$  (elevazione) come in Figura 3.4:

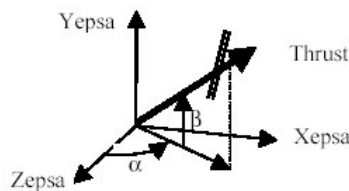


Figura 3.4 Azimut ed elevazione

Inoltre un terzo angolo,  $\Omega$ , definisce l'orientamento della "fessura" dell'emettitore:

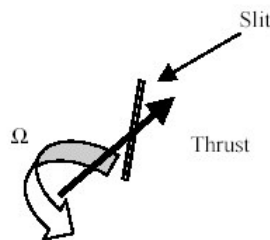


Figura 3.5- Rotazione

I versi delle rotazioni sono tali che:

$$\alpha > 0 \text{ da } +Z_{\text{epsa}} \text{ a } +X_{\text{epsa}} \text{ con } \beta = 0$$

$$\beta > 0 \text{ da } +Z_{\text{epsa}} \text{ a } +Y_{\text{epsa}} \text{ con } \alpha = 0$$

$$\Omega > 0 \text{ da } +X_{\text{epsa}} \text{ a } +Y_{\text{epsa}} \text{ con } \alpha = \beta = 0 \text{ (=rotazione antioraria).}$$

Quando  $\alpha$ ,  $\beta$  e  $\Omega$  sono nulli la slitta è parallela all'asse  $X_{\text{epsa}}$ .

Le tabelle seguenti riportano i valori degli angoli  $\alpha$ ,  $\beta$  e  $\Omega$  per le due configurazioni:

**configurazione a 2 thrusters :**

Thruster	Alpha (deg.)	Beta (deg.)	Omega (deg.)
A	10	15	90
B	120	15	90

**Tabella 3.2- Angoli  $\alpha$  e  $\beta$ , 2T C**

**configurazione a 3 thrusters :**

Thruster	Alpha (deg.)	Beta (deg.)	Omega (deg.)
A	26	20	0
B	152	-4	0
C	-35	-51	-41

**Tabella 3.3- Angoli  $\alpha$  e  $\beta$ , 3T C**

La precisione dell'allineamento deve essere di +/- 15 gradi attorno la posizione fissata dalle tabelle.

Questa seconda serie di condizioni vincola in maniera molto precisa la disposizione spaziale dei moduli emettitori costringendo la progettazione dei restanti sottosistemi nello spazio restante.

### 3.5 Posizione del modulo emettitore

Le unità propulsive devono trovarsi al di sopra della parte riservata all'elettronica.

Potendosi considerare l'asse di spinta passante per il centro della fessura dell'emettitore si definisce la posizione di quest'ultimo punto, rispetto al sistema di riferimento locale di ogni EPSA.

**configurazione a 2 moduli propulsivi:**

Thruster	$X_{\text{epsa}}$ (mm)	$Y_{\text{epsa}}$ (mm)	$Z_{\text{epsa}}$ (mm)
A	150	48	157
B	155	47	7

**Tabella 34- Posizioni centri di spinta, 2TC**

**configurazione a 3 moduli propulsivi:**

Thruster	$X_{\text{epsa}}$ (mm)	$Y_{\text{epsa}}$ (mm)	$Z_{\text{epsa}}$ (mm)
A	160	55	160
B	170	160	75
C	152	0	49

**Tabella 35- Posizioni centri di spinta, 3TC**

La tolleranza sul posizionamento è di +/-20 mm.

Le informazioni date in questo paragrafo e quelle date nel precedente permettono di definire il posizionamento univoco dei moduli propulsivi.

### 3.6 Requisiti funzionali

#### 3.6.1 Configurazione a 2 emettitori (2TC):

Ogni EPSA deve alloggiare 2 moduli propulsivi.

Per il corretto funzionamento del satellite non è ammesso il guasto di nessuno degli 8 elementi propulsivi (2x4).

I principali fattori guida del progetto sono:

- Le caratteristiche di spinta;
- I requisiti di massa, volume e consumo elettrico;
- La riduzione dei rischi di guasto.

#### 3.6.2 Configurazione a 3 emettitori (3TC):

Ogni EPSA deve alloggiare 3 moduli propulsivi.

Questa configurazione ammette il guasto di 1,2 o 3 propulsori in un singolo EPSA. In tale eventualità si avrebbe una riduzione delle prestazioni di controllo.

I principali fattori guida del progetto sono:

- Le caratteristiche di spinta;

- I requisiti di massa, volume e consumo elettrico;
- La riduzione dei rischi di guasto e la riduzione del rischio di propagazione del guasto da un propulsore all'altro.

### 3.6.3 Intervallo di spinta:

Da  $1 \mu\text{N}$  a  $150 \mu\text{N}$  per tutta la durata della missione.

L'estremo inferiore tiene conto delle necessità di risoluzione nella modulazione della spinta. Quello superiore dei risultati di una simulazione della missione che hanno mostrato che in alcuni casi operativi è richiesta un spinta di  $100 \mu\text{N}$ . Per sicurezza questo valore è stato aumentato del 50%.

Il valore della spinta massima influenza la dimensione dell'emettitore; in particolare la lunghezza della fessura.

### 3.6.4 Impulso totale per la missione:

Dallo studio di missione è risultato che deve essere:

- **1500 N s** per la configurazione a 2 emettitori
- **3100 N s** per la configurazione a 3 emettitori.

### 3.6.5 Forma del getto:

La tecnologia FEEP usata nella missione Microscope impiega propulsori nei quali l'emissione avviene attraverso una fessura rettangolare.

La regione di spazio in cui deve essere contenuto il 95% delle particelle emesse è definita oltre che dalla forma della fessura da due semiangoli:

- $\alpha = 15^\circ$  rispetto al piano della fessura e passante per il centro del getto;
- $\beta = 40^\circ$  rispetto al piano perpendicolare alla slitta.

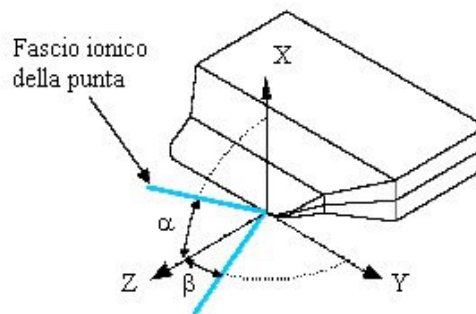


Figura 3.6– Geometria del getto degli emettitori.

### 3.7 Requisiti di posizionamento e d'interfaccia

L'interfaccia tra satellite e EPSA è situata nel lato "X" dell'EPSA

L'EPSA viene fissato con almeno 4 viti di diametro minimo M4 e per evitare errori nel posizionamento o nell'allineamento col satellite devono essere impiegate spine di riferimento o dispositivi simili.

Un'area di accesso di 14 mm di diametro e 100 mm di altezza deve essere lasciata libera sulla verticale di ogni vite al fine di permettere l'uso degli attrezzi di fissaggio.

I connettori elettrici saranno situati nel lato Z- dell'EPSA.

### 3.8 Requisiti meccanici

#### 3.8.1 Frequenze naturali di vibrazione

Le frequenze naturali di vibrazione di ogni EPSA, rigidamente fissato alla sua interfaccia meccanica, devono essere maggiore di 400 Hz.

Questo pone un limite inferiore al manifestarsi dei modi propri di vibrazione del propulsore.

#### 3.8.2 Carichi quasi statici

Deve resistere ad una accelerazione di **+/-30g** imposta lungo ogni asse.

#### 3.8.3 Carichi random

I carichi random da applicare lungo ogni asse sono espressi attraverso la loro densità spettrale di potenza o **PSD (power spectral density)** come riportato nella seguente tabella:

RANDOM	Qualification	Acceptance
Frequency (Hz)	PSD ( $g^2/Hz$ )	PSD ( $g^2/Hz$ )
20-100	+ 3db/oct	+ 3db/oct
100-400	$0.1 * (M+20)/(M+1)$	$0.064 * (M+20)/(M+1)$
400-2000	- 3 db/oct	- 3 db/oct
Duration	2.5 min/axis	1 min/axis

**Tabella 36- Definizione della densità spettrale di potenza**

dove M è la massa totale in Kg.



Sul loro significato si tornerà nel Capitolo 5 dove sono descritte le analisi meccaniche.

### **3.9 Resistenza alle radiazioni**

Le strutture esposte devono poter resistere a dosi totali di radiazioni di 15 Krad o avere pareti con spessore non inferiore ai 2 mm.

### **3.10 Margini di contingenza e di sicurezza**

Nei bilanci di progetto bisogna tenere conto di margini correttivi in funzione dello stato di sviluppo del componente:

Componente completamente nuovo	20%
Componente nuovo ma derivato da uno precedente	15%
Componente modificato	5%
Unità già esistente	Nessun margine

**Tabella 37– Margini di contingenza**

In certi casi sono stati applicati ulteriori fattori di sicurezza per compensare eventuali incertezze o errori numerici nei calcoli; ogni volta che questo accadrà ne verrà data segnalazione.

### **3.11 Altri requisiti**

#### **3.11.1 Durata**

Il sistema propulsivo deve garantire una vita operativa di almeno due anni:

- un anno per l' integrazione sul lanciatore, il test e l' immagazzinamento in attesa del lancio,
- un anno per la missione in orbita.

### **3.12 Bibliografia**

- [1] CNES, "Microscope EPS requirements", MIC-SP-S-4-FE-62-CNS, 2002.
- [2] CNES, "Microscope EPS interface requirements", MIC-SP-S-4-FE-63-CNS, 2002.