



IL MODULO PROPULSORE E LA TECNOLOGIA FEED

2.1 Introduzione

Scopo di questo capitolo è quello di richiamare alcune nozioni sul funzionamento dei propulsori FEED o propulsori ad emissione di campo, e dare una descrizione degli elementi principali che compongono il propulsore FEED usato per la missione Microscope.

I propulsori FEED appartengono alla famiglia dei propulsori elettrostatici ma hanno peculiarità tali da essere considerati come i propulsori elettrostatici di seconda generazione.

La loro caratteristica principale consiste nel modo in cui avviene la formazione degli ioni impiegati nel getto.

Questi sono direttamente “estratti” dalla superficie di un metallo liquido sottoposto ad un intenso campo elettrico.

In questo modo è possibile evitare la tradizionale fase di preparazione degli ioni, in genere consistente nella ionizzazione di un gas, ed usare la stessa energia del campo elettrico responsabile dell'estrazione per l'accelerazione del flusso.

I vantaggi di questo metodo e le sue difficoltà di applicazione sono accennate nei paragrafi seguenti.

2.2 La propulsione elettrostatica

Lo schema fondamentale di funzionamento di un propulsore elettrostatico è illustrato in Figura 2.1 vi è raffigurato un flusso uniforme (cioè non collisionale) di ioni positivi estratti da una “sorgente” è accelerato da un campo elettrico stabilito tra la sorgente stessa ed un elettrodo forato posto a tensione negativa.

All'altezza del neutralizzatore un flusso di elettroni si unisce agli ioni riportando la neutralità elettrica nel flusso.

Questo pur essendo il più semplice modello unidimensionale permette di derivare alcune caratteristiche fondamentali per questo tipo di propulsori.

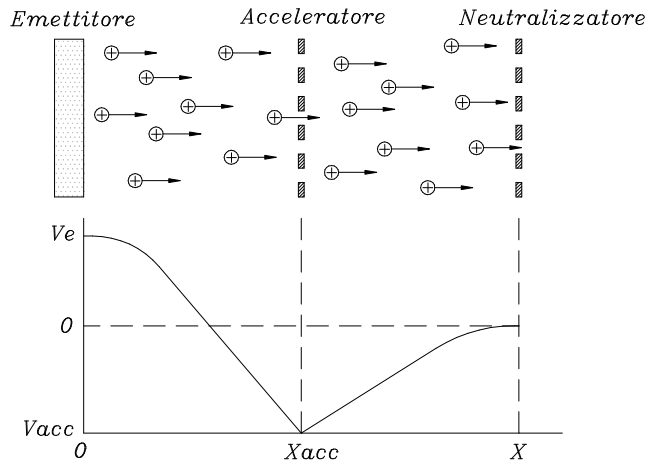


Figura 2.1- Flusso di ioni

Per il principio di conservazione dell'energia, la velocità di scarico v raggiunta dagli ioni è data da:

$$v = \sqrt{\frac{2q \cdot \Delta V}{m^+}}$$

dove ΔV è la differenza di potenziale tra la sorgente e la griglia, q la carica ed m^+ la massa dello ione.

Dall'andamento del potenziale elettrico tra gli elettrodi si vede che la neutralizzazione del fascio comporta un rallentamento del flusso.

Poco dopo l'inizio dell'emissione degli ioni lo spazio tra gli elettrodi si riempie di cariche positive che fanno da schermo tra il campo applicato e la sorgente riducendo il potenziale elettrico.

Il numero N di ioni emessi per unità di lunghezza, conseguentemente, non può superare il valore limite per il quale il campo elettrico alla sorgente si annulla.

Dal modello unidimensionale della figura precedente si ha che il valore limite della densità di corrente J per cui ciò avviene è dato dalla legge di Child [1]:

$$J = N \cdot q \cdot v = \frac{4\epsilon_0}{9x^2} \cdot V_0^{\frac{3}{2}} \cdot \left(\frac{2 \cdot q}{M}\right)^{\frac{1}{2}}$$

dove x è la distanza tra la sorgente e la griglia, ϵ_0 la permittività del vuoto.

Questo limite sulla densità del flusso di ioni che può essere estratto in funzione di una data differenza di potenziale è caratteristico di questi propulsori e pone un corrispondente limite sulla spinta ottenibile per unità di superficie emettente.

Sempre il modello unidimensionale fornisce per quanto concerne il rapporto spinta su superficie emettente:

$$\frac{T}{A} = \frac{m \cdot v}{A} = \frac{J m v}{q} = \frac{8 \epsilon_0}{9 x^2} \cdot \Delta V^2$$

e quindi la potenza elettrica richiesta per unità di area vale, tenendo conto dell'espressione di v [1]:

$$\frac{P}{A} = \frac{T \cdot v}{A} = \frac{4 \cdot \epsilon_0}{9} \left(\frac{2 \cdot q}{m} \right)^{\frac{1}{2}} \frac{V_0^{\frac{5}{2}}}{x_{acc}^2}.$$

Dalle equazioni precedenti si nota che fissato il voltaggio e la distanza degli elettrodi la densità di spinta è indipendente dal rapporto carica-massa degli ioni mentre ne sono influenzate sia la velocità di scarico che la potenza specifica.

Tenendo conto delle basse potenze normalmente disponibili a bordo dei veicoli spaziali si impiegano propellenti costituiti da atomi, o particelle con alto rapporto carica-massa come mercurio, cesio, xenon o altre in modo da avere densità di corrente il più alte possibile.

La continua emissione di ioni farebbe sì che il propulsore e tutto il veicolo spaziale si caricassero negativamente se una corrente elettronica, di carica totale pari a quella emessa con gli ioni, non provvedesse a neutralizzare il fascio ionico chiudendo il circuito elettrico.

Poiché per un tipico satellite si può supporre una capacità elettrica totale non superiore a 10^9 Farad, il veicolo stesso raggiungerebbe valori di potenziale negativo, con velocità dell'ordine di 10^9 volt/s, tali da impedire in breve tempo l'emissione di ulteriori ioni positivi.

Un opportuno neutralizzatore, capace di emettere una identica corrente elettronica, è necessario per rendere elettricamente neutro il getto del propulsore.

Un propulsore elettrostatico è quindi costituito dai tre elementi funzionali fondamentali:

- anodo – emettitore
- catodo – acceleratore
- neutralizzatore.

Ne sono stati sviluppati di vari tipi e in genere sono classificati in base al meccanismo di produzione degli ioni.

Tra questi il più tipico è quello detto “ **a bombardamento di ioni**”; in questi il propellente gassoso, in genere xenon, viene ionizzato dall'urto anelastico con gli

ioni prodotti da un catodo o provenienti direttamente dal neutralizzatore ed energizzati da campi elettromagnetici opportunamente configurati.

Spesso vengono indicati semplicemente come “**propulsori a ioni**”.

I propulsori a bombardamento di ioni sono stati utilizzati in alcune missioni per le manovre di “North-South station keeping (NSSK)” e “East-West station keeping (EWSS)”.



Figura 22- Il motore a ioni del Jet Propulsion Laboratory (NASA)

Una variante a questo metodo è quella che prevede il ricorso a campi magnetici oscillanti nel campo delle radiofrequenze per la ionizzazione del gas (**propulsori “RIT”**); questo sistema sembra essere più efficiente dal punto di vista energetico.

Altri metodi prevedono l’uso di matrici porose di catalizzatori come il tungsteno capaci di provocare la spontanea ionizzazione degli atomi del gas che le attraversano (**propulsore a contatto**).

Ricordiamo anche:

- il **propulsore colloidale** in cui un liquido conduttore come la glicerina, viene fatto passare attraverso un ago ad elevato valore di potenziale (5÷10 kV). Un estrattore delle cariche viene portato ad una tensione molto negativa (dell’ordine di alcuni kV), la differenza di potenziale fa sì che si formino delle

cariche positive in forma di gocce dal menisco del liquido. Le dimensioni delle gocce non sono uniformi ed hanno un basso rapporto massa/carica.

- Il **propulsore a ioni separatori di plasma** utilizza dei vapori di Cesio che vengono fatti passare all'esterno dei catodi aventi degli ugelli. Gli ioni sono creati dalla differenza di tensione esistente fra il catodo e l'anodo avente forma anulare e posto alla fine dell'ugello. Dopo la ionizzazione una convenzionale accelerazione elettrostatica genera le alte velocità di scarico

- Il **propulsore a ioni radioisotopi** utilizza un sottile strato di propellente che genera delle radiazioni β provenienti dal decadimento. Viene prodotta una grande differenza di potenziale fra la superficie del propellente e lo spazio (1,5 MVolt). Gli elettroni emessi da questa superficie vengono fatti passare attraverso un acceleratore colloidale ad elevata energia. Di questi propulsori non esistono modelli visto l'elevata complessità legata all'utilizzo delle radiazioni.

2.3 Emissione per effetto di campo

I propulsori ad emissione di campo, anche noti come FEED, ovvero *Field Emission Electric Propulsion*, sono considerati i propulsori elettrostatici di seconda generazione.

A differenza degli altri tipi di propulsori elettrostatici non prevedono la fase di preparazione degli ioni ma questi ultimi sono estratti direttamente dalla superficie di un metallo liquido con l'ausilio di un intenso campo elettrico¹.

Per ottenere questo forte campo elettrostatico senza dover applicare tensioni troppo elevate si ricorre a elettrodi con raggi di curvatura estremamente ridotti, in modo da sfruttare effetti di concentrazione elettrica ("effetto punta").

Alcune realizzazioni del FEED (in particolare le prime) prevedevano l'uso di aghi metallici immersi nel metallo e posti davanti ad un elettrodo di forma anulare; in questo modo la superficie del metallo liquido, sulla punta dell'ago, è soggetta ad un campo elettrico così intenso che si distorce in una cuspide (il così detto *arc di Taylor*) che si innalza all'aumentare dell'intensità del campo.

Il raggio di curvatura della cuspide diviene sempre più piccolo e, di conseguenza, il campo elettrico locale aumenta, fino a raggiungere valori, dell'ordine del MW/mm, in corrispondenza dei quali gli atomi del metallo, che si trovano sull'apice della cuspide, si ionizzano spontaneamente e sono accelerati verso l'esterno

¹ Nel vuoto.

mentre gli elettroni, liberati dal processo di ionizzazione, vengono spinti all'interno del metallo liquido.

Taylor (vedi [2]) ha dimostrato che la formazione dei coni avviene spontaneamente quando la superficie del metallo liquido è soggetta a un campo elettrico sufficientemente forte (anche senza l'ausilio di aghi), Figura 2.3, e che questa è una delle poche forme geometriche che consentono l'equilibrio fra sollecitazione elettrica e tensione superficiale.

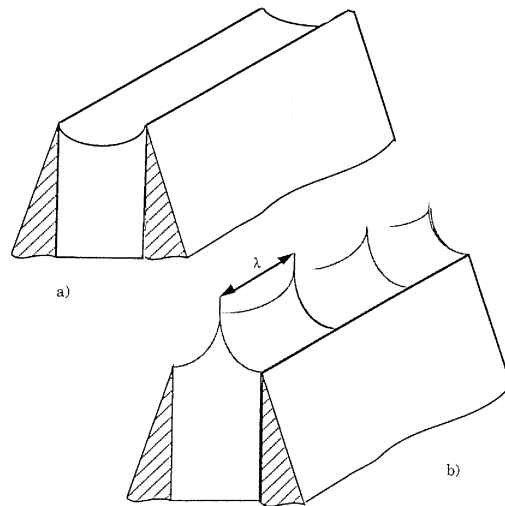


Figura 2.3- Menisco del metallo liquido prima (a) e dopo (b) l'applicazione della differenza di potenziale

L'emissione ionica inizia a prodursi quando la differenza di potenziale tra l'emettitore e l'acceleratore raggiunge un valore critico, detto valore di soglia V_0 .

L'intensità del campo elettrico richiesta per produrre la ionizzazione è, su scala microscopica, molto elevata (10^6 - 10^7 V/mm); tuttavia, poiché il raggio di curvatura delle punte dei coni è molto piccolo (si ritiene che sia dell'ordine dei dieci nanometri), voltaggi tra gli elettrodi dell'ordine di qualche kV sono sufficienti.

Gli ioni vengono espulsi ad alta velocità (8000 m/s) e accelerati dallo stesso campo elettrico che li ha estratti; si può dire che tutta la potenza elettrica disponibile è impiegata nel processo accelerativo, a differenza dei propulsori tradizionali in cui parte di essa è spesa per la preparazione degli ioni.

Per questo motivo il FEEP ha il rendimento più elevato fra tutti i propulsori elettrici esistenti (fino al 98%).

Ad una osservazione al microscopio elettronico, [3], i coni di Taylor appaiono come punti luminosi (circa 1200 per cm) caratterizzati da un'uguale lucentezza e da una distribuzione regolare lungo tutta la fessura; questa distribuzione è interrotta da

due regioni di maggiore luminosità in corrispondenza delle due estremità della fessura, e da alcune zone molto brillanti disposte invece in modo casuale.

Considerando che la luminosa è direttamente proporzionale alla corrente di emissione, si deduce che i punti di emissione sono identici, equidistanti ed uniformemente distribuiti lungo la fessura; ad essi si sovrappone un certo numero di punti con corrente di emissione maggiore e distribuiti in modo non omogeneo quasi certamente provocati da piccoli difetti delle pareti della fessura. La quantità di ioni emessa dai due bordi può essere assunta pari a circa il 10% della corrente totale.

Mitterauer, [4], ha postulato che i punti di emissione si sviluppano tutti contemporaneamente, in modo istantaneo.

Riducendo l'intensità della corrente emessa non variano né il numero né la distribuzione, ma si ha soltanto una diminuzione della luminosità, e cioè della corrente emessa da ciascun punto; al di sotto di un certo livello di emissione non è più osservabile alcuna zona luminosa, e quindi non è più possibile avere informazioni sul numero e sulla distribuzione dei punti di emissione.

Per quanto riguarda il meccanismo di formazione degli ioni c'è ancora incertezza; i meccanismi considerati responsabili della formazione degli ioni sono:

- Ionizzazione, tramite l'intenso campo elettrico, di atomi neutri liberi nella zona sovrastante l'emettitore;
- Evaporazione, per mezzo del campo elettrico, di ioni che inizialmente si trovano assorbiti sulla superficie metallica;
- Una combinazione dei precedenti, [5].

Quando le particelle cariche lasciano il metallo liquido per formare il fascio ionico, il normale flusso idrodinamico riempie gli spazi vuoti creatisi, ed il processo prosegue fino all'esaurimento del propellente o al raggiungimento dell'equilibrio elettrico.

La massa emessa non è costituita esclusivamente da ioni, ma anche da particelle neutre [4].

L'origine di queste ultime non è ancora stata accertata in maniera precisa; si ritiene tuttavia che l'1% del flusso totale è costituito da neutri evaporati ma che la maggior parte della massa neutra eiettata è imputabile alla presenza di microgocce (aggregati di atomi neutri con alcune cariche positive sulla superficie) di diverse dimensioni.

Le più piccole di queste microparticelle, instabili sotto l'azione dell'intenso campo elettrico, si dissociano contribuendo alla formazione di atomi liberi ed altri aggregati [6].

I descritti meccanismi di ionizzazione possono generare fasci di ioni in diversi tipi di emettitori.

Questi possono essere costituiti da aghi, o matrici di aghi, bagnati da un metallo liquido, oppure da tubi capillari all'interno dei quali si fa fluire il propellente o, infine, da un corpo in cui si ricava una fessura molto sottile e allungata in una direzione, Figura 2.4.

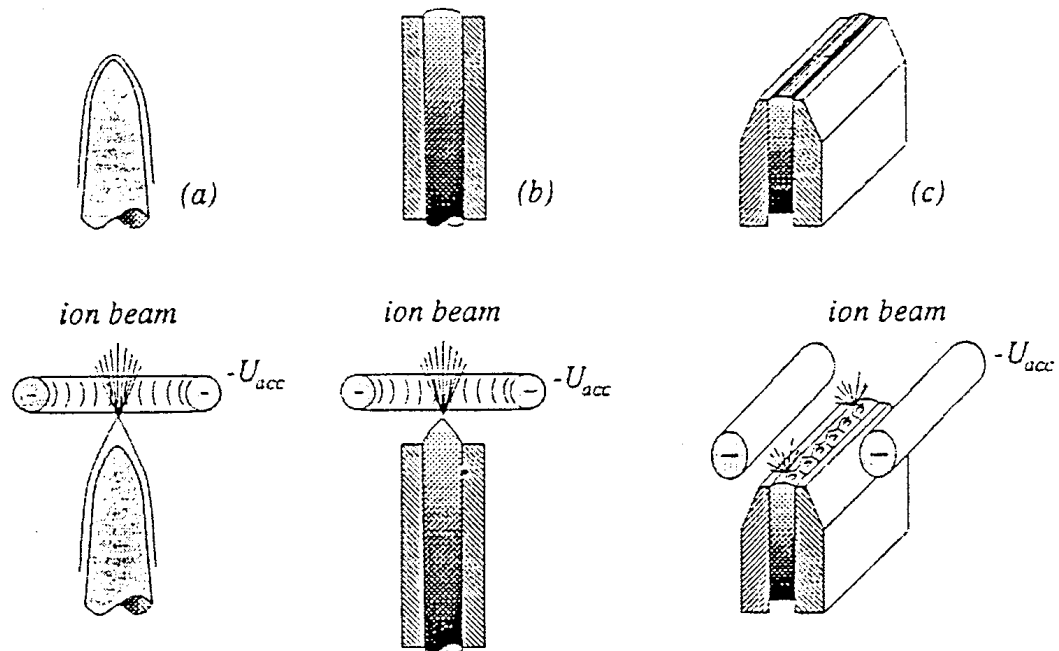


Figura 2.4- Forma del metallo liquido senza campo elettrico applicato e con (nella parte inferiore)

Lo schema di funzionamento di un tipico emettitore FEEP con fessura lineare è riportato in Figura 2.5, da [7].

In esso il propellente colma la fessura per effetto capillare, il campo elettrico tra emettitore e acceleratore è amplificato dagli spigoli aguzzi e il fascio di ioni metallici è neutralizzato dagli elettroni emessi per effetto termoionico dal neutralizzatore.

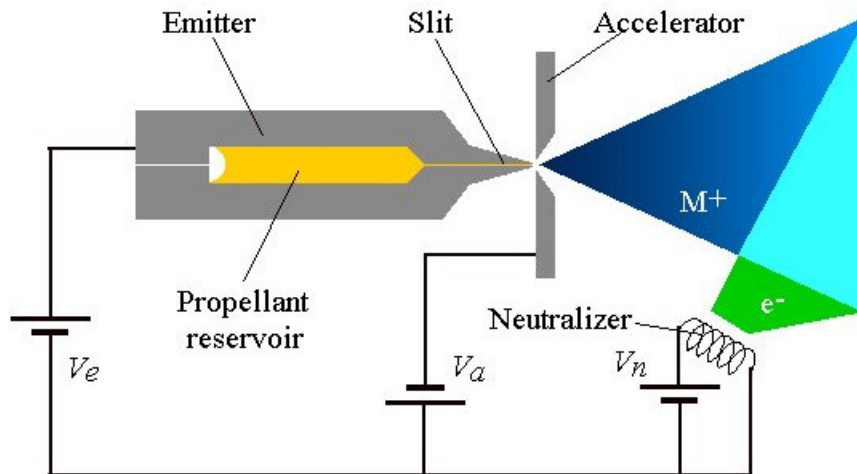


Figura 25- Schema elettrico del sistema FEED

2.4 Il modulo FEED

Il modulo propulsore o “Thruster Assembly (TA)” usato nella missione Microscope deriva da quello sviluppato al Centrosazio nell’ambito degli studi sulla propulsione elettrica.

Si tratta di una unità completamente indipendente progettata secondo requisiti di modularità in modo da permettere la prova separata delle unità, l’impiego in configurazione singola o multi-propulsore con serbatoio indipendente o condiviso tra i vari TA.

Per rispondere a diversi requisiti di spinta, è possibile la modifica delle dimensioni della fessura, in modo da poter riadattare lo stesso progetto a missioni diverse .

La conseguenza di tale operazione sarebbe, ovviamente, un TA di dimensioni diverse, essendo proprio la dimensione della fessura il parametro guida del progetto.

Per le esigenze di spinta di Microscope (date nel capitolo 3) la fessura è lunga circa 8 mm e alta 1.5 μm .

2.4.1 Configurazione del TA

La fase preliminare del progetto Microscope prevede lo sviluppo di due configurazioni diverse del sistema propulsivo FEED; una con due TA, l’altra con tre.

L’inevitabile aumento complessivo di peso derivante dall’integrazione di questi moduli in una singola struttura, rispetto al caso di una progettazione

completamente integrata, sarà comunque compensato dalla semplificazione della **prove di qualifica e accettazione** che si tradurrà in risparmio di tempo e riduzione dei costi.

Questo approccio permette, inoltre, una maggior facilità di modifica del progetto qualora fossero modificate le direzioni della spinta o le posizioni dei moduli propulsori.

Nelle Figura 2.7 e 8 sono riportati i disegni, in prospettiva e vista, dei TA per le due configurazioni, con indicate le dimensioni principali.

L'unica differenza tra i due consiste nella diversa dimensione del serbatoio che deve ospitare 40gr di cesio nel caso della configurazione con 2 propulsori (**2TC**) e 75gr in quella con 3 (**3TC**).

I principali componenti del TA (vedi Figura 2.6) sono:

- L'unità emettitrice,
- Il contenitore isolante,
- Il contenitore,
- Il serbatoio.

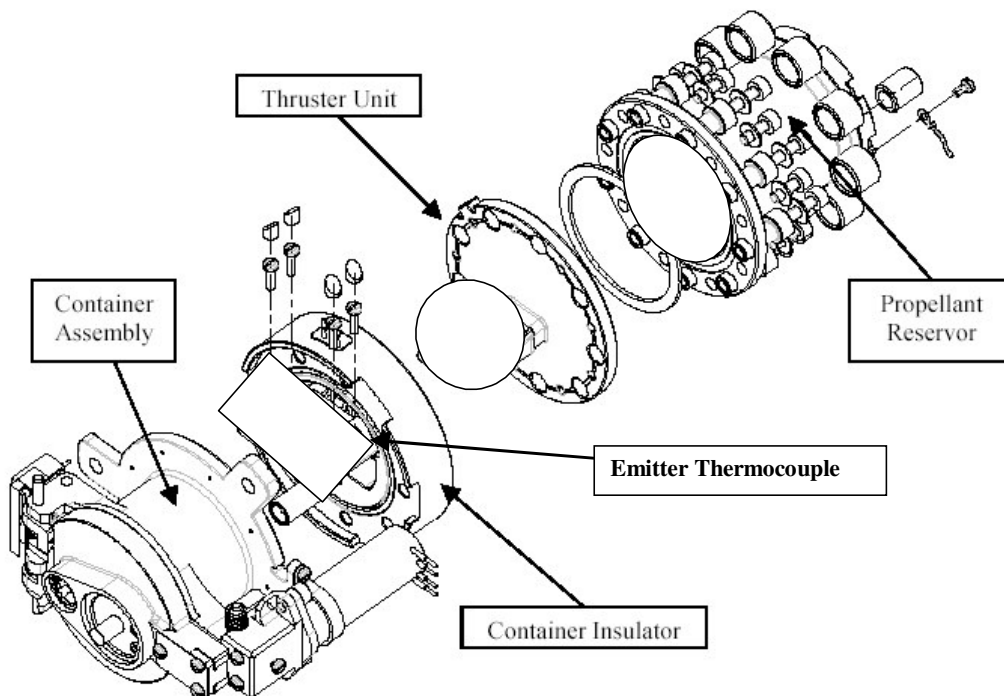


Figura 2.6– Esploso del Thruster Assembly

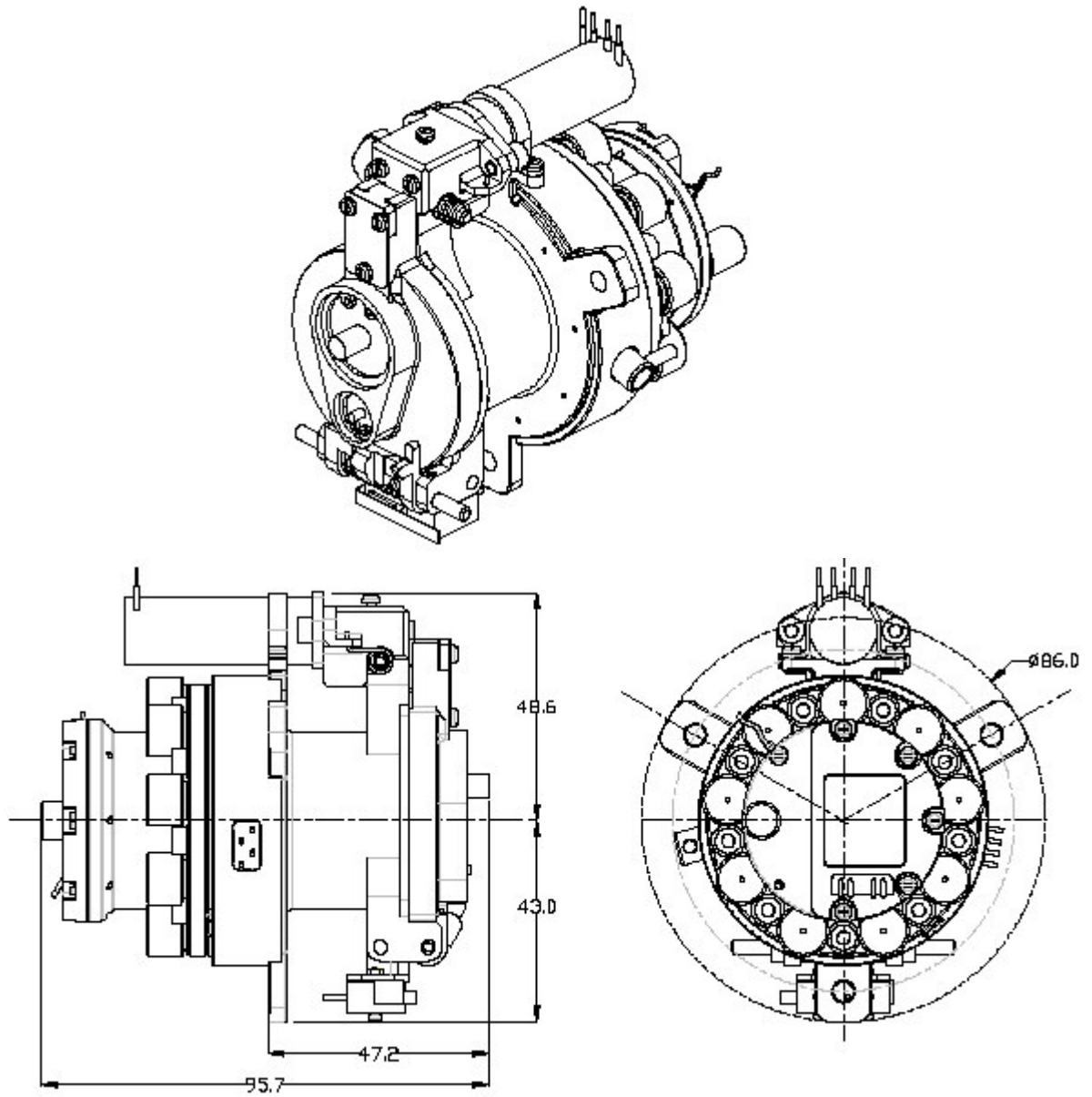


Figura 27- TA per la configurazione 2TC

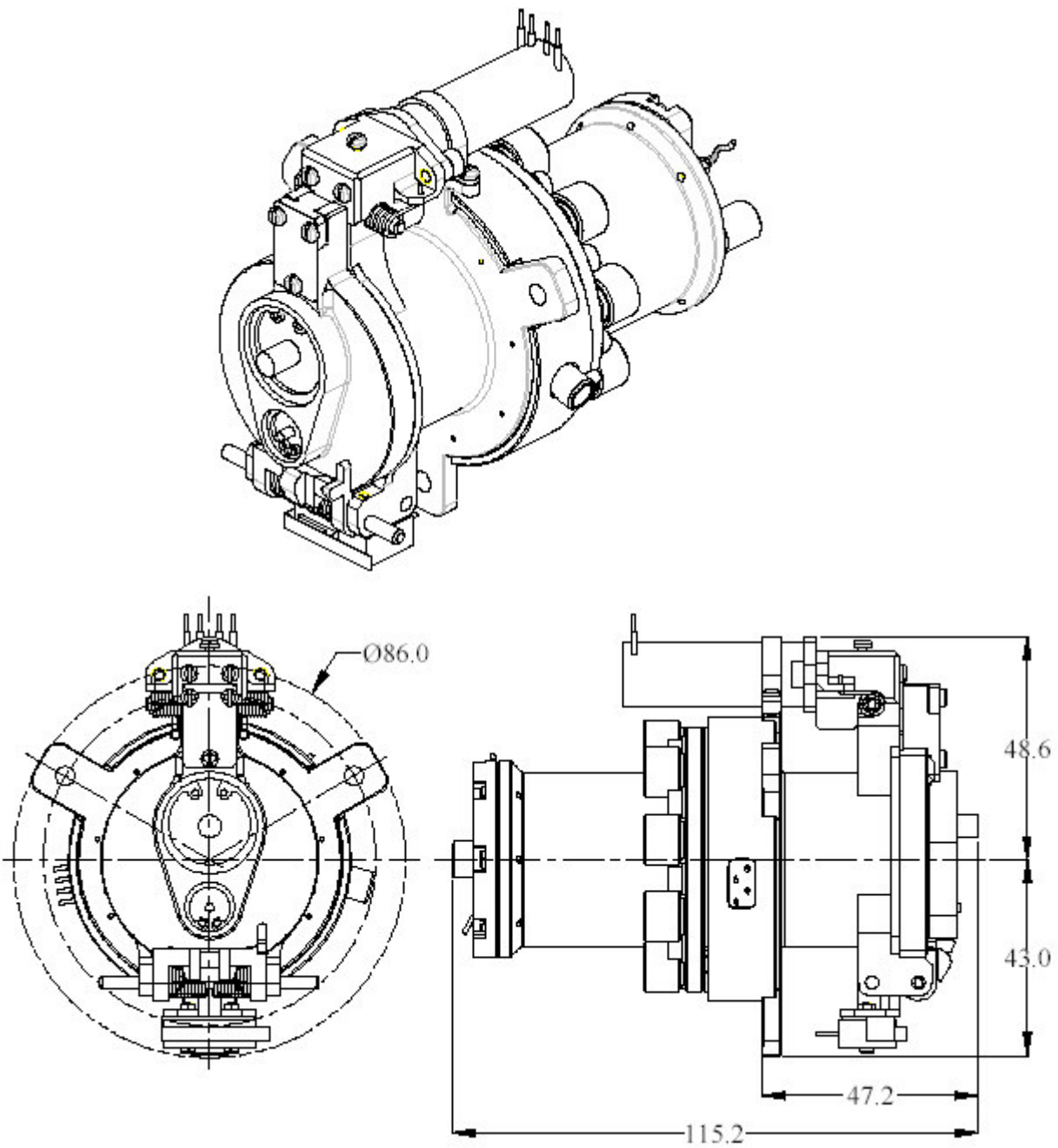


Figura 28- TA per la configurazione 3TC

L'emettitore e il contenitore sono separati da elementi isolanti (il **contenitore isolante**), poiché sono a diverso potenziale elettrico, per la presenza nel contenitore dell'**acceleratore** (vedi Figura 2.11),.

L'emettitore lineare è una evoluzione di quello sviluppato da Centrosazio/Alta e la geometria della fessura non è stata modificata per Microscope (Figura 9); è stato però migliorato l'assemblaggio delle due metà al fine di ridurre le distorsioni indotte sulla punta dal serraggio delle viti.

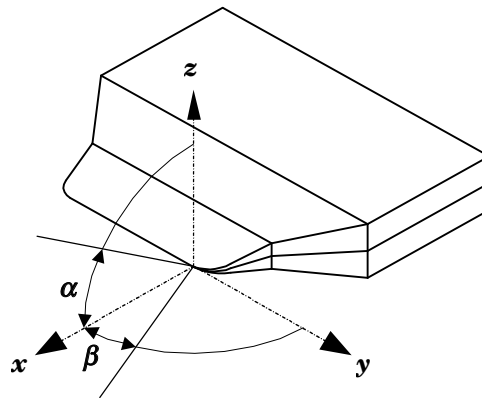


Figura 2.9- Emettitore lineare e angoli di divergenza

Il supporto dell'emettitore, oltre che garantire il corretto posizionamento dell'emettitore stesso, funge da tappo per il serbatoio; di quest'ultimo è mostrato nella seguente figura un esploso, con le parti principali che lo compongono in evidenza.

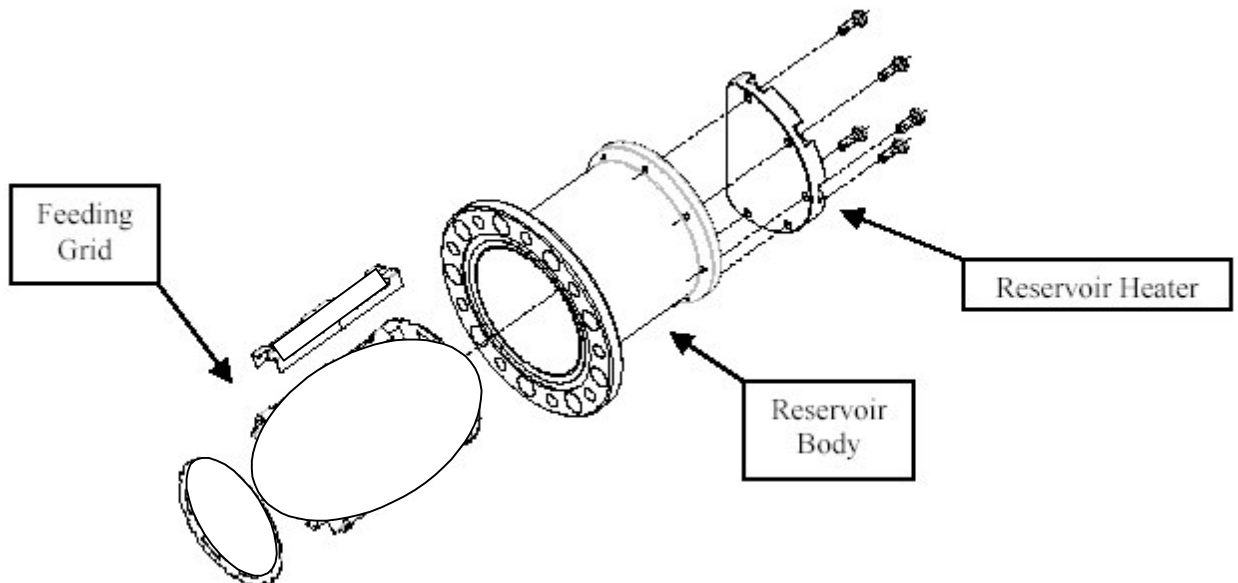


Figura 2.10- Esploso del serbatoio della configurazione 3TC

La griglia d'alimentazione è studiata in maniera tale da garantire il continuo rifornimento dell'emettitore creando una rete di condotti entro i quali si insinua il cesio per effetto capillare [8].

Un riscaldatore, prodotto da "MINCO® Thermofoil Heater", appositamente studiato per questi propulsori FEEP, permette sia di effettuare l'operazione di "degassamento"² dell'emettitore, che di portare e mantenere il cesio alla sua temperatura di fusione (circa 28°C)³; le caratteristiche del riscaldatore sono riportate nella tabella seguente.

Heater Resistance	2.5±0.12Ohm (TBC)
Heater Voltage range	1 – 5 V (TBC)
Heater maximum Current	2 A (TBC)
Heater Maximum Temperature	420°C (TBC)

Tabella 2.1- Caratteristiche del riscaldatore

Una termocoppia montata direttamente sull'emettitore misura la temperatura del cesio in modo che, attraverso il controllo del riscaldatore, sia mantenuto liquido fino alla sommità della fessura, Figura 2.6.

Alla base del serbatoio è collegato il cavo dell'alimentazione dell'alta tensione (vedi Figura 2.6), che attraverso lo strato continuo di metallo liquido permette alla punta dell'emettitore di essere sempre al giusto potenziale.

Il contenitore svolge principalmente i seguenti compiti:

- Permettere il posizionamento e l'allineamento dell'acceleratore rispetto all'emettitore,
- Garantire la protezione dalla contaminazione ambientale dell'emettitore.

Il primo punto è soddisfatto con il controllo delle tolleranze dell'assemblaggio, il secondo mantenendo all'interno del TA una atmosfera di argon o altro gas inerte alla pressione di 1,2 atm.

Infatti se il cesio che colma la fessura dell'emettitore entrasse in contatto con l'ossigeno molecolare o l'acqua contenuti nell'atmosfera, formerebbe ossidi o idrossidi che potrebbero alterare le caratteristiche dell'emissione.

² L'operazione di "degassamento" consistente nel riscaldamento dell'emettitore a temperature intorno ai 300°C, in modo da favorire la liberazione delle molecole di gas o vapor acqueo intrappolate nel metallo. Questo trattamento è necessario per evitare che, durante il funzionamento nel vuoto, lo spontaneo rilascio di questi gas possa interferire con l'emissione degli ioni. Una volta "degassato" l'emettitore viene chiuso in atmosfera protetta nel contenitore ermetico.

³ Il riscaldatore viene acceso quando la temperatura del cesio si avvicina ai 30 C e si spegne, per risparmiare energia, intorno ai 35 C.

È stato dimostrato che il cesio non reagisce con l'ossigeno atomico presente in orbita; il problema della protezione dalle contaminazioni gassose è quindi limitato ai periodi di stoccaggio e trasporto⁴.

Un attuttore in paraffina della “Starsys Research Corporation” certificato per le applicazioni spaziali, sblocca il gancio che trattiene l'apertura del coperchio una volta raggiunta la posizione operativa in orbita (per effetto dell'espansione della paraffina in esso contenuta quando questa viene riscaldata).

Sensori di pressione e di apertura controllano il valore della sovrappressione nel TA, durante lo stoccaggio e il trasporto, e dell'avvenuta apertura del coperchio, dopo l'azionamento dell'attuttore.

Non sono previsti sistemi di chiusura se non con strutture apposite, impiegate nei test a terra.

In Figura 2.11 è mostrato un esploso del gruppo contenitore in cui sono visibili tutti i suoi componenti principali.

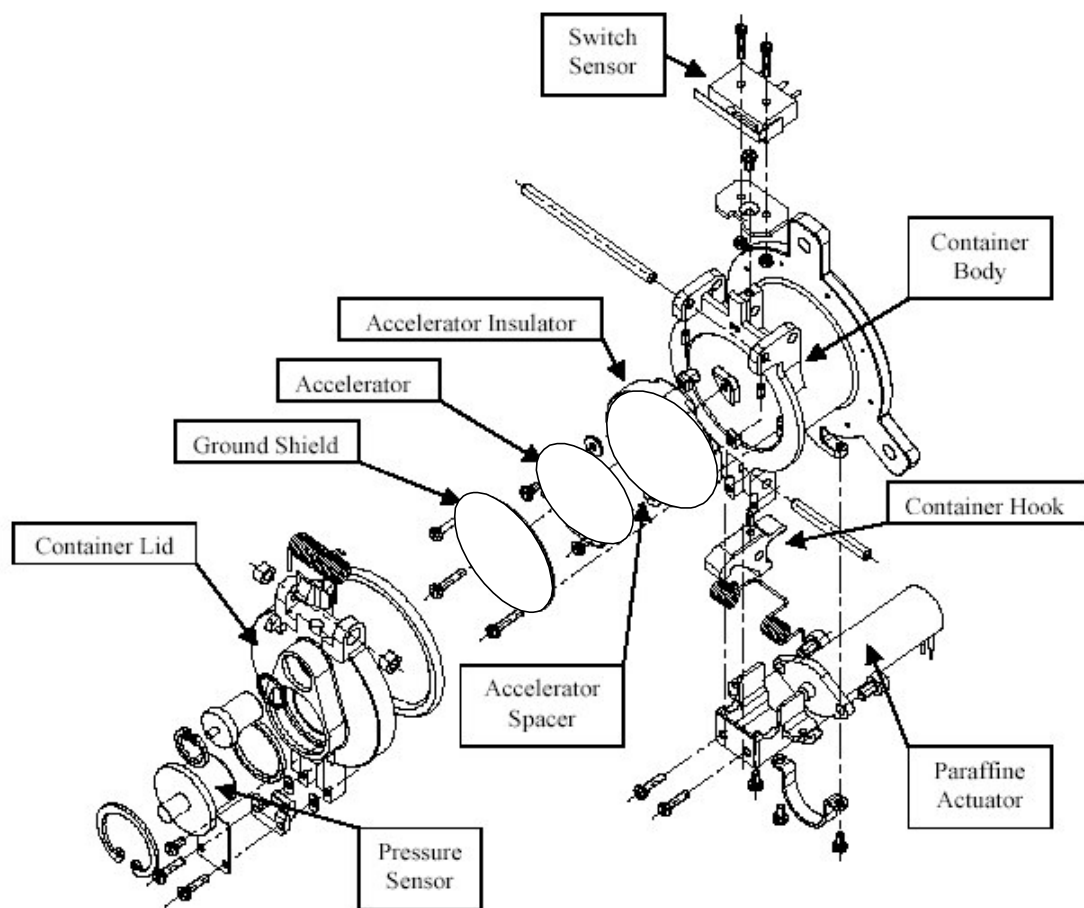


Figura 2.11- Gruppo Contenitore

⁴ Per il trasporto sono comunque previsti appositi contenitori in leggera sovrappressione rispetto

2.5 Bibliografia

- [1] Jhan, R. G., Physics of Electric Propulsion, McGraw-Hill Company, New York, 1968.
- [2] Taylor G., "Disintegration of Water Drops in an Electric Field", Proc. Roy. Soc., A280, 1964.
- [3] Mitterauer J., "Spectroscopic Investigation of a Field Emission Generated Radiative Zone; Mass Spectroscopic Measurement", Fin. Rep. on ESTEC Contract No. 2374/76/NL/AK(SC), 1981.
- [4] Mitterauer J., "Field Emission Electric Propeller Spectroscopic Investigation on Slit Emitters", Fin. Rep. on ESTEC Contract No. 5051/82/NL/PB(SB), 1985.
- [5] Kingham D. R., Swanson, L. W., "Shape of a Liquid Metal Ion Source", Appl. Phys., A34, 123-132, 1984.
- [6] Thompson S. P., "Neutrals Emission from Liquid Metal Ion Source", Vacuum 34, 1984.
- [7] F. Ceccanti, Sistema propulsivo FEEP per microsattelliti basati sulla piattaforma MITA, Tesi di Laurea, Dipartimento di Ingegneria Aerospaziale, Università di Pisa, 1999.
- [8] F. Rugo, Sistema di alimentazione del propellente e modulo FEEP per la prova in volo, Tesi di Laurea, Dipartimento di Ingegneria Aerospaziale, Università di Pisa, 1998.
- [9] Jahn R.G. & Choueiri E.Y., "Electric Propulsion", an article for Academic Press Encyclopedia, 2000.