

MOTIVAZIONI, OBIETTIVI E CONTENUTO DELLA TESI

1.1 Introduzione

Nel corso degli ultimi anni sono stati individuati vari tipi di missione spaziale che necessitano di propulsori operanti nel campo delle microspinte.

Propulsori di questo tipo sono caratterizzati da spinte comprese tra $0.1 \mu\text{N}$ e 1mN , modulabili con risoluzione di $0.1 \mu\text{N}$.

Casi in cui sono indispensabili livelli di forza così bassi, sono quelli in cui è necessario garantire il posizionamento del satellite entro margini strettissimi o quelli per i quali è prevista la perfetta compensazione anche dei più flebili disturbi d'assetto.

Per un futuro meno immediato si prevedono operazioni di trasferimento orbitale di strutture molto grandi, che per via della loro elevata flessibilità strutturale non possono tollerare livelli di spinta maggiori.

I propulsori FEEP si presentano come soluzione ottimale per simili applicazioni in virtù delle loro prestazioni:

- Modulabilità della spinta da $0.1 \mu\text{N}$ fino a 1mN ;
- Risoluzione della spinta nell'ordine di $0.1 \mu\text{N}$;
- Tempi di risposta ai comandi bassissimi;
- Estrema silenziosità di funzionamento, data l'assenza di parti in movimento;
- Impulso specifico che è di gran lunga il più elevato tra tutti i propulsori ad espulsione di massa (8000s).

Molte missioni scientifiche pianificate sia dall'ESA che dalla NASA prevedono l'uso di propulsori FEEP, alcune di queste sono brevemente descritte di seguito.

1.1.1 La missione Smart-2

“Small Missions for Advanced Research in Technology” è una famiglia di missioni dell’ESA, la cui sigla è SMART, che identifica e verifica tecnologie particolarmente critiche.

SMART-1 è attualmente in viaggio verso la luna e ha il compito sperimentare un propulsore a ioni alimentato da energia solare.

SMART-2 invece dovrà sperimentare le tecnologie necessarie per lo sviluppo delle ambiziose missioni LISA e Darwin.

È costituita da due satelliti posti in formazione precisa che orbitano a centinaia di metri l’uno dall’altro e lavorano in modo “interferometrico”; cioè le informazioni raccolte dai sensori dei due satelliti vengono confrontate tra loro o con quelle captate dallo stesso sensore in momenti diversi per essere poi elaborate contemporaneamente alla ricerca delle differenze tra i vari segnali.

In questi sistemi è fondamentale la perfetta conoscenza della posizione dei sensori al momento della ricezione del segnale.

Per questa ragione sistemi a radiofrequenza e laser misurano le posizioni relative dei due satelliti con precisione micrometrica.

Il successo di questa missione aprirà la strada alle missioni LISA e DARWIN.

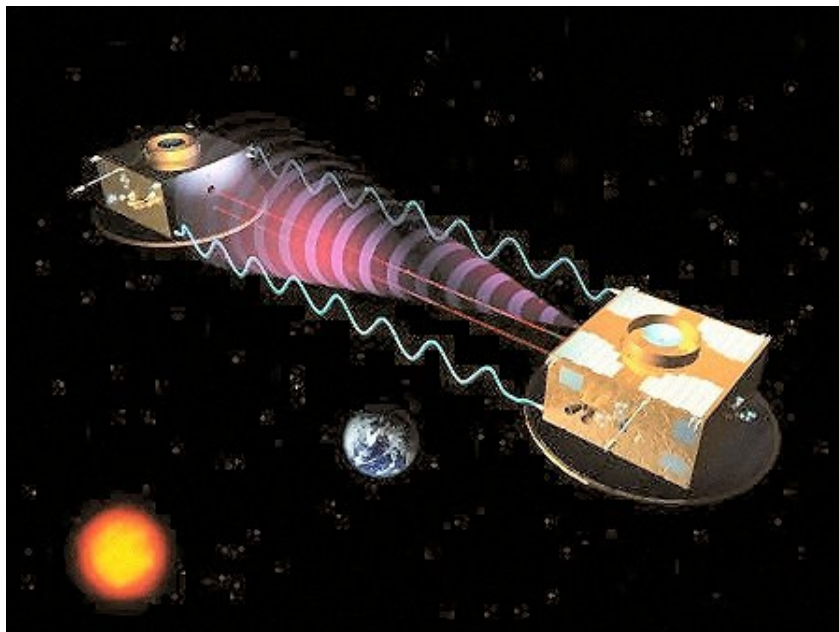


Figura 1.1- La missione Smart-2

1.1.2 La missione LISA

Gli obiettivi principali, che ESA e NASA hanno previsto per LISA (*Laser Interferometer Space Antenna*) sono la misura di onde gravitazionali e l'osservazione di segnali provenienti da sorgenti come buchi neri posti a distanze cosmologiche nell'intervallo di frequenze da 10^1 a 10^4 Hz.

La missione comprenderà tre veicoli distanziati di $5 \cdot 10^6$ km, posti ai vertici di un triangolo equilatero. Il centro del triangolo sarà nel piano dell'eclittica a 1 AU dal Sole e 20° dietro la terra.

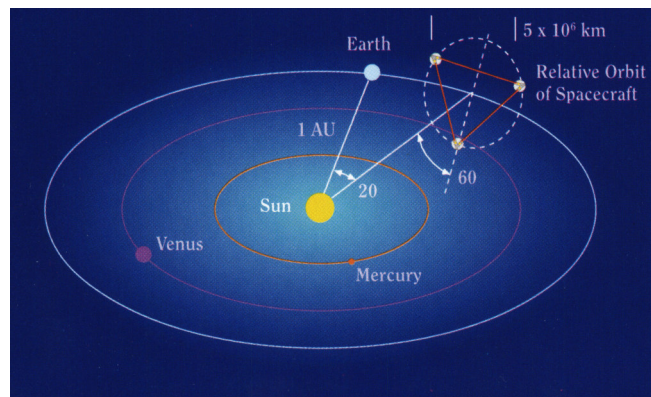


Figura 1.2- LISA (Laser Interferometer Space Antenna)

Ogni veicolo trasporterà un telescopio laser trasmettitore/ricevitore, realizzando un interferometro di tipo Michelson a due braccia (un veicolo funge da vertice gli altri due completano i bracci).

Ci si aspetta che le onde gravitazionali prodotte da sorgenti particolarmente attive possano alterare in maniera rilevabile i segnali scambiati tra i satelliti.

È evidente come la posizione relativa dei satelliti debba essere mantenuta con estrema precisione (ordine del nanometro) altrimenti il rumore introdotto dagli spostamenti potrebbe rendere impossibile la lettura del passaggio delle onde gravitazionali.

Si ritiene che i disturbi cui saranno sottoposti i satelliti siano principalmente quelli dovuti alla pressione di radiazione solare e comunque dell'ordine di $25 \mu\text{N}$.

Per queste ragioni un gruppo di propulsori FEEP, controllati da accelerometri di precisione, garantirà la continua compensazione delle perturbazioni di rotta. Tale tecnica di controllo viene detta "Drag Free Control".

1.1.3 La missione DARWIN

Darwin è un telescopio orbitante a raggi infrarossi proposto dall'ESA per la ricerca di pianeti extrasolari di dimensione terrestre.

Finora i planetologi hanno potuto contare solo su tecniche indirette per la scoperta di nuovi pianeti.

Infatti la radiazione emessa o riflessa dai pianeti è troppo debole, rispetto a quella della stella, per poter essere osservata direttamente da terra.

L'analisi degli spettri delle stelle permette di rilevare solo la presenza di corpi di dimensione gioviana, capaci di provocare perturbazioni nelle orbite degli astri o di introdurre tracce caratteristiche negli spettri.

Tecniche interferometriche potrebbero permettere di "cancellare", attraverso l'interferenza dei segnali, la luce delle stelle osservate, svelando i pianeti in rotazione attorno ad esse.

Sempre attraverso l'analisi spettrale della radiazione proveniente dai pianeti si potrebbe cercare di capire se su essi sono presenti forme di vita¹.

Darwin ha appunto questi ambiziosi compiti e punta su una costellazione di piccoli satelliti, sostitutivi di strumenti monolitici di grande diametro.

La configurazione prevede sette satelliti a distanza reciproca di qualche centinaio di metri più un ottavo, posto dietro gli altri, per il controllo e la comunicazione a terra.

Il FEED verrà usato come AOCS (*Attitude and Orbit Control System*) e per effettuare il controllo OPD (*Orbit Phasing Distance*) e dovrà avere queste caratteristiche:

- Massima spinta: circa 20 μ N con 1 μ N di risoluzione;
- Ripetibilità della spinta: 10%;
- Ciclo di lavoro modulato al 100% a 100 Hz;
- Consumo di propellente: 10 g/anno per propulsore.

Per i requisiti di spinta più elevati (10-80 mN) verranno usati, in accoppiata ai FEED, degli SPT.

¹ Ad esempio la presenza di vegetazione sulla terra fa sì che la luce riflessa dal nostro pianeta manchi delle componenti assorbite dalla fotosintesi clorofilliana e sia soprattutto verde.



Figura 1.3- La missione DARWIN

1.1.4 La missione ST3 (Space Technology 3)

Anche la NASA intende, con la terza delle missioni di dimostrazione tecnologica della serie ST-n (note in origine col nome di DS-1, Deep Space 1), provare la possibilità di effettuare un volo in formazione rispettando i requisiti di precisione richiesti dalla missione DARWIN utilizzando il propulsore FEEP per il posizionamento.

1.2 La missione Microscope

La missione Microscope è stata proposta da “ONERA” e dal “CERGA Institutes” ed approvata nel 1999 dal “CNES”.

Scopo della missione è la verifica del *principio di equivalenza della massa (EP)*² con una accuratezza nelle misure dell'ordine di 10^{-15} , tre ordini di grandezza in più di quanto fatto finora.

Si pensa di raggiungere questo risultato eseguendo un esperimento in condizioni di “caduta libera” attorno alla terra (in modo da approssimare il più possibile un moto inerziale), con un satellite “Drag Free” controllato da propulsori FEED.

La caratteristica di questo tipo di satellite è quella di essere soggetto, durante il moto, solo alla forza di gravità, in quanto un “guscio” esterno lo protegge dai disturbi atmosferici e da quelli dovuti alla pressione di radiazione solare.

In questo caso per il controllo del “guscio” si è deciso di usare propulsori FEED (vedi Capitolo 2).

La missione Microscope sarà la prima a servirsi sia di un satellite “Drag Free” che di propulsori FEED; rappresentando quindi un punto di riferimento per future missioni.

Il lancio è previsto per il 2006.

1.2.1 La missione scientifica

La strumentazione per le misure è costituita da due accelerometri elettrostatici ciascuno costituito da due corpi cilindrici coassiali e destinati uno al test del principio di equivalenza, l'altro alla verifica dell'accuratezza della misura; nel primo le masse sono una di platino l'altra di titanio nel secondo entrambe di platino. Queste strutture occuperanno la maggior parte del volume interno del satellite.

Il controllo d'assetto compenserà attivamente i disturbi dovuti alla resistenza atmosferica e alla radiazione solare regolando la spinta dei propulsori in modo che il satellite segua le masse di prova nel loro moto gravitazionale puro.

Anche il moto delle masse di prova è servocontrollato da sensori e attuatori elettrostatici rispetto la struttura del satellite.

Le posizioni relative delle due masse sono così mantenute immobili e la misura delle forze di controllo porta a ordini di 10^{-15} nella precisione del test.

² Postula l'equivalenza tra “massa gravitazionale” e “massa inerziale”.

Una maggior sicurezza sulla non violazione del principio costituirebbe un forte vincolo in vista dell'unificazione delle teorie quantistica e della relatività mentre la sua violazione aprirebbe la strada a nuovi modelli cosmologici e di interazione tra particelle.

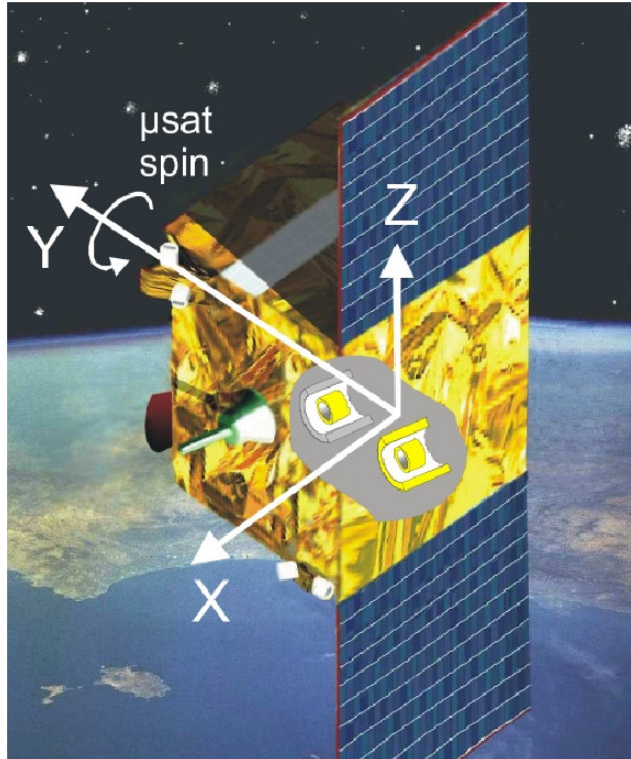


Figura 1.4- Il satellite Microscope

1.2.2 Il progetto Microscope

Microscope (MICROSatellite à traînée Compensée pour l'Observation du Principe d'Equivalence) è un progetto sviluppato dal CNES nell'ambito delle missioni scientifiche con microsattelliti.

Queste missioni prevedono l'uso di piccoli satelliti con masse dell'ordine dei 150Kg e durate brevi; nel caso di Microscope un anno di vita (la maggior parte del quale dedicato alla calibrazione degli strumenti).

Viste le particolari esigenze del sistema di propulsione:

- livelli di spinta bassissimi, dello stesso ordine di grandezza dei disturbi che si vogliono compensare,
- accurata modulazione della spinta,
- pesi e consumi energetici limitatissimi,

l'ESA³ ha scelto di affidarsi alla tecnologia dei FEEP.

Il satellite sarà la prima dimostrazione delle possibilità di compensazione dei disturbi non gravitazionali con propulsori elettrici.

L'ESA è interessata a questo tipo di propulsione per le informazioni che verranno sulle prestazioni dei FEEP e sulle conseguenze che il loro impiego indurrà sulla progettazione del satellite in vista di future missioni come LISA e Darwin che necessitano di controlli molto precisi sui livelli di spinta.

È in questo contesto che l'ESA ha deciso di finanziare (Ottobre 2000) il progetto, condividendo col CNES il controllo dello sviluppo.

La progettazione e la costruzione del sottosistema di propulsione FEEP (FEPS) è stato affidato ad Alta/Centrosazio con CAEN Aerospace e Gavazzi Space come responsabili dello sviluppo dei sistemi elettronici di controllo e potenza.

³ In particolare l'ESA Fundamental Physics Advisory Group (FPAG).

1.3 Motivazioni e Obiettivi

Le esperienze accumulate al Centrosazio nello sviluppo dei propulsori FEED permettono oggi di affrontare la progettazione di gruppi propulsivi con più moduli operanti contemporaneamente ("Cluster di FEED"), resta tuttavia l'esigenza di provare la validità dei risultati raggiunti con una esperienza di volo.

L'occasione perché ciò avvenga è stata offerta dalla missione Microscope che necessita di un gruppo di propulsori FEED operanti nel campo delle microspinte.

È prevista la costruzione dei quattro propulsori del satellite, oltre che degli esemplari di prova.

Nell'ambito dello sviluppo di sistemi innovativi è inoltre importante analizzare quali sono i fattori che maggiormente influenzano il progetto, in modo da trarne vantaggio in vista di future missioni.

Non essendo ancora del tutto definite, in questa fase, le necessità del satellite e le difficoltà di progettazione di un simile sistema propulsivo, è richiesto il contemporaneo sviluppo di due configurazioni alternative.

Questa tesi si integra nel contesto della fase di progetto preliminare del sistema propulsivo FEED del satellite Microscope svolta al Centrosazio e ha come obiettivo primario quello di realizzare il progetto della struttura di supporto del sistema di propulsione per entrambe le configurazioni.

Per poter rispondere ai requisiti della applicazione spaziale è stato necessario tener conto dei vincoli posti dalle specifiche proprie del progetto, di quelli derivanti dalle interfacce con i sottosistemi sviluppati da altri soggetti e di quelli intrinseci all'uso della tecnologia FEED.

L'analisi numerica del progetto ha comportato una serie di ipotesi sul comportamento meccanico di vari componenti; per la verifica di tali scelte bisognerà aspettare i risultati delle prove sperimentali sui modelli reali.

Gli aspetti principali del lavoro possono indicarsi nei punti seguenti:

- Analisi dei requisiti. La maggior parte di essi sono stati forniti dal CNES, altri derivano dalle necessità di assemblaggio con le parti sviluppate da società esterne; è il caso delle schede dell'elettronica.
- Determinazione della configurazione finale e progetto dei singoli componenti. In questa fase il progetto deve soddisfare tutti i requisiti specificati per ogni configurazione.

- Analisi numeriche atte a verificare alcune proprietà del modello e dimostrare la capacità del sistema di soddisfare i requisiti statici e dinamici.
- Alla fine della fase progettuale sono stati determinati alcuni punti critici che hanno portato a proporre modifiche ad alcune delle specifiche, in particolare per la configurazione a tre moduli propulsivi.

1.4 Contenuto

Il contenuto della tesi ricalca la traccia data dai punti sopra elencati.

I capitoli in cui sono descritti il progetto e le analisi sono preceduti da uno introduttivo sulla tecnologia FEEP e da quello in cui sono descritti i principali requisiti di progetto.

In questo modo si vuole rendere più chiaro quanto fatto nel seguito.

Le configurazioni descritte sono solo quelle finali; bisogna cioè intenderle come il risultato della continua interazione tra la fase progettuale vera e propria e l'analisi delle soluzioni proposte, attraverso un procedimento per tentativi ed errori.

La descrizione di tutti i passi intermedi avrebbe appesantito troppo la relazione, quindi l'aspetto lineare del lavoro (progetto, analisi, conclusioni) è il risultato di una sintesi finale.

Di alcune delle opzioni considerate è comunque fatto brevemente cenno laddove opportuno.

Tutto il lavoro è stato caratterizzato dalle scadenze proprie del progetto Microscope.

Questo ha in alcuni casi costretto a concentrare l'attenzione sugli aspetti ritenuti più importanti e trascurare alcuni dettagli, lasciando la possibilità di ulteriori ottimizzazioni nella fase esecutiva del progetto.

Anche di questo è si dirà nei prossimi capitoli.

1.5 Bibliografia

- [1] Indirizzo internet: <http://sci.esa.int/home/smart-2/index.cfm>
- [2] Indirizzo internet: <http://sci.esa.int/home/lisa/index.cfm>
- [3] ESA Report; “LISA Laser Interferometer Space Antenna–Concept and Feasibility Study Report”.
- [4] Indirizzo internet: <http://sci.esa.int/home/darwin/index.cfm>
- [5] ESA Report; “DARWIN The infrared space interferometer – Concept and Feasibility Study Report”, July 2000.
- [6] CNES, “Microscope EPS requirements”, mic-sp-s-4-fe-62-cns, 2002.
- [7] Indirizzo internet:
- [8] Marcuccio S., Serafini L., Nicolini D., Jblivet L., Vandermarcq O., Touboul P., “FEEP system for the Microscope mission”, IEPC-03-279, Proc. 28th International Electric Propulsion Conference, Toulouse, France, 2003.
- [9] Saccoccia Giorgio, “European Electric Propulsion Activities and Programmes”, 35th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, Los Angeles, California, 1999.
- [10] Gonzalez J., Saccoccia G., Berry W., Hechler M., Cornelisse J., Laurance R., Racca G., “Electric Propulsion for ESA Science and Earth Observation Missions”, Proc. Second European Spacecraft Propulsion Conference, 1997.
- [11] Saccoccia G., Gonzalez del Almo J & D.Estublier, “Electric Propulsion: a key technology for space mission in the new millennium”, ESA Bulletin 101, 2000.

