

CONCLUSIONI E SVILUPPI FUTURI

Questo lavoro si inserisce nel contesto del progetto preliminare del sistema di propulsione FEED del satellite Microscope, che prevede lo sviluppo di due configurazioni alternative per il sottosistema di propulsione; nella prima era richiesto l'uso di due propulsori FEED, nella seconda di tre in modo che fosse garantita la ridondanza e quindi una maggior capacità di resistenza ai guasti.

In particolare è stato effettuato lo studio dei requisiti, di configurazione, il progetto e l'analisi delle strutture di supporto dei propulsori e della relativa elettronica di controllo, per entrambe le configurazioni.

Le esigenze della missione scientifica e le caratteristiche innovative del satellite di tipo "drag free" hanno comportato requisiti piuttosto stringenti: peso e ingombro ridotti, resistenza meccanica e soprattutto rigidità molto elevata.

Lo studio della configurazione è stato condizionato dalla particolare scelta delle direzioni di spinta degli emettitori FEED (e quindi dalla disposizione dei moduli propulsori del Centospazio), e dalla ricerca della maggior modularità possibile in modo da riadattare il progetto delle strutture di supporto, con poche modifiche, a nuove esigenze, come ad esempio la definizione di nuove direzioni di sparo o altre missioni. Per questo la struttura dei propulsori è stata scomposta in due gruppi principali; il primo ha il compito di garantire il supporto e l'allineamento dei propulsori, il secondo alloggia le componenti elettroniche. In origine si pensava di poter derivare la configurazione con tre emettitori semplicemente "scalando" l'altra, ma la diversa richiesta di tolleranza al guasto e la maggior complessità della disposizione dei moduli hanno costretto a geometrie e strategie progettuali leggermente diverse.

Per le analisi meccaniche sono stati sviluppati modelli agli elementi finiti molto dettagliati di tutti i componenti delle strutture, sebbene per alcuni e in particolare le schede elettroniche, sia stato necessario ricorrere a forti schematizzazioni, in mancanza di informazioni sufficienti sul loro comportamento meccanico. Il più vincolante dei requisiti meccanici si è rivelato quello sulla rigidità complessiva delle strutture (prima frequenza propria di vibrazione oltre i 400Hz)

che ha costretto a molte modifiche e iterazioni tra la fase progettuale e quella di verifica, prima che fosse raggiunta la compatibilità tra tutti i vincoli del progetto.

Nell'analisi strutturale è essenziale definire una distribuzione dei carichi il più realistica possibile e disporre di tecniche di calcolo capaci di darne una adeguata descrizione matematica. Per questo si è scelto di applicare, per il calcolo dello stato di sollecitazione delle strutture, il metodo di Miles, che permette di considerare contemporaneamente le azioni statiche o quasi statiche e quelle dovute a carichi vibrazionali variabili casualmente, attraverso una loro combinazione che porta alla definizione di una serie equivalente di condizioni di carico statico. I risultati dei calcoli mostrano che le strutture sono congruenti con le specifiche dal punto di vista del comportamento meccanico.

Questo studio ha messo in evidenza come le specifiche costituissero un insieme sovrabbondante di vincoli che di fatto non è stato possibile soddisfare appieno, anche per le considerazioni contenute nel prossimo paragrafo, e che ha impedito il rispetto dei limiti di peso delle configurazioni. Per quella con tre emettitori è stato necessario, soprattutto per i problemi derivanti da una componentistica elettronica non ottimizzata, eccedere anche i limiti d'ingombro.

6.1 Conclusioni

Dall'analisi delle specifiche tecniche, emanate dal CNES, risulta evidente come fosse sentita di primaria importanza, l'esigenza di ottimizzare il consumo di propellente durante la missione. È questa una prassi tipica delle applicazioni spaziali, in cui il peso gioca un ruolo fondamentale e, in particolare, il peso del propellente rappresenta una frazione importante di quello totale. L'esito di questa assunzione è stato quello di porre a cardine del progetto del sistema propulsivo, le direzioni di spinta degli emettitori che rendono minimo il consumo di propellente, relativamente alle esigenze della missione. La necessità di riservare lo spazio interno del satellite all'esperimento e quindi di spostare il più possibile all'esterno le masse dei sottosistemi, e in particolare dei propulsori, ha comportato la richiesta di particolare resistenza meccanica e rigidità per questi componenti.

Fin dalle prime soluzioni studiate è risultato chiaro come questi vincoli fossero in opposizione a quelli di peso e ingombro e, come osservato nel quarto capitolo sul progetto delle configurazioni, costringessero allo sviluppo di strutture di supporto, per le due configurazioni, complesse e difficilmente ottimizzabili. Unitamente alla difficoltà, incontrata dalle società incaricate della progettazione della parte elettronica, di fornire componenti leggere e con dimensioni contenute, non è

stato possibile rispettare i limiti di peso e nel caso della configurazione a tre emettitori nemmeno quelli di ingombro, mentre tutti i requisiti meccanici sono stati soddisfatti.

La principale conclusione che ci sembra di poter trarre da questo lavoro è che, nel caso dell'uso di propulsori elettrici a bassa spinta ed alto impulso specifico nei quali il peso del propellente usato nel corso della missione è limitato (inferiore al chilo), sia più conveniente, dal punto di vista della riduzione dei pesi, la ricerca della semplificazione delle strutture che non l'ottimizzazione dei consumi o almeno uno studio combinato dei due fattori. Nel caso di Microscope risulta infatti che il propellente rappresenta una frazione del peso totale inferiore al 3% e anche escludendo l'elettronica di controllo e le relative strutture non si arriva al 8%. Poiché i propulsori sono già il prodotto di uno sforzo di miniaturizzazione e ottimizzazione dei pesi così come le componenti elettroniche, gli unici "guadagni" di peso sono possibili con una riduzione della massa delle strutture. Nel caso del progetto di moduli multipropulsori può quindi essere conveniente scegliere per i singoli moduli propulsori posizionamenti compatibili con geometrie semplici e razionali delle strutture di supporto, tali cioè da eliminare la necessità di elementi di rinforzo o soluzioni costruttive complesse conseguenza delle necessità di montaggio o resistenza.

Relativamente alle esigenze del progetto Microscope è invece risultato come i requisiti inizialmente posti, conseguenza della prima pianificazione del progetto, rappresentino un insieme di vincoli sovrabbondanti e non raggiungibili contemporaneamente. Solo dopo l'allentamento di alcuni di essi è stato possibile raggiungere soluzioni coerenti con gli obiettivi; soprattutto nel caso della configurazione con tre emettitori nella quale è più critico l'orientamento degli emettitori stessi e le richieste di resistenza ai guasti e ridondanza costringono alla duplicazione delle componenti elettroniche. Se in particolare si è scelto di eccedere i limiti di peso e ingombro è anche perché c'è motivo di ritenere che i problemi incontrati con l'elettronica potrebbero essere superati con una migliore integrazione ed ottimizzazione dei vari componenti delle schede; questo potrebbe avvicinare la configurazione con due emettitori ai limiti di peso previsti dalle specifiche e riportare quella a tre senz'altro negli inviluppi previsti.

Va anche detto che la scelta di non rinunciare alla resistenza meccanica prevista, ha impedito ulteriori alleggerimenti e anzi ha portato allo sviluppo di soluzioni robuste. Come detto la più gravosa di queste condizioni si è rivelata quella di avere una prima frequenza propria di vibrazione superiore ai 400Hz. Questo è conseguenza sia delle condizioni di lancio che del modo in cui i propulsori vengono fissati sul satellite. L'analista di missione ha infatti ritenuto che per evitare che i

propulsori vengano portati in risonanza dalle vibrazioni indotte dal lanciatore e che trasmettano amplificati questi carichi al satellite, la rigidità dei propulsori stessi debba essere garantita. Se questo limite fosse stato meno elevato, pur senza ridurre il senso della conclusione più generale del periodo precedente, le strutture sarebbero state più leggere.

La proposta, fatta al CNES, di una nuova disposizione degli emettitori, con assi di spinta tra loro perpendicolari, in modo da permettere una più razionale progettazione delle strutture dei propulsori, sebbene ritenuta valida e nella direzione della ricerca della configurazione di minimo peso, non è stata ritenuta congruente con le esigenze del sistema di controllo d'assetto.

6.2 Sviluppi futuri

Una volta definita la nuova componentistica elettronica sarà possibile riportare la struttura entro i limiti di spazio concessi e, come detto nel quarto capitolo, ottenere un certo recupero di peso; sarà invece necessaria una migliore definizione del comportamento meccanico delle schede elettroniche.

Questi componenti hanno infatti richiesto le più forti schematizzazioni, quando si è dovuto procedere alla costruzione del modello numerico.

Sempre per la verifica della bontà della modellazione FEM e dei metodi di calcolo adoperati sono attese le sperimentazioni sugli esemplari di prova.

Va anche ricordato che non è stata eseguita una verifica diretta dei collegamenti filettati e delle saldature e che quindi anche queste operazioni sono rimandate alla prossima fase di progettazione dettagliata.

La comprensione delle problematiche relative al progetto Microscope permetterà lo sviluppo delle tecnologie per il controllo di precisione dei satelliti ed è prevedibile, nel breve termine, un ruolo di primo piano per la propulsione FEED.