

Una piattaforma spaziale per satelliti della classe “micro”

P.D. Tromboni, M. Marchetti, J. Leofanti, G. Pulvirenti, C. Simonelli, M. Sgubini

Dip. Ing. Aerospaziale ed Astronautica, Via Eudossiana 18, 00184 Rm, Italy

Tel. +39 06 44585800; mail: mario.marchetti@uniroma1.it

Abstract

In questo lavoro viene presentato lo studio che ha portato alla realizzazione della piattaforma micro-satellitare *Desat* sviluppata presso il Dipartimento di Ingegneria Aerospaziale ed Astronautica (DIAA) dell'Università di Roma “La Sapienza”. Il *Desat* è una piattaforma multi-purpose della classe *micro*, con un'ampia capacità volumetrica che consente di allocare payloads di tipologie differenti. Tra gli scopi della prima missione è la qualifica spaziale della piattaforma micro-satellitare. Sono stati effettuati vari studi utilizzando codici di calcolo differenti per le analisi di tipo termo-strutturale e per lo studio del sistema di controllo d'assetto. Un'attenzione particolare è stata rivolta alla realizzazione dei pannelli solari e alla modellizzazione dei suoi meccanismi di apertura. E' stata effettuata una campagna di prove sperimentali per la caratterizzazione dei materiali e di alcuni elementi strutturali ritenuti critici. La parte riguardante i meccanismi di apertura dei pannelli solari verrà testata nel simulatore spaziale SAS disponibile presso i laboratori del DIAA. La costruzione della piattaforma è in fase avanzata e sarà presto disponibile per l'effettuazione delle prove di qualifica previste dal lanciatore russo Dnepr, su cui è previsto il primo lancio.

Introduzione

Nel panorama spaziale internazionale è ormai una realtà la filosofia delle missioni dei piccoli satelliti che può essere dichiarata come un approccio essenzialmente di tipo design-to-cost, all'interno di costi severi, programmi stringenti e, ove possibile, con un singolo obiettivo di missione [1], [2]. Tale filosofia si riassume nello slogan coniato dalla NASA “Cheaper, faster and better”. La comunità scientifica ed industriale ha dimostrato negli ultimi anni un interesse via via crescente per le piccole missioni basate sull'impiego di micro e nano-satelliti. In particolare è oggi possibile concepire una missione che preveda l'integrazione di costellazioni di piccoli satelliti orbitanti in formazione.

In questo scenario è stata concepita ed è maturata l'idea di *Desat* come piattaforma spaziale capace di operare in linea con l'attuale crescente tendenza allo sviluppo di micro-satelliti, nell'intento di impersonare un ruolo che attualmente non è rivestito da alcuna azienda a livello nazionale se non per satelliti di classe superiore. Il *Desat* si propone come banco di prova per testare nuove tecnologie emergenti, i cui benefici sociali ed economici, legati alla riduzione dei costi di missione e alla possibilità di ricorrere a piccoli ma coesi gruppi di progettazione, rappresentano la vera attrattiva per le attività universitarie e per gli istituti di ricerca. In particolar modo lo sviluppo di micro-satelliti permette al progettista il coinvolgimento diretto in ogni fase di progetto con la possibilità di acquisire una visione ampia e globale delle problematiche legate alla progettazione.

La struttura

Per poter considerare una piattaforma satellitare appartenente alla classe “micro” è indispensabile disporre di un requisito in massa compreso tra 10 e 100 Kg, range nel quale il *Desat* si attesta pienamente con i suoi 80 Kg di massa totale massima. Il *Desat* ha una struttura parallelepipedica, basata sul concetto di design del box rinforzato, di dimensioni pari a 468x468 [mm] di base, 680 [mm] di altezza, con una struttura *multi purpose*, quasi completamente realizzata in composito ad elevate prestazioni, avente un rapporto tra massa strutturale su massa totale pari al 14%.

L'ossatura è costituita da 4 elementi verticali (montanti) in laminato di carbonio e da due superfici orizzontali in sandwich ibrido (core in honeycomb ventilato di alluminio e pelli in laminato di carbonio) poste alle due estremità della struttura, vincolate ai montanti mediante incollaggio di 4 fazzoletti in alluminio lavorati di macchina. L'incollaggio è effettuato utilizzando resine epossidiche ad elevata temperatura di esercizio. Il taglio sulla struttura è chiuso mediante 4 pannelli sandwich in lega leggera (core in alluminio ventilato e pelli in alluminio). Ulteriori elementi strutturali sono stati utilizzati per irrigidire ove necessario la struttura, incrementandone le frequenze naturali e la capacità di resistenza a taglio.

La stessa struttura è stata analizzata in varie configurazioni, differenti in peso e in rigidità, ed è stata verificata sotto differenti condizioni di carico al fine di identificarne i limiti in funzione di essi. E' stata individuata una configurazione in grado di resistere all'involuppo dei carichi statici di due differenti lanciatori (il russo Dnepr e l'europeo Asap5), sia in termini statici sia dinamici. In questo lavoro saranno presentate due sole configurazioni, che identificano i limiti inferiore e superiore della struttura in termini di peso o resistenza, sotto l'effetto dei carichi imposti dal lanciatore Dnepr. La tabella 1 riporta i carichi statici presi in considerazione [3].

Sorgente del carico	Longitudinale (Z)	Laterale (X ;Y)
Trasporto	± 0.4	-1 ± 0.7
Distacco stadi lanciatore	7.8 ± 0.5	± 0.8

Tabella 1: carichi quasi-statici e dinamici massimi imposti dal lanciatori Dnepr.

La prima configurazione prevede una massa totale di circa 45 Kg, di cui 26 Kg non strutturale distribuita uniformemente sui pannelli laterali. I pannelli solari sono vincolati alla struttura a mezzo di una sola cerniera disposta sull'asse longitudinale del pannello.

La seconda configurazione prevede una massa totale di circa 80 Kg, di cui circa 11 Kg di massa strutturale. La massa non strutturale è stata considerata distribuita sui pannelli laterali (7.5 Kg per ogni pannello laterale) e sui pannelli top e bottom (circa 14 e 21 Kg rispettivamente). La rigidità dei pannelli solari è stata incrementata utilizzando due cerniere per l'ancoraggio al pannello laterale. Questa variazione ha comportato una rivisitazione della configurazione per i meccanismi di dispiegamento del pannello al fine di individuare la posizione ottimale per il raggiungimento di requisiti dinamici opportuni, nel rispetto dei vincoli geometrici imposti dall'uso di inserti di connessione tra i vari elementi strutturali.

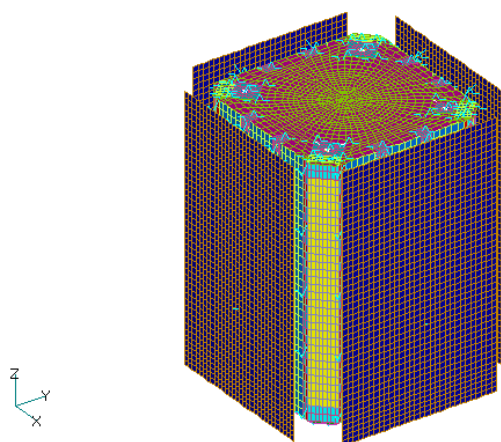


Figura 1: modello FEM del Desat in configurazione di lancio con i pannelli solari ripiegati.

Al fine di procedere alle verifiche statiche e dinamiche della struttura sono stati realizzati vari modelli FEM (Finite Element Method) utilizzando il codice NASTRAN®.

I requisiti dinamici sulle frequenze proprie della piattaforma Desat sono stati oggetto di un'attenta analisi al fine di rendere la piattaforma quanto più possibile integrabile in diversi lanciatori. La tabella 2 riporta i requisiti in frequenza nelle due configurazioni esaminate.

Frequenze [Hz]	
Prima configurazione	Seconda configurazione
30.90	38.27
30.91	39.12
31.11	60.16
31.12	62
52.49	62.75

Tabella 2: prime frequenze naturali del Desat nelle due configurazioni studiate.

Per le verifiche statiche sono stati considerati dimensionanti i carichi del Dnepr, i cui conseguenti sforzi agenti sui principali elementi strutturali sono sintetizzati nella tabella 3. Oltre ai fattori di sicurezza applicati sul carico trasferito all'interfaccia satellite-lanciatore e differenziati in funzione delle fasi di pre-lancio e lancio (2 per le fasi di trasporto, 1.5 per la fase di lancio antecedente il distacco del primo stadio del lanciatore, 1.3 per le fasi successive al distacco del primo stadio) sono stati applicati ulteriori fattori di sicurezza ove ritenuto necessario.

Component	Material	Safety factor	Limit stress (MPa)	Max stress (MPa)	MOS
Horizontal Plate Top P/F	CFRP	1.25	----	0.608 (MFI)	---
	H/C 5052 P20	1.25	2.05 (shear)	1.984 (shear)	0.033
Horizontal Plate Bottom P/F	CFRP	1.25	----	0.21 (MFI)	---
	H/C 5052 P10	1.25	2.05 (shear)	0.322 (shear)	>2
Lateral panels (envelope)	2024-T81	1.25	379.2	16.09	>2
	H/C 5056 P10	1.25	0.91 (shear)	0.071	>2
Solar Panels (envelope)	CFRP	1.25	----	0.26 (MFI)	---
	H/C 5056 P10	1.25	0.91(shear)	0.034 (shear)	>2
spars	CFRP	1.25	----	0.18 (MFI)	---
Brackets (envelope)	2024-T81	1.25	379.2	65.99	>2
Elle profiles	CFRP	1.25	----	0.3 (MFI)	---
S/C Interface Pad (envelope)	2024-T81	1.25	379.2	15	>2

Tabella 3: margins of safety (MOS) e maximum failure index (MFI) dei principali elementi strutturali del Desat nella seconda delle configurazioni esaminate.

I pannelli solari

Il sottosistema di alimentazione del sistema di potenza è costituito da quattro pannelli solari dispiegabili, che una volta in configurazione di volo sono disposti a 90° rispetto al corpo del satellite, complanari al piano top della piattaforma. La struttura è interfacciata al bus attraverso l'utilizzo di due cerniere, due snubber ed un restrain release nella configurazione di lancio e dalle sole due cerniere bloccate durante la fase operativa.

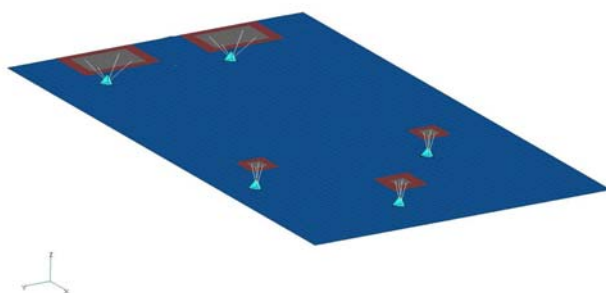


Figura 2: modello FEM utilizzato per lo studio termo-strutturale del pannello solare.

Vista la natura del Desat, ovvero la versatilità d'impiego mantenendo inalterato l'intero sistema per diverse missioni con carichi utili differenti, è stato progettato un sottosistema di potenza che permette un vasto range di utilizzo in termini di potenza fornita. Considerando un fattore di impacchettamento tra l'85 e il 90 %, un'efficienza delle celle solari pari al 26.8 % ad inizio vita (B.O.L – Begin Of Life) e pari al 22.5 % a fine vita (E.O.L.- End Of Life) è stata calcolata per ciascun pannello una potenza di 98.7 W e di 82.9 W rispettivamente, nella condizione di massima insolazione.

Il pannello solare ha dimensioni di 72x43 cm. La struttura è un sandwich con pelli in composito e core in alluminio. Sono state impiegate due diversi tipi di prepreg (CFRP) per impiego spaziale con fibre ad alto modulo per la realizzazione delle pelli ed un honeycomb preforato dello spessore di 10 mm. Sul pannello sono state collocate le celle solari interponendo uno strato di Kapton (50 µm). Sia per l'incollaggio delle celle solari che del kapton sono stati utilizzati degli adesivi siliconici specifici per impieghi spaziali e adatti a sopportare condizioni operative con ampie escursioni termiche e basso outgassing.

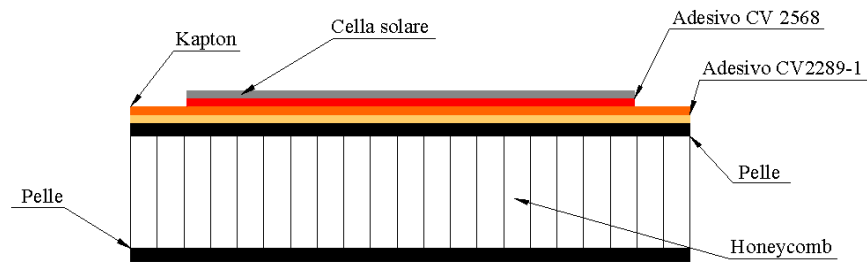


Figura 3: disegno schematico della sezione del pannello solare.

Sono state condotte una serie di analisi che hanno riguardato la dinamica, la statica e il comportamento termo-strutturale del pannello. E' stato inoltre effettuato un confronto tra diverse sequenze di laminazione atto ad ottenere il miglior compromesso in termini di rigidità e peso della struttura, al fine di ottenere un comportamento globale confrontabile con quello di un materiale isotropo. La laminazione scelta è mostrata in tabella 4.

Sequenza di Laminazione			
Layer	Materiale	Angolo	Spessore (m)
1	Tessuto 0°/90°	0°	0.000125
2	Unidirezionale	0°	0.00012
3	Unidirezionale	60°	0.00012
4	Unidirezionale	120°	0.00012
5	Tessuto 0°/90°	0°	0.000125
6	H/C 3/16-5056-0.001	0°	0.01
7	Tessuto 0°/90°	0°	0.000125
8	Unidirezionale	120°	0.00012
9	Unidirezionale	60°	0.00012
10	Unidirezionale	0°	0.00012
11	Tessuto 0°/90°	0°	0.000125

Tabella 4: sequenza di laminazione del pannello solare.

E' stato studiato il pannello dal punto di vista strutturale nella configurazione chiusa, mentre l'analisi termica è stata fatta nella configurazione di volo. L'analisi strutturale è stata suddivisa in tre parti: la prima prevede la modellizzazione dell'honeycomb, la seconda è relativa allo studio delle frequenze modali del pannello e l'ultima, estrapolando i risultati di simulazioni numeriche di prove sinusoidali sull'intera piattaforma, è rivolta alla determinazione dei carichi agenti sul pannello. L'analisi termo-strutturale, affrontata in condizioni stazionarie e non stazionarie ha permesso di determinare le distribuzioni di temperatura all'interno del pannello e i conseguenti sforzi interlaminari.

Inoltre è stata condotta un'analisi sperimentale per caratterizzare e validare il comportamento degli adesivi utilizzati per l'incollaggio, sia del kapton al substrato del pannello solare, sia delle celle solari al kapton stesso.

Un prototipo del pannello, sul quale sono state effettuate prove preliminari sull'efficienza delle celle sia in termini di degradazione dovuta all'assemblaggio sia di caduta di potenziale a seguito della realizzazione delle interconnessioni è mostrato in figura 4.

I meccanismi

I meccanismi di apertura del pannello solare (SAMS, Solar Array Mechanisms) sono stati sviluppati in collaborazione con il "Grupo de Tecnologia Aeroespacial" dell'Universidad Tecnológica Nacional, Facultad Regional Haedo (Buenos Aires, Argentina) [5]. I SAMS sono stati studiati per sostenere i pannelli solari del Desat durante le fasi di lancio nella configurazione ripiegata e durante la fase orbitale in configurazione dispiegata a 90 gradi rispetto al corpo del satellite. Tutti i componenti sono in grado di resistere all'applicazione simultanea dei carichi quasi-statici di qualifica, dei carichi termici e di quelli legati all'ambiente orbitale. Per permettere un corretto collegamento tra le strutture della piattaforma ed i pannelli solari sono stati scelti i seguenti componenti:

- a) cerniere
- b) Restrain / Release Mechanism
- c) Snubbers e Push off Springs



Figura 4: pannello solare di prova realizzato per testare le proprietà elettriche delle celle e le proprietà meccaniche dell'incollaggio.

I meccanismi sono realizzati in leghe metalliche, alluminio e titanio, quasi completamente non magnetici e con caratteristiche outgassing in grado di garantire una perdita in peso inferiore all'1% T.W.L. e 0.1% CVM. Le parti metalliche sono resistenti alla corrosione e sono compatibili con i principali materiali protettivi.

a) Cerniere

Per permettere al pannello solare di dispiegarsi in orbita è stato ritenuto opportuno utilizzare delle cerniere convenzionali, basate sul semplice concetto del cuscinetto sferico e della molla torsionale. La molla rilascia l'energia necessaria al dispiegamento del pannello e gli permette di raggiungere la sua posizione finale. Le cerniere permettono l'assorbimento dell'energia trasferita dal pannello solare in configurazione di lancio. Il margine di coppia della cerniera deve essere maggiore di 3.5 nel caso peggiore. La figura 5 mostra la geometria della cerniera.



Figura 5: vista dall'alto della cerniera utilizzata nel Desat.

b) Restrain/Release Mechanisms

Il sistema di rilascio del pannello solare scelto per il Desat consiste in un meccanismo chiamato RESUME (Restrain Release Using Melting Wire), già testato nella STS 108, che può essere usato per piccoli e mini satelliti dal momento che è in grado di resistere a carichi di pretensionamento piuttosto elevati.

Nella figura 6 viene mostrato un disegno schematico di questo componente.

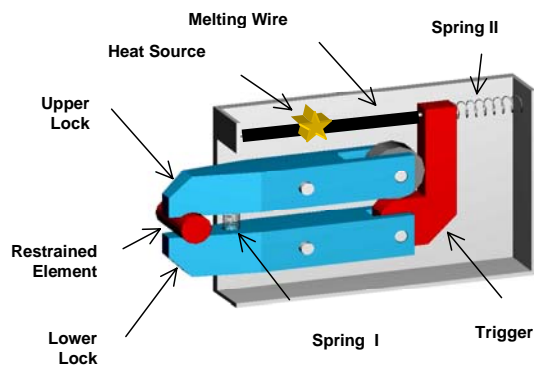


Figura 6: disegno schematico di un R/R Mechanism.

In condizioni operative il funzionamento del R/R si basa sulla rottura di un cavo che raggiunge il punto di fusione. Il riscaldamento del cavo avviene a mezzo dell'effetto Joule prodotto dalla dissipazione di corrente in una resistenza elettrica. A seguito della rottura del cavo la molla (spring II in figura) agisce su un trigger liberando un lock, il quale ruota rendendo possibile il rilascio degli elementi precedentemente vincolati. Questa soluzione presenta caratteristiche che l'hanno resa adeguata alle esigenze del Desat e che possono essere riassunte nella tabella 5.

Item	Desat R/R
Safety requirements	Low
Explosive materials	No
Reusable	Yes – replacing Meting Wire (MW)
Ground verified Hardware	Yes – but last installed MW
Life cycles	Hundreds w/o any kind of degradation
Reliability	No failure recorded

Tabella 5: principali caratteristiche di un R/R utilizzato nel Desat.

c) Snubbers

Il compito principale dello snubber, mostrato in figura 7, è quello di trasferire il carico dal pannello solare alle pareti laterali della piattaforma, ridurre i carichi agenti sul pannello solare e aumentare le sue frequenze naturali. Gli snubbers scelti per l'accoppiamento con i R/R utilizzati includono una molla (push off spring) capace di aumentare l'affidabilità nel dispiegamento del pannello solare. Tale meccanismo è stato opportunamente studiato e già utilizzato per altri satelliti (Amigo, SAC-1, SAC-A, SAC-B and SAC-C).

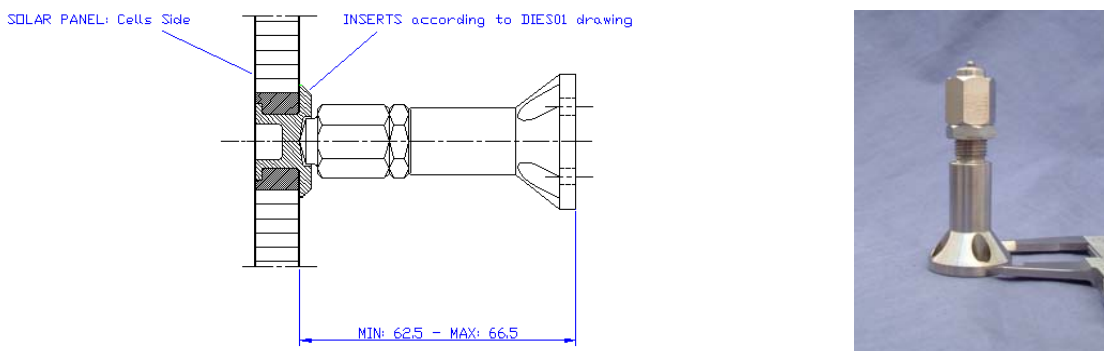


Figura 7: immagini dello snubber utilizzato nel Desat.

La disposizione geometrica e le caratteristiche di ciascun componente del sistema di rilascio dei pannelli solari si basa su molteplici fattori come la massa del pannello solare e le sue caratteristiche inerziali, i vincoli statici (sui massimi carichi applicabili) e dinamici (sulle frequenze), la disponibilità e la tipologia dei punti di ancoraggio ecc. [6], [7]. Ogni pannello solare deve avere due tipi differenti di cerniere: una che sopporti il carico assiale e una che sia passiva rispetto

ad esso. Inoltre deve possedere uno snubber e due restrain release, come mostrato nella figura 8. Un magnetometro provvede alla valutazione dell'angolo di dispiegamento del pannello solare rispetto alla piattaforma.

Tale configurazione non è la sola in grado di soddisfare i requisiti desiderati, ma è quella che tra quelle considerate fornisce costi e masse minori. E' stata presa in considerazione una seconda configurazione che prevedeva l'uso di una sola cerniera, ma è stata ritenuta non pagante. Infatti, la diminuzione della rigidità del pannello solare, conseguente all'adozione di una sola cerniera, avrebbe comportato un relativo incremento degli stress, per la riduzione dei quali sarebbe stato necessario ricorrere a soluzioni differenti come l'introduzione di due snubbers aggiuntivi.

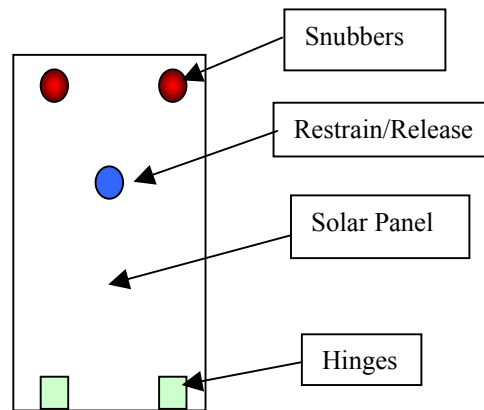


Figura 8: vista frontale schematica di un pannello solare. E' visibile la disposizione dei meccanismi necessari al dispiegamento del pannello solare in orbita.

La massa dei meccanismi presenti nella configurazione prescelta è riassunta nella tabella 6.

Item	Quantity	Unit Mass [grams]	Subtotal mass [grams]
Hinge w/o Microswitch/Magnetometer	2	175	350
Restrain / Release Mechanism	1	50	50
Snubbers with Push off Springs	2	40	80
TOTAL MASS by PANEL			480 grams

Tabella 6: mass budget dei meccanismi presenti su ciascun pannello solare.

Missione e controllo d'assetto

La prima missione del Desat prevede lo svolgersi delle seguenti fasi:

- Detumbling
- Acquisizione dell'assetto
- Mantenimento dell'assetto

La piattaforma opererà su di un'orbita LEO definita dai seguenti parametri orbitali:

Altezza: [500-600 Km] nominale 550 Km
 Inclinazione: [45.0-55.0°] nominale 50.5°
 Semiasse maggiore: nominale 6928 Km
 Eccentricità: 0°

La velocità orbitale sarà di 7.585 Km/s ($1.095 \cdot 10^{-3}$ rad/s) mentre il periodo dell'orbita sarà di 5739 secondi. Il metodo di stabilizzazione scelto è quello a 3 assi nadir-pointing. Tale stabilizzazione permette di sfruttare eventuali particolari geometrie della piattaforma (appendici esterne come boom telescopici [8], [9]) per ottenere una stabilizzazione passiva tramite *gravity gradient*, la quale si presta alle esigenze di tutte le varie fasi della missione utilizzando semplici attuatori di media potenza. Il controllo d'assetto verrà attuato con una ruota d'inerzia sull'asse di pitch, ed un magneto-torque su ognuno dei tre assi. Tali attuatori magnetici avranno un funzionamento ad impulsi e potranno fornire quindi solo 3 valori del momento di dipolo: m, 0, -m. Due di loro (quelli posti sugli assi di roll e di yaw), avranno anche il compito di contrastare la coppia frenante sulla ruota ogni qualvolta essa raggiungerà la velocità

critica e debba essere quindi desaturata. L'impianto sensoriale sarà costituito da un sistema basato su interferometria GPS di controllo di assetto, ridondato con un magnetometro triassiale, un Coarse - Sun - Sensor e un blocco di giroscopi al quarzo.

Detumbling:

La legge di controllo scelta per questa fase è:

$$\vec{\eta} = k \frac{\vec{\omega} \times \vec{B}}{|\vec{B}|} \quad \text{con} \quad m_x = \begin{cases} 0 & \text{se } |\eta_x| \leq \eta_s \\ \bar{m} \operatorname{sgn} \eta_x & \text{se } |\eta_x| > \eta_s \end{cases}$$

Stessa cosa per le bobine poste lungo gli assi y e z.

Acquisizione dell'assetto:

Terminato il detumbling, il satellite raggiunge una delle posizioni d'equilibrio imposte dal gradiente di gravità. La fase operativa del Desat prevede che l'asse di yaw (verticale locale) sia coincidente con l'asse longitudinale (asse z) della piattaforma, sia esso rivolto verso lo spazio aperto o verso la Terra. Se la configurazione del Desat risultasse rovesciata rispetto a quella nominale, il controllo dovrebbe intervenire facendo compiere al satellite una rotazione di 180° rispetto, ad esempio, l'asse di pitch. Conoscendo la legge che regola la dinamica del pitch, le condizioni iniziali e finali, la fase può essere compiuta a ciclo aperto, ad esempio attraverso una manovra di tipo "Bang-Zero-Bang".

Mantenimento dell'assetto nominale:

1. Asse di Pitch. La perturbazione complessiva che agisce sull'asse di pitch, a cui deve quindi far fronte la ruota d'inerzia, è costituita principalmente dalla coppia aerodinamica il cui valore è stato valutato compreso tra $2.3 \cdot 10^{-5}$ Nm e $1.8 \cdot 10^{-6}$ Nm a secondo delle fasi di volo. Per ridurre l'errore del puntamento viene utilizzata la ruota d'inerzia; la ruota deve generare una coppia circa dello stesso ordine di grandezza di quella perturbativa.
2. Assi di Roll e Yaw. Per mantenere l'assetto acquisito occorre compensare coppie (principalmente pressione di radiazione solare) la cui massima intensità è dell'ordine di 10^{-6} Nm. Le coppie di controllo generate dagli attuatori magnetici avranno la forma $M_i(t) = m_i B(t) \sin \alpha_i$ dove α_i indica l'angolo tra la normale alla spira e B il campo magnetico locale. Considerando che alla quota considerata il campo magnetico ha intensità di circa $30 \mu\text{T}$, serviranno momenti di dipolo minimi di circa 0.035Am^2 (ma per avere dei tempi di utilizzo accettabili sono necessari almeno 2Am^2). Per assicurare una desaturazione ed un detumbling rapidi, si è scelto di utilizzare 12Am^2 .

Per ottenere una progettazione più precisa del sistema di controllo, e per testarne la reale efficacia nelle diverse fasi della missione del Desat, è stato costruito un modello che simulasse la dinamica d'assetto del satellite. A tal scopo è stato implementato un modello Simulink del tipo LTV (Lineare Tempo Variante), che riproduce la dinamica linearizzata intorno ad un punto di equilibrio, tenendo conto di eventuali variazioni sulla geometria del sistema.

Il modello provvede alla generazione delle principali coppie di disturbo (aerodinamica e solare, mentre il gradiente di gravità viene inserito direttamente nelle equazioni della dinamica) e del campo magnetico punto per punto.

Nel modello è stato inserito il sistema di controllo: per il pitch una ruota alimentata con una tensione controllata da una legge proporzionale-derivativa; per roll e yaw degli attuatori magnetici, controllati da una logica di controllo, sempre di tipo proporzionale-derivativa, ma che considera il funzionamento ad impulsi dei magneto-torques, e che tiene conto anche del campo magnetico locale. La dinamica della ruota e l'azione delle magneto-torques sono simulate da appositi sottosistemi. Sui rami di retroazione sono stati introdotti dei generatori di rumore per simulare gli errori dei sensori, del sistema di determinazione dell'assetto e del modello del campo magnetico. È stato introdotto anche un ritardo sulla linea di comando per tenere conto dei ritardi nel sistema di controllo e negli attuatori.

Uno schema del sistema viene riportato nella figura 9.

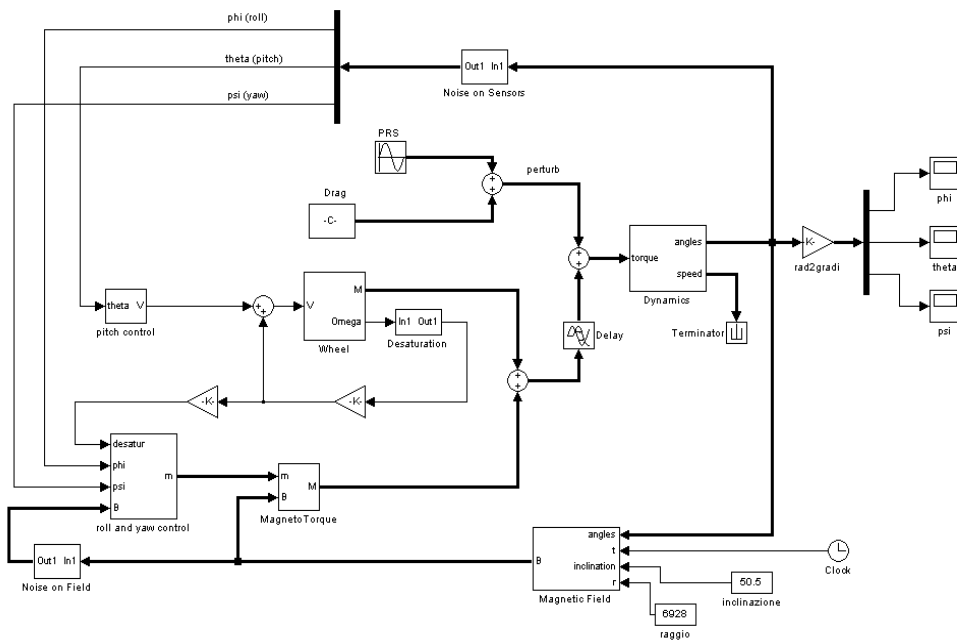


Figura 9: Schema a blocchi del controllo d'assetto.

Gli andamenti per i tre angoli di roll, pitch e yaw durante l'assetto nominale sono riportati nella figura 10.

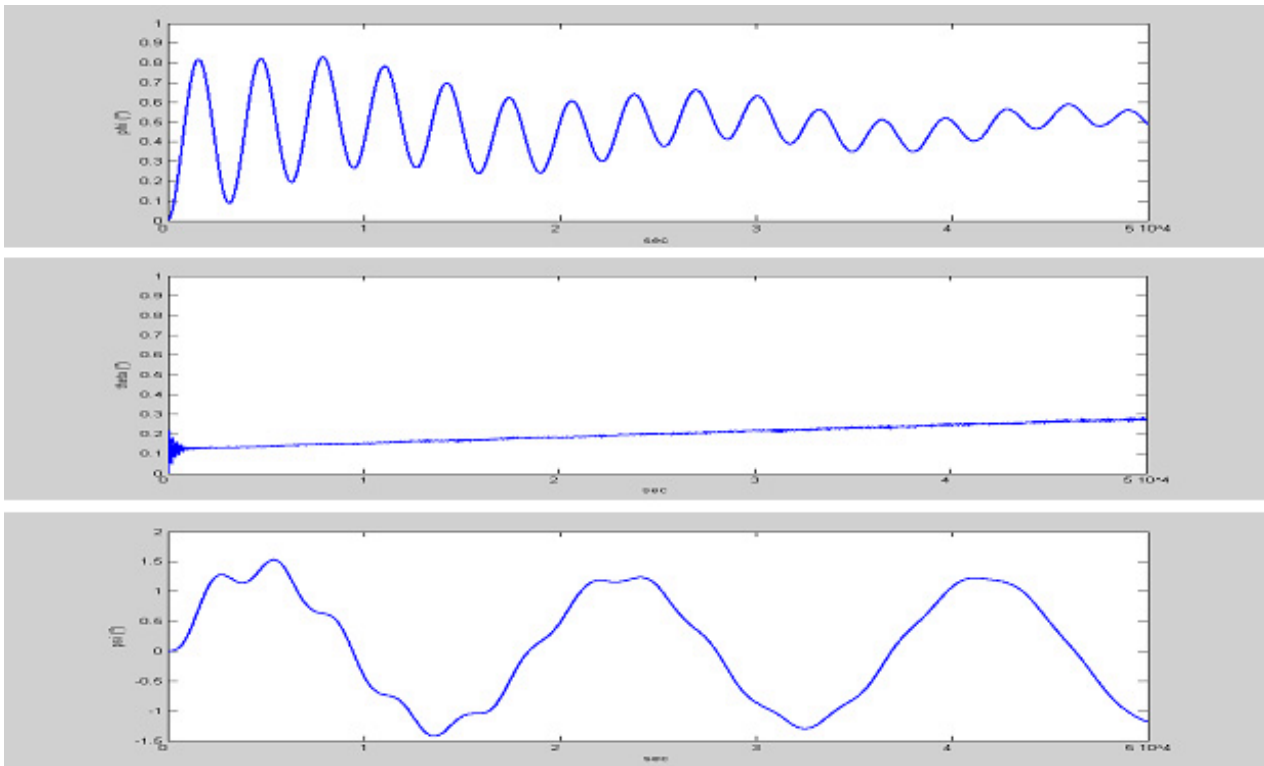


Figura 10: Dinamica degli angoli di roll, pitch e yaw, durante l'assetto nominale.

Osserviamo per l'angolo di pitch una pendenza media ma costante, dovuta alla perdita di efficienza della ruota d'inerzia, man mano che ci si avvicina alla saturazione. Dalla figura 11 osserviamo come il problema venga risolto desaturando la ruota con una coppia frenante contrastata dagli attuatori magnetici.

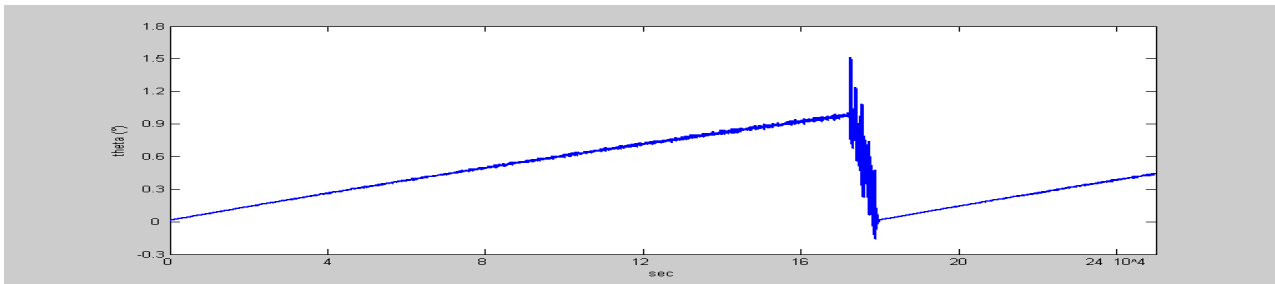


Figura 11: Effetto sull'angolo di pitch della desaturazione della ruota d'inerzia.

Controllo termico

Il controllo termico scelto per il Desat è di tipo passivo per contenerne il peso e per non dover impegnare potenze troppo elevate. La stabilizzazione a tre assi in orbita bassa non permette una facile realizzazione di tale controllo, in quanto il satellite viene investito da flussi termici incidenti variabili sia nel periodo orbitale sia in base all'elemento di superficie considerato; inoltre la radiazione solare dipende dalle stagioni e perciò tali flussi variano anche durante l'anno. Quindi l'andamento dei flussi termici incidenti sul Desat è variabile sia nel tempo che nello spazio [10]. Questo sistema di controllo è basato sull'uso di rivestimenti, cioè vernici, coperte termiche e specchi riflettori.

Sia le superfici esterne di tutte le unità elettroniche che la struttura interna del Desat sono state ricoperte con uno strato di vernice nera Z306 al fine di migliorare l'accoppiamento radiativo. Per il controllo all'esterno del satellite sono state utilizzate coperte termiche (MLI, costituite da dieci fogli di mylar alluminizzato con facce esterne in kapton) per tutte le superfici, tranne che in corrispondenza dei magneto-torques (MGTX e MGTY) e delle batterie (BTA), dove sono stati applicati specchi riflettori (SSM), che ne consentono la funzione di radiatori. La scelta dei rivestimenti è stata condotta valutando le proprietà termo-ottiche dei materiali utilizzati dall'inizio della fase operativa della missione (BOL) alla sua fine (EOL).

Le proprietà termo-ottiche dei vari rivestimenti utilizzati nel satellite Desat vengono riportate nella tabella 7:

Materiali	Assorbività α		Emissività ε	
	BOL	EOL	BOL	EOL
MLI	0,44	0,62	0,77	0,77
SSM	0,1	0,2	0,8	0,8
Vernice nera Z306	0,95	0,95	0,9	0,9
Celle Solari	0,91	0,91	0,82	0,82
Titanio	0,52	0,52	0,12	0,12

Tabella 7: caratteristiche termo-ottiche dei rivestimenti utilizzati nel controllo termico del Desat.

Per l'analisi termica del Desat è stato usato un approccio alle differenze finite che consta di due steps. Nel primo step è stato realizzato un modello geometrico (GGM, Geometric Math Model) della piattaforma dal quale, grazie al codice ESARAD, è stato risolto un problema di tipo radiativo e sono stati ricavati i flussi termici, incidenti ed assorbiti dalla struttura, ed i fattori di vista nelle varie fasi di orbitazione. Tali valori sono stati poi utilizzati come input in un secondo step, nel quale, grazie ad un modello termico (TMM, Thermal Math Model) implementato mediante il software ESATAN, sono state ricavate le temperature dei vari nodi del modello (TRP, Thermal Reference Points), che sono state utilizzate per la verifica termica [11]. La filosofia di progetto è riassunta nello schema a blocchi di figura 12.

Allo scopo di effettuare il controllo termico del satellite Desat sono stati effettuati degli studi dedicati ai seguenti aspetti del progetto:

- a. power budget del satellite con identificazione dei vari modi operativi di unità
- b. scelta della configurazione dei pannelli solari per l'orbita nominale scelta.

a) Power Budget

Per calcolare la potenza elettrica totale, necessaria per il funzionamento di tutte le unità elettroniche ed elettriche e del carico utile (payload), si deve tener conto del fatto che alcune unità sono operative solo in determinate fasi della missione, come le telecamere (CCD), le antenne ed alcuni elementi modulari del computer di bordo (OBC).

Sono stati studiati tutti i modi operativi significativi della missione, nei quali si considerano sempre accese le unità per il controllo dell'assetto, cioè la ruota d'inerzia (RW), i magnetotorques (MGT) e il blocco dei giroscopi (Block Gyro). In particolare sono stati considerati i seguenti modi operativi:

- **MISS-Cold**, dove sono considerate spente le telecamere e le antenne per la trasmissione, l'OBC ha RF e VIDEO deck spenti;
- **MISS-Hot**, dove, rispetto al caso precedente, viene accesa la telecamera che punta verso la Terra [CCD (-Z)], e quindi anche il VIDEO deck;
- **MISS-RF**, è il caso in cui il satellite si trova nella finestra di visibilità con la stazione di Terra, in questo caso viene accesa l'antenna C per la trasmissione e ricezione dei dati e quindi anche RF deck;
- **SAFE-HOLD**, questa situazione si verifica nel caso in cui il satellite non riesce più a comunicare con la stazione di Terra, viene quindi accesa l'antenna VHF che funziona da radiofaro.

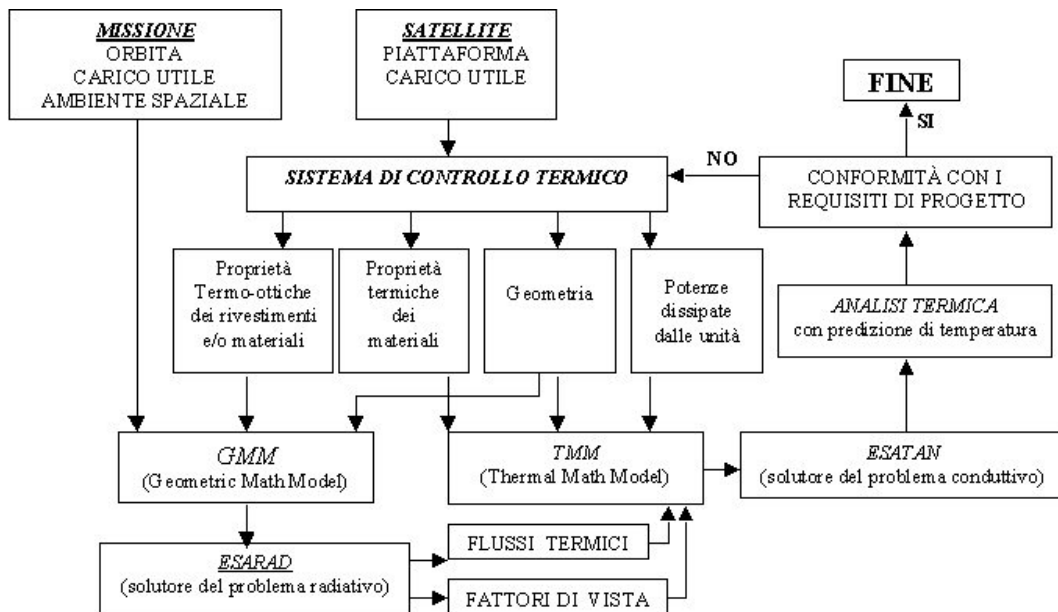


Figura 12: schema a blocchi raffigurante la filosofia di progetto adottata nella progettazione termica.

Il power budget del Desat nelle principali fasi della missione è riassunto nella tabella 8.

Unità	Power (W)			
	MISS-Cold	MISS-Hot	MISS-RF	Safe Hold
MGT (X)	2	2	2	2
MGT (Y)	2	2	2	2
MGT (Z)	2	2	2	2
Block Gyro.	0,3	0,3	0,3	0,3
RW	4	4	4	4
CCD (-Z)	0	0,5	0,5	0
CCD (+Z)	0	0	0	0
Antenna VHF	0	0	0	15
Antenna C	0	0	5	0
OBC	GPS Deck	1	1	1
	RF Deck	0	0	5
	Power Deck	2	2	2
	Computer Deck	1,5	3	3
	Video Deck	0	1,5	1,5
AOCS Deck	1	1	1	1
Totale (W)	15,8	19,3	29,3	47,3

Tabella 8: power budget del Desat nelle principali fasi della missione.

b) scelta della configurazione dei pannelli solari

La scelta della configurazione ottima per i pannelli solari è stata affrontata a partire da considerazioni sulla stima delle potenze necessarie durante la vita operativa del satellite. I due blocchi batterie forniscono l'energia per il corretto funzionamento della piattaforma durante i periodi di eclisse, mentre i pannelli solari provvedono alla generazione di energia nei periodi di illuminazione solare.

Sono state prese in considerazione tre differenti configurazioni (0°, 60°, 90° rispetto al corpo del satellite). Dalle simulazioni svolte è stato desunto che la configurazione a 0° non riesce a generare la potenza necessaria alle esigenze delle diverse fasi operative, mentre le altre due configurazioni sono in grado di generare risultati abbastanza simili in quanto a potenza generata. Tuttavia la configurazione a 90° è stata preferita all'altra in quanto in grado di garantire una ripartizione costante sui quattro pannelli, grazie ad un uguale periodo di illuminamento.

Unità	Limiti di Temperatura operativi (°C)	Limiti di Temperatura non operativi (°C)	Limiti di Temperatura di switch-on (°C)
CCD	-20 ÷ +40	-30 ÷ +50	-30 ÷ +50
MGT	-20 ÷ +50	-20 ÷ +50	-20 ÷ +50
Block Gyro.	-35 ÷ +60	-60 ÷ +100	-60 ÷ +100
RW	-20 ÷ +60	-35 ÷ +70	-35 ÷ +70
OBC	GPS Deck	0 ÷ +40	-20 ÷ +60
	RF Deck	-20 ÷ +40	-30 ÷ +50
	Power Deck	-40 ÷ +85	-40 ÷ +85
	Computer Deck	-40 ÷ +85	-40 ÷ +85
	Video Deck	-40 ÷ +85	-40 ÷ +85
	AOCS Deck	-40 ÷ +85	-40 ÷ +85

Tabella 9: limiti di temperatura considerati per gli apparati presenti all'interno del Desat.

Dalle considerazioni fatte sul power budget è stato possibile individuare i casi dimensionanti dal punto di vista termico, che sono risultati essere il SAFE-HOLD (caso "caldo") e il MISS-COLD (caso "freddo"), vale a dire i modi operativi in cui le potenze dissipate all'interno della piattaforma raggiungono il valore massimo e minimo, rispettivamente. Tuttavia, sono stati esaminati anche i restanti modi, essendo ritenuti di interesse operativo. Infine è stato studiato il caso (STOWED) in cui il satellite, appena separato dal lanciatore e con i pannelli solari ancora in configurazione chiusa, ha tutte le unità spente. Questa analisi, effettuata per il caso stagionale del Solstizio d'Estate, è servita a verificare che la temperatura delle unità non scendesse sotto il limite di switch-on (o start-up).

Per ogni caso analizzato è stata eseguita una analisi termica transitoria ed è stato ricavato l'andamento della temperatura durante il periodo orbitale su ogni nodo termico del modello TMM, analizzando in particolare la temperatura raggiunta a regime dopo trenta orbite. Nel dimensionamento è stato assunto un fattore di sicurezza ΔT pari a $\pm 10^\circ\text{C}$ e si è verificato che le temperature di progetto fossero compatibili con il corretto funzionamento delle unità, confermando la possibilità di adottare un controllo termico di tipo passivo, senza dover ricorrere ad un power budget dedicato al controllo termico stesso.

Si riportano nelle tabelle 10 e 11 le temperature minime e massime ricavate dai casi esaminati.

Caso freddo:

Unità	Stato (on/off)	Equinozio d'Autunno		Equinozio di Primavera		Solstizio d'Estate		Solstizio d'Inverno		limiti minimi di temperatura (°C)
		Tmin-DT (°C)	MINTEMP (°C)	Tmin-DT (°C)	MINTEMP (°C)	Tmin-DT (°C)	MINTEMP (°C)	Tmin-DT (°C)	MINTEMP (°C)	
CCD (+Z)	off	-15	-5	-17	-7	-20	-10	-18	-8	-30
RW	on	-7	3	-10	0	-14	-4	-12	-2	-20
BTA+Y	on		0		0		0		0	0
MGTY	on	-12	-2	-18	-8	-20	-10	-19	-9	-20
MGTX	on	-15	-5	-18	-8	-20	-10	-20	-10	-20
BTA+X	on		0		0		0		0	0
OBC1	on (*)	-4	6	-7	3	-10	0	-9	1	-40
OBC2	on (*)	-8	2	-12	-2	-15	-5	-13	-3	-40
MGTZ	on	-9	1	-12	-2	-15	-5	-14	-4	-20
CCD (-Z)	off	-9	1	-13	-3	-16	-6	-14	-4	-30
Block, Gyro.	on	-12	-2	-16	-6	-19	-9	-18	-8	-35
S/A+Yext	NA	-75	-65	-73	-63	-76	-66	-76	-66	-100
S/A-Yext	NA	-74	-64	-75	-65	-77	-67	-77	-67	-100
S/A+Xext	NA	-74	-64	-74	-64	-77	-67	-77	-67	-100
S/A-Xext	NA	-74	-64	-74	-64	-76	-66	-76	-66	-100

(*) indica che l'unità è accesa per quegli elementi modulari previsti dal power budget

Tabella 10: Temperature minime raggiunte dalle unità durante la missione.

Caso caldo:

Unità	Stato (on/off)	Equinozio d'Autunno		Equinozio di Primavera		Solstizio d'Estate		Solstizio d'Inverno		limiti massimi di temperatura (°C)
		MAXTEMP (°C)	Tmax+DT (°C)	MAXTEMP (°C)	Tmax+DT (°C)	MAXTEMP (°C)	Tmax+DT (°C)	MAXTEMP (°C)	Tmax+DT (°C)	
CCD (+Z)	off	32	42	27	37	28	38	30	40	+50
RW	on	40	50	36	46	32	42	34	44	+60
BTA+Y	on	40		40		40		40		+40
MGTY	on	38	48	27	37	25	35	28	38	+50
MGTX	on	32	42	26	36	24	34	26	36	+50
BTA+X	on	40		40	50	40	50	40		+40
OBC1	on (*)	50	60	44	54	42	52	43	53	+85
OBC2	on (*)	59	69	53	63	51	61	53	63	+85
MGTZ	on	40	50	34	44	32	42	34	44	+50
CCD (-Z)	off	38	48	32	42	32	42	34	44	+50
Block,Gyro,	on	36	46	29	39	27	37	29	39	+60
S/A+Yext	NA	48	58	64	74	77	87	82	92	+100
S/A-Yext	NA	63	73	49	59	75	85	82	92	+100
S/A+Xext	NA	62	72	63	73	77	87	83	93	+100
S/A-Xext	NA	61	71	62	72	76	86	81	91	+100

(*) indica che l'unità è accesa per quegli elementi modulari previsti dal power budget

Tabella 11: Temperature massime raggiunte dalle unità durante la missione.

Conclusioni

La piattaforma Desat è in grado di rispondere alle aspettative richieste per una piattaforma della classe micro, multi-purpose, in grado di alloggiare e gestire differenti tipologie di payload. La struttura, concepita come box rinforzato, presenta un ampio volume utile interno, e la disponibilità di superfici esterne pressoché libere permette la collocazione di strumentazione o esperimenti. Una delle caratteristiche più interessanti di questa piattaforma è la possibilità di riconfigurare la struttura in modo veloce e a basso costo in funzione della specifica missione che si vuole intraprendere. Le tecnologie impiegate, come il sistema GPS, rappresentano un passo in avanti nello scenario spaziale nazionale e presagiscono futuri sviluppi per la realizzazione di costellazioni di piccoli satelliti.

Reference

1. M. Rycroft, N. Crosby "Smaller Satellites: Bigger Business? Concepts, Applications and Markets for Micro/Nanosatellites in a New Information World", Proceedings of the 6th annual International Space University Symposium, Kluwer Academic Publisher, 2002
2. Michael H. Thoby "MYRIADE: CNES Micro-Satellite Program", Proceedings of the 15th Annual/USU Conference on Small Satellite, SSC01-I-8
3. Space Launch System, Dnepr user's guide, 2 November 2001, Moscow, Russian Federation
4. USUSAT CDR/ION-F IDR DOCUMENT, Elctrical power System-solar array assembly procedure, AA-22102-DOC01-2.doc, 4 Aprile 2001
5. E.Roggero, M.Cerocchi, G.Pulvirenti, Desat Mechanisms proposal document, Grupo de Tecnologia Aerospacial, Universidad Tecnologica Nacional (Buenos Aires,Argentina)
6. P. L. Conley, Space Vehicle Mechanism (Elements of Successful Design), edited by Peter L. Conley, John Wiley and Sons Inc., 1998.
7. Lancaster J. K., Solid lubricants, in CRC Handbook of Lubrication: Theory and Practice of tribology, Vol. 2, F. Richard Booser Ed. 1984.
8. R. Chomicz, S. Corradi, J. Leofanti, M. Marchetti, D. Palmieri, I. Caravello, F. Perni, L. Pizzoni "A recirculating ball screw mechanism for a telescopic space appendage" Proc. of the 8th European Space Mechanism and Tribology Symposium, Toulouse, France, 29 Sept-1 Oct., 1999, pp.265-270.
9. Corradi S., Marchetti M., Sulpizi F., Thermal distortion and shape control of a LEO composite satellite with boom", Torino, 6-10 October 1997, 48th International Astronautical Congress, IAF.
10. G. Gilmore, "Satellite Thermal Control Handbook", Ed. The Aerospace Corporation press 1994
11. V. Costabile, M. Marchetti, F. Morganti, D. Calmieri, D. Selci, "Design and Optimization of the Thermal Control Subsystem of MASAT Small Satellite"