



UNIVERSITÀ DEGLI STUDI DI PADOVA

DIPARTIMENTO DI INGEGNERIA INDUSTRIALE DII

Corso di Laurea Magistrale in Ingegneria Aerospaziale

TESI DI LAUREA

**PROGETTAZIONE E SVILUPPO DI UN SOFTWARE PER LA PREDIZIONE
DELLE COPPIE DI DISTURBO SULL'ASSETTO DI UN SATELLITE IN ORBITA**

Relatore: Prof. E. LORENZINI

Tutor ThalesAleniaSpace: V.PERRIN BAILLY

Laureando: ANDREA SITA

Matricola: 1058044

Anno Accademico 2014/2015

Abstract

Questa tesi presenta il lavoro e i risultati dello stage effettuato presso Thales Alenia Space a Cannes (Francia), sotto la supervisione dell'unità "Analyses Système" (Analisi di Sistema), facente parte del dipartimento "Expertise Mécanique-Thermique-Système" (Competenze Meccaniche-Termiche-Sistema).

L'obiettivo principale dello stage era lo sviluppo di uno strumento per il calcolo della coppia di disturbo sull'assetto di un satellite, dovuta alla pressione di radiazione solare.

Questo per rispondere all'esigenza di avere la padronanza dell'analisi e del calcolo delle perturbazioni agenti come disturbo sull'assetto di un satellite. Infatti, la conoscenza e la stima delle perturbazioni sono necessarie per poter esprimere le specifiche di definizione del sottosistema AOCS (Attitude and Orbit Control System). Attualmente l'analisi delle coppie di disturbo è effettuata tramite alcuni software che per diverse ragioni oggi sono poco performanti e di difficile utilizzo, e devono dunque essere sostituiti.

Una ricerca bibliografica e un caso applicativo preliminare hanno permesso di comprendere le problematiche e familiarizzare con le variabili legate ai principali aspetti inerenti all'analisi delle perturbazioni. In primo luogo si sono resi necessari una conoscenza e uno studio attento dell'assetto di un satellite e del suo controllo, in secondo luogo si è proposta una formulazione matematica per le nozioni di meccanica orbitale e delle perturbazioni presenti nell'ambiente spaziale.

Data la complessità e la varietà dei temi trattati nonché la volontà di sviluppare uno strumento che sia il più evolutivo e adattabile possibile, si è scelto di organizzare il programma per mezzo di moduli indipendenti. Questi moduli, programmati e testati separatamente, potranno in futuro essere sostituiti o aggiornati per adattarsi ai nuovi bisogni ed esigenze dell'analisi.

Il programma, per elaborare il risultato, prende in considerazione i diversi parametri che ne influenzano l'analisi. Questi ultimi sono l'orbita del satellite, il suo assetto, la sua geometria e i materiali di cui sono composte le superfici, la cinematica dei pannelli solari e chiaramente l'ambiente spaziale.

Un'attenzione particolare è stata riservata all'integrazione della geometria reale del satellite, grazie a un'interfaccia con un software di modellazione agli elementi finiti, che permette di generare una mesh a partire da un file CAD contenente l'architettura del satellite. Un altro aspetto molto importante per garantire l'affidabilità dei risultati, è quello della determinazione delle ombre che si generano sulle superfici del satellite.

Lo stage si è concluso con la realizzazione di un programma che, in linea con gli obiettivi prefissati, implementa il calcolo della coppia di disturbo solare.

Sommario

Abstract	1
Glossario e notazioni	7
1. Introduzione e formulazione del problema	11
1.1 Contesto.....	11
1.2 Ruolo all'interno di ThalesAleniaSpace	12
1.3 Obiettivi	13
1.4 Organizzazione dello stage	15
2. Richiami teorici.....	18
2.1 Introduzione al Sistema di Controllo di Assetto (AOCS).....	18
2.1.1 Assetto di un satellite	18
2.1.2 Il Sistema di Controllo d'Orbita e d'Assetto (AOCS).....	22
2.2 Cenni di meccanica orbitale	29
2.2.1 Il problema dei due corpi	29
2.2.2 Equazione del movimento in presenza di perturbazioni	30
2.2.3 Perturbazioni dovute alla non sfericità della Terra.....	31
2.3 Ambiente spaziale e suoi modelli	35
2.3.1 Irraggiamento nello spazio	35
2.3.2 Atmosfera terrestre.....	40
2.4 Perturbazioni dinamiche sull'assetto di un satellite.....	43
2.4.1 Momento del gradiente gravitazionale.....	44
2.4.2 Momento di pressione di radiazione solare.....	46
2.4.3 Momento di pressione aerodinamica	49
2.4.4 Coppia di disturbo magnetica	51
2.4.5 Coppie di disturbo interne	52
2.4.6 Ordini di grandezza dei disturbi	55
2.5 Esempio di dimensionamento degli attuatori	56
2.6 Analisi delle coppie di disturbo con un software esistente.....	60
2.7 Progettazione e sviluppo del programma	62
2.7.1 Schema generale	62
2.7.2 La libreria Open Source OREKIT e altri software utilizzati	64

2.7.3	Modulo "Generatore Orbitale"	65
2.7.4	Moduli "Puntamento" e "Cinematica dei SA "	70
2.7.5	Modulo "Geometria"	73
2.7.6	Modulo "Illuminazione"	78
3.	Risultati	81
4.	Sviluppi futuri	87
5.	Bilancio personale	89
6.	Conclusioni	90
	Allegato A	91
	Allegato B	93
	Allegato C	95
	Allegato D	96
	Allegato E	97
	Allegato F	99
	Allegato G	101
	Tavola delle figure	103
	Bibliografia	105
	Ringraziamenti	107

Glossario e notazioni

La convenzione utilizzata per rappresentare vettori e matrici è la seguente:

\mathbf{a} : vettore

a : modulo del vettore

$\hat{\mathbf{a}}$: versore

$\dot{\mathbf{a}}$: derivata del vettore in un riferimento non inerziale

M : matrice o tensore del secondo ordine

M^T : matrice trasposta

In seguito saranno adottati i simboli e abbreviazioni seguenti:

α : angolo di incidenza della forza atmosferica

ϑ : angolo di incidenza della pressione di radiazione solare

ψ : angolo di rollio (roll)

θ : angolo di beccheggio (pitch)

φ : angolo di imbardata (yaw)

δ : latitudine

ρ : densità atmosferica

φ_{sun} : flusso solare

μ : costante gravitazionale planetaria

$\boldsymbol{\omega}$: vettore velocità angolare

a : semiasse maggiore

e : eccentricità

i : inclinazione

Ω : longitudine del nodo ascendente

ω : argomento di perigeo

v : anomalia vera

\mathbf{a}_p : vettore accelerazione risultante di tutte le forze perturbatrici

A_p : indice geomagnetico quotidiano

\mathbf{B} : campo magnetico geocentrico

c : velocità della luce

C_α : coefficiente di assorbimento

C_s : coefficiente di riflessione speculare

C_{diff} : coefficiente di riflessione diffusa

C_N et C_T : coefficienti aerodinamici

dA : area elementare

$F_{10.7}$: flusso emesso dal Sole nella lunghezza d'onda radio 10.7 cm

h : momento angolare

I : tensore d'inerzia, con I_x, I_y, I_z inerzie attorno agli assi principali

I_0 : costante solare

JJ : giorni giuliani

m : momento magnetico effettivo del satellite

$M_{10.7}$: flusso solare nella banda MUV

\hat{n} : normale alla superficie elementare

N_{aero} : coppia di disturbo aerodinamica

N_{Fouc} : coppia di disturbo magnetica dovuta alle correnti di Foucault indotte

N_{GG} : coppia di disturbo dovuta al gradiente di gravità

N_{Hyst} : coppia di disturbo magnetica dovuta all'isteresi

N_{mag} : coppia di disturbo magnetica dovuta al momento magnetico residuo del satellite

N_{sol} : coppia di disturbo dovuta alla pressione di radiazione solare

P : pressione di radiazione incidente

R_E : raggio equatoriale terrestre

\hat{S} : versore nella direzione tra il satellite e il Sole

$S_{10.7}$: flusso solare nella banda dell'EUV compreso tra le lunghezze d'onda 26 e 34 nm

\hat{t} : versore tangente alla superficie elementare

T^e : vettore delle coppie esterne

TT : Tempo Terrestre

V : modulo della velocità relativa del veicolo rispetto all'atmosfera

AOCS: Attitude and Orbit Control System (Sistema di Controllo d'Assetto e dell'Orbita)

eq. : equazione

CAD : Computer Aided Design (progettazione assistita dall'elaboratore)

DCM : matrice dei coseni direttori

ECI : sistema di riferimento geocentrico inerziale

ECEF : sistema di riferimento geocentrico solidale alla Terra

EUV : estremo ultravioletto

GEO: orbita geostazionaria

HWM : Horizontal Wind Model

IPB : flessione nel piano

IR : radiazione infrarossa

J2000 : equinozio al 1 gennaio 2000, a 12h

J₂: prima armonica zonale del potenziale gravitazionale terrestre

LEO : Low Earth Orbit (orbita bassa terrestre)

LOF : sistema di riferimento orbitale locale

MUV: medio ultravioletto

NRLMSISE-00 : NRL Mass Spectrometer and Incoherent Scatter Radar

OPB : flessione fuori dal piano

RF : Radio Frequenza

SA : pannelli solari fotovoltaici (Solar Array)

SADM: Solar Arrays Drive Mechanism (Motore di rotazione dei pannelli solari)

SAT: sistema di riferimento solidale al satellite

S/C : Spacecraft (veicolo spaziale)

TAS : ThalesAleniaSpace

UTC : Tempo Universale Coordinato

1. Introduzione e formulazione del problema

1.1 Contesto

Il lavoro di questa tesi si inserisce nel contesto dell'analisi e della stima delle perturbazioni agenti sull'assetto di un satellite in orbita terrestre, e che hanno come effetto una sua deviazione dall'assetto nominale. Le principali fonti di perturbazioni esterne, dovute all'interazione con l'ambiente spaziale, sono la pressione di radiazione solare, il gradiente di gravità, il campo magnetico e l'attrito atmosferico. Anche perturbazioni provenienti da strumenti interni al satellite possono influenzare l'assetto di un satellite, come per esempio il movimento (sloshing) di liquidi nei serbatoi.

Gli ordini di grandezza dei diversi disturbi, e quindi le fonti di perturbazione predominanti, variano con l'altitudine dell'orbita rispetto alla superficie terrestre.

L'assetto di un veicolo spaziale ne descrive l'orientamento rispetto a dei riferimenti esterni; in assenza di un sistema di controllo, l'assetto evolve liberamente sotto l'effetto dei disturbi agenti sul satellite.

Il Sistema di Controllo d'Assetto e Orbita (AOCS, Attitude and Orbit Control Subsystem) ha l'obiettivo di mantenere l'assetto nominale del satellite, compensando le perturbazioni. Il puntamento degli assi del satellite verso le direzioni desiderate è effettuato per mezzo di coppie di comando, al fine di assicurare il buon conseguimento della missione.

La stima dei valori delle perturbazioni gioca un ruolo fondamentale nella progettazione del sottosistema AOCS. Le specifiche di definizione dell'AOCS sono elencate in un documento, l'"AOCS Data Bank", redatto dall'unità "Analyses Système", all'interno del dipartimento "Expertise Mécanique-Thermique-Système" di Thales Alenia Space (TAS).

Lo scopo dell'"AOCS Data Bank" è quello di fornire una descrizione completa e una tracciabilità dei parametri di simulazione, i quali saranno utilizzati per dimostrare la conformità delle performances del loop di comando dell'AOCS rispetto alle esigenze di ciascun sottosistema e del sistema satellite nella sua totalità. L'AOCS Data Bank contiene quindi le specifiche di interfaccia tra il sistema satellite e il sottosistema AOCS.

Questo documento deve includere la definizione dettagliata dei modelli matematici utilizzati per:

- i sistemi di riferimento;
- la determinazione delle masse, dei centri di gravità e delle inerzie delle diverse parti del satellite;
- il calcolo delle perturbazioni esterne (pressione di radiazione solare, attrito atmosferico, ...);

- il calcolo delle perturbazioni interne (sloshing, emissione di radiazioni nello spettro delle onde radio, coppie di disturbo dovute alla propulsione, ...);
- il comportamento dinamico delle appendici mobili del satellite (compresi i modi flessibili).

Lo sviluppo della parte riguardante le perturbazioni esterne può essere più o meno complessa a seconda della missione considerata (altitudini basse o medie, configurazione del satellite e del payload, missioni interplanetarie, ...).

Attualmente la stima delle coppie di disturbo dovute alle perturbazione è realizzata tramite alcuni software di parti terze, il cui utilizzo è, attualmente, poco pratico e non permette l'analisi di configurazioni complesse.

Per sostituire questi software, TAS ha scelto, in linea con la sua strategia di aumento dell'efficacia e della competitività, di sviluppare un proprio codice e programma per la determinazione delle coppie di disturbo dovute alle perturbazioni esterne.

1.2 Ruolo all'interno di ThalesAleniaSpace

Questa tesi presenta il lavoro e i risultati dello stage effettuato presso Thales Alenia Space a Cannes (Francia), sotto la supervisione dell'unità "Analyses Système" (Analisi di Sistema), facente parte del dipartimento "Expertise Mécanique-Thermique-Système" (Competenze Meccaniche-Termiche-Sistema).

Leader europeo nel campo delle soluzioni satellitari, nonché tra gli attori principali nell'ambito delle infrastrutture orbitali, Thales Alenia Space rappresenta l'attività spaziale del gruppo Thales, e le sue quote sono detenute al 67% da Thales e al 33% da Finmeccanica, formando con Telespazio la "Space Alliance".

Thales Alenia Space è specializzata nella progettazione, fabbricazione e fornitura di tecnologie spaziali di telecomunicazione, osservazione, sicurezza e difesa, meteorologia, navigazione e missioni scientifiche.

Presente su undici siti industriali in sei paesi europei (Francia, Italia, Spagna, Belgio, Germania e Regno Unito), conta circa 7500 dipendenti nel mondo e un fatturato che nel 2012 si attestava a circa 2,2 miliardi di euro.

Il sito di Cannes ha un'importanza storica, in quanto conta più di novant'anni di esistenza in campo aeronautico e più di quarant'anni di esperienza in campo spaziale. Più di 2000 dipendenti sono presenti sul sito, che racchiude una superficie totale di più di 75 ettari. La sede di Cannes è nota per le sue sale bianche, che occupano una superficie di 13500 m², di cui 8700 m² in un solo troncone, permettendo così la fabbricazione, integrazione e verifica dei satelliti.

Le principali attività sono la realizzazione di satelliti scientifici, di osservazione della Terra, di meteorologia e di telecomunicazione.

All'interno del "Centro di Competenza Piattaforma e Integrazione Francia", il dipartimento "Expertise Mécanique Thermique Système" ha per missione di assicurare il supporto tecnico al personale che lavora direttamente sui programmi, trattando problemi particolari e assicurando la coerenza tra le tecniche e gli strumenti di calcolo.

In particolare lo stage è stato seguito dall'unità "Analyses Système", una piccola unità di quattro persone, la mia tutor Véronique Perrin Bailly, Sylvie Brosse, Vincent Dubois e Jean-François Plantier.

L'unità "Analyses Système" ha come obiettivo principale, quello di definire i vincoli legati all'ambiente spaziale, oltre che di valutare le interazioni tra i sottosistemi componenti un satellite per diversi aspetti, come il controllo d'assetto, il controllo termico, la propulsione, la contaminazione, ...

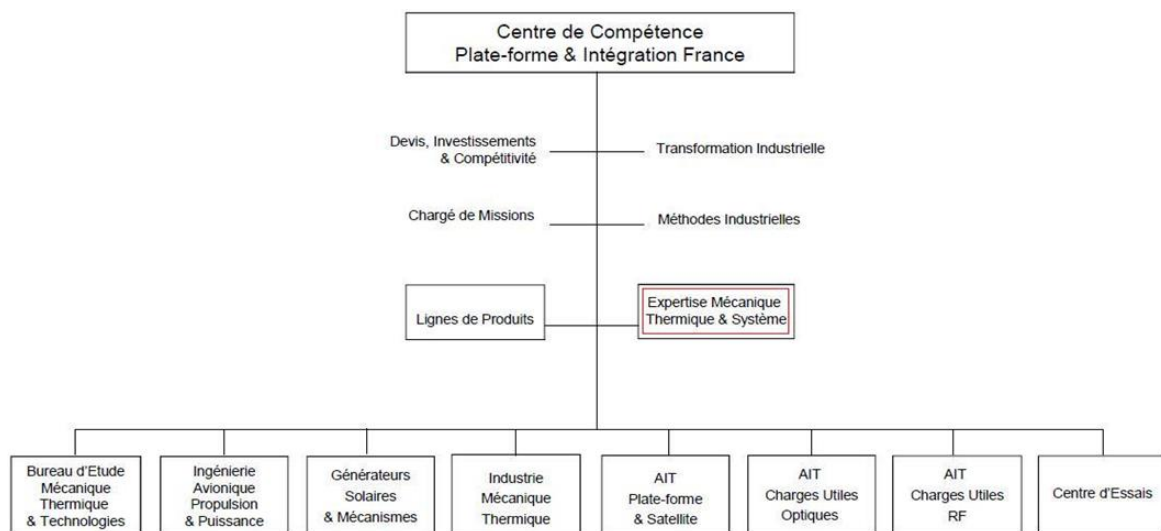


Figura 1 Organigramma TAS

1.3 Obiettivi

L'obiettivo di questo stage, per l'unità "Analyses Système", è dunque di avere a disposizione uno strumento che permetta di avere il controllo su tutta la procedura di calcolo delle coppie di disturbo, a partire dalla generazione dell'orbita del satellite fino alla determinazione dei momenti.

Sebbene tutta la parte riguardante la generazione orbitale, la sua propagazione e l'assetto di un satellite non presenti caratteristiche innovative dal punto di vista delle competenze tecnico-ingegneristiche, costituisce un elemento fondamentale dello stage per l'équipe, che è il riferimento interno a TAS per questo tipo di calcolo.

Questo permetterà allora di avere un riferimento di calcolo per ogni stop della sequenza, ma anche uno strumento capace di effettuare delle analisi complementari, fondamentali per la corretta comprensione di certe problematiche, legate alle coppie perturbatrici, che non sono intuitive.

La quantificazione delle coppie di disturbo è relativamente semplice e ricorrente nella sua metodologia per satelliti in orbita geostazionaria (GEO), ma diventa più complessa per satelliti in orbita bassa (LEO), per problematiche legate a orbite di trasferimento con propulsione elettrica o per missioni interplanetarie.

Il fatto di avere un proprio codice per la stima delle coppie di disturbo, e che questo sia modulabile, rende possibile l'adattamento dell'analisi alle esigenze dei differenti programmi satellitari sviluppati da TAS, in particolare per dare risposte più efficaci nel corso delle analisi per i programmi di telecomunicazione (con o senza propulsione elettrica) e dei programmi di osservazione (in orbita bassa o in orbite interplanetarie verso Marte e Giove).

Data la vastità e la complessità di ogni tipo di coppia perturbatrice, durante lo stage, si è data la priorità alla coppia di disturbo dovuta alla pressione di radiazione solare.

Lo scopo principale è di progettare uno strumento capace di modellare il flusso solare, e dunque l'illuminazione, sulle superfici esposte del satellite, per determinare la coppia di perturbazione solare, considerando l'orbita, l'assetto, la geometria e i materiali di cui è composto il satellite e la cinematica propria dei pannelli solari.

L'idea è stata quella di elaborare uno strumento che sia il più aperto e flessibile possibile, lasciando la possibilità per futuri sviluppi del programma. Si è quindi organizzato il programma in modo modulare, dando l'opportunità di aggiungere successivamente altri moduli rappresentanti le altre fonti di perturbazione, quali gradiente di gravità, attrito atmosferico o momento magnetico.

A quel punto sarà allora possibile analizzare gli effetti di differenti perturbazioni separatamente o combinati.

In più la possibilità di sostituire il modulo rappresentante l'ambiente spaziale nel quale interagisce il satellite, permetterà di studiare le perturbazioni agenti su satelliti in orbita attorno ad altri pianeti differenti rispetto alla Terra, ad esempio orbite attorno a Marte, utilizzando modelli atmosferici e radiativi appropriati.

Infine questo tipo di modellazione che fornisce l'orientamento delle diverse superfici del satellite nello spazio tridimensionale, considerando la geometria reale del satellite, potrà essere applicato ad altri tipi di studi e analisi, come per esempio, l'analisi dell'impatto di micro meteoriti o dell'ossigeno atomico.

1.4 Organizzazione dello stage

Data la complessità e la vastità dell'argomento, nonché per salvaguardare la possibilità di ulteriori sviluppi, si è scelto di elaborare il programma secondo moduli indipendenti e facilmente sostituibili per eventuali esigenze di miglioramento.

Lo schema concettuale in Figura 2, riassume i principali compiti da eseguire per realizzare ciascun modulo e indica le interazioni esistenti tra i vari moduli. In seguito ne saranno analizzati i dettagli.

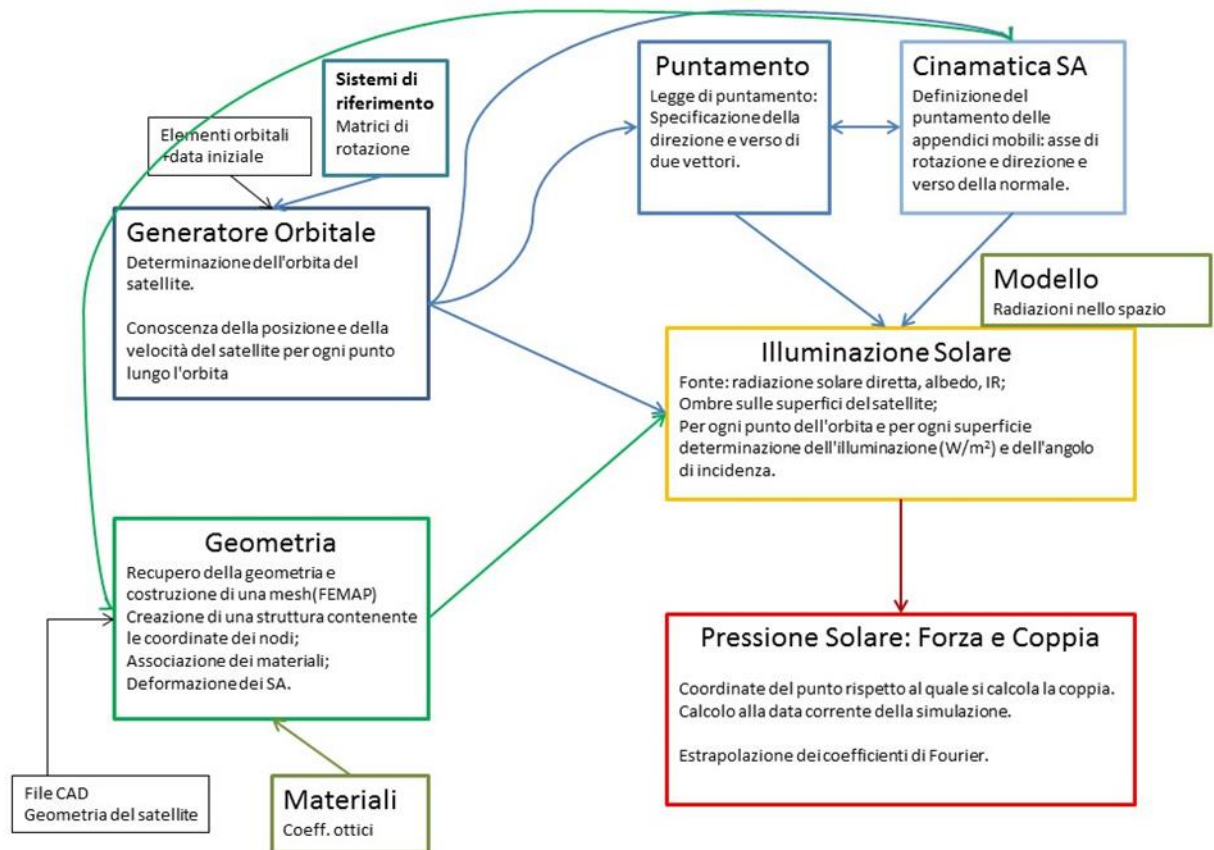


Figura 2 Schema concettuale di progettazione

Essendo i moduli indipendenti, non ci sono compiti sequenziali. Il piano di lavoro, presentato secondo un diagramma di GANTT in Figura 3, è stato pensato piuttosto in ordine logico, per la realizzazione degli step necessari a ottenere il valore della coppia di disturbo solare. Per la stessa ragione diversi moduli possono essere trattati in parallelo.

Ogni modulo è stato testato e convalidato separatamente, per poter alla fine, integrare tra loro delle sotto-parti già funzionali.

Per questo al termine è stato previsto un periodo di tempo da dedicare alla fase di validazione, la quale può inoltre fornire preziosi riscontri per l'avanzamento del lavoro.

Alla fine il programma è stato globalmente testato e convalidato sulla base di casi elementari noti, i cui calcoli sono riproducibili analiticamente, e su satelliti più complessi di cui sono a disposizione i valori delle coppie di disturbo grazie a precedenti analisi.

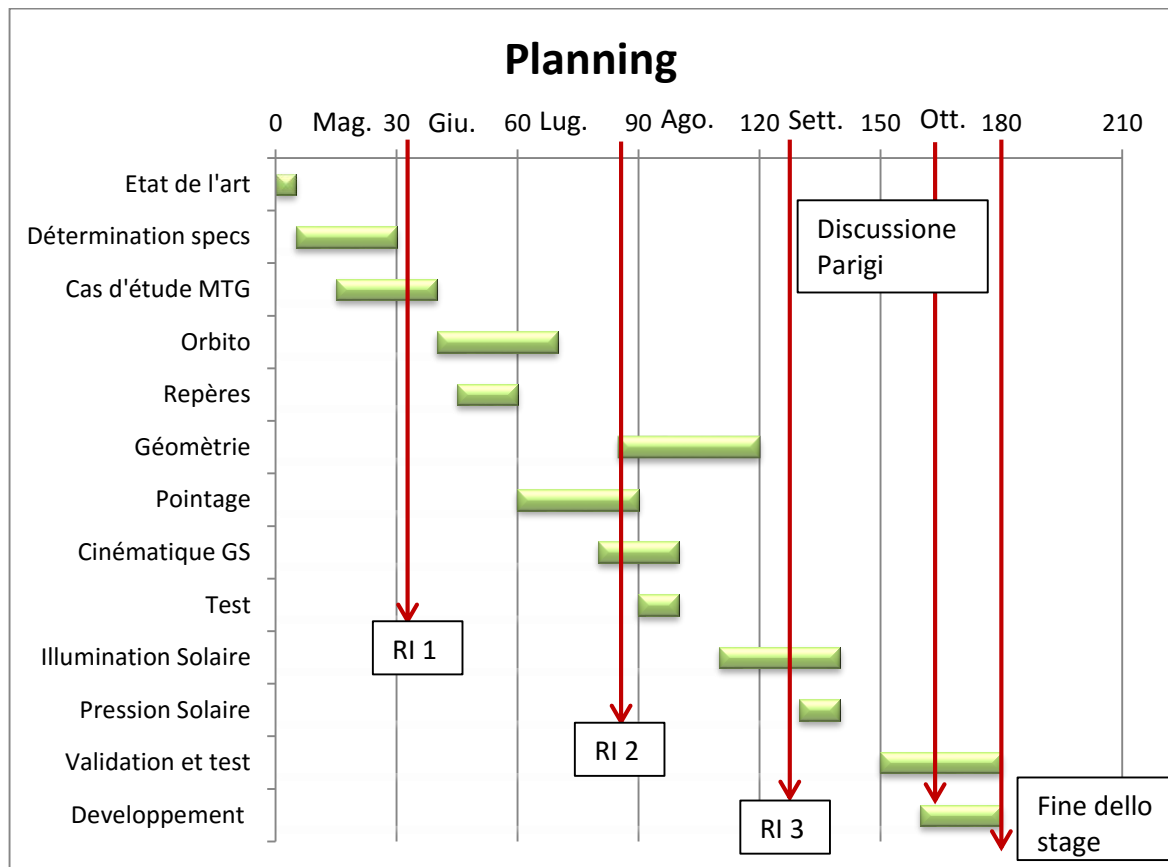


Figura 3 Planning secondo un diagramma di GANTT

Durante la redazione del planning è stata presa in considerazione la gestione dei potenziali rischi. Uno dei principali fattori di rischio era legato alla generazione dell'orbita. Per la realizzazione di questo modulo erano state valutate due possibili opzioni: l'utilizzo di una libreria esistente per recuperare elementi e algoritmi di base di meccanica spaziale, oppure programmare un generatore orbitale recuperando parti di codici già presenti e utilizzati per diversi programmi all'interno dell'azienda. Alla fine, la possibilità di integrare facilmente una libreria di dinamica spaziale open-source (Orekit), all'interno del linguaggio di programmazione utilizzato, ha fatto ricadere la scelta sulla prima opzione.

Per compensare il rischio di accumulare ritardi sono stati presi alcuni margini all'interno del planning.

Una fase evidentemente molto importante, nonché fattore di rischio, era l'integrazione finale di tutti i moduli fra di loro, che ha richiesto di prevedere e dedicare un lasso di tempo considerevole ai casi di test e alla convalida.

Sono inoltre stati previsti dei momenti di verifica periodici, per valutare lo stato di avanzamento e il processo di convalida dei diversi moduli.

Come si nota dal planning, una delle chiavi di riuscita, è stato l'importante periodo di tempo importante dedicato, all'inizio dello stage, a una approfondita ricerca bibliografica, alla redazione delle specifiche del programma e a un caso applicativo. Queste attività hanno permesso di familiarizzare con il problema, successivamente di cominciare lo sviluppo del programma con idee chiare e precise.

In particolare, la redazione delle specifiche e i confronti avuti con i colleghi, hanno permesso di riflettere sulle variabili e sui parametri di input e output di ogni modulo, e sulle problematiche principali che sarebbero state affrontate in ciascuna parte di sviluppo del programma, iniziando a proporre metodi risolutivi.

2. Richiami teorici

In questo paragrafo vengono presi in rassegna i principali aspetti teorici inerenti al tema della tesi.

Si partirà ovviamente dall'assetto di un satellite e il suo controllo, che rappresenta lo scopo finale della determinazione e stima delle coppie di disturbo partecipa. In seguito saranno forniti alcuni cenni di meccanica orbitale, necessaria per la realizzazione del generatore e propagatore orbitale.

Infine i modelli per l'ambiente spaziale, nel quale interagisce il satellite introdurranno una descrizione e modellazione matematica delle principali coppie di disturbo agenti sull'assetto.

2.1 Introduzione al Sistema di Controllo di Assetto (AOCS)

2.1.1 Assetto di un satellite

Il movimento di un veicolo spaziale (S/C Spacecraft), qui considerato come un corpo rigido, è definito tramite la sua posizione, la sua velocità, il suo assetto e il suo movimento di assetto (Wertz, 1978).

Le prime due variabili descrivono il movimento traslazionale del centro di massa del satellite e sono legate alla determinazione dell'orbita del satellite: sono quindi l'oggetto di studio della meccanica orbitale.

Le ultime due, invece, descrivono il movimento rotazionale del corpo del satellite attorno al suo centro di massa, e sono l'oggetto di studio della determinazione e controllo di assetto.

L'**assetto** rappresenta l'orientamento nello spazio degli assi principali del satellite rispetto a un sistema di riferimento esterno, come si vede in Figura 4 (Feucht, 2006).

Da un punto di vista matematico l'assetto è descritto come una trasformazione di coordinate.

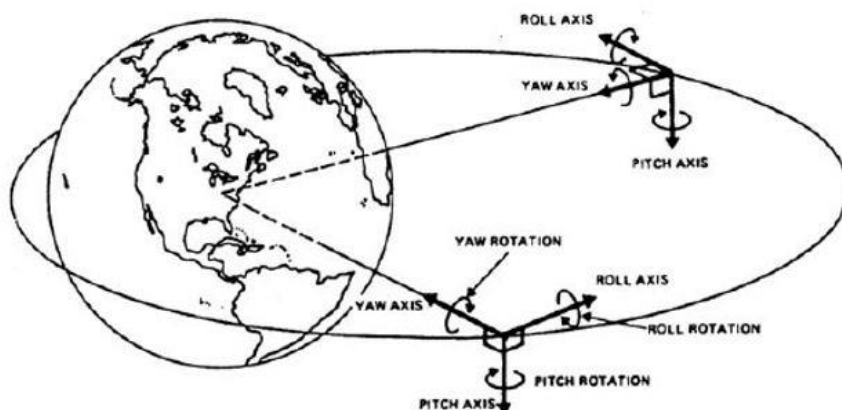


Figura 4 Rappresentazione dell'assetto di un satellite (Feucht, 2006)

2.1.1.1 Sistemi di riferimento

Per esprimere l'assetto di un satellite è necessaria la conoscenza di alcuni sistemi di riferimento, e delle trasformazioni tra di essi.

Il sistema di riferimento **ECI** (Earth Centered Inertial) è il sistema di riferimento inerziale geocentrico (si veda Figura 5). L'asse Z è direzionato verso il Polo Nord terrestre, l'asse X è orientato nella direzione dell'intersezione tra il piano equatoriale e il piano dell'eclittica alle ore 12 dell'1 gennaio 2000 (posizione media), istante meglio conosciuto, in ambito astronomico, come equinozio J2000. L'asse Y completa la terna ortonormale (Subirana *et al*, 2011).

Rigorosamente parlando, si tratta di un sistema quasi inerziale. L'origine di questa terna subisce un'accelerazione dovuta al movimento della Terra attorno al Sole, su periodo annuale. Può allora essere considerato come un sistema di riferimento inerziale per gli studi inerenti alle orbite di satelliti terrestri, come per brevi periodi di tempo rispetto a un anno solare.

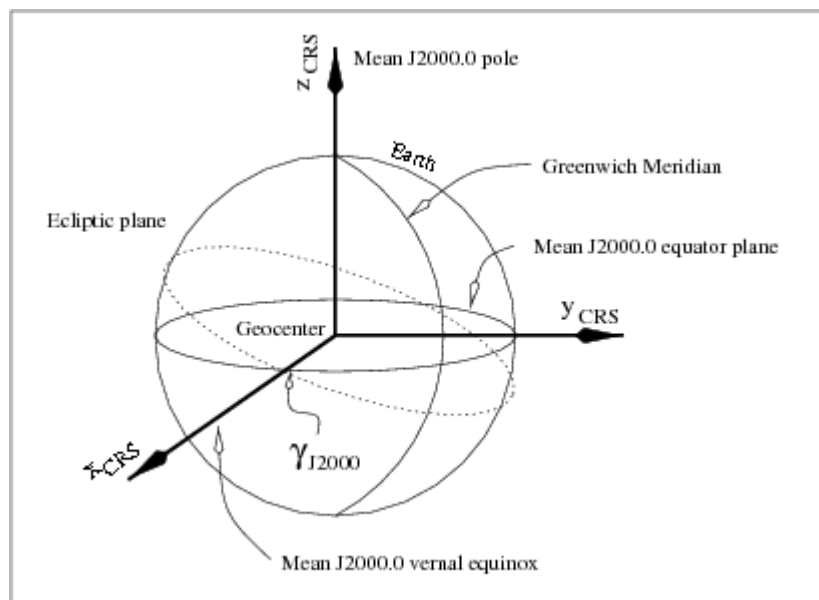


Figura 5 Riferimento ECI (Subirana *et al*, 2011)

Al contrario della terna di riferimento ECI, il sistema di riferimento **ECEF** (Earth Centered Earth Fixed), è rappresentato da una terna geocentrica che ruota in maniera solidale alla Terra. Il suo asse Z punta sempre nella direzione del Polo Nord terrestre e il suo asse X è orientato nella direzione del meridiano di Greenwich nel piano equatoriale. L'asse Y completa la terna ortonormale.

Per stabilire la matrice di rotazione tra questi due sistemi di riferimento, è necessario conoscere l'angolo di rotazione tra la direzione determinata dal meridiano di Greenwich e l'equinozio J2000. La conoscenza della rotazione terrestre e la specificazione della data, permettono di determinare questo angolo.

Il sistema di riferimento "**satellite**", nel seguito indicato come **SAT**, è legato all'architettura meccanica del satellite, a cui è solidale, ed è generalmente centrato nel piano di interfaccia tra il satellite e il razzo vettore. Non esiste una convenzione universale, ma in generale l'asse Y è orientato nella direzione dell'asse di rotazione dei pannelli solari dispiegati, l'asse Z secondo l'asse longitudinale del satellite e l'asse X come prodotto vettoriale dei primi due. Il sistema di riferimento "**Centro di Gravità**" presenta assi paralleli alla terna "satellite", ma è centrato nel centro di gravità del satellite. La trasformazione tra queste due terne è dunque una semplice traslazione.

Il sistema di riferimento **orbitale locale LOF** (Local Orbital Frame), mostrato in Figura 6, è definito come una terna avente per origine il centro di gravità del satellite, asse Z l'asse di imbardata (Yaw in terminologia anglosassone) orientato verso il centro della Terra, asse Y l'asse di beccheggio (Pitch in terminologia anglosassone) orientato nel verso della normale negativa al piano dell'orbita e asse X (asse di rollio, Roll) che completa la terna ortonormale

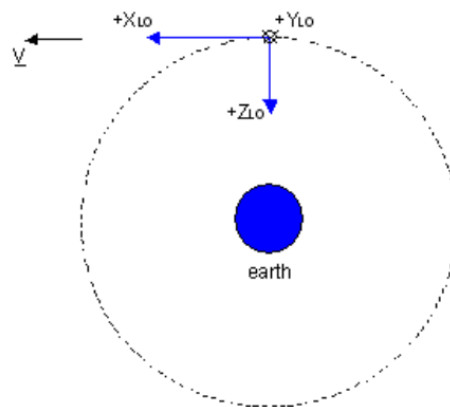


Figura 6 Riferimento LOF

Per un'orbita circolare, l'asse X è orientato nella direzione della velocità del satellite. La trasformazione tra il sistema di riferimento LOF e la terna solidale al satellite centrata nel centro di gravità, si effettua tramite una matrice di rotazione che rappresenta l'assetto del satellite.

2.1.1.2 Rappresentazione e parametrizzazione dell'assetto

Per descrivere l'assetto si presentano tre possibilità di parametrizzazione.

La prima fa uso delle matrici dei coseni direttori (DCM, Direction Cosine Matrix). I coseni direttori sono i coseni degli angoli formati tra un vettore di una base e ciascuno degli assi di un'altra base. Queste matrici di rotazione esprimono allora una base di vettori in un'altra.

Per esempio, una rotazione elementare di un angolo α attorno all'asse X da la matrice dei coseni direttori seguente:

$$R_x = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos\alpha & \sin\alpha \\ 0 & -\sin\alpha & \cos\alpha \end{bmatrix} \quad (1)$$

La seconda possibilità è quella che utilizza gli angoli di Eulero. Questi sono una sequenza di tre angoli che descrivono tre rotazioni successive attorno a tre assi, i quali sono loro stessi via via modificati dalle rotazioni. L'ordine di rotazione è espresso tramite una numerazione del tipo "1,2,3", che specifica attorno a quale asse è applicata ciascuna rotazione.

La matrice di rotazione complessiva è ricavata da una combinazione di tre matrici di rotazione elementari.

La sequenza di rotazione, più frequentemente utilizzata in ambito spaziale, è la "3,2,1", nota anche come sequenza di imbardata φ , beccheggio θ e rollio ψ , mostrata in Figura 7. Il vantaggio degli angoli di Eulero è che sono una rappresentazione compatta dell'assetto di un satellite. Presentano però lo svantaggio di avere delle singolarità per alcune configurazioni particolari.

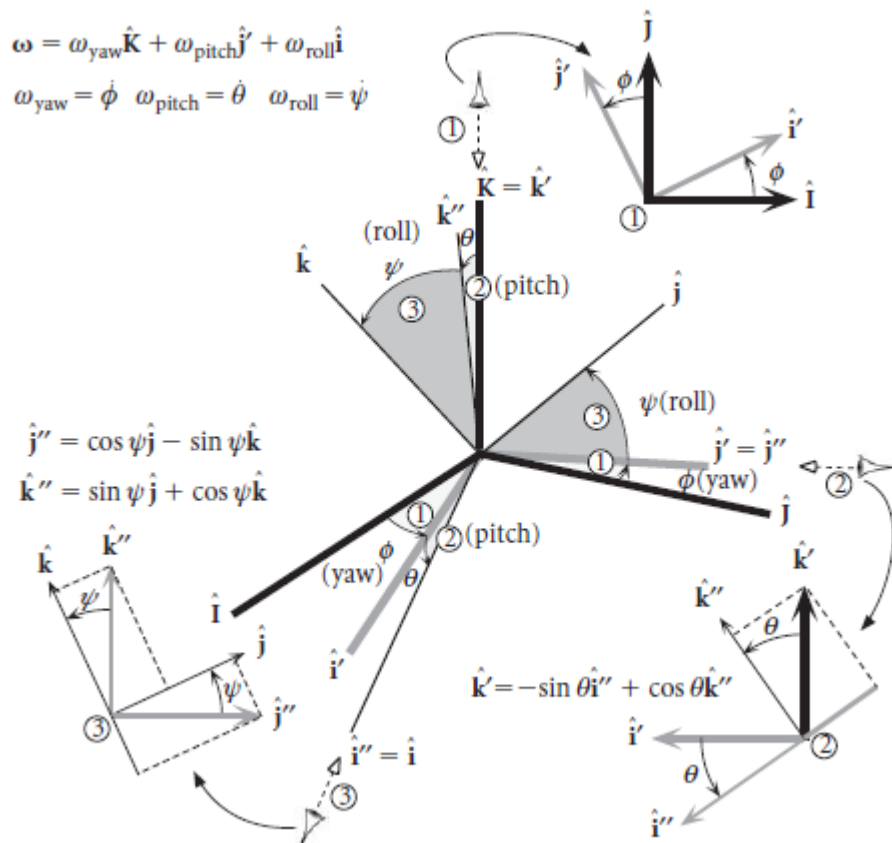


Figura 7 Rappresentazione della sequenza imbardata, beccheggio, rollio (Curtis, 2009)

La matrice di rotazione per la sequenza "3,2,1" è allora (Curtis, 2009):

$$R = \begin{bmatrix} \cos\varphi\cos\theta & \sin\varphi\cos\theta & -\sin\theta \\ \cos\varphi\sin\theta\sin\psi - \sin\varphi\cos\psi & \sin\varphi\sin\theta\sin\psi + \cos\varphi\cos\psi & \cos\theta\sin\psi \\ \cos\varphi\sin\theta\cos\psi + \sin\varphi\sin\psi & \sin\varphi\sin\theta\cos\psi - \sin\varphi\cos\psi & \cos\theta\cos\psi \end{bmatrix} \quad (2)$$

L'ultima possibilità consiste nel rappresentare la rotazione per mezzo dei quaternioni.

L'enunciato del teorema di Eulero afferma che ogni spostamento di un corpo rigido, eccetto una traslazione pura, può essere rappresentato da una rotazione attorno a un determinato asse, chiamato asse di istantanea rotazione. Una tale rotazione può essere descritta da un minimo di tre parametri.

Il quaternione è la traduzione matematica del teorema di Eulero e permette di definire l'orientamento in un modo molto più compatto, grazie ai parametri di Eulero.

Questo tipo di rappresentazione consiste in un vettore normalizzato le cui componenti sono quattro scalari, come segue:

$$q = \cos(\theta) + (u_x\vec{i} + u_y\vec{j} + u_z\vec{k}) * \sin\left(\frac{\theta}{2}\right) = \begin{pmatrix} \cos(\theta) \\ u_x \sin\left(\frac{\theta}{2}\right) \\ u_y \sin\left(\frac{\theta}{2}\right) \\ u_z \sin\left(\frac{\theta}{2}\right) \end{pmatrix} \quad (3)$$

dove i parametri di Eulero sono il vettore $\vec{u} = \begin{pmatrix} u_x \\ u_y \\ u_z \end{pmatrix}$, che rappresenta l'asse istantaneo di rotazione e θ , angolo di rotazione.

La derivata del quaternione permette di ritrovare la velocità di rotazione.

Questa forma di rappresentazione è stabile, efficace e non presenta il problema delle singolarità. Però, rispetto agli angoli di Eulero, resta meno intuitiva.

2.1.2 Il Sistema di Controllo d'Orbita e d'Assetto (AOCS)

Il controllo d'assetto ha per compito di orientare, entro una certa tolleranza, gli assi del veicolo spaziale verso le direzioni nominali per portare a termine la missione, considerando le perturbazione alle quali è sottoposto il satellite nell'ambiente spaziale. Deve dunque mantenere l'assetto in uno stato di riferimento, che corrisponde all'assetto nominale.

I compiti principali dell'AOCS possono riassumersi nei seguenti:

- disporre di informazioni d'assetto durante tutte le fasi della missione (determinazione e stima dell'assetto);
- mantenere l'assetto nominale durante tutte le fasi della missione;
- elaborare le consegne da inviare agli attuatori;
- permettere il mantenimento dell'orbita nominale;

- permettere l'acquisizione di un assetto sicuro in caso di problemi;
- controllare il puntamento di certe parti mobili.

L'AACS interagisce allora con il satellite tramite un loop di controllo, come mostrato in Figura 8. Si tratta di una propagazione ciclica di informazioni e di fenomeni fisici che, a ogni istante, assicura al satellite il corretto orientamento nello spazio, grazie a un circuito di controllo chiuso da una retroazione o *feedback*.

Nel loop si distingue la "dinamica del veicolo spaziale". Quest'ultima descrive il movimento rotazionale del satellite attorno al suo centro di massa, movimento che evolve in funzione della struttura del satellite e delle coppie esterne. Alcune di queste coppie sono coppie di disturbo, mentre altre sono coppie di comando, trasmesse dal controllo d'assetto tramite gli attuatori. In uscita dal blocco corrispondente alla dinamica del veicolo si ha il suo orientamento nello spazio inerziale.

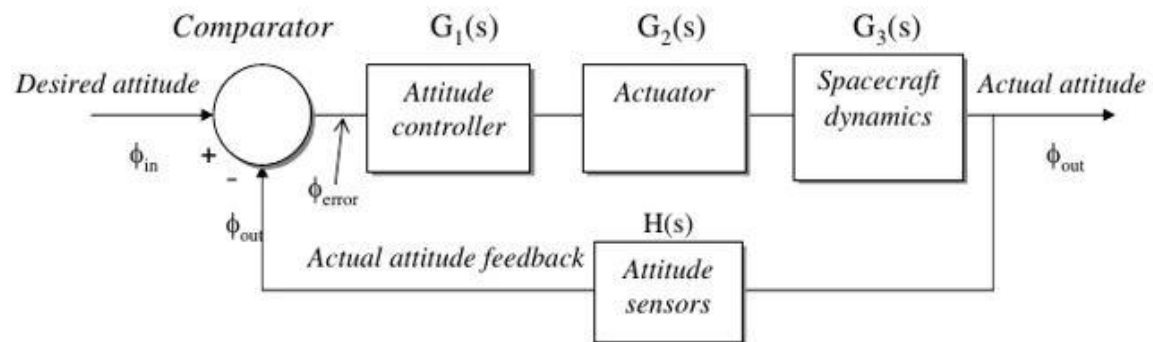


Figura 8 Loop AOCS (Feucht, 2006)

L'assetto può così essere stimato, grazie all'elaborazione delle misure effettuate dai differenti sensori di cui il satellite è equipaggiato.

Un processo di controllo, chiude il loop e compara l'assetto istantaneo stimato grazie ai sensori, con l'assetto nominale definito dalle specifiche di missione. Un elaboratore di bordo stima gli errori di assetto quali risultato della comparazione.

A partire dai valori degli errori, sono generate le consegne trasmesse agli attuatori, i quali applicano le coppie di comando al satellite, per correggerne l'assetto e intervenire così sulla dinamica del veicolo. Il feedback permette così di applicare delle coppie di comando per compensare le coppie di perturbazione.

In linea generale, bisogna pensare all'orbita e all'assetto come interdipendenti. Per esempio, l'assetto di un satellite in LEO ne influenza l'attrito atmosferico sulle sue diverse superfici, che a sua volta, rallentando il satellite, influenza l'orbita; d'altra parte, l'orbita definisce la posizione del satellite, dunque fissa il valore della densità atmosferica o del campo geomagnetico, i quali, a loro volta influenzano l'assetto. In generale si può quindi

vedere come assetto e orbita siano dinamicamente accoppiati per mezzo dell'azione delle perturbazioni caratteristiche dell'ambiente spaziale.

Tuttavia, nel contesto dello stage, non saranno considerate accoppiate. Sarà possibile conoscere la posizione e la velocità del satellite tramite la propagazione orbitale, considerando delle orbite nominali controllate. Gli elementi orbitali saranno sottoposti alla sola perturbazione dovuta alla prima armonica zonale dello sviluppo in armoniche sferiche del potenziale gravitazionale terrestre (si veda Allegato A per approfondimenti).

2.1.2.1 Determinazione dell'assetto

L'AACS include in generale una funzione per la determinazione dell'assetto, come mostrato nel paragrafo precedente.

La determinazione dell'assetto corrisponde al processo di stima dell'orientamento del satellite, grazie ai sensori di bordo, rispetto a dei sistemi di riferimento inerziali o ad astri di riferimento, come può essere la Terra.

Il problema richiede allora la conoscenza di vettori di riferimento, vettori le cui direzioni siano note rispetto al riferimento solidale al satellite (Wertz, 1978).

Le sorgenti di riferimenti esterni, generalmente utilizzate per la determinazione dell'assetto, sono:

- la Terra, o un altro corpo d'attrazione gravitazionale attorno a cui ruota il satellite, nel campo dell'emissione visibile o dell'infrarosso (il vettore Nadir rappresenta la direzione che punta verso il centro della Terra); sorgente sempre disponibile e la cui conoscenza è necessaria per la copertura delle antenne o di altri strumenti di bordo. Richiede un movimento di scansione dell'orizzonte da parte dei sensori, i quali devono anche essere protetti dal Sole;
- il Sole, riferimento quasi puntuale (diametro angolare di circa $0,5^\circ$) e di forte luminosità, che deve essere noto per il puntamento dei pannelli solari e degli strumenti sensibili; può però essere occultato durante i periodi di eclisse;
- le stelle, numerose, ma di scarsa luminosità; sono quasi sempre accessibili in cielo (salvo casi di occultamento a causa della Terra) e la loro posizione è indipendente dall'orbita; negli attuali programmi di sviluppo dei satelliti i sensori di stelle (quali gli star tracker) sono i più utilizzati;
- il campo magnetico terrestre, riferimento sempre disponibile per satelliti in orbita LEO, che però presenta lo svantaggio di avere una modellazione complicata a causa delle sue fluttuazioni alle alte altitudini.

La scelta di uno o l'altro sensore d'assetto dipende da più fattori legati, da una parte alla missione del veicolo, alle performances e alla stabilità di puntamento richieste, e d'altra parte alle sorgenti di riferimento disponibili. La maggioranza dei satelliti in orbita

presentano un numero di sensori ridondanti, che possono essere utilizzati in varie combinazioni in caso di malfunzione di qualcuno di essi.

In Tabella 1 è presentata una sintesi delle caratteristiche di precisione per i sensori più comunemente utilizzati.

Sensor Type	Accuracy
<i>Sun Sensors</i>	0.05...5 deg
<i>Earth Sensors</i>	0.1...5 deg
<i>Star Sensors</i>	5 arcsec
<i>Mech. Gyros</i>	0.01 deg
<i>Laser Gyros</i>	0.005 deg
<i>Magnetometer</i>	3 deg
<i>GPS</i>	1 deg

Tabella 1 Confronto dei sensori d'assetto (Fleucht, 2006)

L'assetto è descritto da tre parametri, come esempio gli angoli di Eulero. Dunque, in termini di vettori, almeno due sono necessari (Feucht, 2006).

Dati due vettori, \mathbf{u} e \mathbf{v} , è possibile creare una terna ortonormale:

$$\mathbf{q} = \mathbf{u} \quad \mathbf{r} = \mathbf{u} \times \mathbf{v} \quad \mathbf{s} = \mathbf{q} \times \mathbf{r}$$

Se si esprime la base in primo luogo rispetto al sistema di riferimento satellite e in secondo luogo rispetto a un sistema di riferimento esterno, si potranno scrivere le matrici DCM, nella terna SAT M_B , e nella terna di riferimento esterna M_R nel modo seguente:

$$M_B = [\mathbf{q}_B, \mathbf{r}_B, \mathbf{s}_B] \quad M_R = [\mathbf{q}_R, \mathbf{r}_R, \mathbf{s}_R]$$

La matrice che rappresenta l'assetto rispetto al riferimento esterno si può allora scrivere come:

$$A = M_B M_R^t \quad (4)$$

2.1.2.2 Equazioni di Eulero per descrivere la dinamica del satellite

Come già visto per il circuito di controllo dell'AACS, la dinamica del veicolo e il controllo d'assetto sono strettamente interconnessi tra loro. Infatti la dinamica descrive il movimento rotazionale del veicolo sotto l'azione delle coppie di disturbo esterne e/o delle coppie di comando. Determina quindi l'orientamento del satellite nello spazio.

Risulta allora necessario conoscere le caratteristiche fisiche (massa, centro di massa, inerzie) e il comportamento strutturale del satellite, parametri e grandezze che ne regolano il comportamento dinamico. Quest'ultimo non è sempre assimilabile al comportamento di un corpo rigido: le appendici flessibili di cui è dotato il satellite (quali pannelli solari, antenne, sistemi di puntamento, ...) introducono dei modi flessionali risonanti a frequenze che vanno dai 0,01 Hz a qualche Hz. Per semplicità, nel seguito il satellite sarà considerato come un corpo rigido.

Il momento angolare di un corpo rigido rispetto al suo centro di massa \mathbf{h} , può essere espresso nella forma matriciale seguente:

$$\mathbf{h} = [I]\boldsymbol{\omega} \quad (5)$$

con $[I]$ tensore d'inerzia, e $\boldsymbol{\omega}$ vettore rappresentante la velocità angolare.

La dinamica di un corpo rigido è governata dalla seconda equazione cardinale della dinamica. Espressa rispetto al centro di massa diventa:

$$\frac{d\mathbf{h}}{dt} = \mathbf{T}^e \quad (6)$$

dove \mathbf{h} è il momento angolare del corpo rigido in un sistema di riferimento inerziale, $\frac{d\mathbf{h}}{dt}$ la sua derivata e \mathbf{T}^e è il vettore delle coppie esterne agenti sul veicolo spaziale.

Le equazioni di Eulero si ottengono esprimendo la seconda equazione cardinale della dinamica nel sistema di riferimento solidale al satellite.

La derivata del momento angolare espressa nel sistema di riferimento con assi solidali al satellite si può scrivere come:

$$\frac{d\mathbf{h}}{dt} = \dot{\mathbf{h}} + \boldsymbol{\omega} \times \mathbf{h} \quad (7)$$

con $\dot{\mathbf{h}}$ derivata del momento angolare relativo al sistema "satellite".

L'equazione di Eulero si scrive allora:

$$\dot{\mathbf{h}} + \boldsymbol{\omega} \times \mathbf{h} = \mathbf{T}^e \quad (8)$$

Prendendo ora in considerazione le seguenti ipotesi:

- il sistema di riferimento "satellite" è un sistema principale d'inerzia;
- l'orbita è circolare, con una velocità angolare costante ω_0 ;
- gli angoli di rotazione φ , θ , ψ attorno ai tre assi sono piccoli (questa ipotesi permette la linearizzazione delle equazioni di Eulero lungo i tre assi, ed è giustificata dal fatto che si tende a minimizzare i cambiamenti dell'assetto,).

Le equazioni di Eulero per un satellite stabilizzato a tre assi diventano allora:

$$\begin{cases} I_x \ddot{\varphi} - \omega_0^2 \varphi (I_z - I_y) + \omega_0 \dot{\psi} (-I_x + I_y - I_z) = T_x \\ I_y \ddot{\theta} = T_y \\ I_z \ddot{\psi} - \omega_0^2 \psi (I_y - I_x) + \omega_0 \dot{\varphi} (I_z + I_x - I_y) = T_z \end{cases} \quad (9)$$

con I_x, I_y et I_z momenti d'inerzia attorno agli assi del sistema "satellite".

Le equazioni (9) mostrano come l'equazione della dinamica attorno all'asse di beccheggio (pitch) sia disaccoppiata dalle equazioni attorno agli assi di rollio e imbardata, che sono invece interdipendenti, vista la presenza delle derivate prime $\dot{\psi}$ e $\dot{\varphi}$.

2.1.2.3 *Controllo d'assetto*

Il satellite in orbita è sottoposto all'azione di coppie di disturbo d'origine diversa. Queste coppie possono essere di natura periodica (a media nulla su un'orbita) o secolare (a media non nulla, si accumulano e integrano nel tempo). Il ruolo del sistema di controllo d'assetto è allora quello di compensare le coppie di disturbo che disallineano il satellite dall'assetto nominale di missione.

Quasi tutti i satelliti necessitano di un sistema di determinazione e controllo d'assetto. Le esigenze del controllo d'assetto derivano dalle necessità di puntamento imposte dalla missione. Per esempio, l'osservazione astronomica richiede un puntamento molto stabile della linea di vista in precise zone del cielo (il puntamento del telescopio spaziale Hubble della NASA presenta una precisione di 0,01 arcsec garantiti su 24 h).

Il sistema di controllo d'assetto permette inoltre: di evitare danni dovuti all'irraggiamento solare o all'attrito atmosferico su certi componenti sensibili, di controllare la dissipazione del calore e di garantire il miglior puntamento possibile per i pannelli solari e le antenne.

Le esigenze dei vari sottosistemi di un satellite non sono sempre conciliabili all'interno di un unico sistema AOCS e possono portare alla definizione di meccanismi di puntamento indipendenti (CNES, 1998). E' il caso dei pannelli solari, nella maggior parte dei casi orientati permanentemente nella direzione del Sole a seconda dei loro gradi di libertà, grazie al SADM (Solar Array Driver Mechanism, meccanismo di rotazione dei pannelli solari).

Inoltre, il payload presenta in generale dei vincoli più stretti in termini di puntamento per poter adempiere alla propria missione. Le esigenze del payload possono essere caratterizzate dai due fattori seguenti:

- aumento della precisione per rispondere ai vincoli di stabilità degli strumenti ottici;
- autonomia di puntamento.

Come è presentato in (CNES, 1998) esistono due grandi classi di controllo d'assetto: i sistemi di controlli passivi e i sistemi di controlli attivi.

I sistemi di controllo passivo sfruttano proprietà fondamentali della fisica per stabilizzare l'effetto di alcune perturbazioni, avvalendosi dell'azione di richiamo delle coppie di disturbo o delle proprietà del momento angolare. Il loro principale vantaggio consiste nel non richiedere alimentazione di potenza e nemmeno di un controllo esterno. D'altra parte permettono solamente un controllo d'assetto grossolano, adeguato per satelliti semplici con scarse esigenze di puntamento. In altri casi, per puntamenti più accurati, devono essere combinati con sistemi di controllo attivi.

I sistemi di controllo attivi riconoscono le variazioni indesiderate dell'assetto e le compensano grazie ad attuatori, che generano delle coppie di comando e governano le rotazioni attorno ad ogni asse del satellite. In linea generale, garantiscono una migliore

precisione, manovrabilità e flessibilità, per poter rispondere alle diverse esigenze di missione. Richiedono però la presenza di un sistema di alimentazione e di una logica di controllo complessa. Possono anche richiedere un controllo a terra e un consumo di propellente, cosa che li rende più pesanti, complessi e costosi. Devono allora essere impiegati nel modo più efficiente possibile.

I tre tipi di attuatori più utilizzati per il funzionamento del sistema AOCS sono descritti di seguito:

- Le ruote di reazione sono le più diffuse e producono una coppia, che è, per esempio, dell'ordine dei 10^{-1} Nm nel caso del satellite GB2. Il loro funzionamento si basa sul principio di conservazione del momento angolare: se un componente del satellite accelera allora il satellite accelera nel verso opposto.
- Gli ugelli, che generano una forza grazie al principio di azione e reazione, tramite l'espulsione di massa. Per dare luogo a un momento attorno al centro di massa è sufficiente attivare una coppia di ugelli. Oggi i satelliti possono presentare tre tipi di propulsione: chimica, plasmica o elettrica.
- I torquods, utilizzati per controllare l'assetto di piccoli satelliti in orbita bassa, dove l'influenza del campo magnetico è più importante. Sono costituiti da bobine alimentate con corrente elettrica, generando un campo magnetico. Questo campo, interagendo con il campo magnetico terrestre (per approfondimenti si veda l'Allegato B), produce una coppia. In generale non sono utilizzati come attuatori principali, ma come attuatori secondari per desaturare le ruote di reazione, quando l'accumulo di disturbo ha fatto sì che sia raggiunta la velocità massima di rotazione delle ruote. Questi attuatori producono una coppia, un paio di ordini di grandezza inferiore a quella delle ruote (10^{-3} Nm invece che 0,125 Nm per GB2).

I sistemi di controllo d'assetto dipendono fortemente dalla missione. La decisione di utilizzare un sistema di controllo passivo o attivo, o una combinazione dei due, dipende dalle esigenze in termini di accuratezza e stabilità di puntamento, dalla risposta temporale del sistema, dalle caratteristiche dell'orbita, dalle esigenze del sistema di alimentazione e dalle interazioni del sistema AOCS con gli altri strumenti di bordo.

Per esempio, per un satellite di telecomunicazione in orbita geostazionaria è comunemente applicato un controllo a 3 assi, tramite ruote a reazione come attuatori che possono realizzare una coppia di controllo per ciascun asse, e attuatori secondari per la desaturazione.

2.2 Cenni di meccanica orbitale

2.2.1 Il problema dei due corpi

Il movimento di un satellite, sottoposto all'attrazione gravitazionale di una massa puntiforme, è governato dall'equazione fondamentale del problema dei due corpi, se nessun'altra perturbazione è presa in considerazione.

L'equazione del movimento nel sistema di riferimento centrato nel corpo puntiforme d'attrazione, è data da (Chobotov, 2002):

$$\ddot{\mathbf{r}} = -\frac{\mu}{r^3}\mathbf{r} \quad (10)$$

con \mathbf{r} vettore posizione del satellite e μ costante gravitazionale del corpo d'attrazione.

Questa equazione vettoriale rappresenta un sistema di tre equazioni differenziali non lineari del secondo ordine. Saranno dunque necessarie sei costanti di integrazione. La soluzione potrà essere espressa in funzione del vettore di stato (posizione e velocità) o di sei parametri, meglio conosciuti come elementi orbitali.

Questi ultimi, per un'orbita terrestre in Figura 9, sono (Celletti, 2011):

- a : semiasse maggiore;
- e : eccentricità; $e = 0$ per un'orbita circolare, $0 < e < 1$ per un'orbita ellittica e $e > 1$ per un'orbita iperbolica (per esempio le traiettorie interplanetarie);
- i : inclinazione, l'angolo tra il piano orbitale e il piano equatoriale terrestre;
- Ω : longitudine del nodo ascendente; si tratta dell'angolo tra la direzione del punto vernale (equinozio di primavera) e la linea dei nodi (intersezione tra il piano orbitale e il piano equatoriale);
- ω : argomento del perigeo, angolo tra la linea dei nodi e la direzione del perigeo (punto dell'orbita in cui il satellite si trova più vicino alla Terra);
- ν : anomalia vera, angolo tra il perigeo e la posizione istantanea del satellite lungo l'orbita.

L'eccentricità e il semiasse maggiore definiscono la traiettoria in un piano, mentre la longitudine del nodo ascendente, l'argomento del perigeo e l'inclinazione definiscono l'orientamento del piano dell'orbita nello spazio. L'anomalia vera definisce la posizione lungo l'orbita.

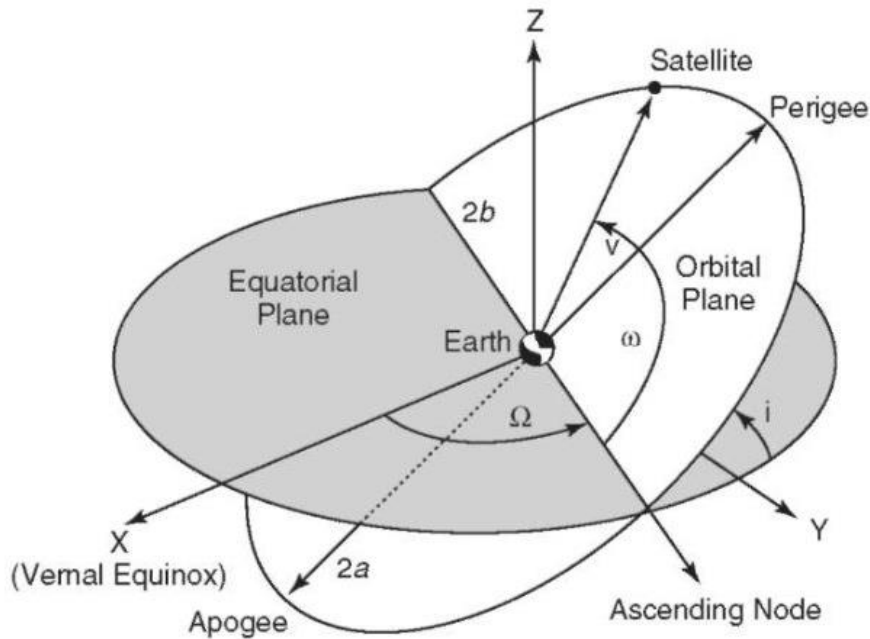


Figura 9 Elementi orbitali (Celletti, 2011)

2.2.2 Equazione del movimento in presenza di perturbazioni

In presenza di altre perturbazioni esterne, per prenderne in conto le conseguenze sull'orbita, l'equazione del problema dei due corpi viene modificata come segue (Chobotov, 2002):

$$\ddot{\mathbf{r}} = -\frac{\mu}{r^3}\mathbf{r} + \mathbf{a}_p \quad (11)$$

dove \mathbf{a}_p è il vettore accelerazione risultante da tutte le forze perturbatrici. Per un satellite in orbita terrestre l'ampiezza di \mathbf{a}_p è circa 10 volte più piccola dell'accelerazione gravitazionale dovuta al corpo centrale.

Queste perturbazioni possono essere di due tipi: perturbazioni d'origine gravitazionale (attrazione di un terzo corpo e forma non sferica della Terra) o d'origine non gravitazionale (attrito atmosferico, pressione di radiazione solare, degassamento, ...).

Possono anche essere classificate come forze conservative o non conservative. Nel caso di accelerazioni conservative \mathbf{a}_p è funzione solamente della posizione e non si verificano scambi di energia (il che implica che non ci siano variazioni del semiasse maggiore). Nel caso non conservativo, \mathbf{a}_p è funzione della posizione e della velocità.

Per costruire un propagatore orbitale analitico, si è adottato l'approccio che considera un'integrazione analitica delle equazioni che rappresentano la variazione temporale degli elementi orbitali. A causa delle perturbazioni, infatti, gli elementi orbitali non restano costanti. Si può allora definire l'orbita osculatrice (in Figura 10), come l'orbita kepleriana (cioè un'orbita ellittica, parabolica o iperbolica) che l'oggetto percorrerebbe attorno al corpo centrale di attrazione gravitazionale, se in quel dato istante fossero eliminate tutte

le perturbazioni esterne. Gli elementi orbitali corrispondenti a questa orbita osculatrice sono chiamati elementi orbitali osculatori.

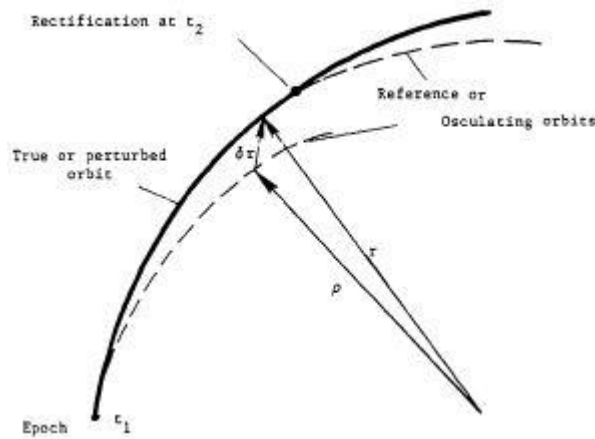


Figura 10 Orbita osculatrice (Chobotov, 2002)

Per quanto riguarda le perturbazioni agenti sull'orbita di un satellite terrestre, considerando orbite controllate, ci si interesserà solamente alle perturbazioni dovute alla non perfetta sfericità della Terra. Ciò limita l'analisi delle perturbazioni in orbita al caso puramente conservativo.

Nel seguito si è adottato il metodo di Lagrange. Questo particolare approccio considera che l'accelerazione perturbatrice \mathbf{a}_p sia una derivata parziale della funzione perturbatrice R , in quanto tutte le forze conservative possono essere derivate a partire da funzioni potenziali:

$$\mathbf{a}_p = \frac{\partial R}{\partial \mathbf{r}_i} \quad (12)$$

In allegato (Allegato C) è mostrata la formulazione matematica delle equazioni planetarie di Lagrange, che rappresentano le variazioni temporali $(\frac{d}{dt})$ degli elementi orbitali in funzione di R .

È importante sottolineare come queste equazioni presentino delle singolarità per eccentricità e inclinazione vicine allo zero (e e $\sin(i)$ sono presenti al denominatore).

2.2.3 Perturbazioni dovute alla non sfericità della Terra

Se supponiamo che la Terra sia uno sferoide oblato e che il solo termine J_2 sia sufficiente per prendere in considerazione gli effetti dovuti all'appiattimento terrestre, allora la funzione perturbatrice R assume la forma seguente (Gupta et al., 2011):

$$R = \frac{J\mu^2 R_E^2}{3r^3} (1 - 3\sin^2 \delta) \quad \text{con} \quad J = -\frac{3}{2}J_2 \quad (13)$$

dove R_E è il raggio equatoriale terrestre e δ rappresenta la latitudine (in coordinate geografiche) alla quale si trova il satellite.

Sostituendo questa espressione di R nelle equazioni di Lagrange, si ottiene la formulazione matematica dell'effetto che ha il termine J_2 sulla variazione temporale degli elementi orbitali.

In particolare si ottiene che le variazioni, mediate su un'orbita, sono nulle per i seguenti elementi orbitali: e , a e i .

Ciò implica che l'effetto di J_2 sull'orbita non comporta una variazione degli elementi orbitali medi e , a e i , ma solamente delle variazioni di corto periodo degli elementi osculatori.

Le equazioni per gli altri due elementi presentano caratteristiche più interessanti.

Per la longitudine del nodo ascendente si ha (Curtis, 2009):

$$\dot{\Omega} = - \left[\frac{3}{2} \frac{\sqrt{\mu} J_2 R_E^2}{(1 - e^2)^2 a^2} \right] \cos i \quad (14)$$

Direttamente dall'equazione si deduce che per $0^\circ \leq i \leq 90^\circ$ allora si ha $\dot{\Omega} < 0$, e quando $90^\circ \leq i \leq 180^\circ$ si ha $\dot{\Omega} > 0$.

Ciò significa che per orbite prograde (inclinazione minore di 90° e il satellite ruota intorno alla Terra secondo la stessa direzione della rotazione terrestre) la linea nodale si sposta verso ovest, mentre per orbite retrograde (inclinazione maggiore di 90° e la rotazione del satellite intorno alla Terra è opposta alla rotazione terrestre) la linea dei nodi avanza verso est. Questo fenomeno è conosciuto come "regressione della linea dei nodi".

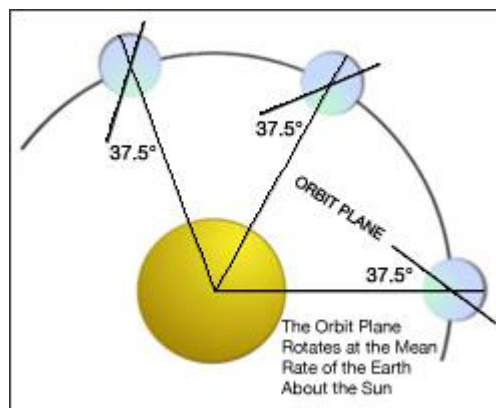


Figura 11 Orbita eliosincrona del satellite Landsat7 (NASA, 2011)

Dalla regressione della linea dei nodi deriva la definizione di una particolare architettura orbitale, per la quale il piano orbitale si muove alla stessa velocità del moto apparente del Sole (visto dalla Terra). Questa particolare configurazione definisce le cosiddette orbite eliosincrone, orbite per le quali l'angolo tra il piano orbitale e la direzione del Sole resta sempre costante, come si può vedere in Figura 11.

Un satellite posizionato in una tale orbita attraversa l'equatore ad un'ora locale fissa. Queste orbite sono allora molto utilizzate per missioni di osservazione ottica terrestre

nella lunghezza d'onda del visibile, permettendo l'osservazione di una stessa regione terrestre sempre nelle medesime condizioni di luce.

Per ottenere questa particolare architettura, è necessario che il piano orbitale ruoti nello spazio inerziale con la stessa velocità angolare di rivoluzione della Terra, cioè $0,9856^\circ$ al giorno:

$$-\left[\frac{3}{2} \frac{\sqrt{\mu} J_2 R_E^2}{(1-e^2)^2 a^2} \right] \cos i = 0.9856 \text{ deg/day} \quad (14.b)$$

L'equazione (14.b) mostra come l'altitudine e l'inclinazione siano interdipendenti: fissata l'eccentricità dell'orbita solo un parametro tra altitudine (o equivalentemente il semiasse maggiore) e inclinazione può essere lasciato scegliere arbitrariamente per ottenere la velocità di rotazione del piano orbitale necessaria.

Di solito si usa citare l'ora locale del nodo ascendente per individuare l'orientazione dell'orbita eliosincrona rispetto al Sole. Di particolare nota è l'orientazione dawn-dusk, in cui l'ora locale del nodo ascendente corrisponde alle 6:00 AM; il piano orbitale è circa ortogonale alla direzione dei raggi solari e l'orbita non ha eclissi.

Per quanto riguarda invece l'argomento del perigeo, l'effetto dell'armonica zonale J_2 , che rappresenta la non sfericità della Terra, è data da (Curtis, 2009):

$$\dot{\omega} = -\left[\frac{3}{2} \frac{\sqrt{\mu} J_2 R_E^2}{(1-e^2)^2 a^2} \right] \left(\frac{5}{2} \sin^2 i - 2 \right) \quad (15)$$

L'equazione (15) mostra che per $0^\circ \leq i < 63,43^\circ$ e $116,57^\circ < i \leq 180^\circ$ si ha $\dot{\omega} > 0$, ovvero il perigeo avanza nella stessa direzione di moto del satellite.

Invece per $63,43^\circ < i < 116,57^\circ$ la linea absidale ruota in direzione opposta alla direzione di moto del satellite, $\dot{\omega} < 0$. Questo fenomeno, noto come "precessione del perigeo", consiste in una rotazione secolare della linea degli absidi.

Dall'equazione (15) si nota anche che la velocità di rotazione si annulla quando:

$$5 \sin^2 i - 4 = 0$$

ovvero per $i = 63,43^\circ$ (orbita prograda) e $i = 116,57^\circ$ (orbita retrograda). Per questi valori, noti come inclinazioni critiche, la posizione del perigeo resta costante (e perciò anche la linea degli absidi). Questo fenomeno è sfruttato per definire l'architettura delle orbite Molniya e Tundra.

È interessante notare come i valori dell'inclinazione critica non dipendano né dal valore numerico di J_2 (i risultati sono validi per qualunque pianeta), né dall'eccentricità dell'orbita.

Il sistema russo di telecomunicazioni alle alte latitudini, meglio noto come Molniya, fa uso di un'orbita con un elevato valore di eccentricità e inclinazione pari al valore dell'inclinazione critica, per mantenere invariata la posizione dell'apogeo. L'elevata eccentricità riduce la velocità all'apogeo facendo sì che il satellite trascorra più tempo attorno all'apogeo, in vista delle alte latitudini.

Il periodo dell'orbita Molniya è pari alla metà del periodo sidereo, ovvero 12 h (apogeo a circa 40000 km e perigeo prossimo ai 1000 km) come mostrato in Figura 12, in modo da permettere due passaggi giornalieri alle alte latitudini.

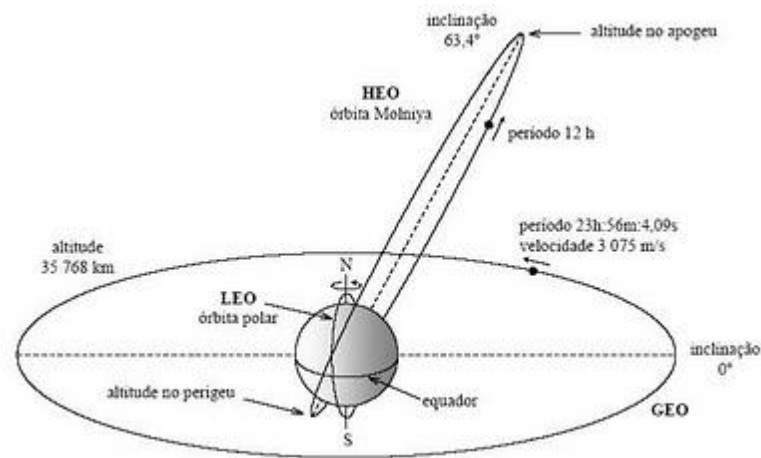


Figura 12 Rappresentazione di un'orbita Molniya (Peet, 201?)

2.3 Ambiente spaziale e suoi modelli

Una condizione indispensabile per applicazioni spaziali ad alta precisione, la cui riuscita è imprescindibile da un'attenta analisi delle perturbazioni, è quella di poter disporre di modelli accurati, per rappresentare l'ambiente spaziale nel quale interagisce ed opera il satellite. È essenziale riuscire a modellare le principali forze di superficie agenti sul satellite (Klinkard e Fritsche, 1998).

Ad esempio, l'interazione del satellite con le radiazioni presenti nel mezzo spaziale da luogo a una pressione fotonica sulle superfici del satellite, che può costituire un'importante fonte di disturbo. Le perturbazioni dovute all'attrito aerodinamico sono significative solo per satelliti in LEO e sono predominanti rispetto ad altre perturbazioni ad altitudini inferiori a 500-600 km, a seconda dell'attività solare.

Contrariamente alle perturbazioni gravitazionali, gli effetti della pressione aerodinamica e della pressione di radiazione sono complesse da modellare, in quanto occorre una buona conoscenza della geometria e delle proprietà caratteristiche delle superfici del veicolo spaziale. In più è indispensabile disporre di stime accurate del flusso di particelle, molecole e fotoni. I modelli della termosfera, della radiazione terrestre, albedo e IR, dipendono da un ampio numero di parametri, come la posizione del satellite, il tempo, la stagione (per conoscere la posizione del Sole) e i livelli di attività solare e geomagnetica.

2.3.1 Irraggiamento nello spazio

La pressione generata dall'interazione delle radiazioni con le superfici esterne di un veicolo spaziale costituisce un fattore importante per altitudini superiori ai 500-600 km. Questi valori possono variare a seconda dell'attività solare.

Le quattro fonti principali di irraggiamento nello spazio, in ordine di importanza, sono: la radiazione solare diretta, l'albedo terrestre, la radiazione infrarossa terrestre e la radiazione infrarossa emessa dal satellite stesso.

2.3.1.1 Irraggiamento solare diretto

Il Sole è una fonte di irraggiamento la cui distribuzione spettrale corrisponde, all'incirca, a quella di un corpo nero a una temperatura media di 5785 K , in accordo con la legge di Planck (NASA, 1969). Sebbene lo spettro comprenda tutte le lunghezze d'onda (dai raggi X alle onde radio), l'emissione radiativa solare presenta un picco nella regione delle lunghezze d'onda corrispondente al visibile, come descritto dalle leggi di Wien. L'irraggiamento solare è quasi indipendente dall'attività solare, al contrario di alcuni fattori legati alla modellazione dell'atmosfera terrestre, come per esempio la densità.

Talvolta all'irraggiamento solare, si possono aggiungere alcune particelle cariche e pesanti, come elettroni o nuclei ionizzati, trasportate dal vento solare e la cui densità dipende invece dall'attività solare.

La costante solare I_0 , rappresenta il flusso d'energia solare, integrato su tutte le lunghezze d'onda, ricevuto da una superficie normale alla radiazione incidente, situata alla distanza media tra la Terra e il Sole (UA, Unità Astronomica), al di sopra dell'atmosfera terrestre. Nel seguito, e per lo svolgimento dello stage, per questa costante sarà considerato un valore pari a $1367,5 \text{ W/m}^2$ (ECSS, 2008).

L'eccentricità dell'orbita della Terra intorno al Sole induce una variazione periodica del flusso solare osservato, pari a circa $\pm 3\%$ del valore medio annuale. Si può allora esprimere la correzione del flusso solare ricevuto da un satellite in orbita terrestre, in funzione del tempo, come segue (NASA, 1969):

$$I = I_0\beta(t) \quad (16)$$

dove $\beta(t)$ è il fattore di correzione che varia con la distanza effettiva tra la Terra e il Sole (Figura 13).

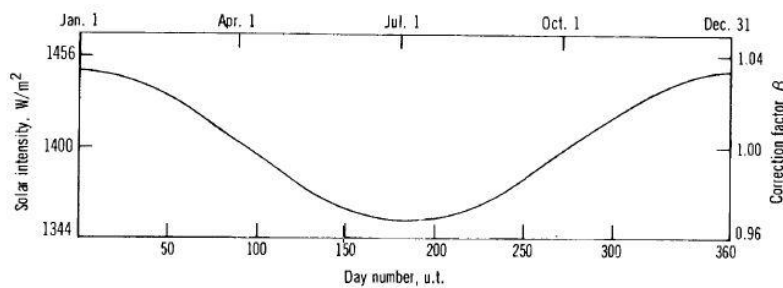


Figura 13 Flusso solare in funzione del tempo (NASA, 1969)

La pressione di radiazione è, per definizione, il rapporto tra il flusso radiativo e la velocità della luce, perciò la pressione di radiazione solare alla distanza di 1 UA è pari a $4,5 \cdot 10^{-6} \text{ N/m}^2$.

2.3.1.2 Albedo terrestre

Calcolando la media dell'energia solare ricevuta dall'emisfero illuminato della Terra su tutta la superficie terrestre, si ottiene che il flusso medio dell'energia solare incidente ricevuto dalla Terra è pari a 349 W/m^2 . Di questo flusso, il 33% è riflesso nelle lunghezze d'onda del visibile (il 26% riflesso dall'atmosfera e dalle nuvole e il 7% dai continenti e gli oceani) e il restante 67% è assorbito dall'atmosfera, il terreno e l'acqua per chiudere così il bilancio termico della Terra (Klinkard et Fritsche, 1998).

Per quanto riguarda la parte riflessa, la Terra e la sua atmosfera costituiscono in prima ipotesi un riflettore diffusivo, il cui spettro si può supporre che sia lo stesso dell'irraggiamento solare diretto. Un parametro che permette di misurare la riflettività della Terra è l'albedo terrestre, definito come la frazione della radiazione solare incidente riflessa verso lo spazio, mediata su un periodo di tempo.

Il fatto che la radiazione riflessa non costituisca un fascio ben allineato, rende complessa la sua integrazione geometrica, e dunque la valutazione delle forze risultanti sul satellite.

Un altro fattore che aumenta la complessità dell'analisi della pressione di albedo sulle superfici del satellite è la variabilità dell'albedo in funzione delle condizioni di illuminazione giorno-notte o della natura della superficie terrestre sorvolata (terreno, oceano, ghiacci).

È possibile mostrare alcune tendenze generali le variazioni del valore dell'albedo (NASA, 1971):

- i continenti presentano dei valori di albedo superiori a quelli degli oceani;
- l'albedo cresce con la latitudine geografica ed è massimo in vicinanza dei poli, come si può vedere in Figura 14, a causa, tra i vari fattori, della copertura dei ghiacci;
- le regioni che si contraddistinguono per una maggiore copertura nuvolosa presentano valori maggiori di albedo;

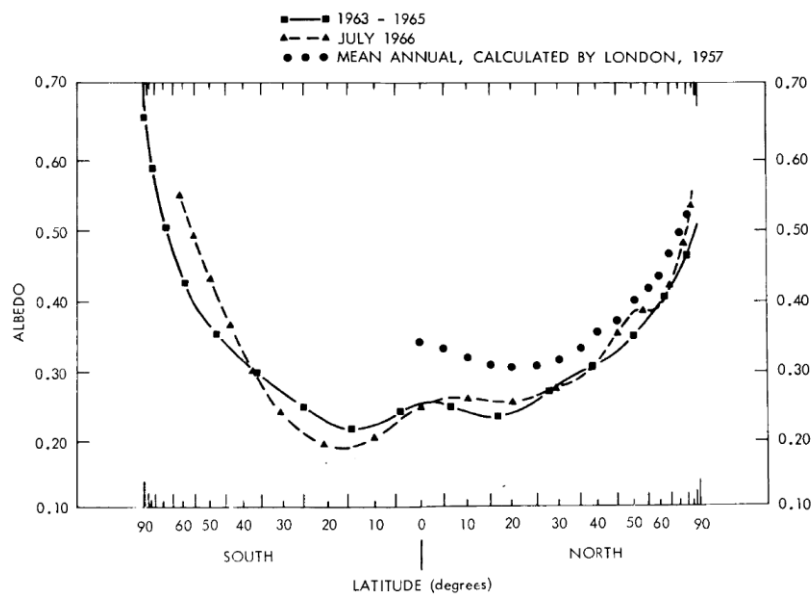


Figura 15 Variazione dell'albedo con la latitudine (NASA, 1971)

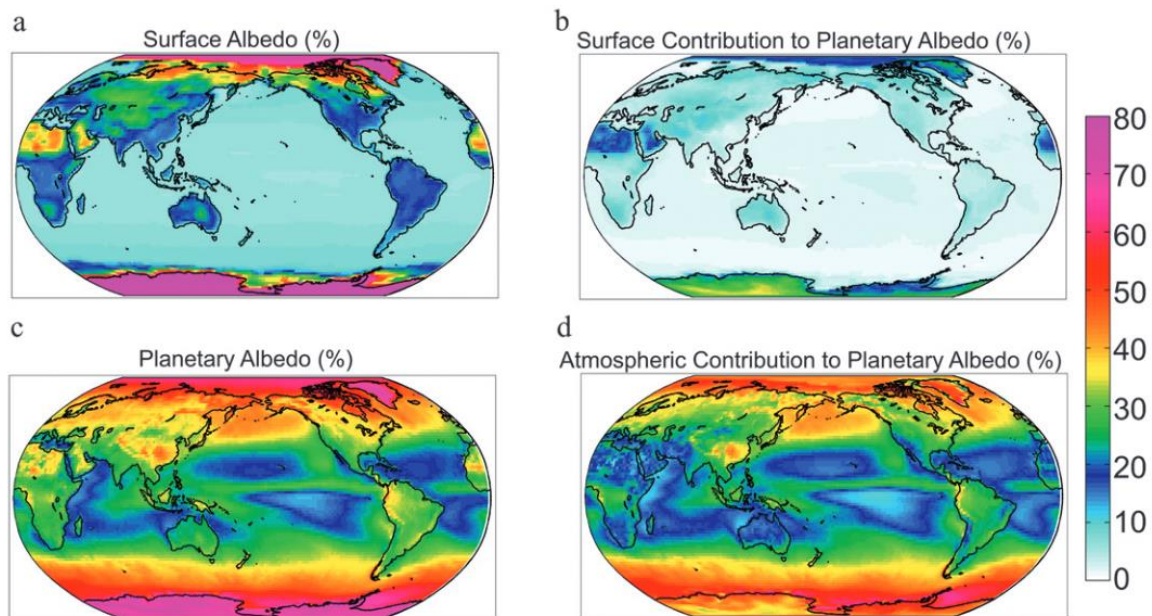


Figura 14 Distribuzione del valore di albedo sulla superficie terrestre (Donohoe et Battisti, 2011)

- il valore di albedo, caratteristico di una regione, varia stagionalmente, a causa della copertura nuvolosa, della vegetazione e della copertura di ghiacci e neve.

La media annuale del valore di albedo su tutta la superficie terrestre è pari a 0,32. La pressione di radiazione d'albedo varierà allora tra $2 \cdot 10^{-6} \text{ N/m}^2$ e $3 \cdot 10^{-8} \text{ N/m}^2$.

La Figura 15 mostra la distribuzione del valore di albedo sulla superficie terrestre. Dalla figura è possibile distinguere il contributo alla riflessione dovuto all'atmosfera da quello dovuto alla superficie. La carta conferma come il valore dell'albedo aumenti ai poli e sia più elevato in corrispondenza dei continenti che degli oceani.

2.3.1.3 Emissione radiativa terrestre

Il flusso solare assorbito dalla Terra contribuisce al suo riscaldamento, ed è in seguito riemesso sotto forma di radiazione infrarossa (IR), in modo quasi indipendente dalle condizioni di illuminazione della superficie.

La Terra e la sua atmosfera, infatti, emettono una radiazione diffusa il cui spettro è, più o meno, quello di un corpo nero alla temperatura di 288 K, per le lunghezze d'onda per le quali l'atmosfera è trasparente, e lo spettro di un corpo nero a 218 K, per le lunghezze d'onda per le quali l'atmosfera è più opaca. In prima approssimazione si può considerare lo spettro di un corpo nero a 253 K (NASA, 1969).

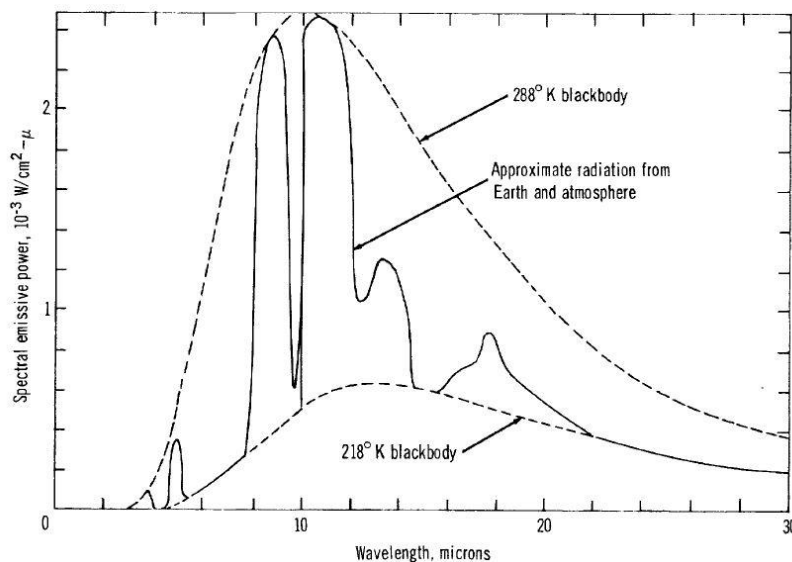


Figura 16 Distribuzione spettrale dell'emissione radiativa terrestre (NASA, 1969)

Come si può osservare in Figura 16, lo spettro dell'emissione radiativa terrestre presenta un picco corrispondente alle lunghezze d'onda caratteristiche dell'infrarosso, motivo per cui si parla comunemente di irraggiamento ed emissione IR terrestre.

Circa il 95% di questa radiazione è emesso dalla superficie terrestre e la bassa atmosfera. La restante emissione proviene dalle regioni più alte della troposfera.

I principali fattori che influenzano l'emissione sono la temperatura della superficie e la copertura nuvolosa. Una regione calda emette più che una regione fredda. L'aumento della copertura nuvolosa, invece, assorbe la radiazione proveniente dalla superficie terrestre, generalmente più calda, e emette a sua volta una radiazione più debole verso lo spazio, caratterizzata dalle temperature più fredde dell'apice delle nuvole.

L'angolo di elevazione solare influenza l'emissione terrestre tramite l'effetto che ha sulla temperatura della superficie e della bassa atmosfera. Queste variazioni di temperatura sono molto deboli a livello delle superfici degli oceani, ma molto più percettibili in corrispondenza dei continenti, in particolare sui deserti.

L'emissione radiativa terrestre non è costante su tutto il globo terrestre, ma presenta comunque meno variabilità dell'albedo. Visto il ruolo di contrappeso che hanno l'uno sull'altro nel bilancio termico terrestre, ovvero riflessione assorbimento e successiva emissione delle radiazioni, l'irraggiamento IR terrestre presenta tendenze grossomodo opposte a quelle dell'albedo (NASA, 1969):

- il valore di emissione IR decresce con l'aumentare della latitudine geografica, e presenta un massimo in corrispondenza delle regioni tropicali;
- dato un momento della giornata, la differenza di emissione tra continenti ed oceani è più marcata;
- la copertura nuvolosa riduce l'emissione;
- le variazioni stagionali sono apprezzabili a causa della variazione della temperatura delle superfici.

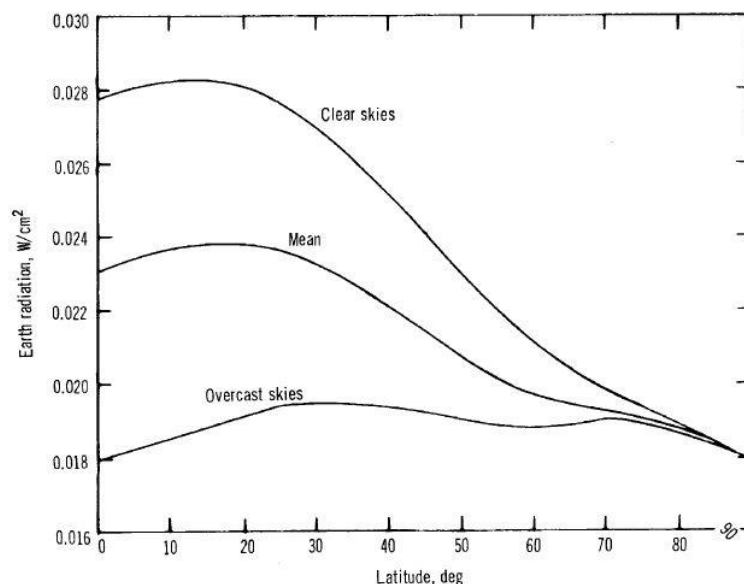


Figura 17 Irraggiamento IR terrestre in funzione della latitudine e della copertura nuvolosa (NASA, 1969)

In Figura 17 si può studiare il comportamento dell'emissione IR terrestre in funzione della latitudine e di diverse condizioni di copertura del cielo.

La tabella 2 permette un confronto numerico tra le differenti tipologie di irraggiamento. In particolare è riportato il valore del flusso radiativo dovuto ai diversi tipi di irraggiamento per un satellite in orbita terrestre a diverse altezze. Si può osservare come l'intensità dell'irraggiamento solare sia indipendente dall'altitudine e come l'intensità delle altre tipologie di radiazione sia di almeno un ordine di grandezza inferiore. In particolare l'intensità dell'emissione IR terrestre per un satellite geostazionario rappresenta circa lo 0,2-0,3% dell'intensità dell'irraggiamento solare diretto.

Altitudine (km)	Irraggiamento solare diretto (W/m ²)	Albedo (W/m ²)	Emissione IR terrestre (W/m ²)
500	1367,5	600	150
1000	1367,5	500	117
2000	1367,5	300	89
4000	1367,5	180	62
8000	1367,5	75	38
15000	1367,5	30	14
30000	1367,5	12	3
60000	1367,5	7	2

Tabella 2 Confronto delle diverse tipologie di irraggiamento (NASA, 1969)

2.3.2 Atmosfera terrestre

Per effettuare le analisi d'attrito aerodinamico per missioni in orbita LEO, al di sotto di 1000 km di altitudine, occorre una conoscenza accurata delle caratteristiche atmosferiche, in particolare della densità atmosferica.

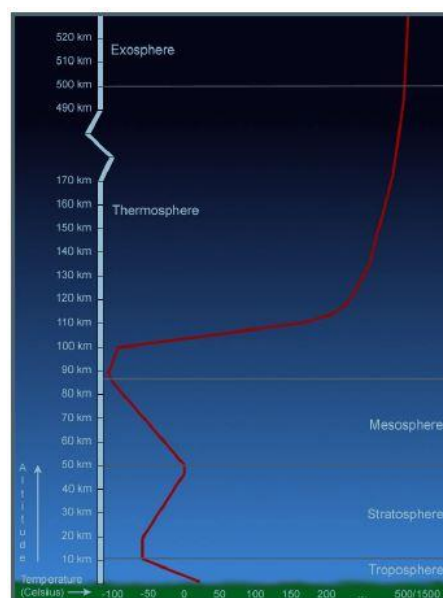


Figura 18 Regioni dell'atmosfera e profilo di temperatura (ECSS, 2008)

L'atmosfera terrestre può essere globalmente suddivisa in tre regioni distinte (ECSS, 2008):

- l'ommosfera, che comprende a sua volta le regioni della troposfera (a partire dalla superficie terrestre fino a 10-12 km di altezza), la stratosfera (tra 10-12 km e 50 km) e la mesosfera (tra i 50 e circa 90 km);
- la termosfera, che si estende tra i 90 km e circa 400 km di altitudine, a seconda dei livelli di attività solare e geomagnetica;
- l'esosfera che si estende dall'apice della termosfera verso lo spazio.

Il criterio di suddivisione tra una regione e l'altra dipende dal profilo di variazione verticale della temperatura dell'aria, come si osserva in Figura 18.

Il modello NRLMSISE-00 (NRL Mass Spectrometer and Incoherent Scatter Radar) sviluppato dal NRL (US Naval Research Laboratory) costituisce il modello d'atmosfera standard internazionale utilizzato per la ricerca spaziale (Picone *et al*, 2003).

Si tratta di un modello empirico dell'atmosfera neutra terrestre, della quale descrive la composizione, la temperatura e la densità delle specie presenti.

Questo modello prende in considerazione due dei principali fattori che influenzano l'alta atmosfera: il flusso solare estremo ultravioletto (EUV) e l'attività geomagnetica. Il flusso emesso dal Sole nella lunghezza d'onda radio 10.7 cm (*F10.7*), misurata in sfu ($10^{-22} \text{ W/m}^2 \text{ Hz}^{-1}$), costituisce il parametro standard di valutazione dell'EUV, mentre l'indice geomagnetico quotidiano A_p misura la variazione geomagnetica quotidiana nell'ambiente spaziale, ed è dunque una misura dell'attività geomagnetica.

Anche il nuovo modello Jacchia-Bowman 2006 (JB-2006) descrive la temperatura e la densità di massa totale per la termosfera e l'esosfera (ECSS, 2008). Le sue nuove caratteristiche e funzionalità hanno portato alla realizzazione di un modello più accurato per la densità di massa totale, rispetto ai precedenti modelli, incluso il NRLMSISE-00. Il modello JB-2006 avanza una nuova formulazione per la variazione semi-annuale della densità osservata nella termosfera, la quale non era mai stata inclusa prima nei modelli atmosferici semi-empirici. Inoltre, introduce una nuova formulazione di indici solari, la quale collega in modo più realistico la dipendenza dell'apporto di calore ed energia, dovuto all'irraggiamento solare, a specifiche regioni di altitudine e a processi di riscaldamento interni alla alta atmosfera.

Il modello JB-2006 è valido per altitudini comprese tra i 120 km fino ai valori delle altitudini caratteristiche della esosfera.

Prende in considerazione i valori di quattro indici:

- il *F10.7* (il suo valore del giorno precedente e una media sugli ultimi 81 giorni);
- il *S10.7* (il suo valore del giorno precedente e una media sugli ultimi 81 giorni), il quale rappresenta una misura del flusso solare nella banda del EUV compreso tra le lunghezze d'onda di 26 e 34 nm; come il *F10.7*, si misura in sfu;

- il $M10.7$ (il suo valore del giorno precedente e una media sugli ultimi 81 giorni), una misura del flusso solare nella banda del MUV (medio ultravioletto) attorno alla lunghezza d'onda di 280 nm; anch'esso misurato in sfu;
- l' A_p (il suo valore valutato 6,7 ore prima).

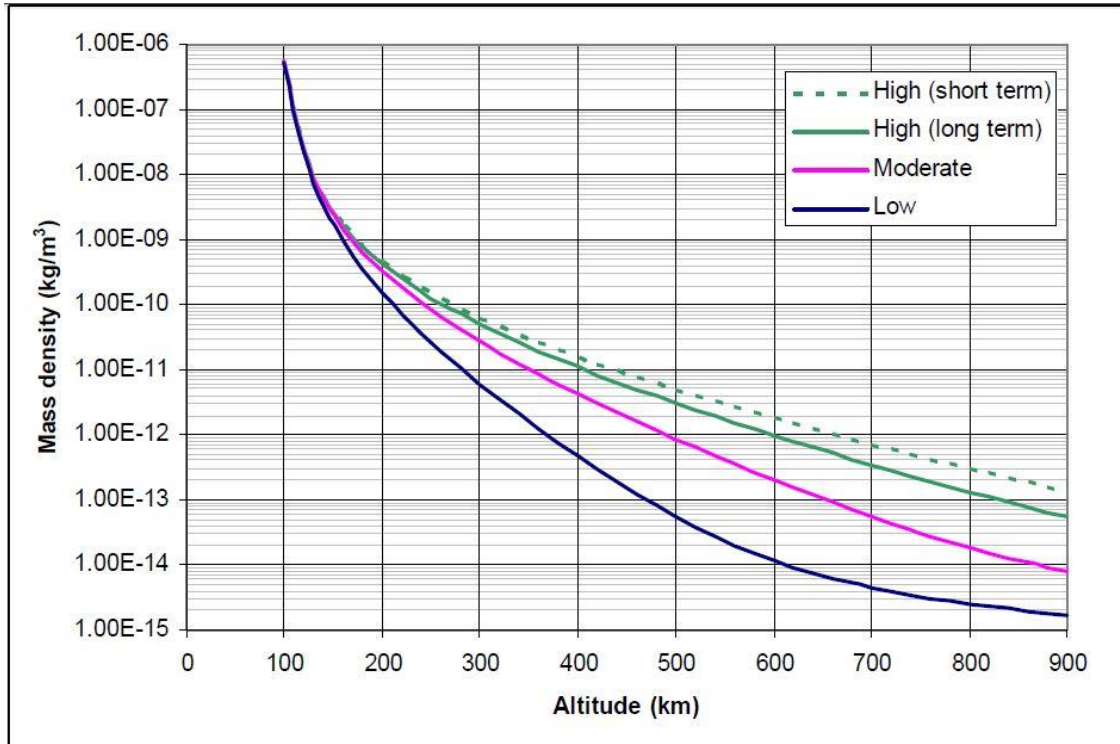


Figura 19 Densità dell'aria in funzione dell'altitudine e di diverse condizioni di attività solare e geomagnetica (ECSS, 2008)

La Figura 19 mostra l'evoluzione della densità atmosferica in funzione dell'altitudine per il modello JB-2006. In figura la densità è rappresentata per quattro condizioni di attività solare e geomagnetica, attività bassa, moderata, elevata a lungo termine e elevata a breve termine (in Allegato D sono riportati i valori degli indici per queste quattro particolari situazioni). Si osservano importanti variazioni dovute al ciclo dell'attività solare e geomagnetica. Il risultato di queste variazioni è un complessivo spostamento della alta atmosfera (a una data altitudine si osserva una variazione della densità pari a diversi ordini di grandezza).

Il modello HWM (Horizontal Wind Model) è un modello empirico per l'analisi del vento orizzontale nella termosfera superiore (ECSS, 2008). Si basa sui dati del vento ottenuti a partire dalle osservazioni e misure dei satelliti AE-E e DE-2.

Nel modello sono incluse le variazioni di ciclo solare e l'indice di attività geomagnetica. Il modello fornisce i venti zonali e meridionali una volta specificate latitudine, longitudine, ora, indice A_p e un indice per l'attività solare.

2.4 Perturbazioni dinamiche sull'assetto di un satellite

In generale, le forze e i momenti agenti su un veicolo che si trova nello spazio sono diversi ordini di grandezza più deboli che sulla superficie terrestre. Tuttavia, un satellite è sottoposto, nella sua traiettoria orbitale, a perturbazioni d'origini diverse, che ne influenzano direttamente l'assetto.

Le principali perturbazioni dovute all'interazione con l'ambiente spaziale sono (CNES, 1998):

- il gradiente gravitazionale, causato dalla differente forza d'attrazione gravitazionale sulle estremità dello S/C, in quanto il campo gravitazionale è un campo centrale;
- l'attrito atmosferico, dovuto al rapido movimento del satellite attraverso gli strati più alti dell'atmosfera terrestre;
- il campo magnetico, a causa della sua interazione con il momento magnetico interno al satellite;
- la pressione di radiazione solare, a causa dell'irraggiamento solare, diretto o indiretto, sulle superfici del satellite.

È importante conoscere la formulazione matematica per queste perturbazioni, perché sebbene la quantificazione delle coppie di disturbo sia relativamente semplice e ricorrente nella sua metodologia per satelliti in orbita geostazionarie, diventa più complessa per satelliti in orbita bassa, per le problematiche legate alle orbite di trasferimento con propulsione elettrica o per le missioni interplanetarie.

Anche gli impatti dovuti a micrometeoriti possono rivelarsi una fonte significativa di perturbazione, che può diventare non trascurabile in certe regioni ancora inesplorate dello spazio, come, eventualmente, nella regione interna agli anelli di Saturno.

Inoltre, certe attrezzature, e strumenti interni ai satelliti, possono essere origine di momenti interni che ne influenzano l'assetto. Tra questi si possono includere la redistribuzione e il movimento dei fluidi nei serbatoi (sloshing), l'emissione delle antenne di radiazione elettromagnetica nella banda delle radio frequenza. Le perturbazioni dovute a disturbi interni possono diventare anche molto importanti e predominanti nel caso di satelliti con strutture flessibili. Infatti, il ruolo giocato dalle appendici flessibili risulta più rilevante nello spazio che a terra.

La quasi totalità delle applicazioni spaziali richiede una determinazione dell'orbita e dell'assetto molto accurate per poter portare a termine la missione. Per esempio le missioni di misura del geoide a alta risoluzione, lo studio della topografia delle superfici dell'acqua o del movimento tettonico.

È quindi essenziale compensare le coppie, dovute a disturbi esterni o interni, che conducono il satellite a effettuare dei movimenti indesiderati. Tuttavia, nel caso della stabilizzazione del puntamento con tecniche passive, come descritto precedentemente, alcuni disturbi esterni possono essere utilizzati in modo da sfruttarne gli effetti.

Gli strumenti di predizione dell'assetto richiedono modelli accurati per le perturbazioni che agiscono su un veicolo spaziale. Per effettuare l'integrazione numerica delle equazioni di Eulero (8) e (9), descrittive l'assetto del satellite, le coppie di disturbo devono essere modellate in funzione del tempo, della posizione e della velocità dello S/C. In particolare le coppie di disturbo dovranno essere determinate per quei punti lungo l'orbita e per quei momenti dell'anno che sono più rappresentativi, per poter riprodurre un profilo dei momenti di disturbo esterni sul satellite per tutte le possibili condizioni d'ambiente spaziale.

Nel seguito sarà presentata prima di tutto la formulazione matematica dei principali disturbi e successivamente un'analisi dei diversi ordini di grandezza, per comprendere quali perturbazioni sono preponderanti in una data regione dello spazio.

Infine, un esempio di dimensionamento degli attuatori del controllo d'assetto permetterà di comprendere l'importanza di una corretta predizione delle coppie di disturbo, nel contesto della definizione del ciclo di controllo dell'AACS, per definire le consegne in termini di coppie di comando.

2.4.1 Momento del gradiente gravitazionale

Tutti gli oggetti di dimensione finita in orbita sono sottoposti ad un momento dovuto al gradiente gravitazionale, a causa di una variazione differenziale della forza d'attrazione gravitazionale sull'oggetto.

Questo momento è il risultato del campo gravitazionale terrestre (Allegato A), la cui intensità varia come l'inverso della distanza al quadrato dal centro della Terra, non trattandosi di un campo uniforme ma di un campo di forza centrale. Questo fenomeno si traduce in una non coincidenza tra il centro di gravità (baricentro di tutte le forze di gravità) e il centro di massa (baricentro di tutte le masse elementari), il che dà luogo ad un momento attorno al centro di massa.

Le espressioni del momento del gradiente gravitazionale sono state ricavate per modelli della Terra perfettamente sferici o meno: per la maggior parte delle applicazioni l'ipotesi di una distribuzione di massa sferica per la Terra è più che sufficiente.

Per poter stimare il valore della coppia di gradiente gravitazionale, si suppone sia noto il tensore dei momenti d'inerzia del satellite I in un sistema di riferimento solidale al satellite, la cui origine non deve necessariamente coincidere con il suo centro di massa.

La forza gravitazionale elementare $d\mathbf{F}_i$, che agisce su una massa elementare dm_i alla distanza R_i dal centro della Terra, è (Wertz, 1978):

$$d\mathbf{F}_i = \frac{-\mu \mathbf{R}_i dm_i}{R_i^3} \quad (17)$$

La coppia corrispondente $d\mathbf{N}_i$, generata da una forza $d\mathbf{F}_i$ applicata a una distanza \mathbf{r}_i rispetto al centro geometrico del satellite, sarà data da:

$$d\mathbf{N}_i = \mathbf{r}_i \times d\mathbf{F}_i = (\boldsymbol{\rho} + \mathbf{r}'_i) \times d\mathbf{F}_i \quad (18)$$

con $\boldsymbol{\rho}$ vettore che unisce il centro geometrico al centro di massa e \mathbf{r}'_i vettore che unisce il centro di massa alla massa elementare.

La coppia di disturbo agente sull'intero satellite è allora ottenuta per integrazione dell'equazione (18).

Per un satellite artificiale, con \mathbf{R}_s vettore geocentrico dell'origine del riferimento SAT, è valida la seguente ipotesi: $\mathbf{R}_i = \mathbf{R}_s + \mathbf{r}_i = \mathbf{R}_s + \boldsymbol{\rho} + \mathbf{r}'_i \gg \boldsymbol{\rho} + \mathbf{r}'_i$;

allora:

$$\begin{aligned} R_i^{-3} &= (\mathbf{R}_i \cdot \mathbf{R}_i)^{-\frac{3}{2}} = \left\{ R_s^2 \left[1 + \frac{2\mathbf{R}_s \cdot (\boldsymbol{\rho} + \mathbf{r}'_i)}{R_s^2} + \frac{(\boldsymbol{\rho} + \mathbf{r}'_i)^2}{R_s^2} \right] \right\}^{-\frac{3}{2}} \\ &\approx R_s^{-3} \left[1 - \frac{3\mathbf{R}_s \cdot (\boldsymbol{\rho} + \mathbf{r}'_i)}{R_s^2} \right] \end{aligned} \quad (19)$$

Sostituendo le equazioni (17) e (19) nell'integrazione dell'equazione (18) il momento del gradiente di gravità \mathbf{N}_{GG} può essere riscritto come:

$$\mathbf{N}_{GG} = \frac{\mu M}{R_s^2} (\hat{\mathbf{R}}_s \times \boldsymbol{\rho}) + \frac{3\mu}{R_s^3} \int (\mathbf{r}_i \times \hat{\mathbf{R}}_s) (\mathbf{r}_i \cdot \hat{\mathbf{R}}_s) dm_i \quad (20)$$

dove $\int \mathbf{r}'_i dm_i = 0$, per definizione del centro di massa, e M massa totale del satellite. Il primo termine si annulla quando il centro geometrico scelto coincide con il centro di massa. L'integrale del secondo termine può invece essere scritto in termini di tensore di inerzia, definendo i vettori \mathbf{r}_i et $\hat{\mathbf{R}}_s$ rispetto agli assi del sistema di riferimento SAT. Nel caso in cui sia $\boldsymbol{\rho} = 0$ il momento può essere espresso come segue:

$$\mathbf{N}_{GG} = \frac{3\mu}{R_s^3} [\hat{\mathbf{R}}_s \times (\mathbf{I} \cdot \hat{\mathbf{R}}_s)] \quad (21)$$

A partire dall'equazione (21) si possono dedurre certe caratteristiche del momento del gradiente gravitazionale:

- il momento è normale alla verticale locale;
- è inversamente proporzionale al cubo della distanza geocentrica;
- si annulla per un satellite a simmetria sferica, ovvero quando il tensore di inerzia del satellite è diagonale.

Nel caso particolare di un satellite stabilizzato a 3 assi (Francesconi, 2011), utilizzando i classici angoli di Cardano φ, θ, ψ , tra il riferimento orbitale locale e il riferimento SAT, il momento del gradiente gravitazionale si può esprimere rispetto agli assi solidali al satellite come segue:

$$\begin{cases} N_{ggx} = \frac{3}{2} \omega_0^2 \sin(2\varphi) \cos^2(\theta) (I_z - I_y) \\ N_{ggy} = \frac{3}{2} \omega_0^2 \sin(2\theta) \cos(\varphi) (I_z - I_x) \\ N_{ggz} = \frac{3}{2} \omega_0^2 \sin(2\theta) \sin(\varphi) (I_x - I_y) \end{cases} \quad (22)$$

con $\omega_0^2 = \frac{\mu}{R_s^3}$ nel caso di un'orbita circolare, I_x, I_y, I_z inerzie del veicolo rispetto ai suoi assi principali. Linearizzando le equazioni (22), cioè per piccoli angoli attorno alla posizione per la quale il riferimento SAT coincide con il riferimento LOF, le tre componenti del momento diventano:

$$\begin{cases} N_{ggx} = \frac{3}{2} \omega_0^2 (I_z - I_y) 2\varphi \\ N_{ggy} = \frac{3}{2} \omega_0^2 (I_z - I_x) 2\theta \\ N_{ggz} = 0 \end{cases} \quad (23)$$

Questa formulazione del momento mostra come il gradiente gravitazionale, almeno per piccole variazioni attorno al riferimento orbitale locale, non dia luogo a una coppia attorno all'asse Z.

Visto che il momento del gradiente gravitazionale è inversamente proporzionale al cubo della distanza geocentrica, il suo effetto sull'assetto sarà più significativo per satelliti in orbita LEO, mentre per satelliti geostazionari la sua influenza sarà trascurabile.

2.4.2 Momento di pressione di radiazione solare

L'irraggiamento incidente sulle superfici del satellite si traduce in una forza di pressione elementare su ciascun elemento di superficie, e dunque un momento attorno al centro di massa del satellite (Wertz, 1978).

La principale fonte di irraggiamento è l'illuminazione solare diretta, che da luogo a una pressione fotonica sulle superfici illuminate del satellite. A quest'ultima, per i satelliti in orbita terrestre, bisogna aggiungere l'irraggiamento solare riflesso dalla Terra e la sua atmosfera, albedo terrestre, e l'emissione infrarossa della Terra e la sua atmosfera. Queste ultime due, come visto in precedenza, sono in generale inferiori di almeno un ordine di grandezza rispetto all'illuminazione solare diretta.

I principali fattori che influenzano il momento dovuto all'interazione tra le superfici del satellite e le radiazioni sono l'intensità e la distribuzione spettrale della radiazione

incidente, l'orientamento del vettore solare rispetto al veicolo spaziale, la geometria delle superfici e le loro proprietà termo-ottiche.

Per poter minimizzare il momento, la geometria e le proprietà caratteristiche delle superfici esterne del satellite hanno un ruolo fondamentale. La configurazione e l'orientamento dei pannelli solari e delle antenne, nonché gli effetti dei rivestimenti per il controllo termico delle superfici devono essere analizzati con cura.

Quando il satellite dispiega le sue appendici, delle deformazioni o delle deflessioni, causate dalla forze gravitazionali e aerodinamiche, dagli sforzi termici o dai difetti di fabbricazione, possono modificare la geometria e la posizione del centro di massa, dando luogo a non trascurabili variazioni del momento di pressione di radiazione solare.

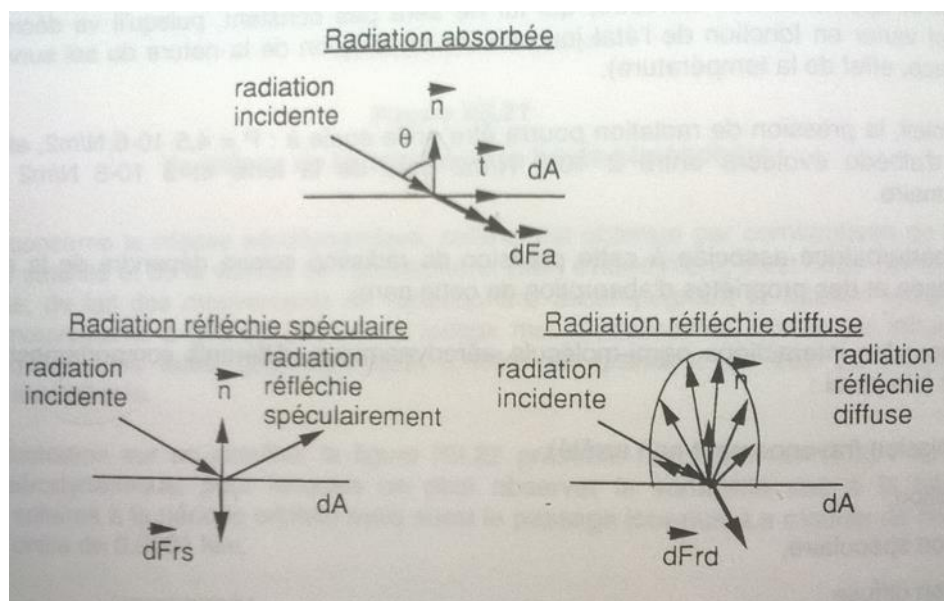


Figura 20 Radiazione incidente su una superficie (CNES, 1998)

Per la maggior parte delle applicazioni, la forza di pressione dovuta alla radiazione incidente su una superficie può essere modellata, come in Figura 20.

La radiazione incidente può essere trasmessa (la radiazione non è quindi arrestata dalla superficie e non c'è forza di pressione), assorbita, riflessa in modo speculare o diffuso, o meglio una combinazione di queste possibilità (CNES, 1998). La non isotropia delle proprietà ottiche delle superfici e le variazioni di queste proprietà in funzione del contenuto spettrale della radiazione incidente, sono generalmente trascurate.

Si consideri l'irraggiamento solare diretto, e siano: P la pressione della radiazione incidente su una superficie elementare dA con normale esterna \hat{n} , \hat{S} il versore in direzione del Sole con origine nel centro di gravità, ovvero il vettore rappresentante la direzione dell'irraggiamento, e ϑ l'angolo tra \hat{n} e \hat{S} , che è compreso tra 0° e 90° , dato che per $\vartheta > 90^\circ$ la superficie non è illuminata e quindi non è sottoposta ad alcuna forza di pressione di radiazione (Wertz, 1978).

Analogamente si può ragionare per le altre fonti di irraggiamento: occorre conoscere la direzione e la pressione di ciascuna radiazione incidente.

La forza elementare dovuta ai fotoni assorbiti è:

$$d\mathbf{f}_{abs} = -PC_a \cos\vartheta dA \hat{\mathbf{S}} \quad (24)$$

con C_a coefficiente di assorbimento, frazione della radiazione incidente che viene assorbita.

La forza elementare dovuta ai fotoni riflessi in modo speculare è:

$$d\mathbf{f}_{spe} = -2PC_s \cos^2\vartheta dA \hat{\mathbf{n}} \quad (25)$$

con C_s coefficiente di riflessione speculare, frazione della radiazione incidente che è riflessa in modo speculare nella direzione $(2\cos\vartheta \hat{\mathbf{n}} - \hat{\mathbf{S}})$.

Per una superficie diffusiva la radiazione riflessa è distribuita verso tutte le direzioni del semispazio definito dalla superficie stessa e dalla sua normale esterna $\hat{\mathbf{n}}$, secondo una distribuzione proporzionale a $\cos\varphi$, dove φ è l'angolo tra la direzione del fotone riflesso e la normale. La forza elementare dovuta ai fotoni riflessi in modo diffuso si calcola, allora, per integrazione dei contributi alla riflessione diffusa per ogni angolo φ , ottenendo:

$$d\mathbf{f}_{diff} = PC_d dA \left(-\frac{2}{3} \cos\vartheta \hat{\mathbf{n}} - \cos\vartheta \hat{\mathbf{S}} \right) \quad (26)$$

con C_{diff} coefficiente di riflessione diffusa, frazione della radiazione incidente riflessa in modo diffuso.

I coefficienti C_a , C_s et C_{diff} dipendono dalle caratteristiche termo-ottiche del materiale di cui è composta la superficie e dall'angolo di incidenza dell'illuminazione.

Ipotizzando che solo l'assorbimento e la riflessione, speculare e diffusa, intervengano nell'interazione tra i fotoni e la parete (assenza di trasmissione), si avrà $C_a + C_s + C_{diff} = 1$ e la forza elementare totale dovuta alla radiazione incidente potrà essere scritta come (Wertz, 1978):

$$d\mathbf{f}_{tot} = -P[(1 - C_s)\hat{\mathbf{S}} + 2\left(C_s \cos\vartheta + \frac{1}{3}C_d\right)\hat{\mathbf{n}}] \cos\vartheta dA \quad (27)$$

o alternativamente in funzione dei vettori che contraddistinguono la superficie elementare (CNES, 1998)

$$d\mathbf{f}_{tot} = -P \cos\vartheta dA \left[(C_a + C_d) \sin\vartheta \hat{\mathbf{t}} - \left((1 + C_s) \cos\vartheta + \frac{2}{3} C_d \right) \hat{\mathbf{n}} \right] \quad (28)$$

con $\hat{\mathbf{t}}$ versore tangente alla superficie elementare, nel piano definito da $\hat{\mathbf{n}}$ et $\hat{\mathbf{S}}$, e formante un angolo maggiore di 90° con $\hat{\mathbf{S}}$.

Per le superfici che non sono completamente opache alla radiazione incidente, P potrà essere modificata per prendere in considerazione la trasmissione di radiazione.

Analogamente la forza può essere riscritta per considerare le eventuali riflessioni secondarie, ovvero l'irraggiamento incidente proveniente da radiazioni riflesse da altre superfici del satellite. Questo fenomeno è generalmente trascurabile, ma quando ampie superfici del satellite sono illuminate per riflessione a partire da superfici estese, come per esempio i pannelli solari, occorre determinare se gli effetti di riflessioni secondarie possano essere effettivamente trascurati senza inficiare la validità dei risultati.

La coppia di pressione di radiazione solare N_{sol} sulla totalità del satellite si ottiene per integrazione delle forze elementari su tutte le superfici illuminate:

$$N_{sol} = \int \mathbf{r}_i \times d\mathbf{f}_{tot} \quad (32)$$

con \mathbf{r}_i vettore che unisce il centro di massa del satellite alla superficie elementare dA .

Il momento di pressione di radiazione solare è ridotto a causa dell'ombreggiamento di certe parti del satellite su altre. Gli ombreggiamenti hanno come effetto di ridurre la forza totale e di spostare il centro di pressione, punto nel quale è applicata la risultante di tutte le forze.

L'irraggiamento solare varia come l'inverso della distanza al quadrato dal Sole; di conseguenza, per un satellite in orbita terrestre, si può considerare che l'intensità della radiazione sia indipendente dall'altitudine, la cui variazione è trascurabile a fronte della distanza Terra-Sole. Visto che l'influenza delle altre perturbazione decresce all'aumentare dell'altitudine, l'effetto del momento di pressione di radiazione solare è significativo e preponderante nel caso di satelliti geostazionari con ampie superfici. Vi sono anche esempi in cui la coppia solare è sfruttata per il controllo di assetto, si tratta del principio di vela solare.

2.4.3 Momento di pressione aerodinamica

L'interazione tra l'alta atmosfera e le superfici esterne del satellite dà luogo a forze di origine aerodinamica sulle superfici, a causa del movimento relativo, a elevata velocità, del satellite nell'atmosfera residua. Queste forze generano una coppia rispetto al centro di massa (Wertz, 1978).

Alle altitudini considerate per le orbite dei satelliti (> 120 km) l'atmosfera può considerarsi residua, e il regime del flusso di particelle è del tipo molecolare libero. In queste condizioni, il libero percorso medio delle molecole è di un ordine di grandezza superiore alla dimensione caratteristica del veicolo, e la forza d'origine aerodinamica può essere modellata sulla base di urti elementari sulle pareti dei satelliti.

Questi urti possono essere di due tipi: speculari (la molecola riparte in una direzione simmetrica alla direzione incidente), o diffusi (la molecola è catturata dalla superficie e diffusa in una direzione non deterministica).

Il movimento reale della molecola libera, in seguito ad un urto con la superficie, corrisponderà ad una via di mezzo tra queste due possibilità, e dipenderà essenzialmente dallo stato della superficie, dalla sua temperatura e dall'angolo di incidenza. Tutti questi parametri influenzano la direzione e la velocità di riemissione della molecola.

La forza su una superficie elementare dA del satellite è scomposta in una componente lungo la normale esterna df_n , e una componente tangenziale, df_t (CNES, 1998):

$$df_n = \frac{1}{2} \rho V^2 C_N dA \cos^2 \alpha \quad (30)$$

$$df_t = \frac{1}{2} \rho V^2 C_T dA \sin \alpha \cos \alpha \quad (31)$$

Le formule (30) e (31) fanno intervenire la densità atmosferica ρ , il modulo della velocità relativa del veicolo rispetto all'atmosfera V , l'angolo di incidenza α rispetto alla normale \hat{n} , e i coefficienti C_N et C_T , che caratterizzano il comportamento del materiale.

Questi coefficienti, C_N et C_T , sono generalmente difficilmente conosciuti. Più spesso sono utilizzati dei valori empirici, il più delle volte probabilmente piuttosto lontani dai valori reali.

Altri fattori di imprecisione intervengono nel calcolo della forza aerodinamica attraverso la difficoltà a modellare e a conoscere i valori esatti della densità e della velocità aerodinamica, i cui modelli sono stati presentati nel paragrafo 2.3.2.

Per quanto riguarda la velocità aerodinamica, non è altro che la combinazione della velocità assoluta del satellite e della velocità dell'atmosfera. Chiaramente è quest'ultima che è difficilmente nota. L'atmosfera presenta infatti un movimento di accompagnamento della rotazione terrestre, ma anche dei movimenti, sia a grande scala che locali, difficilmente modellabili, influenzati dalle attività solare e geomagnetica. L'ordine di grandezza di queste perturbazioni può avvicinarsi ai 600 m/s.

Il momento aerodinamico $N_{aéro}$ agente sulla totalità del satellite rispetto al suo centro di massa, è ottenuto per integrazione delle forze elementari su tutte le superfici esposte (Wertz, 1978):

$$N_{aéro} = \int \mathbf{r}_i \times d\mathbf{f}_{aéro} \quad (32)$$

con \mathbf{r}_i vettore che unisce il centro di massa alla superficie elementare dA , e $d\mathbf{f}_{aéro}$ la forza elementare su dA , le cui componenti sono df_n e df_t .

L'integrale è calcolato su tutte le superfici del satellite per le quali $\hat{n} \cdot \hat{V} > 0$, con \hat{V} versore nella direzione relativa del veicolo rispetto all'atmosfera.

Il momento aerodinamico è ridotto a causa dei mascheramenti: infatti può verificarsi che certe parti del satellite ne proteggono altre dall'attrito aerodinamico. I mascheramenti

hanno, sul momento aerodinamico, esattamente lo stesso effetto che gli ombreggiamenti hanno sul momento di pressione di radiazione solare, e dovranno essere presi in considerazione per la corretta valutazione della coppia d'attrito aerodinamico.

Per orbite inferiori ai 500 km, il momento aerodinamico costituisce la coppia di disturbo predominante.

2.4.4 Coppia di disturbo magnetica

Le coppie di disturbo magnetiche sono il risultato dell'interazione tra il campo magnetico residuo del satellite e il campo geomagnetico (Allegato B).

Le fonti principali di disturbo magnetico sono: il momento magnetico residuo del satellite (che fa sì che quest'ultimo si comporti come un dipolo), le correnti di Foucault indotte internamente al satellite e i materiali ferromagnetici che si magnetizzano sotto l'azione del campo esterno.

Tra questi la fonte primaria di disturbo magnetico è il momento magnetico residuo. Tra l'altro il satellite è, in generale, concepito per ridurre le perturbazioni provenienti dalle altre fonti di disturbo, quali correnti di Foucault indotte e magnetizzazione di materiali ferromagnetici. È dunque possibile valutare separatamente le coppie di disturbo magnetico suddividendole sulla base della loro origine.

La coppia di disturbo magnetico istantanea N_{mag} , dovuta al momento magnetico effettivo del satellite \mathbf{m} ($A \cdot m^2$), combinazione dei momenti magnetici individuali, causati dal magnetismo permanente e dai circuiti di corrente interni al satellite, è data da:

$$N_{mag} = \mathbf{m} \times \mathbf{B} \quad (33)$$

con \mathbf{B} , campo magnetico geocentrico (Wb/m^2).

I momenti generati dalle correnti di Foucault indotte e dall'isteresi magnetica sono dovuti al movimento rotazionale del veicolo spaziale.

Per le correnti di Foucault indotte il momento si esprime come segue:

$$N_{Fouc} = k_e (\boldsymbol{\omega} \times \mathbf{B}) \times \mathbf{B} \quad (34)$$

dove $\boldsymbol{\omega}$ è il vettore velocità angolare del veicolo e k_e un coefficiente costante dipendente dalla geometria e dalla conducibilità del satellite. Le correnti di Foucault sono presenti solamente nei materiali che hanno una permeabilità magnetica prossima a quella dello spazio.

Un materiale ruotante in un campo magnetico di intensità \mathbf{H} , dissipa energia sotto forma di calore a causa dell'attrito magnetico. La perdita di energia ΔE_H in un periodo di rotazione è:

$$\Delta E_H = V \oint \mathbf{H} \cdot d\mathbf{B} \quad (35)$$

con V volume del materiale permeabile, $d\mathbf{B}$ flusso di induzione magnetico nel materiale, e l'integrale calcolato su un intero ciclo di isteresi.

Gli effetti dell'isteresi sono presenti solo su materiali magnetici dolci e molto allungati (delle variazioni del campo esterno danno luogo a delle grandi variazioni nel momento magnetico). La coppia di disturbo dovuta all'isteresi è:

$$N_{Hyst} = \frac{\omega}{\omega^2} \frac{\Delta E_H}{\Delta t} \quad (36)$$

con Δt tempo di valutazione della coppia.

Come mostrato dalla formulazione matematica, per poter ben stimare le coppie di disturbo magnetico, occorre avere un buon modello del campo geomagnetico esterno.

2.4.5 Coppie di disturbo interne

Le coppie di disturbo interne sono definite come le coppie esercitate sul corpo del satellite dall'azione di componenti interne, come per esempio da alcune parti interne in movimento, quali le ruote d'inerzia o i fluidi nei serbatoi (Wertz, 1978).

In assenza di coppie esterne il momento angolare del satellite non varia, come mostrato dalla seconda equazione cardinale della dinamica.

Tuttavia le coppie di disturbo interne possono modificare l'energia cinetica globale del satellite, ridistribuendo il momento angolare del veicolo tra i suoi componenti interni, arrivando perfino a cambiarne le caratteristiche dinamiche.

Certe coppie di disturbo interne possono allora influenzare l'assetto del satellite, e come tali devono essere studiate.

2.4.5.1 Coppie dovute all'emissione di particelle o radiazioni

Ogni volta che delle particelle, ovvero della massa, sono eiettate, si generano delle forze e dei momenti sul satellite. L'espulsione di massa modifica il momento angolare totale del veicolo spaziale.

In fase di progettazione è importante fare tre considerazioni per analizzare le coppie di disturbo dovute all'emissione di particelle: identificare le fonti di emissione e valutare gli ordini di grandezza delle coppie, definire di valori accettabili e progettare un sistema di controllo per non oltrepassare tali valori limite.

Queste coppie possono essere classificate in due gruppi, a seconda della natura della fonte di emissione: coppie involontarie del sistema di controllo e coppie risultanti dal processo di espulsione di massa.

Nel primo caso, che è il più frequente, le coppie hanno origine da una progettazione errata o da alcuni difetti presenti negli strumenti. Le più comuni sono dovute a delle fughe di combustibile o di agenti di pressurizzazione, a difetti di allineamento degli ugelli di propulsione, alle forze di reazione in seguito all'impatto del "thruster plume" su alcune superfici, o infine a un tempo di sparo e accensione non normale.

Nel secondo gruppo, si trovano le coppie dovute allo scarico del propellente residuo, alla sublimazione, alla separazione del payload o al rilascio di strumenti.

La radiazione nella banda delle onde radio emessa da parte dei satelliti di telecomunicazione produce delle coppie di disturbo che possono essere significative (tra i 10^{-6} e i 10^{-5} Nm) (CNES, 1998). Queste coppie dipendono dalla distanza tra la fonte di emissione e il centro di massa del veicolo e sono fortemente legate all'utilizzo del carico utile.

2.4.5.2 Coppie dovute allo sloshing dei fluidi nei serbatoi

Il "fluid sloshing" si riferisce alle oscillazioni della superficie libera di un fluido in un serbatoio parzialmente riempito, a seguito di accelerazioni traslazionali o angolari del veicolo (Wertz, 1978).

Questo movimento del liquido può però persistere per un lungo periodo di tempo, a causa del debole effetto di smorzamento delle pareti dei serbatoi, a meno che non siano previsti degli appositi dispositivi di smorzamento (baffles o deflettori per esempio).

Lo sloshing può dare luogo a una precessione o nutazione dell'assetto del veicolo, a una sua instabilità o a dei danni ai serbatoi.

L'importanza dello sloshing, e delle forze che ne risultano sul satellite, dipendono dalla geometria del serbatoio, dalle proprietà del propellente, dall'effettivo smorzamento, dal tasso di riempimento e dall'accelerazione del satellite.

In generale, i soli parametri liberi, sui quali si può giocare in fase di progettazione sono la struttura dei serbatoi e i dispositivi di smorzamento.

La geometria del serbatoio influisce sulle frequenze dei modi di oscillazione naturale, sulla risposta forzata di precessione e sulle coppie risultanti agenti sulle pareti del serbatoio.

I deflettori aumentano lo smorzamento effettivo del fluido, riducono la durata delle oscillazioni libere e l'ampiezza delle oscillazioni forzate.

La risposta dinamica del veicolo ai movimenti dei fluidi è molto difficile da determinare in modo sperimentale, specialmente in situazioni di microgravità. Una caratteristica dei fluidi in microgravità è di presentare un basso numero di Bond, grandezza adimensionale che descrive il rapporto tra le forze gravitazionali e la tensione superficiale per un'interfaccia tra due fluidi.

La risposta dinamica è solitamente rappresentata da un sistema meccanico equivalente, composto da masse fisse e oscillanti, connesse ai serbatoi tramite una molla o un pendolo. Esistono allora dei metodi analitici per determinare le frequenze dei modi di oscillazione naturale, le forme dei modi e i parametri del sistema meccanico equivalente.

2.4.5.3 Coppie dovute a parti in movimento

Parti mobili messe in rotazione danno luogo a coppie di disturbo apprezzabili sul satellite. Queste coppie vengono generalmente compensate in modo che il corpo principale non subisca alcun momento.

Il più delle volte la compensazione è semplice e diretta, ma in certi casi il movimento può risultare talmente complicato che diventa necessario effettuare un'analisi numerica dettagliata per stimare le coppie di comando da applicare tramite il circuito AOCS.

I principali componenti mobili che possono dare luogo a delle coppie di disturbo sono le antenne, il motore di guida dei pannelli solari e gli specchi degli strumenti ottici.

2.4.6 Ordini di grandezza dei disturbi

Gli ordini di grandezza delle differenti coppie di disturbo dipendono dalle caratteristiche dell'ambiente spaziale e dalla struttura del veicolo.

Vista la dipendenza dalla distanza dalla fonte della maggior parte delle coppie di disturbo, gli ordini di grandezza variano principalmente con l'altitudine dell'orbita. L'ambiente spaziale può considerarsi suddiviso in tre regioni distinte, nelle quali sono predominanti gli effetti di diverse perturbazioni (CNES, 1998):

- la regione più prossima alla Terra, dove l'attrito aerodinamico sarà il disturbo più importante;
- visto il loro andamento con la distanza dal centro della Terra in $1/r^3$, i momenti del gradiente gravitazionale e del campo magnetico saranno più rilevanti in una regione intermedia. La predominanza dell'una rispetto all'altra dipenderà soprattutto dalla struttura del satellite;
- infine le coppie dovute alla pressione di radiazione saranno predominanti in tutta la regione interplanetaria.

In Figura 21 è schematizzata l'evoluzione delle coppie di disturbo dovute alle differenti perturbazioni in funzione dell'altitudine, in scala log-log.

Si osserva che, dal punto di vista frequenziale, le coppie di disturbo lavorano a basse frequenze, e sono, il più delle volte, legate alla frequenza orbitale.

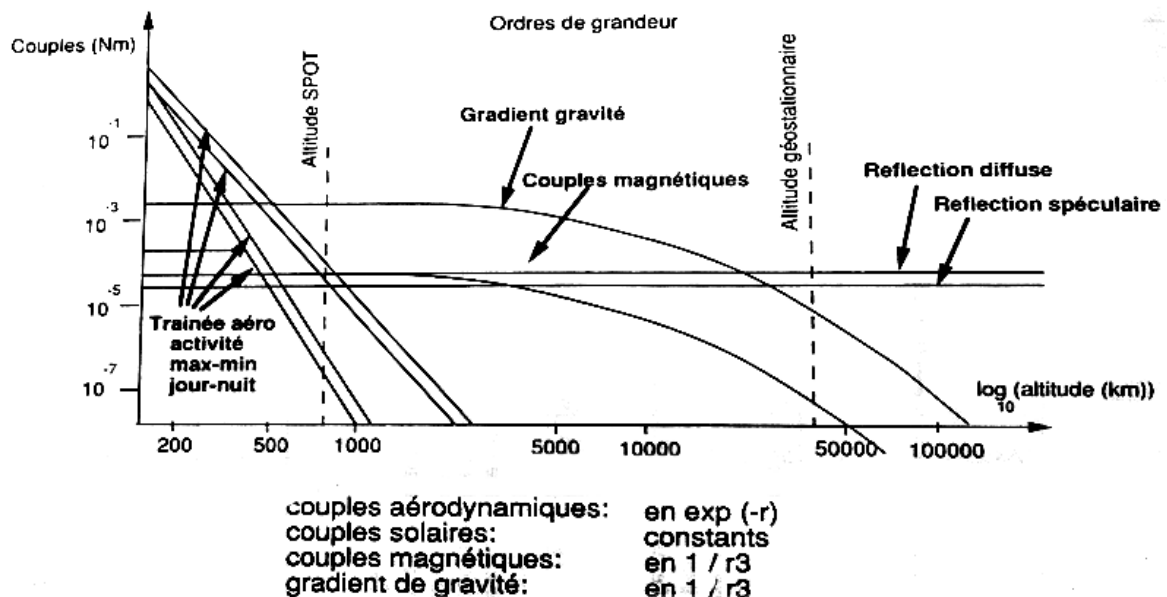


Figura 21 Ordini di grandezza delle coppie di disturbo in funzione dell'altitudine (CNES, 1998)

2.5 Esempio di dimensionamento degli attuatori

I sistemi di controllo di assetto e in particolare la scelta degli attuatori, dipendono in particolar modo dalla missione. Come detto in precedenza, la scelta di utilizzare un sistema passivo o attivo, o una combinazione dei due, dipende dalle esigenze e vincoli in termini di precisione e stabilità di puntamento, dalla risposta temporale del sistema, dalle caratteristiche dell'orbita, dalle esigenze del sistema di alimentazione e dalle interazioni dell'AOCs con gli altri strumenti di bordo.

Una configurazione molto utilizzata per rispondere alle esigenze di un satellite di telecomunicazione in orbita geostazionaria è quella di un controllo a 3 assi, con ruote a reazione come attuatori, in grado di realizzare un momento di controllo su ciascun asse.

Le ruote a reazione funzionano secondo il principio di conservazione del momento angolare: in assenza di perturbazioni, la seconda equazione cardinale della dinamica mostra che se una parte interna del satellite accelera, allora il satellite accelera nel senso opposto, per conservare il momento angolare totale:

$$\dot{\mathbf{h}}_{sat} + \dot{\mathbf{h}}_w = \mathbf{0} \quad (37)$$

con $\dot{\mathbf{h}}_w$ derivata del momento angolare della ruota a reazione e $\dot{\mathbf{h}}_{sat}$ derivata del momento angolare del satellite.

Per realizzare un controllo a 3 assi, almeno tre ruote sono necessarie, ma, per evidenti ragioni di affidabilità del sistema di controllo d'assetto, è imbarcata una quarta ruota ridondante. In Figura 22 è possibile visualizzare una classica configurazione di un sistema con quattro ruote a reazione.

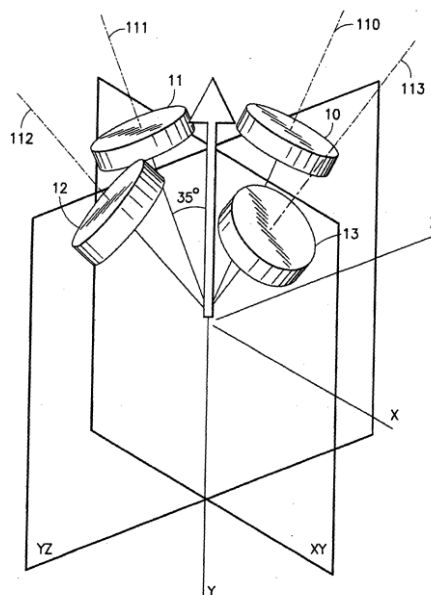


Figura 22 Configurazione tipica per ruote a reazione
(Holmes et al., 2001)

Per un satellite di telecomunicazione in orbita geostazionaria si otterrà, lungo un'orbita, un profilo di coppie di disturbo, nel sistema di riferimento solidale al satellite, come quello rappresentato in Figura 23.

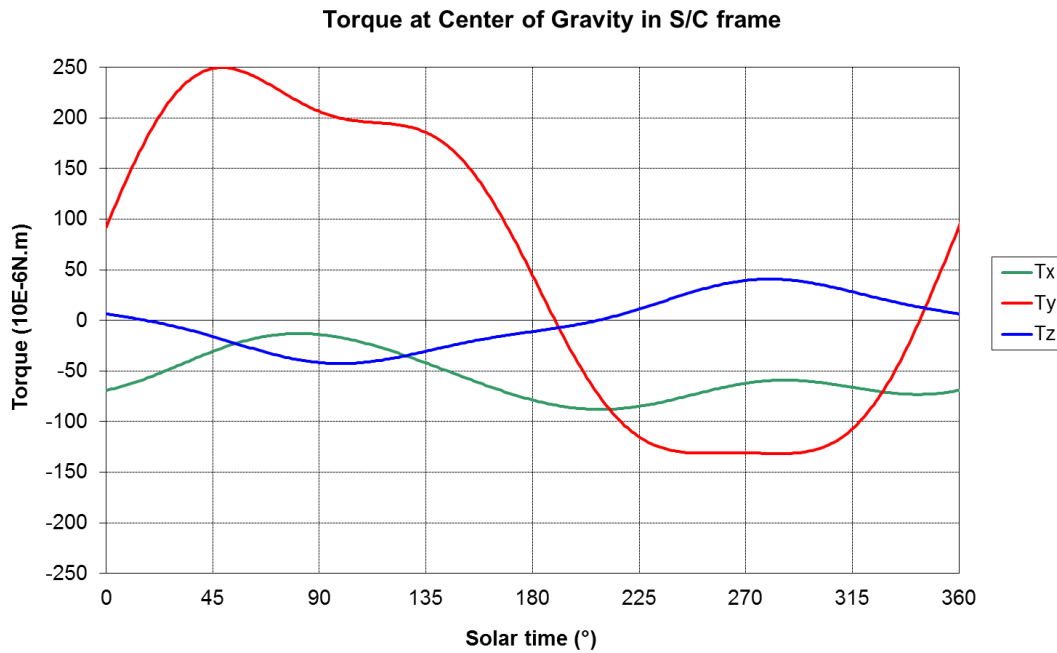


Figura 23 Coppe di disturbo, nel sistema di riferimento satellite

L'effetto delle perturbazioni sul momento angolare del satellite si integra nel tempo. Le ruote a reazione devono allora poter immagazzinare il momento angolare del satellite dovuto alla coppie di disturbo.

Le ruote sono dimensionate in base al valore del momento angolare che possono accumulare (in Nms):

$$\mathbf{h}_w = I_w \omega_w \quad (38)$$

con ω_w velocità angolare e I_w momento d'inerzia. Il momento d'inerzia è strettamente legato alla massa e alle dimensioni della ruota.

Per ragioni di simmetria e bilanciamento le quattro ruote sono identiche e vengono dimensionate in base al momento angolare da immagazzinare sull'asse più critico.

In Figura 24 si può osservare il dimensionamento delle ruote per un satellite di telecomunicazioni geostazionario.

In questo caso si è scelto di utilizzare delle ruote da 25 Nms come valore massimo di momento angolare accumulato. Le tre curve, rossa, blu e nera, rappresentano l'integrazione delle coppie di disturbo, agenti sul satellite in tre diversi periodi dell'anno: rispettivamente solstizio d'inverno, equinozio di primavera e solstizio d'estate. Il dimensionamento delle ruote è fatto sulla base del valore del momento angolare lungo Y, asse lungo il quale il momento angolare assume i valori maggiori. Nel grafico si ha il

momento angolare lungo Y in ordinata, e in ascissa una combinazione dei momenti lungo X e Z.

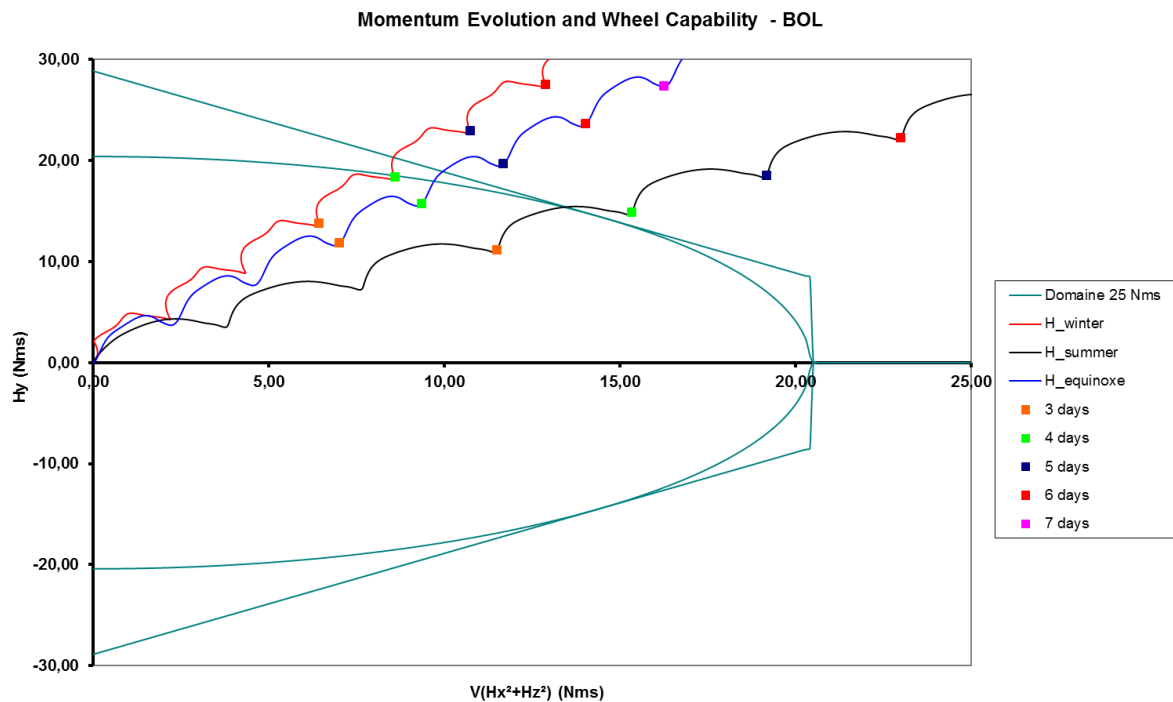


Figura 24 Dimensionamento delle ruote a reazione

L'utilizzo delle ruote a reazione per compensare le perturbazioni secolari porta il dispositivo a "saturazione", situazione per cui le ruote, raggiunto il valore limite di velocità angolare, non possono più accumulare momento. Scelte delle ruote da 25 Nms, il grafico mostra come le ruote raggiungano la condizione di saturazione dopo circa tre giorni, quando il satellite si trova attorno al solstizio d'estate. Una volta raggiunta la condizione di saturazione, occorre procedere ad una manovra di desaturazione che, grazie all'azione di altri attuatori, controlla l'assetto del satellite e riporta a zero il momento angolare delle ruote. Il più delle volte questa manovra è effettuata con degli ugelli, che utilizzano il propellente stoccato nei serbatoi. Il numero di desaturazioni necessarie, per garantire la durata di vita di missione, influenza, in fase di progettazione, la quantità di propellente da immagazzinare nei serbatoi. Quest'ultimo è un parametro molto sensibile in fase di definizione del satellite, e influenza la massa totale al lancio.

Generalmente, il numero di giorni per i quali non è necessario effettuare manovre di desaturazione, è una condizione che viene discussa in fase di negoziazione con il cliente. Come visto, si tratta di un parametro che influenza il bilancio di massa del satellite e quindi la massa disponibile per il payload.

Ciò dimostra come una corretta stima delle coppie di disturbo abbia un ruolo chiave in termini di progettazione del sistema AOCS: in questo caso la conoscenza delle perturbazioni è utile per il dimensionamento delle ruote a reazione, per il rispetto della

condizione di saturazione e quindi per il dimensionamento della quantità di propellente necessaria.

2.6 Analisi delle coppie di disturbo con un software esistente

Prima di cominciare lo sviluppo di un nuovo programma, è stato utilizzato un software esistente per stimare le coppie di disturbo in un caso applicativo reale, nel contesto dell'analisi delle perturbazioni per un satellite di telecomunicazione in orbita geostazionaria

Quest'analisi ha permesso, da un lato di familiarizzare con il software esistente e in generale, con la problematica e il calcolo delle perturbazioni in orbita, dall'altro è stata un'occasione e un'opportunità per riflettere sui possibili miglioramenti da apportare durante lo sviluppo del nuovo programma.

Lo studio riguardava la verifica delle coppie di disturbo dovute alla pressione di radiazione solare. Questa verifica aveva come scopo il consolidamento della comprensione dell'effetto delle deformazioni dei pannelli solari, prendendo in considerazione una manovra di "Yaw-flip" del satellite.

La manovra di "Yaw-flip" consiste in una rotazione di 180° del satellite attorno al suo asse di imbardata, ed è effettuata ai due equinozi. Questa manovra permette al satellite di orientare sempre la stessa faccia verso il Sole, con lo scopo di proteggere certi strumenti sensibili.

Le coppie solari sono valutate al solstizio d'inverno (W) e al solstizio d'estate (S).

I risultati dello studio sono esposti in Figura 25, nella quale si osserva il tipico comportamento "Yaw-flip".

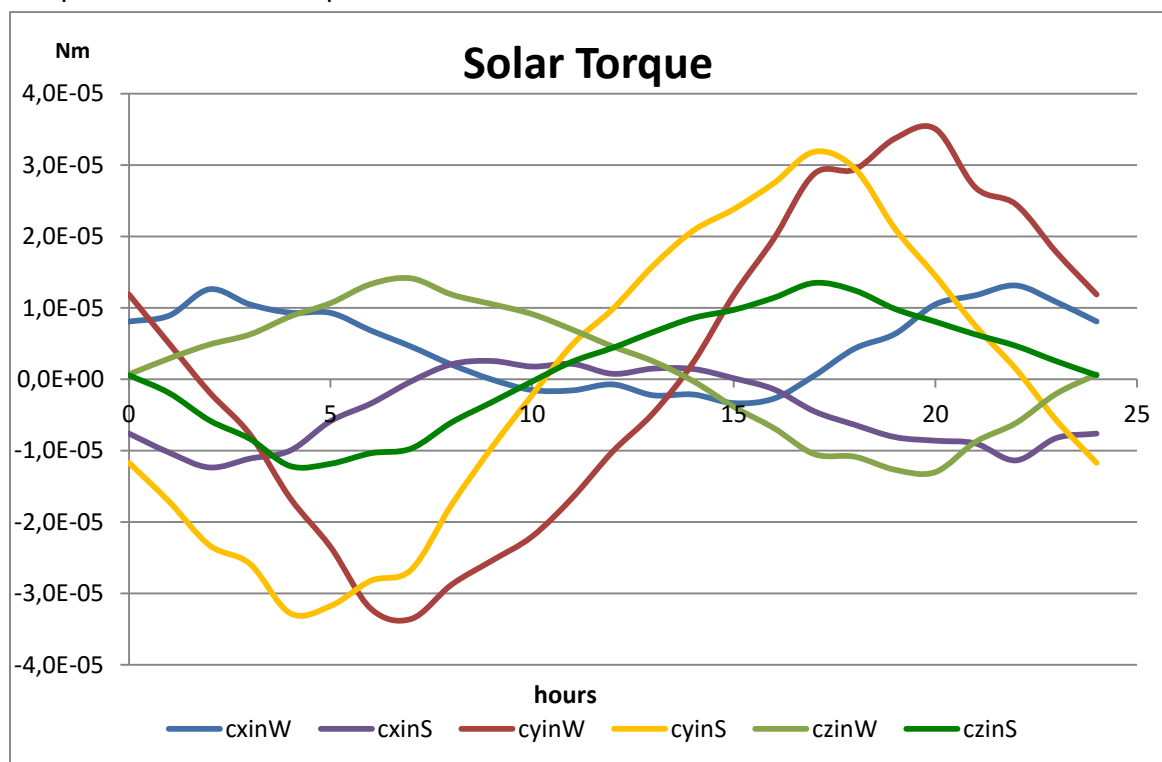


Figura 25 Componenti della coppia solare nel riferimento inerziale per i due solstizi

A causa della manovra di "Yaw-flip", le componenti della coppia solare nei due solstizi mostrano un comportamento simmetrico rispetto alla posizione dell'orbita corrispondente alle ore 12, in accordo con quanto era atteso.

In particolare, nonostante le curve siano molto irregolari, è possibile distinguere i seguenti comportamenti per ciascuna componente:

- le componenti lungo l'asse X, tra un solstizio e l'altro, mostrano un cambiamento di segno e una simmetria rispetto alle ore 12;
- le componenti lungo l'asse Y, tra un solstizio e l'altro, mostrano un cambiamento di segno e una simmetria rispetto alle ore 12;
- le componenti lungo l'asse Z, tra un solstizio e l'altro, mostrano una simmetria rispetto alle ore 12;

Questo studio ha inoltre permesso di prendere dimestichezza con alcuni parametri che hanno un ruolo chiave nell'analisi della coppia di disturbo solare.

In particolare è necessaria la conoscenza di tre aspetti legati al satellite e alla sua missione: la geometria, l'orbita e il puntamento. Tradizionalmente la geometria è definita per mezzo di forme geometriche elementari, associando le proprietà dei materiali a ciascuna forma geometrica. Per quanto riguarda l'orbita, invece, si specificano gli elementi orbitali e la data, mentre per l'assetto le direzioni degli assi di puntamento.

L'applicazione della manovra di "Yaw-flip" ha rappresentato una difficoltà particolare durante questa analisi. In linea teorica vi erano due possibilità d'azione: la prima a livello di definizione della geometria, applicando al satellite una rotazione di 180° attorno all'asse Z, la seconda a livello di definizione d'assetto, specificando di voler puntare l'asse x nella direzione opposta alla velocità del satellite (Z sempre puntato verso la Terra).

Le difficoltà incontrate in questo studio, tra le quali l'applicazione corretta della manovra di "Yaw-flip", nonché alcune interessanti discussioni con i colleghi, hanno portato a stilare una lista di possibili miglioramenti per l'analisi e la stima delle coppie di disturbo:

- una miglior comprensione e padronanza dei parametri e del calcolo;
- un'interfaccia e una visualizzazione più "user-friendly";
- la definizione della geometria tramite un file CAD condiviso con le altre unità dell'azienda, che permetta di analizzare geometrie complesse;
- strumenti per verificare semplicemente le orbite e l'assetto desiderato del satellite, importante soprattutto nel caso di missioni complesse;
- analisi della trasparenza, dell'albedo e dell'IR terrestre;
- flessibilità e possibilità di ampliamento del programma (ad esempio altre perturbazioni o aggiornamento dei modelli).

2.7 Progettazione e sviluppo del programma

2.7.1 Schema generale

Si riprenda lo schema concettuale presentato nel paragrafo 1.4, riportato in Figura 26, che delinea la progettazione del programma.

In particolare mostra i moduli in cui è stato scomposto il lavoro e ne evidenzia, tramite frecce, le interazioni e gli input necessari.

Lo schema inoltre permette di visualizzare graficamente quali siano i parametri che entrano in gioco nella modellazione del flusso solare, ovvero l'illuminazione, sul satellite: l'orbita, l'assetto, la geometria, i materiali di cui sono composte le superfici e la cinematica dei pannelli solari.

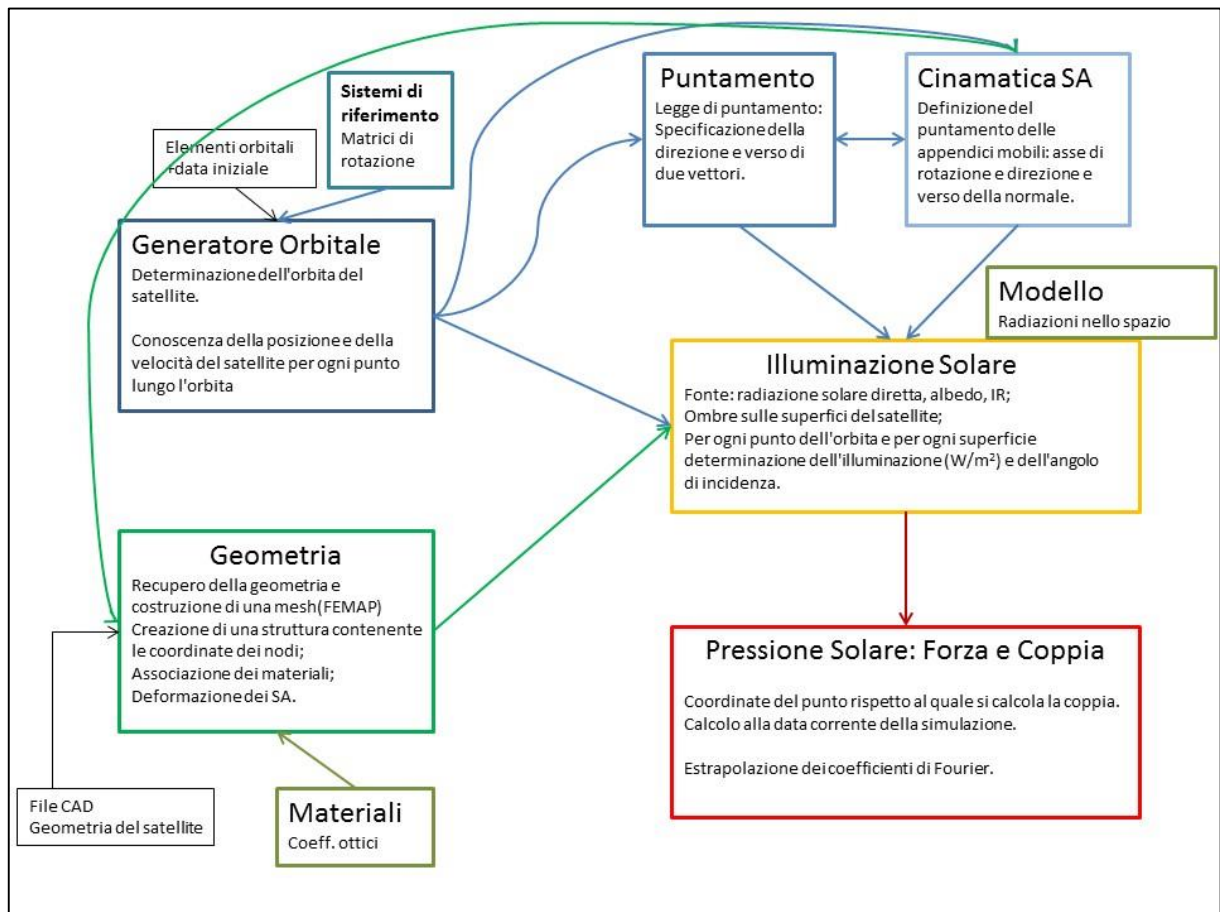


Figura 26 Schema concettuale

Gli input esterni al programma, che dovranno necessariamente essere forniti dall'utilizzatore, sono i dati necessari alla definizione dell'orbita e il file CAD (Computer Aided Design) contenente la geometria del satellite, sulla quale si dovrà creare una mesh.

Dai collegamenti si può notare come il modulo progettato per la generazione e propagazione dell'orbita abbia un'influenza diretta sulla definizione del puntamento del satellite e sulla cinematica dei pannelli solari (SA, Solar Arrays). Questi ultimi infatti esigono

la conoscenza del vettore di stato del satellite (posizione e velocità) e dei vettori di riferimento espressi nel riferimento orbitale LOF, per esprimere le leggi di puntamento e di cinematica dei SA. In particolare, per la maggior parte dei casi che saranno trattati dal programma, sarà necessario conoscere le posizioni della Terra e del Sole nel riferimento solidale al satellite.

L'analisi richiede la definizione di numerosi sistemi di riferimento e delle trasformazioni tra questi. La gestione dei diversi sistemi di riferimento compone allora un sotto-modulo che ha un ruolo fondamentale per il generatore orbitale. Permetterà inoltre di trasformare agevolmente un vettore espresso in un sistema di riferimento ad un altro, grazie alle matrici di trasformazione.

Il modulo "Geometria", è progettato per recuperare la geometria e la mesh del satellite, dai quali si ottiene la matrice contenente le coordinate dei nodi della mesh. Questo modulo è strettamente legato alla cinematica dei SA. Una volta definita la cinematica, legata all'orbita e alla missione del satellite, questa deve essere applicata ai nodi della mesh, corrispondente alle ali dei pannelli solari, tramite una trasformazione di coordinate.

Tutti i moduli accennati fin qui rappresentano i parametri fondamentali per poter calcolare la coppia di disturbo solare.

Per questa ragione sono situati all'ingresso del modulo "Illuminazione Solare", il quale deve valutare il valore del flusso solare su ciascun elemento della mesh del satellite.

Quest'ultimo determina, per ogni elemento della mesh, la sua superficie, il suo baricentro, la sua normale e tangente, nonché la direzione del vettore solare. Questo permette di ottenere il valore dell'incidenza solare e valutare il flusso solare.

Si può allora stimare la forza e la coppia di pressione di radiazione solare, applicando le equazioni (28) e (29) e integrando su tutti gli elementi illuminati della mesh del satellite.

Nei paragrafi seguenti saranno trattati i differenti moduli, con un'attenzione particolare alle scelte progettuali che sono state prese e ai parametri che entrano in gioco.

2.7.2 La libreria Open Source OREKIT e altri software utilizzati

Per la realizzazione dei moduli "Generatore orbitale" e "Puntamento", si è scelto di utilizzare come supporto la libreria OREKIT (ORbit Extrapolation KIT) [4], una biblioteca di meccanica spaziale, sviluppata da CS Systèmes d'Information, programmata in Java e protetta da una licenza open-source a partire dal 2008.

In quanto biblioteca, Orekit, rende disponibili, per lo sviluppo di applicazioni di dinamica del volo spaziale, alcuni elementi di base (orbite, date, assetti e corpi celesti sotto forma di oggetti) e diversi algoritmi per gestirli (conversioni, propagazione, puntamenti). In più è stata progettata per essere facilmente utilizzata in contesti molto diversi tra loro, a partire da alcune analisi e studi grossolani fino alle operazioni più critiche, per le quali occorrono elementi precisi e affidabili.

Orekit ha ottenuto ampi e condivisi riconoscimenti a partire dalla sua divulgazione, ed è stato selezionato ad inizio 2011 dal Centro nazionale di studi spaziali (CNES, Centre National d'Etudes Spatiales, l'agenzia spaziale francese) per essere la base della prossima generazione di sistemi di dinamica del volo spaziale, compresi i sistemi operazionali e i sistemi di analisi missione. Inoltre è già stato utilizzato con successo durante il controllo, in tempo reale, della fase di rendez-vous tra il veicolo di trasferimento automatico (ATV) e la stazione spaziale internazionale.

Per queste ragioni, che fanno di Orekit uno strumento riconosciuto, affidabile e sempre più presente negli studi di dinamica del volo spaziale, è stato scelto come base per gli algoritmi di propagazione orbitale e d'assetto del satellite, nonché per il fatto che è già utilizzato internamente a Thales Alenia Space, da parte del dipartimento d'analisi missione.

Questa scelta ha permesso di avanzare più rapidamente su dei moduli fondamentali, che occorreva fossero molto accurati e precisi per il raggiungimento degli obiettivi dello stage e la riuscita del programma.

Ciò è stato reso possibile grazie all'integrazione di Orekit nell'ambiente di programmazione di Matlab, tramite una passerella che permette di importare la libreria, programmata in Java, e di utilizzarne le funzioni su Matlab.

Lo sviluppo del programma e dei suoi moduli è realizzato su Matlab. Quest'ultimo è stato scelto come linguaggio di programmazione per la facilità con cui si integra con Orekit, e per il suo diffuso utilizzo nel campo dell'AACS e della dinamica spaziale. In più si trattava di un linguaggio nel quale avevo già sviluppato diversi progetti durante il mio percorso universitario, il che ha permesso di limitare il tempo da dedicare allo studio e alla comprensione, al funzionamento della biblioteca Orekit e non a un nuovo linguaggio.

L'analisi delle coppie di disturbo richiede però anche un interfaccio con un software di modellazione agli elementi finiti per il pretrattamento della geometria del satellite. Si è scelto di utilizzare FEMAP (Finite Element Modeling And Postprocessing), un software per il pre- e post- trattamento per analisi agli elementi finiti per applicazioni complesse d'ingegneria, commercializzato da Siemens PLM Software.

A livello di pretrattamento permette di avere un controllo preciso e personalizzato sulla mesh, consentendo inoltre di associare delle proprietà alle superfici.

Già utilizzato dall'unità "Analyse Systèmes" per altri tipi di analisi, questa scelta ha permesso di sfruttare il know-how e un formato di lettura della geometria standardizzato. La scelta non risulta comunque limitante. Infatti, in input al programma è sufficiente l'output di un software per analisi agli elementi finiti, per recuperare e integrare la geometria del satellite nell'analisi.

2.7.3 Modulo "Generatore Orbitale"

Per quanto riguarda la generazione e propagazione orbitale, il programma richiede, per l'analisi delle coppie di disturbo, la conoscenza della posizione e della velocità del satellite ad ogni istante lungo l'orbita per la durata di simulazione. Questo modulo fornisce il vettore di stato all'utilizzatore e ai moduli successivi, a partire dagli input inseriti dall'utilizzatore stesso.

L'orbita è definita in modo univoco come un'orbita kepleriana, ovvero tramite la specificazione dei sei elementi orbitali ad una data specifica, nel sistema di riferimento geocentrico inerziale ECI.

Il modulo presenta diverse funzionalità per trattare i casi di orbite particolari, come le orbite geostazionarie e le orbite eliosincrone, spesso specificate tramite un numero inferiore di parametri, o addirittura mediante parametri diversi e più intuitivi che gli elementi orbitali. Delle funzioni interne permettono di ricavare gli elementi orbitali classici corrispondenti.

Per esempio un'orbita geostazionaria è più semplicemente definita per mezzo della longitudine geografica sorvolata dal satellite: una funzione interna, utilizzando la trasformazione tra i riferimenti ECEF e ECI, permette di recuperare gli angoli classici che definiscono un'orbita nello spazio. In più, per un'orbita geostazionaria diversi parametri sono fissati per definizione: l'altitudine è pari a 35788,1 km, il che fissa il semiasse maggiore, l'inclinazione è nulla e l'eccentricità è nulla essendo l'orbita circolare. Le orbite circolari danno luogo a un'indeterminazione dei tre angoli che definiscono l'orbita e la posizione del satellite nello spazio: ascensione retta del nodo ascendente, argomento del perigeo e anomalia vera; questa indeterminazione è risolta fissando due angoli con dei valori arbitrari (in genere zero) e lasciando libero il terzo (in generale l'anomalia vera).

In alternativa è possibile definire l'orbita a partire dal vettore di stato del satellite noto a un dato istante, ovvero a partire dalla sua posizione e velocità. Una funzione ausiliaria

permette di ricavare i sei elementi orbitali classici. Infatti esiste una corrispondenza biunivoca tra i sei elementi orbitali e il vettore di stato.

L'epoca degli elementi e il tempo di simulazione sono definiti dall'utilizzatore secondo lo standard di tempo del Tempo Universale Coordinato (TUC, Universal Time Coordinated, UTC in notazione ISO 8601), la scala di tempo comunemente utilizzata come riferimento per il tempo civile. Il problema di questa scala è che non è omogenea, visto che in certe circostanze viene aggiunto un secondo intercalare per tener conto del rallentamento della rotazione terrestre. A partire dall'introduzione di questo sistema di correzione nel 1972, 26 secondi intercalari sono già stati aggiunti, di cui l'ultimo il 30 giugno 2015 alle 23:59:60 UTC.

D'altra parte la meccanica spaziale esige una scala di tempo uniforme, per garantire l'elevata precisione dei calcoli.

Per disporre di una scala di tempo uniforme, il programma effettua una trasformazione verso la scala di tempo dei giorni giuliani (JD, Julian Day), i quali rappresentano un conteggio continuo di giorni a partire da mezzogiorno del primo gennaio dell'anno 4712 A.C.

Come raccomandato dall'Unione Astronomica Internazionale il passaggio ai giorni giuliani è effettuato per mezzo della data espressa nella scala, uniforme, del Tempo Terrestre (TT), e la cui unità è il secondo SI. La trasformazione della data tra tempo UTC e tempo TT è implementato grazie a una funzione interna della libreria Orekit.

La formula di passaggio tra il tempo TT e i giorni giuliani è data da (Boulet, 1991):

$$JD = J_0 + \frac{TT}{24} \quad (39)$$

$$\text{con } J_0 = 367y - INT \left\{ \frac{7[y + INT(\frac{m+9}{12})]}{4} \right\} + INT \left(\frac{275m}{9} \right) + d + 1721013.5$$

dove y , m e d sono degli interi che rappresentano l'anno, il mese e il giorno.

L'espressione di J_0 è valida per y compreso tra $1901 \leq y \leq 2099$.

Una volta specificate la data e l'orbita, è possibile procedere alla propagazione orbitale nel tempo, con algoritmi appropriati.

Con l'aiuto della libreria Orekit sono stati implementati tre propagatori orbitali differenti.

Innanzitutto un semplice propagatore kepleriano; quest'ultimo si basa unicamente sull'equazione del problema dei due corpi (10) e, dunque, dipende solamente dalla costante gravitazionale planetaria μ del corpo d'attrazione centrale, la Terra in questo caso, come segue:

$$\ddot{\mathbf{r}} = -\frac{\mu}{r^3} \mathbf{r} \quad (10)$$

Un secondo propagatore è basato sul modello analitico definito in (Eckstein e Hechler, 1970). Questo modello può prendere in considerazione fino al sesto coefficiente zonale del potenziale gravitazionale terrestre (da J_2 fino a J_6 , Allegato A). A causa di singolarità e semplificazioni il propagatore "Eckstein-Hechler" è valido solo per orbite quasi circolari, con eccentricità inferiore a 0,05, e inclinazione né critica (circa $63,4^\circ$) né equatoriale. Questo propagatore costituisce un'implementazione per un caso particolare delle equazioni planetarie di Lagrange (Allegato C), viste in precedenza.

Un propagatore numerico che integra numericamente le equazioni del movimento di un satellite sottoposto al campo di attrazione gravitazionale, e non presenta quindi limitazioni. Il campo gravitazionale è determinato tramite il modello d'attrazione gravitazionale definito da Holmes e Featherstone in (Holmes et Featherstone, 2002), disponibile su Orekit.

Il propagatore kepleriano base, non permettendo di tenere in considerazione la perturbazione dovuta a J_2 , non è sufficiente per ottenere la precisione desiderata. È stato comunque messo a disposizione dall'utilizzatore per poter effettuare delle verifiche e delle rappresentazioni semplici e rapide delle orbite scelte.

Gli altri due propagatori prendono in considerazione le perturbazioni dovute al potenziale gravitazionale terrestre.

Il potenziale è limitato all'influenza del termine J_2 , che è sufficiente per la precisione di calcolo richiesta. Infatti per rispondere agli obiettivi del programma si considera l'orbita nominale controllata dal circuito di controllo AOCS, che compensa le variazioni degli elementi orbitali. Il solo parametro perturbatore che non si può trascurare è allora J_2 , il quale, come visto in precedenza, permette di definire l'architettura delle orbite eliosincrone e Molniya.

Il propagatore utilizzato per default è quello secondo il modello "Eckstein-Hechler".

Le singolarità delle equazioni di Lagrange impongono però dei vincoli che ne limitano l'applicazione a certe orbite di interesse.

Per quanto riguarda le orbite geostazionarie, per superare il problema e poter applicare questo propagatore, l'inclinazione è fissata arbitrariamente a un valore pari a 10^{-4} radianti. Questo valore non pone particolari problemi, in quanto anche se un satellite è effettivamente posizionato in orbita perfettamente equatoriale, le perturbazioni ne fanno variare l'inclinazione. Il controllo d'orbita tipicamente accetta degli errori fino a $\pm 0,08^\circ$ in termini di inclinazione.

I risultati dei test, effettuati utilizzando questo propagatore per orbite GEO, hanno mostrato dei valori corretti e accurati.

D'altra parte questo modello non permette di propagare le orbite di tipo Molniya, che presentano un'elevata eccentricità e un valore di inclinazione pari all'inclinazione critica (il

che annulla la precessione della linea degli absidi dell'orbita) e tutte le orbite fortemente ellittiche.

Per queste ragioni si è scelto di implementare anche il propagatore basato sull'integrazione numerica, il quale permette di propagare tutti i tipi di orbita.

La propagazione orbitale è gestita passo-passo, per poter valutare e registrare tutti i parametri necessari all'analisi e calcolo delle coppie di disturbo.

Per semplicità e per il tipo di variabili necessarie nel corso dell'analisi, si è scelto di non modellare l'orbita della Terra intorno al Sole, ma di elaborare un algoritmo che calcoli le effemeridi del Sole per le date corrispondenti ad ogni step di propagazione (per i dettagli dell'algoritmo si veda (Meeus, 1991)). Attraverso trasformazioni di coordinate che richiedono la conoscenza del puntamento, le effemeridi del Sole sono successivamente tradotte nella posizione del Sole nel sistema di riferimento solidale al satellite, ottenendo il vettore satellite-Sole, che rappresenta la direzione dell'irraggiamento solare diretto.

In vista del calcolo dell'illuminazione solare sul satellite, una attenzione particolare è riservata alle situazioni di eclissi. Le eclissi sono, per definizione, il fenomeno di occultazione temporanea del Sole a causa dell'interposizione della Terra tra il Sole stesso e il satellite. Come mostrato in Figura 27, l'eclissi può essere totale, se il Sole è completamente occultato, o parziale quando solamente una parte è mascherata. In quest'ultimo caso si suole parlare di situazione di penombra del satellite. Chiaramente in questi casi si avrà una fase di penombra che precede e una che segue una fase di eclisse totale. Un'eclissi anulare è un caso particolare di eclissi parziale, per la quale il corpo eclissante è quasi allineato ai due astri, ma è troppo piccolo per occultare completamente la fonte di luce.

Generalmente, le fasi di penombra non sono trascurabili. Per certe orbite le fasi di penombra hanno durate importanti, come per esempio le orbite geostazionarie, per le

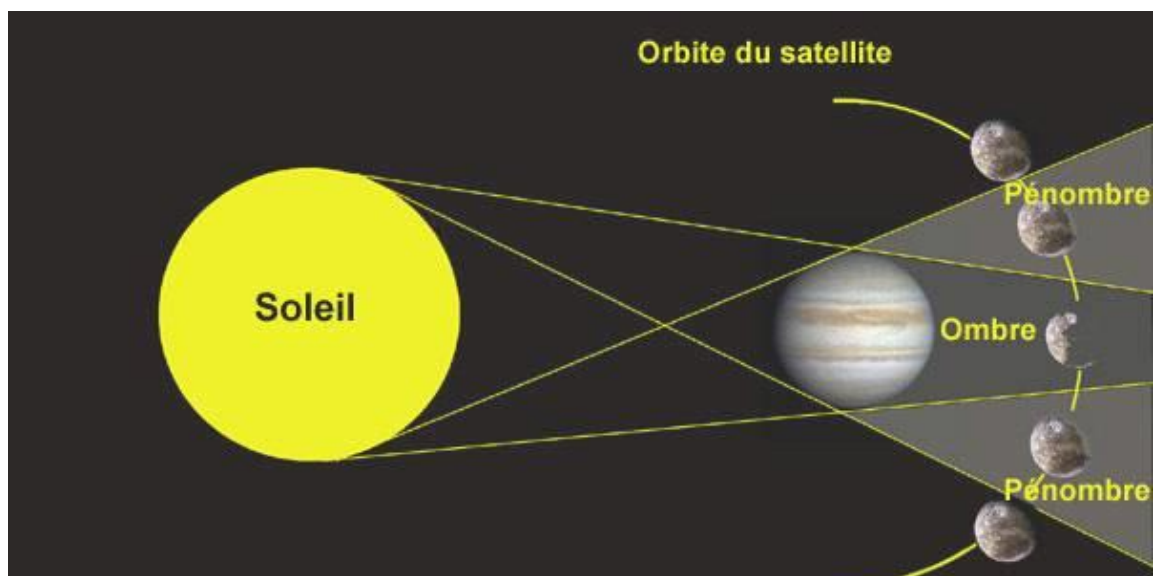


Figura 27 Eclissi [1]

quali le fasi di penombra, in corrispondenza dell'equinozio di primavera durano due minuti ciascuna, a fronte dei 63,2 minuti di eclisse totale.

È stata implementata una funzione che, per ogni step di propagazione, determina il valore del flusso solare φ_{sun} , nota la distanza tra il satellite e il Sole, e tenendo in considerazione le eventuali situazioni di eclisse.

Il flusso solare è dato dalla costante solare definita alla distanza di riferimento di 1 UA (ovvero $149,5^{E6}$ km) e corretta dalla distanza (legge in $1/r^2$).

La distanza tra il satellite e il Sole è calcolata a partire dalla distanza Terra-Sole, determinata tramite l'algoritmo delle effemeridi solari, mediante la trasformazione tra i sistemi di riferimento ECI e LOF.

Il calcolo del flusso solare durante le fasi di eclisse si modella a livello geometrico grazie alla sovrapposizione di due dischi, corrispondenti alla Terra e al Sole.

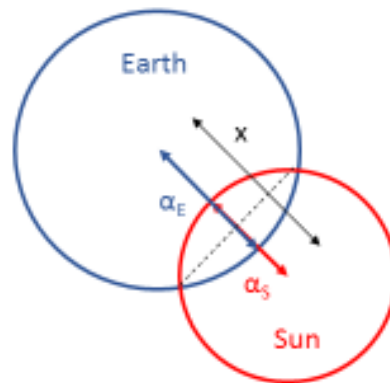


Figura 28 Modello per le eclissi parziali

Il diametro dei due dischi è pari al diametro angolare sotto il quale la Terra e il Sole sono visti dal satellite, α_E et α_S . Un altro parametro fondamentale per poter discriminare i differenti casi di eclisse è la distanza angolare tra i due centri, x , vista dal satellite.

La Terra è considerata perfettamente sferica per questo algoritmo. Come si può vedere, una delle situazioni per le quali la non sfericità della Terra è più rilevante è quando il passaggio del Sole visto dal satellite è rasente ai poli, che avviene, per esempio, l'11 aprile per un'orbita geostazionaria. Visto dal satellite, il Sole lambisce il polo nord della Terra senza esserne completamente mascherato. L'appiattimento della Terra al polo (circa 21 km), non ha effetti sensibili per satelliti in GEO, visto che il diametro equivalente del Sole, visto da un satellite in GEO, è di circa 370 km, ampiamente superiore ai 21 km.

Si possono presentare quattro casi (in Allegato F il codice Matlab della funzione "penumbra.m" che implementa l'algoritmo):

- $\alpha_S < \alpha_E$ e $x \leq \alpha_E - \alpha_S$: l'eclisse è totale e $\varphi_{sun} = 0$;
- $\alpha_S > \alpha_E$ e $x \leq \alpha_E - \alpha_S$: l'eclisse è anulare; il flusso solare è corretto per la superficie normalizzata della corona circolare formata dai due dischi;

- $x < \alpha_E + \alpha_S$: l'eclisse è parziale; il flusso solare è corretto per la superficie normalizzata della parte di disco solare che non è sovrapposta al disco terrestre; occorre allora calcolare le superfici dei due segmenti circolari definiti dalla sovrapposizione dei dischi;
- se non si presenta nessuno dei tre casi precedenti il satellite non si trova nel cono d'ombra terrestre.

Una funzionalità per variare il passo di tempo della propagazione orbitale è stato implementata per ben modellare le eclissi e prendere in considerazione l'illuminazione ridotta durante le sequenze di penombra. Questo grazie ad una proiezione a partire dai valori dei tre parametri α_S , α_E et x sui due precedenti intervalli di tempo, che permette di valutare se si verificherà una situazione di eclissi nello step successivo. In questo caso un metodo dicotomico corregge il passo fino ad avere un passo di tempo che permetta di non ritrovarsi in eclissi all'istante di propagazione successivo, oppure lo riduce fino al valore minimo, la più piccola risoluzione temporale sulla propagazione orbitale, fissata dall'utilizzatore.

Riepilogando il generatore orbitale rende disponibile in output il vettore di stato del satellite, per ogni punto dell'orbita; a livello teorico i punto dell'orbita rappresentano le posizioni del centro di gravità del satellite. Inoltre permette di effettuare un'analisi accurata delle situazioni di eclissi, degli elementi orbitali osculatori, delle effemeridi del Sole. Dal punto di vista grafico è dotato di una rappresentazione dell'orbita nello spazio e della visualizzazione della traccia a terra dell'orbita del satellite.

2.7.4 Moduli "Puntamento" e "Cinematica dei SA "

Questi due moduli sono strettamente legati tra loro: permettono di definire completamente l'assetto del satellite nello spazio a un dato istante. Il primo determina il puntamento della piattaforma, mentre il secondo specifica il puntamento dei pannelli solari.

Per quanto riguarda la piattaforma, per rispondere alle esigenze delle analisi svolte dall'unità "Analyses Système", si è scelto di proporre tre opzioni di puntamento:

- un puntamento secondo gli assi del sistema di riferimento orbitale locale LOF: si tratta di un classico puntamento verso la Terra;
- un puntamento secondo una legge di navigazione di tipo "Yaw-Steering": si controlla il valore dell'angolo di imbardata per mantenere sempre il miglior orientamento possibile dei SA verso il Sole, senza modificare gli angoli di rollio e beccheggio; si può mostrare che esiste una sola coppia d'angoli di imbardata e di rotazione dei pannelli solari che permette di avere il miglior orientamento possibile; in questo particolare caso occorre notare come il puntamento della piattaforma e la cinematica dei SA siano l'un l'altro dipendenti;

- un puntamento secondo una legge di assetto qualunque: il controllo d'assetto lungo i tre assi è specificato per mezzo della sequenza degli angoli di rollio, beccheggio e imbardata ad ogni istante lungo l'orbita.

Per semplicità, e per ridurre il numero di loop "for" del programma, questo modulo è integrato passo a passo nella propagazione orbitale. A ogni step di propagazione, ovvero per ogni punto individuato lungo l'orbita, l'assetto è specificato tramite una trasformazione tra il sistema di riferimento inerziale geocentrico, ECI, e il riferimento orbitale locale, LOF, e per mezzo di una matrice di rotazione tra il LOF e il sistema di riferimento SAT, i cui assi vengono fatti corrispondere con l'orientamento dell'assetto nominale di missione. Quest'ultima matrice di rotazione sarà allora la matrice identità nel caso che il riferimento LOF rappresenti l'assetto desiderato.

La matrice di trasformazione rappresentante l'assetto è memorizzata in una variabile Matlab, per essere successivamente utilizzata nel corso dell'analisi.

Questa matrice permette di conoscere l'orientamento degli assi del riferimento SAT nello spazio, per ogni punto definito lungo l'orbita. L'assetto della piattaforma è allora completamente definito

Per integrare nel tempo l'effetto che una coppia di disturbo ha sull'assetto, occorre disporre di un sistema di riferimento inerziale associato al satellite. Per tale sistema di riferimento si considera l'origine posizionata nel centro di massa del satellite e gli assi sempre agli assi del sistema di riferimento LOF all'istante iniziale della simulazione.

La matrice di trasformazione tra il riferimento SAT, associato all'assetto nominale, e il sistema di riferimento inerziale associato al satellite è memorizzata per poter successivamente esprimere le coppie in un sistema di riferimento inerziale.

I puntamenti implementati sono definiti semplicemente grazie a dei prodotti vettoriali.

Gli assi del riferimento LOF sono definiti a partire dai vettori, normalizzati, rappresentanti la posizione, $\hat{\mathbf{P}}$, e la velocità, $\hat{\mathbf{V}}$, del satellite :

$$\begin{cases} \mathbf{Z}_{LOF} = -\hat{\mathbf{P}} \\ \mathbf{Y}_{LOF} = -\hat{\mathbf{P}} \times \hat{\mathbf{V}} \\ \mathbf{X}_{LOF} = \mathbf{Y}_{LOF} \times \mathbf{Z}_{LOF} \end{cases} \quad (40)$$

La legge di puntamento "Yaw-Steering" è definita a partire dagli assi del riferimento LOF e dal versore rappresentante la direzione del Sole nel riferimento LOF, $\hat{\mathbf{S}}$, come segue:

$$\begin{cases} \mathbf{Y}_{YAW} = \mathbf{Z}_{LOF} \times \hat{\mathbf{S}} \\ \mathbf{Z}_{YAW} = \mathbf{Z}_{LOF} \\ \mathbf{X}_{YAW} = \mathbf{Y}_{YAW} \times \mathbf{Z}_{YAW} \end{cases} \quad (41)$$

È allora possibile determinare l'angolo di imbardata come l'angolo tra gli assi \mathbf{Y}_{YAW} e \mathbf{Y}_{LOF} , e l'angolo di rotazione del SADM, che definisce la cinematica dei SA, come l'angolo tra \mathbf{Z}_{YAW} e $\hat{\mathbf{S}}$.

Nel caso di una legge di assetto qualunque, una funzione ausiliaria è capace di importare e leggere un file esterno che fornisce i tre angoli di Cardano classici, rollio, beccheggio e imbardata, per ogni step lungo l'orbita. Si crea una matrice di rotazione come combinazione di rotazioni successive attorno ai tre assi. Per assicurare una coerenza con i dati degli angoli di Cardano forniti dal dipartimento AOCS, le rotazioni sono considerate nella classica sequenza imbardata γ , beccheggio β , rollio α .

Si ottiene quindi la matrice di rotazione seguente per mezzo dell'equazione (2):

$$R = \begin{bmatrix} \cos\gamma\cos\beta & \sin\gamma\cos\beta & -\sin\beta \\ \cos\gamma\sin\beta\sin\alpha - \sin\gamma\cos\alpha & \sin\gamma\sin\beta\sin\alpha + \cos\gamma\cos\alpha & \cos\beta\sin\alpha \\ \cos\gamma\sin\beta\cos\alpha + \sin\gamma\sin\alpha & \sin\gamma\sin\beta\cos\alpha - \sin\gamma\cos\alpha & \cos\beta\cos\alpha \end{bmatrix} \quad (2)$$

Bisogna ricordare come il satellite non sia un corpo rigido: è composto da una piattaforma e da diverse appendici mobili. Tra queste le antenne e soprattutto i pannelli solari. Per un predizione e stima corretta delle coppie di disturbo, è necessario specificare il puntamento dei pannelli solari, ovvero definirne la cinematica.

Nel seguito saranno considerati pannelli solari con un solo asse di rotazione, in genere l'asse Y, configurazione corrispondente alla maggior parte dei satelliti.

Nel caso di un puntamento "Yaw-Steering", il valore della rotazione dei pannelli solare attorno al loro asse è determinato in relazione la puntamento, come visto in precedenza.

Per altri casi, diversi dalla legge di assetto "Yaw-Steering", il programma implementa due possibilità per specificare la cinematica dei SA.

La prima, per default, consiste a puntare la normale dei SA verso il Sole: ciò significa ottenere il miglior orientamento possibile, una volta fissato l'asse di rotazione dei pannelli solari, il cui orientamento dipende dell'assetto della piattaforma. A differenza della condizione di "Yaw-Steering" la direzione dell'asse di rotazione non risponde all'esigenza di avere il miglior orientamento possibile dei pannelli solari, ma deriva da esigenze di missione sul puntamento del payload o di alcuni strumenti sensibili.

Questa scelta permette in ogni caso di massimizzare l'illuminazione dei pannelli e dunque la generazione di potenza. Da notare come nel contesto della predizione della coppia di disturbo solare, questa situazione rappresenti il peggior caso possibile, importante da valutare per dimensionare opportunamente le tecniche di compensazione. I SA, essendo delle grandi superfici, sono infatti molto sensibili alla pressione di radiazione solare, che è massima quando la superficie è normale alla radiazione incidente.

I SA ruotano, grazie all'azione del SADM, nel piano X-Z del riferimento solidale al satellite. Allora la rotazione da applicare al SADM corrisponde all'angolo tra il vettore normale alla superficie dei SA e la proiezione del vettore solare nel piano X-Z.

La seconda possibilità è quella di fissare un angolo di rotazione arbitrari, applicato al SADM, analogamente a come si è definita la legge di assetto qualunque.

2.7.5 Modulo "Geometria"

Uno degli obiettivi prefissati, in fase di definizione del programma, era la possibilità di integrare la geometria e la mesh del satellite, a partire da un modello CAD. Questo permetterà di gestire modelli condivisi e di analizzare geometrie complesse.

Il programma importa l'output di un software di analisi della geometria agli elementi finiti. In questo caso, come spiegato in precedenza, si è scelto di usare Femap, che è stato arricchito di una macro per separare gli elementi della mesh in differenti gruppi, a seconda della legge cinematica di appartenenza, o, nel caso dei SA, del pannello di appartenenza. Questa selezione degli elementi risulta fondamentale per poter applicare le deformazioni dei SA su Matlab. Su Femap, l'utilizzatore deve anche caratterizzare le superfici, assegnando loro una proprietà, che permetterà successivamente di recuperare i corrispondenti coefficienti termo-ottici.

Un vincolo imposto all'utilizzatore del programma è quello di realizzare delle mesh utilizzando solamente elementi triangolari. Questa scelta permette, innanzitutto di ben rappresentare le superfici più complesse del satellite, ma soprattutto, permette un'univoca definizione della normale esterna all'elemento, parametro importante per il calcolo della forza elementare su ciascun elemento. Infatti, si può mostrare che tre punti definiscono univocamente un piano e dunque una normale, mentre i quattro nodi di un elemento quadrangolare potrebbero non trovarsi sullo stesso piano, il che da luogo alla definizione di due normali per uno stesso elemento.

Una funzione ausiliaria legge e importa il file generato in uscita da Femap. In diverse matrici sono memorizzate, da una parte le coordinate dei nodi, e dall'altra, per ciascun gruppo, gli elementi con gli identificativi dei nodi e della proprietà corrispondenti.

I SA costituiscono un elemento chiave nel calcolo della coppia di disturbo solare, vista l'ampia superficie, illuminata, che offrono alla pressione di radiazione solare.

Nel seguito si considera una configurazione classica per i pannelli solari: l'asse Y è l'asse di dispiegamento e di rotazione del SADM, l'ala Sud è nella direzione positiva dell'asse Y, mentre l'ala Nord si trova nella direzione negativa.

Lo yoke, struttura di sostegno per i pannelli solari e di collegamento col corpo principale del satellite, permette di mantenere i pannelli a una certa distanza da quest'ultimo, per evitare, il più possibile, ombreggiamenti dovuti al satellite sulle celle solari. Lo yoke è montato direttamente sull'albero del SADM.

Ogni ala dei generatori solari presenta diverse deflessioni in orbita a causa di difetti di fabbricazione, nonché deformazioni termoelastiche. Queste deflessioni devono essere prese in considerazione nel modello dei SA per poter analizzare le forze e la coppia di disturbo solare nel peggior caso possibile.

Sono proprio queste deformazioni che, generando una asimmetria dei pannelli solari rispetto al vettore solare, sono maggiormente responsabili della della coppia di disturbo di pressione di radiazione solare sull'assetto del satellite.

Per il calcolo della forza e della coppia di disturbo solare saranno considerate e trattate le deformazioni seguenti [3]: la flessione fuori dal piano (OPB, Out of Plane Bending), la flessione nel piano (IPB, In Plane Bending), l'effetto Wind Mill e la torsione (si veda l'Allegato E per un'analisi più dettagliata).

Nel sistema di riferimento solidale al satellite, l'OPB è rappresentata come una rotazione attorno all'asse X, l'IPB come una rotazione attorno all'asse Z e l'effetto Wind Mill e la torsione come rotazioni attorno all'asse di dispiegamento dei pannelli solari, Y.

Prima di integrare la geometria con gli altri moduli del programma, devono essere applicate le deformazioni ai SA.

Una funzione, avente come input la matrice delle coordinate dei nodi, i punti di applicazione delle deformazioni e i valori di quest'ultime, applica le deformazioni alle coordinate dei SA tramite matrici di trasformazione e fornisce in output la matrice con le nuove coordinate dei nodi post-deformazione.

Questa funzione può applicare la deformazione ad un pannello solare qualunque, con un massimo di 8 pannelli, disposti nella configurazione rappresentata nello schema seguente, dove il pannello P40 è quello più lontano dal corpo del satellite:

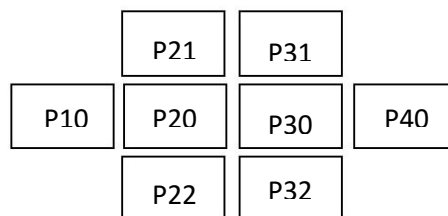


Figura 29 Configurazione dei pannelli solari

Grazie a questa configurazione tutti i satellite attualmente in fase di sviluppo presso TAS possono essere trattati dal programma.



Figura 31 Spacebus-4000C4 [2]



Figura 30 Spacebus-4000C3 [2]

Se il satellite presenta una configurazione con un numero inferiore di pannelli, il codice riconosce i pannelli mancanti. Chiaramente è possibile perfino fare un'analisi delle coppie di disturbo sul solo corpo centrale del satellite, escludendo i pannelli solari.

In Figura (30) e (31) due satelliti realizzati da TAS, mostrano come sia possibile ricondursi alla configurazione generalizzata per il programma.

I pannelli sono divisi in livelli a partire dai più vicini al corpo del satellite, fino ai più lontani; il livello corrispondente è individuato dalla prima cifra del numero identificativo del pannello.

Le deformazioni sono applicate ad ogni ala, a partire dall'ultimo livello dei pannelli (il più lontano dal corpo del satellite), per poi risalire fino al SADM. Le coordinate dei nodi sono allora trasformate per mezzo di rotazioni concatenate, come rappresentato dal diagramma di flusso (flowchart) in Figura 32, che rappresenta l'algoritmo per l'applicazione delle deformazioni implementato.

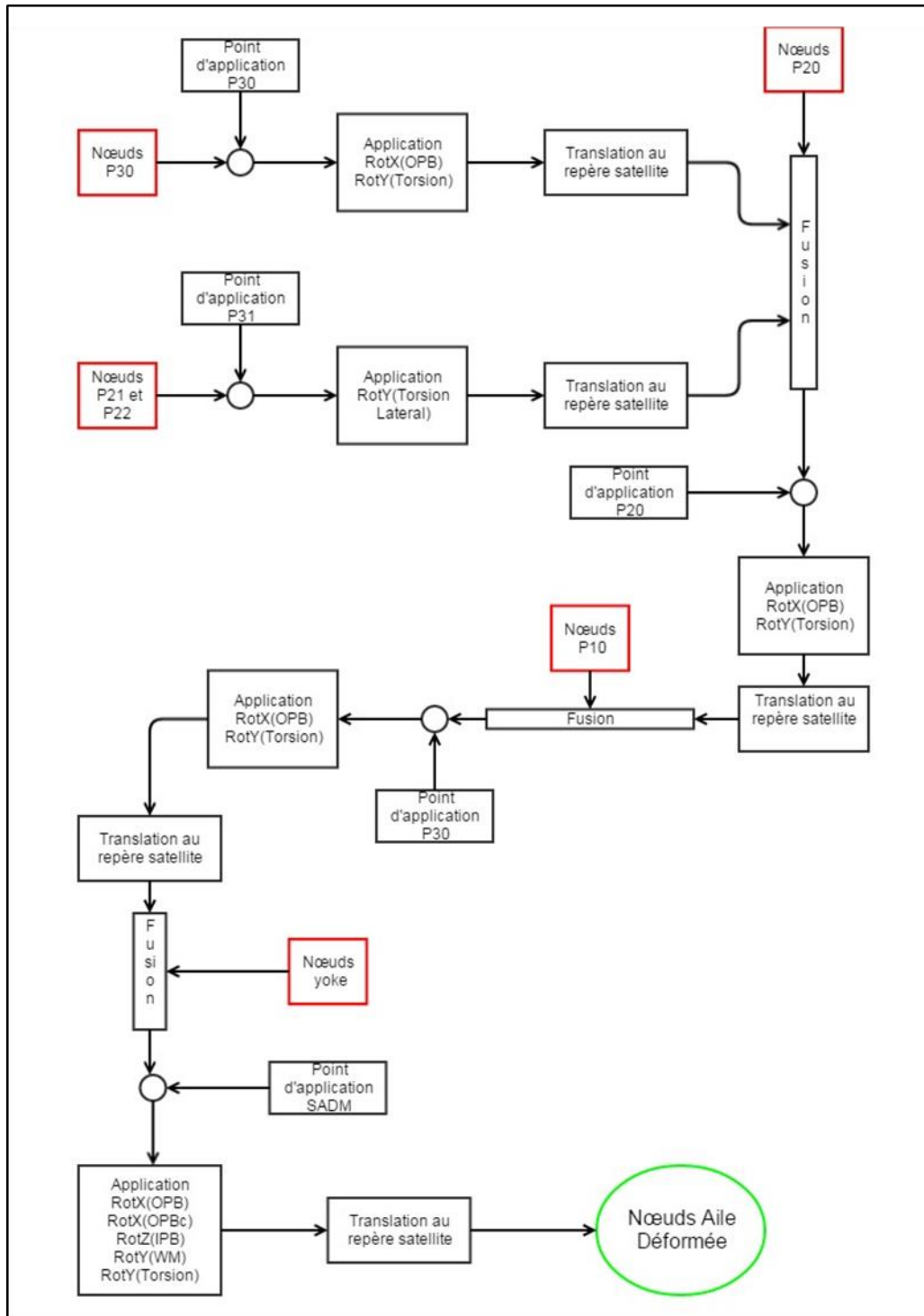


Figura 32 Algoritmo per l'applicazione delle deformazione ai SA

Innanzitutto vengono estrapolate le coordinate dei nodi del livello 4 ed espresse in un sistema di riferimento parallelo al riferimento solidale al satellite, ma la cui origine è posizionata nel punto di applicazione delle deformazioni corrispondenti al livello 4 (il punto di applicazione è definito dall'utilizzatore o semplicemente si tratta del nodo a metà dell'interfaccia tra i pannelli P30 e P40). Una volta effettuata la traslazione di coordinate, sono quindi applicate le deformazioni OPB e torsione, che sono per definizione uniformi lungo l'asse di dispiegamento dei pannelli solari. Ciò mediante una matrice di rotazione elementare attorno all'asse X (con angolo corrispondente all'OPB) e seguita da una matrice di rotazione attorno all'asse Y (angolo di torsione). Una volta applicate le rotazioni le coordinate sono di nuovo trasformate nel sistema di riferimento solidale al satellite iniziale.

In seguito sono considerati i pannelli laterali del livello 3: le coordinate dei nodi di P31 e P32 sono traslate al punto di applicazione delle torsioni laterali e in seguito ruotate mediante l'applicazione di una matrice di rotazione attorno a Y. Infine sono traslate nuovamente nel sistema di riferimento "satellite".

A questo punto una fusione delle coordinate dei nodi del pannello P30, con le coordinate ruotate dei pannelli P31, P32 e P40, permette di applicare a questo insieme, la flessione fuori dal piano e la torsione che agiscono sul pannello P30.

Si procede analogamente per tutti i livelli fino ad arrivare al SADM. A questo punto tutte le coordinate dei nodi dell'ala, già sottoposte alle deformazioni, sono traslate rispetto al punto corrispondente al SADM e sono applicate tutte le rotazioni corrispondenti alle deflessioni che intervengono a livello del SADM, nel seguente ordine: OPB, OPBc, IPB, Wind Mill e torsione.

Infine le coordinate sono nuovamente espresse nel riferimento solidale al satellite ottenendo così le coordinate dell'ala deformata.

Una funzione ausiliaria permette di generare un file di tipo NASTRAN a partire dalla matrice contenente le coordinate dei nodi e la matrice degli elementi. Questo file può essere esportato su Femap per visualizzare e verificare la corretta applicazione delle deformazioni. Questa funzionalità risulterà ugualmente utile per visualizzare e verificare il puntamento del satellite lungo l'orbita. Assegnando una proprietà a ciascun elemento, corrispondente al valore normalizzato del flusso solare sull'elemento, sarà anche possibile visualizzare gli ombreggiamenti.

La matrice dei nodi può allora essere finalmente integrata nell'orbita, tramite una traslazione di coordinate al centro di gravità del satellite.

Per ciascun punto dell'orbita, la rotazione corrispondente ai SA è applicata alle coordinate dei nodi dei pannelli solari, per mezzo di una matrice di rotazione elementare attorno all'asse Y.

Il modulo "Geometria" munito anche di una classe che permette di stabilire una corrispondenza tra le proprietà definite su Femap e i coefficienti ottici dei materiali.

2.7.6 Modulo "Illuminazione"

Per poter infine stimare le coppie di disturbo dovute alla pressione di radiazione solare è necessario valutare la forza di pressione agente su ciascun elemento della mesh per ogni step di propagazione orbitale.

La forza elementare è calcolata con l'equazione (28).

Per poter valutare la forza, come mostrato dall'equazione, occorre conoscere, per ciascun elemento, la sua superficie, il vettore rappresentante la normale, il vettore rappresentante la tangente nel piano definito dal vettore solare e dalla normale, e infine l'angolo di incidenza solare. Inoltre la conoscenza della posizione del baricentro di ciascun elemento permette successivamente di valutare la coppia rispetto al centro di massa nel riferimento SAT.

Questi parametri sono calcolati tramite semplici relazioni geometriche, conoscendo le coordinate dei nodi della mesh.

Nel seguito, per il calcolo della forza solare, si considerano solo gli elementi per i quali la normale punta nella direzione del semispazio individuato dal Sole.

L'algoritmo che valuta l'eventuale presenza di ombreggiamenti, mostrato mediante la flowchart in Figura 34, è di fondamentale importanza per garantire l'accuratezza dei risultati.

L'idea chiave (Figura 33), nel metodo per determinare se una superficie è oscurata da un'altra o meno, è quella di trasformare le coordinate in un sistema di riferimento orientato verso il Sole, ovvero un sistema di riferimento sempre centrato nel centro di gravità del satellite, ma il cui asse Z punta nella direzione del Sole (Mukundan, 1990).

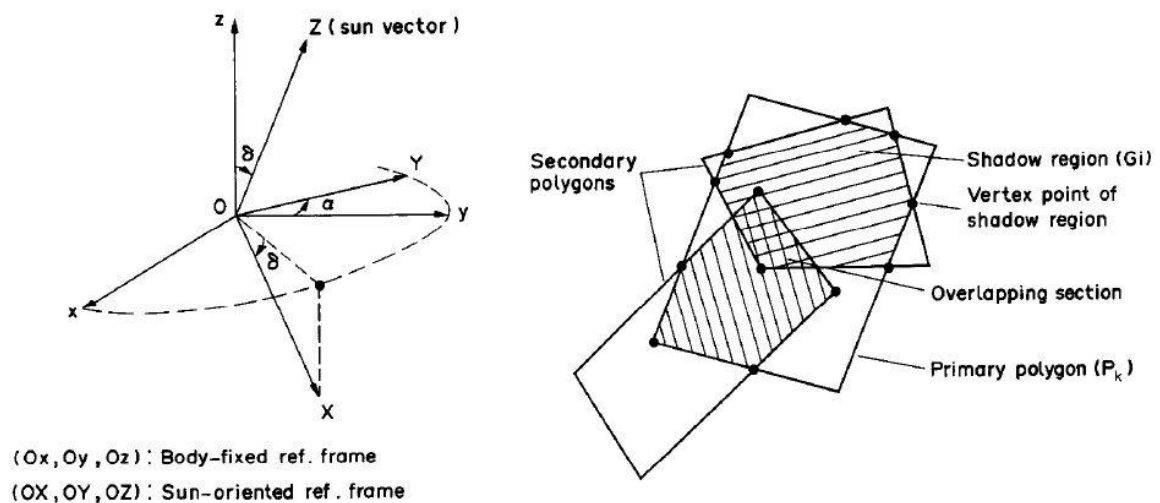


Figura 33 Valutazione degli ombreggiamenti secondo (Mukundan, 1990)

Per effettuare questa trasformazione occorre conoscere due angoli: la declinazione δ_S e l'ascensione retta α_S del vettore solare nel riferimento solidale al satellite. Si può allora applicare una rotazione attorno all'asse Z pari a α_S e successivamente una rotazione attorno all'asse Y, pari a δ_S .

Si considera allora un elemento j , la cui normale è direzionata nel semispazio individuato dal Sole, e si confronta la sua posizione rispetto al Sole con uno a uno tutti gli altri elementi della mesh. Grazie alla trasformazione di coordinate che è stata effettuata, è sufficiente verificare se la componente lungo Z del baricentro di un elemento k (con $k \neq j$) è superiore a quella dell'elemento j : in questo caso l'elemento k potrebbe essere interposto tra il Sole e j , oscurando quest'ultimo.

Occorre verificare innanzitutto l'eventuale trasparenza dell'elemento k , grazie alla corrispondenza tra la proprietà dell'elemento, definita su Femap, e una biblioteca, creata su Matlab, dove sono registrati tutti i materiali. Se l'elemento è totalmente trasparente si passa all'elemento successivo, senno se ne memorizza il valore della trasparenza. Si noti come il valore della trasparenza vari in funzione dell'angolo di incidenza solare.

A questo punto bisogna verificare se l'elemento k effettivamente proietta un'ombra su j . Si considera la proiezione dei due elementi sul piano X-Y e si valuta se il baricentro di j si trova all'interno della superficie proiettata da k .

In questo caso il flusso solare incidente sull'elemento j è pari al prodotto del flusso solare incidente sul satellite per il valore della trasparenza di k .

Finché il valore del flusso incidente su j è diverso da zero, il medesimo processo è ripetuto con tutti gli altri elementi della mesh.

In output si avrà il valore del flusso di radiazione incidente su ciascun elemento della mesh per ciascuna posizione lungo l'orbita.

Per il momento, il criterio con cui l'algoritmo valuta l'illuminazione degli elementi è basato unicamente sull'ombreggiamento del baricentro. Questa scelta alleggerisce e semplifica l'algoritmo, ma richiede una mesh molto più fine, per avere la stessa precisione di calcolo.

Eventualmente, se si riterrà opportuno migliorare la precisione di calcolo, sarà possibile implementare un criterio di verifica dell'ombreggiamento non più solamente sul baricentro, ma anche su ciascun nodo dell'elemento j , e ottenere l'illuminazione dell'elemento tramite una ponderazione sul baricentro e tutti i nodi.

Valutati gli eventuali ombreggiamenti, si dispone di tutti i parametri per il calcolo della forza elementare esercitata dalla pressione di radiazione solare su ciascun elemento.

Successivamente per ciascuna posizione lungo l'orbita, la forza solare totale sul satellite è data dalla somma di tutte le forze elementari e la coppia solare come somma dei contributi

che ciascuna forza elementare da al momento rispetto all'origine del riferimento (in generale il centro di gravità del satellite).

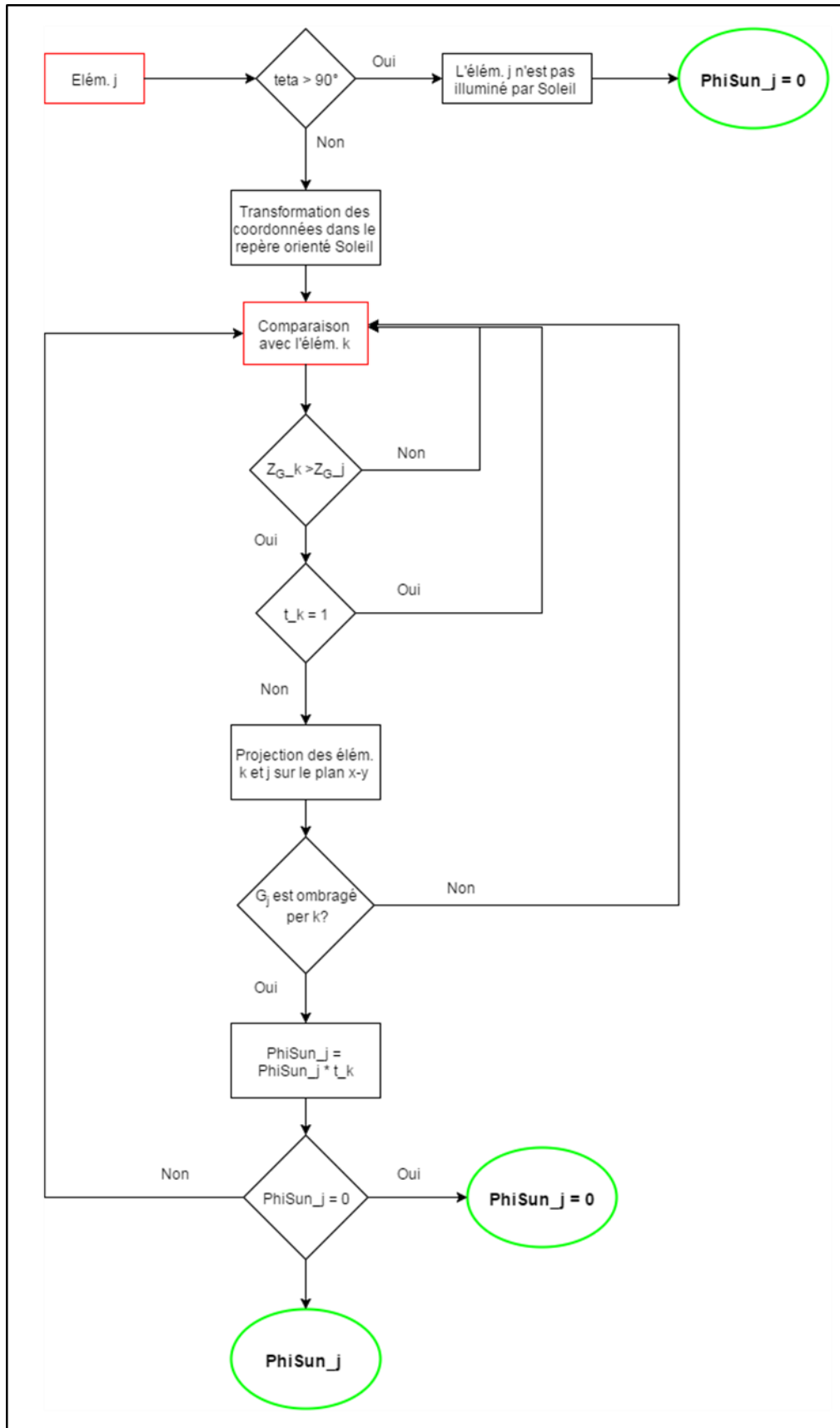


Figura 34 Algoritmo per la valutazione degli ombreggiamenti sulle superfici del satellite

3. Risultati

In questo paragrafo sono presentati i principali risultati ottenuti dallo sviluppo del programma.

I moduli "Generatore orbitale" e "Puntamento" permettono l'analisi del movimento di un satellite attorno alla Terra per quanto riguarda gli aspetti legati ad orbita e assetto. La convenzione, utilizzata nelle figure che seguono, è di rappresentare il vettore solare in blu, l'asse di imbardata in verde, di beccheggio in nero e di rollio in rosso.

Il modulo "Generatore orbitale" è stato testato e convalidato sulla base di alcune orbite classiche e ben note. I principali parametri che sono stati valutati per verificare la correttezza delle orbite ottenute sono: gli elementi osculatori, le durate di eclissi e l'angolo beta solare (angolo che rappresenta l'elevazione del Sole rispetto al piano orbitale). Gli ultimi due sono grandezze la cui correttezza è fondamentale per il calcolo della coppia di disturbo solare (in Allegato F è presentata la verifica dei casi di eclisse).

Per una prima comprensione delle analisi e simulazioni e per avere una prima idea della correttezza del calcolo svolte sono state implementate due possibilità grafiche: una rappresentazione dell'orbita tridimensionale nello spazio inerziale, e la traccia a terra del satellite.

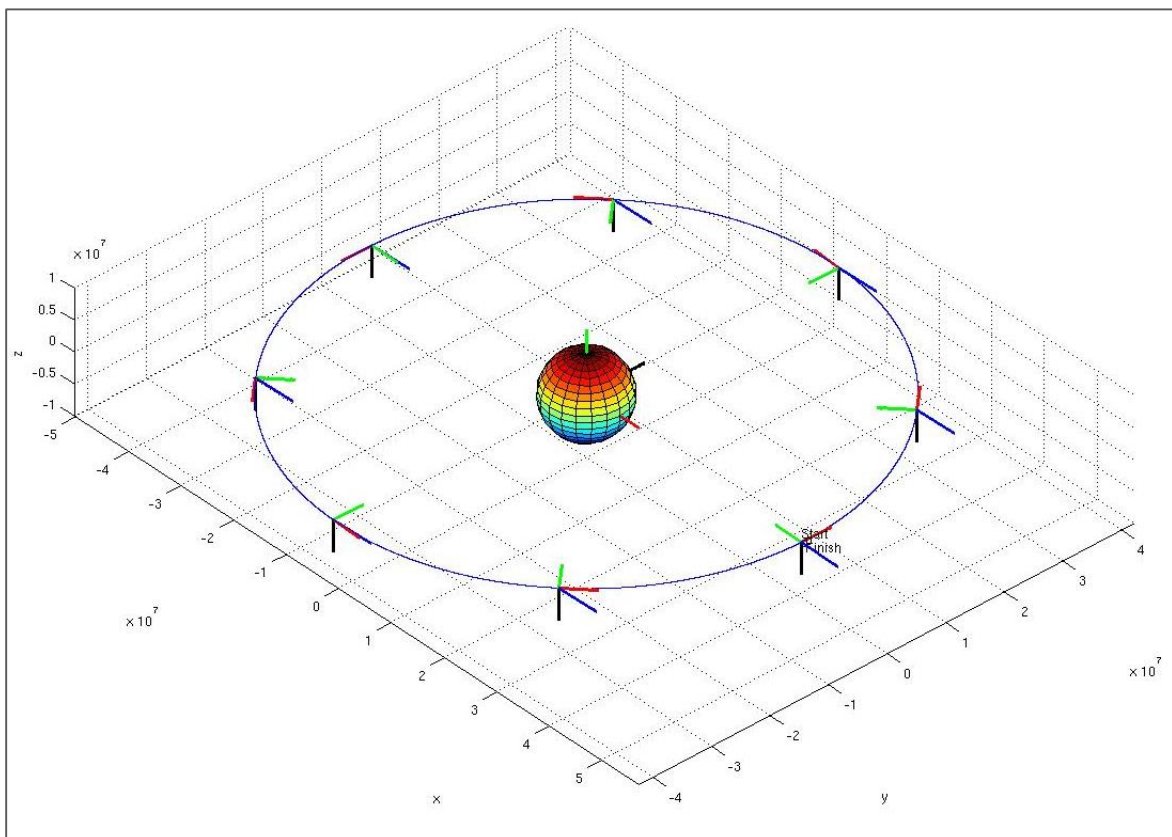


Figura 35 Satellite in orbita geostazionaria con puntamento LOF

In Figura 35 è rappresentato un satellite in orbita geostazionaria con un puntamento di tipo LOF, in data 20 marzo 2000 alle ore 12 (equinozio di primavera).

Si osserva come l'asse di imbardata sia sempre direzionato verso la Terra, e come, per l'equinozio di primavera il vettore solare si trovi nel piano dell'orbita.

La Figura 36 mostra invece una traccia a terra per un satellite in orbita eliosincrona.

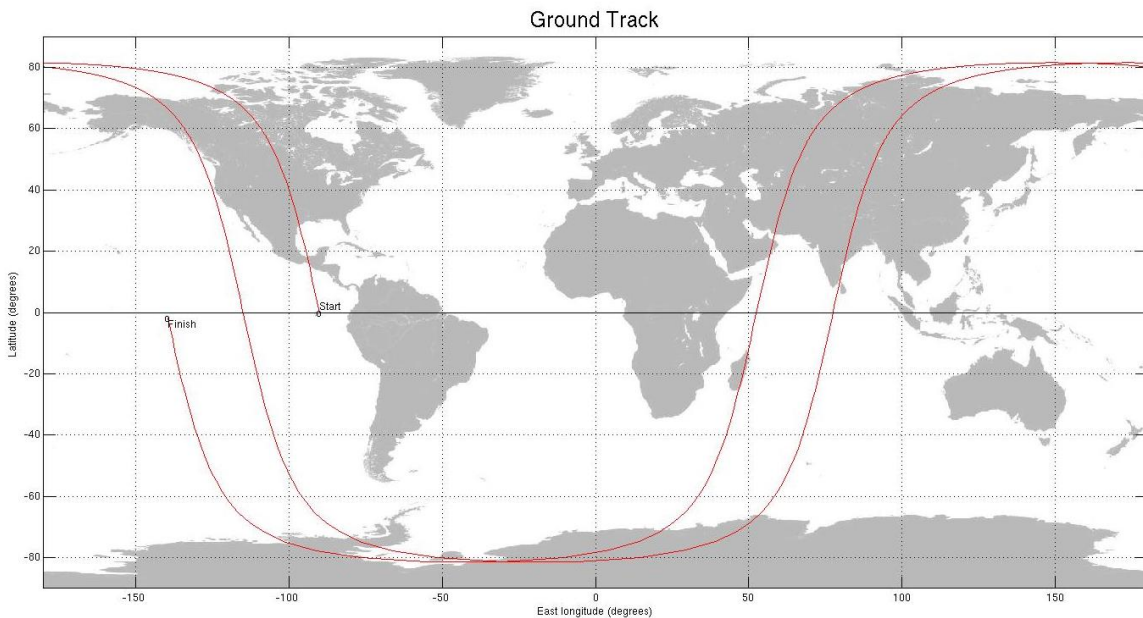


Figura 36 Traccia a terra di un satellite in orbita eliosincrona

La traccia a terra permette una visualizzazione chiara e diretta dell'orbita del satellite rispetto alla superficie terrestre. Costituisce allora un secondo strumento utile per verificare la correttezza dei risultati.

Infatti le tracce a terra delle orbite più comuni sono, in generale, note. Inoltre, spesso, certe caratteristiche dell'orbita sono espresse in termini di longitudine terrestre, un parametro più intuitivo e facile da verificare.

La Figura 37 mostra la trasformazione tra un puntamento di tipo "Yaw-Steering" e un puntamento LOF, per un'orbita geostazionaria. È possibile osservare come la trasformazione consista in una rotazione attorno all'asse di imbardata, che resta sempre direzionato verso la Terra. Questo permette, nel caso "Yaw-Steering", di mantenere l'asse di beccheggio sempre perpendicolare al piano definito dall'asse di imbardata e dal vettore solare.

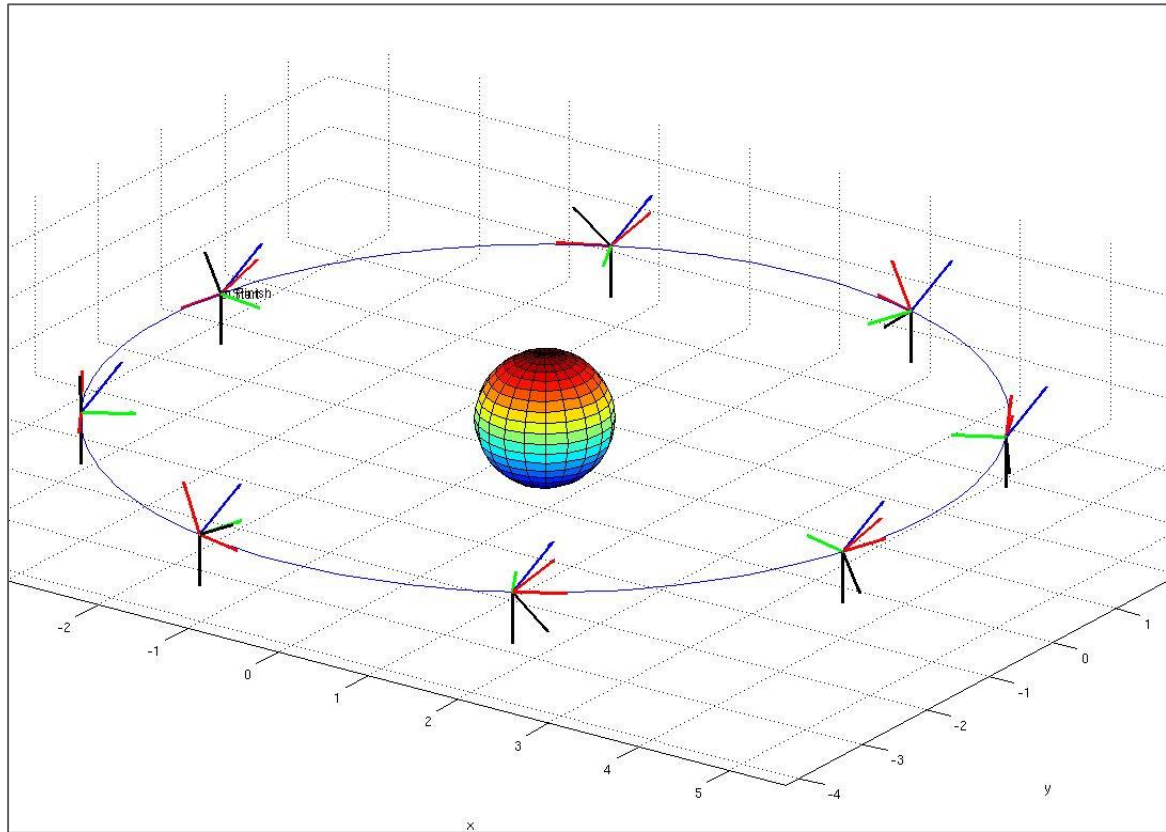


Figura 37 Trasformazione tra LEO e "Yaw-Steering"

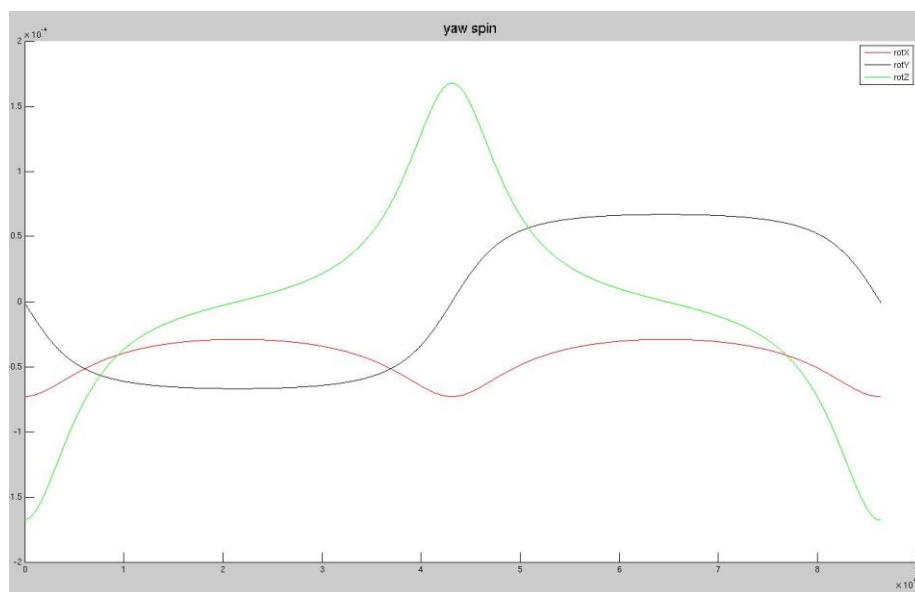


Figura 38 Componenti della velocità angolare per un satellite in "Yaw-Steering"

La Figura 38 presenta le componenti della velocità angolare del satellite, espresse nel riferimento solidale al satellite, per un puntamento del tipo "Yaw-Steering".

Il modulo "Geometria" permette di importare su Matlab la mesh del satellite e di applicare le deformazioni dei pannelli solari.

Le due figure seguenti mostrano un satellite prima e dopo l'applicazione delle deformazioni dei SA, mediante una visualizzazione su Femap. L'ampiezza delle deformazioni è appositamente sproporzionata per meglio mostrarne l'effetto.

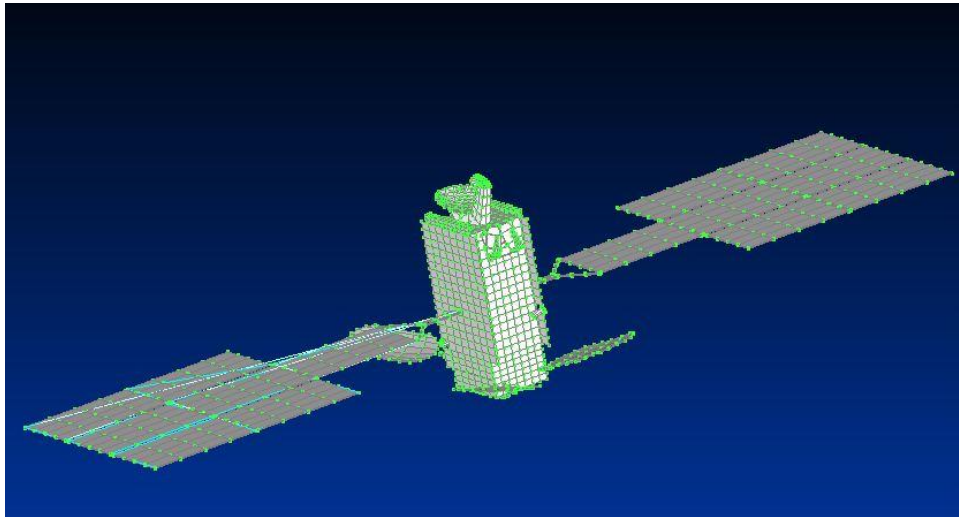


Figura 40 Mesh prima dell'applicazione delle deformazioni

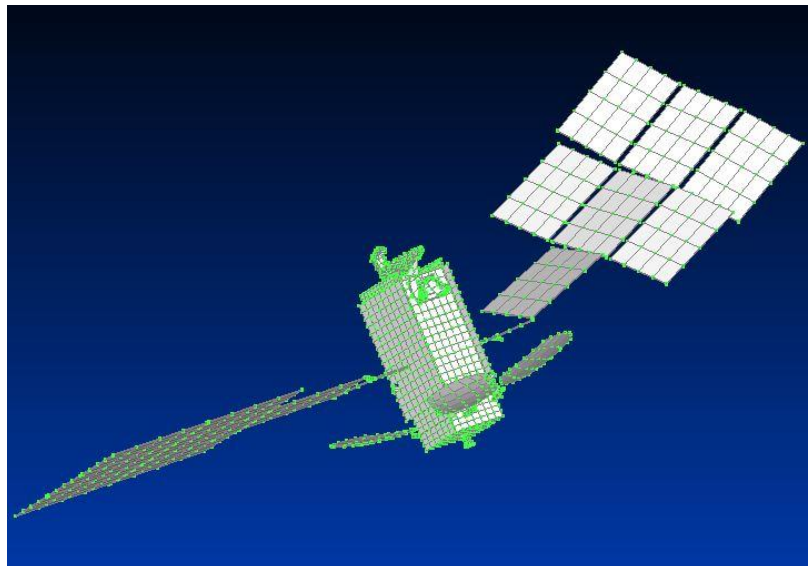


Figura 39 Mesh del satellite dopo l'applicazione delle deformazioni ad un'ala

Di seguito sono riportati i risultati per la forza e la coppia di disturbo solare, in un primo caso di validazione, quello di una placca piana in orbita geostazionaria attorno alla Terra, con un puntamento LOF.

Couples et Forces Perturbateurs Solaires 20-Mar-2000 07:36:00									
Repere Satellite Calculés par rapport a l'origine du repere									
h	raS	decS	Fx	Fy	Fz	Cx	Cy	Cz	
0	-8,13E-07	-0,3860166	0	0	0	0	0	0	0
1	-0,0003614	-0,6478874	0	0	0	0	0	0	0
2	-0,0009375	-0,9097747	0	0	0	0	0	0	0
3	-0,0022207	-1,1716759	0	0	0	0	0	0	0
4	-0,0084108	-1,4335851	0	0	0	0	0	0	0
5	-3,1300342	-1,4460744	0	0	0	0	0	0	0
6	-3,1370175	-1,1841564	0	0	0	0	0	0	0
7	-3,1382609	-0,9222369	0	0	0	0	0	0	0
8	-3,1386808	-0,6603238	0	0	0	0	0	0	0
9	-3,1387859	-0,3984215	0	0	0	0	0	0	0
10	-3,1386917	-0,1365337	0	0	0	0	0	0	0
11	-3,1384066	0,12533724	2,74E-07	8,72E-10	-1,59E-07	1,03E-24	7,24E-25	1,14E-24	
12	-3,1378689	0,38718972	7,71E-07	2,87E-09	-1,15E-06	-1,24E-23	-5,87E-23	-7,86E-24	
13	-3,1369043	0,64902323	1,06E-06	4,98E-09	-2,79E-06	-7,44E-24	2,73E-23	6,20E-24	
14	-3,1350323	0,91083777	1,07E-06	7,01E-09	-4,67E-06	1,82E-23	3,14E-23	4,55E-24	
15	-3,1304788	1,1726314	7,88E-07	8,76E-09	-6,30E-06	9,93E-24	-6,62E-23	-4,14E-24	
16	-3,1077921	1,4343707	0	0	0	0	0	0	
17	-0,0390123	1,44526333	0	0	0	0	0	0	
18	-0,0136916	1,18354044	-7,71E-07	1,06E-08	-6,36E-06	-8,27E-24	-4,96E-24	3,31E-24	
19	-0,00903	0,92176674	-1,06E-06	9,59E-09	-4,75E-06	-2,65E-23	-2,98E-23	3,72E-24	
20	-0,0072724	0,65997996	-1,07E-06	7,77E-09	-2,87E-06	-7,44E-24	-4,22E-23	3,31E-24	
21	-0,0065448	0,39818064	-7,88E-07	5,16E-09	-1,20E-06	-2,07E-24	2,85E-23	3,31E-24	
22	-0,0063796	0,13636684	-2,97E-07	1,90E-09	-1,83E-07	-2,58E-25	2,58E-25	1,14E-24	
23	-0,0066603	-0,125463	0	0	0	0	0	0	

Figura 42 File di output con i risultati

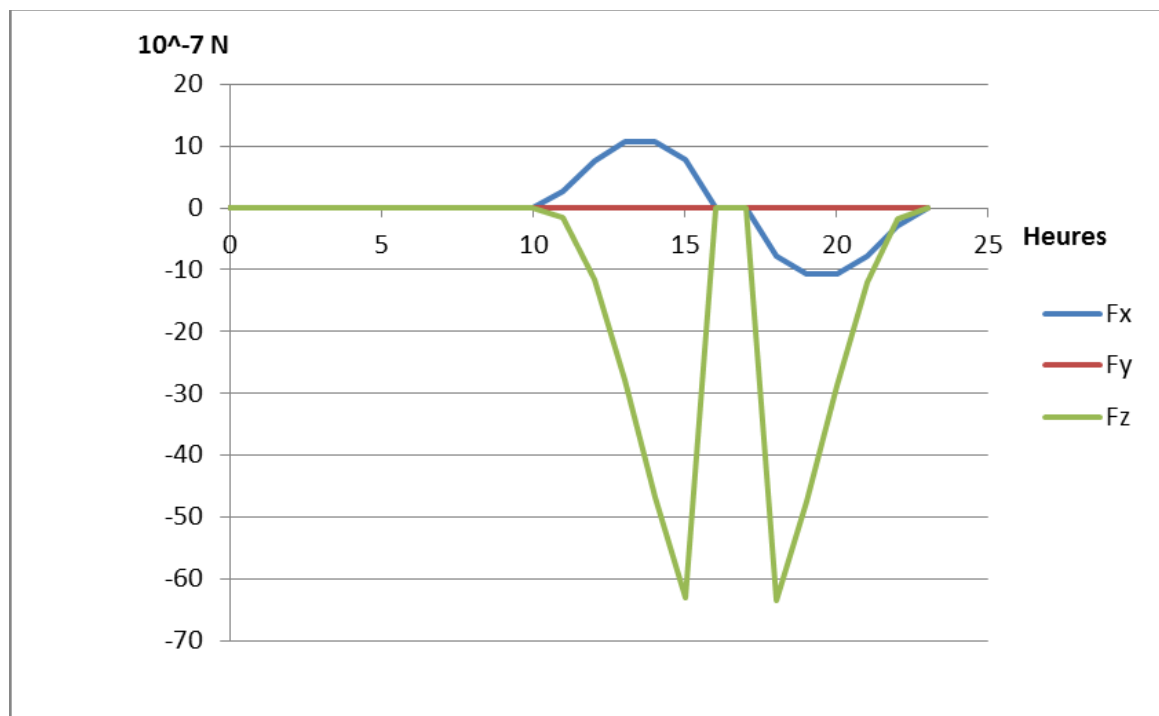


Figura 41 Componenti della forza solare per la placca piana

Come caso di validazione, quello della placca piana risulta particolarmente significativo, sebbene non presenti particolari difficoltà. Infatti è possibile osservare ed analizzare alcuni comportamenti particolari, in più è possibile verificare i risultati con calcoli fatti alla mano.

I risultati mostrano chiaramente che, per una placca piana caratterizzata da una superficie omogenea dal punto di vista delle proprietà ottiche, la coppia solare è nulla. Questo comportamento sottolinea quindi l'importanza del ruolo giocato dalle deformazioni dei SA sul valore della coppia di disturbo solare.

Visto che si è scelto come data l'equinozio di primavera (20 marzo 2000 alle ore 07:36 UTC) la componente della forza solare lungo l'asse Y è trascurabile (circa due ordini di grandezza inferiore alle componenti lungo gli altri assi), visto che il Sole si trova quasi esattamente nel piano dell'orbita, per tutta la durata della simulazione.

Il caso della placca piana permette anche di verificare il puntamento e le eclissi.

Per un puntamento LOF, per tutta la metà dell'orbita per la quale la superficie attiva della placca è puntata verso la Terra nel semispazio dove non si trova il Sole, quindi la forza è nulla su tutte le sue componenti.

Per questa configurazione particolare, l'eclissi totale dura circa 67,2 min, comincia dopo 57441s dall'inizio della simulazione e termina a 61472s. I punti della propagazione orbitale alle ore 16 e alle ore 17 si trovano infatti a 57600s e 61200s dopo l'inizio della simulazione e dunque entrambi in eclissi totale. Quindi la forza è nulla in tutte le sue componenti.

In seguito a un post-trattamento che permetterà di recuperare i coefficienti della serie di Fourier, i risultati ottenuti con questo programma per la forza e la coppia di disturbo solare saranno utilizzati come input per l' "AOCS Data Bank".

4. Sviluppi futuri

La valutazione delle coppie di disturbo solare potrà essere completata integrando nel programma l'analisi dei coefficienti della serie di Fourier, che costituiscono l'input per la redazione dell' "AOCS Data Bank".

Per terminare l'analisi della coppia di disturbo dovuta alla pressione di radiazione, dovranno essere considerate anche le altre fonti di radiazione diverse dall'irraggiamento solare diretto. Saranno quindi integrati i flussi dovuti all'albedo terrestre e all'irraggiamento IR terrestre.

Nel contesto dell'analisi delle coppie di disturbo sull'assetto del satellite per la redazione dell' "AOCS Data Bank", il programma potrà essere esteso con un modulo di calcolo per ciascuna forza di perturbazione esterna. Ciò è possibile prendendo in considerazione i modelli dell'atmosfera, del campo gravitazionale e del campo geomagnetico terrestre.

In particolare per la coppia di disturbo dovuta all'attrito aerodinamico, sarà possibile recuperare la struttura di calcolo utilizzata dalla coppia solare, integrando su tutti gli elementi della mesh, con opportuni accorgimenti: anziché considerare tutti gli elementi con normale diretta nel semispazio individuato dal Sole saranno considerati tutti gli elementi la cui normale è diretta nel semispazio definito dal vettore velocità. In più l'algoritmo utilizzato per valutare gli ombreggiamenti potrà essere riutilizzato per l'analisi di eventuali mascheramenti di alcune superfici su altre, rispetto l'attrito aerodinamico.

L'analisi può inoltre essere completata con leggi di puntamenti e di cinematica dei SA più complesse, come per esempio i pannelli solari con due gradi di libertà.

Ulteriormente, il dipartimento AOCS, con il quale si sono avuti numerosi scambi in fase di sviluppo del programma, si è mostrato interessato alla possibilità di integrare direttamente in un unico programma il dimensionamento degli attuatori e il calcolo delle coppie di disturbo. Questo porterà ad un'integrazione importante delle analisi AOCS all'interno di un solo strumento, traendone vantaggio in termini di efficienza, efficacia delle comunicazioni e ripartizione dei compiti.

Un tale strumento, che permette la conoscenza dell'orientamento delle diverse superfici del satellite nello spazio, in modo dinamico, può essere sfruttato per diverse altre applicazioni.

Potrebbe essere interessante poter realizzare delle analisi per satelliti in orbita attorno a pianeti diversi dalla Terra. Ciò richiede alcune funzionalità aggiuntive per la parte di propagazione orbitale, che prendano in conto la costante gravitazionale planetaria in questione, le perturbazioni sull'orbita e il movimento del pianeta, in particolare moto di rivoluzione, per determinare le effemeridi del Sole, e il moto di rotazione, per ottenere la velocità angolare.

Sempre in quest'ottica, potrebbe essere interessante estendere il programma anche all'analisi di orbite interplanetarie o di costellazione satellitari.

Infine può essere interessante sfruttare questa modellazione per studiare l'effetto dell'impatto dei micrometeoriti sul satellite, analisi che è sempre effettuata dall'unità "Analyses Système".

5. Bilancio personale

Durante il mio stage ho potuto mettere in gioco le mie competenze e conoscenze di meccanica orbitale e dinamica dei satelliti, apprese nel corso dei miei studi universitari. Ho anche avuto l'opportunità di confrontarmi con i colleghi dell'unità "Analyses Systeme" su temi e problematiche molto interessanti, proponendo spiegazioni e soluzioni possibili. Questo confronto aperto mi ha permesso di approfondire le mie conoscenze e di familiarizzare con le differenti problematiche che si possono incontrare nelle analisi di ambito spaziale.

Da un punto di vista delle competenze tecniche, ho avuto l'opportunità di imparare a utilizzare un software di analisi e modellazione agli elementi finiti, come Femap, e una pratica e utile libreria di programmazione per analisi di dinamica spaziale, Orekit, compatibile con diversi linguaggi di programmazione.

Un altro insegnamento dello stage che considero importante è quello dell'organizzazione e gestione dei tempi. Per la prima volta mi sono ritrovato ad affrontare un progetto lungo 6 mesi. Con l'aiuto della mia tutor, ho compreso l'importanza di suddividere il lavoro in moduli e poi in compiti elementari, fissando inoltre dei milestones per verificare il buon avanzamento del progetto e, eventualmente, valutare se certe difficoltà rendono necessario prendere in considerazione altre strade e possibilità. Tra l'altro, dedicare il primo mese alla ricerca bibliografica, al caso applicativo e alla redazione delle specifiche del programma, si è rivelato fondamentale per prepararsi al meglio per lo sviluppo del programma e per il buon andamento dello stage.

Questo stage mi ha infine permesso di chiarificare il mio progetto professionale.

Durante lo stage ho potuto farmi un'idea delle analisi e dei casi trattati dall'unità Analyses Système, il cui lavoro si trova in una posizione di interfaccia tra tutti i sottosistemi che compongono un satellite. Confermando il mio interesse per l'ambito spaziale, per il mio prossimo avvenire nel mondo del lavoro, mi piacerebbe un posto molto multidisciplinare, mantenendo un punto di vista globale e interagendo con tutti i team responsabili dei diversi sottosistemi del satellite, piuttosto che concentrarmi su un aspetto molto specifico.

6. Conclusioni

Il programma permette, attualmente, di analizzare le forze e le coppie di disturbo su un satellite la cui orbita è sottoposta alla sola perturbazione dovuta a J_2 , e l'assetto è definito dall'utilizzatore. Due funzionalità importanti e innovanti, sono l'integrazione della geometria reale del satellite, alla quale sono anche applicate le deformazioni dei pannelli solari, e l'analisi degli ombreggiamenti sulle superfici del satellite. Gli strumenti di visualizzazione grafica permettono all'utilizzatore di valutare il corretto funzionamento del programma e di avere gli elementi per meglio comprendere il problema in corso d'analisi.

Il programma sviluppato permetterà allora l'unità "Analyses Système" d'avere a disposizione uno strumento che migliora sensibilmente l'analisi della coppia di disturbo solare e che permette una migliore comprensione dei fenomeni inerenti.

La flessibilità del codice permetterà anche di adattarlo secondo l'evoluzione dei modelli, dei nuovi bisogni e domande dei programmi satellitari, per avere un programma sempre affidabile e aggiornato. In più la padronanza di tutto il calcolo, a partire dalla definizione e propagazione dell'orbita fino alla valutazione delle perturbazioni, assicura una grande adattabilità, esaustività dei risultati e diverse possibilità d'evoluzione e integrazione con altri tipi di calcolo.

Allegato A

Potenziale Gravitazionale Terrestre

Si suppone che, all'ordine zero, il potenziale gravitazionale della Terra, corrisponde a quello di una massa puntiforme situata al centro della Terra. Questa ipotesi equivale a supporre che la simmetria sferica della Terra sia perfetta e, dunque, che il suo potenziale gravitazionale U non dipenda che dalla distanza dal centro r (Wertz, 1978):

$$U = \frac{GM}{r} \quad (42)$$

con G costante gravitazionale, M massa della Terra e r distanza tra il satellite e il centro della Terra.

Misure sufficientemente precise hanno mostrato che degli effetti "non sferici" sono rilevabili, e che nella maggior parte dei casi il modello sferico non sia sufficiente.

Il potenziale gravitazionale terrestre può allora essere espresso per mezzo di un'espansione in armoniche sferiche e integrato sul volume del corpo di attrazione come segue (Wertz, 1978):

$$U = \frac{GM}{r} \left\{ 1 + \sum_{n=2}^{\infty} \left(\frac{R_E}{r}\right)^n J_n P_{n0} \cos\theta + \sum_{n=2}^{\infty} \sum_{m=2}^{\infty} \left(\frac{R_E}{r}\right)^n (C_{nm} \cos(m\varphi) + S_{nm} \sin(m\varphi)) P_{nm} \cos\theta \right\} \quad (43)$$

con R_E raggio terrestre, J_n coefficienti delle armoniche zonali; P_{nm} polinomi di Legendre; C_{nm} e S_{nm} coefficienti delle armoniche tesserali per $n \neq m$ e coefficienti delle armoniche settoriali per $n = m$; (r, θ, φ) sistema di coordinate sferiche: distanza, longitudine e co-latitudine (misurata a partire dai poli).

Il primo termine nell'equazione (43) è quello a simmetria sferica.

Si osserva anche come le armoniche zonali, in Figura 36, dipendano solamente dalla latitudine e non dalla longitudine. Il coefficiente J_2 è particolarmente importante nella

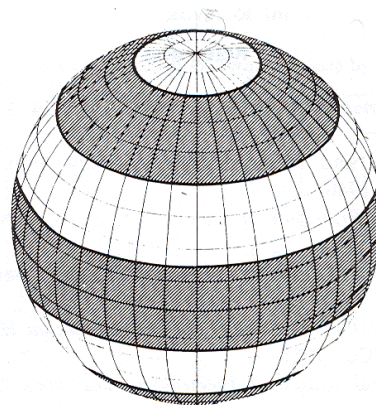


Figura 43 Armoniche zonali del potenziale gravitazionale terrestre (Wertz, 1978)

analisi di meccanica orbitale, per prendere in conto gli effetti dell'appiattimento terrestre ai poli.

Nella tabella seguente sono mostrati i valori per le prime armoniche:

$J_{2,0} = 1082 \times 10^{-6}$	$C_{2,1} = 0$	$S_{2,1} = 0$
$J_{3,0} = -2.56 \times 10^{-6}$	$C_{2,2} = 1.57 \times 10^{-6}$	$S_{2,2} = -9.03 \times 10^{-7}$
$J_{4,0} = -1.58 \times 10^{-6}$	$C_{3,1} = 2.18 \times 10^{-6}$	$S_{3,1} = 2.68 \times 10^{-7}$
$J_{5,0} = -0.15 \times 10^{-6}$	$C_{3,2} = 3.11 \times 10^{-7}$	$S_{3,2} = -2.12 \times 10^{-7}$

Tabella 3 Prime armoniche del potenziale gravitazionale terrestre (Lorenzini, 2015)

Allegato B

Campo Geomagnetico

Il campo magnetico terrestre è dovuto alla combinazione di tre componenti:

- correnti elettriche interne alla Terra;
- magnetismo residuo della crosta terrestre;
- correnti nella magnetosfera.

Il campo geomagnetico può essere rappresentato, al primo ordine, dal campo di un dipolo magnetico, inclinato di un angolo di $11,4^\circ$ rispetto all'asse di rotazione terrestre.

Il polo magnetico sud si trova a una latitudine di $78,6^\circ\text{N}$ e longitudine di $289,6^\circ\text{E}$. Il polo magnetico si sposta verso ovest di circa $0,014^\circ$ ogni anno, il che fa pensare a una inversione dei poli ogni 70000-100000 anni.

Total intensity (nT) at 400km altitude at 2005.0

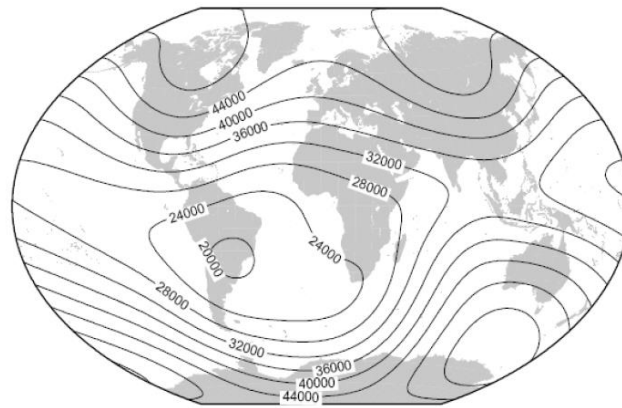


Figura 44 Campo magnético terrestre (ECSS, 2008)

Il campo magnetico terrestre, in Figura 44, presenta un valore minimo in corrispondenza dell'America Latina, noto come anomalia del Sud-Atlantico, e un massimo nell'emisfero Nord. Ciò lascia supporre che il dipolo non passi effettivamente per il centro della Terra (differenza di circa 480 km).

Il potenziale del campo geomagnetico U_{mag} è dato da (Lorenzini, 2015):

$$U_{mag} = \frac{\mathbf{r} \cdot \mathbf{m}_0}{r^3} \quad (44)$$

con \mathbf{r} vettore geocentrico del punto in cui è calcolato il potenziale e \mathbf{m}_0 momento del dipolo magnetico, pari a $7,94 \cdot 10^{15}$ Tesla/m³.

Il campo magnetico \mathbf{B} è ottenuto dal gradiente del potenziale:

$$\mathbf{B} = -\nabla U_{mag} \quad (45)$$

che diventa:

$$\mathbf{B} = \frac{\mathbf{m}_0}{r^3} \left(3 \left(\frac{\mathbf{r}}{r} \cdot \mathbf{n} \right) \frac{\mathbf{r}}{r} - \mathbf{n} \right) \quad (46)$$

dove \mathbf{n} è il vettore di orientamento del dipolo.

In prima approssimazione, il modello del momento magnetico dipolare è rappresentativo del campo geomagnetico con un errore del 30%, per altitudine inferiori a quattro raggi terrestri.

Il campo geomagnetico può anche essere espresso, con una migliore precisione, dal modello multipolare. Questo, come il potenziale gravitazionale terrestre, è un'espansione in armoniche sferiche come segue:

$$U_{mag} = R_E \sum_{n=1}^k \left(\frac{R_E}{r} \right)^{n+1} \sum_{m=0}^n (g_n^m \cos(m\varphi) + h_n^m \sin(m\varphi)) P_{nm} \quad (47)$$

con P_{nm} polinomi di Legendre; g_n^m e h_n^m coefficienti Gaussiani e (r, θ, φ) sistema di coordinate sferiche.

Allegato C

Equazioni Planetaria di Lagrange

Le equazioni planetarie di Lagrange rappresentano le variazioni temporali degli elementi orbitali in funzione della funzione perturbatrice R (Delgado, 2008):

$$\begin{aligned}\frac{di}{dt} &= \frac{1}{na^2\sqrt{1-e^2}\sin i} \left(\cos i \frac{\partial R}{\partial \omega} - \frac{\partial R}{\partial \Omega} \right) \\ \frac{d\Omega}{dt} &= \frac{1}{na^2\sqrt{1-e^2}\sin i} \frac{\partial R}{\partial i} \\ \frac{d\omega}{dt} &= \frac{\sqrt{1-e^2}}{na^2e} \frac{\partial R}{\partial e} - \frac{\cos i}{na^2\sqrt{1-e^2}\sin i} \frac{\partial R}{\partial i} \\ \frac{da}{dt} &= \frac{2}{na} \frac{\partial R}{\partial M_0} \\ \frac{de}{dt} &= \frac{1-e^2}{na^2e} \frac{\partial R}{\partial M_0} - \frac{\sqrt{1-e^2}}{na^2e} \frac{\partial R}{\partial \omega} \\ \frac{dM_0}{dt} &= -\frac{1-e^2}{na^2e} \frac{\partial R}{\partial e} - \frac{2}{na} \frac{\partial R}{\partial a}\end{aligned}\tag{48}$$

con n velocità angolare media, $M_0 = nt$ anomalia media.

Si osserva la presenza di singolarità per inclinazioni e eccentricità vicine allo zero.

Allegato D

Condizioni di attività solare e geomagnetica per la Figura 19

Le condizioni di attività solare e geomagnetica per le quattro curve in Figura 19 sono le seguenti (ECSS, 2008):

- "low" (attività bassa): $F10.7 = F10.7_{medio} = 65$; $S10.7 = S10.7_{medio} = 60$; $M10.7 = M10.7_{medio} = 60$, $A_p = 0$;
- "moderate" (attività moderata): $F10.7 = F10.7_{medio} = 140$; $S10.7 = S10.7_{medio} = 125$; $M10.7 = M10.7_{medio} = 125$, $A_p = 15$;
- "high long term" (forte attività a lungo termine): $F10.7 = F10.7_{medio} = 250$; $S10.7 = S10.7_{medio} = 220$; $M10.7 = M10.7_{medio} = 220$, $A_p = 45$
- "high short term" (forte attività a breve termine): $F10.7 = 300$, $F10.7_{medio} = 250$, $S10.7 = 235$, $S10.7_{medio} = 220$, $M10.7 = 240$, $M10.7_{medio} = 220$, $A_p = 240$)

Allegato E

Deformazioni dei pannelli solari

Da un punto di vista teorico queste deformazioni possono essere definite come segue.

La flessione fuori dal piano OPB, è rappresentata da una rotazione di un angolo $\pm \alpha$, attorno all'asse X, di ogni elemento dell'ala rispetto all'elemento che lo precede,. Il segno dell'angolo è opposto tra l'ala Nord e l'ala Sud dei pannelli, visto che la deflessione di entrambe le ali è orientata verso il Sole. Questa deformazione è applicata in modo uniforme lungo l'ala, yoke incluso. La deformata può ugualmente essere espressa della freccia OPBn, misurata in mm all'estremità dell'ala.

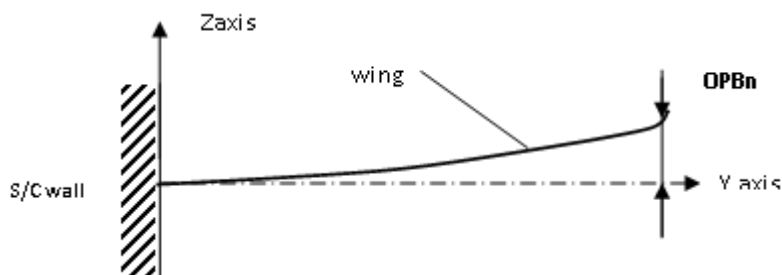


Figura 45 Deformazione OPB

Per minimizzare la coppia di disturbo solare questa deflessione è corretta tramite l'applicazione di una contro-rotazione a livello del SADM, che minimizza la freccia in corrispondenza del centro di massa dell'ala. Ciò corrisponde a una rotazione attorno all'asse X di un angolo $\pm \beta$, di segno negativo per l'ala Sud e positivo per l'ala Nord (segni opposti all'OPBn). Grazie a questa correzione, nota come OPBc (OPB corretto), la flessione fuori dal piano presenterà una freccia più piccola in estremità dell'ala.

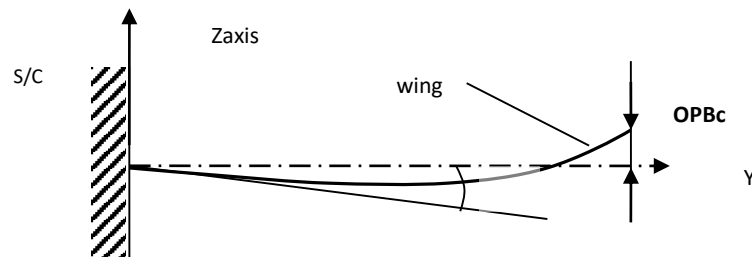


Figura 46 Deformazione OPBc

La flessione nel piano IPB, è rappresentata da una rotazione in un angolo $\pm \gamma$ attorno all'asse Z, applicata in corrispondenza del SADM. Per analizzare le coppie di disturbo solari attorno all'asse Y, nel peggior caso possibile (dimensionamento degli attuatori nel caso più critico), il segno dell'angolo γ è scelto positivo per l'ala Sud e negativo per l'ala Nord.

Questa deflessione è descritta, ugualmente, dalla freccia IPB all'estremità dell'ala, misurata in mm.

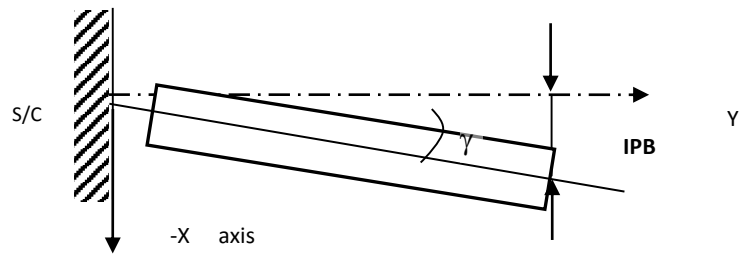


Figura 47 Deformazione IPB

Le ultime due deformazioni prese in considerazione sono delle rotazioni attorno all'asse Y, l'asse di dispiegamento e rotazione dei pannelli solari.

La deformazione dovuta all'effetto Wind-Mill è originata da un ritardo tra i passi di rotazione dei due SADM, corrispondenti alle due ali, ed è rappresentata da una rotazione di ciascun'ala attorno al suo asse di rotazione, o asse del SADM. Per analizzare le copie di disturbo nel peggior caso possibile, la rotazione è considerata positiva per l'ala Sud e negativa per l'ala Nord.

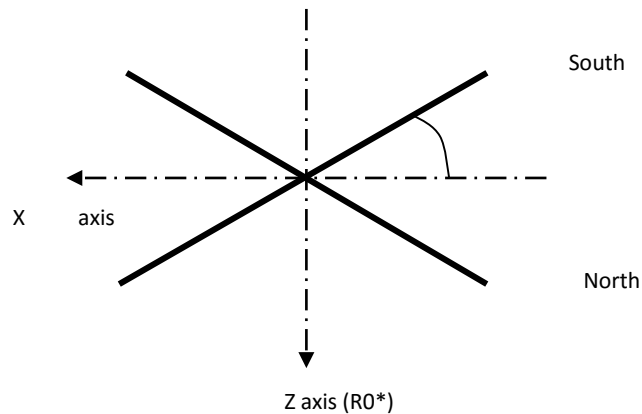


Figura 48 Déformation Wind Mill

Infine, la deformazione dovuta all'effetto di torsione sulle ali è rappresentata da una rotazione di un angolo $\pm \delta$, attorno all'asse Y, di ciascun elemento dell'ala rispetto all'elemento che lo precede. Per valutare le coppie di disturbo attorno all'asse Z nel peggior caso possibile, il segno dell'angolo δ è scelto positivo per l'ala Sud e negativo per l'ala Nord.

Allegato F

Convalida del modulo "Generatore Orbitale"

Una parte del modulo "generatore orbitale" è stato convalidato tramite l'analisi dei casi di eclissi, le quali hanno dato i risultati attesi, in termini di intensità di flusso e durate.

Per un'orbita geostazionaria il profilo del flusso solare durante la fase di penombra che anticipa l'eclissi totale è dato qui di seguito, per l'equinozio di primavera (20 marzo 2000 12h00 UTC).

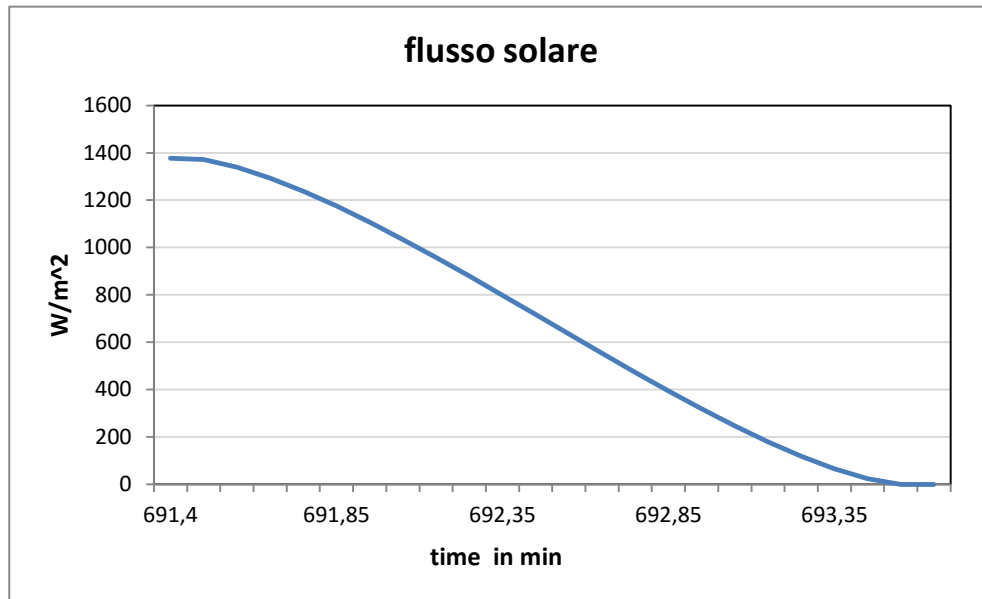


Figura 49 Flusso solare in penombra all'equinozio di primavera

La fase di penombra in ingresso all'eclissi, dura 2,25 min come previsto.

Per il caso limite dell'11 aprile 2000 si ottiene il profilo del flusso seguente. Visto dal satellite, il Sole rasenta il polo nord della Terra senza essere completamente coperto, e dunque il satellite non è mai in eclissi totale. Si ha solamente un'eclissi parziale di circa 17'.

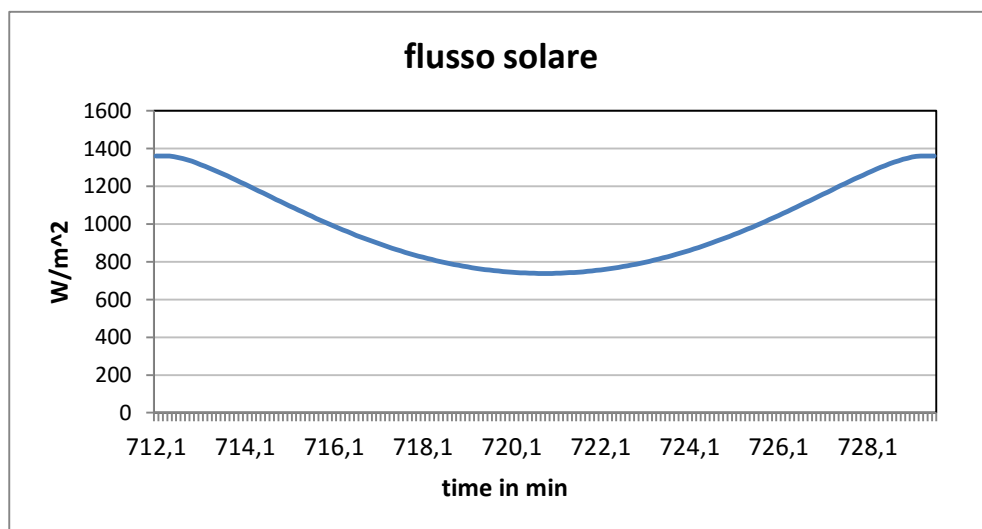


Figura 50 Flusso solare l'11 aprile 2000

Di seguito la funzione MATLAB "penumbra.m" che implementa il calcolo del flusso solare.

```

% -----
function [xs,phiSun] = penumbra(alphaE, alphaS, alphaSE, dsun)
% -----
% Solar eclipse computation with penumbra, by circular discs
%
% INPUT
% alphaE: Earth angular radius from the satellite (occluding body)
% alphaS: Sun angular radius from the satellite (occulted body)
% alphaSE: angle between the Sun center and the Earth center
% dsun : distance from satellite to sun in m
%
% OUTPUT
% xs: not occulted Sun surface fraction
% phiSun : solar flux
% -----
global ua Cs
if alphaS <= alphaE && alphaSE <= (alphaE-alphaS)
    % Total eclipse
    xs = 0;
elseif alphaS > alphaE && alphaSE <= (alphaS-alphaE)
    % Annular eclipse
    xs = (alphaS^2 - alphaE^2)/alphaS^2;
elseif alphaSE < (alphaS + alphaE)
    % Partial eclipse
    q = (alphaE-alphaS)*(alphaS+alphaE);
    x1 = (alphaSE^2+q)/(2*alphaSE);
    x2 = (alphaSE^2-q)/(2*alphaSE);
    q1 = x1/alphaE;
    if q1 > 1
        q1 = 1;
    elseif q1 < -1
        q1 = -1;
    end
    q2 = x2/alphaS;
    if q2 > 1
        q2 = 1;
    elseif q2 < -1
        q2 = -1;
    end
    teta1 = acos(q1);
    teta2 = acos(q2);
    s1 = teta1*alphaE^2;
    s2 = teta2*alphaS^2;
    t1 = x1*alphaE*sqrt(1-q1^2);
    t2 = x2*alphaS*sqrt(1-q2^2);
    xss = (s1-t1+s2-t2)/(pi*alphaS^2); % normalization to surface
    xs = 1-xss;
else
    % No eclipse
    xs = 1;
end
% solar flux
phiSun = Cs*xs/(dsun/ua)^2;

```

Allegato G

Output di FEMAP

L'output classico di Femap è stato modificato tramite una macro in Visual Basic, per ottenere due parti distinte. Una prima parte in cui gli elementi e i nodi sono selezionati a seconda del gruppo di appartenenza, e una seconda parte nella quale, per ciascun nodo sono elencate le coordinate e a ciascun elemento sono associati i nodi e le proprietà corrispondenti.

```
$ Element set for group 110 Volet11
SET 110
1956, 1957, 1958,
1959, 1960, 1961, 1962,
1963, 1964, 1965, 1966,
1967, 1968, 1969, 1970,
1971, 2164, 2165, 2166,
2167, 2168, 2169, 2170,
2171, 2172, 2173, 2174,
$ Node set for group 110 Volet11
SET 1110
1352, 1353, 1354,
1355, 1356, 1359, 1360,
1361, 1363, 1365, 1366,
1367, 1368, 1372, 1374,
1376, 1377, 1379, 1380,
1381, 1384, 1385, 1387,
$ END_GROUPS
INIT MASTER(S)
NASTRAN SYSTEM(442)=-1,SYSTEM(319)=1
BEGIN BULK
$ *****
$ Written by : Femap with NX Nastran
$ Version   : 11.1.1
$ Translator : NX Nastran
$           From      Model      :      D:\Users\sitaa\Documents\stage\outil
perturbation\geometrie\exemple_model_SAT_GSV4000C3C4_OLD-W71_TRIA.modfem
$ Date      : Tue Sep 22 09:29:51 2015
$ *****
$
PARAM,POST,-1
PARAM,OGEOM,NO
PARAM,AUTOSPC,YES
PARAM,K6ROT,100.
PARAM,GRDPNT,0
CORD2C    1    0    0.    0.    0.    0.    0.    1.+FEMAPC1
+FEMAPC1  1.    0.    1.
CORD2S    2    0    0.    0.    0.    0.    0.    1.+FEMAPC2
+FEMAPC2  1.    0.    1.
$ Femap with NX Nastran Property 1 : BIDON
PSHELL    1    1    0.    1    1    0.
```

```

$ Femap with NX Nastran Property 2 : Antenne
PSHELL    2    1    0.    1    1    0.
$ Femap with NX Nastran Property 3 : GS
PSHELL    3    1    0.    1    1    0.
$ Femap with NX Nastran Material 1 : ISOTROPIC Material
MAT1      1      0.    0.    0.
GRID     1  0-1.14803 0.94516 5.22282  0
GRID     2  0-1.14803 0.94516 5.34216  0
GRID     3  0-1.14803 0.94516  5.4615  0
GRID     4  0-0.91842 0.94516  5.4615  0
GRID     5  0-0.68882 0.94516  5.4615  0
GRID     6  0-0.45921 0.94516  5.4615  0
GRID     7  0-0.22961 0.94516  5.4615  0
GRID     8  0  0. 0.94516  5.4615  0
GRID     9  0 0.22961 0.94516  5.4615  0
GRID    10  0 0.45921 0.94516  5.4615  0
GRID    11  0 0.68882 0.94516  5.4615  0
GRID    12  0 0.91842 0.94516  5.4615  0
GRID    13  0 1.14803 0.94516  5.4615  0
GRID    14  0 1.14803 0.94516  5.34216  0
GRID    15  0 1.14803 0.94516  5.22282  0
CTRIA3   1  1  1  2  24
CTRIA3   2  1  2  3  25
CTRIA3   3  1  24  25  23
CTRIA3   4  1  25  4  26
CTRIA3   5  1  23  26  22
CTRIA3   6  1  26  5  27
CTRIA3   7  1  22  27  21
CTRIA3   8  1  27  6  28
CTRIA3   9  1  21  28  20
CTRIA3  10  1  28  7  29
CTRIA3  11  1  20  29  19
CTRIA3  12  1  29  8  30
CTRIA3  13  1  19  30  18
CTRIA3  14  1  30  9  31
CTRIA3  15  1  18  31  17

```

Tavola delle figure

<i>Figura 1 Organigramma TAS</i>	13
<i>Figura 2 Schema concettuale di progettazione</i>	15
<i>Figura 3 Planning secondo un diagramma di GANTT</i>	16
<i>Figura 4 Rappresentazione dell'assetto di un satellite (Feucht, 2006)</i>	18
<i>Figura 5 Riferimento ECI (Subirana et al, 2011)</i>	19
<i>Figura 6 Riferimento LOF</i>	20
<i>Figura 7 Rappresentazione della sequenza imbardata, beccheggio, rollio (Curtis, 2009)</i>	21
<i>Figura 8 Loop AOCS (Feucht, 2006)</i>	23
<i>Figura 9 Elementi orbitali (Celletti, 2011)</i>	30
<i>Figura 10 Orbita osculatrice (Chobotov, 2002)</i>	31
<i>Figura 11 Orbita eliosincrona del satellite Landsat7 (NASA, 2011)</i>	32
<i>Figura 12 Rappresentazione di un'orbita Molniya (Peet, 201?)</i>	34
<i>Figura 13 Flusso solare in funzione del tempo (NASA, 1969)</i>	36
<i>Figura 14 Distribuzione del valore di albedo sulla superficie terrestre (Donohoe et Battisti, 2011)</i>	37
<i>Figura 15 Variazione dell'albedo con la latitudine (NASA, 1971)</i>	37
<i>Figura 16 Distribuzione spettrale dell'emissione radiativa terrestre (NASA, 1969)</i>	38
<i>Figura 17 Irraggiamento IR terrestre in funzione della latitudine e della copertura nuvolosa (NASA, 1969)</i>	39
<i>Figura 18 Regioni dell'atmosfera e profilo di temperatura (ECSS, 2008)</i>	40
<i>Figura 19 Densità dell'aria in funzione dell'altitudine e di diverse condizioni di attività solare e geomagnetica (ECSS, 2008)</i>	42
<i>Figura 20 Radiazione incidente su una superficie (CNES, 1998)</i>	47
<i>Figura 21 Ordini di grandezza delle coppie di disturbo in funzione dell'altitudine (CNES, 1998)</i>	55
<i>Figura 22 Configurazione tipica per ruote a reazione (Holmes et al., 2001)</i>	56
<i>Figura 23 Coppe di disturbo, nel sistema di riferimento satellite</i>	57
<i>Figura 24 Dimensionamento delle ruote a reazione</i>	58
<i>Figura 25 Componenti della coppia solare nel riferimento inerziale per i due solstizi</i>	60
<i>Figura 26 Schema concettuale</i>	62
<i>Figura 27 Eclissi [1]</i>	68
<i>Figura 28 Modello per le eclissi parziali</i>	69
<i>Figura 29 Configurazione dei pannelli solari</i>	74
<i>Figura 30 Spacebus-4000C3 [2]</i>	74
<i>Figura 31 Spacebus-4000C4 [2]</i>	74
<i>Figura 32 Algoritmo per l'applicazione delle deformazione ai SA</i>	76
<i>Figura 33 Valutazione degli ombreggiamenti secondo (Mukundan, 1990)</i>	78
<i>Figura 34 Algoritmo per la valutazione degli ombreggiamenti sulle superfici del satellite</i>	80
<i>Figura 35 Satellite in orbita geostazionaria con puntamento LOF</i>	81
<i>Figura 36 Traccia a terra di un satellite in orbita eliosincrona</i>	82
<i>Figura 37 Trasformazione tra LEO e "Yaw-Steering"</i>	83
<i>Figura 38 Componenti della velocità angolare per un satellite in "Yaw-Steering"</i>	83
<i>Figura 39 Mesh del satellite dopo l'applicazione delle deformazioni ad un'ala</i>	84
<i>Figura 40 Mesh prima dell'applicazione delle deformazioni</i>	84
<i>Figura 41 Componenti della forza solare per la placca piana</i>	85
<i>Figura 42 File di output con i risultati</i>	85
<i>Figura 43 Armoniche zonali del potenziale gravitazionale terrestre (Wertz, 1978)</i>	91
<i>Figura 44 Campo magnético terrestre (ECSS, 2008)</i>	93
<i>Figura 45 Deformazione OPB</i>	97
<i>Figura 46 Deformazione OPBc</i>	97
<i>Figura 47 Deformazione IPB</i>	98

Figura 48 <i>Déformation Wind Mill</i>	98
Figura 49 <i>Flusso solare in penombra all'equinozio di primavera</i>	99
Figura 50 <i>Flusso solare l'11 aprile 2000</i>	99

Bibliografia

- D. L. Boulet, *Methods of Orbit Determination for the Microcomputer*, Willmann-Bell (1991)
- A. Celletti, *Orbit determination*, notes du cours, Università di Roma Tor Vergata (2011)
- V. A. Chobotov, *Orbital Mechanics*, AIAA (2002)
- CNES, *Techniques & Technologies des Véhicules Spatiaux*, Vol. 3, (1998)
- H. D. Curtis, *Orbital Mechanics for Engineering Students*, Elsevier (2009)
- M. R. Delgado, *Basics of Orbital Mechanics II, Modeling the Space Environment*, Universidad Politecnica de Madrid (2008), [online]
http://ocw.upm.es/ingenieria-aeroespacial/modeling-the-space-environment/contenidos/material-de-clase/mse03_pertur_ocw.pdf
- Donohoe et D. S. Battisti, *Atmospheric and Surface Contributions to Planetary Albedo*, Journal of Climat, Vol.24 (2011)
- ECSS, *Space Engineering, Space Environment*, ECSS-E-ST-10-04C (2008)
- U. Feucht, *Fundamentals of Attitude*, OPS-G Forum, ESA (2006)
- A. Francesconi, *Impianti e Sistemi Aerospaziali 2*, appunti del corso, Università degli Studi di Padova (2011)
- S. Gupta, M. X. J. Raj, R. K. Sharma, *Short-Term Orbit Prediction with J2 and Mean Orbital Elements*, International Journal of Astronomy and Astrophysics, (2011), 1, 135-146
- M. C. Heckstein et F. Hechler, *A reliable derivation of the perturbations due to any zonal and tesseral harmonics of the geopotential for nearly-circular satellite orbita*, Scientific Report, ESRO SR-13 (1970)
- S. A. Holmes et W. E. Featherstone, *A unified approach to the Clenshaw summation and the recursive computation of very high degree and order normalised associated Legendre functions*, Journal of Geodesy, 76: 279–299 (2002)
- T. J. Holmes, K. J. Reckdahl, S. W. Tilley, *Onboard attitude control system using reaction wheels*, publication EP1114774 A2, Space Systems/Loral (2001)
- H. Klinkrad et B. Fritsche, *Orbit and Attitude Perturbations due to Aerodynamics and Radiation Pressure*, ESA Workshop on Space Weather, Noordwijk, Pays-Bas, ESTEC (1998)
- E. Lorenzini, *Strumentazione Aerospaziale*, appunti del corso, Università degli Studi di Padova (2015)

- J. Meeus, *Astronomical Algorithms*, Willmann-Bell (1991)
- R. Mukundan, *A Procedure for the estimation of solar radiation torque components considering multiple shadow regions and surfacereflectance properties*, Mathl. Comput. Modelling, Vo. 13, No. 4, (1990)
- NASA, *Spacecraft Radiation Torque*, NASA SP-8027 (1969)
- NASA, *Earth Albedo and Emitted Radiation*, NASA SP-8067 (1971)
- NASA, *Landsat 7 Science Data Users Handbook*, [online]
<http://landsathandbook.gsfc.nasa.gov/program/> (01/09/2015)
- M. M. Peet, *Spacecraft and Aircraft Dynamics*, appunti del corso, Illinois Institut of Technology (201-)
- J.M. Picone D.P. Drob, et R.R. Meier, *NRL-MSISE-00 Empirical Model of the Atmosphere: Statistical Comparisons and Scientific Issues*, J. Geophys. Res., doi:10.1029/2002JA009430, (2003)
- J. S. Subirana, J. M. Zornoza et M. Hernández-Pajares, *Conventional Celestial Reference System*, Universitat Politècnica de Catalunya (2011)
- J. R. Wertz, *Spacecraft Attitude Determination and Control*, D. Reidel Publishing Company (1978)
- [1] *Solar Eclipses*, [online] :
<http://www.astrosurf.com/toussaint/dossiers/lesplanetes/jupiter/jupiter4.htm>
(25/08/2015)
- [2] *Gunter's Space Page*, [online] <http://space.skyrocket.de/index.html> (05/09/2015)
- [3] W2A Data Bank, Thales Alenia Space (2008)
- [4] OREKIT, [online] <https://www.orekit.org/forge/projects/orekit/wiki> (05/09/2015)

Ringraziamenti

Ci tengo innanzitutto a ringraziare Jérôme Buffe, responsabile del servizio Expertise Mécanique Thermique & Système, per avermi accolto nel suo team.

La mia più grande gratitudine va alla mia tutor Véronique Perrin Bailly, come ai suoi colleghi Sylvie Brosse, Vincent Dubois et Jean-François Plantier, per la calorosa accoglienza, per come mi hanno seguito per tutta la durata dello stage, la loro disponibilità, la loro pazienza per il mio francese non sempre perfetto e soprattutto il rispetto e la fiducia che mi hanno dato.

Senza la loro presenza, il loro sostegno e i loro suggerimenti, non avrei potuto vivere un'esperienza così ricca in termini di formazione e lavoro.

Ringrazio il mio relatore, il Prof. Enrico Lorenzini, per la sua disponibilità e collaborazione, durante lo stage e la redazione della tesi.

Ringrazio anche tutti gli altri stagisti, compagni di università all'Università degli Studi di Padova e all'Ecole Centrale Paris per i bei momenti passati in compagnia, e un ringraziamento speciale va alla mia famiglia e alla mia fidanzata per il prezioso sostegno durante il mio percorso universitario.