

VI. SISTEMI D'ASSETTO

VI.1 Controllo d'assetto

VI.1.1. Introduzione

In questa sezione vengono discussi alcuni argomenti relativi al controllo d'assetto di un satellite o di una navicella spaziale ("spacecraft"). Tuttavia, nella discussione che segue chiameremo satellite entrambi i tipi di veicoli. Per quanto riguarda la guida di un razzo o satellite, cioè l'informazione che bisogna trasmettere affinché il veicolo segua la traiettoria prescritta e raggiunga un dato punto nello spazio, si daranno solo dei cenni.

Il controllo di un satellite è l'insieme delle operazioni meccaniche che si compiono per correggerne il moto in modo che si mantenga la traiettoria e/o l'orientamento voluti. Guida e controllo assieme costituiscono la navigazione spaziale.

L'assetto di un satellite è la sua orientazione nello spazio. L'orientazione è data da spostamenti angolari rispetto ad un sistema di tre assi ortogonali: l'asse di rollio ("roll"), l'asse di beccheggio ("pitch") e l'asse di imbardata ("yaw"). L'asse x è nella direzione del moto del satellite; l'angolo di rollio misura la rotazione attorno quest'asse. L'asse z (di imbardata) è in direzione della Terra. L'asse y (di beccheggio) è perpendicolare al piano dell'orbita o della traiettoria del veicolo. Si veda anche la Figura V.3.3.

VI.1.2 Prime fasi della navigazione

La prima fase della navigazione si ha durante l'immissione in orbita del satellite da parte di un razzo. In questa fase le operazioni di guida e controllo del razzo sono di breve durata; di solito si usa un sistema autonomo di navigazione. Raggiunta l'altezza, la velocità e la direzione richiesta per l'immissione in orbita, il satellite viene staccato dall'ultimo stadio del razzo e si muove per un breve periodo lungo l'orbita o la traiettoria prevista con moto balistico, essendo soggetto soltanto alle forze gravitazionali della Terra, Luna e Sole e all'attrito atmosferico. Si ricorda che l'immissione in orbita di un satellite è soggetta a molti vincoli che derivano dalla posizione geografica del sito di lancio, dalla direzione (o inclinazione orbitale) in cui il lancio è permesso per motivi di sicurezza (sempre verso l'oceano), dalla finestra di lancio, dal periodo ottimale per il lancio, etc.

Se le circostanze fossero ideali si potrebbe sviluppare un programma di guida che porterebbe il satellite in orbita in una singola fase. Nella maggior parte dei casi invece si procede in due fasi successive. Il satellite ed eventualmente l'ultimo stadio del razzo, sono immessi inizialmente in un'orbita di parcheggio, più bassa; in seguito, una volta raggiunta la posizione adatta, il satellite si sposta nell'orbita voluta, utilizzando i motori dell'ultimo stadio o motori interni.

Il problema della guida per l'immissione in orbita e per le susseguenti fasi operative richiede lo sviluppo di un sistema di verifica in tempo reale fra posizioni effettive e previste. Il sistema è basato sullo sviluppo di equazioni di guida, basate sulle condizioni iniziali e finali della missione, che ottimizzano i parametri della

missione stessa. Si ottiene un insieme di possibili soluzioni delle equazioni che vengono controllate istante per istante tramite confronto dei parametri di posizione misurati con quelli calcolati; appena disponibili, i parametri misurati vengono inseriti nel computer per aggiornare le equazioni di guida. I risultati dell'aggiornamento vengono trasferiti al sistema di controllo che esegue le correzioni di traiettoria necessarie. Si ha così istante per istante l'ottimizzazione della traiettoria.

Una volta in orbita, le stazioni a terra fanno "tracking" del satellite. Il trasferimento al e dal veicolo dell'informazione (vettori di posizione e di velocità del razzo o satellite) viene compiuto per mezzo di tecniche radio o, più spesso, radar. Per la misura delle distanze si usa il metodo dell'eco tramite trasmissione di impulsi radar. Il segnale riflesso è di solito molto debole e viene amplificato da un sistema a "transponder". Il transponder viene attivato dall'impulso radar inviato da Terra e trasmette un impulso amplificato e di differente frequenza. Misurato l'intervallo di tempo fra la trasmissione e la ricezione dell'eco, e nota la velocità degli impulsi elettromagnetici, si calcola la distanza.

Con le stesse tecniche ed utilizzando l'effetto Doppler si può calcolare la velocità radiale, cioè la componente del vettore velocità in direzione radiale. Se f_0 è la frequenza trasmessa, $f_0 - \Delta f$ è quella ricevuta dal veicolo che si allontana, $2(f_0 - \Delta f)$ è la frequenza ritrasmessa dal "transponder" (si suppone che l'apparecchiatura raddoppi la frequenza), $2(f_0 - 2\Delta f)$ è quella che arriva a Terra. Il valore $4\Delta f$ si misura confrontando il segnale di partenza, a frequenza doppia, con quello di ricevuto.

Per misure di spostamento Doppler si inviano segnali radar continui. I segnali vengono ricevuti a Terra da un'antenna parabolica che concentra l'energia raccolta in modo da produrre un segnale misurabile. La stessa antenna può essere usata per la trasmissione al satellite. Il satellite riceve il segnale ad intensità massima quando l'asse dell'antenna punta direttamente sul satellite. Su quest'ultimo c'è un'antenna direzionale parabolica la cui orientazione avviene tramite un sistema di attuazione che muove il disco dell'antenna nella direzione del segnale incidente. Dalla variazione dell'angolo di rotazione dell'antenna si determina la direzione del moto del satellite ed il valore dell'angolo θ fra la direzione del vettore velocità e quella della sua componente radiale. Il modulo della velocità è dato dalla seguente relazione:

$$v = \frac{v_{rad}}{\cos \theta} = \frac{\Delta f}{f_0} \frac{c}{\cos \theta} \quad (\text{VI.1.1})$$

Nelle prime fasi della navigazione, è spesso richiesto che il satellite modifichi i parametri orbitali per completare il suo inserimento in orbita o per un "rendez-vous". Per queste operazioni si usano sistemi di propulsione orientabili, di solito motori a propellente solido, che siano in grado di produrre variazioni di velocità anche dell'ordine di 1000 m/s. Inoltre sono necessari sistemi di propulsione a gas freddo o ioni ("thrusters"), o altri sistemi opportuni per il controllo d'assetto durante la fase di propulsione. Il satellite ha anche bisogno di accurate misure di punti di riferimento esterni e di velocità. Valori di velocità sono ottenibili tramite strumenti di misura del tipo accelerometri o giroscopi e tramite computer capaci di elaborare ed interpretare autonomamente i dati.

VI.1.3 Operazioni principali di controllo d'assetto

Durante la navigazione, per eventuali cambiamenti del piano dell'orbita, sono in genere sufficienti variazioni di velocità dell'ordine di 100 m/s. Si usano thrusters multipli e, per la determinazione dell'orientazione, sono sufficienti sistemi di riferimento interni. Il controllo d'assetto avviene tramite sistemi di controllo di accensione e spegnimento dei getti di gas e/o tramite altri sistemi d'assetto dimensionati per questo tipo di operazioni. Quando invece sono necessarie solo piccole correzioni d'orbita (minori di 100 m/s) è sufficiente un solo sistema di propulsori, riferimenti interni e controlli della propulsione. In entrambi i casi le manovre sono traslatorie.

Un altro tipo di manovra di un satellite è quella di "slewing" cioè di rotazione del satellite attorno al centro di massa. Tali rotazioni sono necessarie per puntare uno strumento ottico (telescopio o altro) verso una sorgente di radiazione, per puntare i sensori del sistema di controllo d'assetto del satellite verso una stella al fine di ottenere l'attitudine, per produrre un lento movimento di rotazione al fine di mantenere il puntamento, etc. Di solito non si fanno manovre rotatorie rapide. Bisogna definire quale è la velocità di rotazione ("slew rate") massima richiesta per il satellite e dimensionare opportunamente i sistemi a propulsione o i momenti massimi di sistemi del tipo rotor a reazione ("reaction wheels", RW), rotor a momento ("momentum wheels", MW), sistemi a momento magnetico ("magnetic torquers", MT) o giroscopi.

Anche se nel piano di missione non è previsto lo "slewing" è tuttavia altamente improbabile che il satellite resti stabile su un dato assetto. Per smorzare eventuali momenti rotatori di solito sono sufficienti RW o MW o MT di dimensioni opportune invece che propulsori a gas. Se invece è necessario lo "slewing" a velocità comprese fra 0.05 gradi/s e 0.5 gradi/s l'assetto è controllato prevalentemente dai thrusters; solo in particolari casi si usano RW. Per velocità maggiori di 0.5 gradi/s sono necessari giroscopi oppure due sistemi di propulsori a gas freddo: uno per stabilizzare il satellite a fronte di moti traslatori, l'altro per le rotazioni a grandi velocità.

I requisiti di puntamento di uno strumento montato su un satellite condizionano la strumentazione del satellite e il suo sistema di navigazione ed assetto. I sistemi più usati per il controllo e le correzioni di assetto del satellite sono sia attivi che passivi. Fra questi ultimi i sistemi a gradiente di gravità e a stabilizzazione di "spin" sono i più comuni. Tra i sistemi passivi ricordiamo i sistemi a gradiente di gravità ed a spin. I sistemi attivi sono prevalentemente

- sistemi che emettono massa, gas o ioni: i "thrusters",
- RW o MW per l'assorbimento di momenti torcenti non voluti,
- MT, cioè sistemi a solenoide che danno un momento rotatorio interagendo con il campo magnetico terrestre,
- giroscopi.

VI.1.4 Requisiti di un sistema di controllo d'assetto

La definizione del sistema di guida e controllo d'assetto è una delle scelte più importanti nella realizzazione di un satellite. Nella scelta, giocano un ruolo fondamentale i requisiti di missione e dei sottosistemi del satellite.

I requisiti di missione sono così numerosi che è praticamente impossibile enumerarli tutti. Di seguito elenchiamo i più importanti:

- Puntamento (inerziale, verso Terra, scanning, ..)
- Accuratezza di puntamento e stabilità
- Necessità di cambiamento d'orbita
- Necessità di rotazioni
- Tipo di orbita
- Durata della missione
- Autonomia di navigazione.

Sulla base dei requisiti di missione si fissano anche i requisiti dei sottosistemi ed in particolare,

- Si richiedono manovre speciali per il controllo termico
- Si dimensionano i sistemi di propulsione (dimensioni dei motori e degli ugelli, quantità di propellente, minimi impulso del getto)
 - Si fissa l'accuratezza di puntamento dell'antenna e la velocità ("bit rate") di trasmissione e ricezione dei dati
 - Si dimensionano i pannelli solari e si valuta la necessità di usare un sistema di orientamento indipendente verso il Sole
 - Si ottimizza il disegno meccanico ed in particolare la posizione del centro di massa, i valori del momento d'inerzia, la posizione dei getti di gas, la posizione dei sensori

Una volta fissati i requisiti di missione e di sottosistema, si è in grado di decidere come deve essere fatto il sistema d'assetto e si scelgono i sensori, gli attuatori, e l'architettura del computer di controllo.

Un requisito tipico delle missioni di telerilevamento è la capacità di ripuntare rapidamente il satellite per riprendere zone della Terra diverse e, in genere, poco distanti fra loro. Il campo angolare di ripuntamento del sensore ottico è di $\pm 35-40$ gradi. Si può richiedere, per gli scopi della missione, di riorientare il satellite in poco tempo in modo da effettuare riprese di zone della Terra situate da parti opposte rispetto al nadir. La rotazione viene di solito effettuata dando al satellite una breve accelerazione angolare iniziale seguita da una fase di tranquillizzazione a velocità di rotazione costante; alla fine il satellite viene decelerato angolarmente in modo da farlo arrivare, a fine manovra, con velocità angolare nulla. Questo requisito è particolarmente oneroso per i satelliti convenzionali di grande massa e grandi

momenti d'inerzia. Viceversa, i satelliti di piccola massa e di piccoli momenti d'inerzia possono facilmente soddisfare i requisiti di "slew rate" angolare fra 0.5 gradi/s e 2 gradi/s con sistemi di controllo d'assetto di complessità e costo contenuto.

Per le missioni scientifiche, a causa della grande varietà di requisiti, si possono dare solo valutazioni generali. Le missioni scientifiche da satellite hanno una vasta tipologia di obiettivi. In Tabella VI.1.2 ne menzioniamo alcuni, dividendo le missioni in due gruppi che richiedono differenti precisioni di puntamento e di controllo d'assetto.

Precisioni di puntamento o di controllo d'assetto non elevati	Precisioni di puntamento o di controllo d'assetto elevati (simili a quelle del satellite di telerilevamento ma con tempi lunghi di integrazione).
Studio della magnetosfera terrestre o, in generale, dell'ambiente circostante il satellite	Osservazioni "puntate" di oggetti celesti anche molto lontani
Mappatura delle sorgenti celesti che emettono in differenti bande di luce	
Misure di background cosmico in differenti bande di luce	.

Tabella VI.1.2: Esempi di missioni scientifiche

VI.1.5 Sistemi di controllo passivo

Nelle sezioni che seguono si descrivono brevemente i diversi approcci alla stabilizzazione e controllo d'assetto di un satellite.

La tecnica di controllo passivo maggiormente usata è quella del gradiente di gravità. Per illustrare l'aspetto fisico del problema rappresentiamo schematicamente un sistema formato da due satelliti di ugual massa uniti da un cavo (Figura VI.1.1). La distanza fra i centri dei due satelliti è δ . Poichè sono legati assieme, i satelliti sono forzati a muoversi in orbita con la velocità angolare, ω_0 , del centro di massa del sistema. Nel centro di massa l'accelerazione di gravità g_0 è bilanciata dall'accelerazione centrifuga, $a_0 = \omega_0^2 r_0$, dove r_0 è la distanza del centro di massa del sistema dal centro della Terra. La velocità del satellite più basso è minore del valore che il satellite avrebbe nel caso fosse libero e orbitante alla stessa altitudine. Il satellite "basso" risente perciò di una accelerazione gravitazionale, $g_l = g_0(1 + \delta/r_0)$, che è maggiore dell'accelerazione centrifuga, $a_l = g_0(1 - \delta/2r_0)$. Per il satellite superiore avviene il contrario: la sua velocità è maggiore di quella che avrebbe se fosse libero alla stessa altezza ed ha quindi una maggiore accelerazione centrifuga, $a_u = g_0(1 + \delta/2r_0)$ che gravitazionale, $g_u = g_0(1 - \delta/r_0)$. Le differenze fra le accelerazioni centrifuga e gravitazionale su ogni satellite danno l'accelerazione totale:

$$a_l^{tot} = \frac{-3\delta g_0}{2r_0} \quad a_u^{tot} = -a_l^{tot} \quad (VI.2)$$

Queste accelerazioni creano tensioni sul cavo che mantengono il sistema in equilibrio.

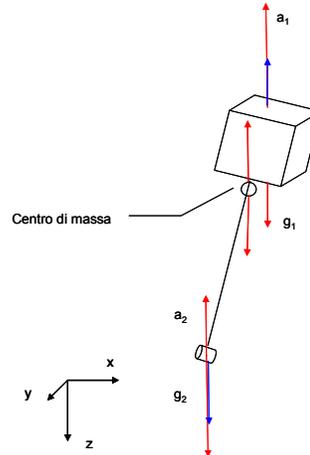


Figura VI.1.1: Rappresentazione schematica di un sistema a gradiente di gravità.

Il principio illustrato si applica non soltanto ai satelliti "al guinzaglio" ("tethered") ma a qualunque tipo di sistema allungato che, in ragione del gradiente di gravità, si allinea lungo l'asse longitudinale con il centro della Terra. Poichè l'effetto di gradiente di gravità (GG) diminuisce con il cubo della distanza dalla Terra (vedi sezione VI.1.10), questo sistema di controllo passivo si applica solo per satelliti che sono in una LEO.

La condizione perchè il metodo di stabilizzazione per GG funzioni è che momenti rotatori diversi da quello dovuto al GG siano minori: bisogna che l'asse di minor momento d'inerzia sia allineato nella direzione del nadir. In molti casi si usano sistemi ad albero estendibile (del tipo antenna telescopica) per ottenere i momenti d'inerzia voluti. Il sistema a GG stabilizza il satellite lungo gli assi di pitch e roll mentre permette la rotazione attorno l'asse di yaw. La stabilizzazione attorno quest'ultimo asse può ottenersi con altri metodi di controllo, quando tale prestazione è richiesta.

A causa della non sfericità della Terra oppure di strutture del satellite che non sono perfettamente rigide o di disequilibri interni, il satellite può oscillare attorno all'asse perpendicolare al piano dell'orbita. Tali fenomeni oscillatori possono risultare particolarmente disturbanti se non vengono smorzati con opportuni dispositivi come una RW. Un ulteriore svantaggio del sistema a GG è costituito dalla necessaria presenza di meccanismi di "deployment" dell'antenna telescopica e dall'ingombro costituito da tali meccanismi e dall'antenna stessa. Dal punto di vista affidabilistico, si compensa in senso negativo la minore quantità di elettronica impiegata in questo tipo di controllo d'assetto. In conclusione, il sistema di

stabilizzazione a GG non è molto accurato anche se semplice da realizzare. Il sistema stabilizza un satellite lungo due assi (roll e yaw); se si aggiungono un sistema a MW per il controllo della rotazione lungo l'asse di pitch ed una RW che smorzi il moto oscillatorio perpendicolare al piano, si può raggiungere una discreta (1° - 2°) stabilizzazione su tre assi.

La tecnica del controllo d'assetto per rotazione o "spin stabilization" è un altro sistema di controllo d'assetto passivo. Il satellite ruota in modo che il suo vettore momento angolare rimanga approssimativamente fisso nello spazio inerziale. Anche in questo caso la stabilità e la precisione di puntamento sono abbastanza buone ma il sistema è difficile da manovrare se confrontato ai sistemi stabilizzati su tre assi. Per questa ragione il vettore di spin è puntato di solito in una direzione fissa inerzialmente ed eventuali sistemi di puntamento sono montati su una piattaforma disaccoppiata, eventualmente rotante più lentamente ("dual spin satellite"). Per mantenere la stabilità di rotazione è necessario un controllo attivo, del tipo espulsione di massa ("thrusters") o a spire magnetiche, che viene attivato periodicamente per compensare perdite di momento angolare dovute a differenti tipi di disturbi. In più bisogna ammortizzare le oscillazioni dovute ad un cattivo bilanciamento del satellite, spostamenti del propellente, correzioni d'orbita, e/o alla struttura non perfettamente rigida del satellite. Come per il sistema a GG anche in questo caso l'asse di rotazione è quello lungo il quale il satellite ha momento d'inerzia minimo.

VI.1.6. Sistemi ad espulsione di massa

I sistemi ad espulsione di gas o ioni ("thrusters") sono i sistemi di controllo attivi più usati; sono stati già trattati in sezione V. I thrusters producono momenti e forze che sono usate per controllo d'assetto, per manovre del satellite che richiedono grandi spostamenti angolari, aggiustamenti d'orbite, smorzamenti di momenti prodotti da MW, RW o giroscopi, controllo della velocità di "spin", controllo delle oscillazioni (in alcuni casi).

Uno dei più difficili problemi da risolvere nella progettazione di un satellite è il posizionamento dei thrusters, la valutazione del loro numero, e la valutazione dell'impulso minimo necessario per ogni singolo elemento (di solito non si va sotto i 20 ms). In Figura VI.1.2 si rappresenta una struttura tipica di un sistema di controllo d'assetto con thrusters.

Figura VI.1.2: Sistemazione tangenziale di thrusters in un satellite "spin stabilized" che ruota attorno l'asse z. Questi thrusters sono usati per aumentare o diminuire lo spin. Altri, che operano in direzione radiale, servono per correzioni est-ovest e per riposizionamento d'orbita. Thrusters assiali, in direzione z ma leggermente inclinati verso l'esterno rispetto detto asse, servono per correzioni nord-sud e per controllo della precessione attorno l'asse di spin.

Si riassumono di seguito gli svantaggi ed i vantaggi dei sistemi ad espulsione di massa (gas e ioni).

1. In entrambi i tipi di propulsione la funzionalità del sistema dipende dalla quantità di propellente imbarcato all'inizio della missione. Per quanto le manovre d'assetto non richiedano in genere molto propellente, si è di fronte ad una limitazione concettuale alla vita operativa del satellite: una volta consumato tutto il propellente non è più possibile effettuare manovre di controllo d'assetto.

2. La massa del propellente va a detrimento della massa della strumentazione scientifica o di altro tipo (payload) che si vuole far volare. Inoltre il propellente richiede dispositivi sia per l'immagazzinamento che per l'alimentazione dei thrusters e quindi dei meccanismi non banali che influiscono sul peso del satellite. Spesso viene richiesto un buon condizionamento termico del propellente immagazzinato.

3. Nel caso di propulsione a ioni, la massa del propellente da imbarcare è minore di quella richiesta dalla propulsione a gas a causa del maggior valore di I_{sp} per la propulsione a ioni o plasmi. Tuttavia, ciò non si traduce in una riduzione significativa della massa del sistema propulsivo poichè la massa totale del propellente è comunque bassa mentre la massa delle parti fisse (recipiente di stoccaggio, sistemi di adduzione del propellente al propulsore, dispositivi di controllo, etc.) tende a prevalere.

4. La propulsione a ioni/plasmi richiede potenza elettrica fornita dalla batteria e, in ultima analisi, dalle celle solari. Poichè l'efficienza di conversione di energia elettrica in energia cinetica è molto bassa, le potenze richieste non sono trascurabili anche nel caso di spinte dell'ordine di qualche millinewton.

5. La propulsione a ioni/plasmi genera radiazione elettromagnetica ad ampio spettro che può risultare particolarmente disturbante per alcuni apparati di bordo come il ricevitore di telecomando e la strumentazione che forma il payload. Bisogna adottare opportuni accorgimenti di schermatura per la riduzione dell'EMI ("electromagnetic interference") e della RFI ("radio frequency interference").

6. Le controindicazioni dei thrusters a gas sono che i gas emessi possono ricadere sul satellite e ricoprire le superfici ottiche, o in generale abbreviarne la vita.

7. Un grande vantaggio dei sistemi a thruster è che, se opportunamente posizionati, non producono accoppiamento di momenti.

In conclusione, la soluzione a propulsione a ioni/plasmi, sebbene molto promettente, è ancora abbastanza problematica; la soluzione a getti di gas (idrazina) è molto più semplice e sicura. In questo caso, un sistema di controllo a tre assi di buone prestazioni è caratterizzato dal "minimum impulse bit" (MIB) cioè dalla discretizzazione con cui si possono attuare gli impulsi di propulsione. Il MIB, insieme alla logica del controllo ed al sistema di misura dell'assetto, determina l'ampiezza del ciclo di movimentazione del satellite e quindi le prestazioni del sistema a thrusters.

VI.1.7. "Reaction wheels" e "Momentum wheels"

I rotori sono di due tipi:

A. I rotori a reazione (RW) che operano lungo uno o più assi del satellite a momento angolare zero. Si usano per l'assorbimento di momenti ciclici e per la conservazione temporanea di momenti prodotti dal satellite mentre compie operazioni di "slewing" o di ri-orientamento.

B. I rotori a momento (MW) che operano lungo un asse del satellite a momento angolare diverso da zero. Questi ultimi danno stabilità ed una certa possibilità di "slewing" ma servono anche per conservare momento angolare attorno il loro asse di spin.

In un sistema a RW puro, occorrono tre ruote per il controllo di tutti e tre gli assi ed un sistema di determinazione dell'errore di assetto indipendente per ciascun asse. In assenza di coppie esterne di disturbo, le RW hanno velocità angolare zero e vengono attuate in un senso di rotazione o nel senso opposto solo quando si presenta un disturbo esterno. Di norma coppie di disturbo esterne sono presenti e pertanto le RW vengono fatte funzionare incrementalmente in modo da compensare l'effetto cumulativo delle coppie esterne. In questa maniera la velocità di rotazione della ruota può aumentare indefinitamente fino a superare i livelli massimi consentiti per un corretto funzionamento del dispositivo. Si impone allora di desaturare periodicamente la ruota riportandone a zero la velocità angolare usando i thrusters o le bobine magnetiche (vedi VI.1.9).

I vantaggi di un sistema a RW sono:

- i.** flessibilità di impiego e indipendenza dal tipo di orbita in quanto le coppie di richiamo si generano solo tramite energia elettrica fornita alla ruota,
- ii.** elevate accuratezze del controllo d'assetto dovute all'elevata finezza della granularità del controllo di ruota,
- iii.** capacità di assorbire in continuità le coppie di disturbo,
- iv.** capacità di effettuare manovre di ripuntamento del satellite in tempi brevi operando su incrementi di velocità angolare.

Per contro il sistema richiede sensori di assetto operanti sui tre assi e dispositivi di desaturazione.

Sistemi di controllo a MW possono essere ad 1, 2 o 3 assi; di solito detti sistemi hanno bisogno di un sistema secondario attivo, ad esempio a thrusters, per mantenere i momenti angolari a fronte di disturbi ed attriti. Si usano sistemi di stabilizzazione a MWs anche per mantenere l'assetto tramite scambio di momento angolare fra satellite e ruota. Se un momento opera sul satellite lungo un asse, la ruota reagisce assorbendo il momento e mantenendo l'assetto; la sua velocità di rotazione aumenta o diminuisce al fine di mantenere l'assetto costante. Tuttavia se si è in presenza di momenti costanti che fanno sempre aumentare o diminuire nel tempo la rotazione della ruota, si raggiungono situazioni in cui la ruota agisce al di fuori dei piani di missione. Il limite operativo più alto della ruota è detto limite di saturazione. Per evitare questi problemi si usano sistemi di desaturazione e

componenti come gas jets, etc. In Figura VI.1.4. si rappresentano due sistemi di stabilizzazione a MW.



Figura VI.1.4: Sistemi di stabilizzazione a MW.

Un sistema a MW è meno flessibile di un sistema a RW e non è la soluzione ottimale nel caso in cui il satellite debba essere frequentemente riorientato come è richiesto in una missione scientifica.

VI.1.8 "Magnetic torquers"

I "magnetic torquers" (MT) usano spire magnetiche che generano momenti di dipolo magnetico ed interagiscono con il campo magnetico terrestre per dare il controllo d'assetto e di momento angolare di un satellite, per compensare rotazioni residue del satellite e per assorbire momenti torcenti di disturbo.

Si consideri un solenoide a N spire di area A percorse da correnti i . Il momento magnetico è

$$\vec{m} = NiA\vec{h} \quad (\text{VI.3})$$

dove \vec{h} è il versore normale al piano della spira e la direzione di \vec{m} è data dalla regola della mano destra. Il momento di dipolo magnetico dipende dal nucleo del solenoide. Se il nucleo è formato da materiale di permeabilità magnetica μ

$$\vec{d} = \mu\vec{m} = \mu(Ni)A\vec{h} \quad (\text{VI.4})$$

L'elettromagnete produce momenti torcenti proporzionali all'intensità del campo magnetico terrestre. Nei satelliti si usano tre MT, ognuno per i tre assi ortogonali d'assetto ed un magnetometro che misura il campo magnetico terrestre. MT si usano solo per missioni LEO a causa della diminuzione con il cubo della distanza dell'intensità del campo magnetico terrestre. Inoltre il valore delle coppie di controllo intorno all'asse di roll è in pratica molto piccolo a causa dell'andamento delle linee di forza del campo magnetico terrestre. La scelta dei materiali per il nucleo (di solito non si usano materiali ferromagnetici perchè saturano facilmente mentre in alcuni casi il materiale del nucleo può essere aria), la configurazione del solenoide (N ed A) e la scelta del valore di i da usare dipendono dai requisiti della missione e sono dettati da considerazioni come peso, consumo di potenza, etc.

I vantaggi e gli svantaggi di un sistema a MT si possono così riassumere:

1. Il campo magnetico terrestre non è costante nel tempo ed è una funzione complessa della latitudine. Inoltre esistono due componenti del campo magnetico: una stazionaria che può essere modellizzata e codificata in funzione della posizione istantanea del satellite, ed una variabile e non predicibile che dipende dal ciclo solare e da eventi imprevedibili quali le tempeste solari ("flares"). Spesso si installa a bordo del satellite un magnetometro a tre assi per la determinazione in tempo reale delle componenti del campo magnetico terrestre.

2. L'intensità del campo magnetico terrestre decresce con il cubo della distanza; quindi l'efficacia di un controllo d'assetto basato su MT diminuisce rapidamente con l'altezza dell'orbita.

3. Un sistema di controllo d'assetto basato unicamente su MT richiede un'attuazione continua delle bobine per compensare le coppie esterne ed un sistema di misura d'assetto su tre assi. La logica del controllo degli attuatori e la parte relativa alla misura e restituzione d'assetto sono punti alquanto complessi e non molto diversi, concettualmente, dai sistemi a tre ruote di reazione.

4. Le coppie di controllo realizzabili non sono molto elevate poichè le correnti in gioco sono deboli; quindi le costanti di tempo del sistema di controllo sono grandi. Il sistema di controllo MT si presta sufficientemente bene a compensare coppie di disturbo esterne variabili lentamente.

VI.1.9 *Giroscopi*

Sono strumenti che usano una massa rapidamente rotante per rilevare e rispondere ad ogni variazione dell'orientazione inerziale dell'asse di spin. Sono utilizzati per stabilizzare un satellite attorno un particolare asse e modificarne l'assetto attorno gli altri assi. Un giroscopio consiste di un volano che ruota attorno il suo asse centrale; l'asse è sostenuto da una sospensione cardanica che gli permette il movimento. Nei giroscopi per guida e controllo d'assetto di satelliti il volano ruota con velocità angolari di alcune migliaia di rivoluzioni al minuto. Per raggiungere tali velocità angolari il volano è usato come rotore di un motore elettrico sincrono. In Figura VI.1.5 si è schematizzato un giroscopio ad un grado di libertà.

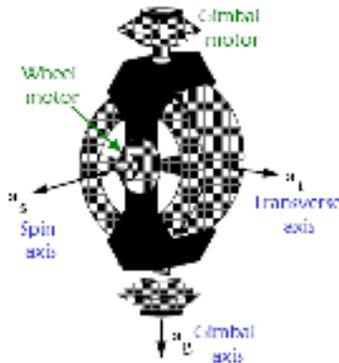


Figura VI.1.5: Schema di giroscopio ad un grado di libertà.

Il volano ruota rapidamente attorno l'asse AA' (di spin) mentre la sospensione cardanica è libera di ruotare attorno l'asse BB' (di output). L'asse di output è quello attorno cui il giroscopio ha il suo unico grado di libertà. L'asse del disco, in assenza di momenti esterni, mantiene la direzione inerziale dell'asse di spin; quindi se si ruota il giroscopio attorno l'asse di input (CC'), il supporto cardanico che sostiene il volano ruoterà attorno l'asse di output. Questa rotazione è detta precessione giroscopica. La precessione produce un momento attorno l'asse BB'; in altre parole un momento applicato attorno l'asse CC' ne produce uno attorno l'asse BB' in modo che il momento totale resti nullo e che l'asse di spin giaccia sempre nel piano individuato dalle rette CC' e AA'. In questo modo il satellite viene stabilizzato attorno l'asse di input.

Tra i vari tipi di giroscopi, il "rate gyroscope" (RG) è dotato di un sistema di smorzamento viscoso ed una molla circolare operanti attorno l'asse BB'; la costante della molla deve essere grande relativamente all'effetto di smorzamento. La relazione fra la variazione angolare attorno l'asse di input e lo spostamento angolare θ attorno l'asse di output si ottiene analizzando il momento angolare totale del giroscopio.

$$\vec{H} = \vec{L} + I_0 \dot{\theta} \hat{O} \quad (\text{VI.5})$$

dove $\vec{L} = L\hat{S}$ è il momento angolare del rotore, I_0 il momento d'inerzia del supporto cardanico attorno l'asse di output, \hat{O} il versore in direzione dell'asse di output e \hat{S} il versore in direzione dell'asse di spin.

In un satellite un RG standard, a un grado di libertà, è sistemato in modo tale che l'asse di input coincide con l'asse di roll. Se per qualche motivo il satellite ruota attorno quest'asse, il giroscopio comincia a muoversi di moto precessionale attorno l'asse di output. La rotazione attorno l'asse di output innesca un contatto elettrico che mette in moto un meccanismo di controllo che accende gli opportuni "thrusters" per

contrastare il movimento. Al ripristino della posizione corretta, il RG ritorna nella sua posizione iniziale e di conseguenza finisce l'azione di correzione.

Gli errori di un RG sono causati in genere da effetti di non linearità, posizionamento non esatto, isteresi. Accelerazioni esterne possono modificarne l'accuratezza se il RG non è perfettamente bilanciato.

Due giroscopi ad un grado di libertà, oppure un giroscopio a due gradi di libertà si possono usare per produrre la rotazione attorno gli assi di yaw e pitch; l'azione della rotazione è comandata dal sistema di navigazione. Per illustrare il metodo si fa un esempio di rotazione attorno l'asse di pitch (ma il procedimento è lo stesso anche per l'asse di yaw). Un segnale di comando che indica la necessità di una correzione d'assetto attorno l'asse di pitch attiva un motore elettrico che produce una rotazione appropriata attorno l'asse di input. Il giroscopio precessa di un angolo che è proporzionale al momento torcente e quindi è riconducibile al segnale di pitch. Un sistema elettrico misura la rotazione attorno l'asse di output e manda un segnale agli attuatori di controllo che correggono l'assetto del satellite della quantità desiderata. Una volta eseguita la correzione il giroscopio ritorna nella posizione iniziale ed è pronto per altre correzioni.

VI.1.10 Valutazione delle coppie esterne di disturbo

Le equazioni che permettono di stimare i limiti massimi di perturbazione da parte dei possibili disturbi esterni sono riassunti di seguito.

Perturbazioni dovute al gradiente di gravità sono di tipo costante o ciclico a seconda dell'orientazione del veicolo. Sono influenzate prevalentemente dalla geometria del satellite e dall'altezza dell'orbita. Il massimo momento torcente T_G dovuto alla gravità è

$$T_G = \frac{3\mu}{r_0^3} \theta |I_z - I_y| \quad (\text{VI.11})$$

dove χ è la costante di gravità della Terra, r_0 la distanza dal centro della Terra, θ la deviazione massima dell'asse z dalla verticale locale (in radianti), I_z e I_y sono i momenti d'inerzia attorno gli assi z e y.

Per derivare l'equazione (VI.11) bisogna considerare la forza gravitazionale che agisce sull'elemento di massa dm_i del satellite (r_i è la distanza dal centro della Terra dell'elemento di massa):

$$d\vec{F}_i = \frac{-\mu \vec{r}_i dm_i}{r_i^3} \quad (\text{VI.12})$$

Il momento torcente sull'elemento di massa è allora:

$$d\vec{T}_i = \vec{r}_i \times d\vec{F}_i = \vec{r}_i' \times d\vec{F}_i \quad (\text{VI.13})$$

dove r'_i è la distanza di dm_i dal centro di massa del satellite. Poichè è sempre $r'_0 \approx r'_i$, si può scrivere:

$$r_i^{-3} = (\vec{r}_i \cdot \vec{r}_i)^{-3/2} \approx r_0^{-3} \left(1 - \frac{3\vec{r}_0 \cdot \vec{r}_i'}{r_0^2} \right) \quad (\text{VI.14})$$

e quindi, integrando la (VI.13), si ottiene la (VI.11).

Un esempio di valore del momento torcente dovuto al gradiente di gravità per un satellite con orbita circolare di altezza 800 km avente $I_z = 1000 \text{ kg/m}^2$ e $I_y = 5000 \text{ kg/m}^2$ soggetto ad uno spostamento angolare di 1 grado (0.017 rad) dell'asse z relativamente alla verticale passante per il centro di massa è $T_G = 2.5 \cdot 10^{-4} \text{ Nm}$.

La perturbazione dovuta alla pressione di radiazione solare è una forza ciclica per un satellite in orbita terrestre. La perturbazione dipende dalla forma e dal tipo di superfici riflettenti del satellite. Il massimo momento torcente è (per una superficie riflettente)

$$T_{sp} = P_s A_s L_s (1 + q) \cos i \quad (\text{VI.15})$$

dove $P_s = 4.62 \cdot 10^{-6} \text{ N/m}^2$ è la costante solare, A_s è l'area della superficie, L_s è la distanza proiettata fra centro di massa e centro di pressione, i è l'angolo di incidenza della radiazione solare e q è un fattore di riflessione compreso fra 0 e 1. Un valore tipico è $q = 0.6$.

Per una valutazione numerica, nell'ipotesi del satellite descritto in precedenza avente i seguenti parametri numerici: $A_s \cos i = 12 \text{ m}^2$, $L_s = 1 \text{ m}$ e $q = 0.6$, si ottiene il seguente valore del momento torcente: $T_{sp} = 8.9 \cdot 10^{-5} \text{ Nm}$.

Perturbazioni dovute al campo magnetico terrestre sono cicliche; la loro intensità dipende dall'altezza dell'orbita, dal momento magnetico di dipolo residuo del satellite, dall'inclinazione dell'orbita. Il momento torcente massimo che agisce sul satellite è

$$T_m = DB \quad (\text{VI.16})$$

dove D è il dipolo residuo del satellite misurato in Wb m , e B il campo magnetico terrestre misurato in Tesla.

Una valutazione numerica del momento magnetico torcente per il satellite descritto in precedenza avente un momento di dipolo di $D = 2000 \text{ pole cm}$ (emu) (valori tipici sono compresi fra 200 e 2000 pole cm) ed immerso in un campo magnetico esterno di 0.47 gauss è $T_m = 9.4 \cdot 10^{-5} \text{ Nm}$.

Perturbazioni dovute all'aerodinamica sono costanti per un satellite in orbita circolare e dipendono dall'altezza dell'orbita e dalla forma del satellite. La somma dei momenti è data da

$$\sum \text{Momenti} = \sum F_i l_i \quad (\text{VI.17})$$

dove F_i è la forza che agisce su ognuna delle superfici esposte e l_i è la proiezione del braccio della forza misurato dal centro della superficie al centro di gravità. Nel centro di gravità la forza totale è data dalla ben nota relazione $F = 1/2 \rho C_D A v^2$.

Nell'esempio del satellite in studio si supponga che l'area A sia di 10 m^2 e che C_D sia 2. Poichè a 800 km la velocità orbitale è di circa 7450 m/s e la densità dell'aria è $\rho = 10^{-16} \text{ g/cm}^3$, si trova che $F \approx 5.6 \cdot 10^{-5} \text{ N}$ e $T = Fl = 5.6 \cdot 10^{-5} \text{ Nm}$. Si noti però che questo valore cresce rapidamente al diminuire dell'altezza dell'orbita. A 100 km $T = 6.1 \text{ Nm}$!

In conclusione, nel caso di un satellite in un'orbita circolare di 800 km d'altezza, l'effetto di disturbo esterno più importante è quello dovuto al gradiente di gravità.

VI.1.11 Manovre

Supponiamo che sia F la forza esercitata da un "thruster" e L il braccio (vedi Figura VI.1.3); se T_D è il valore del momento che bisogna compensare, si ha che $F = T_D/L$. Nel caso di un valore di T_D di $2.5 \cdot 10^{-4} \text{ Nm}$ (abbiamo visto che questo è un valore tipico di disturbo per un sistema a GG) e con $L = 1.5 \text{ m}$, si ottiene $F = 1.67 \cdot 10^{-4} \text{ N}$. Questo è un valore di spinta molto piccolo; in pratica si vede che i movimenti disturbanti non sono quelli che determinano le dimensioni dei "thrusters"; queste ultime sono determinate dai requisiti di moti rotatori.

Se i requisiti della missione impongono che si debba raggiungere una data velocità di "slewing" bisogna progettare il sistema di propulsione a gas in modo che i thrusters possano accelerare il veicolo a quella velocità, fermarsi per lasciar continuare il moto e poi decelerarlo. Se, ad esempio, si vuole ottenere una "slew rate" di 30 gradi in 10 min secondo la seguente procedura

- (1) accelerazione per il 5% del tempo,
- (2) moto inerziale per il 90% del tempo,
- (3) decelerazione per il restante 5% del tempo,

si deve prevedere un'accelerazione angolare $\ddot{\theta} = \dot{\theta}/t = 0.000167 \text{ gradi/s}^2$ e quindi una forza $F = I \ddot{\theta}/L$ di 5.5 N (se $I = 5000 \text{ kg m}^2$). I "thrusters" standard della NASA che danno $F = 4.5 \text{ N}$ sono adeguati perchè di solito operano in coppia e quindi danno un margine di quasi il 50%. Lo stesso vale per la decelerazione.

Se un satellite deve usare i "thrusters" sia per manovre che necessitano di grandi spostamenti periodici (ad esempio 30 gradi su due assi ogni settimana con impulsi acceleranti e deceleranti di 30 s) che per piccoli smorzamenti periodici di 5 s alla settimana per ognuna di 3 RWs del sistema (Figura VI.1.7), gli impulsi totali su una missione di 5 anni saranno: 240 per le manovre (2 impulsi (start/stop) \times 2 assi \times 12/anno \times 5 anni) e 780 per gli smorzamenti (1 impulso \times 3 ruote \times 52/anno \times 5 anni). Il totale di 1020 impulsi è molto minore delle prestazioni di "thrusters" tipici che hanno spinta di 4 o 5 N e che sono garantiti per 30000-50000 impulsi.

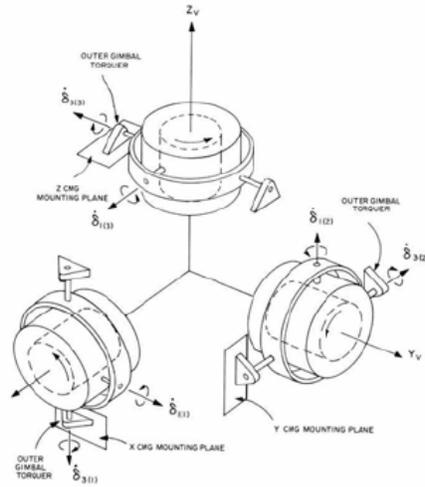


Figura VI.1.7: Sistema di RW su un satellite. Di solito le RW sono fissate in gruppi di tre, uno per ogni asse del satellite. Tuttavia molto spesso si installa una quarta come riserva. L'asse della quarta RW forma un angolo opportuno con gli altri tre assi.

Si può infine calcolare la massa M_p di propellente necessario dalla seguente relazione (vedi equazione V.6).

$$M_p = \frac{Ft}{I_{sp}g} \quad (\text{VI.18})$$

dove valori tipici di I_{sp} per sistemi ad idrazina sono di 200 s.

Se si vogliono usare le RWs, il momento prodotto deve essere uguale al momento di disturbo massimo previsto, T_D , moltiplicato per un fattore di margine, f , maggiore di 1.

$$T_{RW} = T_D f \quad (\text{VI.19})$$

Il valore di T_D , usato in precedenza è molto al di sotto di quello che fornisce qualunque RW in produzione. In generale si sceglie una RW in base ai requisiti di conservazione di momento piuttosto che di momento massimo. Se per esempio si vuole valutare il momento integrato massimo su un'orbita che è disturbata con un massimo disturbo T_D (se il disturbo è dovuto al gradiente di gravità, il massimo disturbo si accumula per 1/4 dell'orbita) si deriva

$$H = T_D \frac{P_{orb}}{4} 0.707 \quad (\text{VI.20})$$

dove 0.637 è lo scarto quadratico medio di una funzione sinusoidale. Per un'orbita di 101 min di periodo si ottiene $H = 0.24 \text{ N m s}$. Una tipica RW conserva fino 2 N m s . Ciò dà un fattore 8 di sicurezza.

Si supponga adesso che si voglia usare una MW per ottenere una precisione di assetto lungo l'asse di yaw di 6° (nelle condizioni del satellite di cui si discute). Il momento che deve essere conservato è dato da una regola empirica:

$$H = 10T_D \frac{P_{orb}}{4} = 3.8 \text{ Nms} \quad (\text{VI.21})$$

Per una precisione di 1° , bisogna moltiplicare H per 6. Ciò dà un valore di 22.7 Nms che è irraggiungibile con le MW in produzione.

Caso di un "magnetic torquer" immerso in un campo terrestre di $B = 0.4 \text{ gauss}$ ($=0.4 \cdot 10^{-4} \text{ tesla}$). Si consideri un disturbo di valore $T_D = 2.5 \cdot 10^{-4} \text{ N m}$; il momento di dipolo magnetico necessario per la compensazione è $D = T/B = 6.25 \text{ Wb/m}^2$. Questo valore è abbastanza grande ma è correggibile con un sistema a MTs. Si noti che il campo magnetico terrestre è ciclico con frequenza doppia della frequenza orbitale. Si ha perciò momento torcente massimo solo due volte per orbita.

VI.1.12 Satelliti stabilizzati su tre assi

Satelliti stabilizzati su tre assi oggi sono più comuni di quelli che usano il gradiente di gravità o che usano la stabilizzazione per spin. Le loro manovre sono stabili ed accurate, se sono equipaggiati con sensori ed attuatori di qualità. Tuttavia il loro costo è alto, sono più complicati e, alla fine, più facilmente soggetti a guasti. Il controllo dei momenti torcenti si fa con l'hardware descritto in precedenza.

Si hanno due categorie di satelliti stabilizzati: quelli a momento zero e quelli a momento diverso da zero. Questi ultimi hanno di solito solo una MW che ruota ad alta velocità con l'asse di spin perpendicolare al piano dell'orbita. Il sistema smorza piccoli disturbi lungo gli assi di Roll e Yaw. Se il satellite punta verso la Terra lungo la verticale locale, la MW agisce come un giroscopio e rende possibile una certa orientabilità del satellite lungo l'asse di yaw. Ciò avviene in questa maniera: quando l'asse della MW è perfettamente allineata con la perpendicolare al piano dell'orbita, un lento moto del satellite attorno l'asse di pitch ha l'unico effetto di aumentare la velocità della ruota. Non vengono esercitati momenti torcenti sul satellite. Se si suppone che ci sia una perturbazione lungo l'asse di yaw e che l'asse di spin si disallinei con la normale al piano dell'orbita e che inoltre ci sia una componente della velocità lungo la verticale locale che è perpendicolare all'asse della MW. Questa componente produce un momento torcente di precessione lungo l'asse di yaw e forza il satellite a riallinearsi con il vettore di spin perpendicolarmente all'orbita. Il processo è molto lento e richiede alcune orbite. La MW può controllare anche l'asse di pitch se è disponibile un sistema che misura le perturbazioni. Il sistema funziona come una RW.

I satelliti a momento zero hanno tre RW con assi allineati con gli assi del satellite (vedi Figura VI.1.7). Le RW rispondono alle perturbazioni del satellite.

VI.2 Sensori d'assetto

VI.2.1 Sensori solari

Nella sezione precedente abbiamo trattato l'hardware necessario per la navigazione orbitale guida e controllo d'assetto. In questa sezione focalizziamo sulle caratteristiche fisiche e sui principi operativi dei sensori che vengono usati per la determinazione ed il controllo dell'assetto di un satellite.

I primi che tratteremo sono i sensori solari che sono i più usati fra i sensori d'assetto e sono in dotazione a quasi tutti i satelliti. La grande diffusione dei sensori solari è dovuta ad una serie di motivi che vengono elencati di seguito.

- A differenza della Terra, il Sole è sufficientemente piccolo (0.53 gradi di diametro ad un'unità astronomica) che per molte applicazioni si può considerare come una sorgente puntiforme; ciò rende più semplice la realizzazione dei sensori d'assetto e degli algoritmi per il controllo d'assetto.

- Il Sole è così brillante che sono sufficienti sensori semplici e affidabili senza grandi richieste di potenza.

- Quasi tutte i satelliti acquisiscono potenza dal Sole; molti hanno a bordo esperimenti solari, e molti ancora hanno requisiti termici che sono legati alla posizione del satellite rispetto il Sole. Di conseguenza è quasi sempre importante conoscere il vettore solare e la sua variazione nel tempo relativamente ad un sistema di coordinate centrato sul satellite.

- Sistemi di controllo d'assetto, come quelli visti nella sezione precedente, spesso usano il Sole o informazioni sulla sua posizione per attivare "thrusters".

- Sensori solari sono anche usati per proteggere dalla luce solare strumenti ottici sensibili come "star trackers" o altri, per fissare un riferimento al sistema di controllo d'assetto, per orientare i pannelli solari.

Sono stati realizzati vari tipi di sensori solari con campi di vista (FoV, field of view) che vanno da pochi minuti d'arco quadrato ($\approx 10^{-7} sr$) fino a $128^\circ \times 128^\circ$ e con risoluzioni spaziali che vanno da pochi secondi d'arco a qualche grado. Ci sono tre classi principali di sensori solari:

- analogici che danno come segnale d'output una funzione continua dell'angolo del Sole, $f(\beta)$,
- di presenza che danno un segnale costante se il Sole è nel FoV,
- digitali, che danno un'uscita discreta e codificata che è funzione di β .

VI.2.2. Sensori solari analogici

I sensori solari analogici sono anche chiamati sensori a coseno perchè sono basati sulla variazione sinusoidale della corrente di output di una cella solare a silicio al variare di β (Figura VI.2.1). Il flusso E di energia solare incidente su una superficie ΔA è

$$E = \vec{P} \cdot \hat{n} \Delta A \quad (\text{VI.22})$$

dove \hat{n} è il versore perpendicolare alla superficie ΔA , \vec{P} è il vettore di Pointing che dà la direzione e l'intensità del flusso di energia della radiazione elettromagnetica. Dalla VI.22 segue che l'energia assorbita dalla fotocella e, quindi, la corrente di uscita I , è proporzionale al coseno dell'angolo β :

$$I(\beta) = I_0 \cos \beta \quad (\text{VI.23})$$

Il FoV tipico di un sensore a coseno è quello di un cono di circa 160 gradi di apertura. Nella semplice relazione data dalla VI.23 non si è tenuto conto di effetti dovuti a riflessioni e alla superficie effettiva della fotocella. Precisioni tipiche per questo tipo di sensore sono in genere molto basse ed aumentano all'aumentare di β . Precisioni intermedie (di qualche grado) si ottengono con una coppia di sensori a coseno, orientati come indicato in Figura VI.2.2. La somma delle correnti di uscita quando il Sole si trova sul piano individuato dall'asse di riferimento e dalla normale è anche data in Figura VI.2.2.

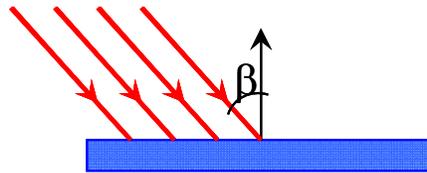


Figura VI.2.1: Rivelatore solare a coseno.

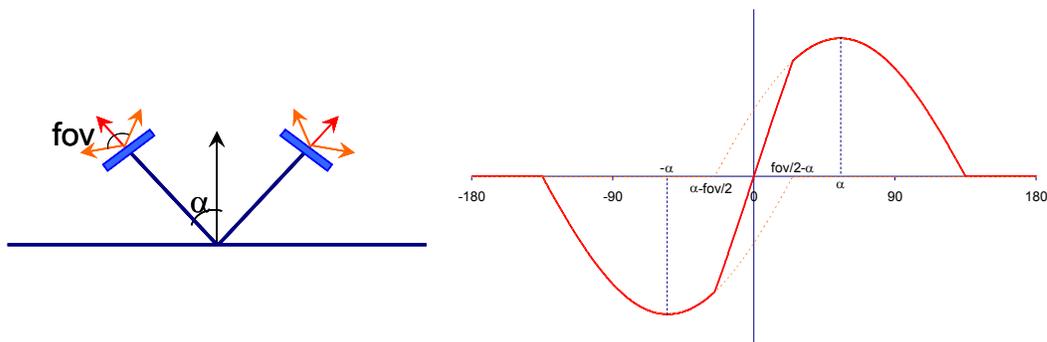


Figura VI.2.2: Sistema a due rivelatori a coseno e somma del segnale d'uscita dal sistema il Sole giace nel piano che contiene l'asse di riferimento e la normale al rivelatore.

Altri tipi di sensori analogici sono illustrati in Figura VI.2.3. Si usa uno schermo (sensore ad un asse) o una maschera (sensore a due assi) per occultare una porzione di una o più fotocelle.

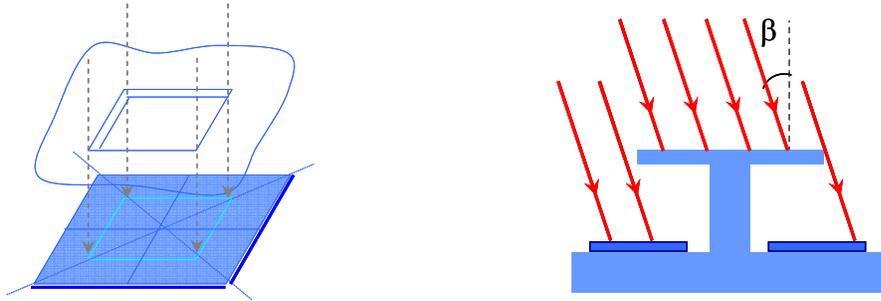


Figura VI.2.3: Schema di sensore solare a maschera ad un asse (a sinistra) e sensore solare a maschera a due assi (a destra).

VI.2.3. Sensori di presenza

Questi sensori servono

- 1) per proteggere strumenti dalla luce diretta del Sole,
- 2) per attivare strumenti,
- 3) per conoscere la posizione del satellite o di uno strumento.

Un sensore di presenza dà idealmente una risposta rappresentabile da una funzione a gradino che indica se il Sole è nel FoV del sensore.

Un tipo di sensore di presenza, basato sulla legge della rifrazione, è dato in Figura VI.2.5. La radiazione solare è incidente alla base di un prisma triangolare isoscele avente angolo alla base γ e indice di rifrazione n ; γ e n sono scelti in maniera tale che $n(\sin\gamma)=1$. Se la radiazione solare colpisce il prisma perpendicolarmente alla faccia di base, inciderà su una delle altre due facce con un angolo $\theta=\gamma$ e quindi avrà $\theta'=90^\circ$. La radiazione non incide sulla fotocella e non si ha passaggio di corrente. Per angoli $\theta\neq\gamma$ una delle due fotocelle, quella per cui $\theta'<90^\circ$, darà un segnale. Il sensore ad angolo critico è particolarmente adatto per angoli di incidenza vicini alla normale alla base del prisma.

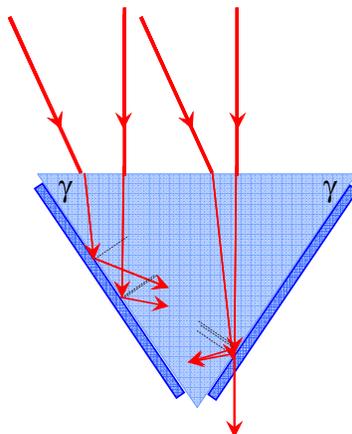


Figura VI.2.5: Sensore solare ad angolo critico e trasmissione relativa in funzione dell'angolo.

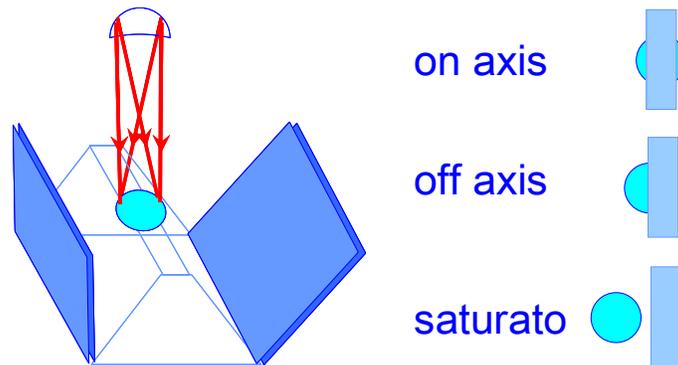


Figura VI.2.6: Sensore solare a puntamento fine: sistema ottico e posizione dell'immagine relativamente alla maschera.

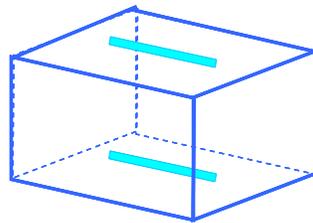


Figura VI.2.7: Sensore di presenza a due fenditure.

Un altro tipo di rivelatore è illustrato in Figura VI.2.6. L'ottica del sensore è tale che per un angolo $\beta=0$ l'immagine del Sole è centrata sulla sommità del "dente" centrale; le due fotocelle laterali danno un segnale minimo. Se β è leggermente diverso da zero una delle fotocelle darà un segnale maggiore dell'altra. Per grandi valori di β , l'immagine del Sole non tocca più la sommità del dente e si ha un segnale saturato su una fotocella.

I satelliti "spinning" usano di solito uno o più sensori di presenza solare composti da due fenditure ed una fotocella (Figura VI.2.7). Se il Sole giace nel piano delle due fenditure ed ha un'inclinazione minore di un certo valore (di solito 32° o 64°) rispetto alla normale al sensore, la fotocella indica la presenza del Sole. Quando due sensori a doppia fenditura sono sistemati in una configurazione a V e la fenditura d'entrata di uno dei due sensori è parallela all'asse di spin, l'intervallo che intercorre fra impulsi solari è la misura dell'angolo solare.

VI.2.4. Sensori solari digitali ad un asse

Un tipico sensore solare digitale ad un asse consiste di due componenti: quello di comando e quello di misura (Figura VI.2.11a). La componente di comando è uguale al sensore solare di presenza a due fenditure. La componente di misura consiste di una fenditura sovrastante una serie di fenditure, suddivise in tante righe con una fotocellula sotto ogni riga. Per una copertura del cielo più completa si usano due o più unità con FoVs che si sovrappongono come indicato in Figura VI.2.11b.

La componente di misura genera un'uscita che è una rappresentazione digitale

dell'angolo fra il vettore solare e la normale alla superficie del sensore quando il Sole è nel FoV della componente di comando. Le fenditure multiple rappresentate in Figura VI.2.11c sono formate da quattro tipi di configurazioni di fenditura. Una fenditura per l'aggiustamento automatico della soglia (ATA), una fenditura che dà il segno (\pm bit), sei fenditure a righe di bits codificati (di solito con il codice Gray), tre fenditure a righe di bits per la misura fine.

Si noti il ruolo di ATA. Poichè la tensione di una fotocella è proporzionale a $\cos\beta$, una soglia fissa è inadeguata per determinare la tensione a cui un bit è "on". La fenditura ATA ha metà larghezza delle altre fenditure. Di conseguenza l'output della fotocellula di ATA è metà di quello di una qualunque altra fotocella completamente illuminata. Ciò è indipendente da β se l'immagine del Sole è più piccola della larghezza della fenditura. Un bit è "on" se la tensione della fotocella è maggiore di quella di ATA; di conseguenza "on" significa che una fenditura del reticolo è illuminata per più di metà.

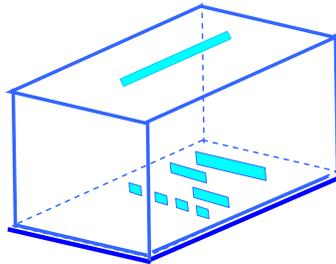


Figura VI.2.11: Schema di un sensore digitale ad un asse.

Il bit "segno" indica in che parte del sensore si trova il Sole. I bits codificati danno una misura discreta dello spostamento lineare dell'immagine del Sole relativamente alla linea centrale del sensore. Il codice di Gray è il più usato. In Figura VI.3.12 lo si confronta con il codice binario. Per verificare i vantaggi del codice Gray si supponga che l'angolo β sia di -16 gradi. Al diminuire dell'angolo il codice binario passa da -001111 a -010000 mentre il codice Gray passa da -101000 a -111000. In questo caso solo 1 bit "Gray" cambia mentre sono cinque i bits binari che cambiano. Ciò vale in generale: nel codice Gray solo 1 bit varia per ogni distanza unitaria mentre per il codice binario varia uno o più bits per la stessa distanza. La calibrazione dei bits codificati si verifica tramite il segnale d'uscita di ogni fotocella in funzione dell'angolo β . In Figura VI.2.13 si danno i valori dei due bits meno significativi (il bit 1 è quello LSB, least significant bit; il bit 2 è quello successivo) in funzione dell'angolo β . Si noti che l'involuppo del segnale d'uscita di entrambi i bits è proporzionale a $\cos\theta$ e che l'output di ATA segue il segnale di involuppo a metà altezza.

I bits di puntamento fine danno una migliore risoluzione, limitata tuttavia dal fatto che il diametro angolare del Sole, di 0.53 gradi, non permette di separare l'output da bits adiacenti; in altre parole se LSB dà 1 grado, non si può risolvere meglio di 1/2 grado. Si possono raggiungere risoluzioni migliori (1/4 o 1/8 di grado)

utilizzando i bits di puntamento fine ed elaborando il segnale d'uscita di un circuito di interpolazione.

Un sensore solare digitale a due assi è formato da due componenti di misura montati ad angoli retti. Se si usano cinque o più coppie con FoV ognuna di $128^\circ \times 128^\circ$ si ottiene la copertura di 4π steradiani. Il software di bordo sceglie e telemetra i dati del sensore solare sulla base dei segnali d'uscita di ATA e scegliendo il massimo segnale di uscita: ciò è equivalente a scegliere il più piccolo angolo relativamente ad un angolo di riferimento che è chiamato angolo di "boresight".

L'allineamento di un sensore digitale consiste di due processi distinti: allineamento interno fra fenditure e fra fenditure e sistema di maschera codificata ed allineamento esterno relativamente ad un asse del satellite. In quanto segue si assumerà che l'allineamento interno è senza errori.

In Figura VI.2.14 si danno gli assi di riferimento di un sensore a due assi. Una delle due componenti di comando è di solito parallela all'asse di spin del satellite; l'altra giace sul piano xy del satellite. L'asse z dà la direzione di "boresight". Lo specchio di allineamento serve per orientare la parte "boresight" del sensore. L'altro allineamento è di rotazione del sensore attorno l'asse di "boresight".

VI.2.5. Sensori solari digitali a due assi

Per raggiungere risoluzioni spaziali migliori di $1/8$ di grado che è il limite pratico dei sensori digitali descritti sopra, ed arrivare a valori di qualche secondo d'arco, si usano tecniche che combinano i segnali d'uscita di più fotocelle e configurazioni speciali dei reticoli. Il principio è quello di usare due componenti di misura montate ad angoli retti che possono dare un campo di vista di $128^\circ \times 128^\circ$. Tipicamente le fotocelle sono sistemate qualche cm sotto le fenditure d'entrata e lo spazio fra fenditure d'entrata e d'uscita è tenuto a vuoto per aumentare l'accuratezza del sistema. Con detti sistemi si può avere una copertura di 4π sr usando cinque sensori di $128^\circ \times 128^\circ$. Il principio di funzionamento dei sensori a due assi è analogo a quello dei sensori ad un asse.

VI.2.6. Sensori d'orizzonte

L'orientazione del satellite rispetto la Terra è importante per la navigazione nello spazio e le comunicazioni, la meteorologia, lo studio delle risorse terrestri e dell'ambiente.

La Terra è il secondo oggetto più brillante in cielo e copre $\approx 40\%$ del cielo per un satellite in una LEO; la Terra occupa 3.9 sr a 500 km di altitudine. Per confronto, il Sole occupa $7 \cdot 10^{-5}$ sr ed una stella come α Orionis (Betelgeuse) occupa $6 \cdot 10^{-14}$ sr. Betelgeuse è la stella con il maggior diametro angolare, dopo il Sole. Non è quindi sufficiente, neanche per una determinazione d'assetto approssimata, rivelare solo la presenza della Terra. Si riesce a conoscere la posizione e l'assetto del satellite

relativamente alla Terra con relativamente alta precisione misurando l'orizzonte terrestre. A tal fine si usano i sensori d'orizzonte.

E' difficile definire la posizione dell'orizzonte per un corpo celeste con un'atmosfera; c'è una diminuzione graduale dell'intensità luminosa irradiata dall'orizzonte vero, cioè dalla superficie solida della Terra, con l'altezza. Anche la Luna, che non possiede atmosfera, pone problemi a causa della variazione di intensità luminosa irradiata. Per dare un esempio, abbastanza estremo, relativo alla Luna si illustra il caso di un rivelatore per l'orizzonte lunare che opera nell'intervallo spettrale fra 14 e 35 μ , cioè nell'infrarosso. Il rivelatore misura variazioni di radianza di circa 50 volte fra orizzonte illuminato a temperature di circa 390 K e l'orizzonte buio a circa 120 K. Perciò, per la Luna si usa di solito un sensore nel visibile per definire l'orizzonte. Infatti supponiamo di voler definire l'orizzonte vero con un sensore IR di dato FoV. Quando lo si posiziona sul bordo della Luna "fredda" si avrà segnale, generalmente debole, che è appena sopra la soglia con un campo di vista "illuminato" dalla Luna buia che assumiamo essere 1/2 di quello del sensore. Quando il rivelatore è portato sulla Luna illuminata, lo stesso segnale di soglia verrà dato da una frazione molto minore di FoV "illuminato". Quindi l'indeterminazione nella posizione dell'orizzonte è di 1/2 FoV. Non si guadagna molto diminuendo il FoV nè la soglia a causa del basso segnale in condizioni di buio. Allora si usano sensori che operano nel visibile, per cui l'intensità del segnale è sufficiente anche per piccoli FoVs, per le misure di posizione dell'orizzonte lunare.

Satelliti per risorse terrestri, ambiente, comunicazioni e per osservazioni meteorologiche, richiedono di solito accuratezza di puntamento da 0.05° a meno di alcuni minuti d'arco. Tali accuratezze non possono esser date da sensori d'orizzonte. Il massimo che si può ottenere sonoprecisioni da 0.5 a 1 grado. Queste precisioni di puntamento sono sufficienti per sistemi di controllo.

La regione spettrale utile per sensori d'orizzonte terrestri è centrata a circa 15 μ ; in questa regione dello spettro (fra 14 e 46 μ) ci sono bande di emissione di CO_2 . Inoltre usando queste bande si evitano quegli errori di attitudine dovuti a riflessioni da parte di nubi alte che si sono presentati per sensori operanti nel visibile durante le missioni Mercury e Gemini. I sensori IR sono anche meno sensibili alla notte, alla presenza del "terminatore", cioè la regione di separazione fra giorno e notte, ed alla radiazione riflessa del Sole; l'interferenza con la radiazione solare è anche molto ridotta. Si noti che l'intensità della radiazione solare nell'IR a 15 μ è solo 400 volte quella della Terra mentre nel visibile il Sole è 30000 volte più intenso. Anche i sensori operanti nel visibile, sensori di albedo, hanno alcuni vantaggi che sono essenzialmente: minor costo, risposta temporale più veloce (10^{-6} secondi contro 10^{-3} secondi dei rivelatori infrarossi), maggior rapporto segnale/rumore in quanto l'intensità della radiazione solare è maggiore nel visibile.

Sensori a grande FoV, come i sensori solari a due assi, non sono adatti a definire l'orizzonte della Terra; bisogna usare sensori che fanno lo "scan" del cielo con FoV tipicamente di 2°×2°. Sensori di orizzonte devono avere la capacità di "Sun rejection". Si usano più sensori per avere la "Sun rejection" che si ottiene dal confronto dei segnali d'uscita dei vari sensori. Altrimenti si usano sensori di orizzonte in

combinazione con sensori solari che danno la posizione del Sole. Le componenti di un sensore d'orizzonte sono:

- 1) meccanismo di scanning,
- 2) sistema ottico,
- 3) rivelatore,
- 4) elettronica per il processamento del segnale.

I sensori d'orizzonte possono avere differenti meccanismi di scanning. I più diffusi sono:

- "Body-mounted" che operano di solito in sistemi "spinning" e sono fissati sul satellite ad angoli fissi relativamente all'asse di spin; un tipico valore del FoV è $2^\circ \times 2^\circ$.
- "Wheel-mounted" che sono attaccati alla "momentum wheel" del satellite che dà il movimento di scanning.
- "Scan-wheels" che sono sistemi integrati consistenti di una MW, di un sensore e dell'elettronica; tali sistemi possono essere usati sia per la determinazione che per il controllo d'assetto.

VI.2.1. Magnetometri

I magnetometri si usano come sensori d'assetto per varie ragioni:

1. sono sensori vettoriali, cioè danno direzione ed intensità di \dot{B} ;
2. sono sicuri, di basso peso e richiedono poca potenza;
3. operano correttamente su un ampio intervallo di temperature.

Tuttavia non sono accurati perchè il campo magnetico terrestre non è conosciuto bene ed i modelli usati per valutarne l'intensità e direzione nelle posizioni del satellite sono soggetti ad errori sostanziali. Inoltre poichè \dot{B}_{Terra} è inversamente proporzionale al cubo della distanza, a grandi distanze il $\dot{B}_{Satellite}$ può diventare la componente principale del \dot{B}_{Tot} . Magnetometri d'assetto sono utili tipicamente fino 1000-2000 km di altezza.

VI.2.12. Sensori stellari

I sensori stellari misurano coordinate stellari nel sistema di riferimento del satellite e danno informazione d'assetto quando queste coordinate osservate sono confrontate con coordinate di stelle note date da un catalogo stellare. Sono i sensori di assetto più accurati; danno precisioni fino a qualche secondo d'arco. Hanno alcuni svantaggi come peso, costo, potenza, gestione per mezzo di softwares dedicati, sensibilità ad occultazione ed interferenze da parte del Sole, Terra, Luna, etc. che sono tuttavia di minore importanza rispetto alle caratteristiche di accuratezza e versatilità.

Esistono tre tipi principali di sensori stellari:

- gli "star scanners" che usano la rotazione del satellite per le funzioni "searching" e "sensing";
- gli "star trackers" a forcella ("gimballed") che cercano ed acquisiscono la stella per mezzo di movimenti meccanici;
- gli "star trackers" a testa fissa ("fixed head") che hanno sistemi di ricerca elettronici e capacità di "tracking" su un FoV limitato.

Il sensore consiste di un "baffle" per la protezione dalla luce diretta e radente del Sole, un sistema ottico, un sistema che definisce il FoV del rivelatore, un rivelatore, l'elettronica. In più i sensori a forcella hanno la montatura a forcella per il posizionamento angolare.

La luce radente ("stray light") del Sole è uno dei maggiori problemi di uno "star tracker". Il disegno del "baffle" è molto critico. Il "baffle" deve minimizzare l'esposizione del sistema ottico alla luce del Sole, alla luce diffusa da particelle di polveri, alle emissioni di luce e particelle del satellite. Anche con un disegno ottimale del "baffle", gli star "trackers" non operano ad angoli $\beta \leq 30^\circ$. Il sistema ottico è generalmente una lente che proietta l'immagine del campo stellare nel piano focale. Il sistema che definisce il FoV sceglie la regione dell'immagine del campo stellare nel FoV del sensore che è visibile nel rivelatore cioè sceglie il FoV istantaneo. Il sistema può consistere di un reticolo formato da uno o più fenditure trasparenti montate su uno schermo opaco oppure un fotocatodo su cui si forma un segnale per fotoemissione. Il rivelatore trasforma il segnale ottico in segnale elettrico; il rivelatore più usato è il fotomoltiplicatore. Recentemente hanno acquistato sempre maggior importanza i rilevatori a stato solido. L'elettronica dello "star tracker" filtra e amplifica il segnale ricevuto dal rivelatore e compie varie funzioni specifiche al particolare sensore stellare.

Gli "star scanners" vengono usati per satelliti "spinning"; sono i più semplici "star trackers" perchè non hanno parti in movimento. Il sistema di definizione dell'immagine è tipicamente del tipo a fenditure (vedi ad esempio lo "star tracker" di Figura VI.2.31). La rotazione del satellite permette lo "scanning" del cielo. L'immagine stellare attraversa una fenditura, posta nel piano focale, il rivelatore la sente ed invia un segnale amplificato all'elettronica. Se il segnale è al di sopra di una certa soglia si genera un impulso che certifica la presenza della stella. L'accuratezza del sensore è collegata alla larghezza delle fenditure ed ha valori tipici che vanno da 0.5 a 30 minuti d'arco. In Tabella VI.2.1 si riassumono le caratteristiche di alcuni "star scanners" usati in varie missioni. L'interpretazione dei risultati dello "star scanner" diventa molto complessa se il satellite non ruota con moto costante. La rotazione minima deve essere dell'ordine di circa 0.07 gradi/s; valori ottimali sono di rotazioni dell'ordine di 0.15 gradi/s; valori al di sopra di 0.2 gradi/s sono molto difficili da trattare, specialmente se la velocità non è costante.

Gli "star trackers" a forcella si usano quando il satellite deve operare a differenti altitudini. Hanno di solito piccolo FoV, $\leq 1^\circ$, ma la loro mobilità in elevazione ed

azimuth dà un FoV effettivo molto grande. Questo tipo di "star trackers" operano di solito con un numero molto piccolo di stelle guida (qualche decina). In satelliti che devono mantenere una direzione fissa (inerziale) si usa di solito solo una stella o due stelle per il "tracking": di solito si utilizza la Polare o Canopus (α Car). Quest'ultima è utile perchè dà una direzione di riferimento per determinare la rotazione attorno alla linea Terra-Sole.

Si usano vari metodi per determinare la posizione di una stella relativamente al centro del campo di vista dello "star tracker". Una volta acquisita la stella, l'elettronica controlla il movimento del sistema per portare la stella al centro del FoV e mantenerla puntata. La posizione della stella è data dalla lettura delle posizioni angolari della forcella ed è trasformata nelle coordinate dello "star tracker".

Per acquisire la posizione della stella si usano varie tecniche. Sul fotocatodo si forma l'immagine del campo stellare (FoV) creata dal sistema ottico. La replica elettronica dell'immagine viene deflessa dall'avvolgimento magnetico deflettente entro un'apertura fissa. Quest'ultima definisce sul fotocatodo il FoV istantaneo (IFoV), che è dell'ordine di un minuto d'arco. Sebbene l'apertura sia fissa, il sistema muove, con moto del tipo "scan-search", l'IFoV attraverso il FoV variando la corrente nell'avvolgimento magnetico. Il moto "scan-search" può consistere, ad esempio, in uno spostamento da destra a sinistra attraverso il FoV seguito da un piccolo spostamento verticale cui fa seguito uno spostamento da sinistra a destra, etc. Quando il rivelatore (ad esempio un fotomoltiplicatore) misura un segnale al di sopra di una soglia, attiva l'elettronica di controllo. L'IFoV viene spostato attorno la posizione trovata con un moto del tipo "track-pattern" finchè l'elettronica determina la posizione dell'immagine della stella. Il IFoV allora rimane in modo "track-pattern" per il periodo necessario.

Un'altra tecnica per determinare la posizione di una stella consiste nel portare l'immagine fuori fuoco di una stella su un insieme di quattro fotomoltiplicatori che formano una superficie fotosensibile quadrata. La posizione del centroide dell'immagine è determinata dal confronto dei segnali di uscita dei quattro fotomoltiplicatori. Questo sistema ha il vantaggio della semplicità e dei bassi costi. Errori sistematici si possono però avere a causa di variazioni di temperatura e variazioni delle caratteristiche dei fotomoltiplicatori nel tempo. Inoltre ci possono essere effetti dovuti a non uniformità della radiazione di fondo e dalla presenza di una seconda stella.

Altri errori nella determinazione della posizione stellare con un sensore a forcella possono essere dovuti ad un cattivo allineamento dello "star tracker". Inoltre ci possono essere errori di lettura nelle posizioni angolari, anche dovute all'usura nel tempo dei sistemi meccanici.

Gli "star trackers" a "fixed head" usano uno scan elettronico per definire il FoV ed acquisire la stella; sono di solito più semplici e leggeri di quelli a forcella e non hanno parti in movimento. Per l'acquisizione di una stella nel FoV si usano tecniche simili a

quelle descritte per il sistema a forcella anche se i più moderni "star trackers" adesso usano CCD come rivelatori.