



Corso Luigi Einaudi, 55 - Torino

Appunti universitari

Tesi di laurea

Cartoleria e cancelleria

Stampa file e fotocopie

Print on demand

Rilegature

NUMERO: 1850A -

ANNO: 2016

A P P U N T I

STUDENTE: Marrè Brunenghi Luca

MATERIA: Sistemi aerospaziali - prof. Corpino

Il presente lavoro nasce dall'impegno dell'autore ed è distribuito in accordo con il Centro Appunti.

Tutti i diritti sono riservati. È vietata qualsiasi riproduzione, copia totale o parziale, dei contenuti inseriti nel presente volume, ivi inclusa la memorizzazione, rielaborazione, diffusione o distribuzione dei contenuti stessi mediante qualunque supporto magnetico o cartaceo, piattaforma tecnologica o rete telematica, senza previa autorizzazione scritta dell'autore.

**ATTENZIONE: QUESTI APPUNTI SONO FATTI DA STUDENTIE NON SONO STATI VISIONATI DAL DOCENTE.
IL NOME DEL PROFESSORE, SERVE SOLO PER IDENTIFICARE IL CORSO.**

SISTEMI AEROSPAZIALI

0) INTRODUZIONE STORICA SETTORE SPAZIALE

- Kostantin Tsiolkovsky (1857/1935), Unione Sovietica, pubblica la famosa “equazione del razzo” su cui si basa la scienza della propulsione a razzo $\Delta v = v_e \ln \frac{m_i}{m_f}$
- Wernher von Braun (1912/1977), Germania-USA; inizia la sua carriera missilistica sotto il comando tedesco, mettendo a punto il missile V2 destinato a bombardare Londra. Alla fine della guerra si consegnò agli USA; li continuò le sue ricerche, nel 1954 era pronto a lanciare il primo satellite in orbita ma per ragioni politiche fu bloccato. Quando però gli americani furono sorpresi dal primo lancio dell’Unione Sovietica, lo Sputnik nel 4 ottobre 1957, diedero il via libera a von Braun che solo dopo 3 mesi, nel 31 gennaio 1958, riuscì a lanciare il primo satellite americano, l’Explorer 1.
- NASA (National Aeronautics and Space Administration), nata il 29 luglio 1958 per volere del presidente americano Eisenhower, con lo scopo di prevenire il pericolo di sconfitta sul piano tecnologico da parte dell’Unione Sovietica. Dopo le prime “vittorie” dell’Unione Sovietica, la Nasa decise di dedicarsi in particolare alla “conquista della Luna”; i maggiori programmi spaziali americani di questi anni furono: Mercury (1958/1963) uomo in orbita intorno alla Terra, Gemini (1963/1966) preparazione all’allunaggio, rendez-vous (manovra effettuata da due oggetti in volo nello spazio avente come obiettivo l’avvicinamento degli stessi) ed EVA (cioè Extra Vehicular Activity si intende il lavoro fatto nello spazio e all’esterno della sua navicella da parte di un astronauta – comunemente chiamata passeggiata nello spazio), Apollo (1961/1972) allunaggio. Il 21 luglio 1969 il comandante della missione Apollo 11 Neil Armstrong e il suo equipaggio misero per la prima volta piede sulla Luna: “questo è un piccolo passo per l’uomo, un grande passo per l’umanità”.
- Sergej Pavlovic Korolyov (1907/1966), URSS, fu un ingegnere a capo del programma spaziale russo; progettò il missile balistico intercontinentale R-7 Semyorka, capace di portare una testata nucleare a 7000km di distanza, impiegato qualche anno dopo per lanciare il primo satellite sullo spazio, lo Sputnik (lo Sputnik II lanciato nel 1957 conteneva il cane Laika, il primo cane ad andare sullo spazio, morì dopo poche ore per il caldo). Korolyov riuscì a realizzare il suo sogno del volo spaziale umano nel 1961, dopo aver ultimato la progettazione del primo veicolo spaziale completamente automatico, il Vostok. Grazie ad esso, il 12 aprile 1961 avvenne il lancio del primo uomo sullo spazio, Yuri Gagarin.

2004 scesero sulla superficie di Marte i due rover gemelli , Spirit e Opportunity che inviarono molte immagini del pianeta. Uno degli ultimi rover mandati su Marte fu Curiosity nel 2012, il più grande mai realizzato dalla Nasa. L'ESA invece ha dato il via agli studi per un vasto programma di esplorazione marziana denominato AURORA.

determinato settore (un esempio è la risonanza magnetica). (un esempio è lo studio meteorologico dell'intera superficie terrestre operata da sensori nello spazio) Vi sono due tipi di remote sensing. Uno che utilizza sensori passivi che rilevano le radiazioni emesse dall'oggetto da monitorare. Mentre vi è anche un processo di remote sensing di tipo attivo nel quale vi è un dispositivo che emette onde verso l'oggetto da monitorare e un sensore passivo che rileva le onde riflesse o oltrepassate dall'oggetto; un esempio è il radar che rileva il ritardo tra emissione e ritorno del segnale e permette di valutare velocità, altezza e direzione dell'oggetto scannerizzato. Il remote sensing è usato per molti scopi come il controllo delle aree più soggette allo "global warming", o quelle come l'Amazonia soggette alla deforestazione, o anche per raccogliere informazioni a distanza (ad esempio ai tempi della guerra fredda) su aree di confine pericolose. È utile in quanto si possono analizzare info relative a situazioni distanti temporalmente e fisicamente.

- Navigazione: i satelliti hanno rivoluzionato anche la navigazione. Ormai attraverso un semplice rilevatore di GPS possiamo in ogni momento valutare con ottima precisione dove siamo e dove stiamo andando. Il Global Position System (GPS) fu sviluppato dal dipartimento di difesa degli Stati Uniti D'America per aiutare gli aerei, le navi e le truppe di terra a muoversi nel globo terrestre. Per rilevare la posizione con un'accuratezza di pochi metri, basta collegarsi a 4 satelliti GPS. Tale sistema è dotato in totale di 27 satelliti di cui 3 di emergenza. Insieme al GPS e al CLONAS (Russo), vi sarà in futuro un'altra costellazione di satelliti per la navigazione made in Europa chiamata GALILEO. Saranno in totale 30 satelliti in orbita MEO, 10 per ognuno dei 3 piani orbitali inclinati di 56° rispetto all'equatore. Un satellite per ogni piano orbitale sarà di scorta. Nel dicembre 2005 è stato mandato in orbita il primo satellite di questa costellazione utile a testare la tecnologia, denominato GIOVE. Successivamente verranno mandati in orbita altri satelliti per avere 4 satelliti operativi, il minimo indispensabile per effettuare la localizzazione. Una volta validato il sistema entrerà in piena operatività. I satelliti di tale costellazione avranno una massa di circa 700kg dimensioni di circa 2,7 x 1,2 x 1,1 m con un'apertura dovuta ai pannelli solari che raggiunge anche i 18,7m.
- Scienza ed esplorazione: principalmente, agli albori della conquista dello spazio, tutti i satelliti venivano lanciati per motivazioni scientifiche; ad esempio cercare risposte sulla natura della terra, del sistema solare e dell'universo.

Possiamo ulteriormente suddividere le missioni spaziali in tali tipologie:

- I. Scienza ed esplorazione (finanziamento pubblico, solitamente singole missioni e di alta tecnologia);
- II. Servizio Pubblico (finanziamento per la maggior parte pubblico, sono missioni con scopi di utilità pubblica, lancio di prototipi o nuove produzioni e innovazioni tecnologiche);
- III. Commerciali (finanziamento interamente privato, sono utilizzate per motivi commerciali come le telecomunicazioni);
- IV. Militari (finanziamento pubblico, missioni per scopi strategici);
- V. Umane (finanziamento pubblico pur se ad oggi vi sono anche missioni private relative al turismo spaziale, missioni di alta sicurezza con scopi scientifici come ad esempio le missioni per la ISS).

Ad oggi, quasi ogni missione è tecnicamente possibile; abbiamo le capacità per costruire una base sulla Luna o raggiungere Marte con un'esplorazione umana. La nostra attività nello spazio dipende da cosa possiamo permetterci economicamente e cose decidiamo di fare, ma dobbiamo analizzare attentamente il perché. Ogni missione spaziale non va realizzata solo perché non è stato fatto prima, ma perché è qualcosa che va necessariamente fatto ed è lodevole fare. Le prossime tendenze ci portano verso un incremento di sistemi totalmente on-board (in questo modo si aumenta la complessità e l'autonomia del satellite e non

3) SPACE PAYLOAD AND SPACE BUS

Lo spacecraft è l'insieme di payload e bus. I costi di funzionamento e realizzazione del payload sono di gran lunga superiori a quelli del bus. Il payload si può definire il sottosistema più importante poiché è quello che compie la missione e definisce le misure dello spacecraft. È fondamentale definirlo in partenza poiché influenza l'intero disegno del sistema, le varie funzioni e perfino il veicolo di lancio. Il payload viene quindi progettato per ogni singola missione mentre tutti gli altri sottosistemi vengono in linea di massima riutilizzati o adattati ad esso.

Caratteristiche e necessità del payload:

- Dimensioni: massa, volume, distribuzione della massa;
- Complessità operative;
- Aperture nella struttura per i dispositivi di visione esterna;
- Orbita operativa;
- Gestione delle informazioni;
- Manovrabilità e stabilità dello spacecraft;
- Condizioni ambientali;
- Controllo e gestione delle informazioni interne;
- Requisiti termici;
- Requisiti affinché si abbia un campo visivo non ostruito;
- Richieste di potenza;
- Autonomia e durata dell'esperimento.

Categorie di payload: comunicazione, applicazioni, scientifico, speciale.

Payload per la comunicazione: il sistema di comunicazione satellitare consiste in uno spacecraft e almeno due stazioni di terra dotate di un trasmettitore fisso e di un'antenna ricevente, utili a ricevere e trasmettere il segnale con il satellite. Per alcune tipologie di trasmissione, in determinate orbite operative, è necessario avere antenne capaci di spostarsi per seguire il satellite. Dobbiamo progettare tali sistemi per operare con un rapporto segnale-rumore abbastanza elevato. Devono essere capaci di trasmettere un elevato tasso di informazioni di molti bit al secondo con un BER (Bit Error Rate) di 10^{-5} o 10^{-6} . Occorre scegliere la taglia e il tipo di trasmissione, ricevitore e trasmettitore per scartare il rumore, antenna con il guadagno adeguata alla frequenza del vettore, tecnica di modulazione adeguata.

Payload per applicazioni civili e militari: tra questi vi sono applicazioni satellitari per l'osservazione terrestre (remote sensing), navigazione, produzione e trasmissione della potenza solare o la ricerca. In base alla tipologia di missione i satelliti potranno stazionare in orbite GEO geostazionaria (ad esempio satelliti per il controllo del clima e temperatura del globo) o in orbita LEO orbita bassa (ad esempio per controlli su determinate aree, popolazione, oceani ecc.). I satelliti il cui compito è studiare la superficie terrestre sono dotati di orbite aventi la stessa inclinazione solare (stessa ora solare) per poter osservare sempre nelle medesime condizioni.

Payload scientifici e con scopi speciali: usati specialmente per scoprire i segreti dell'ambiente terrestre e del sistema solare. Moderni tentativi hanno prodotto sofisticati payload interplanetari con missioni di avvicinamento ad asteroidi. Molti rover "marziani" sono già stati lanciati e resi operativi, nei prossimi anni potremo vedere programmi per la costruzione di una base sulla Luna, o delle missioni di avvicinamento allo

- Sensori passivi

I sensori passivi raccolgono l'energia irradiata o riflessa dall'oggetto esaminato. I nostri occhi sono a tutti gli effetti dei sensori passivi che funzionano esattamente come quelli che operano in un velivolo spaziale. Essi rilevano le radiazioni elettromagnetiche riflesse dagli oggetti principalmente provenienti dal Sole ma anche dovute alle temperature del corpo. Sono formati da tre componenti: un radiation collector (raccogliitore di radiazioni), un detector e un meccanismo per la scansione. Una lente o antenna raccoglie le radiazioni riflesse o emesse da un obiettivo. Il diametro della lente è chiamato apertura. Le radiazioni vengono in seguito raccolte e assorbite su un piano immaginario contenente il detector (funzionamento simile alla nostra retina). Vi sono inoltre alcuni meccanismi di scansione che devono raccogliere le radiazioni dalle differenti sorgenti, come fanno i muscoli muovendo i nostri occhi. L'immagine viene quindi assorbita e passa attraverso una lunghezza focale (spazio tra la lente e il centro ottico del relativo dispositivo ottico) fino al detector. La complessità del detector dipende dalla natura della radiazioni che possono essere rilevate. Molti sensori passivi operano nel campo del visibile o infrarosso (IR).

- Sensore ottico: Un sensore ottico è essenzialmente una macchina fotografica poiché assorbe le radiazioni nel campo del visibile. Un tipo di detector è ad esempio una pellicola che contiene delle sostanze chimiche che reagiscono al contatto con le radiazioni, formando un'immagine. Il primo satellite "spia" rilevò delle immagini usando la pellicola e dopo rilascio il contenitore della pellicola sulla terra afferrato al volo da alcuni aeroplani. Successivamente per i sensori ottici e ad infrarossi vennero usati materiali semiconduttori come quelli delle celle solari. Tali detector, proporzionalmente all'incidenza delle radiazioni generavano un segnale elettrico, producendo un segnale che poteva essere immagazzinato in una memoria come un semplice file. Una tipologia di uso comune è il CCD (charged-coupled device), o più recente il sensore CMOS (complementary metal oxide semiconductor). Ognuno presenta degli svantaggi o vantaggi da valutare in base alle applicazioni. In generale il CCD genera immagini più definite rispetto al CMOS, ma è molto più costoso. Hubble Space Telescope usa sensori CCD. Le più comuni macchine fotografiche usano i CMOS, che ha subito molti miglioramenti. Usando questa tipologia di sensori, l'immagine viene inizialmente raccolta in memorie elettroniche e dopo inviata a terra con un segnale di dati come la trasmissione TV. Questi sistemi ottici operano nell'ultravioletto e nel campo del visibile (da 0,3 a 0,75 μm). Hanno un'alta risoluzione come risultato della piccola lunghezza d'onda che rilevano, ma possono operare solo alla luce del giorno poiché dipendono dalla riflessione della luce solare. Sia fotocamere che dispositivi elettro-ottici furono utilizzati nei velivolo e successivamente nei satelliti. Ad oggi sono in funzione solo dispositivi elettro-ottici.
- Sensore ad infrarossi: sono simili ai sensori ottici ma rilevano una differente parte dello spettro, le radiazioni dell'infrarosso cioè le radiazioni associate al concetto di calore. *(L'irraggiamento è una forma di trasmissione del calore e quindi di energia per mezzo di onde elettromagnetiche - raggi infrarossi - che si trasformano in calore a contatto con qualsiasi tipologia di corpo).* Per essere abbastanza sensibile a rilevare anche una piccola quantità di energia ad infrarosso a centinaia di km lontano nello spazio, è necessario che tali sensori siano abbastanza freddi (tra i 77 e 120° K). Per mantenersi così freddi hanno bisogno di azoto liquido o dell'altro liquido refrigerante. L'intero sensore è formato da un telescopio, un detector per infrarossi e un'unità di refrigerazione. Il sistema ad infrarossi opera da un range di lunghezza d'onda ancora rilevabile con la pellicola (da 0,75 a 1 μm), dovendo però passare a sensori elettro-ottici per rilevare il vicino infrarosso (1,0 – 2,5 μm), il medio infrarosso (3,0 – 15,0 μm) e il lontano infrarosso (20,0 – 100,0 μm). I sensori IR possono operare sia di giorno che di notte, poiché la forza di rilevazione del segnale dipende dall'emissione del segnale in relazione alla sua temperatura. Per obiettivi di terra, i radiometri possono funzionare solo in certe bande delle finestre atmosferiche. Sebbene lo stesso posto terrestre riceva segnali differenti tra giorno e notte

radiometri a microonde, anche i radar possono entrare dentro la superficie terrestre. La risoluzione è ancora un problema con i sensori attivi dal momento che la risoluzione è relativa direttamente alla lunghezza d'onda del segnale, piccole lunghezze d'onda hanno una risoluzione migliore di quelle maggiori. I sensori ottici usano lunghezze d'onda dell'ordine di $0,5 \mu\text{m}$, mentre i radar operano a circa $2,4 \cdot 10^5 \mu\text{m}$. Quindi tra i sistemi ottici e i radar con la stessa dimensione di apertura, i sistemi ottici hanno una risoluzione migliore quasi di un milione e mezzo.

Per un radar convenzionale, per avere la stessa risoluzione di un sistema ottico, dobbiamo incrementare la dimensione dell'apertura del radar. Un radar convenzionale operando ad una lunghezza d'onda di $2,4 \cdot 10^5 \mu\text{m}$, avrà bisogno di un'apertura di più di 450 km per avere la stessa risoluzione di un sistema ottico con 1 m di apertura. Ovviamente un'apertura di queste dimensioni è impraticabile.

Abbiamo sviluppato tecniche di rilevazione del segnale che ingannano l'elettronica, la quale rileva aperture più larghe di quelle che realmente sono. Questo concetto sta alla base di un SAR (Synthetic Aperture Radar). I SAR sono usati con successo per il remote sensing della Terra e di Venere. Lo spacecraft Magellan (1989/1993) era equipaggiato con un radar del genere e ha rilasciato immagini radar di Venere, permettendoci di realizzare una mappa per più del 98% della superficie del pianeta.

Il bus ha la sola funzione di supportare il payload e di fornire tutto il necessario per la missione. Per la sua progettazione devono essere considerate tutte le richieste della missione

PARTI DI UNO SPACECRAFT BUS

SPACE VEHICLE CONTROL

Uno spacecraft deve trovarsi alla giusta altitudine per puntare le camere o le antenne in uno specifico obiettivo. Le parti del control system che mantengono l'altitudine sono le Attitude Determination and Control System (ADCS). Le difficoltà chiave sono: conoscere dove lo spacecraft ha bisogno di puntare e con quale accuratezza, e conoscere come lo spacecraft determina la sua altitudine e quale approccio utilizza per controllarla. Lo spacecraft deve anche essere capace di controllare la sua posizione e velocità nello spazio così da poter sterzare nella giusta orbita o compiere il necessario incremento di velocità per incontrarsi con un altro spacecraft. Questo aspetto di controllo è chiamato Guidance Navigation and Control (GN&C), e attualmente interviene nel movimento del veicolo nello spazio. Per il progetto del GN&C system dobbiamo conoscere le caratteristiche riguardanti le orbite di missione così come le caratteristiche e le tipologie delle manovre da effettuare durante la missione. Dobbiamo anche conoscere come determinare la posizione dello spacecraft e come controllare la sua orbita. Molti degli odierni spacecraft determinano e controllano la loro quota usando strumentazione di bordo. Il controllo dell'orbita avviene mediante attuatori di bordo.

COMMUNICATIONS AND DATA HANDLING (Gestione dei dati)

Uno spacecraft ha bisogno di "parlare" con gli operatori di missione e con gli utilizzatori sulla terra e anche di comunicare con gli altri spacecraft o all'interno dello spacecraft stesso. Tra le operazioni dello spazio vi sono anche il monitoraggio della salute e dello stato dello spacecraft da un centro di controllo. Gli operatori trattano anche i dati della missione e assicurano la loro consegna agli utenti. Per fare tutte queste funzioni, gli operatori si affidano ad una complessa rete di comunicazioni unendo insieme spacecraft, luoghi di tracking, operatori e utilizzatori. Nello spazio il più comune mezzo di comunicazione è la radio. Uno spacecraft può avere parecchie radio per:

- permettere ai controllori di avere traccia di dove si trova lo spacecraft, controllare cosa sta facendo e dire cosa fa;
- mandare tutti i dati della missione agli utilizzatori;
- monitorare i dati ricevuti della stazione di terra.

La comunicazione e gestione dei dati utilizza delle radio e dei computer per trasmettere, ricevere ed elaborare i dati. La misura e la complessità dei sistemi a bordo per la comunicazione e la gestione dei dati dipende dal volume dei comandi, dai dati ricevuti e immagazzinati, elaborati e trasmessi così come dal grado di autonomia costruito nel velivolo.

SISTEMA ELETTRICO: Uno spacecraft deve produrre la sua potenza elettrica da alcune sorgenti di energia che deve essere immagazzinata e distribuita alle utenze. Il sistema di potenza elettrica, converte alcune fonti energetiche come l'energia solare in altre energie usate.

CONTROLLO AMBIENTALE E SUPPORTO VITALE: Uno spacecraft deve essere capace di raffreddare i componenti a bordo per salvaguardarli da un eccessivo surriscaldamento. Nelle missioni umane il ECLSS (Environmental Control and Life Support System)

4) AMBIENTE SPAZIALE

Le operazioni dello spacecraft sono caratterizzate dal suo distacco dalla Terra e quindi la perdita dell'atmosfera terrestre. Essa fornisce un adatto ambiente nel quale la specie umana è stata capace di evolversi. Nell'ambiente spaziale non è più valida l'assunzione di g come accelerazione gravitazionale costante. Sei definito un'astronauta se raggiungi almeno i 100km di quota, ma la linea in cui si ha questa separazione non è chiara. Non vi è una definizione accettata universalmente dove lo spazio inizia. Per i nostri scopi lo spazio inizia alla quota dove un oggetto in orbita rimarrà in orbita brevemente (solo un giorno o due in alcuni casi → all'incirca oltre i 130km). La terra è caratterizzata da campo magnetico, forza gravitazionale (e il suo caratteristico ambiente ad 1g) e la presenza dell'atmosfera.

ATMOSFERA TERRESTRE: DESCRIZIONE GENERALE

L'atmosfera terrestre si può considerare divisa in 5 regioni concentriche i cui confini non sono ben definiti:

- *Troposfera: strato dell'atmosfera che si trova a contatto con la superficie terrestre con spessore variabile in base alla latitudine, dagli 8 ai 20 km. È lo strato in cui avvengono la maggior parte dei fenomeni meteorologici. In esso la temperatura diminuisce all'aumentare della quota (6,5 gradi ogni km). Sopra ad essa vi è la tropopausa, un sottile strato che si trova ad una quota media di 11 – 12 km e separa la troposfera dalla esosfera. In essa la temperatura rimane pressoché costante ad un valore di -55° C.*
- *Stratosfera: è il secondo strato dell'atmosfera inizia in media ai 12 km di quota e caratterizzato da un gradiente termico verticale positivo se pur piccolo. Termina ad una quota di circa 50km dove la temperatura si trova ad un valore di circa -3°C. Al di sopra di esso troviamo la stratopausa che, a differenza della tropopausa non ha dimensioni verticali ma è semplicemente uno strato di transizione.*
- *Mesosfera: è il terzo strato dell'atmosfera posto dopo la stratosfera. I suoi confini variano con la latitudine e con le stagioni, in linea di massima vanno dai 50 km fino ai 90/100 km. In essa la temperatura diminuisce con la quota; il limite superiore della mesosfera è chiamato mesopausa ed è definito il luogo della terra dove si raggiungono le più basse temperature, anche al di sotto di -143°C.*
- *Termosfera: è il quarto strato dell'atmosfera e si colloca ad una quota compresa tra i 90/100 km e i 500 km. Caratterizzata da un aumento continuo della temperatura con la quota raggiungendo all'incirca 0°C ad una quota di 120 km e di 100°C ad una quota di 150 km fino ad arrivare in prossimità del quinto strato ad una temperatura di 1000° C.*
- *Esosfera: è lo strato più esterno dell'atmosfera ed è caratterizzato da una temperatura che raggiunge anche i 2000°C. Tale strato termina quando la densità dei gas che vi si trovano all'interno è uguale a quella dello spazio interstellare (cioè ad una quota di circa 2000/2500 km).*
- *Ionosfera: è una fascia dell'atmosfera terrestre nel quale le radiazioni del Sole, e in misura molto minore i raggi cosmici provenienti dallo spazio provocano la ionizzazione dei gas componenti. Tale fascia, compresa tra i 60km e i 450km di quota, crea disturbi alle telecomunicazioni proprio a causa della presenza di un gran numero di ioni. Per basse frequenze il segnale rimbalza, mentre per medio/basse frequenza viene disturbato.*

Nello spazio non vi è il vuoto perfetto, in esso troviamo molecole neutre, particelle cariche, particelle di dimensioni di μm , e radiazioni elettromagnetiche. Tutto ciò è una potenziale causa di gravi interazioni con la superficie dello spacecraft e un grave impatto sull'efficacia della missione. Gli studi indicano che circa il 25% di tutti i fallimenti sono connessi all'ambiente spaziale. Molte agenzie spaziali come la NASA o l'ESA hanno riconosciuto l'importanza di tale interazione con l'ambiente spaziale e hanno iniziato a valutarle nei programmi ufficiali. Il primo problema affrontato nello studio degli effetti del campo spaziale è quello di definire la varietà degli "ambienti". Noi li raggrupperemo in 5 categorie:

Radiazioni → intaccano l'elettronica dei componenti;

Plasma → particella generata dal Sole, creano usura strutturale e generano interazioni chimiche con il materiale del componente;

Neutral → effetti chimici e meccanici generati dalle particelle neutre;

Vacuum → il vuoto in cui non vi è protezione dai raggi UV;

MMOD → micro - meteoroidi a cui vi fanno parte anche i detriti spaziali o comunque i satelliti non più operativi (ad oggi infatti si cerca di stabilire una normativa generale tra tutte le agenzie spaziali per spostare i satelliti non più operativi dalle orbite più utilizzate, o spinti verso l'esterno in un'orbita definita cimitero, o in basso per farli bruciare nell'atmosfera).

Oltre agli effetti positivi dovuti alla produzione di elettricità mediante le celle fotovoltaiche, le radiazioni solari generano svariati problemi sullo spacecraft:

- Riscaldamento delle superfici esposte: le radiazioni ad infrarosso e termiche riscaldano le superfici esterne e i componenti interni (soprattutto elettronici) che devono necessariamente rimanere entro specifici limiti di temperatura per mantenere il funzionamento.
- Degradazione o danneggiamento delle superfici o componenti elettronici: un'esposizione prolungata ai raggi UV degrada il rivestimento dello spacecraft influenzando negativamente le prestazioni (effetti negativi anche sulle celle solari e l'elettronica).
- Pressione solare: possiamo vedere le radiazioni elettromagnetiche in termini di fasci di fotoni, particelle che viaggiano alla velocità della luce; esse bombardano la superficie dei satelliti, facendone variare la loro stazionarietà, disturbando l'orientamento e la direzione di puntamento nello spazio.

Quando vi è un'attività solare più intensa può capitare che vi siano problemi anche per la comunicazione.

I più pericolosi aspetti dell'ambiente spaziale sono dovuti alla presenza di particelle cariche; vi sono tre principali sorgenti di tali particelle:

- Attività solari (SPEs – Solar Particle Events): particelle energetiche emesse durante le attività solari, ad esempio protoni emessi dalla corona solare;
- Raggi cosmici (GCRs – Galactic Cosmic Rays): consistono in nuclei energetici, quindi principalmente protoni, che arrivano dall'esterno del sistema solare, ad esempio dovuti all'esplosione di una supernova;
- Fasce di Van-Allen: zone in cui vi sono molte particelle ad elevate energie.

Durante l'attività solare, e semplicemente durante i processi di fusione nucleare si generano varie tipologie di particelle cariche:

- Solar wind: il Sole nelle sue reazioni nucleari emette flussi di particelle cariche che bombardano le superfici dei corpi rivolti verso esso. Essendo molto lontani dalla Terra, e viaggiando a velocità relativamente modeste (300 – 700 km/s), i loro effetti sono poco influenti.
- Solar flares: dalla corona del sole può capitare che vengano rilasciate delle "lingue di fuoco" in cui si ha una concentrazione di particelle cariche; queste flares possono essere anche così violente da estendersi fino all'orbita terrestre. Fortunatamente, la loro scarsa frequenza e la nostra lontananza dal Sole, rende anche questo effetto poco influente.

Galactic Cosmic Rays: parliamo di GCRs, per definire quelle particelle ad alta energia provenienti dall'esterno del sistema solare; sono equivalenti alle solar wind e flares ma generate da stelle molto lontane. GCRs possono anche generare un sottofondo di rumore in vari sottosistemi del satellite come sensori, rilevatori ad infrarossi. Inoltre tali raggi possono creare falsi eventi che possono mascherarsi come reali segnali. I "falsi segnali" che possono colpire il satellite dipendono dai veri segnali, dalla frequenza con cui si manifestano, la durata e la ripetizione oltre alla sofisticatezza del sensore.

I fenomeni associati ai GCRs che influenzano l'elettronica sono chiamati SEP (Single Event Phenomena) e vengono suddivisi in:

- SEU (Single Event Upset - disturbato): caratterizzati da un danno relativo, proprietà principale è quella di colpire le memorie del satellite cambiando la proprietà del dato;
- SEL (Single Event Latchup): colpiscono soprattutto i processori e hanno la caratteristica di generare sovratensioni nel circuito elettrico; causano possibili danni per tale motivo è richiesta una protezione ad esempio si utilizzano fusibili auto ripristinabili;
- SEB (Single Event Burnout – esaurimento, surriscaldamento): eventi che causano danni irreversibili e non possono essere contrastati.

zone in cui al massimo si arriva a poche particelle per metro cubo, ma mai il vuoto; per tale motivo si parlerà di “near vacuum”. Sono principalmente tre gli effetti causati dal vuoto:

- **Outgassing** o sublimazione: fenomeno per il quale si ha un cambiamento di fase diretto da solido a gassoso. Ciò avviene quando la pressione ambiente è al disotto della pressione di vapore del materiale, fenomeno accentuato dall'aumento di temperatura. Un altro fenomeno da considerare è la velocissima vaporizzazione a cui sono soggetti i lubrificanti caratterizzati da una bassa tensione di vapore; nello spazio vengono infatti usati lubrificanti differenti, oli particolari o lubrificanti solidi. Tale fenomeno è quindi legato essenzialmente alla produzione e assemblaggio sulla Terra, durante i quali possono rimanere nel corpo delle bolle d'aria che sublimano generando effetti negativi come ad esempio l'appannamento delle lenti. La sublimazione dei materiali metallici infatti non è particolarmente critica dal punto di vista strutturale, ma per il fatto che gli atomi sublimati possono poi depositarsi su altre superfici, danneggiando i sensori ottici, ad esempio offuscando superfici a specchio o trasparenti.
- **Cold welding**: tali considerazioni appena citate sono anche associate a quelle bolle d'aria che vengono mantenute di proposito per permettere il movimento di parti meccaniche, che quindi sublimando ne determinano il contatto (tale fenomeno è chiamato cold welding); per tale motivo è necessario utilizzare dei lubrificanti che come abbiamo visto devono avere opportune caratteristiche.
- **Trasferimento del calore**: a causa del vuoto si hanno delle differenze riguardo la trasmissione del calore in confronto alla Terra; infatti a causa della scarsa densità, conduzione e convezione non possono avvenire nello spazio ma vi è solo la trasmissione del calore per irraggiamento.

EFFETTI DELLA GRAVITA'

Nello spazio si parla di “free-fall” poiché vi è una micro-gravità. Effetti di tale ambiente con micro-gravità sono stati già trattati, ad esempio la possibilità di creare mix di materiali diversi in quanto sulla terra accadrà sempre che il materiale più pesante tende a collocarsi nella parte bassa, ulteriori effetti sul trattamento dei fluidi nello spazio; in generale tale condizione genera problemi irrilevanti sullo spacecraf, gli effetti realmente significativi si hanno per l'uomo se esposto ad ambiente “free-fall” per lungo periodo.

MICROMETEOROIDI E DETRITI SPAZIALI

Lo spazio non è vuoto ma è pieno di detriti. Essi possono essere detriti naturali (pulviscolo, meteoriti ecc), o detriti “umani” come satelliti non più operativi, pezzi di stadi di spacecraft in generale, o oggetti di astronauti (ad esempio un guanto). Vi è un dispositivo, il NORAD, che effettua il track dello spazio ed è riuscito a rintracciare 40000 detriti grandi quanto una pallina da golf; da notare che ve ne saranno moltissimi di dimensioni minori. Questi materiali in orbita LEO si muovono ad una velocità di 7000 m/s. Per mitigare la formazione di ulteriori detriti spaziali, oltre a deorbitare il satellite non più operativo per farlo bruciare in atmosfera, vengono usati anche procedure per spostare i satelliti verso un'orbita esterna “cimitero”, ad oggi si pensa anche a missioni di cattura dei detriti, vere e proprie missioni “spazzino”.

La funzione principale dell'EPS è quella di fornire energia elettrica al livello di tensione e la potenza necessaria ai vari sottosistemi del payload. Deve essere in grado di fornire potenza quando necessario e interrompere l'erogazione in caso di guasto. Deve essere progettato in modo da mantenere i sottosistemi chiave sicuri da guasti come sovratensioni e corto circuiti. Deve poter essere diretto dall'esterno o da un elaboratore di bordo.

Ogni progetto avrà una sua architettura del EPS che può avere svariate configurazioni. Le funzioni del EPS possono essere suddivise in due gruppi:

- Primary power system: le cui funzioni sono la generazione della potenza elettrica dalla sorgente primaria, immagazzinamento e distribuzione alle utenze principali;
- Secondary power system: le cui funzioni sono la distribuzione di energia elettrica verso utenze complesse che richiedono una regolazione della corrente elettrica generata.

I passi da seguire per il dimensionamento possono essere schematizzati:

- identificazioni requisiti di massima
- scelta della taglia e della sorgente energetica
- scelta della taglia delle batterie
- sistemi di controllo e regolazione

SOLAR ENERGY

Le celle solari o celle fotovoltaiche sono utilizzate per convertire energia solare in energia elettrica; il primo utilizzo risale al lontano 1950. Sfortunatamente questa conversione è un processo a scarsa efficienza, si parla di valori compresi tra lo 0.10 e 0.30 . Questo significa che buona parte dell'energia solare o viene riflessa o si disperde in calore. Delle radiazioni che investono la superficie del pannello solare solo quelle perpendicolari a tale superficie vengono totalmente trasformate in energia elettrica. Un altro fattore che influenza la generazione di potenza elettrica è l'intensità di energia solare la quale decresce all'aumentare della distanza dal Sole.

$$P_{out} = P_{in} \eta \cos \theta$$

con P_{out} la potenza totale in uscita, P_{in} la potenza in ingresso chiamata anche potenza incidente, η l'efficienza del pannello solare, e θ l'angolo di incidenza rispetto la perpendicolare alla superficie. P_{in} dipende dalla distanza dal Sole, in linea di massima consideriamo un valore costante medio di base annua definito costante solare (in realtà questo valore dovrebbe variare durante l'anno poiché la rotazione attorno al Sole avviene su un'ellisse e quindi varia la distanza della Terra dal Sole). In generale si ha per la Terra un valore di circa 1350 W/m^2 che diminuisce drasticamente per altri pianeti come Marte in cui è 585 W/m^2 . Proprio per questo motivo l'utilizzo dei pannelli solari per missioni extra planetarie è sconsigliato; servirebbero pannelli solari di dimensioni elevate.

In realtà, come si nota dalla relazione, per $\theta = 0^\circ$ si avrà il massimo valore di potenza generata; angoli maggiori determinano un valore minore di P_{out} , in realtà solo per angoli minore di 60° si ha la possibilità di generare potenza (se pur minima), superato tale valore il fenomeno di riflessione prende il sopravvento e non si ha più generazione di corrente. Oltre a tale angolo vi sarebbero altri due gradi di libertà da considerare:

- l'angolo α dovuto al fatto che la Terra ruota attorno al Sole, e quindi la radiazione solare cambia inclinazione rispetto al piano orbitale dello spacecraft;
- l'angolo β dovuto alla possibile rotazione del piano dell'orbita in cui ruota il satellite; il linea di massima si considera il piano dell'orbita fisso nella sua inclinazione (in realtà a causa della non perfetta sfericità della Terra, schiacciata ai poli e innalzata all'equatore, ciò non rende valide le leggi di Keplero e quindi non si avrà questa costanza da noi idealmente considerata); l'unico caso reale in cui non vi è un'orbita fissa lo si ha per la particolare orbita elio sincrona.

determinando un pannello solare, quest'ultimo viene collegato in parallelo con altri pannelli solari determinando le solar array. Tra le celle solari distinguiamo varie tipologie in mercato, le quali si differenziano oltre che dai materiali utilizzati, dal costo e dall'efficienza. Le più comuni sono le celle solari al Silicio SiO_2 . Distinguiamo tre tipologie in base alla posizione dei reticoli cristallini:

- Monocristalline: in questo caso si parla di Silicio veramente puro, i reticoli cristallini sono tutti allineati e ben strutturati; efficienza dell'ordine del 12-14%;
- Policristallini: reticoli cristallini aventi una struttura ben ordinata ma orientamento casuale; efficienze del 10-12%;
- Amorfi: non vi è una forma ben definita, ma il Silicio è utilizzato in film molto sottili posti su un substrato massivo attraverso un procedimento molto costoso; efficienza del 7 – 9%.

Ulteriore tipologia di celle solare è quella che utilizza film sottili di materiali semiconduttori depositati attraverso una miscela di gas su delle basi a basso costo come vetro, alluminio ecc. con un ben noto risparmio di costo sui materiali. Si utilizzano o celle solari in Rame-Indio-Selenio e in alcuni casi anche in aggiunta di Gallio (efficienza del 10-11%) oppure il Tellururo di Cadmio (efficienza del 8-9%). In generale questa tipologia di celle solari è poco utilizzata per la scarsa efficienza, oltre al fatto che il Cadmio è un materiale tossico e l'Indio è molto raro. Un'altra tipologia sono le celle solari al Fosforo di Indio, le quali sono poco utilizzate per la rarità dell'Indio e la scarsa efficienza anche se hanno un'elevata resistenza alle radiazioni. Le più efficienti sono sicuramente le celle al Arseniuro di Gallio (GaAs) le cui efficienze a laboratorio arrivano anche al 40%. Esse sono molto costose sia per la rarità dell'elemento, sia per la procedura di fabbricazione denominata epitassia (è un processo molto costoso che consiste nella deposizione di sottili strati di materiale cristallino su un substrato massivo). L'efficienza reale di tali celle è compresa tra valori di 19-20% per celle a singola giunzione, mentre anche il 24-28% per multi giunzioni. Tale distinzione dipende dal numero di materiali posti a strati che la compongono, ognuno opportunamente drogato con drogaggio di tipo p o n. Il funzionamento di una cella solare si basa proprio su un differente drogaggio di due strati del materiale che la compone. Questi due strati ad esempio del Silicio, sono collegati tra loro mediante dei contatti elettrici. Il Silicio più interno viene drogato con drogaggio di tipo p (viene cioè caricato positivamente mediante ad esempio il Boro, formandosi delle lacune nella struttura), mentre la parte più esterna con drogaggio di tipo n (cioè caricato negativamente mediante ad esempio Fosforo, quindi troviamo degli elettroni liberi). Il fotone proveniente dal sole in ingresso nella parte n del Silicio, aumenta l'energia dell'elettrone libero che potrà quindi liberarsi dalla sua struttura e venire attirato dalle lacune della parte p. Questo passaggio continuo di elettroni dai contatti elettrici mi genera un campo elettrico.

Lo strato più esterno di una cella solare viene solitamente protetto con delle cover glasses, chiamato comunemente "vetrino", avente dimensioni molto sottili paragonabili ad una pellicola.

I concentratori di Sole (Solar Concentrators) sono dei dispositivi che vengono aggiunti al pannello solare e permettono di concentrare sulla superficie del pannello tutte le radiazioni in arrivo. Distinguiamo i Flat Concentrators, usati per i pannelli al Silicio, aventi un andamento lineare che diverge verso l'esterno. Hanno la principale funzione di aumentare la distanza dal sole accettabile per la produzione di energia e impedire alle celle di raffreddarsi eccessivamente. Mentre i concentratori utilizzati per le celle GaAs sono più complessi, formati da un reflector primario (forma simile ad una parabola) e un reflector secondario (più piccolo e posto sopra il pannello) che raccoglie le radiazioni riflesse, riconducendole verso il pannello. In generale i concentratori di Sole sono utili a ridurre le dimensioni della superficie del pannello e ad aumentare la temperatura sulle celle.

Parleremo di sistema dinamico per la produzione di corrente elettrica (Dynamic Solar Power Systems), per quei sistemi che producono energia elettrica utilizzando l'energia solare ma attraverso veri e propri cicli termodinamici e sfruttando il calore che si genera. Essi quindi utilizzando il calore che si genera dall'energia

irreversibile. Il secondo caso è associato alle batterie secondarie cioè quelle ricaricabili poiché in esse la conversione da energia chimica ad elettrica è reversibile.

Le richieste principali per la scelta di una batteria sono le seguenti:

- Potenza da erogare richiesta e per quanto tempo;
- Minimi volumi, dimensioni e costi;
- Resistenza a colpi o vibrazioni;
- Capacità di dissipare calore e mantenere una certa temperatura;
- Minimizzare la caduta di tensione utilizzando opportuni cavi o connettori tra le celle;
- Presenza di opportuni sensori per fornire le giuste informazioni al power system affinché possa fare le opportune decisioni;

Il numero e la tipologia di celle disposte in serie o in parallelo determina il potenziale di una batteria. Il potenziale di una cella dipende dalla differenza di potenziale che si ha tra il proprio anodo e catodo (polo negativo e positivo della cella in questione). Il potenziale a circuito aperto di una cella è il potenziale misurato in assenza di passaggio di corrente, ed è quasi uguale al potenziale di equilibrio tra anodo e catodo durante la reazione con gli elettroliti, la quale però dipende anche dalla temperatura.

Durante le fasi di carica e scarica il potenziale di una batteria è soggetto a situazioni particolari. Durante una scarica accade che il potenziale cadrà continuamente verso un valore di potenziale nullo. Durante la ricarica invece accade che gli elettroni sono costretti a ritornare dentro la cella verso il materiale attivo del catodo e anodo in uno stato di più intensa differenza di potenziale. In tale situazione si ha un incremento del potenziale di equilibrio. Se la ricarica avviene senza un meccanismo di controllo, avverrà una reazione addizionale che darà come risultato una sostanza indesiderata all'interno della cella che potrebbe compromettere la sicurezza delle condizioni operative.

La capacità [Ah] indica l'intensità di corrente sostenibile per un dato tempo di erogazione; questo fattore dipende molto dall'efficienza la quale è legata all'intensità della corrente che passa dalla batteria; al crescere della corrente di carica o scarica, diminuisce l'efficienza e quindi l'effettiva capacità della batteria. Eccetto che nei test in laboratorio, raramente si ha in una batteria un passaggio costante di corrente durante una missione. La capacità di una batteria dipende quindi dal grado di scarica e carica a cui è soggetta, alle modalità di carica, ma anche dalla temperatura. Difficilmente si riesce ad ottenere un valore definito dell'energia di una batteria, per tale motivo si può effettuare una stima attraverso i valori medi di potenziale e corrente dati dal costruttore. Altri importanti parametri per la costruzione di una batteria sono l'energia specifica (SE) definita come l'energia totale di una batteria per unità di peso detta anche densità di energia accumulabile [Wh/kg] (si può considerare come il prodotto tra potenziale V e un valore in Ah/kg cioè capacità su peso della batteria), e densità dell'energia (ED) cioè l'energia totale contenuta da una batteria per unità di volume. Solitamente questi parametri sono più elevati su una batteria primaria rispetto che a quella ricaricabile.

La misura che meglio descrive la vita di una cella o di una batteria nelle applicazioni aerospaziali sono i cicli di carica e scarica. La modalità utilizzata per evitare tale condizione è la scelta di celle o batterie con abbastanza margine di capacità e potenziale così da compensare le perdite dovute al degradamento della batteria. Ciò influisce sull'efficienza ma anche sul peso e volume. Per tale motivo, la scelta ottimale va fatta conoscendo altri parametri della missione. Ad esempio se la batteria dovrà essere usata in orbita GEO sono richiesti solo 100 cicli per anno, orbita più alta, periodo più lungo ma quindi maggiore utilizzo della batteria durante l'eclissi e quindi si ha una profondità di scarica (DOD) molto alta, di circa il 75%. Al contrario in orbita LEO, si ha una richiesta di circa 5000 cicli l'anno ma DOD molto più basso, dell'ordine del 30%.

Il DOD o profondità di scarica è una misura di quanta energia è stata prelevata da una batteria, viene espressa in una percentuale della capacità totale della batteria. Ad esempio, una batteria da 100 Ah a cui sono stati prelevati 30 Ah ha una profondità di scarica del 30%. Vi è un legame bene preciso tra DOD e vita

invariate orbita dopo orbita; si trova tipicamente a circa 800 – 1000 km dalla Terra. Tra le orbite elio sincrone distinguiamo:

- Dawn-to-dusk orbit: in tale orbita eliosincrona il satellite si trova sempre sulla linea che delimita il “buio” della Terra. Quando il Sole illumina una parte della Terra, l'altra parte non illuminata si troverà all'oscurità cioè la notte; vi è una linea immaginaria che divide queste due zone ed è attraversata costantemente da questa particolare orbita. In questo modo una parte del satellite che ruota su tale orbita si troverà sempre al buio mentre un'altra parte sempre illuminata dal Sole; in questo modo abbiamo la possibilità di un funzionamento costante dei pannelli solari in quanto il satellite non raggiungerà mai una fase di eclissi.
- Noon-midnight orbit: a tutti gli effetti l'opposto dell'orbita Dawn-to-dusk poiché si ha il più lungo periodo di eclisse tra tutte le possibili orbite elio sincrone.

La non perfetta sfericità della terra causa irregolarità nel moto dei satelliti. Seppur la loro energia si conservi nello spazio essendo la forza gravitazionale conservativa tuttavia la traiettoria delle orbite viene alterata. Un esempio è la regressione dei nodi ovvero la tendenza di un'orbita di allinearsi al piano equatoriale essendo la terra più allargata all'equatore e schiacciata ai poli. Si crea infatti un momento torcente che dipende in direzione dal verso di rotazione terrestre

ATTITUDE DETERMINATION AND CONTROL SUBSYSTEM – ADCS

ADCS ha il compito di stabilizzare il veicolo e orientarlo nella giusta direzione voluta dalla missione, nonostante sia soggetto all'azione di momenti disturbanti esterni. Per determinare l'assetto vengono usati dei sensori, mentre per controllarlo degli attuatori. I concetti principali legati alla determinazione e controllo dell'assetto sono le proprietà di massa, la distribuzione dei momenti, il momento angolare e i vettori di riferimento. ADCS è considerato tra i più complessi e meno intuitivi tra i sottosistemi di uno spacecraft. Molte sue caratteristiche importanti possono essere comprese in termini dei meccanismi di rotazione di un corpo rigido modificati dagli effetti di flessibilità e dissipazione dell'energia interna. In generale l'assetto richiede tre coordinate per essere completamente definito, e ciò rende l'analisi dinamica dell'assetto più complessa (oltre al fatto che è composto da parti rotanti il cui moto è accoppiato). In generale possiamo dire che ADCS è il maggiore sottosistema di un veicolo le cui richieste spesso influenzano nel complesso il design dello spacecraft; i suoi componenti sono infatti relativamente enormi con una caratteristica di elevato consumo di potenza. Tuttavia la complessità è dovuta anche allo studio delle tolleranze di allineamento campo di vista e frequenze di risonanza. La determinazione dell'assetto consiste nel valutare per uno specifico spacecraft di cui si conoscono le caratteristiche, l'orientamento della terna body rispetto ad un sistema di assi di riferimento. Il controllo dell'assetto sono invece tutti quei processi che mi permettono di riportare il satellite nel suo orientamento desiderato; bisogna quindi conoscere l'orientamento desiderato, valutare se vi siano discrepanze con l'assetto attuale e in caso correggerlo con un movimento di rotazione dello spacecraft.

- Le manovre di assetto sono proprie tutti quei processi che mi permettono di muovere il satellite passando da un assetto ad un altro.
- L'acquisizione dell'assetto è un processo che ci permette di ruotare e orientare il satellite partendo però da una posizione non nota.
- La stabilizzazione dell'assetto sono tutti quei processi che mi permettono di mantenere un assetto stabile nel tempo.
- Proprietà di massa: sono fondamentali per definire il calibro del controllo e delle coppie di disturbo. È quindi necessario conoscere il centro di massa o di gravità oltre alla matrice di inerzia e quindi i momenti e i prodotti dell'inerzia rispetto a degli assi di riferimento. Conoscere la direzione di questi ultimi è fondamentale poiché in essi la matrice d'inerzia è diagonale e i prodotti dell'inerzia sono nulli. Infine è necessario definire come variano tali proprietà nel tempo (variazione legata ad esempio al consumo di carburante).

Il momento angolare gioca un importante ruolo nello spazio dove le coppie sono tipicamente piccole e lo spacecraft si trova senza restrizioni. Se ad esempio un corpo si trovasse a riposo, se soggetto ad un coppia esso inizierebbe a ruotare a causa di una accelerazione angolare generata dalla coppia esterna, generando quindi un incremento di velocità angolare. Contrariamente, se il corpo è già rotante rispetto ad un asse perpendicolare alla coppia applicata, l'asse di rotazione inizierà un moto di precessione muovendosi con una velocità angolare costante proporzionale alla coppia. La proprietà dei corpi rotanti che resistono alla coppia di disturbo nei due assi (non di rotazione) rispondendo con una costanza della velocità angolare piuttosto che con un aumento, è chiamata rigidità giroscopica e può essere usata per ridurre l'effetto di piccole coppie di disturbo ciclico. Ciò è possibile solo se il corpo intero ruota o lo fanno rotori all'interno di esso. Per via della conservazione del momento angolare solamente le coppie esterne cambiano il momento

- Un range entro il quale si può ottenere l'accuratezza di controllo desiderata.
- Velocità angolari minime e massime
- Tempo concesso alle manovre

Un oggetto nello spazio è soggetto a piccole se pur persistenti coppie di disturbo derivanti da una varietà di sorgenti. Distinguiamo coppie di disturbo cicliche (variando in modo sinusoidale durante un'orbita) da coppie di disturbo definite secolari, accumulate con il tempo che non variano con l'orbita e quelle cicliche ad andamento quasi sinusoidale. ADCS è però progettato internamente allo spacecraft in modo tale da resistere a tale disturbi. Esso resiste o in modo passivo (per caratteristiche legate all'inerzia) o attraverso delle proprietà magnetiche che stabilizzano il disturbo attraverso la generazione di coppie correttive. Le sorgenti di coppie di disturbo sono la resistenza atmosferica, il gradiente di gravità, le radiazioni solari, il campo magnetico terrestre. Altri disturbi possono essere causati da "sorgenti" interne che fortunatamente sono prese in considerazioni in fase di progetto e quindi si riesce a ridurre notevolmente gli effetti se pur a discapito delle dimensioni e dei costi.

La resistenza atmosferica che si genera sul centro di pressione del satellite genera una coppia di disturbo sul centro di massa. Essa è fortemente legata al concetto di decadimento dell'orbita. Dalla relazione della resistenza (dipendente dalla densità atmosferica, dalla velocità del satellite e dalla sua superficie e dal coefficiente di resistenza) moltiplicata per la distanza tra centro di pressione e centro di massa, otteniamo la coppia di disturbo associata. Essa influisce soprattutto nelle orbite basse.

Il gradiente di gravità genera una coppia di disturbo legato al concetto di forza gravitazione che dipende dall'inverso della distanza al quadrato tra i due corpi. Paradossalmente, se pur minima, si genera una forza attrattiva gravitazione (verso la Terra) di intensità diversa tra la parte bassa e la parte alta del satellite. Ciò mi genera una coppia che fa tendere il corpo a ruotare. Tale perturbazione della posizione di equilibrio produce un coppia di ripristino che fa stabilire il corpo su una posizione verticale causando però un'oscillazione. Tale oscillazione viene attenuata attraverso una dissipazione di energia. La coppia di disturbo associata al gradiente di gravità si calcola come:

$\vec{T}_g = 3n^2 \cdot \vec{r} \times [I] \cdot \vec{r}$ con r distanza adimensionale tra spacecraft e pianeta, I la matrice di inerzia ed n un parametro orbitale dato dal rapporto tra la costante gravitazionale e il raggio al cubo.

Le radiazioni solari, generando una pressione, generano una coppia analogamente alla resistenza atmosferica, poiché questa distribuzione di pressioni genera una forza sul centro di pressione del satellite che moltiplicata per la distanza dal baricentro mi da la coppia di disturbo. Tali disturbi sono indipendenti dalla posizione o velocità del satellite; dipende in primis dal materiale utilizzato quindi dalla capacità del satellite di riflettere le radiazioni, oltre che dalla probabilità che la radiazione sia perpendicolare allo spacecraft.

$$T_s = r_{pg} * (1 + K)A I_s/c$$

R distanza centro pressione centro di massa K riflettività I intensità radiazioni A area

A quote elevate questo effetto è predominante su tutte le altre coppie di disturbo tanto è vero che il limite di vita dei satelliti geostazionari sta nella quantità di carburante caricata a bordo usata per vincere i disturbi dell'assetto causati dal vento solare.

con un valore desiderato. Il segnale d'errore così ottenuto è successivamente usato per determinare l'azione correttiva (coppia di controllo) per generare una manovra per mezzo degli attuatori di bordo. Svantaggi e vantaggi del sistema di controllo attivo e passivo:

- Sistema di controllo attivo: i vantaggi sono l'elevato livello di precisione e l'elevato grado di modifica dell'assetto che può essere ottenuto. Gli svantaggi sono il costo, la complessità delle tecnologie e i limiti di vita.
- Sistema di controllo passivo: il più importante vantaggio di ogni sistema di controllo passivo è l'abilità ad ottenere un vita dello spacecraft molto lunga, non limitata dai consumi di bordo o dall'usura/taglio delle parti mobili. Gli svantaggi sono la scarsa precisione che può essere ottenuta e l'impossibilità di cambiare in risposta ad eventi esterni. Inoltre ricordiamo che i fenomeni naturali possono cambiare con il tempo, per esempio durante il tempo dell'orbita. Ciò può causare una stabilizzazione passiva dello spacecraft attraverso un inaspettato movimento come un'oscillazione. In molti casi un sistema di controllo passivo include anche alcuni procedimenti e dispositivi dedicati a smorzare gli effetti indesiderati.

METODI PASSIVI

- Spin Stabilization: una tecnica passiva base è quella dello spin stabilization (rotazione stabilizzante), nella quale l'intrinseco giroscopio "stiffness" (rigidezza) di un corpo rotante è usato per mantenere la sua orientazione in uno spazio inerziale. Se non vi sono coppie di disturbo esterne, il vettore del momento angolare rimane fisso nello spazio, costante sia in direzione che in intensità. Se esiste una variazioni di angolo, o rispetto la condizione iniziale o come risultato di una coppia di disturbo, uno smorzatore di energia appropriatamente progettato dovrà velocemente rimuovere questo angolo (in pochi secondi/minuti) così che l'asse di rotazione e il vettore del momento angolare risultano coincidenti. Una coppia applicata avrà generalmente componenti sia perpendicolari che parallele al vettore del momento angolare. La componente parallela ruota lo spacecraft sopra o sotto, incrementando o diminuendo H. La componente perpendicolare causa una rotazione di H nella direzione di T. Si ha quindi una forza esterna F che causa la coppia T è perpendicolare al piano contenente H.

$T = r \times F$ mi definisce la direzione

$\frac{dH}{dt} = T = rF \cong \frac{\Delta H}{\Delta t}$ mi definisce l'intensità con $\Delta H = 2H \sin \frac{\Delta\theta}{2}$ parallelo a T e perpendicolare alla coppia di disturbo F. Più alto è il valore del momento angolare, più bassa sarà la variazione dell'angolo $\Delta\theta$ introdotta dalla coppia di disturbo.

$\Delta\theta = \frac{rF\Delta t}{I\omega}$ maggiore è la velocità angolare minore sarà la perturbazione

- Gravity – Gradient Stabilization: uno spacecraft in un'orbita abbastanza bassa tenderà a stabilizzarsi con il suo minimo asse di inerzia in un orientamento verticale. Questa proprietà può essere usata a vantaggio per il progettista quando un orientamento nadir (sotto) o zenit (sopra) è richiesto per particolari strumenti. La principale caratteristica del design di un certo satellite coinvolge il rapporto d'inerzia; il veicolo deve possedere un asse come $I_z \ll I_x, I_y$. Quando lo spacecraft è progettato in questo modo, la coppia di controllo è piccola ed necessario uno smorzamento addizionale per rimuovere l'effetto pendolo dovuta al disturbo. (il satellite tende ad allineare l'asse di inerzia minima con la forza gravitazionale) Queste oscillazioni sono tipicamente controllate attraverso l'uso di magnetic hysteresis rods (barre di isteresi magnetica) o eddy current dampers (smorzatori di vortici di corrente). È possibile anche uno smorzamento attivo che offre una migliore performance. Il tipico modo per ottenere le proprietà di inerzia richieste dallo spacecraft è utilizzare un braccio avente all'estremità una massa relativamente pesante (parecchi kg). Questo braccio a "stelo aperto" (open stem) avrà notevole rigidezza laterale, ma piccola rigidezza

Dall'applicazione dell'equazione di Eulero sulla quantità di moto, l'integrale della coppia netta applicata per un periodo di tempo fornirà un dato valore di momento angolare totale immagazzinato a bordo della navicella spaziale, presente nella ruota o ruote rotanti, a seconda di quanti sono gli assi controllati. Quando le ruote girano al limite di velocità imposto dal motore, la ruota diventa "satura", e non può ulteriormente compensare le coppie esterne. Se si applicano ulteriori tali coppie, il veicolo spaziale si ruoterà. In pratica è auspicabile evitare il funzionamento di ruota di reazione a velocità prossima a quella massima sia per il controllo limitato che può fornire (limitato superiormente) sia a causa delle vibrazioni che è tipicamente sono generate da un motore elettrico funzionante a velocità massima.

- Una ruota reazione normalmente non gira fino a quando il veicolo spaziale non ha bisogno di essere riorientato o viene applicata una coppia esterna ad esso. Quando il veicolo spaziale deve modificare l'assetto o reagire a coppie esterne, una o più ruote sono fatte ruotare. Senza coppie esterne il momento angolare totale rimane costante. Così il momento angolare del veicolo spaziale più il momento angolare delle ruote di reazione danno luogo ad una grandezza vettoriale costante. All'aumentare della velocità di rotazione della ruota, il suo momento angolare aumenta. Ma la somma del momento angolare totale della ruota e della navicella deve sempre essere costante. Possiamo esprimere il momento angolare totale del veicolo spaziale come:
- $H_{tot} = H_{sc} + H_{rw}$
- Se una ruota reazione ruota, il suo momento angolare aumenta da un valore: ΔH_{rw}
- Perché il momento angolare totale deve rimanere costante, il momento angolare del veicolo spaziale deve diminuire automaticamente per compensarlo. Per conservare il momento, la sonda deve o rallentare la rotazione o iniziare a ruotare nella direzione opposta. In entrambi i casi, l'assetto del veicolo spaziale viene modificato semplicemente facendo ruotare una piccola massa.
- Perché le ruote di reazione possono solo immagazzinare, e non rimuovere, la somma delle coppie esterne agenti sulla navicella, è necessario periodicamente contrapporre alla navicella una coppia esterna antagonista per compensare il momento angolare accumulato. Il cosiddetto "smorzamento del momento angolare" questo può essere effettuato da torsori magnetici (utili in LEO) o da getti di controllo (in orbita alta o vicino a pianeti privi di campo magnetico). La torsione magnetica è preferibile, per via del fatto che se si utilizzano getti aumenta la complessità del sistema e sorgono problemi legati alle risorse limitate di gas da eiettare. Infatti, in molti casi in cui i getti devono essere utilizzati le ruote di reazione perdono gran parte della loro utilità intrinseca. Il progettista deve infatti bilanciare i loro limiti con le loro caratteristiche positive, tra cui precisione ed affidabilità, in particolare le versioni più recenti fanno uso di cuscinetti magnetici piuttosto che meccanici.
- Una ruota di reazione che opera attorno ad un asse dello spacecraft ha una logica di controllo semplice. Se viene rilevato un movimento indesiderato attorno ad un asse, viene azionata una ruota per ruotare per la compensazione. La coppia di correzione viene calcolata come opportunamente considerando l'errore di posizione e di velocità angolare. Cioè, più la sonda è fuori posizione, e più veloce ruota fuori posizione, maggiore sarà la coppia di correzione calcolata.
- Fintanto che tutti gli assi aventi ruote di reazione sono mutuamente ortogonali, la legge di controllo per ogni asse sarà semplice e lineare. Se si desidera però una ridondanza completa, si deve tenere in conto la conseguente richiesta di due ruote per ogni asse, che causa una diminuzione della potenza disponibile, un aumento del peso e della spesa. Un approccio più moderno è quello di montare quattro ruote reazione a forma di tetraedro, vincolando il moto di tutte le ruote a tutti gli assi spaziali. Qualsiasi terna di ruote può poi essere utilizzata per controllare la navicella. La quarta ruota sarà ridondante e consentirà il guasto di una ruota e l'aumento della velocità angolare

- Esecuzione di una corrente elettrica intorno ad un pezzo di metallo crea un elettromagnete. Questo elettromagnete interferisce con il campo magnetico della Terra cercando di allinearsi alle linee del campo magnetico, trascinando il resto della navicella con esso. I torsi magnetici offrono un modo per controllare l'assetto della navicella relativamente economico e semplice. Inoltre, siccome utilizzano corrente elettrica che è di solito disponibile, sono inesauribili, a differenza dei propulsori a getto. Tuttavia essi hanno due limiti principali: Poiché la loro efficacia dipende direttamente dalla forza del campo magnetico esterno, diventano meno utili in orbite più alte; Essi non sono molto precisi ($\pm 30^\circ$ è il meglio che può fare). Una nave spaziale orbitante a quote relativamente basse su un pianeta con un campo magnetico apprezzabile può fare uso efficace di torsi magnetici, in particolare per le manovre iniziali di acquisizione dell'assetto e per lo scarico di momento angolare in eccesso dalle ruote di reazione. Essi si dimostrano particolarmente vantaggiosi quando il carico di materiale per il getto è un impedimento per lo spacecraft o quando il gas di scarico che fuoriesce da tali getti potrebbe contaminare o danneggiare il veicolo spaziale. Un classico esempio in tal senso è la HST, essa deve avere lo specchio primario mantenuto il più pulito possibile. Come inconvenienti, i torsi magnetici hanno relativamente bassa accuratezza e possono interferire con altri componenti del veicolo spaziale.
- GETTI DI CONTROLLO
- I getti di reazione di controllo sono un mezzo comune ed efficace per il controllo di assetto di un veicolo spaziale. Sono comunemente usati su veicoli spaziali con equipaggio perché sono in grado di esercitare rapidamente grandi forze di controllo. Sono anche largamente usati su satelliti destinati ad operare in orbite in cui il campo magnetico sarà assente o quasi. I getti di reazione di controllo usano gas neutri (ad esempio, Freon o azoto) o idrazina sia sistemi monopropellenti o bipropellenti. Normalmente hanno un funzionamento on / off; essi non si prestano facilmente a controllo proporzionale, anche se questo è possibile utilizzando impulsi di durata diversa oppure utilizzando una combinazione di getti di controllo variabile. Di solito non è accettabile avere un solo getto funzionante per un dato asse di controllo, in quanto una sua rottura lascerà la navicella non controllabile. I sistemi di controllo a getto di solito richiedono propulsori ridondanti e quindi un sistema idraulico complesso. È un sistema molto costoso, sia per l'hardware che per il software. Inoltre, quando vengono utilizzati i getti per il controllo dell'assetto si causa anche una variazione dell'orbita a meno che venga introdotto una coppia pura da due getti opposti uguali in modulo
- Si dice sistema a gas caldo, quando l'energia è prodotta da una reazione chimica un sistema a gas freddo, quando l'energia è fornita dal calore latente di un cambiamento di fase o dal lavoro di un compressore senza un cambiamento di fase. Un sistema a gas freddo di solito si utilizza in piccoli veicoli spaziali
-
- DETERMINAZIONE DELL'ASSETTO
- La determinazione dell'assetto è il processo di derivazione che stima l'assetto del veicolo spaziale dai dati delle misure. Si noti che usiamo il termine "stima". La completa determinazione non è possibile; ci sarà sempre qualche errore.
- Vi sono due grandi categorie di misure dell'assetto. Il primo, cerca l'orientamento di un singolo asse della navicella spaziale (spesso, ma non sempre, l'asse di rotazione). L'altro cerca l'orientamento completo del corpo nello spazio. Questo può essere pensato come una determinazione ad asse singolo più una rotazione su tale asse.
- La determinazione dell'assetto monoasse si ha quando i sensori producono una misura della lunghezza dell'arco tra il puntatore del sensore e il punto di riferimento noto. Il punto di riferimento può essere il sole, la posizione del nadir, la luna, o una stella. Il punto cruciale è che è

SENSORI UTILIZZATI PER LA DETERMINAZIONE DELL'ASSETTO

Sun sensors: sono costituiti da un materiale che produce energia elettrica se illuminato dalle radiazioni solari. Misurando l'intensità di corrente prodotta è possibile definire l'angolo Θ con cui la radiazione solare investe la superficie illuminata (Θ è zero se la radiazione è perpendicolare alla superficie); la formula utilizzata per l'intensità di corrente è la seguente:

$$I = \alpha S W \cos \Theta \quad \text{con } \alpha \text{ un coefficiente, } S \text{ la superficie del sensore e } W \text{ l'intensità della radiazione.}$$

L'utilizzo della legge del coseno rende impossibile valutare se l'angolo sia positivo e negativo, inoltre nell'intorno dello 0 cioè in prossimità della direzione verticale, la variazione del coseno è minima rendono quindi difficile la determinazione dell'angolo Θ con precisione. Per ovviare a tali problemi tali sensori vengono sempre formati da più celle orientate opportunamente con un angolo uguale per ambedue le celle rispetto alla direzione verticale. Ciò fa sì che nel caso di radiazione verticale essa arrivi con lo stesso angolo nelle due celle, nel caso di scostamento da tale direzione, la radiazione arriva in modo differente potendo così valutare con precisione il valore (positivo o negativo). Tale collocazione migliora anche l'utilizzo dei sensori per particolari angolazioni delle radiazioni che nel caso di cella unica non venivano rilevate. Solitamente tali sensori sono analogici ma esistono anche tipologie digitali. Nel caso di sistema digitale vi è una "maschera" messa al di sotto della cella che in base alla parte colpita dalla radiazione mi rilascia un 1 o 0 logico. Attraverso questo procedimento si ottengono una serie di 5 bit, di cui ogni combinazione corrisponde ad una possibile angolazione rispetto alla superficie della cella. Vi sono dei casi in cui, se il segnale non arrivasse lineare nella maschera, si colpirebbero parti che rilascerebbero un bit differente, modificando quindi nel complesso l'informazione presente nei 5 bit. Ciò può diventare veramente problematico nella parte centrale, in cui questo effetto potrebbe generare una modifica di 4/5 dell'intero segnale (VEDI SCHEMA DELLE MASCHERE A PAG 4). Per limitare questo tipo di errore si utilizza un altro tipo di "maschera" il cui codice generato viene chiamato Gray Code. Sono sensori semplici e abbastanza accurati e possono misurare sia uno che due angoli rispetto alla luce del sole. I loro principali difetti sono le eclissi nelle orbite basse e il fatto che devono avere campo di vista libero per le misure.

Star sensor: sono i sensori più comuni per le missioni ad elevata precisione, sono infatti dei sensori molto precisi. Sono sostanzialmente delle telecamere che inquadrano il "cielo" e quindi una certa quantità di stelle. La loro funzione è proprio la comparazione tra foto di stelle appena effettuate e foto "da catalogo" presenti in memoria. Tale confronto deve avvenire sia in termini di posizione che di angolazione. Se sulla foto appena fatta si riconosce una certa costellazione tra le foto presenti in memoria, la quale rispetto ad un riferimento noto ha una certa posizione nello sfondo e una certa angolazione, si può valutare di quanto questi parametri variano rispetto alla foto appena effettuata. Le loro elevate prestazioni sono però accompagnati da elevati costi, anche se non sono esenti da problemi. Uno di questi è il fenomeno di blinding, cioè se la foto effettuata avviene in vicinanza del Sole o altri corpi ad elevata luminosità come la Luna, essi oscurano le altre stelle non avendo più riferimenti. Un altro problema sono le tempeste solari che creano scintille che nelle foto vengono scambiate per stelle, le quali non verranno mai riscontrate tra le foto in memoria; può inoltre capitare che si inquadri una porzione di cielo nera priva di stelle, e questo solitamente accade se si utilizza un'apertura focale molto stretta. Possono poi avvenire problemi tecnici come ad esempio il guasto dei pixel. Un'altra cosa da considerare è la scelta della sensibilità della fotocamera poiché troppo elevate potrebbe rilevare troppe stelle nella foto confondendo le costellazioni per il confronto, mentre una scarsa sensibilità potrebbe rendere le foto troppo scure rilevando poche stelle e quindi non confrontabili. Possono essere utilizzati solo in satelliti particolarmente stabili.

Accelerometro: non viene utilizzato nello spazio per valutare l'assetto, permette di valutare l'accelerazione a cui è soggetto il corpo su cui è applicato; funzionano con lo stesso criterio di una massa collegata ad una molla che si schiaccia se la massa è soggetta ad un'accelerazione, di un valore proporzionale al valore della massa e dell'accelerazione.

Inertial Measurement Unit (IMU): è un dispositivo formato da un insieme di accelerometri e giroscopi, a volte anche magnetometri che mi permette di valutare assetto, velocità e orientamento dello spacecraft. Molto utilizzato poiché permette di avere molti più sensori in un dispositivo miniaturizzato.

CARATTERISTICHE DI ACCURATEZZA DI OGNI SENSORE

- Sun sensor → accuratezza dell'ordine di 0,01 – 0,1 gradi (semplice, affidabile, economico e con un utilizzo ad intermittenza);
- Sensori di orizzonte → accuratezza dell'ordine di 0,02 – 0,03 gradi (costoso, dipendente dall'orbita);
- Magnetometro → accuratezza dell'ordine di 1 grado (economico, utilizzo a basse quote, copertura continua);
- Star sensor → accuratezza dell'ordine di 0,001 gradi (costoso, pesante, complesso e molto preciso);
- Giroscopio → accuratezza dell'ordine di 0,01 gradi orari (molto utilizzato e costoso).

La determinazione dell'assetto viene quindi attraverso una combinazione tra i parametri rilevati da questi sensori e un modello matematico. Teoricamente l'assetto può essere espresso con una matrice di rotazione o tramite i quaternioni quindi l'algoritmo deve considerare almeno 2 vettori in ingresso. Siccome è noto solo un vettore si parla di stima dell'assetto e non di determinazione. Esistono principalmente due metodi di stima:

- Soluzione statistica / deterministica: questo metodo ha bisogno di almeno due misure di vettori ottenute allo stesso tempo per determinare i tre assi di assetto.
- Stima ripetitiva di algoritmi: l'utilizzo di algoritmi che combinano un insieme di misurazioni recenti e passate. Un esempio è il Kalman filter. Il filtro Kalman è un algoritmo che usa una serie di misure osservate nel tempo, che contiene rumore (variazione a random), e altre inadeguatezze, e produce stime di variabili non note che tendono ad essere più precise di quelle basate solo su una singola misura. Più formalmente, il filtro Kalman opera ripetutamente su flussi di dati disturbati in ingresso per produrre una stima statisticamente ottimale dello stato del sistema. Grazie alle sue proprietà è un filtro ottimale anche perché caratterizzato dal fatto che tutti i termini di errore e di misura hanno una distribuzione gaussiana. Il filtro Kalman può essere scritto come un'equazione singola, ma solitamente è definito con due fasi distinte "predict" e "update":
 - La fase "predict" usa lo stato stimato nel tempo corrente per produrre una stima della condizione futura.
 - Nella fase di "update" si usa la stima ottenuta dalla fase di "predict" e la si combina con informazioni del tempo corrente per affinare lo stato stimato. Questo stima migliorata termina la stima effettuata in precedenza.

In generale noi possiamo individuare le seguenti modalità di controllo:

- Mantenimento della velocità angolare: il satellite dovrà mantenere la stessa velocità angolare.
- Detumbling: il satellite dovrà attenuare l'energia cinetica così da consentire oltre alla comunicazione anche un corretto funzionamento dei sensori e dei pannelli solari;
- Acquisizione dell'assetto: il satellite dovrà acquisire velocità angolare e assetto;

GUIDANCE NAVIGATION AND CONTROLL SUBSYSTEM – GNC

Il GNC è un sottosistema che ha il compito di mantenere e/o cambiare la posizione e la velocità dello spacecraft. Deve quindi conoscerne il comportamento generale, osservare il comportamento corrente (attraverso dei dispositivi come i sensori vari), decidere il da farsi (attraverso il controllore) e agire (attraverso gli attuatori). Le funzioni principali sono la navigazione (funzione legata al concetto di determinazione dell'orbita) e guida e controllo cioè un controllo dell'orbita come ad esempio un mantenimento. Possiamo pensare il GNC molto simile al ADCS, in quanto ambedue misurano un parametro rispetto al baricentro e cercano di mantenerlo costante, velocità o assetto rispettivamente. Entrambi hanno dispositivi che capiscono dove si trova il veicolo, sanno dove deve dirigersi e come, azionano gli attuatori in maniera adatta all'obiettivo. Spesso per il controllo e la determinazione dell'orbita si parla di ODCS (Orbit Determination and Control Subsystem), sottosistema che misura e cerca di mantenere corretta la posizione del baricentro del veicolo. Spesso si parla di ADCS e GNC come due componenti che determinano il sistema di controllo, in altre situazioni si considera invece il GNC come un insieme di ADCS e di ODGS.

Come per il ODGS, vi è la possibilità di valutare il parametro desiderato, in questo caso la velocità e si utilizza un sistema di navigazione inerziale (un dispositivo formato da accelerometri e giroscopi molto precisi) per misurarla istantaneamente. Nota la velocità si confronta con quella desiderata per gli scopi della missione, e se vi è un errore tra questi due valori, si cerca di annullarlo attraverso un comando su degli attuatori che mi generano una forza sullo spacecraft e quindi un'accelerazione. Tra tutti i disturbi associati al GNC troviamo disturbi esterni come la resistenza atmosferica, le radiazioni solari ma anche l'effetto del terzo corpo (il fatto che durante la dinamica del satellite viene considerato solo Terra e satellite e non i contributi dovuti al terzo corpo come la Luna ad esempio) e un ulteriore disturbo legato al fatto che la Terra è schiacciata ai poli. Ma anche disturbi interni come la distribuzione di massa, o forze e spinte generate.

Attraverso il processo di determinazione dell'orbita, dopo aver calcolato un set di posizioni e velocità dello spacecraft, è possibile valutare tutti i parametri dell'orbita e predire la posizione futura dello spacecraft. Ci sono due tipologie di determinazione dell'orbita:

- Determinazione dell'orbita in real-time: si determina una ottima stima su dove il satellite si trova in quel determinato istante; la determinazione definitiva dell'orbita è la stima di tutti i parametri caratterizzanti l'orbita ottenuta con tutti i parametri necessari
- Propagazione dell'orbita: attraverso l'integrazione di un'equazione del moto si valuta dove il satellite si troverà nel futuro. È utilizzata per dirigere le operazioni da compiere.

Stazioni di terra in giro per il mondo, rilevano le informazioni; quando tutte le informazioni sono disponibili si riesce facilmente a definire un'ottima stima dell'orbita che sarà poi utilizzata per processare i dati del payload nelle missioni scientifiche e di osservazione. La migliore stima dell'orbita viene utilizzata per programmare le operazioni successive. Per la determinazione dell'orbita ci sono quindi passi fondamentali da definire: la sorgente e la tipologia dei dati (ad esempio se l'origine dei dati viene dalla stazione di terra o dallo spazio o direttamente da un sottosistema interno dello spacecraft), l'algoritmo che mette insieme queste informazioni per definire l'orbita, e il computer che gestisce tutte queste informazioni. In linea di massima quindi i dati possono essere forniti: dalla stazione di terra, dal pacchetto di sensori IMU, dalle altre tipologie di sensori come gli star sensors, attraverso la comunicazione crosslink tra satelliti, tramite il GPS, o con il TDRS tracking ecc..

- Ground tracking: è la modalità tradizionale per ottenere informazioni sull'orbita di un satellite; attraverso l'uso di un radar o semplicemente ricevendo i segnali di telemetria dello spacecraft. In

- Stellar Refraction System: modalità che basa le misure su assetto e orbita in funzione dell'interazione tra la luce stellare e l'atmosfera terrestre; molto preciso (dell'ordine dei 100m), ma mai utilizzato poiché mai pienamente sviluppato.
- Si può inoltre utilizzare una combinazione tra sensori di Terra e star sensors; confrontando le posizioni della Terra, e dello spacecraft rispetto ad una stella fissa, è possibile definire la posizione dello spacecraft rispetto alla Terra e quindi il suo assetto.
- Landmark Tracking: modalità utilizzata anche per la determinazione dell'orbita; utilizza i dati forniti da payloads di satelliti di osservazione ma non è mai stato utilizzato effettivamente come un normale metodo per la navigazione dei satelliti, dovuto in parte alla difficoltà di stabilire un'identificazione automatica e chiara del punto di riferimento assicurando all'accuratezza del tracking anche in presenza di tempo avverso o condizioni di poca visibilità.

CONTROLLO DELL'ORBITA

Molti piccoli spacecraft non richiedono il controllo dell'orbita e non hanno infatti un sistema di propulsione. Il loro vantaggio è sicuramente in termini di riduzione di costo, peso e complessità. Tali spacecraft, non appena vengono sganciati dal veicolo di lancio non possono più effettuare alcuna modifica dell'orbita e sono inesorabilmente soggetti alla resistenza aerodinamica e a tutti i disturbi che generano un decadimento dell'orbita. L'unico modo per correggere l'orbita è l'uso di Orbiter o veicoli adibiti a modificare l'orbita di un altro spacecraft. Varie motivazioni per il quale è necessario il controllo dell'orbita:

- In generale il controllo dell'orbita è necessario in funzione alle richieste della missione e se essa è quella di ottenere una specifica orbita o posizione a fine missione (es missioni di esplorazione o intercettazione di altri satelliti)
- Superare perturbazioni
- Mantenere un orientamento relativo agli altri satelliti della costellazione
- Trasferimento durante la fase iniziale, ad esempio un trasferimento verso l'orbita GEO avviene con una serie di manovre a partire dall'orbita LEO; tali manovre diventano sempre più lente e precise quando ci avviciniamo alla posizione finale. Spesso infatti sono necessario motori differenti per effettuare queste manovre ad intensità diverse.
- Riformulazione degli obiettivi da realizzare.
- Manovre di rientro o di fine vita del satellite (disintegrazione in atmosfera)
- Manovre di mantenimento dell'orbita, in primis richieste nel caso di costellazioni di satelliti che hanno un certo schema nello spazio. Le cause principali dell'alterazione dell'orbita sono i moti millenari la resistenza aerodinamica. Mantenere l'orbita di ciascun satellite serve a prevenirne le collisioni tra i satelliti stessi. In questo caso si utilizza lo station-keeping relativo, in quanto si cerca di mantenere i satelliti alla stessa posizione relativa uno dall'altro, garantendone quindi la non collisione, ma non garantendone la posizione assoluta. La posizione assoluta del satellite rispetto alla Terra viene garantita attraverso lo station-keeping assoluto.

Cambiare uno o più parametri caratteristici dell'orbita. Per fare ciò si agisce (attraverso il sistema di propulsione) sulla velocità dello spacecraft variandone l'intensità e/o la direzione. Nota la velocità attuale dello spacecraft si genera una determinata variazione di velocità necessaria per ottenere sia in intensità che in direzione la velocità desiderata. Essendo l'azionamento dei propulsori piccolo rispetto al periodo orbitale si può considerare la variazione di velocità come un impulso. Con queste ipotesi si considera il satellite fermo durante il cambio di velocità. Il punto in cui viene effettuato il cambio di

caldo prodotto viene espanso attraverso gli ugelli generando un impulso specifico dell'ordine di 200-250 s. Il propellente è adeguatamente immagazzinato come un liquido avendo punto di congelamento a 275 K e di ebollizione a 387 K, in serbatoi sotto la pressione di un gas inerte come l'azoto o l'elio. I livelli di spinta generati per il controllo dell'orbita arrivano anche sui 10 N. Tali sistemi sono molto impiegati per i satelliti di comunicazione in orbita GEO.

- Liquido bi-propellente: alta efficienza e elevata spinta; utilizzato nel caso di grandi spacecraft in orbita GEO per missioni di telecomunicazione; si utilizza cherosene o idrogeno, spesso anche un rapporto tra monometileidrazina e triossido di azoto che permette un impulso anche di 300 secondi. Utilizzando propellenti molto potenti la loro gestione deve essere molto accurata per la sicurezza della missione
- Propellente solido: il combustibile solido viene fatto bruciare ed accelerare in degli ugelli, caratterizzato da una media efficienza ma elevata spinta; non può essere fermato e fatto ripartire. In media pesano più di 1000kg ma bruciando per circa 40 secondi permettono di produrre una spinta dell'ordine di 69 kN generando un incremento di velocità necessaria di circa 2 km/s.
- Ibrido (solido o liquido): un tecnologia ancora poco testata, caratterizzato da un'efficienza media ma un'elevata spinta prodotta.
- Elettrico: tipici per avere un'elevata efficienza ma una scarsa spinta prodotta; richiedono un'elevata quantità di potenza elettrica.

- Data Rate → quantità di informazioni che vengono trasmesse o ricevute nell'unità di tempo, mi indica la velocità della comunicazione.
- Link Availability → cioè la disponibilità del link, il quale indica il rapporto tra il tempo in cui la connessione è effettivamente disponibile e quello calcolato teoricamente.
- Tempo di accesso al link → tempo legato al tracking del satellite cioè il tempo necessario all'avvio della comunicazione.
- Threats → cioè le "minacce", tutto ciò che impedisce o compromette la comunicazione come ad esempio nuvole e pioggia.

COPERTURA

Con copertura intendiamo l'aria della superficie terrestre che può essere raggiunta da un segnale trasmesso da un satellite o da una costellazione di satelliti. Oltre alla zona immediatamente sottostante al satellite, bisogna considerare anche il raggio di apertura dell'antenna del satellite che mi delimita una determinata area geografica della superficie terrestre. Questo parametro, definito il beams dell'antenna può essere opportunamente scelto a priori per garantire una copertura su misura al caso della missione.

Nel caso di satellite in orbita GEO (quindi ad elevate distanze dalla Terra circa 35 790 km di quota) ci troviamo nello spazio profondo che genera elevate perdite nella propagazione del segnale che devono essere compensate dalla stazione di terra, la quale dovrà avere: elevato guadagno dell'antenna (elevato diametro e performance elevate) e dovrà quindi essere poco sensibile al rumore e alle interferenze, molto sensibile in ricezione e potente in trasmissione.

Possiamo distinguere coperture globali, dove il sistema di comunicazione può operare su tutto il pianeta; la più famosa organizzazione è la INTELSAT, organizzazione mondiale per la comunicazione satellitare.

Vi è anche un sistema di comunicazione regionale ad esempio per una determinata area geografica; un esempio è la EUTELSAT (European Telecommunications Satellite Organization).

Ed infine vi può anche essere un sistema di comunicazione satellitare nazionale, specifico per una determinata nazione; utilizzato in quelle nazioni che hanno una sistema satellitare, e terrestre molto competitivo. Serve soprattutto per nazioni con grandi superfici.

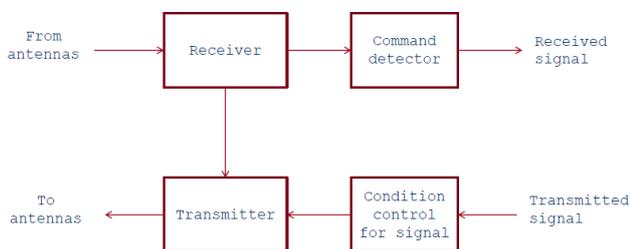
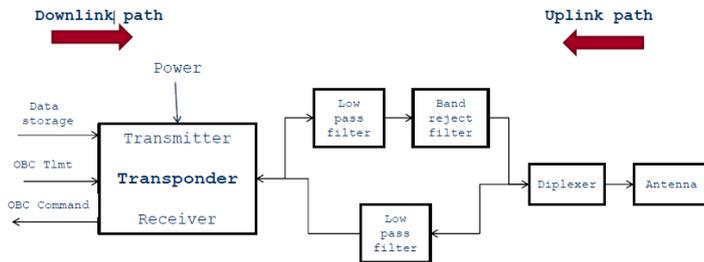
Multiple access: quando l'accesso ad una risorsa può avvenire da parte di più utenti indipendenti, si parla di risorsa condivisa ed è necessaria l'implementazione di particolari protocolli di accesso multiplo. Distinguiamo due tipologie:

- TDMA (Time Division Multiple Access): Nel protocollo TDMA, l'asse temporale è suddiviso in frames di durata fissata e a loro volta suddivisi in un numero fisso di intervalli più piccoli denominati slots. Ogni slot in una particolare posizione all'interno del frame è assegnato ad un utente. Ciascun utente, può quindi trasmettere per un periodo di tempo pari ad uno slot ad intervalli pari alla durata di un frame, in questo tempo, esso ha a disposizione tutta la banda del sistema.
- FDMA (Frequency Division Multiple Access): La tecnica FDMA prevede la suddivisione della banda disponibile in un certo numero di sottobande uguali ognuna centrata intorno ad una frequenza che identifica il canale. Ciascuna sottobanda è concessa ad un solo utente che ne detiene il controllo per tutta la durata della connessione.

Ritardo della comunicazione: un altro parametro da tenere in considerazione è il ritardo durante la comunicazione che dipende fortemente dalla distanza del satellite dalla Terra; ad esempio in orbita GEO, a causa delle elevate distanze, la propagazione del segnale tra satellite e stazione si ha in 275 ms.

I parametri che caratterizzano la progettazione di un COM SYS sono:

la tipologia di segnale con l'originale informazione che era in ingresso al precedente modulatore. Un dispositivo tipico che può fare queste operazioni è un modem (chiamato così da MODulator – DEModulator). La scelta della tipologia di modulazione dipende da vari parametri come i costi complessivi, la complessità del sistema, la difficoltà di acquisire il segnale, la vulnerabilità alle interferenze ecc.



Il transponder è un dispositivo automatico che riceve, amplifica e ritrasmette un segnale su una frequenza differente. Solitamente provvede ad un'amplificazione grossomodo di 100-110 dB che avviene in due stadi: prima un'amplificazione di basso livello in un ricevitore a banda larga, seguita da un'amplificazione di alto livello attraverso un amplificatore di alta potenza (HPA) posto nel sottosistema di canalizzazione. Un'altra tipologia di amplificazione del transponder può avvenire con l'utilizzo di un Low Noise Amplifier (LNA), un amplificatore elettronico utilizzato per amplificare un segnale molto debole (come quello catturato da un antenna).

La potenza e la massa sono caratteristiche chiave di un satellite di trasmissione. Tra le varie tipologie di trasmettitore troviamo o quelli allo stato solido, o i wave tube amplifier. I trasmettitori allo stato solido sono sicuramente di dimensioni minori ma richiedono una maggiore potenza in ingresso rispetto alla seconda tipologia. In linea di massima si utilizzano i trasmettitori allo stato solido per potenze in ingresso di 5-10 W. I trasmettitori a stato solido sono anche più affidabili.

CARATTERISTICHE DELLE ANTENNE

L'antenna è un trasduttore designato a trasmettere e ricevere onde elettromagnetiche, la quale le converte in corrente elettrica (o viceversa). Un'antenna è fisicamente un insieme di conduttori che generano un campo di radiazioni elettromagnetiche in risposta ad una tensione alternata in uso e all'associata corrente elettrica alternata. Tra le antenne distinguiamo quelle omnidirezionali (emettono segnali ugualmente in ogni direzione) da quelle direzionali (che emettono segnali maggiormente in una direzione rispetto ad un'altra). Tra i parametri caratteristici delle antenne

- frequenza di risonanza
- capacità di rilevamento
- guadagno
- diagramma di radiazione

struttura, basse perdite nella linea di trasmissione, la forma del sub riflettore incrementa l'efficienza);

- Antenne array (anche chiamate antenne a schiera) sono un insieme o allineamento di antenne tutte identiche, disposte linearmente (su una linea) o planarmente (su un piano) ed equi-orientate. Il vantaggio di usare una configurazione a schiera sta nella possibilità di ottenere un diagramma di radiazione configurabile quasi a piacere, variando le ampiezze e le fasi delle singole antenne componenti. Sono però molto costose e pesanti con elevati valori di EIRP ottenuti dai molti piccoli trasmettitori; ciascun componente dell'antenna si comporta come una piccola antenna parabolica e quindi deve essere alimentato singolarmente
- Antenna dipolo è formata semplicemente da due tubi puntati in opposte direzioni, collocati o verticalmente o orizzontalmente. Per la sua semplicità è spesso utilizzata come modello di riferimento per le altre antenne. Tale tipologia è considerata omnidirezionale lungo il piano perpendicolare all'asse dell'antenna, mentre una propagazione nulla nella direzione dell'asse. Il suo guadagno dipende dalla lunghezza, in media è di circa 2-8 dB.

LINK DESIGN

EIRP (Effective Isotropic Radiated Power) è un parametro che caratterizza un sistema trasmettente; è funzione della potenza della trasmissione, delle perdite iniziali nel passaggio da trasmettitore ad antenna e dal guadagno dell'antenna. Si esprime in dB se si effettua la somma tra questi parametri (espressi singolarmente in dB), mentre in W se si effettua il prodotto (con il guadagno espresso come rapporto tra potenze). Si può avere un valore analogo di EIRP pur trovandosi in situazioni diverse, ad esempio o con elevata potenza e basso guadagno (area di copertura limitata), o il viceversa (area di copertura elevata).

$$EIRP = P * G * \eta$$

LINK BUDGET

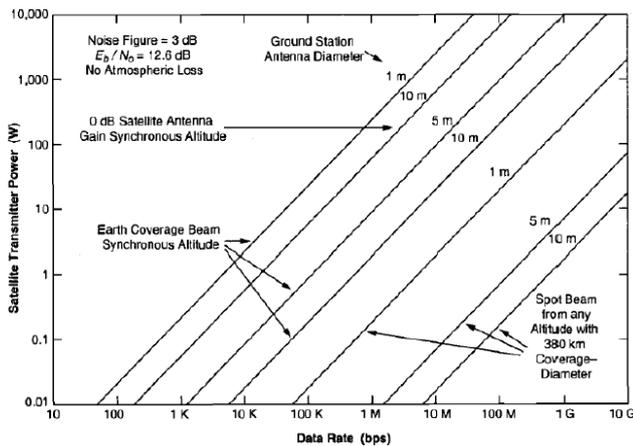
È uno strumento per valutare quali sono le prestazioni del COM SYS per garantire il collegamento tra segmento terra e segmento spazio. Il parametro che si va a valutare è il rapporto segnale/rumore attraverso questa relazione:

$$\frac{E_b}{N_0} = \frac{P L_l G_t L_s L_a G_r}{k T_s R}$$

Con:

- E_b/N_0 è il rapporto tra l'energia in ricezione per bit (E_b) sulla densità di rumore (N_0);
- P è la potenza del trasmettitore;
- L_t è la percentuale di perdita da trasmettitore ad antenna;
- G_t è il guadagno dell'antenna trasmettente;
- L_s è la percentuale di perdita nello spazio fisico;
- L_a è la percentuale di perdite che si hanno durante la trasmissione (ad esempio attenuazione dipendenti dall'atmosfera);
- G_r è il guadagno dell'antenna ricevente;
- K è la costante di Boltzmann

- Tracciamento: informazioni dell'ordine di qualche migliaio di byte e trasmesse ad una velocità di qualche migliaio di bit al secondo. Serve infatti comunicare la posizione del satellite nell'orbita.
- Data Collection: comunicazione dei dati raccolti dal satellite, tipica funzione per i satelliti di remote sensing o per missioni scientifiche, la grandezza delle informazioni varia in base al tipo di dato ad esempio se un valore o una foto ecc, la velocità arriva anche a qualche megabit al secondo. Dato il grande valore dei dati solitamente un processore sul satellite calcola quali dati conviene inviare (e quale sia il formato più efficiente in base ai requisiti della missione).
- Data Relay: quei satelliti che hanno la funzione di far rimbalzare il segnale verso un'altra destinazione (utilizzo dei trasponder il cui calcolo del data rate dipende dal valore del bandwidth e dal numero dei trasponder); la velocità è dell'ordina di qualche megabit al secondo.



Al crescere del data rate aumenta la potenza di trasmissione necessaria (per la stessa tipologia di antenna all'aumentare del diametro dell'antenna aumenta il data rate a parità di potenza di trasmissione). La potenza di trasmissione e il data rate sono indipendenti per un frequenza compresa tra 200 MHz e 20 GHz.

TEMPERATURA DI RUMORE DEL SISTEMA

T_s è la somma di tutti i contributi individuali di rumori dalle varie sorgenti. Per quanto riguarda di T_{ant} (antenna noise temperature) la sorgente di rumore originata davanti l'apertura di un'antenna, tra i possibili rumori generati sono inclusi:

- Rumori dovuti alle galassie;
- Rumori dovuti alla propagazione del segnale tra nuvole e pioggia;
- Rumori associati all'attività solare;
- Rumori dovuti alla presenza della Terra;
- Rumori generati dall'uomo;
- Rumori dovuti alle costruzioni o oggetti vari;
- Rumori associati alla temperatura dello spazio profondo

Tali rumori hanno un'influenza sul segnale in funzione alla frequenza del segnale stesso (FIGURA PAG 40). In generale a basse frequenze si hanno valori di rumore maggiori per quelli associati all'uomo o alle galassie esterne, o all'atmosfera (ma quest'ultimi si riducono drasticamente all'aumentare della frequenza del segnale). Per frequenza molto elevate dell'ordine dei 10/100 GHz sono maggiormente intensi di rumori dovuti all'attività solare.

8) COMPUTER SYSTEM

Il computer system rompe i tradizionali confini dei sottosistemi. Oggi i computer systems sono una parte integrale di quasi ogni sottosistema di bordo dello spacecraft. In molti casi i sottosistemi non usano computer se non vanno incontro a richieste di missione. Comunque in molti casi, i compiti che definiscono le richieste e i costi associati di un computer system sono maggiori che nel passato.

Definizioni associate ad un computer system:

- **Embedded Systems:** un processore integrato che provvede ad un controllo in tempo reale come un componente di un grande sistema spesso dotato di un'interfaccia non diretta con l'utilizzatore.
- **Real – Time Processing:** trasporto e trattamento delle informazioni nel tempo in cui accadono gli eventi o quando le informazioni vengono create. Tipicamente le elaborazioni integrate o quelle di bordo sono in tempo reale.
- **Hard Real – Time:** richieste precise tempistiche per realizzare i loro risultati, e il superamento di tali confini temporali ha gravi conseguenze. Un esempio include i software per il controllo dell'assetto e la telemetria in down link.
- **Soft Real – Time:** richiesto solo che i compiti vengano realizzati in modo tempestivo, il superamento dei confini temporali genera un degradamento continuo delle prestazioni. Un esempio è il software di controllo dell'orbita o i collegamenti di housekeeping.
- **Operating System Software:** gestire le risorse dei computer come i dispositivi di input/output, le memorie e la programmazione di software applicativi.
- **Application Software:** specifici software di missione che lavorano su richiesta per l'utilizzatore o per la missione piuttosto che in supporto del computer.

Il C&DH (Command and Data Handling System) compie due importanti funzioni:

- Riceve, valida, decodifica e distribuisce i comandi agli altri sistemi dello spacecraft;
- Raccoglie, processa e formatta le informazioni di terra e di missione dello spacecraft attraverso una linea down link o utilizzando un computer di bordo

Vi sono però ulteriori funzioni che possono svolgere gli equipaggiamenti dello C&DH: il timekeeping dello spacecraft, il monitoraggio delle condizioni del pc, le funzioni del sistema di controllo dell'assetto, e il mantenimento di un orologio. Le dimensioni del C&DH sono direttamente proporzionali dalla complessità dello spacecraft.

Oltre alle loro funzioni indipendenti combinazioni di comandi e la gestione dei dati in un singolo sottosistema forniscono un aiuto efficiente per il controllo autonomo delle funzioni dello spacecraft. Un microprocessore può inviare comandi e dati attraverso una singola interfaccia con il C&DH system, permettendo il controllo di sottosistemi multipli.

C&DH – COMMAND PROCESSING

Bisogna fare tre importanti considerazioni per classificare i comandi:

- Il numero di canali in uscita dei comandi;
- Requisiti per i comandi in memoria
- Requisiti per i comandi del processore

granularità si intende il livello di dettaglio dei dati salvati; più alto è il livello di dettaglio e più bassa è la granularità e viceversa), la stabilità, un'incertezza accettabile (un'incertezza che può essere causata dalla natura non sincronizzata dei processori; un'elevata priorità di un altro processo può ritardare l'aggiornamento dell'orologio digitale).

- **Computer Watchdog:** quando il computer di uno spacecraft è usato per fornire capacità decisionali in orbita, è normale procurare un metodo per determinare una failure indipendente del computer, dello stesso processore: watchdog timer (timer guardiano). Il watchdog timer controlla che gli hardware e software del computer funzionano come pianificato. Tipicamente i sottosistemi utilizzano uno o più timer che devono essere resettati dal computer di bordo principale per evitare di andare fuori tempo. Il computer resetta il timer attraverso la scrittura di un nuovo orario. Se ciò non viene effettuato prima del time-out, il watchdog deve eseguire una predeterminata azione di recupero. Essa può essere un'interruzione delle funzioni che viene mantenuta fino a contordine deciso da terra.
- **Attitude Control System Functions:** le funzioni integrate del controllo dell'assetto all'interno del sistema C&DH possono ridurre le richieste di hardware dello spacecraft con un vantaggio per il C&DH che è disponibile per altri sottosistemi. L'integrazione dei comandi, la telemetria, le funzioni dei computer di bordo permettono il monitoraggio e il controllo attraverso canali di interfaccia specifici al controllo dell'assetto. Questi canali possono essere ad elevata corrente, elevata accuratezza e altre speciali richieste di interfaccia. In alcuni casi, la sezione di controllo dell'assetto provvede al solo segnale di controllo mantenendo la potenza necessaria per il moto all'interno dei sottosistemi.
- **Spares:** si sviluppa una stima delle quantità di canali di input e output. Sfortunatamente, la quantità di canali di input e output tende ad aumentare non appena lo spacecraft diventa più complesso. Perciò è normale includere durante la progettazione 10/25% di canali addizionali messi per ovviare alla naturale crescita del numero dei canali necessari. Molti hardware incrementano il costo, le dimensioni, il peso e la potenza del sistema.

REQUISITI E VINCOLI

- **Requisiti di missione:** necessità del cliente (militari, scientifiche, commerciali), numero di satelliti (singolo, multipli, costellazioni), numero e collocazione delle stazioni di terra, livello di autonomia, requisiti di sicurezza;
- **Requisiti del sistema di elaborazione:** capacità funzionali, suddivisione dei trattamenti (payload vs spacecraft, on board vs ground), caratteristiche fisiche (dimensione, peso, potenza, temperatura, radiazioni), comandi di protezione e criptaggio, modalità operative;
- **Requisiti del computer:** throughput (capacità di trasmissione), memoria, durezza delle radiazioni, strumenti di sviluppo, disponibilità dei software COTS, disponibilità di un modello ingegneristico;
- **Requisiti addizionali:** testabilità, praticabilità, fruibilità, affidabilità, flessibilità, manutenibilità, intercambiabilità, sostituibilità.

Come con tutti i sottosistemi, un sottodimensionamento delle specifiche del computer system è molto costoso da correggere.

In generale il computer system può essere suddiviso in tre classi: un sistema con singola unità, multipla unità o sistema distribuito. L'affidabilità spesso riguarda solo la possibilità di raddoppiare la dimensione degli hardware se noi richiediamo una ridondanza dei sottosistemi del C&DH. Per quanto riguarda l'affidabilità del C&DH si può agire solo sulla ridondanza e la qualità dei componenti.

- Architettura del Bus - Centralizzata

L'architettura con bus è un ibrido tra architettura centralizzata e distribuita; i processori condividono il bus e contemporaneamente l'elaboratore centrale non viene sovraccaricato di processi diversi sono i protocolli di gestione del bus per la comunicazione dei dati

PRO: i dati delle trasmissioni sono noti; ciò quali riduce i test mentre si incrementa l'affidabilità.

CONTRO: tutti i componenti devono essere sviluppati una specifica interfaccia fisica come fossero componenti elettrici.

- Architettura del Bus - distribuita

Tutti i software si trovano nel disco rigido dei processori. Durante le fasi di varie missioni i software che sono operativi, possono essere differenti rispetto a quelli resi operativi durante altre fasi di missione.

Questa architettura di sistema provvede ad alti livelli di ridondanza. I processori centrali possono essere usati per il trattamento dei dati e comandare gli attuatori in base alle richieste. Anche in questo caso sono necessari protocolli per la gestione dei dati nel bus.

PRO: elevata affidabilità: i differenti elaboratori di dati possono essere usati adeguatamente singolarmente come richiesto.

CONTRO: è richiesta una maggiore complessità dei test poiché il sistema può riconfigurare se stesso dato che i moduli del software sono assegnati per il trattamento delle risorse.

Parametri per stimare le dimensioni e la capacità di trasmissione del software:

- dimensione del software --> numero di parole in memoria
- throughput (capacità/tempo di trasmissione) --> dipende dalla velocità di clock e dalla tipologia di istruzione (MIPS)

Per valutare l'architettura di un hardware è importante conoscere il programma di riferimento (uno specifico software che contiene uno specifico mix di istruzioni così che molti computer possono essere confrontati con una misurazione standard delle prestazioni).

Nota 1: il software stimato sarà doppiamente confrontato con il software finale perché nella prima fase è più facile soddisfare le richieste incerte con le soluzioni dei software piuttosto che con quelle del hardware.

Nota 2: noi si dovrebbe tentare di usare tutta la memoria disponibile o la capacità di trasmissione (throughput) una buona stima della parte utilizzabile potrebbe essere il 70% .

Funzioni di un On Board OS

Executive: è un codice che amministra e organizza le applicazioni dei software e altre funzioni del sistema operativo;

Run-time kernel: software che normalmente supporta i linguaggi di elevato livello

I/O handler: controllo il flusso di informazioni da e verso il processore, come il pacchetto di informazioni di una specifica interfaccia;

Utilities: sono software di routine i quali utilizzano parecchie funzioni, ad esempio i differenti componenti di un software applicativo (application software) in un singolo processore possono accedere ad un set di operazioni matematiche chiamato math utilities.

Built-in test: un software che provvede a test iniziali, periodici o continui per gli elementi del computer sotto il controllo del software o firmware (programma originale installato in un dispositivo)

questi software di diagnostica oltre ad identificare i guasti, li isola.

Guasti Tollerabili:

Solitamente per garantire che le informazioni richieste siano sempre disponibili per il sistema viene utilizzata la ridondanza dei componenti critici. Si può fare ciò

- duplicando i componenti
- compiendo le stesse mansioni sia nello spacecraft sia nella stazione di terra

GROUND CONTROL SYSTEM

Il ground control system consiste in una stazione di terra e in un centro di controllo che lavorano insieme per garantire il giusto supporto allo spacecraft. La stazione di terra si occupa della vera e propria comunicazione con il satellite, quindi acquisire le informazioni di missione dallo spacecraft e trasferire allo spacecraft quelle degli utilizzatori; mentre il centro di controllo è il luogo adibito a prendere tutte le decisioni inerenti alla missione, e quindi anche quali informazioni comunicare al satellite. In generale le loro funzioni principali sono di supporto costante allo spacecraft e al suo payload (controllare comandare e monitorare lo stato dello spacecraft, controllare l'orbita e l'assetto) e interagire con gli utilizzatori (fornire dati, ricevere e richiedere comandi) analizzare la telemetria e mantenere una comunicazione radio sempre attiva. Uno scambio costante di informazioni consiste nel

- Trasmettere i dati relativi al payload
- Trasmettere i dati della telemetria
- Gestire i dati
- Distribuire i dati agli utilizzatori

Serviranno quindi

- i giusti dispositivi per codificare il segnale, criptarlo o decriptarlo, comprimerlo, effettuare il processo di multiplexing nel caso di segnale multiplo, o rilevare il time tagging (cioè conoscere il momento in cui quella informazione è stata acquisita o inviata).
- Simulazioni e verifiche
- Sistemi intermedi di comunicazione
- Numero e posizione degli utilizzatori dei dati

VARIE TIPOLOGIE DI CENTRI DI CONTROLLO

SOCC (Spacecraft Operations Control Center) → monitora e comanda il bus e gli altri sistemi (i payloads di bordo vengono controllati dal POCC), analizza la telemetria e saltuariamente anche le informazioni di missione per quelli strumenti che riguardano lo spacecraft; inoltre coordina e controlla l'attivazione del POCC, approvando le richieste di comando del POCC su specifici strumenti in relazioni ai piani di missione. Gli equipaggiamenti sono solitamente computer automatici ma che possono essere controllati anche dal personale umano .

POCC (Payload Operation Control Center) analizza la telemetria e le informazioni di missione riguardanti tutti gli strumenti di bordo del payload, e invia i comandi (solo dopo essere stati approvati dal mission control center con la coordinazione del SOCC). Può capitare che sia necessaria l'utilizzo di più POCC nel caso in cui vi siano numerosi strumenti di bordo del payload che richiedono un'attenta supervisione.

MCC (Mission Control Center) → luogo in cui si programma e coordina l'intera missione spaziale, si elaborano i comandi e i dati necessari al settore terrestre quindi coordina le operazioni del SOCC e del POCC. Nel caso di sistemi molto semplici MCC e SOCC vengono unificati.

La collocazione di questi tre centri di controllo è consigliato avvenga in modo tale che siano posti nelle vicinanze (può essere necessario per ragioni di sicurezza o politico amministrative). In generale però non è affatto necessario che tali centri vengono posti nelle vicinanze del MCC.

Le prestazioni del LNA peggiorano nelle bande ad alta frequenza (dai 10 GHz e maggiormente sopra i 20 GHz) poiché la T_a a queste frequenze è alta (è influenzata dalle precipitazioni atmosferiche).

Gli apparati del trasmettitore ad RF ricevono i segnali di tracciamento e di comando dai componenti del TT&C della stazione di terra e li modula attraverso la trasmissioni RF di uplink. Il più importante componente è l'amplificatore di potenza, le cui tipologie più utilizzate sono:

- Amplificatore TWT (a onda progressiva): è un amplificatore a banda larga che copre l'intera banda utilizzabile del satellite con la necessaria uniformità di guadagno e di ritardo. Permette la trasmissioni di più segnali simultaneamente da uno stesso tubo (trasmettitore) anche se ciò produce un aumento di disturbi, che aumentano via via che il TWT si avvicina alla saturazione.
- Amplificatore di potenza a transistor: nel caso di una piccola stazione a bassa capacità un amplificatore di potenza allo stato solido può essere sufficiente. Essi sono economici e affidabili, e recentemente possono raggiungere potenze di 100 W in una banda di 6 GHz e 20 W in una banda di 14 GHz.

RECUPERO DATI DI MISSIONE

Dopo che l'apparecchiatura di ricezione RF demodula i segnali, i dati della missione vengono elaborati (dal sistema per il recupero dei dati di missione) e inviati agli utenti e ai vari componenti della stazione di terra. Solitamente ha una sua localizzazione ma può essere incorporato al ricevitore o al GCS computer system.

SISTEMA TT&C

Ovvero un sistema per la telemetria tracciamento e comando ha la funzione di

- Condizionare e distribuire i segnali ricevuti relativi alla telemetria e al tracciamento
- Formatta autentica e temporizza i comandi trasmessi e i segnali di tracciamento

Il TT & C è in genere altamente automatizzato a causa della necessità per la velocità, la tempestività e l'accuratezza

INTERFACCE PER GLI UTILIZZATORI

Connette i sistemi di recupero dati e gli utilizzatori. Se il sistema di terra e gli utilizzatori sono vicini consiste in un semplice collegamento elettrico od elettronico. Al giorno d'oggi internet è un supporto importante. L'attrezzatura normalmente necessaria per tale collegamento è un collegamento terrestre utilizzando un cavo coassiale, anche se il più delle volte le condizioni geografiche rendono necessario utilizzare un ponte radio.

Il centro di controllo, valuta la configurazione e l'interconnessione tra i componenti della stazione di terra. Opera sotto istruzione del centro di controllo della missione della stazione di terra mantenendo la stazione di terra configurata per il supporto delle operazioni di missione. I principali equipaggiamenti per la sorveglianza e il comando sono:

- segnali di allarme per i sottosistemi della stazione monitorandone lo stato di funzionamento
- controllo (spesso automatico) per l'attivazione delle ridondanze
- controllo e supervisione delle operazioni dei sottosistemi

. Per valutare la possibile alternativa ad una stazione dedicata è necessario come prima cosa stabilire i parametri chiave della missione così da valutare le possibili scelte di sistemi di appoggio e scegliere in funzione di tali parametri. Successivamente si può valutare di adattare alcuni parametri della missione alla rete di appoggio. In definitiva si deve quindi valutare la quantità di equipaggiamento a cui deve provvedere l'utente, quanti accessi l'utente può effettuare nel caso dell'host system e infine bisogna valutare il costo di affitto dell'host system in confronto al costo di costruzione e mantenimento della ground system dedicata. I vantaggi di utilizzare una rete di appoggio sono il risparmio economico, di risorse, chiara disponibilità di mezzi e affidabilità gli svantaggi sono i vincoli imposti e il rendere la missione meno efficace.

riflette o trasmette in relazione alla radiazione incidente. Ovviamente la loro somma deve essere uguale ad uno. Il coefficiente di emissione ϵ non va confuso con i precedenti in quanto esso è legato al concetto che ogni corpo che si trova ad una temperatura diversa dallo zero assoluto emette radiazioni. Esso è il rapporto tra energia effettivamente emessa e quella che emetterebbe un corpo nero alla stessa temperatura.

SOLE

Le radiazioni solari sono la maggiore fonte di calore per uno spacecraft. Essa viene facilmente trattata in fase di progetto poiché ha un valore pressoché costante. Poiché l'orbita terrestre attorno al Sole è ellittica, vi sarà un punto in cui la Terra si trova più lontano e un punto in cui si trova più vicino al Sole; ciò determina una variazione dell'intensità delle radiazioni dell'ordine del 3,5%. Per tale motivo si considera un valore costante, chiamato costante solare che è uguale a $1367 \pm 0,4\% \text{ W m}^{-2}$. Inoltre l'intensità solare varia in funzione alla lunghezza d'onda delle radiazioni emesse che ad esempio sono 7% nell'ultravioletto, 46% nel campo del visibile e il 47% al basso infrarosso (a bassa lunghezza d'onda). In generale quindi le radiazioni ad IR del sole hanno una lunghezza d'onda inferiore di quelle emesse da un qualsiasi corpo alla temperatura ambiente. Per questo motivo si cerca di utilizzare dispositivi per il controllo termico che rendano la superficie più riflettente per le radiazioni dello spettro solare, e più emissiva alla temperatura ambiente.

ALBEDO

Albedo (l'albedo di un oggetto è la misura in cui riflette la luce, definito come il rapporto di riflesso alla radiazione incidente EM). Come ogni altro oggetto, la Terra è responsabile di albedo. A causa del fenomeno dell'albedo, possiamo dire che circa il 34% dell'energia che colpisce la Terra dal Sole è quindi diffusa dalla Terra verso lo spazio. L'albedo del pianeta è molto variabile. Di solito, la riflettività è maggiore sulla terra rispetto alle zone oceaniche e generalmente aumenta con la diminuzione locale dell'angolo di elevazione solare e con l'aumento delle nuvole. A causa di una maggiore copertura di neve e ghiaccio, della diminuzione dell'angolo di elevazione solare, e l'aumento della copertura nuvolosa media, l'albedo tende ad aumentare con la latitudine. Queste variazioni rendono incerta i valori dell'influenza dell'albedo in una particolare analisi termica.

INFRAROSSI

Tutto luce solare incidente non riflessa come albedo viene assorbita dalla Terra e riemessa come energia IR o radiazione di corpo nero. Anche se questo equilibrio è mantenuto abbastanza bene a livello globale a base media annua, l'intensità di energia IR emessa in un dato momento da un particolare punto della Terra può variare considerevolmente a seconda di diversi fattori come la temperatura locale il tipo di superficie e la quantità di copertura nuvolosa. Una regione più calda della superficie emetterà più radiazioni rispetto a una più fredda. In generale, più alti valori di IR emessi della Terra si verificheranno in regioni tropicali e desertiche (che hanno ricevuto la massima radiazione solare) e diminuisce con l'aumentare della latitudine. La nuvolosità tende ad abbassare gli IR emessi dalla Terra IR emessa perché la cima delle nubi è fredda e le nuvole bloccano efficacemente le radiazioni emesse dalla superficie più calda della Terra sotto. Queste variazioni localizzate di IR emessi sono meno significative rispetto alle variazioni di albedo. L'energia IR emessa dalla Terra, che ha una temperatura media efficace circa -18°C , è di circa la stessa lunghezza d'onda di quella emessa da veicoli spaziali; cioè, è di lunghezza d'onda molto più lunga dell'energia emessa dal Sole a 5500°C . A differenza dell'energia solare a breve lunghezza d'onda i raggi IR emessi dalla terra incidentie su un veicolo spaziale non possono essere riflessi dalle superfici del radiatore con speciali rivestimenti termici, dal momento che gli stessi rivestimenti impedirebbero la radiazione di calore di scarto della sonda. A causa di questo, l'energia IR emessa Terra può diventare un particolare importante per il dimensionamento dei radiatori dei veicoli spaziali in orbita a bassa quota.

Altri effetti di variazione della temperatura dovuti all'ambiente sono il contatto con delle molecole calde libere chiamate FMH (Free Molecular Heating); l'aumento di temperatura è proprio il risultato di un

- **Solar Absorber:** tipicamente delle lamine metalliche (solitamente cromo o rame), caratterizzate da alto coefficiente di assorbimento α e basso coefficiente di emissione ϵ (rapporto tra i coefficienti minore di 1);
- **Flat Reflector:** superfici particolari in metallo raffinato, tipiche per il basso valore di α e di ϵ (rapporto tra i coefficienti circa 1);
- **Flat Absorber:** superfici tipicamente di colore scuro, caratterizzata da valori elevati di α e di ϵ (rapporto tra i coefficienti circa 1).

Queste tipologie di coperture vanno opportunamente combinate tra loro per ottenere i valori di assorbimento ed emissione desiderati. Ovviamente tutti gli effetti a cui è soggetto lo spacecraft in orbita (contatto con particelle cariche, il vuoto, le varie radiazioni ecc.) causano un incremento dell'assorbimento accompagnato da un lieve o nullo effetto sull'emissione di radiazioni. Due o più rivestimenti sono talvolta combinati in una scacchiera o in un motivo a righe per ottenere la combinazione desiderata di assorbimento ed emissività se non può essere ottenuta con un unico materiale. Le superfici di controllo termico sono colpite in orbita da particelle, radiazioni UV, caricate fisicamente dal vuoto, e strati sottili di polveri si depositano su quasi tutte le superfici del veicolo spaziale. Il risultato di questi processi è un aumento dell'assorbimento solare con un effetto trascurabile sull'emissività tramite infrarossi.

- **Multi – Layer – Insulator (MLI):** sono delle coperture superisolanti realizzate dalla combinazione di vari strati di materiali dalle caratteristiche differenti. Sono i più comuni componenti del controllo termico, utilizzati per la strumentazione scientifica ,per isolare termicamente vari sensori dall'ambiente esterno, posti invece tra due superfici interne ne riducono notevolmente il flusso termico. La maggior parte veicoli spaziali sono coperti con coperte MLI, con ritagli previsti per le aree del radiatore per non respingere il calore di scarto generato internamente . MLI vengono tipicamente utilizzati per proteggere i serbatoi di propellente interni, le linee a propellente solido, i motori . Per applicazioni che richiedono isolamento in condizioni atmosferiche vengono generalmente utilizzati, schiume e aerogel perché MLI non è molto efficace in presenza di un gas. MLI è composto da più strati di bassa emissività intervallati da piccoli spessori con bassa conducibilità. Ogni strato deve essere messo a terra per ridurre la possibilità di scariche elettrostatiche. Aumentando il numero di strati passato un certo valore non miglioreranno le prestazioni, perché il trasferimento del calore radiante diventa piccolo rispetto a quello conduttivo tra gli strati.
- **Radiatori:** un'altra modalità per dissipare calore è attraverso l'utilizzo di radiatori i quali possono avere forme differenti (direttamente incorporati nella struttura dello spacecraft, o piastre lisce montate sullo spacecraft, o dei pannelli messi in funzione solo quando lo spacecraft è in orbita). Qualsiasi sia la sua struttura, un radiatore dissipa calore attraverso l'emissioni di radiazioni IR attraverso la propria superficie. Deve dissipare sia il calore di scarto generato dai circuiti interni sia quello assorbito dallo spazio esterno. Tali emissioni quindi dipendano dal coefficiente ϵ tipico della superficie e dalla temperatura. Solitamente si hanno valori di $\epsilon > 0,8$ e valori di $\alpha < 0,2$; infatti spesso la superficie del radiatore è fissata e deve essere scelto il materiale adatto per la sua realizzazione. Il calore dissipato è legato all'equazioni prima vista della trasmissione del calore per irraggiamento. Il peso allocato per il radiatore va da zero(se un pannello strutturale viene utilizzato come radiatore) fino a 12 kg/m²(considerando anche le strutture di supporto)
- **Boilers, evaporatori o sublimatori:** sono altri dispositivi che dissipano calore attraverso lo sfiato di un fluido caldo verso l'esterno.
- **feritoie:** sono dei dispositivi per il controllo termico attivo utilizzate in diverse forme da molti spacecraft. Le feritoie possono essere utilizzate per modulare il trasferimento di calore radiante tra

l'effettiva temperatura del componente da monitorare. Un'altra funzione degli heaters è riscaldare il componente oltre la sua minima temperatura operativa prima che esso venga acceso oppure per compensare il calore che non è stato dissipato. Ne distinguiamo due tipi il Patch Heater e il Cartridge Heater. il primo consiste in una resistenza elettrica schiacciata tra due strati flessibili di materiale elettricamente isolante (resistenza collegata ad un circuito o più di uno in caso di ridondanza); il secondo in una resistenza avvolta e chiusa in un cilindro metallico. Quest'ultimo occorre per scaldare fino ad alte temperature il carburante. Solitamente questi dispositivi sono comandati dalle stazioni di terra, attivando o disattivando il flusso di corrente agli Heaters. Inoltre sono dotati di fusibili per difendere il sistema da corto circuiti. Solo pochi e sofisticati satelliti attivano e disattivano gli Heaters direttamente da un computer di bordo adibito al controllo della temperatura.

In linea di massima, l'architettura base di un controllo termico attivo prevede un liquido di lavoro che trasporta il calore dall'anello interno verso quello esterno. Il calore viene fornito al fluido mediante delle **Cold Plates** cioè flangie metalliche che per conduzione trasferiscono il calore dagli apparati elettrici al fluido e quindi verso un radiatore che dissipa il calore verso l'esterno. Lo scorrere del fluido è permesso attraverso l'utilizzo di una pompa. È tipico dei grandi satelliti. In alcuni casi tale architettura base non è la migliore soluzione; ad esempio in certi ambienti termici come l'equatore lunare essa non è adeguata. Abbiamo bisogno di alcuni mezzi per permettere lo scarto di calore positivo dal radiatore.

- Heat pumps: sono dei dispositivi che utilizzano ulteriore energia per pompare calore da una zona fredda ad una più calda. Possono incrementare la temperatura del radiatore e per questo necessitano radiatori più efficaci.
- Radiator shade: è un dispositivo che blocca il flusso di calore esterno incidente sul radiatore per ridurre gli effetti dell'ambiente sulla temperatura e dissipare più calore.

Per sistemi ancora più complessi si utilizzano dispositivi per il controllo attivo che utilizzano fluidi di lavoro che vaporizzano o condensano assorbendo o cedendo calore. In questo modo si riduce il flusso del fluido e anche la potenza richiesta dalle pompe. Per piccole distanze e moderate dissipazioni si possono usare anche dei capillari che permettono lo scorrere del fluido senza l'utilizzo di pompe.

THERMAL PROTECTION SYSTEM – TPS

In genere il sistema di protezione termico è collegato alla fase di rientro poiché serve a proteggere la struttura dal calore, e proprio il massimo calore si riscontra nella fase di rientro dall'atmosfera. Il TPS si può suddividere in due modalità per proteggere lo spacecraft dal calore, o per irraggiamento (dissipando il calore) o per assorbimento (immagazzinando il calore). Il primo dissipa per irraggiamento circa l'80-90% del calore che si genera; mentre il sistema che assorbe il calore lo fa o attraverso degli assorbitori di calore (utilizzabili per fasi di rientro brevi), o per ablazione (con rimozione di strati della superficie man mano che il calore generato aumenta; dispositivo flessibile ma non riutilizzabile) o per traspirazione (dispositivi utilizzabili solo per fase di rientro controllate con un ben preciso andamento). In linea di massima sia il TPS ad assorbimento che quello ad irraggiamento ha i suoi pro e contro in funzione ai tempi di rientro e alle temperature che si raggiungono.

- Radiativo
È una protezione semplice ed affidabile ma il limite superiore per la temperatura è 1370°. Il sistema è passivo e non richiede perdite di massa o cambi di forma. Piccoli incrementi del limite superiore di temperatura accettabile aumenta di molto il calore smaltibile.
- Assorbitivo
Assorbe calore attraverso un cambiamento di fase, trasformazione chimica, aumento di temperatura, raffreddamento convettivo o traspirazione. Questi sistemi sono generalmente più

THROUGHPUT

Il processore di Throughput mi permette di definire l'uso di risorse necessarie per eseguire un certo lavoro nell'unità di tempo. Esso è un computer scientifico e lo distinguiamo dal Throughput of a Network (TLC) che definisce una stima della quantità di messaggi raggiunti a destinazione su un canale di comunicazione.

Il processor Throughput dipende dalla velocità o frequenza di clock (cioè il numero di commutazioni tra i due livelli logici "0" e "1" che circuiti logici interni ad un'unità di calcolo sono in grado di eseguire nell'unità di tempo, ed è espressa in cicli al secondo, o hertz, e suoi multipli) e dalla tipologia del segnale. L'elaborazione avviene attraverso dei software che agiscono mediante una sequenza di informazioni: distinguiamo informazioni di tipo A, B e C. Consideriamo un caso di esempio in cui si ha:

- 40% di istruzioni di tipo A (che richiedono 5 cicli di clock);
- 10% di istruzioni di tipo B (che richiedono 10 ciclo di clock);
- 50% di istruzioni di tipo C (che richiedono 4 cicli di clock).
- La frequenza di clock del processore è di 100 MHz.

Da tali dati possiamo così calcolare il valore di Throughput dato dal rapporto tra la frequenza di clock e la sommatoria di un termine dato dal prodotto tra il numero di cicli di clock per la determinata tipologia di informazione e la percentuale di presenza dell'istruzione. Il Throughput è espresso in MIPS.

Calcolo di esempio del Throughput → $Throughput = \frac{100}{(5*0,4 + 10*0,1 + 4*0,5)} = 20 \text{ MIPS}$

- Diminuzione del gradiente idrostatico: il sangue non è più soggetto alla gravità quindi si dispone in modo differente rispetto alla Terra, più omogeneo in tutto il corpo. Ciò causa ad esempio il tipico colorito rosso in viso degli astronauti nello spazio, inoltre causa un maggior afflusso di sangue ai reni che lavorano maggiormente causando una maggiore formazione di urina e quindi problemi di idratazione. Lo stesso si può dire per il cuore che a causa del maggior afflusso di sangue batte più velocemente.
- Variazioni delle funzioni vestibolari: l'apparato vestibolare è un sistema che ci permette di orientarci, di mantenere l'equilibrio ed è tarato sulla Terra ad un gravità di 1g. Quando tale sistema non svolge a pieno le sue funzioni si dice che il soggetto è affetto da labirintite. Possiamo quindi affermare che gli astronauti è come se fossero sempre affetti da labirintite in quando si trovano a convivere con una minore gravità che non permette un corretto funzionamento dell'apparato vestibolare (almeno per i primi periodi nello spazio).
- Forza ridotta sui tessuti sensibili: ciò causa un'atrofia muscolare, cioè perdite di tono muscolare; il midollo osseo è un muscolo e come gli altri muscoli perde intensità. Un altro problema è la perdita di calcio nelle ossa (proprio per questo motivi si stanno studiando gli effetti che causano questa perdita di calcio per capire sempre più il problema dell'osteoporosi che affligge gli anziani). Per ovviare a tali problemi gli astronauti che svolgono missioni di lunga durata sono obbligati a fare attività fisica, mentre per missioni della durata di anni si pensa già a creare una gravità artificiale.

Un altro principale effetto è dovuto al contatto diretto con le radiazioni. Oltrepassata la magnetosfera e lo strato di ozono, l'astronauta non ha più nessuna copertura naturale che lo schermi dalle radiazioni; sarà quindi soggetto ad una dose diretta di radiazioni EM (raggi cosmici, raggi solari) e da particelle cariche. Sia le particelle cariche che le radiazioni EM, vengono trattate analogamente dal punto di vista dei danni biologici che generano; la gravità di tali danni dipende dal dosaggio di tali radiazioni. Il dosaggio viene misurato il RAD (cioè una misura delle radiazioni assorbita da un tessuto per unità di massa → 1 RAD = 100 erg/g). Per misurare la gravità dei danni biologici che quella determinata radiazione produce su un tessuto vivo si utilizza il RBE (Relative Biological Effectiveness); ad esempio le radiazioni EM hanno un RBE=1, mentre le particelle cariche un RBE ≥ 10. Dal prodotto di questi due termini otteniamo il REM, che è una misura effettiva del dosaggio totale di radiazioni ed è un valore cumulativo per tutta la vita della persona. Ovviamente gli effetti negativi sull'uomo dipendono anche dal tempo di esposizione. È decisamente molto più nocivo subire un'elevata quantità di radiazioni in un brevissimo tempo, che in un intervallo di tempo più ampio. Un elevato dosaggio per un breve periodo è detto dosaggio acuto. Gli effetti indesiderati dovuti ad un dosaggio acuto sono la modifica dei parametri sanguigni, vomito, diarrea, cancro, cataratta o la morte. Il REM (Roentgen Equivalent Man) è utilizzato per standardizzare qualsiasi lavoro che avviene a contatto con radiazioni; ad esempio un astronauta è soggetto a 50 REM per anno, un lavoratore di una stazione nucleare a 5 REM per anno. Nella vita di tutti i giorni noi siamo costantemente soggetti a radiazioni di breve intensità che il nostro organismo riesce a compensare; si parla di valori dell'ordine di 0,1 REM che dipendono dalla quota, dalla vicinanza alla zona dell'anomalia sud atlantica ecc. . Ad esempio invece, la radiazione a cui siamo soggetti durante una radiografia è dell'ordine di 0,01 REM.

Un'altra condizione dell'ambiente spaziale che causerebbe effetti negativi sull'uomo è il vuoto, quindi l'assenza di atmosfera che non permetterebbe la vita nello spazio. Per questo motivo è fondamentale dotare il velivolo di un'atmosfera artificiale con una certa composizione chimica, una certa pressione e temperatura; viene inoltre controllato il grado di umidità, viene effettuata la ventilazione evitando l'accumulo di contaminanti.

Oggi si utilizza la modalità con open loop sulla quale vengono fatte delle correzioni verso il closed loop.

Ogni astronauta può essere considerato come un sistema capace di trasformare materie in energia per la propria sopravvivenza. Avrà quindi opportuni input (acqua 3kg tra cibo e bevande, cibo 1,1kg, ossigeno 0,8kg) e output (urine 1,5kg, sudore 1,8kg, anidride carbonica 1kg, feci 0,3kg), usando solo circa 0,3kg di input per produrre energia.

Il mantenimento dell'atmosfera artificiale richiede un costante controllo di tutti i parametri che la caratterizzano, verificando che ricadano entro certi limiti prefissati:

- Pressione totale → 99,9 – 102,7 kPa;
- Pressione parziale dell'ossigeno → 19,5-23,1 kPa;
- Pressione parziale dell'azoto (massima) → 79 kPa;
- Pressione parziale di anidride carbonica (massima) → 0,4 kPa;
- Temperatura → 18,3 – 23,9° C;
- Umidità relativa → 30 – 70%;

Il controllo dell'umidità è particolarmente importante poiché potrebbe causare un peggioramento della performance di alcune componenti elettroniche. Per le temperature esiste anche un range definito di emergenza che si allarga a valori tra 15,6 - 29,4° C.

In passato veniva utilizzato solo ossigeno ma questo rendeva lo spacecraft facilmente infiammabile; solo dopo il disastro dell'Apollo I dove una scintilla causò un incendio a bordo e la morte di 3 membri dell'equipaggio, si iniziò ad utilizzare un'atmosfera artificiale con dosi ben specifiche di azoto, ossigeno e altri componenti in minor quantità. Nello specifico, si adotta un'atmosfera artificiale alle condizioni del livello del mare; essa però può presentare dei svantaggi:

- la struttura deve resistere ad un elevato gradiente di pressioni tra l'interno e l'esterno delle pareti della zona abitata;
- rende più complicata la preparazione alle attività extra veicolari (EVA); nella tuta spaziale la pressione interna richiesta è molto più bassa di quella dell'atmosfera artificiale (circa 30 - 40 kPa), ciò richiede un tempo maggiore per la preparazione all'EVA da parte dell'equipaggio, tempo nel quale bisogna rimuovere l'azoto dall'organismo per evitare embolia (dentro la tuta spaziale si respira ossigeno puro).

L'utilizzo della pressione sotto i valori del livello del mare può a sua volta causare degli effetti negativi:

- la comunicazione vocale diventa più difficoltosa;
- aumenta il rischio di incendio in quanto è necessario aumentare la percentuale di ossigeno;
- incrementa l'off-gassing dei materiali;
- decresce l'efficienza di trasferimento del calore;
- necessità di variare la quantità di ossigeno con il rischio di generare effetti di iperossia legati alla tossicità dell'ossigeno (se riducendo la pressione totale si manterrebbe la percentuale di ossigeno costante si rischiano fenomeni di ipossia).

Dopo aver ponderato tali fattori, siamo in grado di ridurre la pressione totale dell'atmosfera veicolo spaziale all'interno di una vasta gamma fintanto che manteniamo pO₂ a un livello adeguato ovvero non tossico. Il limite inferiore per la pressione totale è 25-26 kPa (equivalente ad una quota sulla Terra di 10400 m). Anche con il 100% di ossigeno, alla pressione totale inferiore di questa non possiamo mantenere

- di lavorazione primaria: cibo che per essere commestibile necessita una maggiore lavorazione (in primis essere cucinato);
- di lavorazione secondaria: quel cibo non mangiabile crudo e neanche dopo la lavorazione primaria (ad esempio la cellulosa che necessita di essere convertita in glucosio).

Per il riciclo dei rifiuti si possono utilizzare due metodi

- fisico chimico: usando filtri ventole separazione chimica ecc. i processi sono noti, compatti, facili da mantenere, veloci ma non sono adatti per il cibo
- bio-rigenerativi: usano microrganismi come piante o batteri. Sono non completamente noti, non compatti, hanno bisogno di attenzione e energia, lenti ma possono fornire cibo dai rifiuti

Gli alloggi dell'equipaggio sono gli elementi di hardware e software della missione, ma anche le procedure, che servono più direttamente i bisogni umani. Essi comprendono tutti quegli elementi che distinguono il volo spaziale umano da missioni robotiche. La scelta per la progettazione della sistemazione dell'equipaggio dipende dalla missione in particolare dalla sua attività e durata, così come dalle caratteristiche fisiche, psicologiche e fisiologiche degli esseri umani. Elementi di sistema alloggio equipaggio sono:

Cambusa

Le sistemazioni per dormire

Igiene personale

Capi di abbigliamento

Sistema sanitario Equipaggio: assistenza medica e il mantenimento della salute

disposizioni di emergenza

hardware ricreazione

Manutenzione compartimento dell'equipaggio

Pulizia e spazzatura gestione

Ausili per la mobilità e di contenzione

attrezzature fotografiche

- la probabilità che essa sia necessaria un certo numero di volte in un dato periodo di tempo;
- la probabilità che la manutenzione non superi un certo costo;
- MTBM è il tempo medio tra due manutenzioni (sia preventive che correttive ed è strettamente correlato al MTBF);
- MTBR è il tempo medio tra due sostituzioni necessarie per la manutenzione;
- MDT è il tempo totale nel quale il sistema non è in condizioni di operare. Include il tempo medio di manutenzione attiva (M) il ritardo logistico (LDT) ed il ritardo amministrativo (ADT). M è funzione del tempo medio della manutenzione correttiva (M_{ct}), che è equivalente al tempo medio per le riparazioni (MTTR), e del tempo medio per la manutenzione preventiva (M_{pt}).
- MMH/OH è il rapporto tra le ore di mano d'opera necessarie per la manutenzione e le ore in cui il sistema è operativo.
- COST/OH è il rapporto tra i costi di manutenzione e le ore in cui il sistema è operativo.

DISPONIBILITA'

Disponibilità di un sistema può essere espressa come la probabilità che il sistema sia operativo in un determinato tempo. Per un sistema che è operativo in maniera continua è la probabilità che il sistema sia operativo in un momento generico.

La disponibilità è una funzione dell'affidabilità e della manutenibilità del sistema. Può essere espressa in modi differenti in base alla natura del sistema ed al profilo della missione.

$A = \text{tempo in cui il sistema è operativo} / \text{tempo di vita del sistema} = \text{MTBF} / (\text{MTBF} + \text{MTTR})$

$\text{MTTR} / \text{MTBF} = 1/A - 1 = \text{Cost} > 0$.

Ci sono tre modi per definire numericamente la disponibilità:

- disponibilità operativa

$$A_0 = \text{MTBM} / (\text{MTBM} + \text{MDT})$$

E' la probabilità che uno specifico sistema sia soddisfacentemente operativo in un dato momento, in specifiche condizioni operative, considerando un sistema di manutenzione reale. Questa misura di disponibilità è la più vicina alla realtà perchè non tiene conto solo degli obiettivi della manutenzione preventiva e correttiva ma anche dei ritardi logistici amministrativi.

- disponibilità realizzativa

$$A_a = \text{MTBM} / (\text{MTBM} + M)$$

- **Perfezionamento:** si riferisce principalmente ai cambiamenti necessari per perfezionare le performance di un software.

La manutenzione preventiva e correttiva può essere portata a termine:

- sul sistema stesso;
- su qualche componente del sistema nel luogo dove il sistema è in uso;
- in concessionario relativamente vicino al luogo operativo;
- negli edifici del produttore.

I livelli di manutenzione si riferiscono alla divisione dei compiti per ciascuna area dove viene attuata la manutenzione. Le specifiche funzioni che devono essere svolte a ciascun livello sono stabilite dalla complessità del compito, dalle capacità del personale, dal fabbisogno di strumenti speciali e da criteri economici.

I livelli di manutenzione sono solitamente classificati come:

1. **manutenzione organizzativa;** è svolta sui primi elementi del sistema nel luogo dove il esso è in uso; solitamente include tutte la azioni svolte dal personale dell'utilizzatore e dal suo equipaggiamento ed è caratterizzata da pochissimo tempo disponibile. A questo livello è normalmente limitata a controlli periodici delle performance dei sottosistemi, ispezioni visive, pulizia e sostituzione di componenti. Il personale, a questo livello, non ripara i componenti guasti ma li invia al livello intermedio; detto personale non è particolarmente qualificato e, durante il progetto, questo fatto deve essere tenuto in considerazione
2. **manutenzione intermedia;** i compiti svolti sono compiuti da organizzazioni ed installazioni mobili, semimobili o fisse. A questo livello i pezzi rimossi possono essere riparati e reinseriti in moduli maggiori assemblaggi o singole parti. A questo livello può anche essere portata a termine una manutenzione programmata che richieda un disassemblamento del sistema. Il personale a disposizione per la manutenzione è solitamente più esperto e meglio equipaggiato ed è in grado di portare a termine manutenzioni più dettagliate. Le unità mobili e semimobili hanno spesso il compito di fornire assistenza più prossima agli elementi operazionali in uso del sistema. Queste unità possono includere camion contenenti strumentazioni per effettuare test, singole parti ed equipaggiamento di supporto. L'obbiettivo è di fornire la manutenzione in loco per favorire il ritorno del sistema ad uno stato completamente operativo. Un'unità mobile è in grado di supportare più di un sito di manutenzione. Le installazioni fisse sono spesso preparate per supportare la manutenzione sia a livello organizzativo sia a livello intermedio (unità mobili e semimobili). I compiti di manutenzione che non possono essere svolti dai livelli inferiori a causa delle minori capacità del personale e della mancanza degli equipaggiamenti per i test sono svolte nelle installazioni fisse. Personale più qualificato, maggiori strumentazioni e più pezzi di ricambio spesso rendono possibile riparare l'equipaggiamento a livello di modulo o di singola parte. Le installazioni fisse sono spesso posizionate vicino ai sistemi stessi o nella stessa area geografica. La rapida manutenzione ed il tempo di ritorno allo stato operativo non sono così vincolanti come a livello inferiore.

capacità di riparazione rapida a livello organizzativo poiché l'abilità del personale e la disponibilità dell'equipaggiamento a questo livello è limitata vi è il bisogno di progettare il componente per rotture di facile identificazione, rimozione e sostituzione. Quindi i criteri di progetto devono tenere in conto le caratteristiche, la modulizzazione delle parti e le capacità del singolo livello.

Un oggetto non riparabile e generalmente modulare e quindi con un basso costo di sostituzione ed è scartato quando rotto.

Se è stata presa questa decisione, i criteri di design del sistema devono stabilire dei test di valutazione in grado di decidere la rottura o meno del pezzo stesso. Se la rottura è sospettata ma non confermata c'è il rischio di scartare un pezzo non funzionante.

Il sistema deve anche essere progettato perché il pezzo sia facilmente rimovibile. La struttura esterna può anche essere ermeticamente sigillata per migliorare l'affidabilità ed aggiungere protezione dall'umidità e corrosione. Inoltre non c'è bisogno di accessibilità interna, modularizzazione e altro che possano portare ad un oggetto più leggero, più affidabile e con un costo di produzione inferiore. I requisiti di supporto logistico sono minimi, le singole parti possono essere immagazzinate in depositi di livello intermedio, non è necessario personale altamente qualificato e non sono richiesti macchinari particolari per la manutenzione.

Per definire quale programma di manutenzione scegliere bisogna considerare l'andamento del tasso di guasto e se la rottura avviene in maniera progressiva o meno.

R.C.M. (Manutenzione Centrata sull'Affidabilità)

E' un approccio sistematico per un programma di manutenzione focalizzata, preventiva, efficace, ed economica ed un piano di controllo per un prodotto od un processo.

L'essenza di questa tecnica è un albero decisionale che permette agli analisti, attraverso una logica personalizzata, di delineare i più frequenti compiti della manutenzione preventiva. Gli elementi critici del sistema sono studiati attraverso la logica personalizzata dell'RCM, per capire meglio la natura delle rotture. Diversi processi logici sono attualmente utilizzati per questo compito.

La prima cosa quando viene applicata la logica dell'RCM è sapere se la rottura è evidente o nascosta. La seconda è se la rottura è in grado di compromettere la sicurezza delle persone o la funzionalità del sistema. Vi sono spesso discussione sulla logica d'impatto delle rotture; uno strumento utilizzabile è FMECA.

Una volta che il tipo di rottura è stato identificato è soggetto ad un altro tipo di domanda; per esempio bisogna scoprire la natura della rottura dal punto di vista fisico. E ciò viene fatto per poter delineare i compiti e le previsioni della manutenzione preventiva.

M.T.A. (Analisi degli Obbiettivi della Manutenzione)

MTTR or M_{ct}

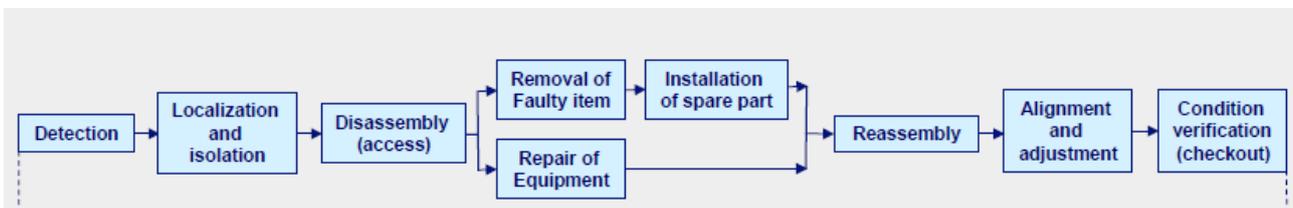
E' il tempo medio necessario per la riparazione il cui valore rappresenta la media aritmetica delle durate dei cicli di manutenzione durante la vita del sistema.

$MTTR = \text{Sum}(\lambda * t) / \text{sum}(t)$ dove λ è il tasso di guasto e t il tempo necessario per la riparazione del i-esimo elemento del sistema

MTTR non tiene conto del tempo perso dai ritardi logistico-amministrativi.

Solitamente il tasso di guasto può avere un andamento normale o log-normale (quest'ultimo si ha nel caso di sistemi complessi).

Per ridurre MTTR occorre ridurre ogni singola fase del processo di manutenzione.



Indicatori di guasti ben progettati in grado di cogliere l'attenzione dell'operatore possono ridurre significativamente l'MTTR. Solitamente la localizzazione e l'identificazione del problema richiede molto tempo. Occorre utilizzare tecniche di ottimizzazione logiche della risoluzione dei problemi per minimizzare il numero di test da effettuare ed utilizzare quelli più efficaci.

Un altro modo per ridurre MTTR è rendere accessibili i componenti con il più alto tasso di guasto ad esempio utilizzando pannelli smontabili. La smontabilità deve essere in funzione con il numero di volte in cui è necessario smontare il pezzo.

Analogamente è utile studiare l'interconnessione tra le parti per favorire la sostituzione e la rimozione del componente guasto.

CLASSIFICAZIONE E CARATTERISTICA VEICOLI PRINCIPALI

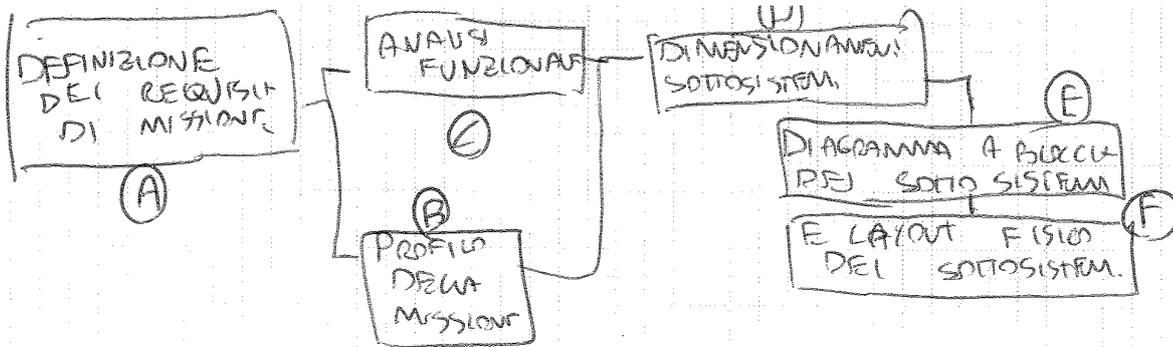
①

spot-turismo utility! commute militari leggeri executives regional jets commercial militari pesanti intercettori superanti aeree fighter cover? porta? bombardieri ricognizione radar suppression appoggio tattico	economica (costo) robustezza economica (operazioni) capacità di carico? autonomia prestazioni / economica autonomia e comfort capacità di carico velocità manovrabilità durezza autonomia carico bellico invisibilità cronica vulnerabilità
---	--

unmanned aerial vehicles dangerous duties
duty??

- manca capacità di armare dell'uomo
+ no equipaggio no sistemi a vista uomo (omogeneo)

i velivoli militari oltre a essere dotati di cronaca di base (per il volo) noniedono anche armi e cronaca di munizioni.

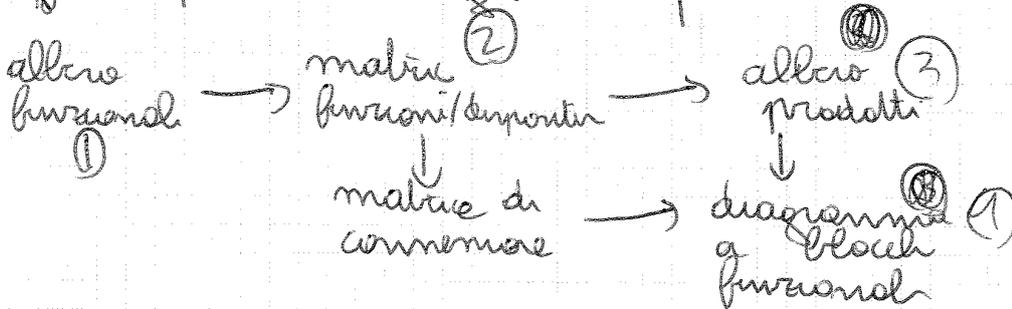


- (A) il velivolo è costituito da
- piattaforma aeronautica di base (per il volo) → per tutti i velivoli
 - sensori elettronici armi e sonar (per i velivoli militari)
 - avionica di missione (per i velivoli militari)

l'avionica dei velivoli destinati al trasporto si limitano al primo punto

- (B) dividere le missioni in fasi ad esempio per un velivolo di superiorità si compone di andata combattimento (→ volo a massima prestazione) e ritorno alle base

- (C) si comporta dai seguenti step



- (1) permette di rappresentare un prodotto con la sua funzione; inoltre divide le funzioni di alto livello in molte funzioni di livello più basso. (funzioni base) regole.

- funzione espone solo con nome + verbo (generica)
- le funzioni inferiori possono essere parte di quelle superiori. Quest'ultimo si ricavano unendo l'albero chiedendosi why mentre scendendo si chiede come.
- avere una conoscenza di tutti i livelli dell'albero
- se si trovano soluzioni alternative per una funzione si può cambiare l'albero sotto ma non sopra

Al giorno d'oggi per il campo militare si usa una ⁽⁴⁾ vera gamma di velivoli (ma ad ole fine de rotante)

Il loro ruolo ne definisce le caratteristiche. Solo conoscendo il ruolo militare che si può capire il tipo di avionica necessario.

• SUPERSONICA AEREA

Il principale obiettivo è negare al nemico lo spazio aereo sopra la battaglia. Il velivolo è tipicamente disegnato per permettere al pilota o rapidamente di volare, intercettare pattugliare l'aria e combattere il nemico a corto raggio. Essere quindi una macchina molto agile con buona manovrabilità. L'avionica deve permettere un'accurata navigazione, identificazione degli obiettivi caratteristiche duere

- alta manovrabilità, alto numero di M₀ rapide volate
- piccole aree accelerazioni in volo
- alta quota oltre 12000 m
- velivoli instabili: un'accurata avionica permette al pilota manovre oltre i limiti senza danneggiare il velivolo

• solitamente a singolo pilota

ATTACCO TERRA

• Il principale ruolo di mantenere la situazione tattica sul campo di battaglia. Il pilota deve essere in grado di identificare il bersaglio tra i tanti nemici. (Ombre intelligenti) (no bersagli fuori da molti)

Vengono usati come supporto aereo ravvicinato alle truppe di terra

CARATTERISTICHE CHIAVI

- possono essere piccoli
- molto veloci ~~non molto~~ con buona
- ragionevolmente agile per attacchi ed evasione attacchi
- guidato da 2 piloti (uno per le armi)

interna agguerrita: bersagliatore lower

5

SOVVEGLIANZA CAMPO DI BATTAGLIA

Una conoscenza dettagliata del campo dell'incarico del campo di battaglia è fondamentale ai comandi che hanno bisogno di conoscere in tempo reale la situazione del nemico e delle forze amiche. I relinchi sono equipaggiati con radar; vedono oltre il raggio delle armi nemiche per acquisire i dati necessari anche grazie ad altri sensori e debitori. Possono funzionare come centri di comando

CARATTERISTICHE

- grande altezza
- grande raggio
- table piattaforma spesso borata
ma con la struttura di relinchi commerciali
- l'equipaggio è formato da due piloti e da specialisti per il funzionamento del sistema di acquisizione dati

VEUVOU PREVENZIONE PERICOLO

sono importanti per avere superiorità aerea e avere forze sufficienti per la difesa

operando da grandi quote permette di relinchi di individuare aerei nemici più a lungo raggio dei radar

CARATTERISTICHE

- lungo raggio e autonomia per permette sorveglianza di una ampia area della quale l'obiettivo è più probabile
- radar che permette di controllare un dato da un lato per ~~permettere~~. Solitamente abbinato ad un sistema per identificare relinchi amica.
- controllo tutti i relinchi nell'area scansionata e permette di conoscere in tempo reale la situazione locale e nemica
- equipaggio 2 piloti e specialisti dei radar e altri sensori.