centro appunti
www.centroappunti.it
Corso Luigi Einaudi, 55/B - Torino

Appunti universitari
Tesi di laurea
Cartoleria e cancelleria
Stampa file e fotocopie
Print on demand
Rilegature

NUMERO: 2170A

ANNO: 2017

A P P U N T I

STUDENTE: Vincenzo Zarra

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 STUDENTI E NON SONO STATI VISIONATI DAL DOCENTE.
IL NOME DEL PROFESSORE, SERVE SOLO PER IDENTIFICARE IL CORSO.

© Proprietà riservata dell'autore - Digitalizzazione e distribuzione a cura del CENTRO APPUNTI - Corso Luigi Einaudi, 55 - Torino / Pagina 3 di 138

Lezione 1 – System Engineering.

1. Introduzione.

Un sistema è un insieme di componenti che producono risultati non ottenibili dai singoli componenti, e del software, hardware, persone, infrastrutture che contribuiscono alla realizzazione dello scopo finale. Il loro valore aggiuntivo è dato quindi dall'interconnessione tra i componenti.

I sistemi aerospaziali sono complessi sistemi tecnologici che svolgono funzioni come trasporto, trasmissione, fornitura di energia, negli ambiti di trasporto, difesa, ricerca ed esplorazione spaziale. Sono sistemi complessi con migliaia di componenti, che possono avere milioni di interazioni, alto costo e ciclo di vita lungo.

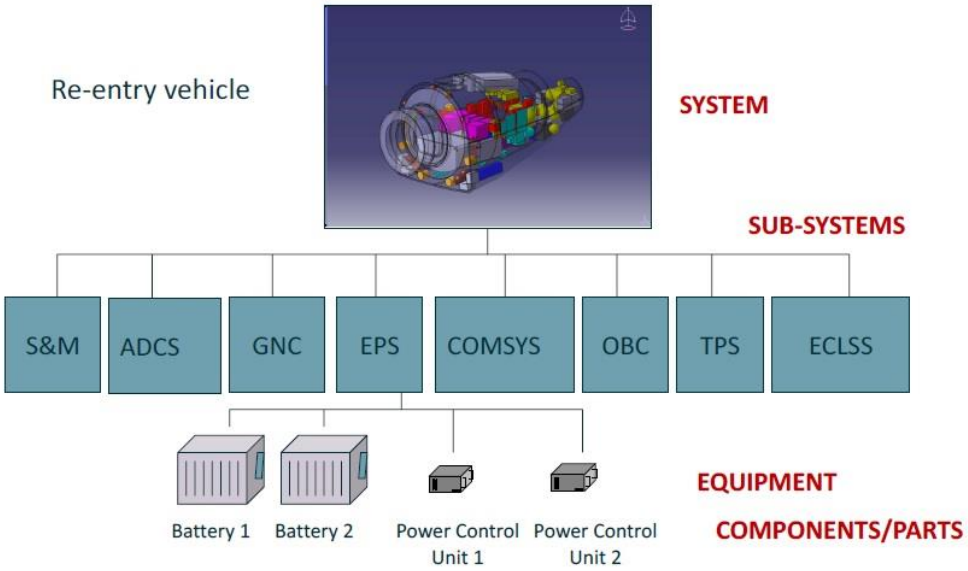
1.1. Complessità del sistema.

È funzione del numero di componenti, quantità di competenze richieste per lo sviluppo, quantità di informazioni necessarie per descriverlo.

Poiché si tende a scomporre un sistema in circa 7 componenti, i livelli del sistema sono dati dalla formula

$$Livelli\ del\ sistema = \log_7(numero\ di\ parti\ del\ sistema)$$

I livelli del sistema variano a seconda del grado di approfondimento richiesto.



I sistemi al giorno d'oggi sono raramente prodotti da una singola azienda: il trend attuale è di produrre grandi sistemi molto complicati con joint venture di molte aziende in vari stati. Un esempio di questa tendenza è la stazione spaziale internazionale (ISS), costituita da vari moduli prodotti da 6 agenzie spaziali da tutto il mondo.

© Proprietà riservata dell'autore - Digitalizzazione e distribuzione a cura del CENTRO APPUNTI - Corso Luigi Einaudi, 55 - Torino / Pagina 3 di 138

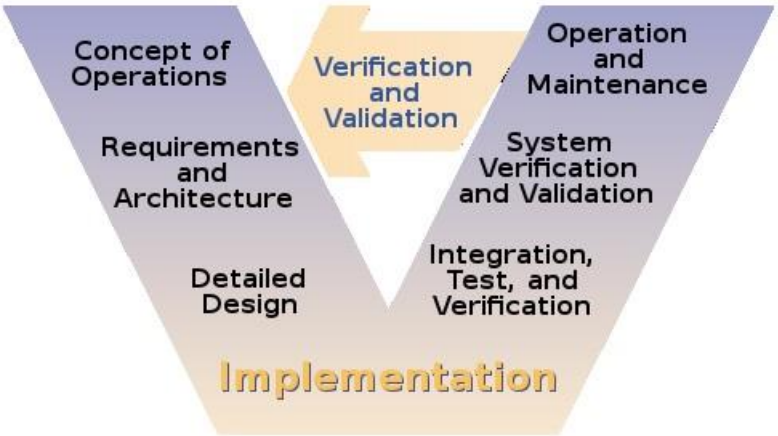
© Proprietà riservata dell'autore - Digitalizzazione e distribuzione a cura del CENTRO APPUNTI - Corso Luigi Einaudi, 55 - Torino / Pagina 5 di 138

I processi che sostengono un sistema, oltre la ricerca, sviluppo e produzione, anche uan serie di procedure iterative di analisi funzionale, ottimizzazione, definizione, design, test, valutazione e documentazione di ogni parte del ciclo.

L'uso di parametri tecnici correlati assicura la compatibilità fisica, funzionale e di interfaccia del progetto, in modo da ottimizzare la definizione e il design dell'intero progetto.

3. Modello di ciclo di vita di un sistema.

Il modello a V (V-Model) si adatta alla descrizione di tutti i progetti, e distingue in ogni fase il livello di dettaglio.



Nella fase di design fino all'implementazione si usa un processo Top Down, con l'analisi dell'intero sistema (ci si chiede dove il sistema debba funzionare e le azioni che deve svolgere), passando per la descrizione dei sottosistemi, fino alla scelta di componenti e materiali.

Nella fase dell'implementazione si valutano come i sottosistemi interagiscono.

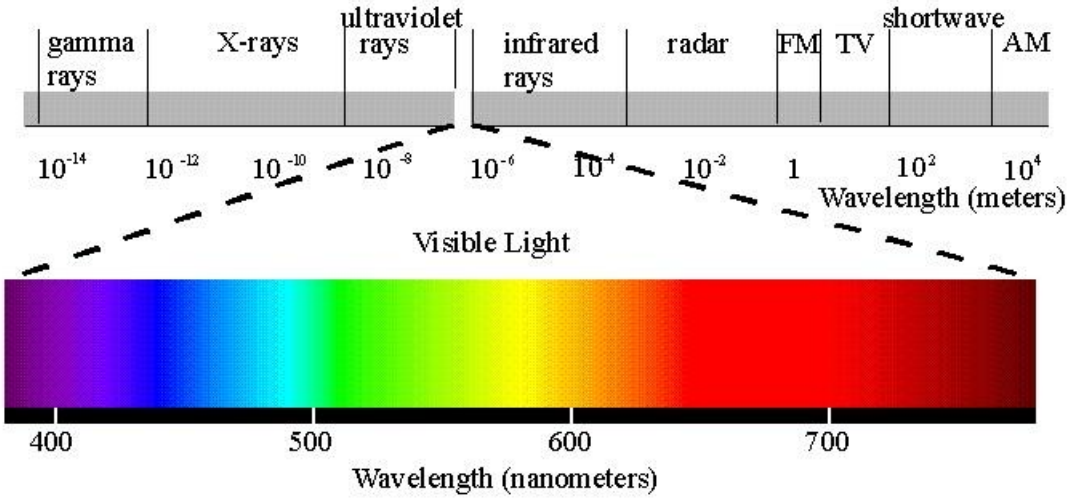
Successivamente occorrono verifiche e test a livello dei sottosistemi, del sistema intero e del sostegno e svolgimento delle sue funzioni.

La descrizione delle fasi del ciclo di vita è simile per tutte le aziende, descriviamone le fasi:

0) Interfaccia con le sedi in cui il sistema opera, analisi del concept in termini di fattibilità, costi e benefici;
1) Pianificazione del progetto e delle operazioni di sviluppo;
2) Definizione e design del sistema;
3) Implementazione e sviluppo del sistema;
4) Validazione, messa in opera, manutenzione, cambi e upgrade del sistema;
5) Ritiro/Rimpiazzo.

© Proprietà riservata dell'autore - Digitalizzazione e distribuzione a cura del CENTRO APPUNTI - Corso Luigi Einaudi, 55 - Torino / Pagina 5 di 138

© Proprietà riservata dell'autore - Digitalizzazione e distribuzione a cura del CENTRO APPUNTI - Corso Luigi Einaudi, 55 - Torino / Pagina 7 di 138



Le radiazioni viaggiano alla velocità della luce*: $c \approx 3*10^8$.*

Definita la lunghezza d'onda e la velocità, si definisce la frequenza: $f = c/\lambda$

L'energia di una radiazione è definita dalla legge di Planck: $Q = h * f$

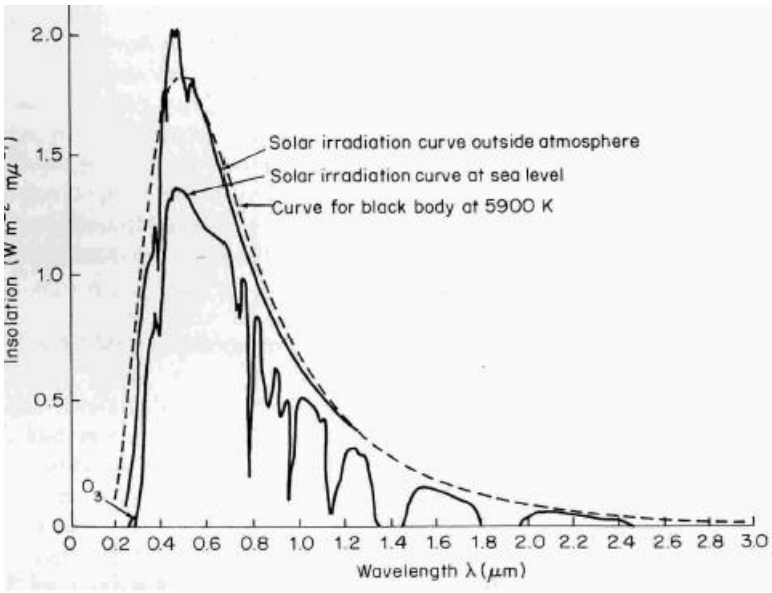
Dove Q è l'energia, f la frequenza e h la costante di Planck, che vale $6.626*10^{-34}$ Js.

È legata alla temperatura, in quanto un corpo emette radiazioni elettromagnetiche a seconda della temperatura a cui si trova, fornendo un'energia fornita dalla legge di Boltzmann: $E = \varepsilon*\sigma*T^4$

Dove E è l'energia, ε è l'emissività, cioè la percentuale di energia riflessa rispetto a quanta ne riceve, σ è la costante di Stefan Boltzmann e vale $5.67*10^{-8}$ W/m^2K^4 e T è la temperatura.

Un corpo che ha temperatura uguale a 0K non emette energia, è detto corpo nero e riemette tutte le radiazioni che lo colpiscono.

Lo spettro solare è simile a quello del corpo nero e ha il massimo nel visibile.



Altre radiazioni sono emesse, ma in minor quantità.

© Proprietà riservata dell'autore - Digitalizzazione e distribuzione a cura del CENTRO APPUNTI - Corso Luigi Einaudi, 55 - Torino / Pagina 7 di 138

© Proprietà riservata dell'autore - Digitalizzazione e distribuzione a cura del CENTRO APPUNTI - Corso Luigi Einaudi, 55 - Torino / Pagina 9 di 138

L'impatto di particelle di piccola massa ad alte velocità danneggiano disicamente superfici e sensori esterni,

2.3. Ambiente vicino alla Terra.

È caratterizzato dalla presenza di 2 principali disturbi: l'atmosfera e l'ossigeno atomico.

2.3.1. Atmosfera;

Causa la resistenza atmosferica. È funzione della densità e della pressione, che diminuiscono entrambe esponenzialmente con la quota. Provoca il decadimento precoce dell'orbita, per il quale si predispone un sistema di propulsione secondaria, ma è usato anche per il rientro dell'orbita, ed è pressoché nullo per orbite con quota maggiore di 600 km.

2.3.2. Ossigeno atomico.

L'ossigeno atomico si genera dall'ossigeno molecolare con l'energia fornita dalle radiazioni EM. È molto più reattivo della sua forma molecolare e causa la disintegrazione delle superfici metalliche.

2.4. Ambiente spaziale.

Ci sono problemi comuni sia all'ambiene radiativo che a quello in prossimità della Terra, causati dal vuoto.

2.4.1. Outgassing;

il vuoto causa la fuoriuscita dei gas. È un problema strutturale per i materiali compositi, in quanto se ci sono bolle all'interno del laminato non riescono a fuoriuscire, ma se sono in prossimità della superficie, e sono abbastanza grandi da causare una differenza di pressione elevata, possono esplodere e provocare cricche che non solo possono danneggiare le strutture ma anche i componenti vicini.

2.4.2. Saldatura a freddo

Parti progettate per essere ferme, se si trovano a contatto, a causa della pressione, si attaccano. Si risolve con l'esposizione di una parte al Sole, in modo che la dilatazione termica stacchi le due parti. I lubrificanti inoltre potrebbero congelarsi quindi si usano lubrificanti solidi, come la polvere di grafite.

2.4.3. Scambi termici.

Nel vuoto la principale forma di scambi di calore è l'irraggiamento, e nel vuoto risulta difficile raffreddare lo SC.

2.4.4. Differenza di pressione;

È il principale problema per ambienti pressurizzati. All'interno presentano circa 1 atm, all'esterno c'è una pressione di circa 6 ordini di grandezza inferiore, per cui le strutture sono notevolmente caricate e vanno dimensionate tenendo conto di questo effetto.

2.4.5. Gravità;

La microgravità viene sfruttata nello spazio per effettuare esperimenti come formazione di materiali particolarmente difficili da ottenere a Terra per via della precipitazione e della diversa densità. Tuttavia causa anche problemi nella gestione dei liquidi e problemi fisiologici all'uomo.

2.4.6. Micro Meteorids and Orbital Debris, MMOD;

© Proprietà riservata dell'autore - Digitalizzazione e distribuzione a cura del CENTRO APPUNTI - Corso Luigi Einaudi, 55 - Torino / Pagina 9 di 138

© Proprietà riservata dell'autore - Digitalizzazione e distribuzione a cura del CENTRO APPUNTI - Corso Luigi Einaudi, 55 - Torino / Pagina 11 di 138

Lezione 3. Missioni spaziali e Sistemi.

Le missioni spaziali sono utili per:

- Campo visivo allargato e incontaminato/indisturbato dall'atmosfera;
- Possibilità di lavoro in ambiente diverso da quello terrestre, in microgravità e in presenza di radiazioni, non ottenibili a terra a causa dell'atmosfera che funge da schermo;
- Altre esigenze esplorative e tecniche (ad es.: creare materiali non presenti sulla Terra).

Le missioni si suddividono in 5 categorie (Scienza/Esplorazione, Servizi pubblici, Commerciali, Militari, Umane), definite con 4 parametri (Provenienza dei fondi, Caratteristiche, Obiettivi, Esempi).

1. Space Economy

Si è stimato che nel 2014 girasse per l'industria spaziale globale un valore di circa 300 miliardi di dollari, di cui:

- Il 63% derivato da compagnie che forniscono servizi di telecomunicazione (telefonica, televisiva, remote sensing);
- Il restante 37% derivato da budget governativi e satelliti di Global Navigation Satellite System (GNSS), utili alla navigazione satellitare.

Altre stime:

- Più di un migliaio di satelliti nello spazio;
- Missioni di comunicazione >50% del totale.

2. Elementi in una missione.

Gli elementi che caratterizzano una missione spaziale sono:

- L'oggetto della missione;
- La geometria dell'orbita/costellazione;
- Segmento Spaziale (veicolo + payload);
- Segmento di lancio;
- Segmento di Terra;
- Comando, controllo e comunicazione.

Un altro modo per caratterizzare una missione è la funzione di ogni parte, piuttosto che gli elementi che la compongono.

2.1. Oggetto della missione.

L'oggetto della missione è ciò che interagisce o è valutato dal "Payload" (la strumentazione a bordo):

- Meteorologia;
- Controllo della Terra;
- Difesa;
- Comunicazione e Navigazione.

Si può effettuare un'altra distinzione:

© Proprietà riservata dell'autore - Digitalizzazione e distribuzione a cura del CENTRO APPUNTI - Corso Luigi Einaudi, 55 - Torino / Pagina 11 di 138

© Proprietà riservata dell'autore - Digitalizzazione e distribuzione a cura del CENTRO APPUNTI - Corso Luigi Einaudi, 55 - Torino / Pagina 13 di 138

- Tipo (monouso – riusabile).

Possiamo catalogarli anche in base alla nazione.

Tra i riusabili (parzialmente, ancora non hanno creato il lanciatore completamente riutilizzabile) ricordiamo lo Space Shuttle, progettato per essere economico e riutilizzabile. Usato dal 1977 al 2001, composto dall'Orbiter, Tank esterno (liquid prop) e due booster (solid prop), capacità di 10 astronauti e 28'800 kg di payload.

3.2. Stazioni spaziali.

Tra le altre cose, lo shuttle è stato ideato con l'obiettivo di servire una stazione orbitante.

La prima stazione è stata la Salyut (URSS, 1971), poi la Skylab (USA, 1973), poi la prima stazione spaziale strutturata è stata la MIR (URSS-Russia, 1986-2001), fino alla Stazione Spaziale Internazionale (1998).

La Stazione Spaziale Internazionale ha un'orbita quasi circolare a circa 400 km di altezza, compie 15 orbite al giorno, pesa 400 tonnellate. È un laboratorio per ricerca in condizioni in microgravità, si conducono esperimenti su biologia, biologia umana, fisica, astronomia, meteorologia, tecnologia. È usata anche per testare sistemi per future missioni verso Luna, Marte e Deep Space.

È un programma che coinvolge le aziende spaziali degli USA, Russia, Europa, Canada e Giappone.

3.3. Veicoli di rifornimento.

Possono essere abitati e non.

Quelli non abitati eseguono automaticamente alcune fasi della missione come il rendezvous e il docking. Vengono usati per trasferire rifornimenti e strumenti per ricerche. (es: ATV, Progress, Dragon, Shenzou).

Quelli abitati trasferiscono la crew da/alla stazione. Oggi è attiva solo la Soyuz.

3.4. Satelliti e sonde.

La differenza è che i primi sono destinati a orbitare attorno alla Terra, i secondi lasciano il sistema terrestre.

I primi possono essere utili per telecomunicazioni, navigazione, osservazione, scienza e dimostrazioni tecnologiche. Ce ne sono centinaia di operativi e migliaia di inattivi (o loro parti).

I secondi per esplorazioni e scienza.

3.5. Landers e rovers.

Si distinguono dalle sonde perché atterrano sul corpo su cui sono destinati ad operare. I primi restano fermi, i secondi sono capaci anche di muoversi.

Entrambi possono essere sia autonomi che telecomandati che abitati.

Su Marte ne arriva uno si e dieci no, perché Marte è troppo cazzimmoso.

3.6. Veicoli suborbitali.

Possono raggiungere 100 km di quota (superano la linea di Karman) ma non riescono a stare in orbita terrestre.

© Proprietà riservata dell'autore - Digitalizzazione e distribuzione a cura del CENTRO APPUNTI - Corso Luigi Einaudi, 55 - Torino / Pagina 13 di 138

© Proprietà riservata dell'autore - Digitalizzazione e distribuzione a cura del CENTRO APPUNTI - Corso Luigi Einaudi, 55 - Torino / Pagina 15 di 138

5. Spacecraft Bus.

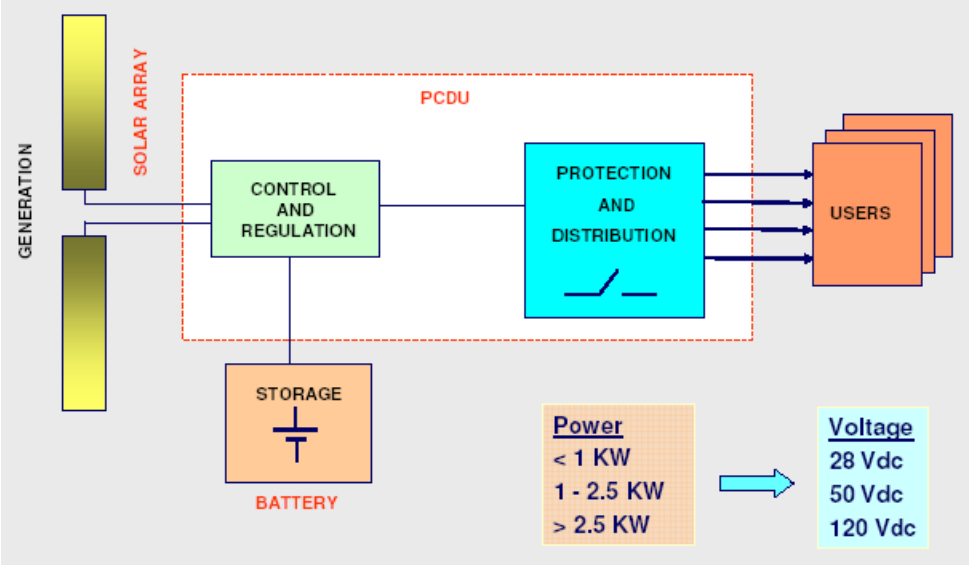
È ciò che permette il controllo, alimentazione, comunicazione e tutti i sistemi che servono a tenere in orbita il Payload.

Consiste quindi nei sistemi di comunicazione, data handling, fornitura di potenza elettrica, supporto all'ambiente e la vita, le strutture, il trasporto spaziale.

© Proprietà riservata dell'autore - Digitalizzazione e distribuzione a cura del CENTRO APPUNTI - Corso Luigi Einaudi, 55 - Torino / Pagina 15 di 138

© Proprietà riservata dell'autore - Digitalizzazione e distribuzione a cura del CENTRO APPUNTI - Corso Luigi Einaudi, 55 - Torino / Pagina 17 di 138

- il primo genera, immagazzina e distribuisce l'energia elettrica;
- il secondo regola la potenza in relazione alle richieste delle utenze;
- il terzo funge da supporto, è composto da elementi che controllano e proteggono il sistema, come sensori e software dedicati, schermi e dissipatori.



4. Processo di Design di un sistema elettrico.

Consiste in 4 fasi:

- Identificazione di requisiti e limiti, in base al tipo e durata di missione, configuraizone dello SC, per ottenere il profilo di potenza richiesto (media e picchi);
- Decisione del tipo di sistema e dimensionamento, in base ai requisiti trovati e in dipendenza della missione, per ottenere il dimensionamento del generatore (tipo di cella solare, dimensioni e massa, configurazione);
- Decisione del tipo di batterie e dimensionamento, in base ai parametri orbitali, al profilo di potenza richiesto e alla disponibilità di energia, per ottenere i requisiti di conservazione in caso di eclisse e scarsa potenza, e il dimensionamento delle batterie (tipo di batterie, dimensioni e massa);
- Scelta del sistema di regoalzione e controllo, in base al profilo di missione, requisiti di regolazione e requisiti di controllo termico, per ottenere informazioni sull'energia richiesta, del controllo termico, della qualità del bus e infine si richiede anche l'algoritmo di controllo della potenza.

5. La fonte d'energia Solare.

È la più comune; riceve in entrata la luce del Sole e la trasforma in una corrente elettrica. Le prime risalgono agli anni 50.

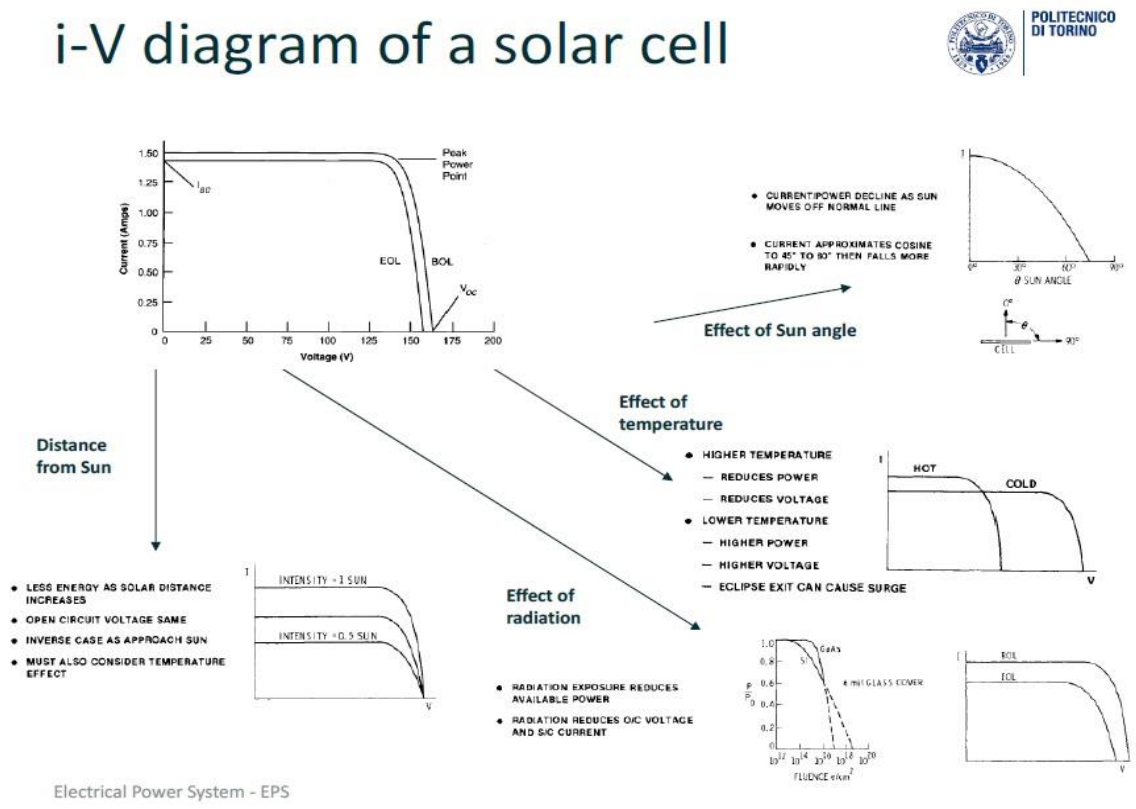
Il processo di conversione di energia ha un'efficienza che varia tra 0.1 e 0.3, in pochi casi 0.45, e il resto viene riflesso o dissipato sotto forma di calore.

Oltre alla scarsa efficienza, si ricordi che solo la componente perpendicolare viene trasformata, quindi si cerca di disporle sempre con le superfici verso il Sole.

Un altro fattore limitante è la potenza disponibile che diminuisce col quadrato della distanza dal sole; alla Terra arrivano circa **1367 W/m^2**.

© Proprietà riservata dell'autore - Digitalizzazione e distribuzione a cura del CENTRO APPUNTI - Corso Luigi Einaudi, 55 - Torino / Pagina 17 di 138

© Proprietà riservata dell'autore - Digitalizzazione e distribuzione a cura del CENTRO APPUNTI - Corso Luigi Einaudi, 55 - Torino / Pagina 19 di 138



Per aumentare la capacità di generazione di energia in un pannello si usano i *Concentratori solari*, una serie di pannelli riflettenti che deviano più raggi sulla superficie del pannello.

6. Sistemi solari dinamici di generazione elettrica.

Si usa un generatore a turbina che usa un flusso riscaldato dal sole. Il calore disperso dal flusso viene recuperato da un *recuperatore* (scambiatore di calore con sali eutettici sciolti), che assicura la continuità della generazione.

7. Risorse di energia chimica.

Sono le batterie e celle a combustibile. Sono la forma primaria di energia conservata.

Le celle a combustibile sono usate anche per le operazioni primarie e supporto alla vita in uno SC come lo space shuttle.

Il dimensionamento delle batterie avviene in base alla potenza richiesta, al tempo di ricarica, ai cicli di vita e alla velocità di logorazione.

8. Risorse di energia nucleare.

Si usano sistemi statici, come i sistemi RTG, convertono direttamente il calore derivato dal decadimento dei radioisotopi per via dell'effetto termoelettrico (è possibile generare differenza di potenziale tra due semiconduttori mantenendo una differenza di temperatura).

I sistemi dinamici sono ancora teorici, si ipotizza di usare reattori nucleari.

Non richiedono sistemi di recupero del calore come i sistemi solari dinamici, in quanto la produzione del calore è costante.

© Proprietà riservata dell'autore - Digitalizzazione e distribuzione a cura del CENTRO APPUNTI - Corso Luigi Einaudi, 55 - Torino / Pagina 19 di 138

© Proprietà riservata dell'autore - Digitalizzazione e distribuzione a cura del CENTRO APPUNTI - Corso Luigi Einaudi, 55 - Torino / Pagina 21 di 138

D. *Geostationary w/ crosslink*. Sfrutta la funzione di RELAIS, i dati rimbalzano su un punto esterno per arrivare all'altro satellite Geostazionario, sempre in comunicazione tra loro.
E. *Low attitude multiple sats w/ crosslink*. Garantisce una comunicazione perenne tra tutti i satelliti, posizionati in orbita bassa. Sono necessari 48-64 satelliti per avere una copertura totale e costante interconnessione tra i satelliti. Rispetto ai D hanno il vantaggio del costo (posizionare un satellite in LEO è molto più facile che posizionarne uno in GSO), ma sono necessari tantissimi satelliti.

1.4. Architettura definita in base alle funzioni.

Ci sono 3 principali funzioni che un satellite può trovarsi a dover svolgere.

- *TT&C:* la funzione TT&C serve per Telemetria (dati raccolti dal satellite in orbita e trasferiti a terra), Command (uplink di comandi da terra che il satellite deve eseguire) Tracking (serve per regolare la visibilità del satellite da terra).
- *Data collection:* Il satellite raccoglie dati durante il periodo orbitale, e quando si trova in visibilità della stazione di Terra effettua il downlink e la trasmissione dei dati.
- *Data relay:* Il satellite prende informazioni da una stazione di Terra e le trasmette a un'altra quando si trova in visibilità.

2. Requisiti e caratteristiche di un'architettura.

I fattori che caratterizzano un'architettura sono:

- *Orbita*. Definisce quanto tempo il satellite è visibile da Terra;
- Spettro di frequenze e di potenza del segnale;
- *Propagazione del ritardo*. Dovuto alla distanza. Le onde si propagano alla velocità della luce, e a 36000 km il ritardo può essere consistente;
- *Quantità di dati e velocità di trasmissione*;
- *Durata della missione*. Rilevante nella scelta dei componenti;
- Accessibilità e pianificazione;
- Regolazione;
- Regole.

Le caratteristiche principali sono:

- Velocità di connessione;
- Copertura;
- Disponibilità di accesso multiplo;
- Larghezza di banda.

© Proprietà riservata dell'autore - Digitalizzazione e distribuzione a cura del CENTRO APPUNTI - Corso Luigi Einaudi, 55 - Torino / Pagina 21 di 138

© Proprietà riservata dell'autore - Digitalizzazione e distribuzione a cura del CENTRO APPUNTI - Corso Luigi Einaudi, 55 - Torino / Pagina 23 di 138

2.2. Caratteristiche principali.

2.2.1. Data Rate.

Qual è il Data Rate (R) necessario a trasferire una certa quantità di dati.

È il coefficiente di proporzionalità che regola il trasferimento di una data quantità di dati in un determinato intervallo con date condizioni di visibilità:

$$D = \frac{R * (F * T_{Max} - T_{initiate})}{m}$$

F: visibilità e copertura. Avrebbe il valore 1 solo nel caso (ideale) di posizione esattamente zenithale del satellite, cosa che per ovvi motivi non avviene mai. NON È MAI MAI MAI MAGGIORE DI 1.

T_max: Tempo di massima visibilità.

T_initiate: Tempo necessario all'inizio di una connessione.

m: fattore di correzione, perché non può andare sempre tutto bene (fattore riduttivo >1 che rappresenta di quanto viene ridotta la capacità di trasmettere, per cause ambientali o tecniche).

2.2.2. Copertura.

Rappresenta la superficie della Terra che può essere raggiunta dal segnale. Non tutta la copertura geometrica è raggiungibile dal segnale a causa della direzionalità e delle condizioni ambientali.

2.2.3. Larghezza di banda e Accesso multiplo.

La larghezza di banda è il Range che comprende le frequenze disponibili, dalla più bassa alla più alta.

L'accesso multiplo consente a più ricevitori di ricevere uno stesso segnale trasmesso. Il trasmettitore per inviare a più ricevitori può agire in due modi:

- dividi le frequenze e fai sintonizzare ognuno su una frequenza (trasmissione lenta e continua);
- dividi il tempo e invii uno alla volta a ciascun ricevitore (trasmissione veloce discontinua). In genere la differenza non è percepibile dall'utente perché il Δt è troppo piccolo e la frequenza trasmettitrice ha ampiezza variabile.

© Proprietà riservata dell'autore - Digitalizzazione e distribuzione a cura del CENTRO APPUNTI - Corso Luigi Einaudi, 55 - Torino / Pagina 23 di 138

© Proprietà riservata dell'autore - Digitalizzazione e distribuzione a cura del CENTRO APPUNTI - Corso Luigi Einaudi, 55 - Torino / Pagina 25 di 138

Volendo trasmettere una serie di 0 e 1, si può cambiare:

- *Ampiezza*: si aumenta o diminuisce a seconda del dover trasmettere 0 o 1;
- *Frequenza:* la si alza o si abbassa;
- *Fase:* si cambia di 180 a seconda del passaggio di 0 o 1.

La modulazione digitale è più precisa della trasmissione analogica, perché il passaggio di 0 o 1 è distinto da una certa soglia. La modulazione avviene cambiando i tre parametri di cui prima in modo da distinguere la sequenza di 0 e 1. Usando più modi insieme si riesce a trasmettere non solo il segnale singolo, ma un'intera serie di cifre.

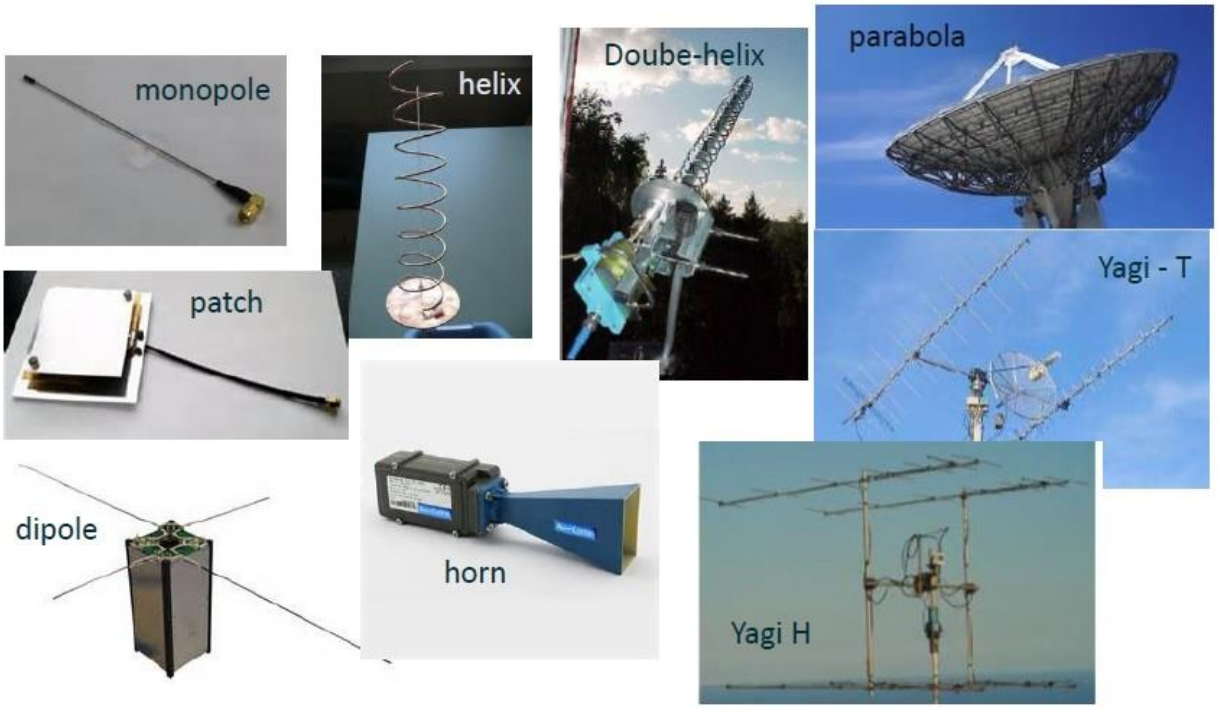
3.2.3. Transponder – HPA.

È il sistema che permette che l'onda modulata venga ricevuta a grande distanza nonostante i disturbi che possono esserci. Inoltre stabilisce la connessione con i componenti per TT&C della stazione di Terra.

Il componente principale è l'amplificatore, fornito in due modi pricipali:

- *Travelling Wave Tube (TWT) Amplifiers*: è ideale per stazioni di terra, in quanto è più ingombrante, più costoso e più potente. Tuttavia dovendo trasmettere grandi quantità di segnale si può incorrere in fenomeni di saturazione e di rumori di fondo.
- *Amplificatori a stato solido:* sono più deboli, economici e compatti. Vengono usati per lo più su satelliti che devono avere trasmissioni con una sola stazione di terra.

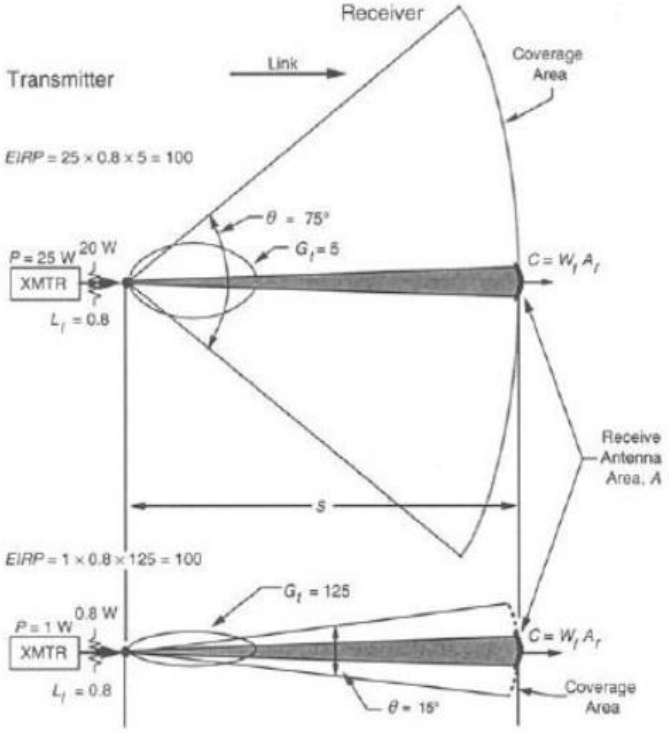
3.2.4. Antenna.



Si usano sia per la ricezione che per la trasmissione. Trasformano un segnale in corrente alternata in radiazione elettromagnetica e viceversa, a seconda se sta trasmettendo o ricevendo. Ci sono diverse possibilità per costruire un'antenna, con diverse forme. A parte "horn" e "patch" si possono usare ugualmente a Terra o sullo SC.

© Proprietà riservata dell'autore - Digitalizzazione e distribuzione a cura del CENTRO APPUNTI - Corso Luigi Einaudi, 55 - Torino / Pagina 25 di 138

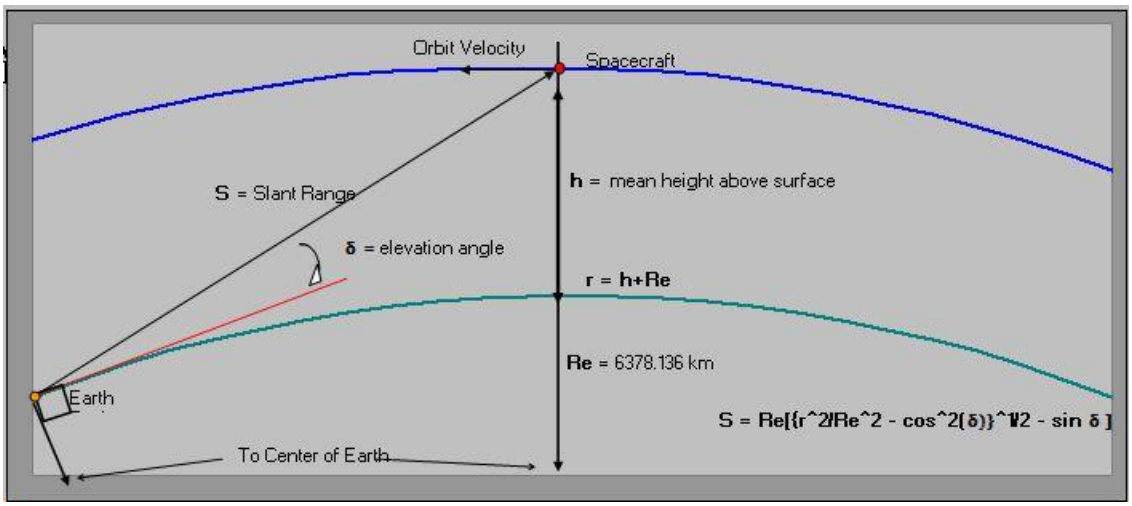
© Proprietà riservata dell'autore - Digitalizzazione e distribuzione a cura del CENTRO APPUNTI - Corso Luigi Einaudi, 55 - Torino / Pagina 27 di 138



3.3. Perdite.

3.3.1. Perdite da sentiero Free Space.

Le perdite di potenza del segnale più consistenti nello spazio sono dovute all'effetto quadratico della distanza, in quanto esso è distribuito su una sfera. (vedi pure esercitazione).



3.3.2. Perdite da puntamento.

È causata da un offset di puntamento tra trasmittente e ricettore.

$$L_{pr}=-12(e_p/(\theta/2))^2$$

© Proprietà riservata dell'autore - Digitalizzazione e distribuzione a cura del CENTRO APPUNTI - Corso Luigi Einaudi, 55 - Torino / Pagina 27 di 138

© Proprietà riservata dell'autore - Digitalizzazione e distribuzione a cura del CENTRO APPUNTI - Corso Luigi Einaudi, 55 - Torino / Pagina 29 di 138

3.4.4. System Noise Temperature.

Il rumore viene misurato come Temperatura, in quanto il materiale magnetico, riscaldato, riduce le sue qualità magnetiche, a causa del maggior caos termico del movimento degli elettroni. Per ciò, il trasmettitore deve essere mantenuto a basse temperature.

La soluzione ai problemi di trasmissione è usare trasmettitori criogenici, portando la strumentazione a 50K.

Nota che per i satelliti è pressoché impossibile abbassare la temperatura in questo modo, normalmente si trovano a 290K, ed è il motivo per cui l'uplink ha performance peggiori del downlink.

Per il resto vedi le esercitazioni.

3.4.5. G/T.

4. Segmento spaziale (Com Sys).

Definite le caratteristiche di una ricetrasmissione, vediamo come caratterizzare i componenti principali: i segmenti di spazio e di Terra. Viene descritto nella prima parte i sistemi a bordo, dopo (in Ground System) le funzioni a terra.

4.1. Funzioni principali.

La funzione svolta dal sistema di comunicazione a bordo è detto *TT&C (telemetry, tracking and command/communication)*, che costituisce l'interfaccia tra SC e stazione di Terra, e quindi trasmette i dati di missione e di gestione dello SC.

Le varie funzioni del TT&C sono:

- *Tracciamento del SC*;
- *Ricezione e rivelazione dei comandi*: la trasmissione parte da Terra, si studia la posizione del satellite, una volta individuato deve essere puntato, si inviano segnali in attesa di risposta; una volta che il satellite risponde (funzione del TRASPONDER), si aggancia il collegamento (LINK) e si continua la comunicazione. Si usa lo stesso procedimento per il *Ranging*.
- *Telemetry modulation and trasmission:* riceve, demodula, processa e ritrasmette i dati e i segnali;
- *Ranging:* processo di determinazione della posizione del satellite;
- *Controllo dei sottosistemi:* controlla temperature, funzionamento, puntamento, controlla eventuali guasti, sceglie l'antenna da usare per la trasmissione.

4.2. Interazione con gli altri sistemi a bordo.

C'è un legame di requisiti richiesti dal sistema di comunicazione agli altri sistemi, e limiti che il sistema di comunicazione non deve superare.

I requisiti sono:

- Accuratezza e stabilizzazione del puntamento, a cui provvede il ADCS;
- Interfaccia di computazione rapida, del C&DH;
- Potenza richiesta; EPS;
- Dissipazione del calore durante le trasmissioni.

I limiti sono:

- Tolleranza nel puntamento e nelle perdite di segnale (ADCS);
- Capacità di processare i dati a bordo (C&DH);
- Potenza media e massima (EPS);

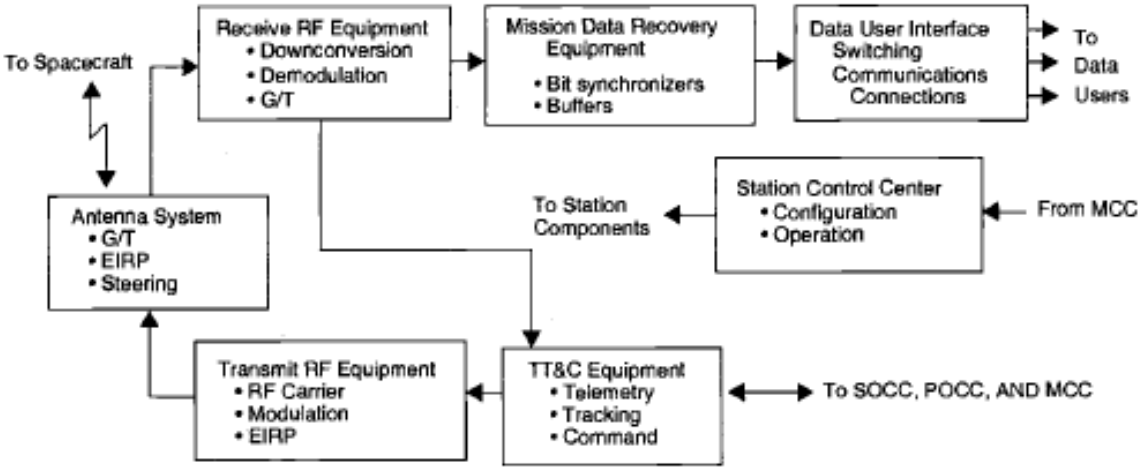
© Proprietà riservata dell'autore - Digitalizzazione e distribuzione a cura del CENTRO APPUNTI - Corso Luigi Einaudi, 55 - Torino / Pagina 29 di 138

© Proprietà riservata dell'autore - Digitalizzazione e distribuzione a cura del CENTRO APPUNTI - Corso Luigi Einaudi, 55 - Torino / Pagina 31 di 138

5.3. Stazioni di terra.

La stazione di terra è il punto di comunicazione del SC con gli utenti, in pratica l'antenna.

5.3.1. Schema a blocchi.



In particolare, della stazione di terra, fanno parte gli strumenti di comunicazione con lo SC (COMSYS), e il suo funzionamento dipende dai comandi fornitigli dal Centro di controllo. Fornisce i dati ricevuti riconvertiti dal demodulator agli utenti.

5.3.2. Rintracciamento del satellite.

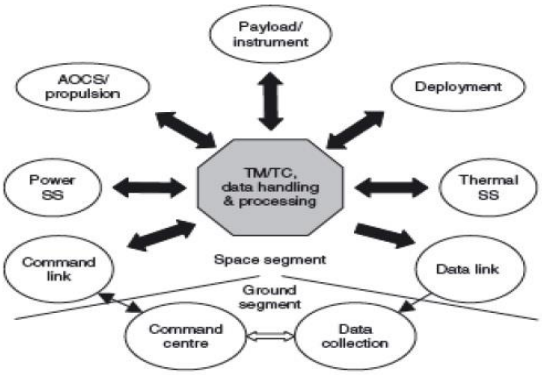
Principale differenza delle stazioni di Terra, è la necessità di orientare l'antenna sul satellite, in modo da migliorare la capacità di tracking. È dotato di sensori che misurano gli angoli di Elevation e Azimuth, info passate all'unità di controllo, confrontate con la posizione desiderata dall'antenna (valuta l'errore). Il valore di errore è fornito al Driver in modo da fornire la giusta posizione all'antenna attraverso motori elettrici.

Al software si richiede, partendo dalle informazioni orbitali del satellite, che sono note e fornite in fase di progetto all'agenzia americana, definire a posizione attuale del satellite allo scopo ulteriore di definire la distorsione dell'orbita. Infine si richiede anche di fornire una stima dell'area di visibilità dalla Terra.

© Proprietà riservata dell'autore - Digitalizzazione e distribuzione a cura del CENTRO APPUNTI - Corso Luigi Einaudi, 55 - Torino / Pagina 31 di 138

© Proprietà riservata dell'autore - Digitalizzazione e distribuzione a cura del CENTRO APPUNTI - Corso Luigi Einaudi, 55 - Torino / Pagina 33 di 138

OBC: interaction with other subsystems



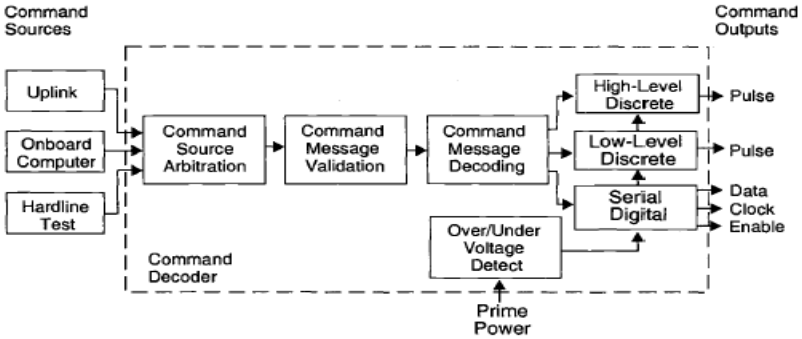
3. C&DH.

Il computer di bordo, OBC, è il responsabile della funzione Command and Data Handling dello SC. Essa consiste in due funzioni principali:

- Riceve -> Valida -> Decodifica -> Distribuisce le informazioni dai/agli altri sottosistemi;
- Raccoglie, Processa e Formatta i dati di missione e di gestione interna dello SC, per il downlink e all'occorrenza rendere disponibili all'uso da un altro computer.

Funzioni ausiliarie sono il Timekeeping, controllo del tempo e sincronizzazione dei componenti, e il Watchdog, che consiste nel monitorare lo stato del computer.

Guardiamo meglio le funzioni:



- I comandi possono essere mandati da terra (uplink) o dai sottosistemi (Onboard Computer). La linea Hardline Test serve per i test a Terra e non viene usata in orbita;
- Una volta verificata la fonte del dato in input, si verifica il dato stesso. Ciò è possibile con la funzione di Command Message Validation, il controllo della sintassi, attraverso il bit di controllo di fine linea, in modo da verificare se il segnale è arrivato al satellite in questione e se esso sia arrivato intero, confrontando il dato col protocollo (si valuta se la misura è congruente col protocollo). In caso di validazione negata non si procede nemmeno con la decodifica;
- Passo successivo è la decodifica; il segnale deve essere convertito secondo il protocollo;
- Infine, l'output del sistema sono impulsi di vario tipo. I primi due, discreti di livello basso o alto, sono emessi come impulsi, mentre l'ultimo (Serial Digital) è più complesso e viene emesso come stringhe di dati, con clock e abilitazione.

© Proprietà riservata dell'autore - Digitalizzazione e distribuzione a cura del CENTRO APPUNTI - Corso Luigi Einaudi, 55 - Torino / Pagina 33 di 138

© Proprietà riservata dell'autore - Digitalizzazione e distribuzione a cura del CENTRO APPUNTI - Corso Luigi Einaudi, 55 - Torino / Pagina 35 di 138

Il processo della telemetria dipende dalla quantità di canali in input richiesti; la maggior parte dei canali sono trasduttori di temperatura, pressione e voltaggio.

Alcuni sottosistemi forniscono la capacità di autocontrollarsi e integrare l'informazione in uno stream di dati.

Il sistema di Data Handling può gestire anche dati da altri sottosistemi. I parametri critici sono la quantità di dati e la velocità di trasferimento.

4. Funzioni del C&DH.

Controllo del tempo e sincronizzazione.

Le funzioni del processore avvengono come operazioni binarie, la cui cadenza è scandita da un componente della CU (clock), e in base alla frequenza di clock si definisce il tempo in cui essa avviene, che corrisponde al più piccolo intervallo che il processore riesce a contare.

Oltre alla sincronizzazione ci sta il problema dell'incertezza nel calcolo di tempo. I sistemi moderni hanno una precisione che arriva al secondo ogni milione di anni.

Watchdog

È la funzione che permette al computer di controllare da solo eventuali *failures*, per le quali il sistema da solo andrebbe in tilt e bisogna effettuare dei reset per ripristinare il funzionamento. Ciò avviene con il controllo del *Watchdog Timeout*, per cui se una funzione richiesta dal computer prima del timeout interviene il watchdog e resetta.

5. Partizionamento funzionale per i processi del computer di bordo.

Ci si chiede quando è possibile effettuare il processo dei dati nello spazio e quando è indispensabile farlo a Terra: occorre un compromesso tra eventuali problemi di trasmissione (se sono troppo lunghi e la connessione non è abbastanza potente, il processo avviene nello spazio), e il bisogno di intervento umano (per cui occorre eseguirlo a Terra).

Un altro problema è se il processo può essere eseguito dall'hardware o c'è bisogno di un software aggiuntivo: si preferisce far eseguire all'hardware quando sono necessarie alte performance e quando è disponibile un hardware sufficientemente efficiente ed economico. Invece si lascia il compito al software se la complessità è superiore a quella disponibile nel HW, se sono richieste modifiche dopo l'acquisto dell'HW, se esso è troppo costoso o quando c'è grande disponibilità di risorse SW.

6. Architetture dei computer di bordo.

- Architettura centralizzata

Il processore centrale è collegato a tutti i sottosistemi.

Lavora bene con pochi sistemi ben definiti coi quali si interfaccia direttamente, ed è molto affidabile in quanto la failure di un sottosistema non modifica il funzionamento degli altri.

Tuttavia risulta difficile aggiungere un nuovo componente, e il cablaggio risulta difficile se si sceglie di duplicare i cavi (nel caso debbano essere inviati a ricevitori multipli.

© Proprietà riservata dell'autore - Digitalizzazione e distribuzione a cura del CENTRO APPUNTI - Corso Luigi Einaudi, 55 - Torino / Pagina 35 di 138

© Proprietà riservata dell'autore - Digitalizzazione e distribuzione a cura del CENTRO APPUNTI - Corso Luigi Einaudi, 55 - Torino / Pagina 37 di 138

- Tempo di processo, dipende dalla velocità del processore.

Linguaggi usati.

Sono di due tipi: *Assembly Language*, utilizzato a livello dei componenti, è il "linguaggio macchina", e *High-Order Language*, usato per produrre i software, è detto di alto livello perché usa anche parole e può dare comandi sofisticati.

Test.

Il programma di testing (*benchmark program*) ha l'obiettivo di misurare le performance di un software, confrontandole con misure standard.

La macchina dove prende posto l'attività di sviluppo è la *Host machine.* Il processore destinato all'utilizzo di quel software è il *Target machine.* Un *cross compiler* esegue il software sulla Host machine il programma.

9. Considerazioni sui requisiti del Computer.

- *Limiti del bus dello SC:* il computer venga diviso in sistemi single unit e multiple unit (distributed systems);
- *Reliability:* può essere migliorata con la ridondanza e con miglior qualità delle parti;
- *Radiation:* le parti più danneggiate dalle radiazioni sono i componenti elettronici, per cui un ambiente con radiazioni limita i tipi di parti disponibili e aumenta l'ingombro;
- *Limiti da programma:* il budget è la parte più limitante per il C&DH, e oltre a questo anche la tabella di marcia, in quanto richiede tempo trovare i componenti più adatti.

© Proprietà riservata dell'autore - Digitalizzazione e distribuzione a cura del CENTRO APPUNTI - Corso Luigi Einaudi, 55 - Torino / Pagina 37 di 138

© Proprietà riservata dell'autore - Digitalizzazione e distribuzione a cura del CENTRO APPUNTI - Corso Luigi Einaudi, 55 - Torino / Pagina 39 di 138

Verifica

- *Documentazione:* quella serve sempre.

3. Ambiente termico del SC.

Lo SC si trova in vari ambienti, da quelli di testing, trasporto, lancio fino alle orbite di trasferimento e quella operazionale, ma i dimensionamenti avvengono per le ultime fasi che sono le più critiche, tenendo tuttavia conto della compatibilità con gli ambienti precedenti. Lo SC nello spazio infatti si trova in condizioni critiche perché interagisce con la radiazione solare diretta, quella riflessa dal corpo centrale, la radiazione propria del corpo centrale e la radiazione da altri corpi nel Deep Space, assorbendo radiazioni (energia termica per irraggiamento) per poi rilasciarne una parte nello spazio.

Il dimensionamento avviene tenendo conto dei due casi peggiori, ossia quello più caldo possibile (a diretto contatto col sole e con la dissipazione minima) e quello più freddo possibile (satellite in eclissi con la minima potenza dissipata).

3.1. Riscaldamento solare.

Il sole è l'elemento che influenza maggiormente il TCS. La variazione stagionale dell'orbita intorno al sole è del 3% con media di 1367 W/m^2.

L'intensità è funzione dello spettro di onde EM, in particolare quello del sole è situato per il 7% nel campo ultravioletto, per il 46% nel visibile e il 47% nel vicino infrarosso. Tuttavia le radiazioni IR sono minori di quella di un corpo normale quindi, dovendo dimensionare rispetto alla componente più critica si esegue in base al campo visibile, quindi la principale soluzione è quella di usare superfici riflettenti.

3.2. Albedo.

È la riflessione incidente sul corpo centrale, per la Terra è circa il 34% in media, e varia in funzione della superficie che riflette: più alta per nuvole e neve, intermedia per terra e deserti, bassa per le acque. Varia tra 218 e 275 W/m^2.

3.3. IR terrestre.

La terra, poiché ha una temperatura diversa da 0, emette radiazioni IR (essendo dipendente dalla temperatura, zone più calde come i deserti ne emettono di più). Il range di emissioni tuttavia è meno ampio dell'effetto dell'albedo. Varia con l'incidenza e con la posizione rispetto alla Terra, con valori minimi intorno a 224 W/m^2 e massimi intorno a 257 W/m^2.

3.4. Altri effetti.

C'è da tener conto del *free molecular heating*, riscaldamento causato dall'urto con molecole libere (ad es l'atmosfera), per cui si incontra solo durante l'ascesa dopo il rilascio dei booster e in caso di perigeo eccezionalmente basso.

Nelle *interplanetary trajectories*, durante crociere interplanetarie, la maggior parte del riscaldamento è dovuta alla luce diretta del sole, che diminuisce col quadrato della distanza. C'è inoltre da tener conto di albedo e radiazioni IR di altri pianeti.

© Proprietà riservata dell'autore - Digitalizzazione e distribuzione a cura del CENTRO APPUNTI - Corso Luigi Einaudi, 55 - Torino / Pagina 39 di 138

© Proprietà riservata dell'autore - Digitalizzazione e distribuzione a cura del CENTRO APPUNTI - Corso Luigi Einaudi, 55 - Torino / Pagina 41 di 138

emissività), *assorbitori solari e piatti* (con alta assorbività, i primi con alta emissività l'altro con bassa). Due o più materiali vengono solitamente usati per ottenere performance migliori allo scopo di ottenere il bilancio di calore ideale. Le rifiniture e coperture sono affette da fenomeni di degradazione a causa delle radiazioni, particelle cariche, radiazione UV, vuoto e contaminanti;

- *Radiatori:* è il metodo più usato. Sono usati elementi con alta emissività e bassa assorbività, sotto forma di pannelli, piastre e radiatori. Il peso è relativamente basso per pannelli ed è alto se richiedono anche strutture di sostegno.
- *Feritoie:* sono usate per tenere sotto controllo il funzionamento dei radiatori, se è necessario aumentare il loro funzionamento vengono aperte, in caso contrario vengono chiuse. Un esempio comune di feritoie (*louvers*) sono quelle a veneziana, con lame capaci di ruotare quando azionate da attuatori per controllarne l'apertura;
- *Heat Pipes (tubi di calore):* funzionano facendo muovere un fluido all'interno di tubi capillari, per cui vicino alla superficie da raffreddare il liquido diventa vapore, viene trasportato per gradiente di pressione verso le parti più fredde dove torna liquido, e grazie al pompaggio capillare torna alle parti da raffreddare di nuovo alla temperatura fredda. Richiede la separazione della fonte di calore dal pozzo termico (oggetto capace di mantenere la temperatura invariata nonostante gli si fornisca o si sottragga calore);
- *Scambiatori di calore:* estraggono il calore dallo strumento da raffreddare attraverso un liquido refrigerante. Un esempio è il *cold plate*, pannello metallico su cui vengono montati i componenti elettronici e l'avionica, raffreddato con un liquido che attraversa tubi al loro interno;
- *Materiali che cambiano fase:* sono ad esempio la *paraffina*, che assorbendo calore si squaglia ed è più facile da raffreddare, è ottimo per affrontare picchi di temperatura, e quando passano torna solido. Non avendo parti mobili non si consuma mai, proprietà che rende questa soluzione molto affidabile;
- *Riscaldatori:* per proteggere dai casi freddi (finora abbiamo considerato solo metodi per contrastare l'eccessivo calore) servono sistemi di riscaldamento. I riscaldatori sono usati con termostati, interruttori azionabili anche da Terra in casi critici e fusibili, per proteggere da corti circuiti. Un altro uso è riscaldare il dispositivo alla minima temperatura di funzionamento prima di essere accesi. Ce ne sono di vari tipi: *Patch heaters,* composti da resistenze posti tra due fogli di materiale isolante, e *Cartridge heaters*, composto da una bobina chiusa in un cilindro, da inserire nel componente da riscaldare (usato particolarmente per riscaldare i motori a idrazina).

In alcuni casi, il sistema scambiatore-pompa-radiatore non è sufficiente, in quanto il calore espulso potrebbe non essere sufficiente. Per ciò si possono usare sistemi che aumentano il calore del radiatore (*heat pump*, pompe di calore), in modo da rendere più efficiente l'irraggiamento nell'ambiente esterno, oltre che schermare il radiatore (*radiator shade*) che mettono in ombra il radiatore dal flusso di calore esterno per abbassare la temperatura dell'ambiente e rendere più efficiente l'espulsione del calore.

Altre soluzioni consistono in sistemi a due fasi:

- *Two-phase pumped systems:* sistemi liquido-vapore che usano il calore latente del fluido trasportatore, che bollendo assorbe il calore e condensando lo rilascia;
- *Capillary pumped two-phase systems:* sistemi che sfruttano le forze capillari per mantenere il fluido in circolo, così da liberarci dal bisogno della pompa. Poiché queste forze sono piccole non sono adatti a grossi carichi di calore (<25kW) e per sistemi alquanto piccoli (<10m).

L'architettura generale dei sistemi di controllo termico quindi è la seguente:

© Proprietà riservata dell'autore - Digitalizzazione e distribuzione a cura del CENTRO APPUNTI - Corso Luigi Einaudi, 55 - Torino / Pagina 41 di 138

© Proprietà riservata dell'autore - Digitalizzazione e distribuzione a cura del CENTRO APPUNTI - Corso Luigi Einaudi, 55 - Torino / Pagina 43 di 138

Lezione 8 – Environmental Control & Life Support System.

1. Introduzione.

Serve a fornire un ambiente fisiologicamente adatto in SC, stazioni spaziali o basi planetarie. Il TCS serve a mantenere una temperatura confortevole, e in ciò può essere considerato una parte del ECLSS.

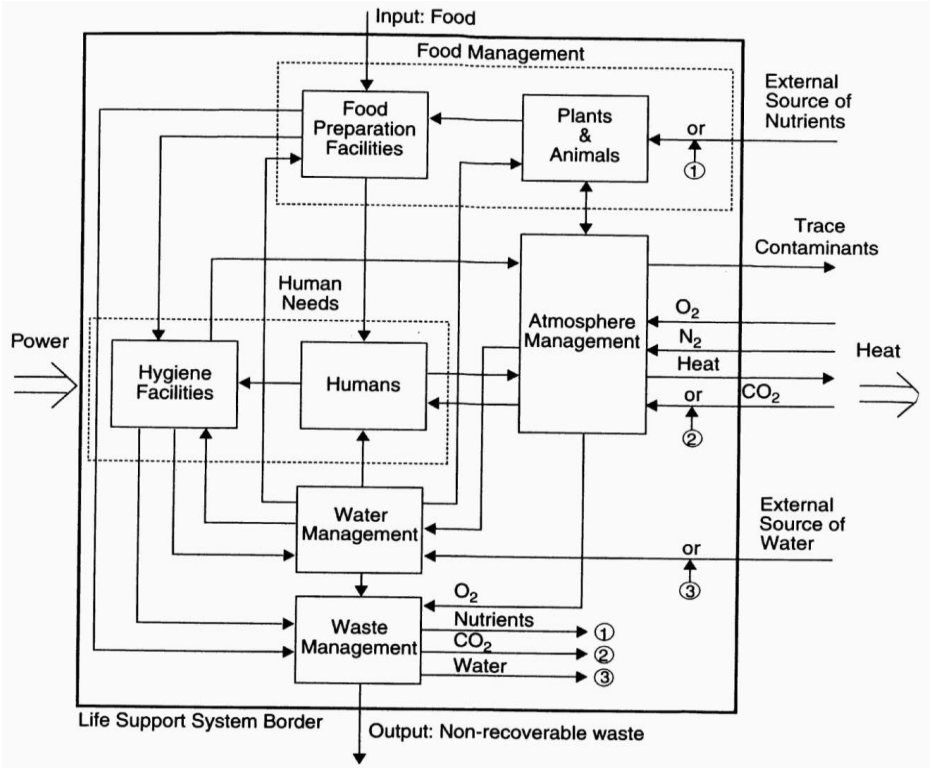
A partire da un ambiente vuoto, dobbiamo creare strutture all'interno delle quali creare le condizioni adatte alla vita.

Per prima cosa bisogna identificare quali siano le condizioni critiche per l'uomo, all'interno delle quali può sopravvivere; dopo aver creato un ambiente in cui pressione, temperatura e composizione atmosferica siano appropriate, bisogna controllare i disturbi provenienti dagli organismi che la abitano (la crew umana). Poi bisogna fornirgli le risorse di cui essi possono avere bisogno e controllare i loro rifiuti, che potrebbero diventare tossici o contaminare altre strumentazioni.

Il controllo ambientale e supporto alla vita studia il controllo ambientale, il rifornimento di risorse e il controllo dei prodotti di scarto; studiamo i sistemi atti a questo scopo.

Si può agire per questo con due tipi di architettura:

- *Sistemi a ciclo aperto*: si rifornisce lo SC con la materia necessaria da Terra e i rifiuti vengono stoccati e lavorati a Terra. La materia entra ed esce dal sistema. È una soluzione semplice, affidabile ma le risorse richieste sono molte e crescono con la crescita della durata e della crew. Bisogna inoltre tener conto dei costi di rifornimento e gestione;
- *Sistemi a ciclo chiuso*: dopo un rifornimento iniziale il sistema è autosufficiente in termini di risorse necessarie e smaltimento dei rifiuti. Attualmente è solo teorico, per cui si definisce un *closure level* del sistema, quindi in percentuale quanto esso sia autonomo. Ha alti costi di sviluppo (ricerca e produzione delle tecnologie), richiede più potenza, carichi di energia più elevati e ha affidabilità e manutenibilità più bassi.



© Proprietà riservata dell'autore - Digitalizzazione e distribuzione a cura del CENTRO APPUNTI - Corso Luigi Einaudi, 55 - Torino / Pagina 43 di 138

© Proprietà riservata dell'autore - Digitalizzazione e distribuzione a cura del CENTRO APPUNTI - Corso Luigi Einaudi, 55 - Torino / Pagina 45 di 138

- Un *eccesso* di atmosfera può portare a perdite di atmosfera, massa strutturale richiesta maggiore per sostenere pressioni più alte, preparazione delle EVA (extra vehicular activities) più complesse e rischiose;
- Un *difetto* di atmosfera può portare difficoltà nella comunicazione a distanza, pericolo dovuto all'eccesso di ossigeno che si immetterebbe per compensare la minor atmosfera, off-gassing in più e diminuzione dell'efficienza dello scambio di calore, necessità di maggior lavoro delle ventole e quindi più rumore e minor efficienza dei componenti elettronici.

Per cui al più si può ridurre la pressione totale dell'atmosfera senza eccedere con la percentuale di O_2 per evitare condizioni tossiche (iperossia o ipossia, maggiore o minore concentrazione di O_2). Inoltre usare differenti condizioni e rapporti O_2/ N_2 in aree diverse della stazione potrebbe portare a eccessi di N_2 nel sangue, ebollizione e danni fisiologici. La soluzione a questo sarebbe un "lavaggio" di N_2 con una respirazione di O_2. Bisogna inoltre pianificare situazioni di emergenza nelle quali possono esserci perdite per cui occorre uno stoccaggio di O_2 ausiliario.

2.1.2. Controllo di temperatura e umidità.

Le temperature devono restare nell'intervallo tra 18 e 24 °C. L'umidità deve rimanere entro 30-70%. Minor umidità può portare a problemi di comfort, mentre eccessiva umidità può comportare a fenomeni di condensa che danneggerebbero i componenti elettronici e aumentare la proliferazione microbiale.

2.1.3. Ventilazione.

La gravità ridotta influisce sulla convezione e galleggiabilità. Occorre ridurre i gradienti di densità e migliorare il trasferimento del calore, il ristagno e diminuire il rischio di contaminazione. Alcuni sensori antiincendio e di idrogeno richiedono movimento dell'aria.

2.1.4. Rimozione di contaminanti.

Il più importante contaminante è il CO_2 prodotto dalla respirazione, il cui eccesso può avvenire in tempi molto ridotti a seconda del design dello SC. Altri contaminanti possono essere capelli e pelucchi provenienti dai vestiti.

2.1.5. Monitoraggio dell'atmosfera.

Il sistema di monitoraggio dell'atmosfera consiste in una serie di sensori che controllano i parametri su indicati. Occorre, oltre che per la salute della crew, anche per studi su feedback dall'uomo e controllo delle performance dei sistemi. Particolarmente critiche sono le concentrazioni di CO e CO_2.

2.1.6. Fornire gas di makeup.

Necessari all'attività dei sensori, servono a limitare le perdite e migliorare il riciclo di gas negli esperimenti.

2.2. Gestione dell'acqua.

Bisogna:

- Fornire l'acqua alla crew per bere e per l'igiene (per cui si usano diversi tipi di acqua a diverse qualità, per bere, per l'igiene e per scopi medici;
- Processare i rifiuti liquidi, ossia l'umidità, quella usata per l'igiene e per bere. È raccolta nel punto di produzione e conservata localmente o pompata in un luogo centrale;

© Proprietà riservata dell'autore - Digitalizzazione e distribuzione a cura del CENTRO APPUNTI - Corso Luigi Einaudi, 55 - Torino / Pagina 45 di 138

© Proprietà riservata dell'autore - Digitalizzazione e distribuzione a cura del CENTRO APPUNTI - Corso Luigi Einaudi, 55 - Torino / Pagina 47 di 138

Occorre avere a disposizione non solo le attrezzature necessarie alle missioni e alla loro riuscita, ma anche dispositivi specifici per i bisogni umani, che non sarebbero invece necessari a missioni robotiche. Escludendo i sistemi ECLS e gli altri dispositivi necessari alle missioni e alla sopravvivenza dello SC stesso, consistono negli elementi necessari per le caratteristiche fisiche, fisiologiche e psicologiche dell'essere umano, come guardaroba, cambusa, sistemazioni per dormire, sistemi per l'igiene, vestiario etc.

© Proprietà riservata dell'autore - Digitalizzazione e distribuzione a cura del CENTRO APPUNTI - Corso Luigi Einaudi, 55 - Torino / Pagina 47 di 138

© Proprietà riservata dell'autore - Digitalizzazione e distribuzione a cura del CENTRO APPUNTI - Corso Luigi Einaudi, 55 - Torino / Pagina 49 di 138

precessione, rotazione dell'asse di rotazione intorno all'asse indisturbato). In questo modo i corpi resistono ai disturbi su due assi rispondendo con una velocità angolare costante come dei giroscopi (*Rigidezza giroscopica*). La rigidezza giroscopica può essere usata per ridurre gli effetti di piccoli disturbi, e può essere attuata mettendo in rotazione o l'intero SC o solo una parte di esso, in quanto è funzione del momento angolare che nello spazio è ragionevolmente considerabile una quantità conservativa: essa rimane costante in un corpo finché non intervengono disturbi esterni a cambiarlo.

Con la rigidezza giroscopica i disturbi esterni possono essere resistiti da momenti esterni (attuatori esterni che modificano lo stato di rotazione dello SC e quindi compensando i disturbi) o da componenti rotanti interni senza il bisogno di riorientare il veicolo.

2.2. Riferimenti esterni.

Per determinare l'orientamento assoluto dello SC occorrono sistemi di riferimento esterni che risultano fissi in particolari circostanze, ad esempio il sole, l'orizzonte terrestre, la direzione del campo magnetico terrestre e le stelle. Inoltre, sensori inerziali interni (giroscopio) possono essere usati per determinare l'orientamento insieme ad aggiornamenti esterni.

2.3. Sistemi di controllo.

Il controllo dell'orbita avviene con grandi motori a razzo, usati per immissione o cambi dell'orbita. Questi forniscono forze e momenti molto grandi, pure più di quelli necessari al corpo.

2.4. Complessità del problema.

Il problema del controllo di orbita e assetto è complicato dalla richiesta di molti parametri per determinare la posizione, essendo il problema vettoriale. Inoltre si ha a che fare con sistemi rotanti, quindi non inerziali, quindi rientrano nei calcoli matrici di rotazione varianti nel tempo, e quindi anche le rotazioni sono dipendenti dal sistema rotante.

3. Processo di design.

Analisi:

- Si definiscono i *modi di controllo* del sistema e i requisiti che deve avere, in funzione del profilo di missione;
- Si valuta, a seconda del profilo di missione e della missione stessa, il tipo di controllo necessario (a spin, su tre assi o a gradiente di gravità);
- Si quantifica quanto sono effettivamente consistenti i disturbi esterni;

Design:

- Si seleziona l'hardware necessario al controllo (sistemi di controllo attivi e passivi, verranno descritte a una a una tutte le alternative);
- Si definisce l'algoritmo di determinazione e controllo;

Verifica:

- Test e documentazioni.

© Proprietà riservata dell'autore - Digitalizzazione e distribuzione a cura del CENTRO APPUNTI - Corso Luigi Einaudi, 55 - Torino / Pagina 49 di 138

© Proprietà riservata dell'autore - Digitalizzazione e distribuzione a cura del CENTRO APPUNTI - Corso Luigi Einaudi, 55 - Torino / Pagina 51 di 138

5. Momenti di disturbo.

Un corpo nello spazio è soggetto a momenti di varia natura e intensità (in genere sono dell'ordine di 10^{-4} Nm o inferiori).

Possono essere *ciclici*, se l'intensità è variabile ma sempre della stessa forma lungo l'orbita, oppure *secolari* se gli effetti, non opponendo resistenza, si accumulano nel tempo.

Il sistema *ADCS, Attitude Determination and Control System*, è destinato a resistergli passivamente sfruttando l'inerzia o il campo magnetico, oppure attivamente generando un momento azionando propulsori appositi.

Studiamo ora le fonti di disturbo.

5.1. Resistenza atmosferica.

Esso è dovuto agli strati superiori dell'atmosfera, produce disturbi dovuti al fatto che il centro di pressione è spostato rispetto all'intensità.

Data la forza aerodinamica:

$$\mathbf{F}=0.5*\rho*V^2*S*C_D*(\mathbf{V}/V)$$

e noto il braccio (offset del centro di gravità dal centro di pressione), giacché la densità è molto bassa (ma dato l'effetto della velocità al quadrato che è molto alta, ordine dei $7*10^3$m/s), questa forza ha intensità molto diverse a seconda dello SC.

Per SC piccoli, esso è pressoché trascurabile e non ci si pongono sistemi conservativi apposta, mentre per SC grandi questo disturbo è considerevole e va trattato con conservatismo appropriato.

5.2. Momento da Gradiente di Gravità.

Il campo gravitazionale decresce col quadrato della distanza a meno di armoniche con effetto di vari ordini di grandezza inferiore. Questa attrazione, diversa da punto a punto dello SC, crea un disturbo che tende ad allineare il corpo lungo l'asse maggiore. Opposizioni a questa tendenza causano momenti di stabilizzazione, anche detti librazionali, e viene smorzato dissipando energia cinetica (con l'atmosfera che si oppone).

5.3. Momento da pressione radiativa.

La pressione solare produce un disturbo solare così come le forze, e come tale richiede di essere compensato. Il momento della pressione di radiazione dipende dalla riflettività della superficie. Il modulo della forza vale:

$$F_s=(1+K)*p_s*A_\perp$$

Con K = riflettività della superficie, p_s pressione solare, data dall'impulso solare (circa 1367 W/m^2) diviso per la velocità della luce.

Al di sopra dei 1000 km di altezza questo è il disturbo più forte, per satelliti in orbita geostazionaria il design dei satelliti avviene proprio con riferimento a questo disturbo, evitando offset tra centro di massa e di pressione.

© Proprietà riservata dell'autore - Digitalizzazione e distribuzione a cura del CENTRO APPUNTI - Corso Luigi Einaudi, 55 - Torino / Pagina 51 di 138

© Proprietà riservata dell'autore - Digitalizzazione e distribuzione a cura del CENTRO APPUNTI - Corso Luigi Einaudi, 55 - Torino / Pagina 53 di 138

$$\frac{dH}{dt} = T = rF \cong \frac{\Delta H}{\Delta t} \qquad \Delta H = 2H\sin\left(\frac{\Delta\theta}{2}\right) \cong H\Delta\theta = I\omega\Delta\theta \qquad \Delta\theta \cong \frac{rF\Delta t}{H} = \frac{rF\Delta t}{I\omega}$$

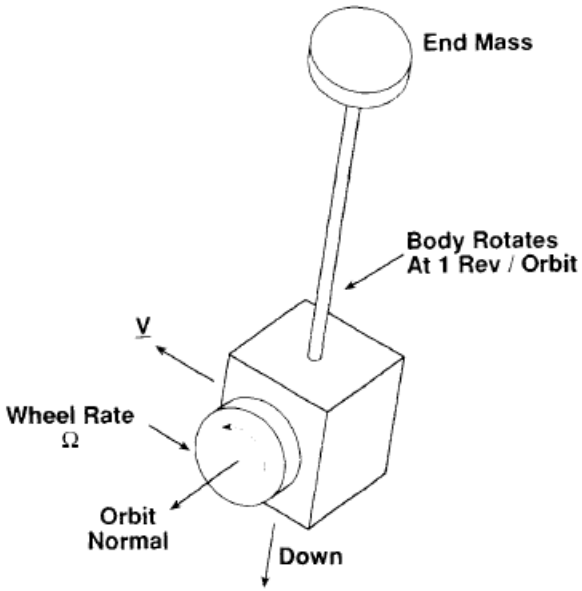
Più alta è la velocità di rotazione, minore è il disturbo percepito dal satellite.

Per molti satelliti è sufficiente. Per altri satelliti, che hanno bisogno di manovre, questo sistema crea problemi perché sarà difficile riposizionare il satellite.

6.1.2. Stabilizzazione con gradiente di gravità.

Sfrutta il fatto che parti più vicine alla Terra vengono attratte maggiormente rispetto a quelle più lontane. Per sfruttarla è importante la geometria dello SC: poiché questo momento tende a posizionare la struttura in direzione radiale, basta porre masse consistenti lontano dal satellite. È indicato per satelliti a forma affusolata.

Il satellite con questo tipo di stabilizzazione potrebbe subire oscillazioni e non è per niente stabilizzato contro disturbi sull'asse di rotazione, perciò si può aumentare la stabilità usando la combinazione con un altro sistema passivo, ad esempio basta usare una massa posta in rotazione con asse di rotazione perpendicolare a quello usato per la stabilizzazione gravitazionale.



Sono comuni oscillazioni tali da invertire la posizione dello SC, dovute a effetti risonanti secolari, ma si possono evitare con un design particolarmente efficace.

6.1.3. Stabilizzazione con campo magnetico terrestre.

Un altro modo è usare il campo magnetico. Si possono usare magneti permanenti o residui di magnetizzazione. È ottimo per satelliti in orbita equatoriale, mentre sono pessimi per altre orbite in quanto il campo magnetico è fortemente irregolare e non ha direzioni precise.

6.1.4. Altri metodi.

A parte la pressione solare (che comunque è troppo debole quindi anch'esso è puramente teorico), non ci sono altri metodi passivi validi.

© Proprietà riservata dell'autore - Digitalizzazione e distribuzione a cura del CENTRO APPUNTI - Corso Luigi Einaudi, 55 - Torino / Pagina 53 di 138

© Proprietà riservata dell'autore - Digitalizzazione e distribuzione a cura del CENTRO APPUNTI - Corso Luigi Einaudi, 55 - Torino / Pagina 55 di 138

La determinazione è funzione anche degli assi che si vuole determinare, funziona diversamente per stabilizzazione a 1 asse o a 3 assi.

Funziona misurando angoli rispetto a direzioni fisse, e una volta effettuata la misura dell'offset si orientano gli assi del SC rispetto ad essi.

Ci sono diversi tipi di sensori, di costo, potenza, peso e precisione diversa.

Sensor	Typical performance range	Weight range (kg)	Power range (W)
Inertial measurement unit (gyros and Accelerometers)	Gyro drift rate = 0.003 to 1 deg/hr	1 to 15	10 to 200
Sun sensors	Accuracy = 0.005 to 3 deg	0.1 to 2	0 to 3
Star sensors (Scanners & Mappers)	Attitude accuracy = 1 arc sec to 1 arc min (0.0003 to 0.01 deg)	2 to 5	5 to 20
Horizon Sensors • Scanner/pipper • Fixed Head	Attitude accuracy: 0.1 to 1 deg (LEO) < 0.1 to 0.25 deg	 1 to 4 0.5 to 3.5	 5 to 10 0.3 to 5
Magnetometer	Attitude accuracy = 0.5 to 3 deg	0.3 to 1.2	< 1

7.1. Sensori solari.

La precisione dei sensori solari non dipende solo dallo strumento in sé ma anche da come è montato. C'è il problema della presenza del sole: esso deve essere sempre visibile, quindi in eclissi e in caso di ombra non funzionano, sarebbe meglio disporli su appendici estensibili che però sono soggette a flessioni e quindi presentano un errore intrinseco.

Essi quindi non si possono usare da soli, occorre accoppiarli con altri sistemi.

7.2. Sensori stellari.

Sono tra i sensori più raffinati, precisi e costosi.

Sono di due tipi: *Scanners*, usati su SC stabilizzati a spin, determina l'orientazione con successive intercettazioni della stella usata come riferimento, o *Trackers*, usata per sistemi stabilizzati su tre assi.

Sono strumenti che, a partire da foto alle stelle, con un sistema di confronto con un catalogo preimpostato, un algoritmo complicato, determina l'orientazione.

7.3. Sensore di orizzonte.

Determina l'orientazione in base alla variazione di temperatura tra l'atmosfera e lo spazio.

È un *bolometro*, uno strumento che misura l'intensità della radiazione totale. Ci sono problemi all'uscita dell'eclissi, nel quale si può confondere l'alta temperatura dell'equatore con quella del sole.

© Proprietà riservata dell'autore - Digitalizzazione e distribuzione a cura del CENTRO APPUNTI - Corso Luigi Einaudi, 55 - Torino / Pagina 55 di 138

© Proprietà riservata dell'autore - Digitalizzazione e distribuzione a cura del CENTRO APPUNTI - Corso Luigi Einaudi, 55 - Torino / Pagina 57 di 138

1. G&NC, Guidance and Navigation Control.

Controlla ed effettua variazioni a velocità e posizione del veicolo.

La navigazione si occupa della determinazione di velocità e posizione, quindi dello stato. Guidance è la determinazione di quale percorso effettuare e come effettuarlo, compito del componente predisposto al controllo. Il controllo utilizza le due capacità precedenti per arrivarci, prerogativa degli attuatori.

1.1. Determinazione dell'orbita.

Si effettua con la misurazione dei vettori posizione e velocità.

A seconda del tempo in cui si effettua la misura, si determina la posizione del veicolo in due modi. *Real time* è la misurazione attuale. *Orbit propagation* è la stima effettuata attraverso l'integrazione delle equazioni del moto, è usata per pianificazione, esperimenti, e se si integra in tempi precedenti si può determinare la posizione del veicolo in tempi precedenti, quindi ricavare informazioni sul controllo e su quando ci sono state le condizioni per valutare un certo fenomeno.

La determinazione della posizione si effettuava con postazioni a Terra, ma dal 1983 si utilizzano sistemi come il *Tracking and Data Relay Satellite*, per cui la posizione viene determinata non più da numerose stazioni di Terra, ma dai satelliti stessi che determinano la posizione tra di loro, con riferimento ad un'unica stazione di Terra. Negli ultimi anni invece si sta facendo uso di sistemi più moderni come GPS e Glonass.

Ci sono tre elementi da definire per la determinazione dell'orbita: fonte e tipo di dati; l'algoritmo di modellazione dell'orbita; i software che processano le osservazioni. Noi ci concentriamo su fonte e tipo di dati.

Le osservazioni si effettuano da Terra, dallo spazio o da sistemi autonomi e semi-autonomi.

I software per la determinazione dell'orbita sono implementati in diversi software come GDTS, NORAD e DSN.

Per determinare l'orbita si usano osservazioni da Terra, sistema TDRS, sistema di posizionamento globale (GPS), navigazione inerziale (IMU), sestante spaziale, rifrazione stellare, tracking con punti a Terra, crosslink di satelliti, sensori di terra e di stelle.

1.1.1. Ground tracking.

È un modo tradizionale per ottenere dati per la determinazione dell'orbita. Possiamo anche tracciare i segnali di telemetria dello SC o usare tracciamento Radar da un sito non associato al SC.

In entrambi i casi (telemetria del SC o tracciamento da luogo qualsiasi), i dati principali sono distanza e variazione della distanza (velocità durante il passaggio in linea di vista).

Sono disponibili anche misure di angoli ma spesso sono meno accurati.

Misure accurate usando stazioni a Terra richiedono svariati passaggi dello SC su di esse. Possiamo accumulare dati dai passaggi su una singola stazione di Terra, oppure riceverne da svariate stazioni collegate a una stazione centrale.

© Proprietà riservata dell'autore - Digitalizzazione e distribuzione a cura del CENTRO APPUNTI - Corso Luigi Einaudi, 55 - Torino / Pagina 57 di 138

© Proprietà riservata dell'autore - Digitalizzazione e distribuzione a cura del CENTRO APPUNTI - Corso Luigi Einaudi, 55 - Torino / Pagina 59 di 138

1.1.5. Altri sistemi di determinazione dell'orbita, mai usati.

- Sestante Spaziale (*Space Sextant*).

Questo sistema è stato sviluppato e testato a fine anni '70 con intenzione di navigazione grazie alla misurazione accurata dell'angolo tra una stella e la Luna.

Il Sestante Spaziale fornisce informazioni sia sull'orbita che sull'orientazione e funziona in un regime molto ampio, anche le orbite GSO.

È stato qualificato, ma richiede misurazioni precise quindi è inutile in molte applicazioni spaziali.

- Sistema di Rifrazione Stellare (*Stellar Refraction System*).

Sfrutta l'interazione tra luce delle stelle e atmosfera. In particolare, quando una stella si avvicina al bordo della Terra, visto dallo SC, la rifrazione causa uno spostamento relativo con le altre stelle, causando un effetto misurabile con ottima accuratezza. Teoricamente, l'accuratezza è intorno ai 100 m, ma nessun sistema del genere è stato sviluppato per il volo.

- Tracciamento di punti di riferimento a terra (*Landmark Tracking*).

Anche questo sistema è stato proposto per la determinazione dell'orbita. Si è ritenuto fattibile usando dati riportati dagli strumenti di bordo. Tuttavia, a causa della difficoltà per l'identificazione automatica ed inequivocabile del punto di riferimento e a causa delle condizioni di visibilità variabili non è stato implementato operativamente.

- Combinazione di sistemi di posizionamento rispetto alla Terra e alle stelle.

La direzione e distanza dalla Terra sono valutate rispetto a sistemi di stelle fisse. La Terra e le stelle sono sempre disponibili, e l'identificazione delle stelle è sempre più facile grazie a computer sempre migliori.

System	Basis	Status	Determines	Typical Accuracy (3σ)	Operating Range	Comments	Manufacturer
Global Positioning System (GPS)	Network of navigation satellites	Operational	Orbit*	15 m–100 m in LEO	LEO only	Semi-autonomous	Motorola, Rockwell
Microcosm Autonomous Navigation System (MANS)	Observations of Earth, Sun, and Moon	Flight tested in 1993	Orbit, attitude, ground look point, Sun direction	100 m–400 m in LEO (using only Earth, Sun and Moon)	LEO to GEO, lunar and planetary orbits	Can use other instruments (GPS receiver, star sensor, IMUs) to improve accuracy	Microcosm
Space Sextant	Angle between stars and Moon's limb	Flight tested	Orbit and attitude	250 m	LEO to GEO	Not being actively marketed for space at the present time	Lockheed Martin
Stellar Refraction	Refraction of starlight passing through the atmosphere	Proposed, some ground tests done	Orbit and attitude	150 m–1 km	Principally LEO	Could use attitude sensor data	
Landmark Tracking	Angular measurements of landmarks	Proposed, observability conditions are uncertain	Orbit and attitude	Several kilometers	Principally LEO	Could, in principle, use observation payload data	
Satellite Crosslinks	Range and range rate or angle measurements to other satellites in a constellation	Proposed; may be used on communication s constellations	Orbit†	Theoretically as good as 50 m	Principally LEO	Operation with less than full constellation can be a problem; has no absolute position reference	
Earth and Star Sensing	Observe direction and distance to Earth in inertial frame	Proposed	Orbit and attitude	100 m–400 m in LEO	LEO to GEO, planetary orbits	Similar to MANS with higher accuracy and availability	

1.2. Controllo dell'orbita.

È necessario controllare l'orbita soprattutto per missioni di più di 1-3 anni, o in ogni caso in cui sia necessario:

© Proprietà riservata dell'autore - Digitalizzazione e distribuzione a cura del CENTRO APPUNTI - Corso Luigi Einaudi, 55 - Torino / Pagina 59 di 138

© Proprietà riservata dell'autore - Digitalizzazione e distribuzione a cura del CENTRO APPUNTI - Corso Luigi Einaudi, 55 - Torino / Pagina 61 di 138

Normalmente, il controllo dell'orbita avviene da terra. La variazione di orbita richiesta è controllata da terra e si generano una serie di comandi con feedback a Terra.

Il controllo autonomo è necessario in caso di FlyBy e in casi in cui è impossibile che il SC non sia nel raggio visivo della Terra

2. Propulsione secondaria.

In generale servono per l'acquisizione dell'orbita nominale stabilita dal veicolo di lancio, controllo dell'orbita e contatto con la stazione, controllo dell'assetto.

Le principali opzioni sono sistemi a gas freddi, monopropellenti (idrazina), bi-propellenti (tetrossido di azoto/monometil-idrazina), propellenti solidi e propulsione elettrica.

2.1. Sistemi a gas freddi.

Sono sistemi che funzionano con gas inerti, tipo azoto, argon, conservati ad alta pressione e alimentati con un regolatore per pochi propulsori.

Sono selezionati in base alla loro compatibilità e facilità di stoccaggio.

Forniscono poca spinta (20mN), e sono adatti allo scopo per ottenere alta precisione (0.1°).

2.2. Sistemi a Idrazina monopropellente.

Si usa sfruttando la decomposizione esotermica dell'idrazina (N_2H_4) in azoto, ammoniaca e idrogeno.

Il propellente va conservato in fase liquida (275 K – 387 K) sotto pressione con un gas inerte.

Fornisce spinta maggiore a 10 N.

2.3. Sistemi a due propellenti.

Si usa la combustione di MMH/N_2O_4,per ottenere impulsi maggiori di 300 s.

2.4. Sistemi a propellenti solidi.

Motori di apogeo, servono per i trasferimenti nelle orbite geostazionarie, fornendo spinte di decine di kN.

© Proprietà riservata dell'autore - Digitalizzazione e distribuzione a cura del CENTRO APPUNTI - Corso Luigi Einaudi, 55 - Torino / Pagina 61 di 138

© Proprietà riservata dell'autore - Digitalizzazione e distribuzione a cura del CENTRO APPUNTI - Corso Luigi Einaudi, 55 - Torino / Pagina 63 di 138

- Executives (es: Dassault serie Falcon)
  Richiedono autonomia
  Autonomia: 5000 km
  Quota di volo: 10'000 m
  Velocità di crociera: 850 km/h

- Regional jets (es: Embraer 145)
  Richiedono prestazioni/economicità
  Autonomia: 2000 m
  Quota di volo: 10'000 m
  Velocità di crociera: 850 km/h

- Commerciali (es: Boeing 787)
  Richiedono autonomia e/o comfort
  Autonomia: 3000 km (medio raggio) – 10'000 km (lungo raggio)
  Quota di volo: 10'000 m
  Velocità di crociera: 850 km/h
  Per trasporto passeggeri o cargo

- Militari Pesanti (es: C17)
  Richiedono capacità di carico
  Autonomia: 4000 km
  Quota di volo: 10'000 m
  Velocità di crociera: 800 km/h
  Payload: 75'000 kg

3. Sistemi d'arma aeronautici.

- Intercettori (es: MiG 31)
  Richiedono alta velocità
  Velocità massima: Mach 2-3
  Rateo di salita: 200 m/s
  Altro: supercrociera, long range radar, rateo di salita spinto.

- Superiorità aerea (es: Lockheed F22)
  Richiedono manovrabilità
  Fattore di carico: +9/-3
  Rapporto spinta/peso: >1
  Altro: autonomia, raggio di virata stretto, quantità di armamento

- Fighter cover (es: Tornado ADV)
  Richiedono autonomia oraria alta
  Autonomia: 2 h
  Efficienza in subsonico
  Altro: Radar lungo range, quantità di armamento

© Proprietà riservata dell'autore - Digitalizzazione e distribuzione a cura del CENTRO APPUNTI - Corso Luigi Einaudi, 55 - Torino / Pagina 63 di 138

© Proprietà riservata dell'autore - Digitalizzazione e distribuzione a cura del CENTRO APPUNTI - Corso Luigi Einaudi, 55 - Torino / Pagina 65 di 138

Lezione 2 – Introduzione ai sistemi avionici e loro Design.

1. Introduzione ai sistemi avionici.

Sistemi che riguardano l'AVIation electrONICS -> AVIONICS.

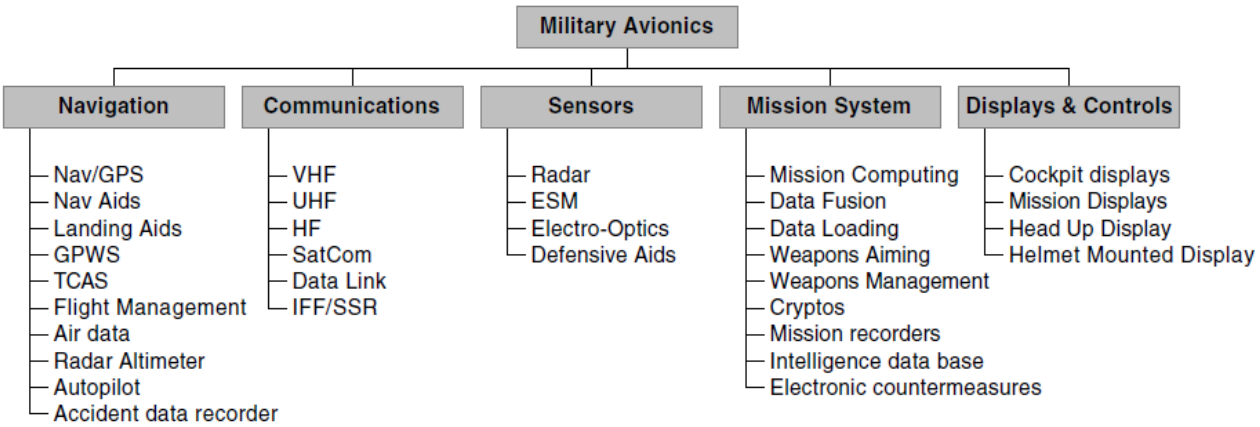
A seconda del livello di dettaglio si intende:

- Tutte le piattaforme dedicate al controllo e compimento della missione;
- Tutti i sottosistemi che supportano il compimento del ruolo primario della piattaforma (missione di ricognizione, strike etc);
- L'attrezzatura che supporta la piattaforma, cioè l'insieme delle unità, moduli, pannelli e display;
- Il singolo modulo elettronico che fa parte dell'avionica del velivolo, e di ognuno va valutato performance e elementi HW/SW.

Per un aereo militare generico le funzioni sono eseguite da vari sottosistemi avionici:

- *Communication:* capacità di comunicare sia tramite voce che con collegamento di dati, sia aria-aria che aria-terra;
- *Sorveglianza e identificazione:* capacità di sorvegliare l'ambiente esterno e individuare altri aerei o oggetti. L'identificazione è la capacità di identificare un altro aereo o altri oggetti (air to air) o permettere alla stazione di terra di riconoscere l'aereo (ground to air);
- *Navigazione:* capacità di determinare la posizione e velocità del velivolo, o meglio del suo centro di massa (a differenza del controllo d'assetto);
- *Controllo del volo:* capacità di riconoscere l'assetto del velivolo, le condizioni ambientali esterne e il controllo delle manovre dell'aereo (talvolta detto *guidance*). In quest'ottica l'aereo non va considerato un punto di massa ma un corpo tridimensionale;
- *Gestione del veicolo:* capacità di garantire scambio e processo di dati dai sottosistemi avionici e conservarne l'informazione;
- *Difesa:* capacità di trovare, localizzare e riconoscere veicoli ostili e generare contromisure attive o passive;
- *Gestione delle armi e attacco:* capacità di gestire la stiva ed effettuare calcoli per armi da mira e razzi non guidati per attacco ad altri velivoli o a obiettivi al suolo.

La suddivisione in prodotti di un aereo militare è dimostrato in questo albero



I prodotti della sezione *Sensors* e *Mission System* svolgono la parte di difesa e gestione delle armi da attacco.

© Proprietà riservata dell'autore - Digitalizzazione e distribuzione a cura del CENTRO APPUNTI - Corso Luigi Einaudi, 55 - Torino / Pagina 65 di 138

© Proprietà riservata dell'autore - Digitalizzazione e distribuzione a cura del CENTRO APPUNTI - Corso Luigi Einaudi, 55 - Torino / Pagina 67 di 138

Nella definizione dei requisiti si valutano quelli delle piattaforme aeronautiche, quelli di armi e sistemi di sorveglianza e controllo, quelli dell'avionica della missione.

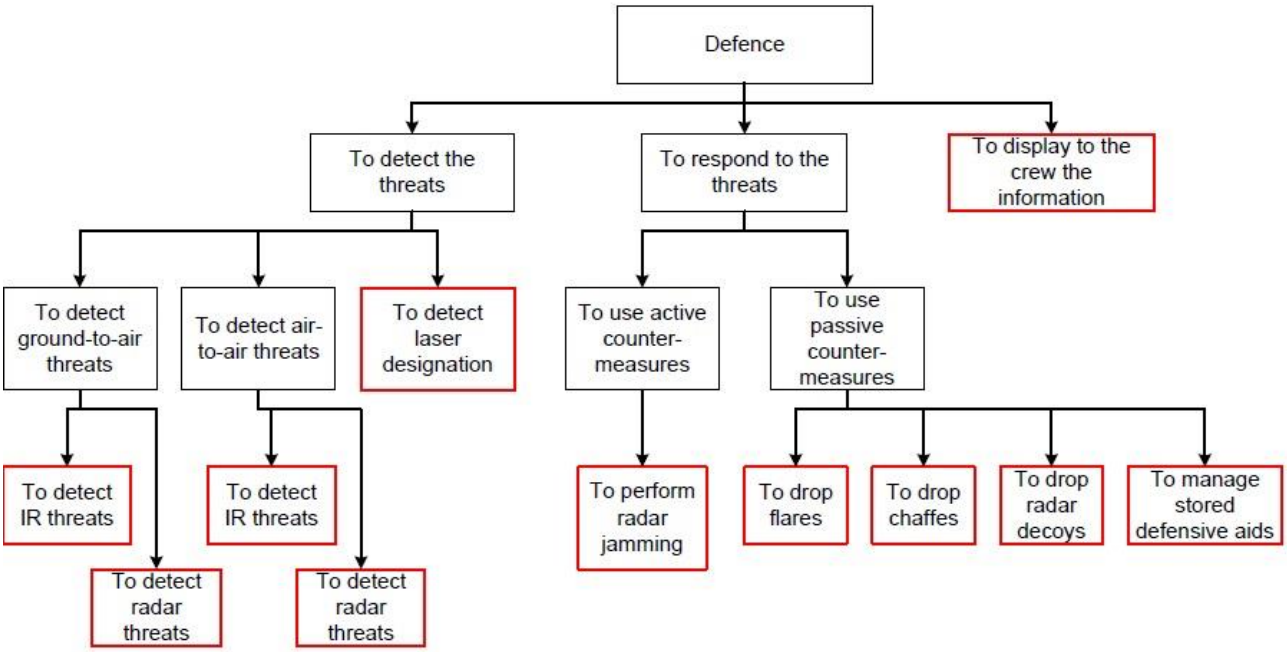
2.2.

2.2.1. Definizione del profilo di missione.
Si divide la missione in fasi, descrivendo anche eventuali variazioni di cui si può avere bisogno, ricavare le informazioni rilevanti per la missione e si stabilisce per ogni funzione quale sottosistema sia impegnata a svolgerla.

2.2.2. Analisi funzionale
Richiede la definizione dell'albero funzionale, dell'albero dei prodotti e del diagramma funzionale a blocchi.

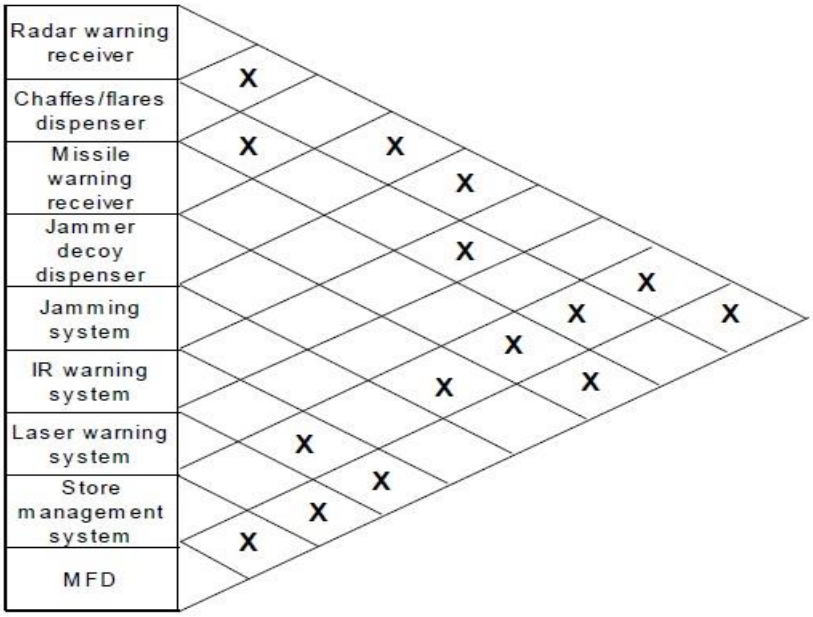
- Diagramma funzionale.
  Dà la possibilità di rappresentare il prodotto in termini di funzioni di ogni blocco, e risponde alla domanda "cosa fa", suddividendo ogni funzione in sottofunzioni di livello inferiore; inoltre identifica le funzioni base da effettuare.
  Le regole da seguire sono:
  a. Usare verbi e nomi per esprimere ogni funzione
  b. Generalizzare al massimo ogni funzione
  c. I livelli inferiori possono essere parte dei livelli più alti
  d. Ogni funzione a livello inferiore si ottiene rispondendo alla domanda "come?", e ogni livello superiore risponde alla domanda "perché?"
  e. Visualizzare tutti i livelli dell'albero
  f. Rendere possibile la scelta del livello da analizzare
  g. Se si concepisce la soluzione da un dato livello in poi, l'albero sarà diverso solo da quel livello in giù, ma da quel livello in su sarà uguale
  h. Ogni livello indica un livello primario di un albero funzionale fino ai componenti base, che sono tali in base al livello di dettaglio richiesto.

  Ecco un esempio di albero funzionale della funzione di difesa:



© Proprietà riservata dell'autore - Digitalizzazione e distribuzione a cura del CENTRO APPUNTI - Corso Luigi Einaudi, 55 - Torino / Pagina 67 di 138

© Proprietà riservata dell'autore - Digitalizzazione e distribuzione a cura del CENTRO APPUNTI - Corso Luigi Einaudi, 55 - Torino / Pagina 69 di 138



In seguito alla compilazione del diagramma triangolare, è possibile eseguire la "*trade-off analysis*", che aiuta a scegliere quali componenti siano effettivamente indispensabili e quali no (tuttavia si può scegliere di montare dispositivi che svolgano funzioni già svolte da altri per motivi di ridondanza e quindi per aumentare l'affidabiltà)
Ad esempio nel diagramma seguente i primi tre dispositivi hanno funzioni che si escludono a vicenda, quindi sono tutti e tre essenziali, mentre l'ultimo esegue funzioni già svolte dai primi due dispositivi.

DEVICES \ MISSIONS	A	B	C	D
X	✓	✓	✓	✓
Y	✓		✓	✓
Z		✓		
W			✓	✓

2.3. Dimensionamento dei sottosistemi avionici.

Svolta l'analisi funzionale e ricavati i dispositivi necessari da integrare, si passa alla fase di analisi quantitativa dei sistemi avionici.

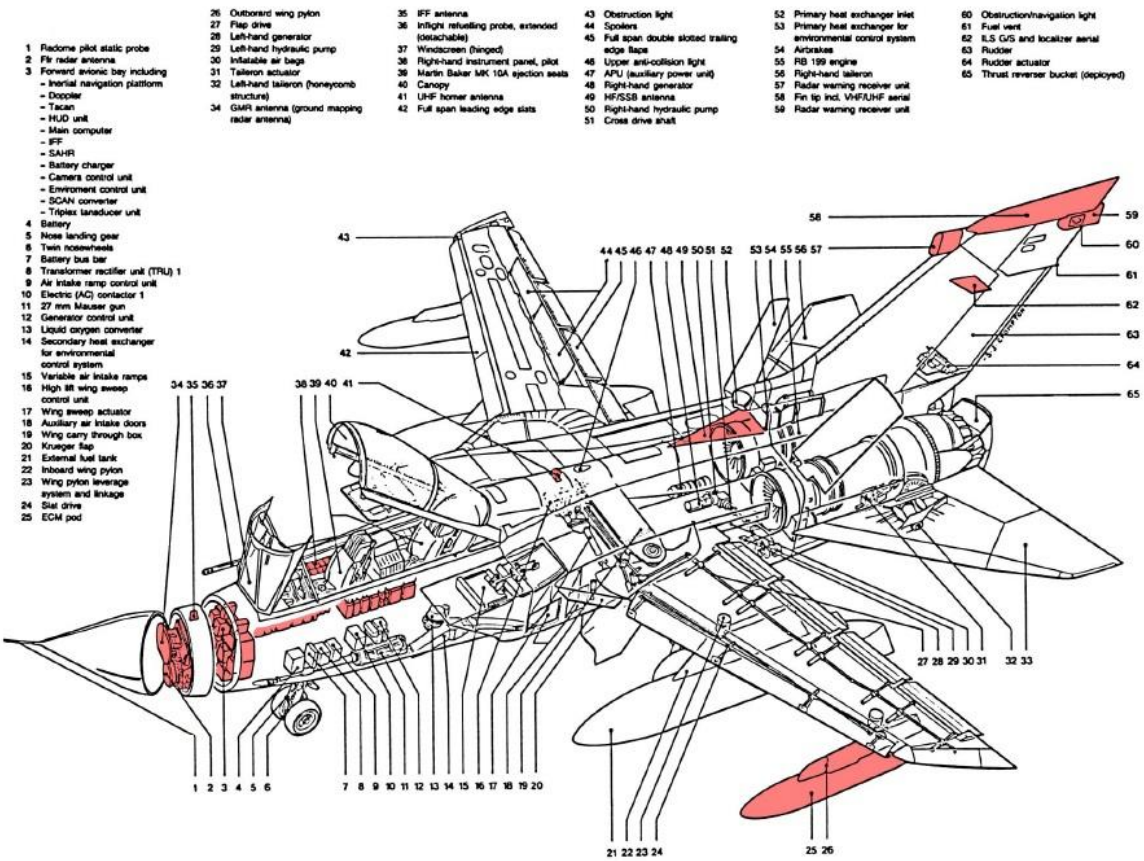
Ciò significa che bisogna deciderne le caratteristiche tecniche e valutare se è possibile scegliere dispositivi COTS (Commercial Off The Shelf), ossia dispositivi commerciali già disponibili.

Tra i parametri da valutare ci sono ovviamente parametri di ingombro, potenza assorbita, efficienza dei sistemi e valutazione della necessità di sistemi di raffreddamento.

2.4. Definizione del diagramma a blocchi fisico dei sottosistemi avionici.

© Proprietà riservata dell'autore - Digitalizzazione e distribuzione a cura del CENTRO APPUNTI - Corso Luigi Einaudi, 55 - Torino / Pagina 69 di 138

© Proprietà riservata dell'autore - Digitalizzazione e distribuzione a cura del CENTRO APPUNTI - Corso Luigi Einaudi, 55 - Torino / Pagina 71 di 138



In definitiva, le fasi possono essere elencate come segue:

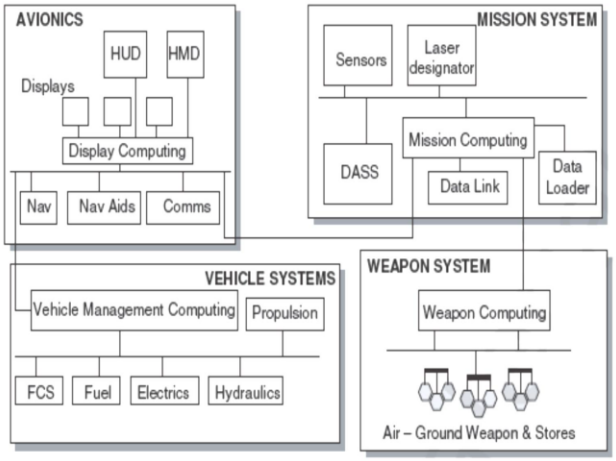
1. Requisiti del sistema avionico
2. Profilo di missione dell'aereo
3. Albero funzionale
4. Matrice funzioni/dispositivi
5. Albero dei prodotti
6. Matrice delle connessioni
7. Diagramma a blocchi funzionale
8. Dimensionamento del sistema avionico
9. Diagramma fisico dei blocchi
10. Layout fisico del sistema avionico

© Proprietà riservata dell'autore - Digitalizzazione e distribuzione a cura del CENTRO APPUNTI - Corso Luigi Einaudi, 55 - Torino / Pagina 71 di 138

© Proprietà riservata dell'autore - Digitalizzazione e distribuzione a cura del CENTRO APPUNTI - Corso Luigi Einaudi, 55 - Torino / Pagina 73 di 138

manovre tattiche ed evasive, generalmente è condotto da due piloti, uno per la navigazione e l'altro per la gestione di sensori, radar e armamenti.

Es: Tornado GR4, Apache, A-10 Thunderbolt (designazione americana con la A per "Attack")



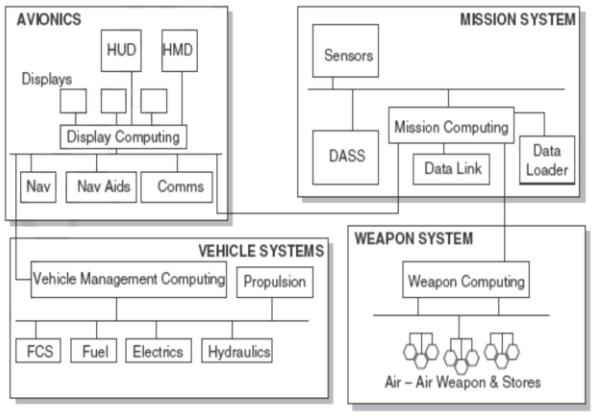
Avionics	Communications	Mission system	Weapons
	VHF	Radar	Air-to-ground missiles
Navigation/GPS	UHF	Electrooptics	
FMS	HF	ESM	Free-fall bombs
Autopilot	SHF SatCom	DASS	Laser-guided bombs
ADF	Link 16	Laser designator	Airfield denial
DME			Internal gun
TACAN		Mission recording	gun pod
TCAS		Data loader	Rockets
Landing aids		Cameras	
GPWS			
LPI RadAlt			
Air data			
Digital map			
MDP			
Displays and controls			
Head-Up display			
Helmet-mounted display			
IFF/SSR			
Avionics data bus		Mission system data bus	Weapons bus

L'equipaggiamento è uguale a quello della superiorità aerea, con aggiornamenti al mission system (con sistemi designati al riconoscimenti di bersagli terrestri piuttosto che aerei) e alle armi.

4. Bombardiere strategico.

Deve entrare nello spazio aereo nemico e lanciare le bombe. Si richiede crociera ad alta quota, lunghissimo raggio, alta capacità di carico, possibilmente visibilità ai radar ridotta o nulla. Richiede come equipaggio della crew i piloti, un navigatore, un ingegnere e uno specialista della crew, può essere raddoppiato per missioni lunghe.

Es: Boeing B-52, Avro Vulcan, Northop B-2 (Designazione americana con la B sono "bombardiers"), Tupolev TU-22M e TU-160.



Avionics	Communications	Mission system	Weapons
	VHF	Radar	Air-to-air missile – ASRAAM, AMRAAM
Navigation/GPS	UHF		
FMS	HF	ESM	Internal gun
Autopilot	SHF SatCom	DASS	
ADF	Link 16		
DME			
TACAN		Mission computer	
TCAS		Data loader	
Landing aids			
GPWS			
LPI RadAlt			
Air data			
Digital map			
MDP			
Displays and controls			
Head-Up-display			
Helmet-mounted display			
IFF/SSR			
Avionics data bus		Mission system data bus	Weapons bus

Presenta apparecchiature ottiche avanzate e armamenti appositi.

5. Pattuglia marittima.

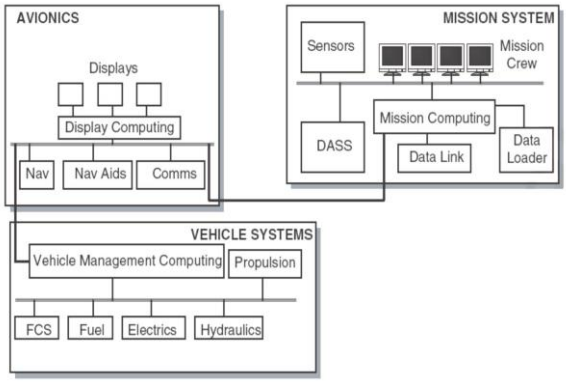
© Proprietà riservata dell'autore - Digitalizzazione e distribuzione a cura del CENTRO APPUNTI - Corso Luigi Einaudi, 55 - Torino / Pagina 73 di 138

© Proprietà riservata dell'autore - Digitalizzazione e distribuzione a cura del CENTRO APPUNTI - Corso Luigi Einaudi, 55 - Torino / Pagina 75 di 138

I sistemi di comunicazione sono standard, non ci sono armi, cambiano considerevolmente i mission Systems che presentano ottica avanzata, identificatori di oggetti mobili, workstation per la crew e database vari.

7. Airborne Early Warning (AEW)

Airborne Early Warning è un aereo da scoperta radar e sorveglianza aerea. Serve a dare superiorità aerea e sufficiente tempo alle difese di prepararsi. Sono richieste volo ad alta quota, lungo raggio e lunga durata, radar a 360° con capacità di riconoscere in ogni punto dello spazio e sistemi di identificazione dei velivoli compagni. La crew è composta da 2 piloti e vari altri come ingegneri e operatori, possono superare la decina.



Avionics	Communications	Mission system	Weapons
	VHF	AEW radar	
Navigation/GPS	UHF		
FMS	HF	ESM	
Autopilot	SHF SatCom	DASS	
ADF	Link 16		
DME			
TACAN		Mission recording	
TCAS		Data loader	
Landing aids		Mission computer	
GPWS		Mission crew workstations	
LPI RadAlt		Intelligence databases	
Air data			
Digital map			
MDP			
Displays and controls			
IFF/SSR			
Avionics data bus		Mission system data bus	

Anche in questo caso, non sono necessarie armi, e i mission Systems sono adattati per questo ruolo con radar e workstations per la crew.

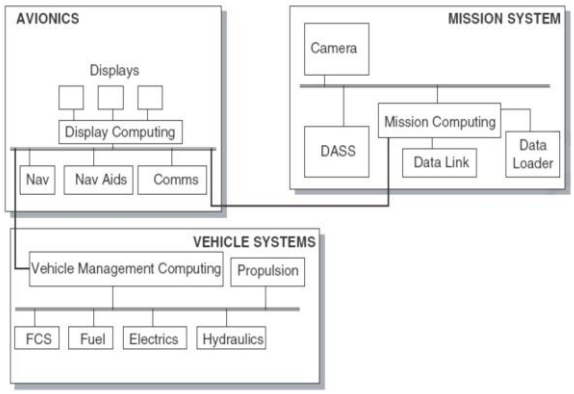
8. Electronic Warfare (EW)

Sono diversi ruoli, come

- ControMisure Elettroniche (ECM), come il disturbo dei radar per bloccarli;
- Misure di Supporto Elettronico (ECM), studiano le emissioni radio per guadagnare vantaggio tattico. Includono supporto per le comunicazioni, navigazione e emissioni di radiofrequenze e laser, allo scopo di allerta, supporto nell'acquisizione del bersaglio e localizzazione;
- Signal Intelligence (SIGINT), che consiste nella "communication intelligence" (COMINT), cioè l'acquisizione di dati dal nemico, e "electronic intelligence", cioè la capacità di intercettare segnali di disturbo;
- Contro-ControMisure Elettroniche (ECCM).

© Proprietà riservata dell'autore - Digitalizzazione e distribuzione a cura del CENTRO APPUNTI - Corso Luigi Einaudi, 55 - Torino / Pagina 75 di 138

© Proprietà riservata dell'autore - Digitalizzazione e distribuzione a cura del CENTRO APPUNTI - Corso Luigi Einaudi, 55 - Torino / Pagina 77 di 138



Avionics	Communications	Mission system	Weapons
	VHF	High-resolution cameras	
Navigation/GPS	UHF	Film storage	
FMS	HF	Film processing	
Autopilot	SHF SatCom	Infrared cameras	
ADF	Link 16	Optional FLIR	
DME		Optional SAR	
TACAN			
TCAS			
Landing aids			
GPWS			
Air data			
Digital map			
MDP			
Displays and controls			
IFF/SSR			
Avionics data bus			

I mission system includono per lo più sensori e fotocamere di diversi tipi e sistemi di storage e processing delle immagini.

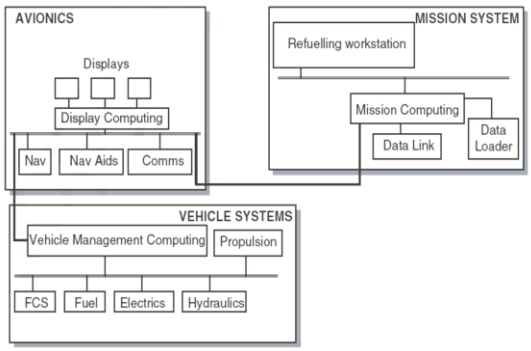
10. Air to Air Refueling.

Sono aerei tankers necessari in missioni a lunghissimo raggio in caso di impossibilità di atterrare per lunghi periodi o per distanze superiori al range del velivolo in questione.

Sono per lo più aerei commerciali revisionati.

Richiedono lunghe distanze, capacità di carico, capacità di volo stabile, operatori.

Es: Quelli che nella designazione americana hanno la k (di tanKer).



Avionics	Communications	Mission system	Weapons
	VHF	Radar	
Navigation/GPS	UHF		
FMS	HF	ESM	
Autopilot	SHF SatCom	DASS	
ADF	Link 16		
DME			
TACAN		Mission recording	
TCAS		Data loader	
Landing aids			
GPWS		Refuelling equipment	
LPI RadAlt			
Air data			
Digital map			
MDP			
Displays and controls			
IFF/SSR			
Avionics data bus		Mission system data bus	

Oltre all'avionica classica, sistemi radar, necessitano delle attrezzature per rifornimento.

11. Trasporto di materia e di truppe.

Si ha bisogno in caso di trasporto veloce di truppe e materiale, oltre che per stabilire la presenza rapidamente in un dato territorio. Si può trasportare anche veicoli leggeri scaricati al suolo o rilasciati in pallet durante voli a bassa quota e bassa velocità, oltre che con un paracadute.

Si richiede grande capacità di trasporto, una rampa per carico e scarico veloce, capacità di caricare carichi pesanti preparati in poco tempo, lungo raggio con capacità di rifornimento aereo, capacità di operare con altri mezzi di supporto, operare in scarse condizioni atmosferiche. Oltre alla crew di piloti necessitano ingegnere di volo, crew per carico e scarico e aiuti alle truppe.

Es: in generale, quelli americani hanno la designazione con la C (Cargo)

© Proprietà riservata dell'autore - Digitalizzazione e distribuzione a cura del CENTRO APPUNTI - Corso Luigi Einaudi, 55 - Torino / Pagina 77 di 138

© Proprietà riservata dell'autore - Digitalizzazione e distribuzione a cura del CENTRO APPUNTI - Corso Luigi Einaudi, 55 - Torino / Pagina 79 di 138

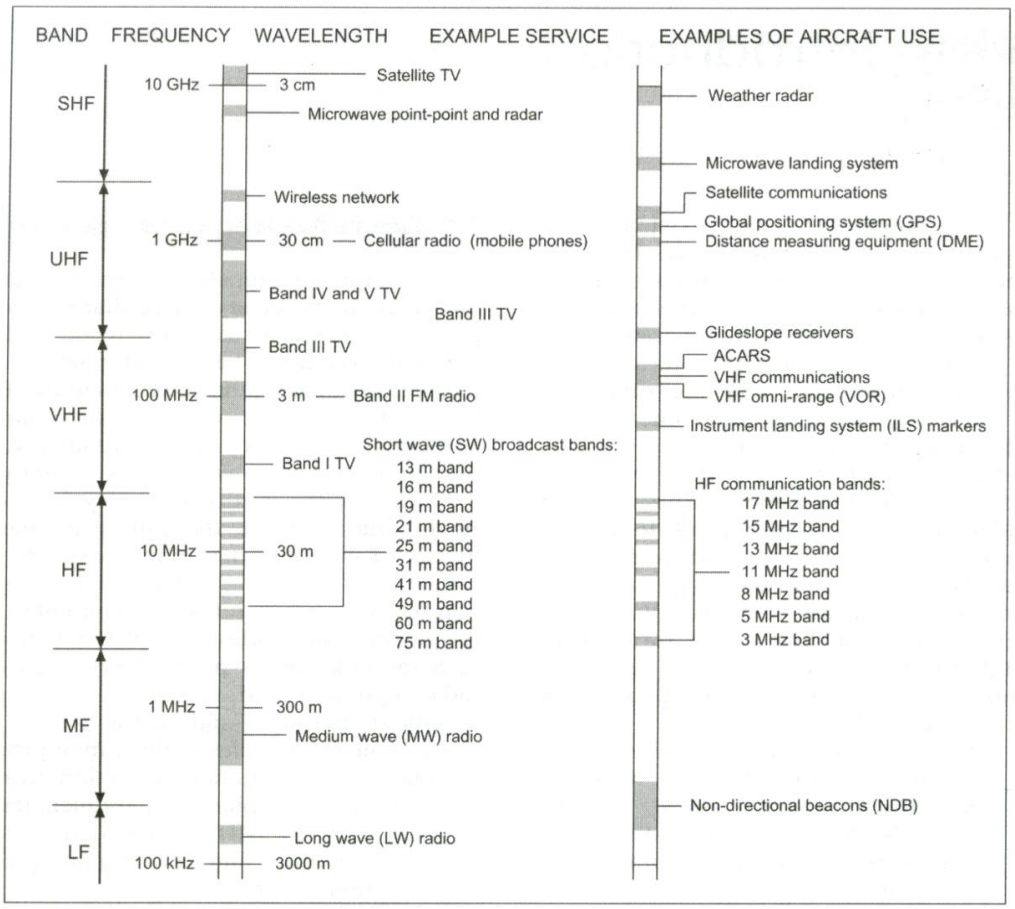
Lezione 4 – Introduzione alle funzioni CNI (Communications, Navigations, Identifications).

1. Introduzione.

Oltre a queste funzioni ci sono anche (controlla dalle lezioni precedenti): flight control, vehicle management, defense & attack (solo per sistemi militari).

C'è poi il sistema ECAM (sistema di manutenzione centralizzato a bordo del velivolo) è basato fortemente sull'elettronica che colleziona dati da tutto il velivolo, li elabora, conserva e li fornisce all'utente e manutentori (pilota, compagnie aeree). Il sistema ECAM fa parte del CMC (centralized maintenance computer) che controlla ed elabora i dati. Insieme (ECAM e CMC) rappresentano il sistema di gestione del velivolo.

2. Spettro delle frequenze.

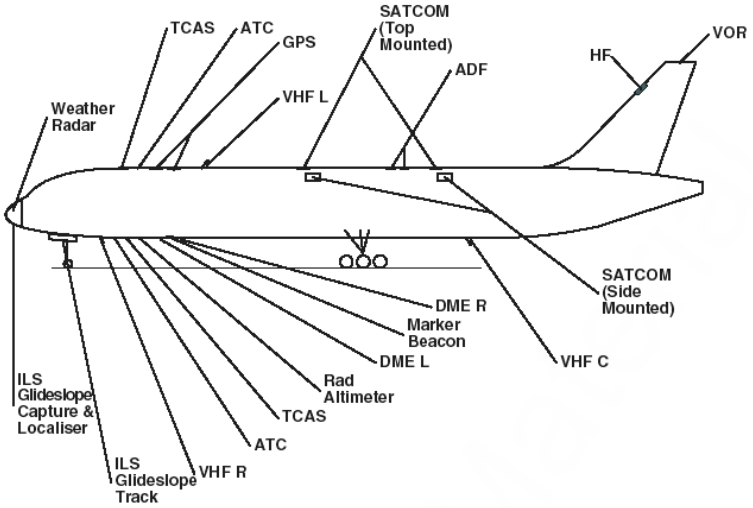


È rappresentato nell'immagine lo spettro delle frequenze EM (la tecnologia ad essa legata è alla base di tutti i componenti, apparecchi, sistemi avionici). In particolare, la Navigazione autonoma utilizza tecnologie diverse dall'EM, ma in generale sono sempre le stesse. Le frequenze si distinguono in LF, MF, HF.... in base a quanto è grande la frequenza.

Si usano frequenze da centinaia di kHz a decine di GHz per varie funzioni. Le onde hanno *modi di propagazione* diversi, in modo che possiamo distinguerle (line of sight, linee di vista). Per frequenze HF e MF si può sfruttare la riflessione sulla ionosfera, quindi esse non necessitano la trasmissione in linea di vista.

© Proprietà riservata dell'autore - Digitalizzazione e distribuzione a cura del CENTRO APPUNTI - Corso Luigi Einaudi, 55 - Torino / Pagina 79 di 138

© Proprietà riservata dell'autore - Digitalizzazione e distribuzione a cura del CENTRO APPUNTI - Corso Luigi Einaudi, 55 - Torino / Pagina 81 di 138



Oltre all'antenna è necessaria un'interfaccia uomo macchina e visualizzatori su display.

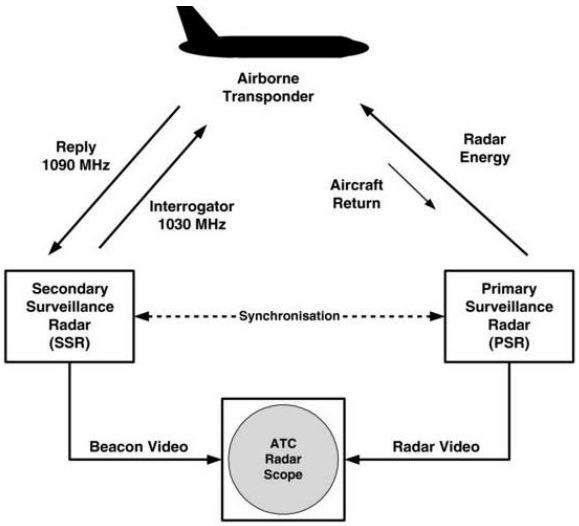
© Proprietà riservata dell'autore - Digitalizzazione e distribuzione a cura del CENTRO APPUNTI - Corso Luigi Einaudi, 55 - Torino / Pagina 81 di 138

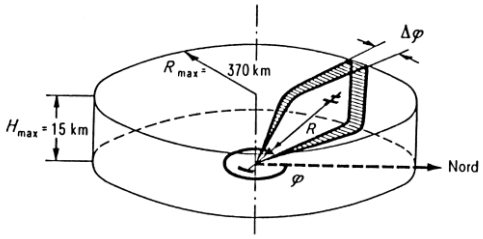
© Proprietà riservata dell'autore - Digitalizzazione e distribuzione a cura del CENTRO APPUNTI - Corso Luigi Einaudi, 55 - Torino / Pagina 83 di 138

Il PSR funziona emettendo un'onda Radar, aspetta che essa venga riflessa dalla superficie dell'aereo e ritorna (con intensità molto minore, come si vede nell'immagine seguente, la dimensione della freccia è indicativa della potenza dell'onda), e fornisce così distanza (calcolando il tempo di ritorno) e direzione (in quanto, avendo un guadagno molto alto la direzionalità dell'onda è altrettanto alta quindi è implicitamente definita). La zona intorno al Radar primario deve essere "uncluttered", cioè senza disturbi, altrimenti alcuni velivoli potrebbero non essere visti.

Il SSR lavora differentemente: la Ground Station emette un segnale, il velivolo risponde attivamente inviando segnali col Trasponder che rispondono alle richiest. Le frequenze sono standard (1090 per la risposta, 1030 per l'interrogazione). Non ci sono fenomeni di attenuazione perché entrambe l parti sono attive a turno.

Il raggio d'azione è 370 km di distanza e 15 km in altezza.





3. Equipaggiamento a bordo: Trasponder ATC.

Funziona con la ricezione del segnale a 1030 MHz con un'antenna, demodulazione, decodifica della richiesta, per poi agire in maniera speculare (codifica, modulazione e trasmissione) del segnale di risposta a 1090 MHz.

A seconda della tecnologia disponibile, il transponder può rispondere in più modi:

- Mode A: trasmette solo il codice ICAO identificativo del velivolo, usato solo su velivoli piccoli e datati, eventuali altre informazioni vengono integrate con dialoghi con la stazione di terra;
- Mode B: fornisce codice ICAO e quota di volo;
- Mode S: fornisce le informazioni richieste da terra di qualsiasi tipo, diminuendo le comunicazioni vocali quindi aumentando la velocità della raccolta informazioni; inoltre può funzionare esso stesso come trasmettitore di richieste con altri velivoli dotati di questo tipo di transponder.

L'antenna oltre a trasmettere l'impulso principale con alto guadagno e direzionalità, trasmette impulsi secondari dovuti all'efficienza non unitaria del sistema, quindi parte del segnale viene propagato in direzioni secondarie con intensità più bassa. Il ricevitore riconosce l'intensità più bassa e non risponde a quest'altro segnale.

© Proprietà riservata dell'autore - Digitalizzazione e distribuzione a cura del CENTRO APPUNTI - Corso Luigi Einaudi, 55 - Torino / Pagina 83 di 138

© Proprietà riservata dell'autore - Digitalizzazione e distribuzione a cura del CENTRO APPUNTI - Corso Luigi Einaudi, 55 - Torino / Pagina 85 di 138

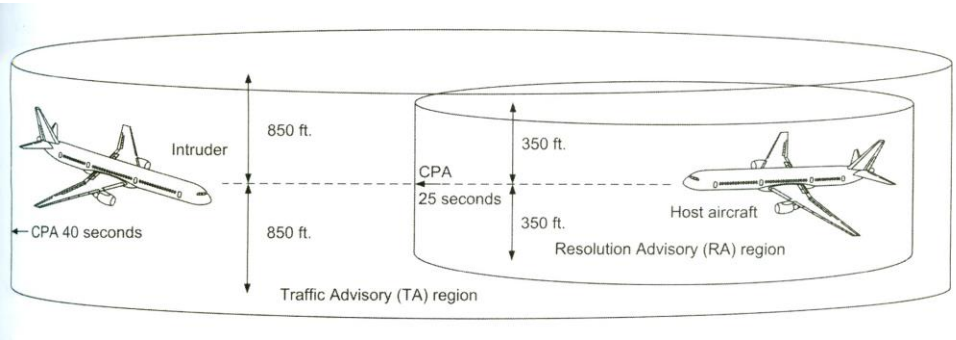
4.1. Componenti del sistema TCAS.

Il sistema è composto da una coppia di antenne direzionali, antenne ATC e transponder ATC mode S, con ogni elemento doppio per posizionarne uno sul dorso e uno sul ventre del velivolo.

I sistemi ATC sono collegati a un pannello di controllo ATC/TCAS e al computer TCAS, che elabora i dati alla nuova maniera, e li rende visibili ai display del capitano e del primo ufficiale.

4.2. Funzionamento del sistema TCAS.

Il sistema è composto da un sistema di sorveglianza e identificazione, il TCAS I, e un sistema di evitamento di collisioni, il TCAS II.



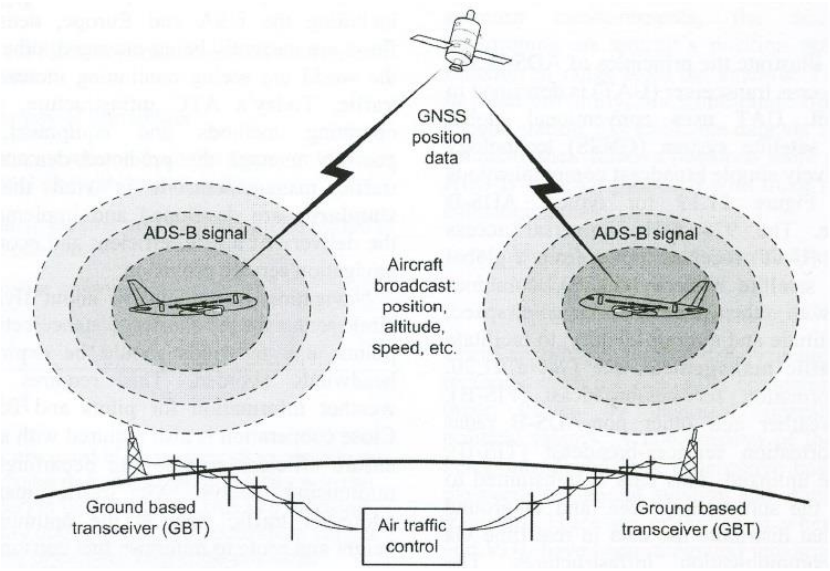
Il TCAS II calcola il punto di collisione dei due velivoli. Quando ci si trova entro 40 secondi dal punto di collisione, si entra nella regione di traffico assistito (TA region), nella quale vengono avvertiti i piloti della potenziale collisione per dare il tempo ai piloti di mettersi d'accordo. Se ci si trova entro 25 secondi dal punto di collisione, il sistema di entrambi i velivoli risolvono autonomamente, si è entrati nella regione di risoluzione assistita (RA region).

Il sistema TCAS, essendo sostanzialmente un sistema ATC mode S con pochi componenti in più, riesce a comunicare perfettamente con un altro sistema TCAS (TA, RA e coordinamento verticale), mentre con velivoli dotati di ATC mode S scambia informazioni, ne ha di necessarie per TA, RA ma non per il coordinamento verticale. Se il velivolo a rischio è fornito solo del ATC mode A, il sistema riesce a fornire solo informazioni sul traffico (TA).

4.3. Albero funzionale e relativi prodotti.

© Proprietà riservata dell'autore - Digitalizzazione e distribuzione a cura del CENTRO APPUNTI - Corso Luigi Einaudi, 55 - Torino / Pagina 85 di 138

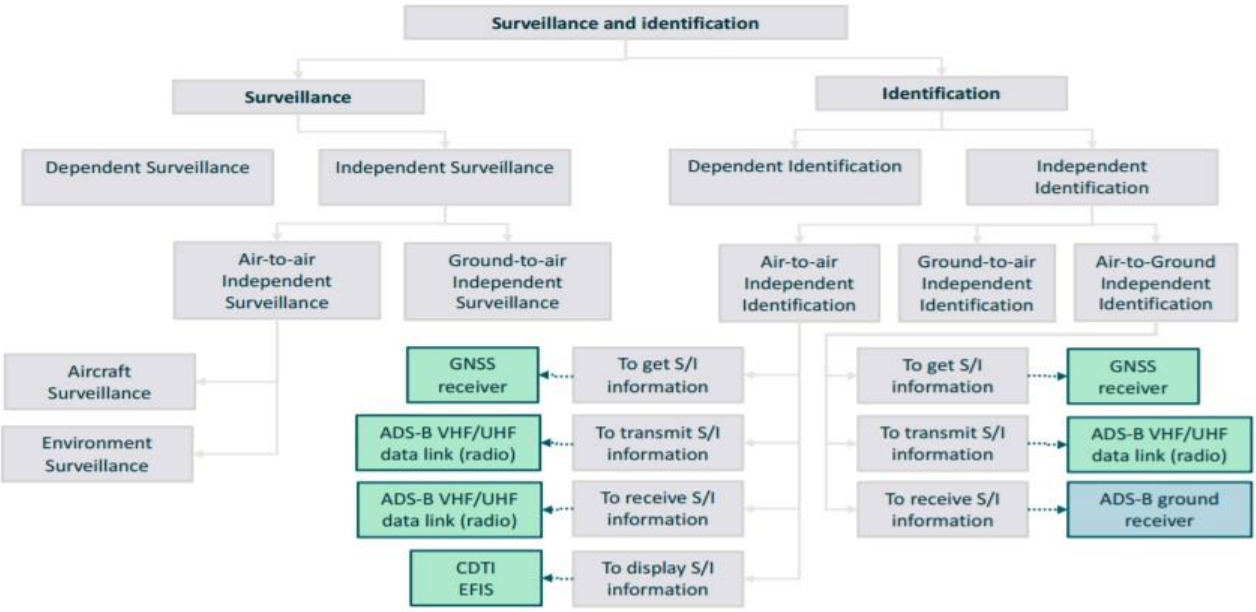
© Proprietà riservata dell'autore - Digitalizzazione e distribuzione a cura del CENTRO APPUNTI - Corso Luigi Einaudi, 55 - Torino / Pagina 87 di 138



La comunicazione avviene emanando un segnale che deve essere ricevuto da altri dispositivi (in volo o a terra).

A differenza dei dispositivi precedenti che funzionavano solo in linea di vista, questi dispositivi hanno un range di funzionamento molto più ampio. La posizione fornita è quella assoluta, definita dai sistemi GNSS o GPS. Altri dati, come il codice identificativo ed eventuali stati di emergenza, sono inviati con comunicazione datalink col sistema ADS-B.

Il sistema è utilizzabile anche in aree non coperte da Radar anche con stazioni mobili.



6. Trend futuri.

In base a considerazioni fatte sulla sequenza di fasi e intensità del traffico, si pensa di usare i sitemi di connessione ADS-B, in vari ambiti:

© Proprietà riservata dell'autore - Digitalizzazione e distribuzione a cura del CENTRO APPUNTI - Corso Luigi Einaudi, 55 - Torino / Pagina 87 di 138

© Proprietà riservata dell'autore - Digitalizzazione e distribuzione a cura del CENTRO APPUNTI - Corso Luigi Einaudi, 55 - Torino / Pagina 89 di 138

Lezione 6 – Sistemi di Comunicazione.

1. Introduzione.

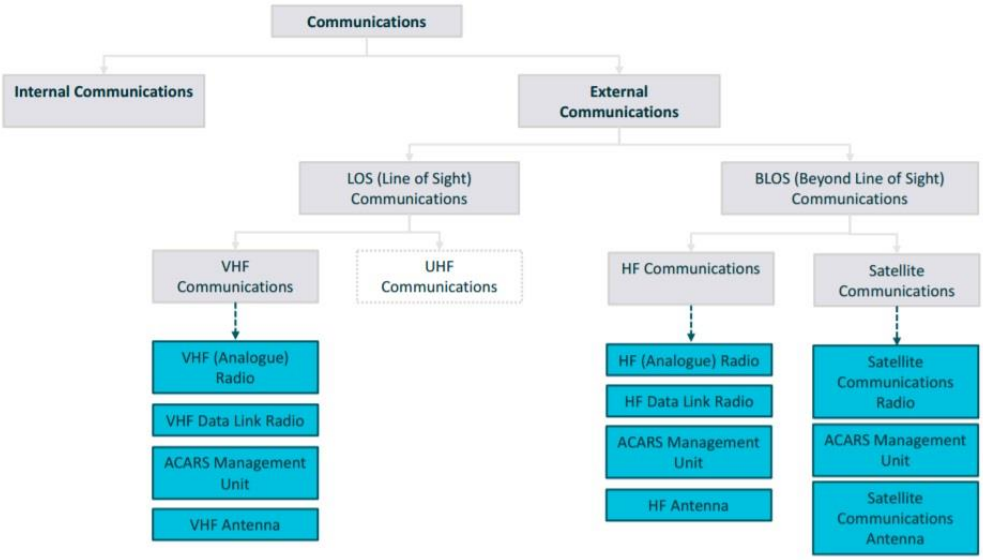
Servono per comunicare sia all'esterno del velivolo, quindi con altri velivoli o con stazioni di Terra, sia all'interno dell'aereo quindi con la crew.

Si deve comunicare per questioni inerenti la sicurezza del velivolo, quindi tutte le funzioni di management del traffico aereo (controllo del traffico aereo, alias ATC, e informazioni di volo e allerta, cioè gestione del traffico aereo, alias ATM). Un'altra sottocategoria sono le AOC*, aeronautical operation control*, portate avanti dagli operatori del velivolo e riguardano la sicurezza, regolarità, efficienza e anche questioni legate alle condizioni del velivolo e di volo, tutte informazioni che possono essere utili all'azienda e all'organizzazione della manutenzione.

Altre due categorie sono quelle che non riguardano la sicurezza del velivolo: AAC, *aeronautical administrative communications*, portate avanti dal personale aeronautico e organizzazioni riguardo questioni amministrative, e APC, *aeronautical passenger communications*, comunicazioni coi passeggeri.

In ogni caso le comunicazioni riguardanti la sicurezza hanno la priorità più alta.

L'albero funzionale con i dispositivi rappresenta un riassunto dello stato dell'arte al giorno d'oggi.



Le comunicazioni esterne le dividiamo per una caratteristica particolare, cioè quella di comunicare in linea di vista o se non c'è bisogno.

Abbiamo visto che lo spettro delle frequenze radio utilizzato in aeronautica comprende dalle centinaia di kHz alle migliaia di THz. Nell'ambito della comunicazione si usano frequenze da 3 MHz a circa 3 GHz. Si dividono in categorie diverse per la frequenza utilizzata, perché si usano con scopi diversi:

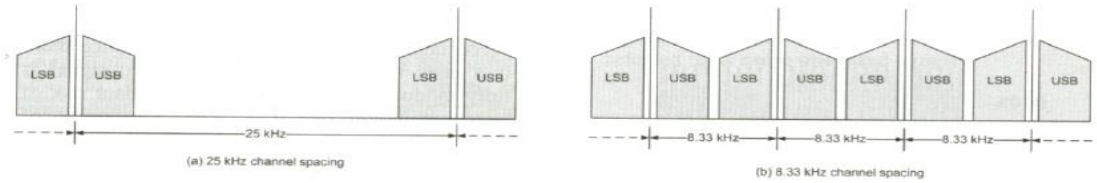
- High Frequency (HF);
- Very High Frequency (VHF);
- Ultra High Frequency (UHF);
- Satellite Communications (SATCOM).

© Proprietà riservata dell'autore - Digitalizzazione e distribuzione a cura del CENTRO APPUNTI - Corso Luigi Einaudi, 55 - Torino / Pagina 89 di 138

© Proprietà riservata dell'autore - Digitalizzazione e distribuzione a cura del CENTRO APPUNTI - Corso Luigi Einaudi, 55 - Torino / Pagina 91 di 138

Si usano modulazioni in ampiezza e frequenza. Si distingue la Lower Side Band e la Upper Side Band. La frequenza di trasmissione di comunicazione vocale avviene tramite la modulazione dell'onda portante (per raggiungere centinaia di km di distanza). La voce ha frequenza dell'ordine dei kHz, l'onda portante è compresa tra 118 e 137 MHz. La *frequenza portante* è unica, con un intorno di circa 7 kHz, che definisce il *canale di comunicazione*.

I canali di comunicazione sono definiti dalla frequenza portante e l'intorno entro il quale è trasmissibile la comunicazione; in precedenza tra un canale e l'altra si usavano 25 kHz di spaziamento, ora 8.33 e prossimamente 7. Il vantaggio è poter usare il triplo dei canali, quindi si può comunicare con più velivoli in contemporanea, ma ciò può causare problemi di interferenza, risolvibile con più alto guadagno e minor dispersione lungo la banda.



Questo sistema è usato per controllo del traffico aereo, trasmissione di informazioni per decollo e atterraggio, trasmissione delle informazioni metereologiche, gestione del velivolo a terra, comunicazioni per la compagnia e Aircraft Communications Addressing and Reporting System (ACARS).

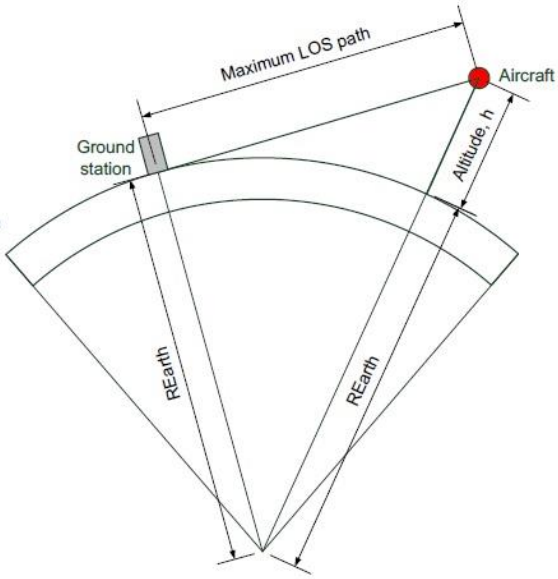
Le informazioni per queste frequenze sono disponibili solo in linea di vista, e aumenta per fenomeni di diffrazione e riflessione. Ciò impone limiti sull'utilizzabilità del sistema, che funziona solo se il velivolo è in vista o se è abbastanza alto, come visibile nell'immagine seguente.

$$LOS = \sqrt{(R_{Earth} + h)^2 - R_{Earth}^2} =$$
$$= \sqrt{2 \cdot R_{Earth} \cdot h + h^2} = \sqrt{h \cdot (2 \cdot R_{Earth} + h)}$$

where R_{Earth} is the Earth radius and h is the aircraft's altitude above the ground.

Taking into account that $h \ll R_{Earth}$, the above equation becomes:

$$LOS \approx \sqrt{h \cdot 2 \cdot R_{Earth}}$$
$$\Downarrow$$
$$S[nm] \approx 0.00016 \cdot \sqrt{2 \cdot 6370 \cdot 3280 \cdot h[feet]}$$
$$\approx 1.1 \cdot \sqrt{h[feet]}$$



Il range operazionale non dipende solo dalla linea di vista teorica, ma anche dalla potenza dei dispositivi e dalla posizione di antenne e stazione di terra.

3. Sistema ACARS.

© Proprietà riservata dell'autore - Digitalizzazione e distribuzione a cura del CENTRO APPUNTI - Corso Luigi Einaudi, 55 - Torino / Pagina 91 di 138

© Proprietà riservata dell'autore - Digitalizzazione e distribuzione a cura del CENTRO APPUNTI - Corso Luigi Einaudi, 55 - Torino / Pagina 93 di 138

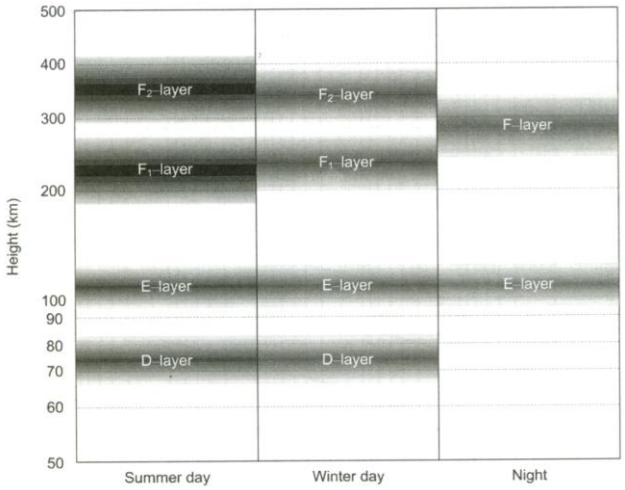
I componenti del sistema di comunicazione VHF sono quindi, oltre alle antenne e processori del segnale VHF, anche l'ACARS, che è connesso ai FMS (Flight Management System, composto di FM Computer e Display), e svolge la funzione di interfaccia coi dati del velivolo (che possono essere visualizzati sul Control Display Unit). I dati possono essere portati dalla Ground Base Station al velivolo tramite VHF, Mode S e SATCOM (Satellite Data Unit).

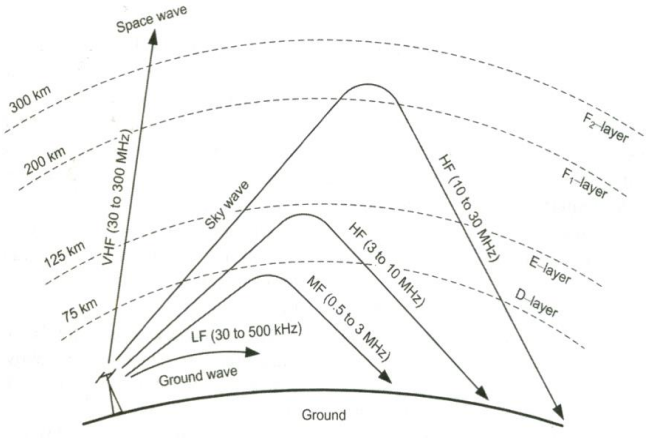
4. Comunicazioni con sistema HF.

Queste comunicazioni hanno la proprietà di usare onde che rimbalzano sulla ionosfera, ma essendo a bassa frequenza rispetto alle altre usate in campo aeronautico (e non), necessitano di molta potenza a causa dell'assorbimento della ionosfera e delle lunghe distanze.

Richiedono condizioni meteo non costanti e non predicibili. Sono *variabili*, nel senso che lungo una stessa tratta devo utilizzare diversi valori di frequenza all'interno della stessa banda di frequenze in dipendenza delle condizioni meteo.

Il fenomeno che si sfrutta è la ionizzazione dell'atmosfera, ed essendo un fenomeno naturale esso può variare in dipendenza di tanti fattori (vedi il diagramma). In particolare, come si vede nel grafico (l'intensità è proporzionale all'intensità del nero), gli strati su cui si può far rimbalzare il segnale sono diversi, a quote differenti, e hanno intensità diversa a seconda che sia giorno o notte o della stagione (maggior attività solare porta a maggior ionizzazione dell'atmosfera).





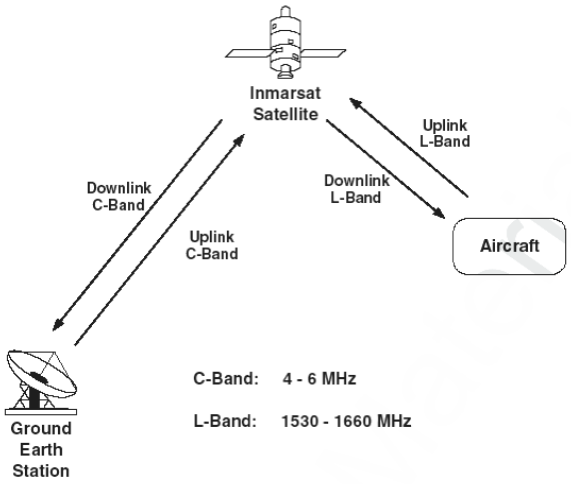
Le frequenze si possono scegliere in un dato range (compreso tra LUF, lower usable frequency, e MUF, maximum usable frequency), a seconda della frequenza supportata da quel tipo di comunicazione e dalla rifrazione della ionosfera.

Dipendono dall'assorbimento, che caratterizza MUF e LUF. Esse hanno andamento simile, è funzione dell'altezza e dell'intensita dello strato F.

© Proprietà riservata dell'autore - Digitalizzazione e distribuzione a cura del CENTRO APPUNTI - Corso Luigi Einaudi, 55 - Torino / Pagina 93 di 138

© Proprietà riservata dell'autore - Digitalizzazione e distribuzione a cura del CENTRO APPUNTI - Corso Luigi Einaudi, 55 - Torino / Pagina 95 di 138

5. Il sistema SATCOM.



È un sistema di comunicazione senza necessità di trovarsi in linea di vista, e utilizza i satelliti della INMARSAT, un'organizzazione che si occupava di comunicazioni marittime. Il grande problema è che sono satelliti in orbita equatoriale, quindi funzionano fino a ±80-82°, e visto che il sistema funziona se il satellite è in linea di vista sia con la stazione di terra sia col velivolo contemporaneamente, e un velivolo oltre quelle latitudini non potrà mai esserlo, le rotte polari rimarrebbero scoperte.

Fanno uso di due tipi di bande: C band, compresa tra 4-6 MHz, per la comunicazione tra satellite e stazione di Terra, e L band, il cui range è nei GHz, per la comunicazione tra velivolo e satellite.

L'interfaccia del velivolo che deve comunicare col satellite è la Aircraft Earth Station (AES), che prende le informazioni da varie fonti: ADIRS cioè il sistema di dati aerei del sistema di riferimento grazie al quale si riesce a puntare meglio il satellite minimizzando il rumore, ATSU unità dei servizi del traffico aereo, MCDU cioè il display, CTU ossia l'unità di telecomunicazioni, CFDIU cioè il display dell'unità di interfaccia centralizzata per i guasti. Il principale processore di queste informazioni è la SDU, Satellite Data Unit.

In assenza di un sistema ACARS il sistema SATCOM può svolgere le funzioni di ricetrasmissione, modem e gestione delle comunicazioni.

© Proprietà riservata dell'autore - Digitalizzazione e distribuzione a cura del CENTRO APPUNTI - Corso Luigi Einaudi, 55 - Torino / Pagina 95 di 138

© Proprietà riservata dell'autore - Digitalizzazione e distribuzione a cura del CENTRO APPUNTI - Corso Luigi Einaudi, 55 - Torino / Pagina 97 di 138

Il controllo di comunicazioni e navigazione è svolto dal *Radio Management Panel*, RMP, di cui sono posti in cabina uno per pilota, così che entrambi possono controllare la frequenza radio usata e quella da usare nella fase di volo successiva.

Il sistema RMP contiene pure la capacità di svolgere la navigazione in standby, nel caso in cui entrambi i MCDU e i due *Flight Management and Guidance Computers* (FMGC) si guastino.

Oltre al RMP ogni pilota ha a disposizione un Audio Control Panel, con cui la crew può controllare il volume di tutti gli equipaggiamenti.

7. Stato dell'arte e sviluppi futuri.

Ad oggi, i sistemi di comunicazione sono basati sui seguenti sistemi:

- SATCOM, per comunicazioni vocali e di dati, per tratte oceaniche e lunghe tratte continentali;
- VHF, che presenta una eccellente affidabilità, e continuerà ad essere usata per aree remote senza copertura radio, usato sia per comunicazioni vocali sia per trasferimento dati, coi sistemi VDL (Very high frequency Data Link);
- HF, per comunicazioni a lungo raggio, che però ha problemi di affidabilità, per cui si pensa di sostituirla con una costellazione di satelliti per uso aeronautico, allo scopo di ottenere una copertura globale, anche se per comunicazioni nelle regioni polari la HF continua ad essere l'unica disponibile;
- Il sistema SSR mode S continuerà ad essere usato per comunicazioni aria-terra in zone con poca necessità di comunicazione ad altro traffico;
- Il sistema HF Data Link viene usato ancora come integrazione dei sistemi satellitari in aree remote.

Per il futuro si pensa di migliorare le comunicazioni via satellite aggiungendo satelliti non geostazionari per copertura globale e miglioramento dei requisiti di potenza, oltre alla ricerca per nuove tecnologie di trasmissione integrata voce+dati

© Proprietà riservata dell'autore - Digitalizzazione e distribuzione a cura del CENTRO APPUNTI - Corso Luigi Einaudi, 55 - Torino / Pagina 97 di 138