



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: 2560A

ANNO: 2023

A P P U N T I

STUDENTE: Balsamo Giuseppe

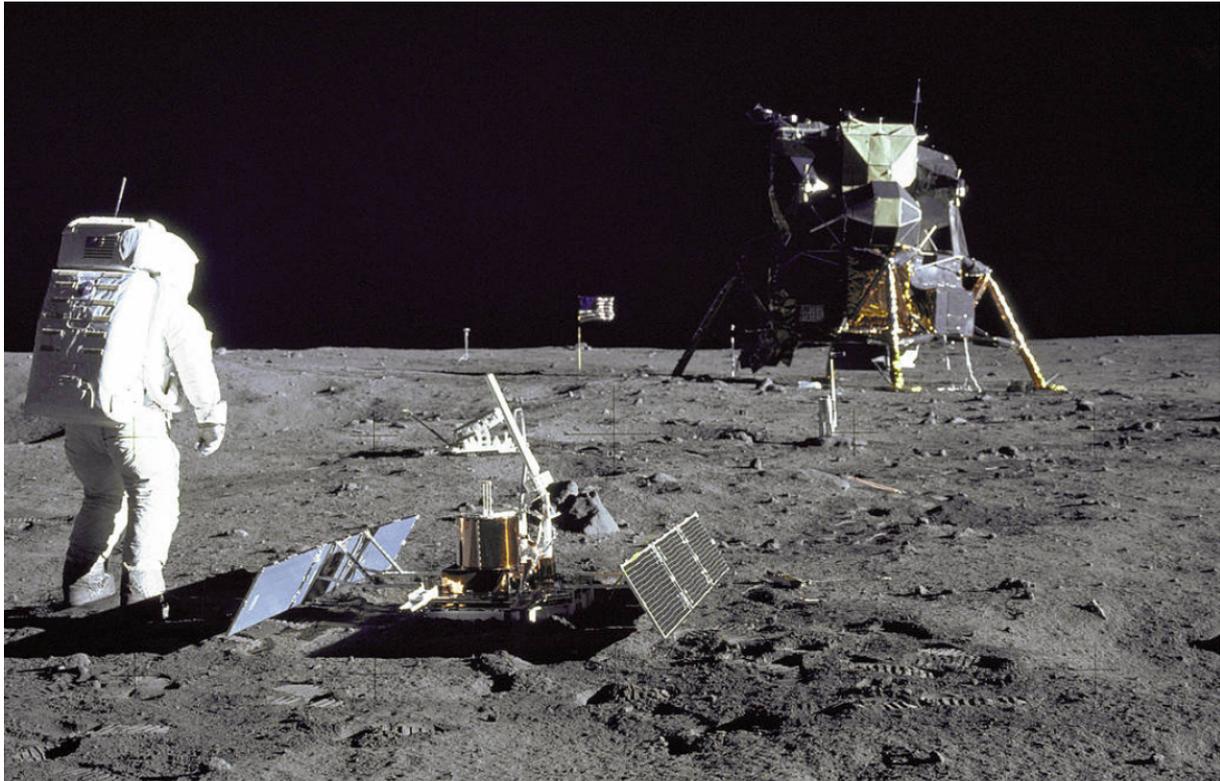
MATERIA: Sistemi Aerospaziali - Prof. Corpino, Viola

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.

Appunti di **SISTEMI AEROSPAZIALI**



Docenti: Corpino Sabrina (Spazio)
Viola Nicole (Aeronautica)
Autori: Balsamo Giuseppe
Di Benedetto Fabio

POLITECNICO DI TORINO

Dipartimento di Ingegneria Meccanica e Aerospaziale
Anno accademico 2022/2023



Contents

I	Spazio	7
1	System engineering	8
1.1	Sistemi aerospaziali	8
1.1.1	Complessità di un sistema	8
1.1.2	Ciclo di vita	9
1.1.3	Cos'è systems engineering	10
1.2	V-model	11
1.2.1	Fasi di un progetto	11
1.2.2	Costo di un programma aerospaziale	12
2	International Space Station	13
2.1	The Soyuz launch sequence	13
2.1.1	Introduzione Soyuz	13
2.1.2	Torre di espulsione	14
2.1.3	Sequenza di lancio	14
2.1.4	Rendezvous and docking	15
2.1.5	Manovre	16
2.2	Undocking, reentry, landing	19
2.2.1	Preparativi per il rientro	19
2.2.2	Rientro	20
2.3	Tour of the ISS	22
3	Astrodinamica	24
3.1	Orbite Kepleriane	24
3.1.1	Costanti del moto	25
3.1.2	Elementi orbitali classici	25
3.1.3	Determinazione dell'orbita	27
3.1.4	Perturbazioni dell'orbita	27
3.2	Orbit manoeuvring	27
3.2.1	Coplanar orbit change	28
3.2.2	Out of plane changes	29
3.2.3	Orbit Rendezvous (and docking)	30
3.3	Mantenimento dell'orbita	30
4	Space environment	31
4.0.1	L'ambiente spaziale	31
4.1	Ambiente radiativo	31
4.1.1	Il sole	31
4.1.2	Solar Particle Effects	33
4.1.3	Galactic Cosmic Rays	34
4.1.4	Van Allen radiation belts	34
4.2	Ambiente plasma	34
4.3	Ambiente neutro	35
4.3.1	Resistenza atmosferica	35
4.3.2	Effetto chimico	37

4.4	Ambiente vuoto	37
4.4.1	Outgassing	37
4.4.2	Cold welding	37
4.4.3	Heat transfer	38
4.4.4	Pressure differential	38
4.5	Gravità	38
4.6	Micrometeoroids & space debris	38
5	Payloads	40
5.0.1	Tipi di payload	40
5.1	Payload di osservazione	41
5.1.1	Visual Passive Payloads	44
5.1.2	Passive Infrared Payloads	46
5.1.3	Passive Microwaves Payloads	46
5.1.4	Passive X and Gamma Rays payloads	47
5.1.5	Active electro-optical payloads	47
5.1.6	Altimetro e scatterometro	49
5.1.7	Payload in-situ	49
5.2	Fondamenti di ottica	50
5.2.1	Detector & Collector	50
5.2.2	Sistema di scanning	55
6	Attitude and orbit control system	58
6.1	AOCS	59
6.1.1	Attitude requirements	59
6.1.2	Attitude modes	59
6.2	Attitude and orbit disturbances	61
6.2.1	Aerodynamic drag	61
6.2.2	Gravity-gradient	62
6.2.3	Radiation pressure	62
6.2.4	Magnetic field	63
6.2.5	Internal disturbances	63
6.3	ADCS architecture	63
6.3.1	Passive methods	64
6.3.2	Active methods	64
6.4	Loop AOCS	66
6.5	Attitude sensors	67
6.5.1	Star Sensors	67
6.5.2	Sun Sensors	68
6.5.3	Earth sensors - Static IRES	69
6.5.4	Magnetometers	71
6.5.5	Gyroscopes	72
6.6	Attitude determination	72
6.6.1	Orbit sensors and determination overview	73
6.7	Control	76
6.7.1	Attitude Techniques	76
6.7.2	Wheels	77
6.7.3	Control Moment Gyro	77
6.7.4	Magnetorquer and rods	77
6.7.5	Thrusters	78

7	Communication system	79
7.1	Architetture di comunicazione	80
7.1.1	Main Factors affecting comms architecture	81
7.1.2	Quantity of data	83
7.1.3	Main features	84
7.2	TT&C functions	85
7.2.1	Spacecraft ComSys block diagram	87
7.3	Ground segment	87
7.3.1	Control Centers	88
7.3.2	Ground Station block diagram	88
7.4	Link design	90
7.4.1	Modulation	90
7.4.2	Antenne	93
7.5	Link Budget	94
7.5.1	EIRP calculation	95
7.5.2	Antenna's losses	95
7.5.3	Total space losses	97
7.5.4	Ricezione	97
7.5.5	Link budget equation	98
8	EPS	100
8.1	EPS functions	100
8.2	EPS architecture	101
8.3	Power Systems Sources	102
8.3.1	Solar Energy	103
8.3.2	Chemical Energy	106
8.3.3	Nuclear Energy	109
9	ECLSS	111
9.1	ECLSS approaches	111
9.2	People as a system	111
9.3	ECLSS functions & relationship	112
9.3.1	Atmosphere management	112
9.3.2	Water management	114
9.3.3	Waste management	115
9.3.4	Food management	115
9.4	Technology options	115
10	Thermal Protection System	116
10.1	Approaches	116
10.1.1	TPS materials	117
11	Thermal Control System	119
11.1	TCS functions	119
11.2	Thermal environment	120
11.2.1	Radiazione solare diretta	120
11.2.2	Albedo (solar heating indirect)	121
11.2.3	Planet IR load	122
11.2.4	Altri effetti legati all'ambiente	122
11.2.5	Generazione di calore interna	122
11.3	Spacecraft energy balance	122
11.3.1	Equazione generale del calore	123
11.4	TCS architecture	123
11.4.1	Thermal control components	124

II	Aeronautica	127
12	Aircraft systems	128
12.1	Introduction	128
12.1.1	Interconnessioni tra sottosistemi	130
12.2	Sistemi avionici	131
13	Navigation System	133
13.1	Navigation methods	134
13.1.1	Navigazione con stazioni di terra	134
13.1.2	Navigazione inerziale	135
13.1.3	Navigazione satellitare	136
13.2	Approcci alla navigazione	136
13.3	Flight Management System	138
13.3.1	Funzioni del FMS	139
13.4	Navigation: state-of-the-art and future trend	141
13.4.1	State-of-the-art	141
13.4.2	Future trends	142
13.4.3	Performance based navigation	143
13.5	Global Navigation Satellite System	144
13.5.1	GNSS Augmentation	144
14	Communication system	146
14.1	Classificazione	146
14.1.1	Aviation communications domains	147
14.2	Voice, ATS, AOC, AAC, APC	149
14.2.1	Comunicazioni di routine e non	149
14.3	Bande di frequenza	150
14.3.1	Radio communications system	152
14.3.2	VHF, HF and SATCOM communications	152
14.3.3	ACARS	154
14.3.4	SATCOM	157
14.3.5	HF Communications	160
14.4	Data Communications development	161
14.5	Summary	165
15	Flight Control System	167
15.1	Get Information	167
15.1.1	Air Data System	167
15.2	Autopilota	170
15.2.1	Autopilot Control Loop	172
15.2.2	Autopilot Modes	172
15.3	Fly by wire	173
15.3.1	Leggi di controllo	173
15.3.2	Architecture	174
15.4	Display	175
15.4.1	Primary Flight Display	176
15.4.2	Head Up Display	176
15.4.3	Navigation Display	177
15.4.4	ECAM Display	178
15.4.5	Multifunction Display	178
15.4.6	Displays architecture	178

16 Surveillance & Identification	181
16.1 ATM functional structure	182
16.1.1 PSR and SSR systems	184
16.1.2 ATC transponder and SSR	186
16.2 TCAS	187
16.3 Future trends: ADS-B	188
16.3.1 ADS-B Out	189
16.3.2 Ground Based Information Services	190
16.3.3 ADS-B In	190
16.3.4 ADS Space-Based Satellites	190
17 Fuel system	192
17.1 Sustainable Aviation Fuels	192
17.2 Idrogeno	193
17.2.1 Fuel System for Subsonic vs Supersonic	195
17.3 Main functions	195
17.3.1 Fuel Storage	196
17.3.2 Feeding System	198
17.3.3 Fuel Transfer	199
18 Hydrogen aircraft	201
18.1 Sustainable aviation	201
18.2 Hydrogen	204
18.2.1 Hydrogen aircraft	205
18.2.2 Comparison of different solutions	208
18.2.3 Integrazione con altri sottosistemi	210
19 Environmental Control System	213
19.1 Funzioni ECS	214
19.1.1 Cabina pressurizzata	214
19.2 Dimensionamento	217
19.2.1 Heat Loads Estimation	217
19.2.2 Mass flow estimation	219
19.3 The hydrogen aircraft	220
19.3.1 Mass flow estimation	220
19.3.2 Power estimation	222
20 Electrical Power System	224
20.1 Conventional aircraft	225
20.1.1 Conventional aircraft DC electric system	225
20.1.2 Conventional civil transport aircraft AC electric system	226
20.1.3 More electric aircraft	226
20.1.4 New trends in electrical power systems	227
20.2 New generation	230
20.2.1 Future trends	233
20.3 Safety issues	235
A Esercitazioni Space	236
A.1 Esercitazione 1: Observation Payload	236
A.1.1 Parte 1	236
A.1.2 Parte 2	238
A.2 Esercitazione 2: Link Budget	240
A.2.1 Parte 1	240
A.2.2 Parte 2	240
A.2.3 Parte 3	241
A.2.4 Parte 4	242
A.3 Esercitazione 3: EPS	243

A.3.1	Solar array design process	243
A.3.2	Battery design process	246
A.4	Esercitazione 4: TCS	247
A.4.1	Hot case	249
A.4.2	Cold case	249
B	Esercitazioni Aviation	250
B.1	Esercitazione 1: Avionic Systems	250
B.2	Esercitazione 2: FCS	252
B.2.1	Svolgimento	252
B.3	Esercitazione 3: Fuel system	256
B.3.1	Svolgimento	256
B.4	Esercitazione 4: ECS	258

Chapter 1

System engineering

Un sistema è *l'insieme di elementi che, messi insieme, porta ad un risultato irraggiungibile dai singoli elementi.*

Infatti, il valore del sistema è maggiore della somma del valore di ogni singola parte di esso. Il risultato va quindi al di là della somma delle singole capacità e funzioni dei singoli elementi.

Il valore aggiunto viene dato soprattutto dalle *relazioni* che legano insieme i vari elementi. Questo crea delle difficoltà nello studio e nelle analisi. Si adotta la visione della cosiddetta **big picture** quando si prendono decisioni tecniche.

I singoli elementi del sistema non sono solo le parti fisiche che lo compongono, ma anche le persone, i software, gli hardware, le infrastrutture, i documenti, i dati, gli addestramenti, le facilities per lo sviluppo, etc. Tutti questi elementi sono correlati tra di loro per creare un ambiente operativo adeguato al raggiungimento degli *obiettivi*.

Infatti, la missione (ovvero la funzione da svolgere) viene ideata e messa in pratica con il preciso scopo di *soddisfare delle identificate esigenze*.

Possiamo quindi dire che **un sistema è un costruito di elementi, di valore maggiore alla somma dei singoli, strutturati in maniera tale da svolgere una funzione atta a soddisfare delle precise esigenze.**

1.1 Sistemi aerospaziali

I sistemi aerospaziali sono molto complessi, sia dal punto di vista tecnologico che da quello socio-economico. Inoltre, nell'ultimo periodo, la tendenza è stata quella di andare verso l'ulteriore grado di complessità rappresentato dalla *correlazione tra sistemi* (un esempio è l'interazione tra sistemi spaziali e sistemi telecomunicativi).

In generale, i sistemi svolgono delle funzioni molto importanti per la società, sia attivamente sia per supportare a loro volta altri sistemi.

I sistemi aerospaziali, in particolare, sono caratterizzati da:

- Alta complessità del sistema e dei suoi elementi costituenti.
- Elevati costi di sviluppo ed uso.
- Lunga durata dei programmi

Lo scopo di questo corso è capire come operano i sistemi aerospaziali, come sono fatti e come possono essere progettati; tutto ciò comprendendo anche l'ambiente in cui operano e le sue caratteristiche.

1.1.1 Complessità di un sistema

La complessità di un sistema è funzione di tre parametri:

1. Numero di componenti unici di esso.
2. Quantità di conoscenza necessaria per svilupparlo.

3. Quantità di informazioni necessarie per descriverlo.

L'essere umano è portato naturalmente a decomporre un sistema in sotto-sistemi e, a sua volta, ogni sotto-sistema in ulteriori parti, poichè pensare sempre e solo al sistema intero lo porterebbe alla pazzia.

In particolare, secondo G.A.Miller, l'uomo scompone i sistemi in approssimativamente 7 livelli. Il numero di livelli è dato in funzione del numero di parti (componenti unici) che compongono il sistema e si può determinare con la seguente relazione:

$$\#livelli = \frac{\log(\#parti)}{\log(7)}$$

Ovviamente, più è alto il numero dei livelli, maggiore è la complessità del sistema.

Questa distinzione viene fatta al fine di analizzare e gestire il sistema, in quanto sono spesso coinvolti numerosi partner nello sviluppo di un sistema.

Inoltre, la prospettiva da cui si guardano le cose rende variabile la definizione di quale sia il sistema e quali i suoi componenti. Ad esempio, per un manutentore di attuatori, l'attuatore in sé costituisce il sistema, composto dalle singole parti (cilindro, pistone, valvole, etc.); allo stesso modo, per il costruttore del veicolo su cui è montato tale attuatore, questo sarà una parte del sistema, il sistema sarà il veicolo stesso. Infine, l'intera agenzia spaziale che lancerà quel veicolo vedrà questo come una parte del sistema, che è composto anche dal payload, dal personale, dagli addestratori, dai manutentori, etc.

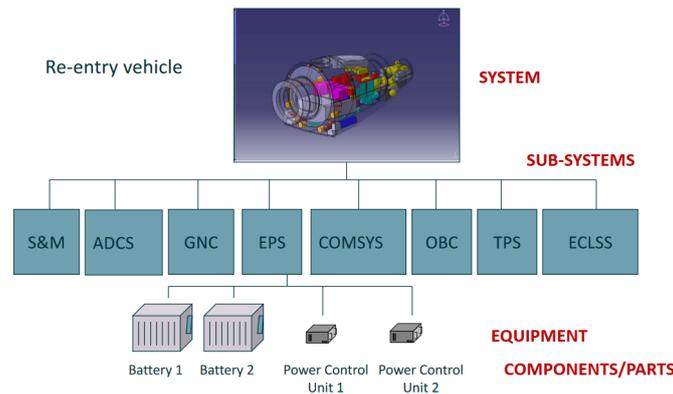


Figure 1.1: Sistema veicolo di rientro

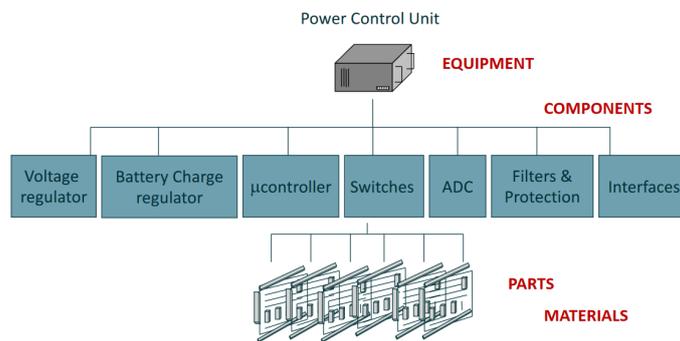


Figure 1.2: Sistema PCU

1.1.2 Ciclo di vita

I sistemi possono avere lunghi cicli di vita. Ad esempio, lo Space Shuttle ha avuto un ciclo di vita di oltre 40 anni, il Panavia Tornado di circa 50.

La gestione di un così lungo ciclo di vita è fondamentale per la buona riuscita dell'intero programma. È necessario procedere per step e prevedere i successivi sviluppi ed iterazioni del progetto. Come in ogni processo lungo e complesso, non si può agire senza una precisa e collaudata strategia:

- Decidere dove si vuole andare. Occorre:
 - Definire la missione
 - Definire ed analizzare i requisiti
 - Definire ed analizzare i vincoli
- Capire come andarci, mediante program management, system engineering, etc.
- Capire come supportare il progetto, mediante metodi, tools, etc.
- Capire come documentare lo sviluppo del progetto, mediante reports ad esempio.

1.1.3 Cos'è systems engineering

Per poter fare quanto descritto sopra, viene in soccorso la systems engineering, *"l'arte e la scienza di sviluppare un sistema, tenendo conto dei vincoli, per soddisfare le funzioni e le esigenze"*.

È una disciplina molto vasta, ma non per questo superficiale. Non si rifà a nessuna delle discipline classiche, ma è molto tecnica. Bisogna conoscere bene tutte le discipline classiche e coglierne soprattutto le relazioni e le integrazioni per padroneggiare bene l'ingegneria di sistemi. Si può dire che è anche un modo logico di pensare.

La systems engineering è alla ricerca costante di una sicura e bilanciata interfaccia tra opposti interessi e tra multipli vincoli, talvolta conflittuali. Il suo compito è quindi quello di ottimizzare il design complessivo, senza favorire un sistema, sotto-sistema o parte a scapito di altri.

Identikit del perfetto systems engineering

Il buon systems engineer è sufficientemente bravo a bilanciare le interazioni tecniche e organizzative dei sistemi complessi, mediante trade-offs e compromessi. Guarda sempre alla "big picture" e non si assicura mai che il design sia giusto ma si assicura il giusto design.

L'applicazione di scienza e tecnica ingegneristica ha quindi lo scopo di:

- Trasformare una necessità operativa in una descrizione di:
 - Parametri di performance del sistema;
 - Configurazione preferibile del sistema;
 mediante uso di processi iterativi, analisi funzionali, sintesi, ottimizzazioni, definizioni, design, test e valutazioni.
- Integrare i parametri tecnici correlati e assicurare la compatibilità fisica, funzionale, nonché programmare le interfacce in modo da ottimizzare il design e la definizione del sistema intero.
- Integrare nell'ingegneria "totale" una serie di aspetti quali: affidabilità, manutenibilità, supporto logistico, sicurezza, producibilità, safety, sopravvivenza, integrità strutturale, fattori umani, etc.

Si può quindi sintetizzare dicendo che il processo di system engineering ha il suo scopo nel *corretto bilanciamento tra fattori operativi, economici e logistici, al fine di raggiungere una soluzione dai costi sostenibili*. Il tutto è fatto **guardando al sistema complessivamente**.

Secondo Bert Gentry Lee del JPL il perfetto systems engineer presenta le seguenti attitudini:

1. Curiosità intellettuale.
2. Abilità nel vedere sia la "big picture" che i dettagli.
3. Adeguata paranoia: si aspetta il meglio progettando per il peggio.
4. Abilità nel fare connessioni di tipo "system-wide".
5. Grande ascoltatore ma anche grande oratore.

6. Self-confident ma non arrogante.
7. Valutazione del processo: avere rigore e sapere dove fermarsi.
8. Buon team member ma anche leader.
9. A suo agio con il cambiamento, l'ignoto e l'incerto.
10. Diverse skills tecniche: abilità nel dare giudizi tecnici.

Il systems engineer non è un generalista, ma uno *specialista nell'affrontare la complessità*.

1.2 V-model

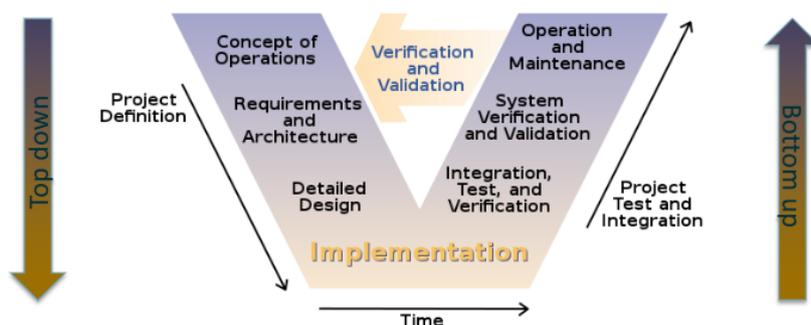


Figure 1.3: Schema del V-model

Il concetto di V-model è una rappresentazione grafica della sequenza di step da fare nello sviluppo di un sistema.

Descrive le attività da compiere e i risultati da ottenere durante lo sviluppo.

- La parte sinistra del V-model rappresenta il concept iniziale e lo sviluppo dei requisiti, nonché la creazione del design primordiale.
- La base della V rappresenta l'implementazione effettiva di ciò, la produzione del sistema.
- La parte destra rappresenta invece l'integrazione di parti e la loro validazione.

Nella prima parte si segue un approccio "top-down", nella seconda un approccio "bottom-up".

Il modello a V può essere adattato a qualsiasi progetto, assumendo forme diverse, così da riflettere le peculiarità del progetto specifico.

1.2.1 Fasi di un progetto

Ogni azienda sviluppa il progetto in diverse fasi. Qui si farà riferimento al modus operandi di ESA. Le fasi di un progetto sono strettamente correlate ad attività sul sistema. A seconda delle circostanze, possono esserci sovrapposizioni di fasi.

È possibile effettuare pre-studi per non investire in progetti che poi non sono applicabili, l'epoca moderna effettua simulazioni in modo da saper fin dall'inizio se ciò che è stato fatto ha senso o no.

In conclusione, alle attività principali e alle relative review del progetto vengono stabilite delle linee guida di base.

Si analizzano ora nel dettaglio le fasi (0,A:F) di un progetto ESA.

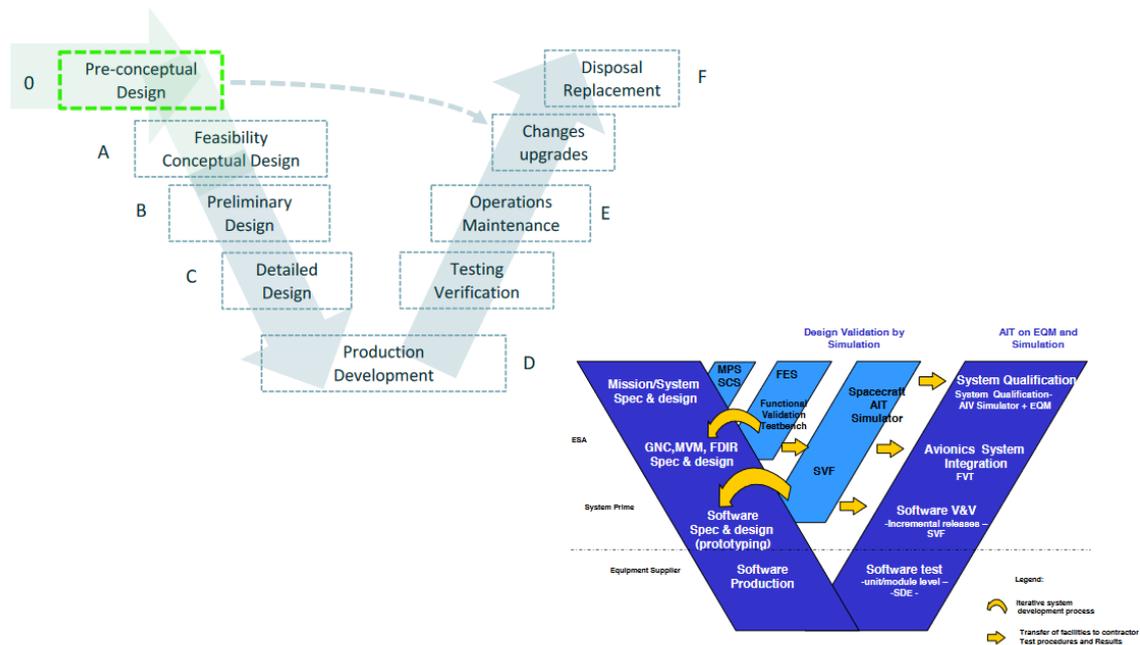


Figure 1.4: Schema del V-model di un progetto ESA

- Le fasi 0, A, B si focalizzano principalmente su:
 - Elaborazione dei requisiti tecnici e funzionali, nonché identificazione dei concepts del sistema.
 - Identificazione di tutte le attività e risorse che devono essere usate.
 - Valutazione del rischio iniziale.
 - Inizio di operazioni pre-sviluppo.
- Le fasi C e D comprendono tutte le attività da svolgere in modo da sviluppare e certificare il segmento spaziale e il segmento di terra.
- La fase E comprende tutte le attività da svolgere in modo da lanciare, utilizzare e mantenere in orbita gli elementi orbitanti, nonché tutti gli elementi a terra ad esso relativi.
- La fase F comprende tutte le attività da svolgere in modo da ben organizzare in modo sicuro tutti i prodotti lanciati nello spazio, nonché tutto ciò che riguarda il segmento di terra.

Ogni fase prevede delle milestones, in forma di project reviews, il cui esito determina la conferma o meno che il progetto è pronto ad avanzare alla fase successiva, in modo da evitare di continuare in un progetto.

Con l'eccezione del MDR, tutte le review di progetto che si occupano e che includono l'AR sono tipicamente portate avanti da tutti i membri del progetto.

L'approccio, da PRR a PDR, è di tipo top-down; dal CDR ad AR l'approccio è bottom-up. Si ritrova quindi il V-model.

1.2.2 Costo di un programma aerospaziale

Tipicamente il ciclo di vita di un programma aerospaziale prevede che ricerca e sviluppo costino circa il 10% del totale, la produzione il 30%, mentre operatività e supporto costano ben il 60% del totale.

Come si può facilmente dedurre, la maggior parte del budget viene spesa per mantenere correttamente in opera il sistema.

Chapter 2

International Space Station

2.1 The Soyuz launch sequence

2.1.1 Introduzione Soyuz

Il Cosmodromo di Baikonur, nel mezzo delle steppe del Kazakistan, è la base di lancio Russa dalla quale si parte per la Stazione Spaziale Internazionale (ISS).

Si tratta di un enorme complesso che ospita numerosi edifici:

- alcuni per assemblare e preparare i lanciatori;
- altri per ospitare personale tecnico, ingegneri ed astronauti;

É proprio da Baikonur che Yuri Gagarin intraprese il suo straordinario viaggio intorno alla Terra più di 50 anni fa. Oggi ogni lancio del razzo Soyuz (in figura 2.1a) è in grado di portare tre astronauti a bordo della Stazione Spaziale Internazionale.

Gli astronauti si preparano per la loro missione a Star City, il centro di addestramento dei cosmonauti vicino Mosca. Per il lancio, gli astronauti devono spendere centinaia di ore in addestramento, sia teorico che pratico per essere in grado di operare la navicella Soyuz in ogni situazione. La parte pratica dell'addestramento si basa su simulatori che consentono ai cosmonauti di operare in condizioni simili a quelle reali. Il percorso è quello intrapreso da tanti altri lanciati prima di loro da Baikonur.

Il razzo Soyuz, composto da 3 stadi, ha:

- una lunghezza totale di circa 50 m;
- diametro che arriva fino ai 10 m;
- massa totale di circa 310 tonnellate;

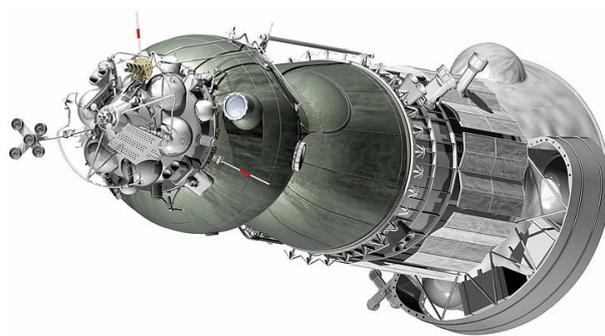
Per generare la spinta si è usata una miscela di kerosene e ossigeno liquido. La navicella Soyuz (in figura 2.1b) si trova nella parte più alta del razzo, racchiusa all'interno del "nose".

La rampa di lancio comprende quattro strutture metalliche verdi il cui scopo è garantire che il razzo sia correttamente posizionato prima del lancio. Queste strutture ruotano automaticamente durante le prime fasi del lancio.

L'equipaggio fa il suo ingresso nel veicolo due ore e mezza prima del decollo per prepararsi al lancio in cooperazione con il personale di terra. Gli astronauti siedono ora su 300 tonnellate di propellente.



(a) Lanciatore nel cosmodromo di Baikonur



(b) Soyuz

2.1.2 Torre di espulsione

Il razzo Soyuz dispone di un potente e affidabile sistema per salvare l'equipaggio nel caso in cui il razzo bruci o esploda sulla rampa di lancio: la **torre di espulsione**.

La torre di espulsione non è altro che un piccolo ma potente razzo, composto da diversi motori a propellente solido. Questo sistema è in grado di separare rapidamente il compartimento dell'equipaggio dal resto della struttura in caso di un pericolo imminente, quale per esempio un'esplosione.

Il sistema può attivarsi automaticamente o essere comandato dal personale di terra. Questo sistema è stato usato in un'unica occasione nella storia della cosmonautica Russa. Nel settembre del 1983 con il razzo pronto al lancio di due cosmonauti sovietici verso la stazione spaziale Salyut 7, improvvisamente una valvola si è bloccata 90 secondi prima dell'accensione dei motori consentendo al kerosene di riversarsi sulla rampa di lancio e prendere fuoco. Fortunatamente, il personale di terra si rese rapidamente conto del pericolo ed attivò il sistema di espulsione.

Sebbene i due cosmonauti subirono accelerazioni dai 14 ai 17g in 5 secondi la loro capsula atterrò sana e salva a circa 4 km dalla rampa di lancio.

Questo incidente è la prova di quanto affidabile sia il sistema di espulsione.

2.1.3 Sequenza di lancio

Al tempo $t = 0$ s la spinta è fornita da quattro booster laterali e dal blocco centrale che è attivato contemporaneamente ai quattro booster per massimizzare la spinta. Il razzo fa una manovra di beccheggio per orientarsi verso l'orbita desiderata. L'accelerazione sull'equipaggio aumenta lentamente fino a 1.5g.

Al tempo $t = 45$ s il razzo ha già raggiunto un'altitudine di 11 km ed una velocità di 1640 km/h, momento di massima pressione sulla struttura. In questo momento i cosmonauti "pesano" più di due volte il loro normale peso.

Dopo quasi due minuti di volo, il razzo raggiunge un'altitudine di più di 40 km ed è sufficientemente in alto per liberarsi della torre di espulsione. Pochi secondi dopo, i quattro booster laterali esauriscono il loro propellente e si spengono. A questo punto, non essendo più di alcuna utilità, sono separati dal blocco centrale, che assume quindi il nome di *secondo stadio*.

In caso di gravi problemi in questa fase del volo il compartimento dell'equipaggio può essere separato dal resto del razzo e ritornare a terra senza bisogno di alcuna propulsione.

Il debris segue una traiettoria che lo porta ad atterrare in un'area disabitata a più di 350 km dalla rampa di lancio.

L'equipaggio a questo punto subisce un'accelerazione massima pari a 3.5 volte il proprio peso, ma solo per pochi secondi; questo è il momento più intenso per i cosmonauti dal punto di vista fisico.

Nel frattempo, il secondo stadio continua a funzionare per 3 minuti. La struttura che protegge il veicolo spaziale è quindi espulsa. Il debris segue una traiettoria che lo porta ad atterrare a 530 km di distanza dalla rampa di lancio. Il veicolo è a questo punto completamente esposto all'ambiente spaziale. La luce esterna può penetrare al suo interno attraverso gli oblò.

Sono ora passati circa 5 minuti dal lift-off, il terzo stadio è attivato due secondi prima dello spegnimento del secondo; quest'ultimo può quindi separarsi dal resto del razzo seguendo una traiettoria di rientro.

I motori del terzo stadio continuano a funzionare per i successivi quattro minuti, come per i quattro booster laterali.

Il razzo ha raggiunto un'altitudine di 170 km e una velocità di 13250 km/h.

A questo punto, la sezione circolare di connessione tra il secondo ed il terzo stadio è espulsa mentre il resto del razzo procede verso l'orbita desiderata a 220 km di quota. L'ultimo motore è spento al raggiungimento dell'orbita desiderata a circa 9 minuti dal lift-off.

Il veicolo spaziale può finalmente separarsi dal razzo, i cosmonauti possono ora percepire la microgravità.

Alcuni istanti dopo, le antenne i pannelli solari vengono estesi e il veicolo spaziale è in viaggio verso la Stazione Spaziale Internazionale.

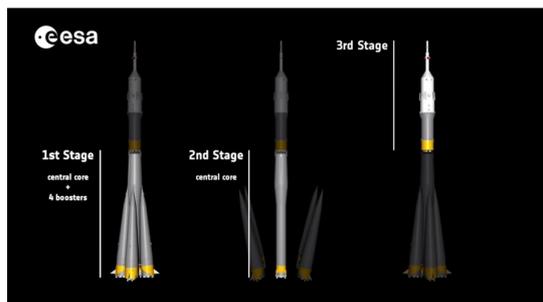


Figure 2.2: Lanciatore

2.1.4 Rendezvous and docking

La navicella Soyuz è decollata verso l'orbita da Baikonur, orbitando attorno alla Terra trenta volte più veloce di un grande aereo di linea. Ha un unico scopo: raggiungere, effettuare il rendezvous e attraccare all'ISS, da qualche parte, a 400 km d'altezza.

Gli astronauti hanno appena completato l'ultima fase della sequenza di lancio (la separazione della capsula Soyuz dal resto del lanciatore). Si ha la fine della spinta per via dello spegnimento del motore, fase che risulta piuttosto forte. Ci troviamo nello spazio, il lancio è avvenuto con successo con direzione finale la Stazione Spaziale; ora i cosmonauti si ritroveranno nella loro prima orbita attorno alla terra ad una *altitudine di inserzione* di circa 200 km.

Stazione Spaziale Internazionale

La Stazione Spaziale Internazionale ha preso vita nel 1998 e da allora orbita attorno alla Terra una volta ogni 90 minuti circa. Il piano orbitale dell'ISS è piuttosto costante mentre la Terra ruota in continuazione. Proiettando l'orbita della ISS su una mappa 2D si nota una serie di curve che si intersecano (figura 2.3b).

I Centri di Controllo Missione a Mosca e Houston monitorano costantemente la posizione della ISS e possono predirne la posizione lungo l'orbita per ogni dato istante, fattore importante per determinare quando lanciare il vettore Soyuz.

Nonostante sia tecnicamente possibile lanciare la Soyuz in ogni momento, è più efficiente farlo poco dopo il passaggio della ISS sopra il cosmodromo di Baikonur. Questo riduce il tempo necessario al *rendezvous* e all'attracco con la Stazione da circa due giorni a sole sei ore.

La traiettoria corta di rendezvous è stata implementata a partire dal 2013, tuttavia se la Soyuz mancasse la necessaria finestra di lancio o qualcuna delle successive accensioni del motore non avvenisse come da programma, la capsula ha abbastanza carburante extra per tornare al rendezvous lungo due giorni.

Fatto realmente accaduto nel marzo del 2014 a causa di un problema con il controllo di assetto: il rendezvous è stato ripianificato alla traiettoria lunga precedentemente usata.

Bisogna tenere in considerazione che ci sono alcuni rischi, alcuni peggiori di altri, inclusa la possibilità di passare da un attracco molto corto ad un attracco lungo, che era lo standard fino ad un anno fa.

Il **rendezvous** è definito come una sequenza di manovre che regola l'approccio di due veicoli spaziali



(a) ISS



(b) Orbita della ISS

Figure 2.3: International Space Station

fra loro. Nella maggioranza dei casi uno di questi è *l'inseguitore*, che esegue le manovre (Soyuz), mentre l'altro è un *veicolo di destinazione passivo* (ISS). Idealmente, entrambi i veicoli si incontrano in modo sicuro in un punto esatto prescelto nello spazio e nel tempo.

2.1.5 Manovre

La Soyuz deve salire dalla sua orbita iniziale di inserzione alla stessa altitudine della ISS, unirsi e restare su questa orbita. Sembra un compito abbastanza semplice, ma non può essere fatto in una singola manovra partendo dall'altitudine di inserzione.

I calcoli per l'attracco finale sono basati sull'altitudine iniziale precisa della Soyuz, che sfortunatamente non è nota in anticipo a causa di alcune incertezze nel lancio del razzo.

Pertanto, sono usate due manovre con un'orbita di fasatura intermedia nel mezzo.

Prima orbita

L'orbita di fasatura è la base per i calcoli per l'attracco finale. Si raggiunge usando la prima manovra, chiamata **trasferta di Hohmann**, che prende il nome da uno scienziato tedesco dell'inizio del XX secolo. Durante la trasferta di Hohmann, la Soyuz deve usare i suoi motori due volte:

- La prima volta per lasciare la sua orbita iniziale di inserzione e trasferirsi sull'orbita di fasatura;
- La seconda volta per fare in modo che il veicolo viaggi alla giusta velocità per stare su tale orbita;

L'orbita di fasatura è più bassa dell'orbita dell'ISS di circa 100 km ed ha uno scopo molto specifico: Riduce l'angolo di fasatura, ovvero l'angolo tra i due veicoli nelle loro rispettive orbite. Dato che la Soyuz è su un'orbita più bassa viaggerà più veloce della Stazione; pertanto, usa questa orbita di fasamento per raggiungere l'ISS.

A seconda che venga usato l'approccio lungo o breve per il rendezvous, la Soyuz rimarrà in quest'orbita di fasatura per quasi due giorni, o per appena poche ore, tutto il tempo necessario a raggiungere l'angolo di fasatura desiderato.

Nel frattempo, l'equipaggio non si è ancora goduto la vista e l'assenza di peso, in quanto impegnati con i controlli sulle perdite e con la verifica che i sistemi stiano funzionando normalmente.

Eseguono poi il comando per l'estensione della sonda di attracco per preparare in anticipo la sequenza finale di attracco.

Non appena l'integrità della pressione del veicolo è confermata, il Centro di Controllo Missione dà il via libera all'equipaggio per allentare le cinture di sicurezza, aprire i caschi e togliere i guanti. Una volta raggiunta l'orbita di fasatura, l'equipaggio ha finalmente un pò di meritato tempo libero, in particolare nei casi in cui la traiettoria di rendezvous dura due giorni.

Ci sono quelle che si chiamano "cinque orbite sorde", in cui l'equipaggio non può avere contatto con la Terra poichè l'orbita della Soyuz non passa sopra la Russia (si ha contatto con la Terra solo quando si passa sopra la Russia con la Soyuz). Durante questo tempo non vengo incaricati di svolgere nessun compito, dato che si ha il silenzio radio, perciò si ha del "tempo libero" nel quale possono fare ciò che

vogliono.

Fortunatamente per gli astronauti, la Soyuz è stata progettata per non farli rimanere confinati nei loro sedili per tutto il viaggio. Anche se piccola, la capsula permette agli astronauti di muoversi liberamente tra i moduli accessibili.

La Soyuz ha tre compartimenti:

- il Modulo Orbitale (o compartimento vivibile): equipaggiato con sacchi a pelo, cibo e bagno;
- il Modulo di Discesa: da qui i tre membri dell'equipaggio monitorano tutte le informazioni del veicolo e dell'ISS dai dati di terra, dai computer di bordo e dall'indicazione ottica fornita da un periscopio montato all'esterno;
- il Compartimento degli Strumenti (non accessibile agli astronauti): ospita i serbatoi di ossigeno e propellente, i propulsori, il computer di bordo e numerosi sensori

Seconda orbita

Per la seconda trasferta orbitale e per le manovre finali di rendezvous, gli astronauti tornano nei loro sedili. La seconda trasferta orbitale porta la Soyuz dall'orbita di fasatura fino all'orbita dell'ISS, è chiamata **trasferta biellittica** e richiede tre accensioni del motore (al posto delle due di Hohmann).

Dall'orbita di fasatura, le prime due accensioni portano la Soyuz fino all'orbita dell'ISS, la terza accensione porta il veicolo a viaggiare alla corretta velocità per stare sull'orbita dell'ISS.

Le accensioni del trasferimento biellittico sono calcolate in base alla precisa altitudine dell'orbita di fasamento, di conseguenza, se l'orbita di fasamento è troppo alta o troppo bassa la Soyuz non si incontrerà con l'ISS come previsto.

La ragione per cui si usa una trasferta biellittica al posto di quella di Hohmann è che la Soyuz non solo non raggiungerebbe la corretta altitudine nelle immediate vicinanze dell'ISS, ma non avrebbe neanche l'esatta velocità richiesta.

Nonostante queste precise manovre, se i propulsori fallissero nel rallentare la Soyuz e il veicolo viaggiasse troppo velocemente mentre si avvicina all'ISS, la Soyuz si schianterebbe con la Stazione al posto di attraccare. Per evitare che questo accada si esegue un'accensione laterale supplementare, che modifica leggermente il suo cambiamento orbitale e rende la collisione tra i due veicoli impossibile. Durante tutto il processo di rendezvous, il computer di bordo della Soyuz determina continuamente la posizione e la velocità della stessa Soyuz e dell'ISS; per farlo si utilizzano le misure fornite dai controllori di terra e il sistema radar chiamato Kurs. In questo modo, tutte le accensioni durante il rendezvous sono calcolate e automatizzate dal computer di bordo. Questo viene acceso a 400 km dalla Stazione rilevandola e agganciandola a circa 180 chilometri, distanza in cui non si vede veramente la Stazione.

La terza e ultima accensione della già citata trasferta biellittica è molto importante, perchè imposta il veicolo per le procedure di rendezvous con la vicina ISS che porteranno all'attracco.

Quando si ha una normale accensione, il veicolo ruota a due gradi al secondo per correggere l'assetto e impiega circa otto minuti per avviare l'accensione. Quando si è vicini alla Stazione Spaziale e bisogna frenare, ovviamente questo non potrebbe funzionare.

Ecco che allora il veicolo ad un tratto inizia a ruotare abbastanza veloce (tre gradi e mezzo al secondo) e solo dopo 50 secondi si ha già l'accensione; una volta completata, immediatamente il veicolo inizia a ruotare nuovamente verso l'orientazione normale, e l'equipaggio deve monitorarlo piuttosto intensamente per via dei picchi molto alti di carico di lavoro sulla struttura.

All'inizio l'ISS si presenterà come un punto leggermente più luminoso delle altre stelle nel cielo, successivamente si inizia a vedere come un piccolo ragnò con i pannelli solari, infine diventa evidente come ci sia un enorme avamposto proprio di fronte.

Durante questa fase, il comandante dell'equipaggio, seduto in mezzo, dà informazioni vitali e istruzioni ai suoi compagni di equipaggio: il loro carico di lavoro è incrementato, perchè devono essere controllati molti parametri e attivati i sistemi.

Condizioni di lancio e Rendezvous

Nei giorni prima del lancio, una squadra di esperti di dinamica del volo ai Centri di Controllo Missione a Mosca e Houston determina la posizione ideale e l'orientazione dell'ISS, basandosi su un'attenta analisi

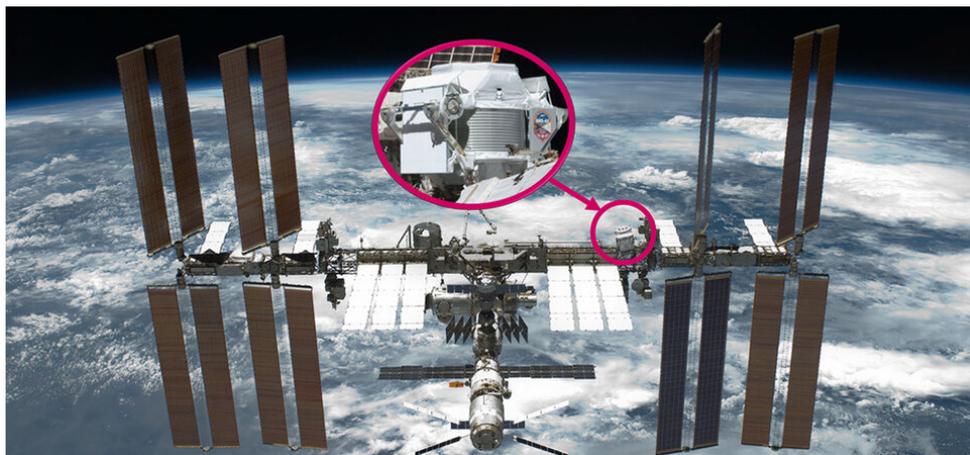


Figure 2.4: Controllo manuale

dei vincoli che potrebbero influenzare queste fasi finali della sequenza temporale del rendezvous. In primo luogo, devono esserci delle condizioni di illuminazione adeguate al momento dell'attracco in modo che l'equipaggio della Soyuz possa vedere l'ISS senza essere accecato o bloccato dal sole. Dipende se la Stazione è illuminata dal Sole, e quindi la si può vedere anche se si è relativamente distanti, oppure no, e non si riesce a vederla neanche se si è vicini. Inoltre, devono essere evitati forti oscillazioni della temperatura degli elementi dell'ISS, come i pannelli solari, per prevenire deformazioni strutturali. Infine, le vie di comunicazione devono essere chiare tra la Terra, la Soyuz e l'ISS.

Il rendezvous è un processo completamente automatico eseguito dal computer di bordo; tuttavia, il comandante prende il comando manuale nel caso in cui ci sia la necessità di eseguire un attracco manuale di emergenza (es: poca visibilità della stazione).

L'attracco manuale richiede due controlli manuali per pilotare il veicolo: uno sinistro che controlla la traslazione e uno destro che controlla la rotazione. L'equipaggio è completamente addestrato a queste procedure di attracco manuale, anche allenandosi fino agli ultimi giorni prima del lancio a Baikonur. Oltre all'attracco di emergenza, l'addestramento serve anche in caso di controllo manuale durante le manovre di riattracco.

L'ISS è costantemente visitata da veicoli Soyuz con equipaggio o da altre capsule di rifornimento senza equipaggio; qualche volta è necessario sganciare una Soyuz attraccata e riattraccarla ad un'altra porta dell'ISS per fare spazio ad una di queste nuove capsule.

Luca Parmitano lo ha fatto nell'ambito della Spedizione 37; a parte questo caso, una sequenza di attracco di routine è completamente automatizzata e il compito principale dell'equipaggio è quello di monitorare i sistemi per garantire procedure nominali.

In questa fase, durante l'attracco di routine, la velocità relativa del veicolo continua a scendere, così come la distanza tra i due. A 400 metri dalla Stazione Spaziale, si entra in una nuova fase. Questa è la fase che sarà chiamata "volare-intorno".

Durante questa fase, il veicolo non sta effettivamente puntando alla porta di attracco desiderata, ma ad una delle antenne Kurs della Stazione.

Solo quando il veicolo raggiunge a 150 m la modalità di mantenimento della posizione e l'orientazione cambia per puntare invece alla porta di attracco selezionata.

La Soyuz in seguito esegue un secondo volo-intorno per allinearsi con la porta di attracco mantenendo una distanza di 150 m. Una volta effettuato l'allineamento con la porta di attracco, l'equipaggio invia il comando per l'ultima fase, **l'avvicinamento finale**.

Il display del computer della Soyuz usa i dati da Kurs per fornire agli astronauti informazioni pertinenti al rendezvous e alle manovre di attracco. Tra le altre letture, viene visualizzata la distanza dall'ISS e la velocità relativa, oltre al segnale video, utilizzato per monitorare l'allineamento del bersaglio.

Il contatto avviene non appena la sonda tocca il cono d'ingresso del portellone di attracco, poi i propulsori

2.2. UNDOCKING, REENTRY, LANDING CHAPTER 2. INTERNATIONAL SPACE STATION

danno alla Soyuz una spinta aggiuntiva e il meccanismo di attracco assicura la cattura.

La sonda si ritrae e si arriva ad avere i due veicoli vicini uno all'altro, e quando sono molto vicini (meno di due o tre millimetri), i ganci iniziano a chiudersi. Quando i ganci sono completamente chiusi si arriva ad avere una pressione enorme: il veicolo Soyuz ha 8 ganci, ciascuno dei quali può resistere a 16 tonnellate di forza.

Questo non è ancora abbastanza, perchè ci potrebbe essere qualcosa dentro gli anelli (un po' di sporco o alcuni detriti), che non permette una buona tenuta: quindi ci saranno una serie di vuoti e depressurizzazioni che verificano che ciascuno di questi compartimenti sia effettivamente sigillato (richiede un'ora o due di tempo).

Solo allora, quando tutto ha dimostrato di essere sigillato, si può aprire il portellone della Stazione, il portellone della Soyuz e l'equipaggio può effettivamente entrare nella Stazione.

2.2 Undocking, reentry, landing

A 400 km dalla superficie terrestre, ogni giorno, dal novembre 1998 la Stazione Spaziale Internazionale orbita intorno alla Terra ad una velocità di 28000 km/h. Dopo svariati mesi a bordo della Stazione Spaziale Internazionale, arriva il momento per i 3 membri dell'equipaggio di tornare sulla Terra.

2.2.1 Preparativi per il rientro

Il viaggio di rientro a bordo della Soyuz dura solo 3 ore e mezza, ma è preceduto da una lunga preparazione sia a Terra che nello spazio. Il sito di atterraggio scelto per la Soyuz è in Kazakistan.

Un gruppo di esperti prepara meticolosamente le operazioni:

- l'orbita di undocking è selezionata in modo che l'atterraggio avvenga nell'area più idonea;
- la zona prescelta è controllata dal team di recupero per verificare che il terreno sia pianeggiante e libero da qualsiasi ostacolo alle operazioni di atterraggio;

Il team di recupero è in grado di operare anche in condizioni estreme. Una volta analizzate tutte le informazioni, si calcola la traiettoria di ritorno ottimale.

Una settimana prima che la Soyuz lasci la Stazione, gli istruttori e gli operatori del Centro di Controllo vicino Mosca conducono una sessione di addestramento con l'equipaggio.

In questa esercitazione gli astronauti ripassano le azioni più importanti da eseguire durante il rientro. Le procedure cruciali sono meticolosamente ripercorse con particolare attenzione agli scenari che potrebbero causare un rientro di emergenza. L'equipaggio è anche aggiornato su dettagli quali le condizioni di atterraggio e la sequenza di attivazione degli strumenti di bordo.

Al termine, gli astronauti verificano la Soyuz e preparano gli oggetti da portare nel viaggio di ritorno. La Soyuz è quindi attivata e l'equipaggio si prepara all'**undocking**.



Figure 2.5: Undocking

2.2. UNDOCKING, REENTRY, LANDING CHAPTER 2. INTERNATIONAL SPACE STATION

La chiusura del portellone é controllata con estrema cura per verificare che non ci siano perdite che potrebbero causare la depressurizzazione del veicolo. I membri dell'equipaggio indossano le tute spaziali ed entrano nel modulo di discesa.

Il segmento russo della Stazione ha diverse porte di attracco per la Soyuz.

Il veicolo si distacca dal Modulo di Servizio (SM) e si posiziona su un'orbita al di sotto della Stazione, dove la sua velocità rispetto all'ISS aumenta.

A volte, però, la Soyuz é agganciata ad una porta al di sotto della Stazione. In questo caso, circa 40 minuti prima del distacco la Stazione cambia assetto e la Soyuz al distacco raggiunge un'orbita più elevata e la sua velocità rispetto all'ISS diminuisce.

In entrambi i casi, dopo una rivoluzione intorno alla Terra le orbite si intersecano ma, grazie alla differenza di velocità, la Stazione e la Soyuz arrivano al punto d'intersezione in tempi diversi, prevenendo ogni rischio di collisione.

Quando tutto é pronto, il direttore di volo dà il via libera all'equipaggio per iniziare il distacco.

2.2.2 Rientro

Il comandante ordina l'apertura dei ganci di attracco. Dopo circa 3-4 minuti, i ganci sono completamente aperti e la Soyuz non é più fisicamente connessa alla Stazione.

A questo punto, un set di molle entra in azione e allontana lentamente la Soyuz dalla Stazione ad una velocità relativa di 12-15 cm/s. A causa della vicinanza alla Stazione, il sistema propulsivo della Soyuz è inibito, così da evitare la contaminazione della Stazione con residui di propulsione.

L'equipaggio controlla la separazione tramite una telecamera esterna e con un monitor, per verificare di essere nel giusto corridoio di distacco.

Dopo 3 minuti, quando la navicella ha percorso circa 20 metri, l'equipaggio monitora un'accensione di 15 secondi dei motori che aumenta la velocità di separazione fino a 2 km/h, portando la Soyuz in una posizione sicura rispetto alla Stazione.

Dopo il distacco, i controllori di volo aggiornano il computer di bordo con i dati necessari all'esecuzione automatica del rientro. L'equipaggio é in costante comunicazione con la Terra, e verifica la validità dei dati prima di permettere al computer di usarli. A questo punto gli astronauti devono prestare la massima attenzione alla prossima fase critica, il "**de-orbit burn**".

L'obiettivo é quello di rallentare la capsula, in modo da cambiarne la traiettoria e farla rientrare nell'atmosfera.

L'atmosfera agisce da freno naturale e compie la maggior parte del lavoro di rallentamento. La navicella é frenata impiegando il motore principale, collocato nella parte posteriore, in senso opposto alla direzione di volo. L'orientamento e la durata dell'accensione del motore sono attentamente calcolati perché influenzano direttamente la pendenza della curva di rientro: nel caso di velocità e quota troppo elevate si correrebbe il rischio di rimbalzare sull'atmosfera e restare nello spazio; d'altra parte, se si decelerasse troppo, si rientrerebbe ad un angolo troppo elevato, quindi con una velocità troppo alta, nella parte bassa dell'atmosfera. In tal caso si raggiunge una temperatura ancora più elevata dei 2000°C che si raggiungono normalmente e si correrebbe il rischio di bruciare.

Quindi è importante effettuare la manovra correttamente, arrivando ad una decelerazione di circa 120 m/s: per ottenere questo risultato, il motore principale brucia per esattamente 4 minuti e 45 secondi.

La Soyuz segue quindi una traiettoria che la porterá ad intercettare gli strati densi dell'atmosfera e ad un rientro sicuro 55 minuti più tardi.

Circa 30 minuti prima dell'atterraggio, ad un'altitudine di 140 km la navicella si *separa* in tre parti:

- il modulo orbitale;
- il modulo di rientro;
- il comparto strumenti;

Non c'è alcuna possibilità per i moduli di collidere l'uno con l'altro: si tratta di una separazione senza impatto, mediante bulloni esplosivi. Solo il modulo di rientro che ospita l'equipaggio ritorna sulla Terra gli altri due si disintegrano nell'atmosfera.

Il modulo di discesa é soggetto a temperature estremamente alte durante il rientro: al fine di proteggere capsula ed equipaggio, il veicolo é dotato di uno speciale rivestimento protettivo e di uno scudo termico alla base.

2.2. UNDOCKING, REENTRY, LANDING CHAPTER 2. INTERNATIONAL SPACE STATION



Figure 2.6: Landing

All'aumentare della densità atmosferica, il modulo si posiziona in modo che lo scudo termico sia orientato frontalmente.

La capsula sta per rientrare nell'atmosfera, si trova in una zona in cui il plasma sta bruciando coprendo la copertura degli oblò e l'intero modulo. La gravità inizia a farsi sentire in modo graduale. Nel caso si volesse cambiare l'assetto della navicella, è possibile farlo mediante rotazioni con cui si controlla il verso della portanza; questo permette una certa libertà di manovra per mantenere la traiettoria programmata. Come effetto collaterale, la rotazione induce anche uno spostamento laterale, utilizzato per avere più flessibilità nella selezione del sito di atterraggio.

Lo spostamento laterale di fatto è già preso in considerazione per la selezione della traiettoria ottimale. Durante il rientro, attraverso l'atmosfera, l'equipaggio percepisce la decelerazione quando il loro peso aumenta di diverse volte rispetto a quello sulla Terra. La massima decelerazione è di 4g e si manifesta ad un'altezza di circa 35km, dopo un percorso di circa 6-7 minuti nell'atmosfera. Nell'improbabile eventualità che il controllo automatico fallisca, l'equipaggio può utilizzare il sistema di controllo manuale.

Un'altra opzione è il rientro balistico: la navicella inizia a ruotare seguendo una traiettoria più ripida senza alcuno spostamento laterale, le accelerazioni però possono eccedere di 9 volte quella della gravità sulla Terra. Ad una quota di 10.5 km, la velocità della capsula già diminuita da 28000 km/h a 800 km/h; per rallentare ulteriormente, viene dispiegato il paracadute guida.

Poco dopo, ad un'altitudine di 8.5 km, il paracadute guida dispiega quello principale di 100 m², rallentando ulteriormente la capsula fino ad una velocità di 22km/h.

In questa fase, il veicolo è sospeso ad un angolo non perpendicolare rispetto al suolo: questo aiuta a dissipare il calore accumulato durante il rientro e la copertura degli oblò viene espulsa.

La capsula espelle ossigeno e carburante in eccesso per ridurre il rischio di esplosione al momento dell'impatto.

Il paracadute principale si posiziona quindi simmetricamente rispetto alla capsula al fine di garantire il migliore assetto per l'atterraggio. Questa disposizione assicura che i sedili siano nella posizione più adatta ad assorbire l'impatto con il suolo.

I razzi che erano nascosti dietro lo scudo termico sono quindi pronti ad essere azionati, mentre all'interno della capsula i sedili si alzano automaticamente per attivare gli ammortizzatori.

Solitamente il team di recupero, equipaggiato con aerei ed elicotteri, avvista la capsula anche prima che il primo paracadute venga aperto.

Subito dopo l'atterraggio gli elicotteri si posizionano vicino alla capsula ed il personale di supporto aiuta l'equipaggio ad uscire.

Infine, a 70cm dal suolo, i 6 retrorazzi sono azionati per ridurre la velocità della capsula a circa 5 km/h. La capsula quindi colpisce il suolo, ma i sedili continuano ad abbassarsi e gli ammortizzatori contribuiscono a rendere l'atterraggio più morbido.

2.3 Tour of the ISS

All'interno dell'ISS si trovano diversi moduli progettati da diverse nazioni: quella nella parte destra del complesso è il modulo europeo, denominato Columbus. Al suo interno si trovano varie strumentazioni per i vari esperimenti che vengono svolti.

Il tutto si svolge nel modulo che è anche la zona in cui gli astronauti dormono.

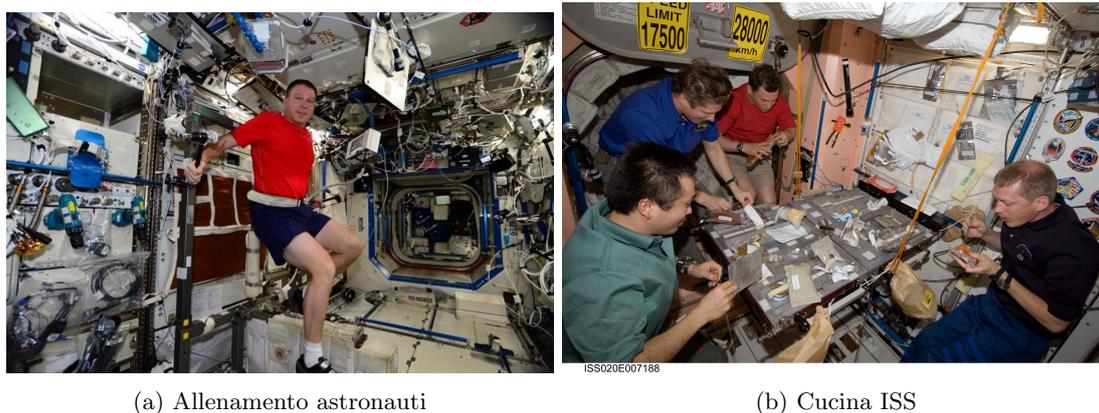
Nello spazio non c'è un vero e proprio modo di dormire, l'importante è riporsi nel proprio posto in cui c'è una *bag* e legarsi, dato che la sensazione di "sdraiarsi" non esiste nello spazio per via della microgravità. Questa zona è considerata anche come un piccolo ufficio, dove ci sono computer, giochi, libri, vestiti.

C'è poi il laboratorio statunitense, in cui anche si svolgono esperienze di laboratorio, con strumenti posti in ogni "muro" del modulo.

Inoltre sono disposti degli strumenti utili per l'allenamento degli astronauti (cyclette e macchina weightlifting), i quali per via dell' assenza di gravità risentono di una perdita di densità ossea e massa muscolare nel corso tempo.

Particolare attenzione è posta nella cyclette (figura 2.7a): non possiede il cavaletto o comunque una zona su cui appoggiarsi se non per la pedaliera, perchè la sensazione di adagiarsi o appoggiarsi è resa solo dalla presenza di gravità. Durante la pedalata la cyclette rimbalza: se fosse agganciata alla struttura della stazione, le forze generate dalla pedalata si trasferirebbero all'intera stazione.

Nel modulo successivo, c'è la zona in cui gli astronauti si incontrano e mangiano. Nella cucina si trova ogni tipologia di cibo, oltre ad un frigo con bevande, snacks, carne, uova, vegetali, cereali e pane. Sempre in cucina ci sono dei piccoli *power bars* per idratare le varie tipologie di cibo.



(a) Allenamento astronauti

(b) Cucina ISS

Figure 2.7: Moduli ISS

Procedendo col modulo successivo, si trova l'*airlock*, la zona da cui gli astronauti possono uscire per una camminata spaziale mediante due sportelli, nel caso ci sia bisogno di riparazione della struttura esterna.

Le riparazioni quindi avvengono sia fuori che dentro l'ISS, per via della presenza di macchinari, pannelli solari e di "electrical boxes".

Parlando della tuta, questa è di grandi dimensioni per via dei vari compiti che deve fare:

- riserva di ossigeno;
- sistema di smaltimento della CO_2 ;
- sistema di raffreddamento;
- sistema di riscaldamento;
- sistema computerizzato (regola il funzionamento della tuta);



Figure 2.8: Cupola panoramica

La tuta quindi è considerabile come un piccolo "aircraft" per via della complessità dei sistemi di cui dispone.

Il casco invece dà, per via delle dimensioni, la possibilità di potersi voltare indietro e anche un sistema di filtro mediante l'inserimento di una lente per i raggi solari.

Un altro modulo è l' *orbital outhouse* (la latrina), divisa in due parti: la zona in cui si defeca e l'altra dove si rilascia il proprio liquame. In questa zona sono presenti tutte le cose necessarie per ripulirsi (salviette, carta igienica, disinfettante).

Purtroppo, per via dell' assenza di gravità la situazione si può evolvere in modo poco pulito, e per questo la zona dell'atto viene opportunamente coperta per avere la giusta privacy e la sicurezza che nulla vada nella direzione sbagliata.

La parte più cool della ISS è la zona con la cupola panoramica, attaccata subito al di sotto della stazione spaziale. È una zona di relax in cui è possibile osservare il pianeta Terra (figura 2.8).

Procedendo al prossimo modulo, l' FTB è il primo pezzo della stazione spaziale, arrivato nel 1998; è considerato il vero e proprio cuore della stazione. Infatti nel momento in cui accadesse qualsiasi tipo di problema, i cosmonauti devono ritrovarsi proprio in questo modulo per contattare il centro di controllo.

Nella capsula Soyuz, vi è una zona denominata *Beto*, che rappresenta il compartimento dove vivono gli astronauti: c'è un piccolo bagno, un piccolo dispensatore di acqua, ma anche una zona utilizzata come cargo (soprattutto per i rifiuti). Nel momento in cui si procede con la fase di rientro questa zona brucia per via delle alte temperatura, come ciò che contiene.

Nella Soyuz, lo spazio libero è poco, tutto è studiato per ottimizzare il volume occupato: i sedili, ad esempio, sono fatti su misura.

Ovviamente, nella zona del pannello di controllo (dove si controllano tutti i vari sistemi) e nella zona del controllo manuale (da cui si può gestire l' assetto), c'è uno stick con la funzione principale di comunicazione con il centro di terra.

Nella capsula vi è ovviamente anche la zona che contiene i paracadute di rientro e i kit di sopravvivenza nel caso in cui l'atterraggio venga effettuato in zone non programmate a causa di malfunzionamenti.

Chapter 3

Astrodinamica

Orbite Kepleriane (ideali), orbite perturbate (reali). Interessa capire come un satellite si muove da un'orbita ad un'altra e come fare le manovre. Bisogna agire anche per mantenere l'orbita.

3.1 Orbite Kepleriane

Le tre leggi di Keplero governano il moto planetario, che vale anche per i satelliti:

- **Prima legge:** l'orbita di un pianeta è un'ellisse con il Sole in uno dei due fuochi.
- **Seconda legge:** la linea che collega un pianeta al Sole spazza aree uguali in tempi uguali.
- **Terza legge:** il quadrato del periodo di un pianeta è direttamente proporzionale al cubo della sua distanza dal Sole.

Newton ha spiegato la veridicità di queste leggi attraverso la legge della gravitazione universale (due corpi si attraggono con una forza proporzionale al prodotto delle due masse e inversamente proporzionale al quadrato della distanza tra i due corpi) e la seconda legge del moto di Newton (la variazione di quantità di moto di una massa è proporzionale alla forza impressa su quella massa ed agisce nella stessa direzione della forza).

L'equazione che governa il moto di un satellite in un sistema di due corpi è:

$$\ddot{\vec{r}} + (\mu r^{-3})\vec{r} = 0$$

dove:

μ è la costante gravitazionale planetaria.

\vec{r} è il vettore posizione del satellite.

La legge è vera se:

- la gravità è l'unica forza che agisce sul corpo;
- il corpo centrale è una sfera perfetta;
- il corpo centrale ha una massa molto più grande del corpo che orbita attorno;
- il corpo centrale e il satellite che orbita attorno sono i due soli corpi nel sistema dinamico considerato.

Una soluzione di questa equazione fornisce la traiettoria del satellite ed è espressa nella forma di un'equazione polare di una sezione conica.

Questa equazione permette di calcolare il vettore posizione del satellite. La posizione è data da:

$$r = \frac{a(1 - e^2)}{1 + e \cos \nu}$$

Il numeratore (semilato retto), è dato da due termini: il semiasse maggiore (a) e l'eccentricità ($\frac{c}{a}$ misura della deviazione dell'ellisse dal suo cerchio). Al denominatore c'è l'anomalia vera (inclinazione dell'asse satellite rispetto alla linea che passa per i due fuochi).

Le sezioni coniche possono essere un cerchio, un'ellisse, una parabola o un'iperbole, che sono proprio le forme che l'orbita di un pianeta può avere.

3.1.1 Costanti del moto

É importante identificare le due costanti del moto: *energia meccanica specifica* e *momento angolare specifico*.

Energia meccanica specifica

É costante e pari alla somma di energia cinetica per unità di massa ed energia potenziale per unità di massa: $\varepsilon = \frac{V^2}{2} - \frac{\mu}{r} = -\frac{\mu}{2a}$.

Dice se l'orbita è un'ellisse, una parabola, un'iperbole perchè nell'equazione c'è il semiasse maggiore. Infatti:

- $\varepsilon < 0$ orbita circolare e ellittica;
- $\varepsilon = 0$ traiettoria parabolica;
- $\varepsilon > 0$ traiettoria iperbolica.

Anche la somma di energia potenziale e cinetica deve essere costante: c'è un continuo scambio durante il moto del satellite, quindi il satellite si muove più velocemente al perigeo e più lentamente all'apogeo, verificando la seconda legge di Keplero.

Si può ancora derivare la **velocità orbitale**, la velocità necessaria per stare in una certa orbita di raggio r , e la **velocità di fuga**, velocità necessaria per vincere il campo gravitazionale di un pianeta. Si sa che per un'orbita circolare $a = r$:

$$- V_{orbita} = \sqrt{\frac{\mu}{r}}$$

$$- V_{fuga} = \sqrt{\frac{2\mu}{r}}$$

La parabola è la conica con energia minore ($\varepsilon = 0$).

Momento angolare specifico

$$\vec{h} = \vec{r} \times \vec{V}$$

Deve essere costante, quindi il satellite deve muoversi su un piano e h è un vettore perpendicolare al piano dell'orbita. Se questa è una costante del moto, allora il piano dell'orbita è fisso nel sistema inerziale.

3.1.2 Elementi orbitali classici

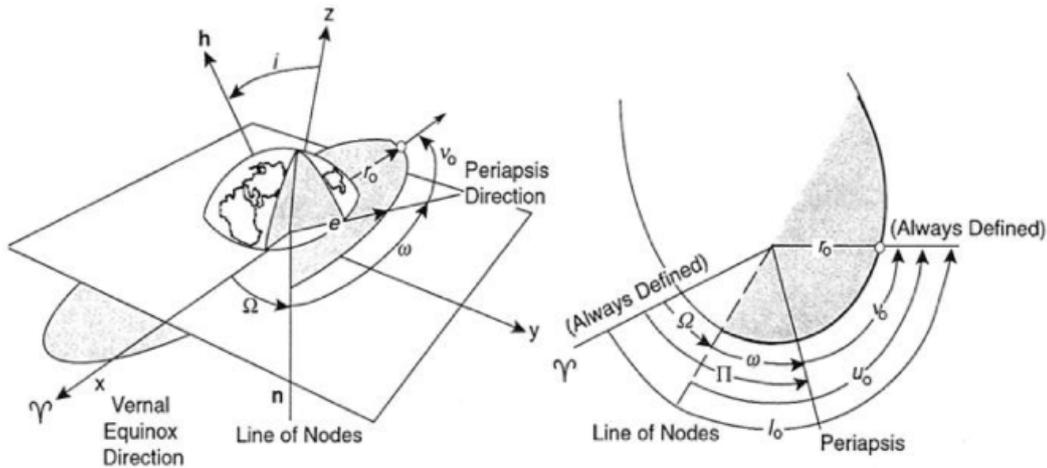


Figure 3.1: Parametri orbitali

Per descrivere un'orbita si usano i 6 parametri orbitali:

- **a**: semiasse maggiore (dimensione ellisse);
- **e**: eccentricità (forma ellisse);
- **i**: inclinazione del piano orbitale (angolo tra il vettore momento angolare e l'asse z, o l'angolo tra il piano dell'orbita e il piano equatoriale);
- Ω : ascensione retta del nodo ascendente (angolo tra la linea dei nodi e la direzione del vernal equinox), fissa la posizione del piano per cui il satellite passa per il piano equatoriale;
- ω : argomento del perigeo, fissa l'inclinazione della linea degli axidi, che collega apogeo e perigeo;
- ν : anomalia vera (angolo tra la linea degli axidi e il vettore posizione del satellite).

I parametri orbitali rappresentano le costanti di integrazione (condizioni iniziali) per risolvere l'equazione del moto dei due corpi.

Satellite ground tracks

Un altro modo per descrivere un'orbita è quello di vedere la traccia dell'orbita a terra. La *ground track* è generata dagli elementi orbitali, ma si può anche usare per ricavare la traiettoria di un satellite.

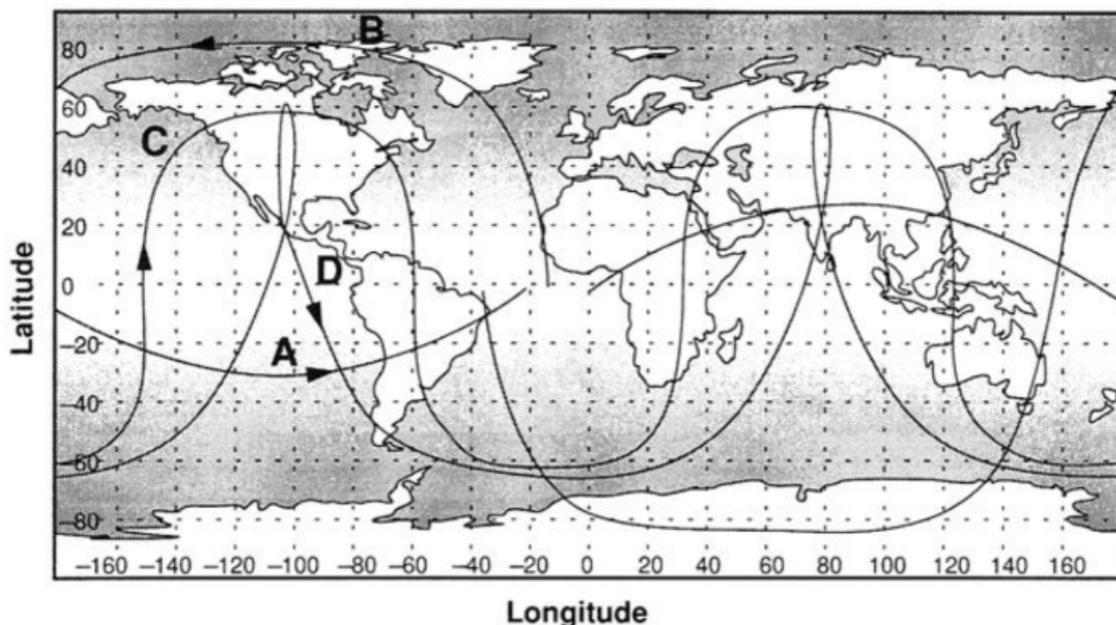


Figure 3.2: Ground tracks

Analizzando l'immagine in figura 3.2 si possono notare 4 traiettorie.

La traiettoria A è l'orbita di parcheggio di uno shuttle e ha un'inclinazione di circa 28° .

La B è un'orbita retrograda perchè si muove inversamente alla rotazione terrestre, ha un'inclinazione di circa 98° ed è un'orbita eliosincrona perchè sfrutta le perturbazioni per mantenere una certa costanza rispetto al Sole; si usa per osservazioni della Terra.

La traccia C è quella che può essere dei satelliti GPS, su un piano inclinato di circa 55° ; quindi il range di latitudini va da $+55^\circ$ a -55° .

La traccia D è un'orbita con un perigeo basso e un'apogeo molto alto (inventata dai russi), così da essere più veloce a sud e più lenta (più tempo) a nord.

3.1.3 Determinazione dell'orbita

La determinazione dell'orbita si fa da terra con dei radar, strumenti ottici, se non si può usare la costellazione GNSS. In ogni caso, bisogna convertire questi dati in posizioni e velocità inerziali per determinare l'orbita. Il tipo di dati usato dipende dall'orbita che si vuole studiare, dall'accuratezza richiesta e dalle caratteristiche della traiettoria.

3.1.4 Perturbazioni dell'orbita

Le perturbazioni sono variazioni dei parametri orbitali, e possono essere *secolari* (variazioni lineari di uno o più parametri, con effetti a lungo termine) o *periodiche* (di lungo periodo o breve periodo).

Per predire la posizione del satellite in un tempo futuro bisogna riuscire ad esprimere i parametri orbitali in funzione del tempo. Per fare ciò ci sono diversi modi:

- *perturbazioni speciali*: integrazione numerica diretta dell'equazione del moto (ad esempio il metodo di Cowell).
- *perturbazioni generali*: soluzione analitica di alcuni aspetti del moto del satellite (ad esempio metodo della variazione dei parametri).

Fonti di perturbazioni

- **Terzo corpo**: il caso ideale suppone che ci siano solo due corpi nel sistema, ma nel caso reale ci sono effetti non trascurabili dovuti alla presenza di altri corpi, che comportano variazione periodica di breve termine di tutti gli elementi orbitali e di lungo termine dell'ascensione retta del nodo ascendente (RAAN), argomento del perigeo e anomalia vera.
- **Non sfericità della Terra**: la distribuzione della massa non è simmetrica, con effetti sui parametri orbitali, principalmente sull'argomento del perigeo e sul RAAN. Questa perturbazione la si sfrutta nelle orbite eliosincrone.
- **Radiazione solare**: impatta sulla superficie del satellite, con variazione periodica di tutti i parametri orbitali.
- **Resistenza atmosferica** (valido per orbite basse): comporta una nuova forza che toglie energia all'orbita, che quindi decade, con variazioni secolari nel semiasse maggiore (diventa più piccola) e nell'eccentricità (circolarizza l'orbita).

Le perturbazioni non agiscono allo stesso modo su tutte le orbite: orbite basse risentono di resistenza aerodinamica maggiore rispetto ad orbite alte; le orbite alte risentono invece di altri effetti (radiazione solare principalmente per orbite geostazionarie).

Alcune perturbazioni possono risultare comode: l'orbita eliosincrona è un'orbita per cui l'angolo tra il piano perpendicolare all'eclittica e il vettore collegamento Terra-Sole resta costante, quindi il satellite che percorre questa orbita passerà sullo stesso luogo della Terra sempre alla stessa ora (stessa illuminazione, stesse condizioni e altri vantaggi), molto gettonata per le missioni di osservazione della Terra. Importante anche per i pannelli solari. Esistono due speciali orbite eliosincrone: Down-to-Dusk, ottima dal punto di vista elettrico perchè si possono mettere i pannelli in una posizione ottimale e non spostarli, ma pessima dal punto di vista termico, quindi bisognerà mettere in rotazione anche il satellite altrimenti ci sarebbe sempre una faccia al Sole e una al buio con complicazioni termiche della struttura; Noon-Midnight, inclinata di 90° rispetto all'altra, ha l'eclissi più lunga.

3.2 Orbit manoeuvring

Le manovre sono necessarie nello spazio poichè ci sono le perturbazioni. Bisogna variare volutamente i parametri orbitali. Le variazioni più usuali sono quelle legate al semiasse maggiore (o quota dell'orbita) e al piano orbitale, singolarmente o contemporaneamente. Per cambiare l'orbita di un satellite l'unico modo è quello di agire sulla velocità, quindi variare il modulo o la direzione della velocità, o entrambi: è necessario un sistema di propulsione.

Le manovre sono molto veloci rispetto alla durata della missione (ordine dei minuti), le si tratta come manovre impulsive. Per andare da un'orbita ad un'altra si devono intersecare, ma questo è impossibile: bisogna aggiungere un'orbita intermedia che le intersechi entrambe, e pianificare due manovre.

Per passare da un'orbita ad un'altra bisogna imporre una differenza di velocità pari a:

$$\Delta \vec{V} = \vec{V}_{needed} - \vec{V}_{current}$$

3.2.1 Coplanar orbit change

Per andare da una quota ad un'altra si varia l'energia e la quota; per farlo ci sono diversi modi.

Il **trasferimento di Hohmann** è il più semplice e il meno costoso, ma il più lento. Lo schema di questa manovra si può osservare in figura 3.3.

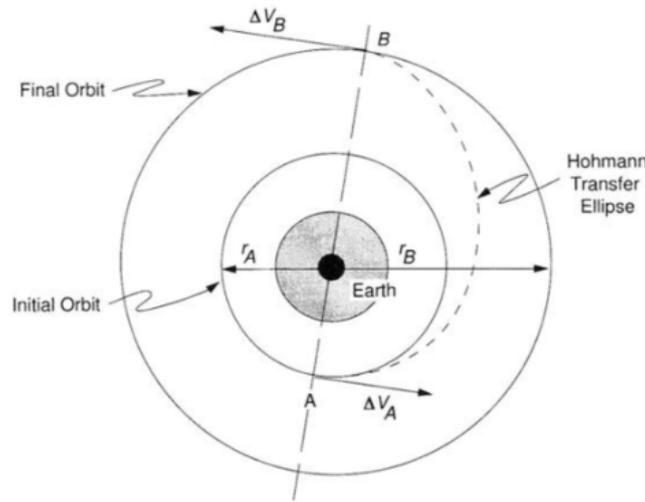


Figure 3.3: Trasferimento di Hohmann

Se si vuole andare da un'orbita più bassa ad una più alta e queste non si intersecano, bisogna fare una prima manovra quando il satellite è nell'orbita A, una prima accensione che lo immette nell'orbita di trasferimento (tratto tratteggiato); per arrivare in B bisogna circularizzare l'orbita.

Per andare da un'orbita più piccola ad una più grande il ΔV deve essere nella direzione del moto, mentre vale il contrario per andare da un'orbita più alta ad una più bassa.

Il ΔV totale è pari a: $\Delta V = \Delta V_A + \Delta V_B$

I ΔV si calcolano dall'equazione dell'energia: nel punto A bisogna imporre una velocità che tiene conto del perigeo dell'orbita ellittica e della velocità a cui si trova il satellite in A: così si calcola il ΔV_A . Stessa cosa accade in B.

Il tempo di trasferimento è pari alla metà del periodo orbitale, infatti si percorre metà orbita per arrivare in B:

$$P = 2\pi \sqrt{\frac{a^3}{\mu}}$$

Per andare da un'orbita più bassa ad una più alta bisogna aumentare la velocità di un ΔV , ma il risultato è che il satellite è più in alto e viaggia ad una velocità minore ($-\Delta V$): questo perchè è stata aggiunta energia al satellite, che ha aumentato la sua orbita. La nuova orbita ha un'energia totale maggiore ma un'energia cinetica minore e potenziale maggiore: l'aumento di energia potenziale compensa la riduzione di velocità.

Altra opzione è il **direct transfer**. Come si può notare in figura 3.4, permette di fare come prima la manovra per uscire dall'orbita circolare, ma il satellite percorre un'ellisse di trasferimento che non è tangente all'orbita finale; quindi una volta arrivati nel punto di arrivo bisognerà fare un'altra manovra

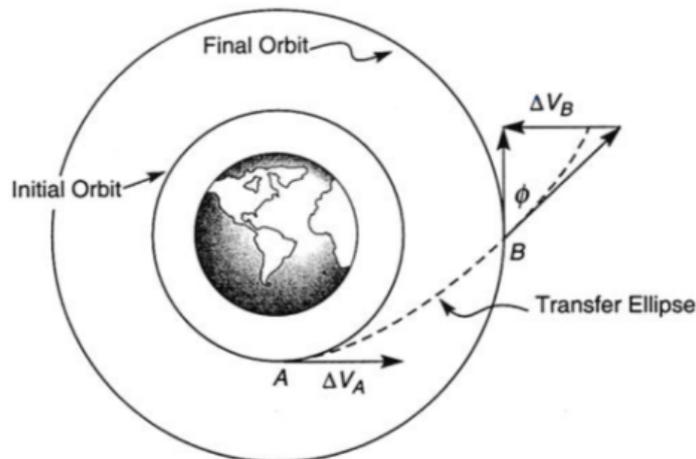


Figure 3.4: Direct transfer

per entrare nella nuova orbita. Questa manovra è più costosa ma più veloce rispetto al trasferimento di Hohmann.

Altra opzione ancora è il **trasferimento a spirale**, un lento alzare dell'orbita (tipico dei motori elettrici che spingono poco ma con continuità); la velocità che serve è molto vicina alla differenza di velocità di orbitazione delle due orbite.

3.2.2 Out of plane changes

Potrebbe servire variare non solo la quota dell'orbita, ma anche il suo piano, o anche solo il suo piano alla stessa quota.

Simple plane change

Il caso più semplice consiste nel variare l'inclinazione del piano dell'orbita: c'è bisogno di una componente del ΔV perpendicolare al piano dell'orbita, che è anche perpendicolare al vettore velocità iniziale. Molto più costoso che fare una variazione di quota.

Conviene farlo in un punto iniziale in cui la velocità è molto bassa (tipicamente si fa all'apogeo).

Size & inclination change with 2 burns

Si può eseguire un cambiamento di piano con 2 burns, quindi due step: un trasferimento di Hohmann per cambiare la dimensione e un cambiamento di inclinazione; ma la soluzione non è efficiente. È conveniente combinare le due manovre in un singolo burn all'apogeo dell'orbita di trasferimento.

Size & inclination change with 3 burns

Si può eseguire un cambiamento di dimensione e inclinazione dell'orbita con 3 burns:

- manovra coplanare per immettere il satellite nell'orbita di trasferimento con un apogeo più alto rispetto all'orbita finale;
- manovra combinata di cambiamento di piano per immetterlo in una seconda orbita di trasferimento che ha l'inclinazione di quella finale e una quota del perigeo uguale a quella dell'orbita finale;
- manovra coplanare per circolarizzare l'orbita.

Questa strategia è efficiente in termini di carburante, ma si perde in termini di tempo per completare il cambiamento di orbita.

3.2.3 Orbit Rendezvous (and docking)

A volte si ha bisogno di fare una manovra di rendezvous nello spazio. Questo richiede che due satelliti, il *chaser* e il *target*, arrivino al punto di incontro allo stesso istante.

Le fasi di un rendezvous sono:

- *phasing*: riduzione dell'angolo di orbita tra il chaser e il target (figura 3.5); alla fine del phasing il chaser è nell'orbita del target, o molto vicino ad essa.
- *far-range rendezvous*: il chaser si avvicina al target, si trova nell'*holdpoint*, dove il ΔV è costante.
- *close-range rendezvous*: riduzione della distanza relativa (closing) e raggiungimento delle condizioni di accoppiamento; è una fase molto critica.
- *mating*: prevenzione della fuga, attenuazione degli urti, movimenti residui (cattura) e raggiungimento di una connessione rigida.

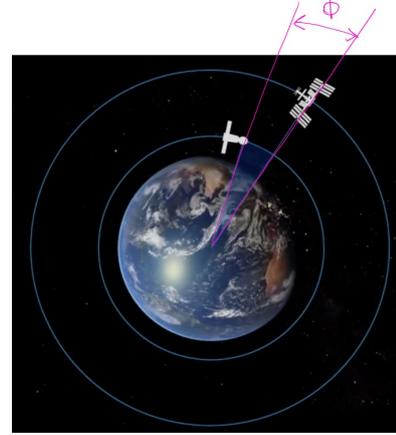


Figure 3.5: Phasing

3.3 Mantenimento dell'orbita

Il mantenimento dell'orbita è sempre necessario perchè bisogna contrastare le perturbazioni. Ci sono due casi di interesse:

- **Repeating ground track (LEO)**, se si è interessati ad applicazioni di osservazioni della Terra, in cui ad un certo intervallo di tempo il satellite torna nella stessa posizione. Bisogna quindi trovare una precisa combinazione dei parametri orbitali e ricavare il periodo matchandolo con la relazione:

$$P = \frac{m_{sd}}{k_r}$$

dove m_{sd} è il numero di giorni siderali e k_r è il numero di rivoluzioni; sono due numeri interi. Con le perturbazioni questo non basta perchè il periodo cambia (varia il RAAN):

$$P_{actual} = P_{ideal} + \frac{\Delta\Omega}{\omega_{Earth}}$$

Si può pensare di inclinare per far restare costante il perigeo; se non è possibile bisogna fare una manovra (spendere propellente).

Altra sorgente di variazione è la resistenza atmosferica, da contrastare con una manovra, applicando una velocità tangenziale al perigeo quando necessario per aggiustare il semiasse maggiore.

- **Satelliti geostazionari (GEO)**: orbita più alta, perturbazioni maggiormente dovuti a pressione solare e a presenza di Luna e Sole. GEO è un'orbita sia geosincrona che equatoriale. Ci sono perturbazioni dovute alla non sfericità della Terra (che causa east-west drift nel piano, resistenza per la longitudine) e all'attrazione gravitazionale del Sole e della Luna (che causa north-south drift, resistenza per la latitudine).

Servono manovre per correggere entrambe le drift.

Tutte le longitudini che non siano 75° e 255° (longitudini stabili) risentono dell'east-west drift. Per contrastare l'east-west drift si guarda qual è la longitudine stabile più vicina (75° o 255°) rispetto a quella a cui si trova il satellite e si calcola il ΔV necessario.

Per quanto riguarda il north-south drift, se non è corretta, l'inclinazione varia tra 0° e 15° con un periodo di circa 55 anni. Contrastare il north-south drift è diverso e più costoso perchè si lavora fuori dal piano.

Chapter 4

Space environment

Lavorare in un ambiente diverso è la prima caratteristica di un sistema spaziale, e questo comporta molti effetti di cui tener conto a livello di progettazione, pensando che si lavora lontano dalla Terra. I sistemi devono anche arrivare in orbita, ci sono quindi ambienti intermedi di cui bisogna tener conto. Si progetta il sistema perchè dia il meglio di sè in orbita, ma deve sopportare anche le condizioni intermedie (ambiente di lancio ad esempio).

Infine, si deve tener conto anche degli ambienti quando il sistema è ancora a terra.

Dov'è lo spazio?

Quando si parla di spazio, bisogna capire dove si trova. Non c'è una linea netta, ma per convenzione a 100 km di quota si traccia la linea di Karman, oltre la quale ci si considera nello spazio. Più correttamente, si può dire che lo spazio inizia a quella quota per cui se si mette un satellite in orbita, resta in orbita, non decade per l'attrito dovuto all'atmosfera. Le orbite basse iniziano da circa 200 km; al di sotto si ha bisogno di un sistema di propulsione che tenga in orbita il satellite.

Superando la barriera dell'atmosfera, l'ambiente è fortemente determinato dalla presenza di una stella (il Sole).

Cosa c'è nello spazio?

Non c'è il vuoto, ma particelle neutre (molecole) libere, particelle cariche, particolati, radiazione elettromagnetica, micrometeoroidi e detriti. Ciascuna di queste interagisce con i sistemi.

Gli studi indicano che approssimativamente il 25% dei guasti ai sistemi spaziali sono legati alle interazioni con l'ambiente spaziale. Per questo è molto importante studiarlo.

Esistono moltissime iniziative internazionali di NASA, ESA, ISO per capire meglio come funziona l'ambiente spaziale, anche per la vita sulla Terra.

4.0.1 L'ambiente spaziale

Si suddivide l'ambiente spaziale in macro-ambienti, caratterizzati da parametri e caratteristiche che hanno una certa influenza. Ci sono quindi l'ambiente: radiativo (onde elettromagnetiche e particelle cariche ad alta energia), plasma (particelle cariche a bassa energia), neutro, vuoto, gravità, micrometeoroidi e detriti.

A seconda della missione (quindi orbita, luogo, etc.), gli effetti dovuti a questi ambienti possono essere diversi. Gli effetti combinati di questi ambienti possono enfatizzare gli effetti dell'ambiente singolo.

4.1 Ambiente radiativo

4.1.1 Il sole

Il Sole è la sorgente che determina principalmente l'ambiente radiativo.

Il Sole emette radiazioni elettromagnetiche quasi come un corpo nero, oltre a particelle cariche. Emette radiazioni a causa di eventi che accadono sul Sole (*solar flares*). Queste emissioni causate dalle eruzioni possono colpire i sistemi spaziali e ricadono nel visibile e nei raggi x.

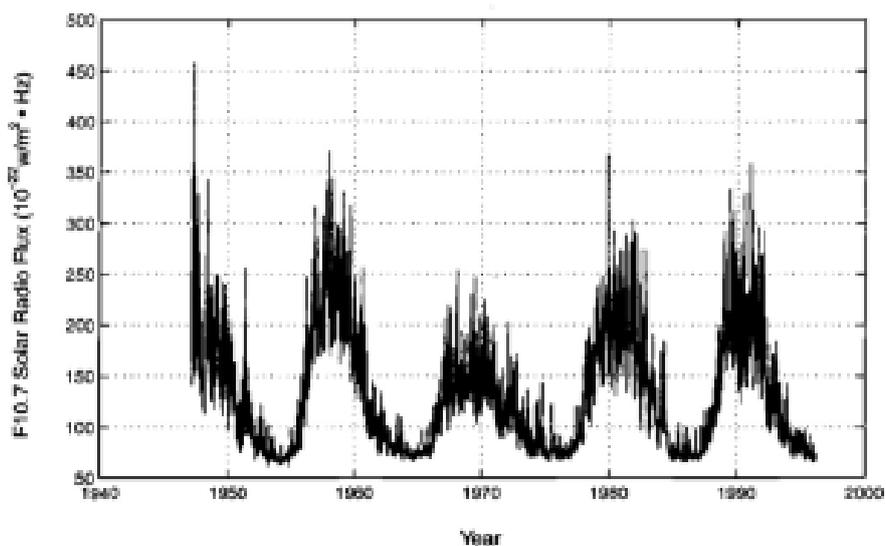


Figure 4.1: Attività solare

Le solar flars possono provocare i *solar particles events*, che sono tra i più pericolosi per i sistemi in orbita.

Il grafico in figura 4.1 mostra come l'attività di fonderia del Sole è ciclica. Il ciclo più evidente è quello degli 11 anni, alternando fasi in cui l'attività solare è massima, altre in cui è minima, ma risulta non regolare; difatti i minimi sono più stabili, i massimi un po' meno. Risulta perciò difficile prevedere l'attività solare.

Il flusso solare ha una particolare lunghezza d'onda di 10.7 cm, utilizzata come indice particolarmente significativo perchè è la frequenza d'onda del flusso solare che è stata percepita di più negli anni.

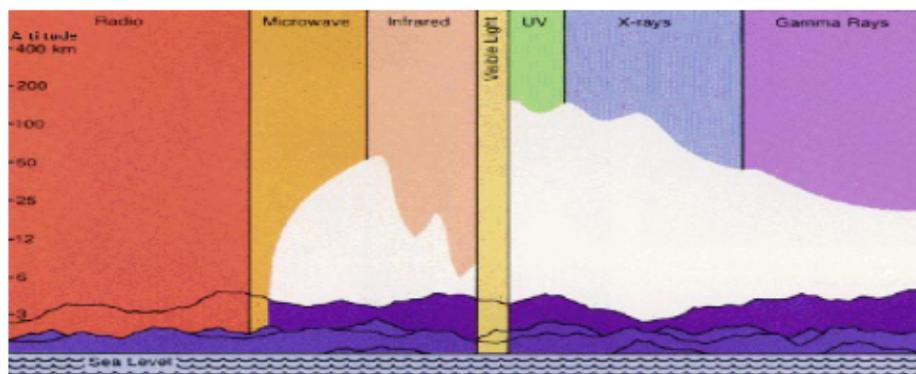


Figure 4.2: Finestre atmosferiche

Il Sole emette quasi tutte le frequenze (o lunghezze d'onda) dello spettro. Interessa capire quali bande dello spettro arrivano a terra. L'immagine 5.1 mostra le finestre atmosferiche. La nostra atmosfera riesce a bloccare le radiazioni più dannose, ovvero i raggi γ , i raggi X, i raggi UV, l'estremo ad alta frequenza dello spettro del visibile, ma fa passare la luce e parte dell'infrarosso (solo le bande del vicino infrarosso), oltre a poco spettro delle microonde e tutte le onde radio.

Sopra l'atmosfera si vede invece tutto lo spettro.

Il Sole si comporta quasi come un corpo nero. Nel grafico 4.3, che rappresenta l'andamento dei W/m^2 per lunghezza d'onda, si vede la curva del corpo nero come linea tratteggiata (a 5900 K, temperatura a cui emette il Sole) e le curve del Sole, come lo si vede a terra e come oltre l'atmosfera. Esiste un massimo di irradianza in corrispondenza delle lunghezze d'onda che stanno attorno al visibile ($0.4-0.8 \mu m$). La

legge di Wien dice quali sono le frequenze a cui emette di più un corpo nero. Si nota oltretutto come emetta in quasi tutte le frequenze.

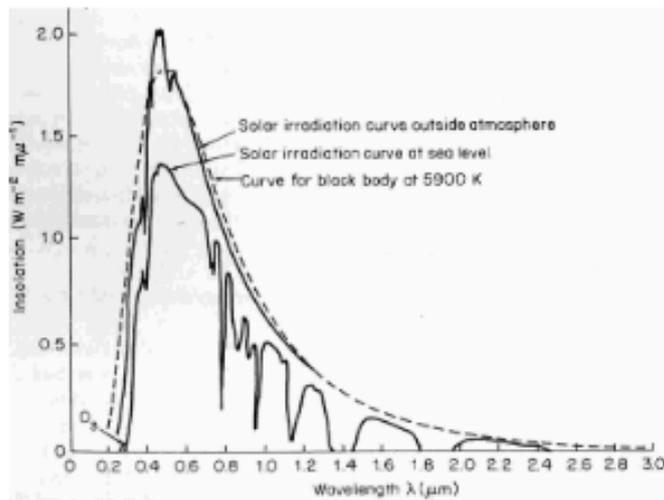


Figure 4.3: Frequenze di emissione

Gli effetti del Sole non sono solo di radiazione elettromagnetica, ma in questo paragrafo si sta trattando l'ambiente radiativo quindi ci si concentra su questi, sui fenomeni riconducibili alle onde e alle particelle (fotoni).

La radiazione elettromagnetica può essere vista anche come fotoni che colpiscono altre superfici. Il fatto che il Sole scaldi può essere visto come effetto sia negativo che positivo, da tener conto durante l'analisi termica: bisogna avere a bordo del satellite un sistema che gestisca la temperatura (raggi infrarossi).

Un altro aspetto è quello dovuto alla radiazione ultravioletta, responsabile della degradazione delle superfici, in particolare delle celle solari, che infatti sono protette da un vetrino di protezione in modo da allungarne la vita. Bisogna tenerne conto quindi durante il dimensionamento in base ai tempi di esposizione e al tipo di missione.

Per quanto riguarda le onde radio, il problema è che ci possono essere interferenze, da limitare il più possibile.

C'è poi l'effetto della radiazione solare vista come flusso di fotoni: la radiazione solare eserciterà una pressione (molto piccola ma non trascurabile ai fini del disturbo che genera in merito all'orientamento del satellite) sulle superfici del satellite. Bisogna tenerne conto nel calcolo dell'assetto. Il lato positivo è che si può sfruttare la pressione solare a fini propulsivi per missioni particolarmente lunghe (vele solari), con non poche problematiche date le grandi dimensioni delle vele, che saranno quindi da impacchettare e dispiegare.

Anche le **particelle cariche** causano problemi nell'ambiente radiativo. Principalmente spaventano protoni ed elettroni emessi dal Sole. Le principali sorgenti di queste particelle sono:

- **Solar Particle Effects (SPEs)**: protoni energetici emessi durante le eruzioni solari.
- **Galactic Cosmic Rays (GCRs)**: analoghi alle particelle emesse dal Sole, ma provengono da altre stelle lontane, magari molto più energetiche, quindi sono particelle molto pericolose (soprattutto per l'elettronica).
- **Van Allen radiation belts**: particelle cariche, principalmente protoni ed elettroni, concentrate nelle fasce di Van Allen.

4.1.2 Solar Particle Effects

Gli SPEs sono pericolosissimi per gli esseri umani (da 1 MeV a oltre 1 GeV). Oltre a degradare le superfici esterne del satellite, possono disturbare il funzionamento degli apparati e dei sensori elettro-ottici, dato che manomettono il funzionamento dei trasmettitori anche solo creando rumore.

4.1.3 Galactic Cosmic Rays

I GCRs si comportano allo stesso modo, ma sono più distruttivi. Sono molto pericolosi per l'elettronica perchè, quando una di queste particelle impatta il sistema deve rilasciare la sua energia e si ionizza, interagendo con l'elettronica di bordo, causando malfunzionamenti o distruzioni dei componenti. Si verificano a bordo i *single-event upset (SEU)*, inversioni di 0 1 temporanee; oppure *single event latchup (SEL)*, distruttivo se non previsto, da cui ci si protegge con opportuni circuiti elettronici in grado di assorbire energia; o ancora *single-event burnout (SEB)*, che causa la definitiva distruzione del dispositivo; per difendersi da questi l'unico modo è schermare il componente. Per questi motivi l'elettronica per lo spazio costa molto di più, arrivando a costare mille volte di più.

Si può usare l'elettronica terrestre anche nello spazio se si lavora in orbite meno severe (orbite basse), risparmiando in peso e in costo.

Oltre a questi danni importanti, ce ne sono di minori, tra cui il disturbo, il rumore. L'elettronica aumenta il volume e il peso soprattutto per le protezioni di cui necessita.

4.1.4 Van Allen radiation belts

Anche per le fasce di Van Allen si parla di particelle cariche, con carica energetica leggermente inferiore (ordine di MeV e non GeV).

Da un lato queste fasce sono un bene perchè intrappolano particelle che altrimenti arriverebbero a terra, ma allo stesso tempo negative se devono essere attraversate per arrivare in una certa orbita. Anche per esse si costruisce un'elettronica tale da sopportare questo ambiente. Le fasce sono distribuite con due toroidi attorno alla Terra, e dall'immagine 4.4 si nota come molte orbite di grande interesse sono vicine alla quota delle fasce di Van Allen.

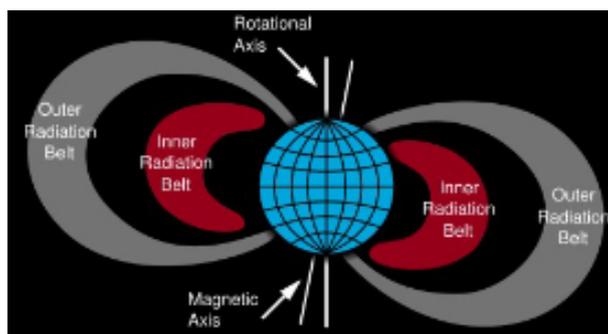


Figure 4.4: Fasce di Van Allen

4.2 Ambiente plasma

Si parla ancora di particelle emesse dal Sole (solar wind) oppure dalla galassia, ma di contenuto energetico inferiore.

Questo vento solare interagisce con la magnetosfera terrestre e gran parte di queste particelle non arrivano a terra perchè restano intrappolate nelle fasce di Van Allen. Ma nello spazio il satellite può essere colpito da queste particelle. Principalmente gli effetti sono due:

- **Charging:** il vento solare può caricare il nostro satellite in maniera non uniforme e non stazionaria diventando così problematico, con condizioni che possono portare a scariche elettriche (evento che diventa distruttivo). Si cerca quindi di uniformare la carica elettrica del satellite, collegandolo elettricamente nelle varie parti.
- **Sputtering:** particelle di una certa massa che interagiscono con le superfici del satellite, e possono danneggiarle per la loro alta velocità, intaccando le finiture superficiali. Bisognerà perciò avere proprietà ottiche che riflettano o assorbano il Sole in modo da controllare la temperatura di bordo. Possono danneggiare anche lenti e sensori esterni, che dovranno anch'essi essere protetti.

4.3 Ambiente neutro

L'ambiente neutro caratterizza le missioni che coinvolgono un pianeta dotato di una certa atmosfera residua anche a quote elevate. Per la Terra, sotto i 1000 km di quota l'atmosfera si fa ancora sentire.

4.3.1 Resistenza atmosferica

Il residuo atmosferico comporta una resistenza che porta al decadimento dell'orbita (interazione meccanica), diminuendo l'aspettativa di vita della missione, a meno che non si disponga di un sistema propulsivo adeguato. C'è poi il problema della corrosione dovuto all'ossigeno atomico (interazione chimica). Inoltre questo ambiente può generare calore (importante per lanciatori e veicoli di rientro).

Le variabili in gioco sono pressione e densità; in particolare quest'ultima perchè è influenzata dall'atmosfera. Dal grafico a destra nella figura 4.5 si nota come l'atmosfera è fortemente influenzata dall'attività solare, per il discorso del ciclo solare fatto in precedenza.

Nasce dunque l'importanza di prevedere ed agire di conseguenza in modo da avere una vita operativa più duratura.

Sotto una certa quota l'attività solare si affievolisce (è nulla sotto i 150 km).

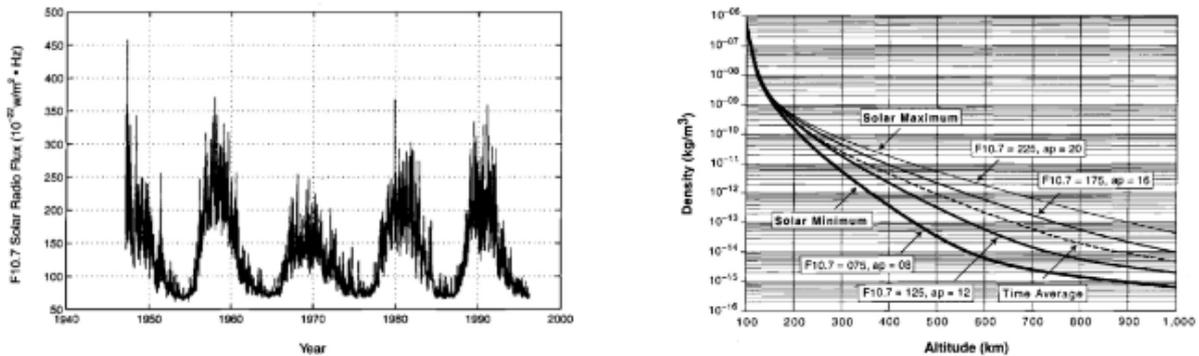


Figure 4.5: Influenza dell'attività solare sulla densità

L'ambiente neutro fa riferimento soprattutto ad orbite terrestri.

L'atmosfera residua è uno dei fattori che perturba un'orbita (fino a 700 km bisogna tenerne conto). Particolare importanza assume il coefficiente balistico, espresso come rapporto tra massa e coefficiente aerodinamico C_D moltiplicato per l'area:

$$C_b = \frac{m}{C_D A}$$

È una misura di penetrazione di un oggetto nell'aria, la capacità di farsi strada, ed è influenzato dalla massa, dalla forma e, a seconda che sia più o meno grande, risponde più o meno velocemente all'effetto dell'atmosfera: questa induce resistenza e toglie energia dall'orbita, rimpicciolendosi e perdendo quota (perdendo quota risente ancora di più della presenza dell'aria e la velocità aumenta perchè è maggiore a quote più basse e quindi aumenta anche la resistenza).

L'influenza dell'aria è diversa a seconda del coefficiente balistico e delle condizioni, determinate dall'attività solare, ma è presente a prescindere dall'attività solare. Nei grafici 4.6 si vede come l'attività solare e il coefficiente balistico influenzano i sistemi spaziali. Sono grafici ottenuti con simulazioni che usano modelli atmosferici, interessanti per calcolare la vita dei sistemi nel caso non si volessero usare propulsori. Vengono fatte queste simulazioni per capire l'influenza del coefficiente balistico e dell'attività solare sul tempo di decadimento; data una quota iniziale e date le caratteristiche del satellite, si sceglie il modello atmosferico da usare (dal più semplice al più complicato). A prescindere da ciò, è importante per calcolare la vita operativa anche dopo lo spegnimento dei motori, per calcolare il tempo di decadimento.

Si è immaginato di lanciare gruppi di 3 satelliti con diversi coefficienti balistici, studiandone il decadimento a partire da momenti diversi. Tutti partono dalle stesse condizioni iniziali (orbita di 700 km). Il satellite con coefficiente balistico più piccolo decade in pochissimo tempo (4 anni più o meno), cioè arriva

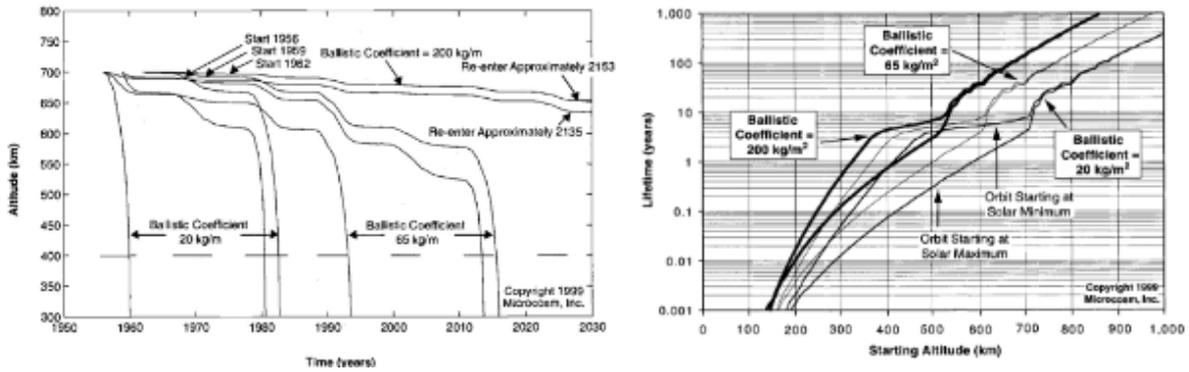


Figure 4.6: Influenza del coefficiente balistico sul decadimento

ad una quota di 300 km in pochi anni; il secondo satellite ci mette decisamente di più; il terzo (quello con coefficiente balistico più alto) ci mette tantissimo, con una differenza di circa 20 anni rispetto al primo. Inoltre i comportamenti dei 3 satelliti sono diversi a causa dell'attività solare: il primo era all'inizio di un massimo solare, il secondo verso la fine del massimo solare, il terzo vicino a un minimo solare. Se l'attività solare è intensa, il satellite decade prima.

Un'altra osservazione si può fare guardando il secondo e terzo satellite: la pendenza delle curve varia in base all'attività solare. A quote più basse il satellite risente di più dell'attività solare, infatti le curve scendono di più durante la seconda attività rispetto alla prima perchè sono a quote più basse rispetto alle condizioni di partenza. Inoltre si nota un andamento a scala in cui si ha una discesa nei momenti di attività massima, una costanza nei periodi in cui l'attività del sole è minima; la pendenza aumenta al diminuire della quota.

Il grafico sulla destra nella figura 4.6 si può usare per calcolare l'aspettativa della vita in orbita partendo da certe condizioni. Un satellite caratterizzato da un coefficiente balistico basso, a parità di quota di partenza, ha un'aspettativa di vita in orbita minore rispetto ad uno con un coefficiente balistico elevato. Inoltre, satelliti con coefficiente balistico basso risentono molto di più dell'attività solare rispetto a satelliti con coefficiente balistico alto.

Lo stesso grafico a destra sottolinea come al diminuire della quota le curve si avvicinano.

Come ordini di grandezza, per coefficiente balistico alto si intende 200 kg/m^2 , mentre coefficiente balistico basso è dell'ordine 20 kg/m^2 .

In conclusione il residuo di atmosfera terrestre ha un'importanza enorme sulla vita operativa di un sistema spaziale.

4.3.2 Effetto chimico

L'altro effetto dell'ambiente neutro è quello **chimico (ossidazione)**: la molecola di ossigeno biatomico crea già ossidazione, fenomeno ancora più veloce se si considera l'ossigeno monoatomico presente in gran quantità negli strati superiori dell'atmosfera, per via della presenza dell'ozono. Bisogna proteggere i sistemi dall'ossidazione attraverso colorazioni o trattamenti superficiali. Ce ne sono di diversa tipologia, di cui molto importante è l'*anodizzazione dura*.

Oltre al problema dell'ossidazione ci sono altri effetti, anche se meno gravi: le reazioni chimiche possono generare prodotti che inducono uno scintillio che può dar fastidio ai sensori esterni, o anche delle interferenze. Anche per questo c'è un effetto dell'attività solare: guardando il grafico 4.7, se è più elevata della linea tratteggiata, la densità di ossigeno monoatomico aumenta all'aumentare dell'attività solare; anche qui, sotto una certa quota l'effetto si affievolisce.

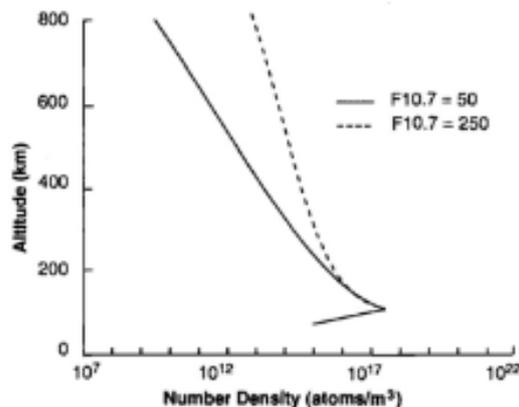


Figure 4.7: Densità per altitudine

4.4 Ambiente vuoto

Per ambiente vuoto si intende che non ci sia atmosfera, pressione; questo porta a 4 problemi principali:

- **Outgassing**
- **Cold welding**
- **Heat transfer**
- **Pressure differential**

4.4.1 Outgassing

L'**outgassing** consiste in residui nel materiale di bolle d'aria durante la costruzione, che man mano che il satellite ascende, con la diminuzione della pressione e il diradarsi dell'atmosfera, tenderanno ad uscire dal materiale, andando nelle zone a pressione minore. Questo rilascio delle bolle danneggia le superfici di altre pareti del satellite, quali strumenti ottici, lenti sensibili o celle solari. Si usano infatti i metalli perchè non presentano questo problema, a differenza dei compositi (anche per via delle documentazioni necessarie). Il problema di queste bolle è che quando vengono rilasciate possono danneggiare altre superfici del satellite (celle solari, sensori, etc.).

Vi è proprio un database contenente tutti i materiali utilizzabili per evitare test e dimostrazioni relativi all'outgassing. Se invece si vuole usare un materiale non presente in questo database, bisogna garantire che queste bolle escano prima che il satellite arrivi in orbita.

Per far ciò si mette il satellite in un forno senza mai superare la temperatura massima di esercizio (per velocizzare il processo) per far uscire tutte le inclusioni. Il processo prende il nome di *bake out* e si fa prima della partenza.

4.4.2 Cold welding

La saldatura a freddo (**cold welding**) è un problema che riguarda parti meccaniche molto vicine tra loro, in particolare parti che si muovono in moto relativo tra loro. Vi è possibilità che in assenza di atmosfera queste parti possano saldarsi a freddo.

Quindi si scelgono lubrificanti non fluidi ma solidi (come la grafite), che però comportano altri problemi quali la polvere che si portano dietro. In alternativa, si può optare per trattamenti superficiali (anodizzazione dura) che prevengono la saldatura a freddo.

4.4.3 Heat transfer

Nel vuoto il trasferimento del calore (**heat transfer**) è un altro problema perchè i meccanismi sono diversi rispetto a ciò che succede a terra. Infatti, la convezione non è considerata per quanto riguarda i satelliti non abitati poichè ha luogo principalmente a causa della gravità o comunque di una forza che sposti calore da una superficie al fluido.

La conduzione è fattibile nello spazio, ma solo all'interno del satellite, in quanto prevede flusso di calore attraverso un mezzo solido. Conduzione e convezione sono quindi un problema che si presenta solo all'interno dei sistemi spaziali, non nel rapporto che il sistema ha con l'esterno. Il satellite può scambiare calore con l'ambiente esterno solo per irraggiamento (molto forte anche all'interno).

4.4.4 Pressure differential

Per quanto riguarda la **pressione**, diminuisce durante l'ascesa fino ad arrivare nel vuoto a valori prossimi allo zero.

Bisogna distinguere tra sistemi abitati o no, perchè nei primi bisogna mantenere una certa pressione interna.

Questo vuol dire che il satellite deve avere dei fori da cui l'aria possa defluire durante l'ascesa per evitare gradienti di pressione (**pressure differential**) che possono risultare distruttivi. Altro problema, per i sistemi abitati, è quello di garantire una pressione all'interno che permetta la vita, con conseguente differenza di pressione tra interno ed esterno da gestire opportunamente attraverso il dimensionamento.

4.5 Gravità

Altro problema è quello della **gravità**. Un oggetto nello spazio è in caduta libera, e questo comporta una serie di fenomeni che creano problemi nella gestione dei sistemi. Uno di questi è la gestione dei liquidi nello spazio; ad esempio accorgersi di una perdita risulta un problema.

La gravità 0 (microgravità perfetta) non è raggiungibile (neanche sulla ISS) perchè tra un punto ed un altro ci saranno punti più vicini alla Terra quindi più attratti dalla stessa e ogni piccola forza ha un effetto importante. Si può pensare ad esempio ad una bolla, che nello spazio non ha una forma perfettamente sferica: risulta allungata perchè la gravità è diversa da punto a punto e questo fa sì che la bolla assuma una forma allungata nel punto in cui la forza di attrazione della Terra ha un valore maggiore.

Sulla ISS si fanno degli esperimenti e ci sono dei moduli in cui sono garantite opportune condizioni di microgravità, arrivando un valore più vicino possibile al centro di gravità. Per avere dei numeri, 10^{-6} g è un valore di microgravità considerata ottima sulla ISS.

Possibili applicazioni di esperimenti sono: costruzione di materiali particolari (cristalli molto grandi che sulla Terra collasserebbero su se stessi per via dell'elevato peso), colture.

Anche le forze della pressione solare, della resistenza e dell'accelerazione di Coriolis influenzano gli oggetti nello spazio, imitando la forza di gravità, rendendo impossibile avere un ambiente completamente a gravità zero.

4.6 Micrometeoroids & space debris

Gli *space debris* sono proprio rifiuti spaziali, ovvero oggetti non utilizzati ancora in orbita perchè il loro coefficiente balistico è troppo alto. Si stanno prendendo dei provvedimenti a riguardo, in particolare delle indicazioni, non ancora vere e proprie leggi, ma che potrebbero diventarlo (entro 25 anni bisogna riportare a terra i sistemi una volta che hanno completato la missione). Come si può notare dall'immagine 4.8, alcune orbite basse terrestri sono intasate (l'eliosincrona, ma anche l'orbita geostazionaria).

In orbite basse, si può decidere di venir giù abbastanza tranquillamente; in orbite più elevate, una volta finita la missione, ci si deve portare in un'orbita (orbita cimitero) utilizzando un sistema attivo (propulsivo), in cui restare parcheggiati e passivati.

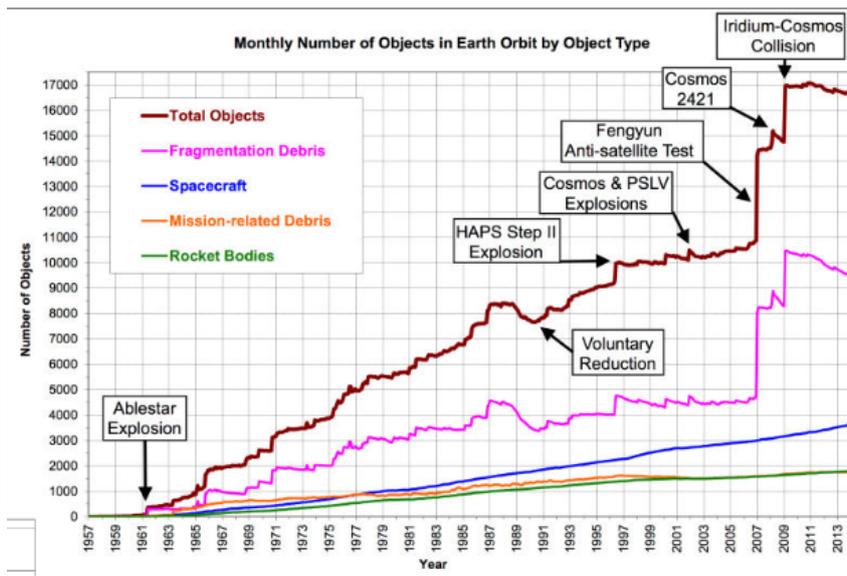


Figure 4.9: Numero di oggetti in orbita terrestre

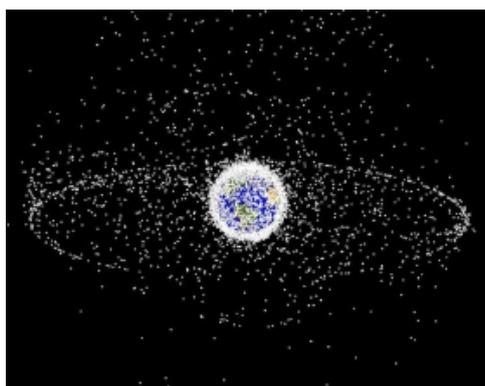


Figure 4.8: Orbite affollate

I rifiuti grandi, come satelliti, ultimi stadi di lanciatori, preoccupano ma non molto dato che si conosce la loro posizione; il vero problema sono gli oggetti piccoli, magari dovuti a frantumazioni di pezzi più grandi, o anche oggetti andati persi involontariamente. Il problema è dato dal fatto che in orbita si viaggia a velocità elevate (circa 7-7.5 m/s), e un impatto anche con un oggetto piccolissimo può essere devastante (un pezzettino di vernice ha creato un cratere nel finestrino di uno shuttle).

Tra le cause di questi rifiuti ci sono i test missilistici, che creano detriti. Nel grafico 4.9 si può notare come col passare degli anni i detriti siano aumentati. Il grafico presenta delle curve che crescono esponenzialmente in alcuni punti, coincidenti con test andati male, collisioni, esplosioni e altri eventi particolari.

Per quanto riguarda i detriti, va citata la sindrome di Kessler: *arriveremo a un punto in cui non riusciremo più ad andare nello spazio perchè la densità di detriti sarà tale per cui sarà più facile avere un impatto (che genererà altri detriti) piuttosto che non averlo ed accedere con successo allo spazio.*

Conclusione: bisogna trovare una soluzione, oltre ad avere una regolamentazione. Bisogna migliorare il tracciamento dei detriti, trovare una soluzione per eliminarli, senza crearne altri.

Chapter 5

Payloads

Il payload è un insieme di hardware e software che interagisce col subject della missione, ovvero l'obiettivo della missione. Il **subject** può essere:

- *attivo*: dà risposte, elementi che interagiscono col payload, come per il GPS, abbiamo un certo tipo di controllo;
- *passivo*: non abbiamo controllo (fenomeni atmosferici, quota, altezza mare, velocità vento).

Spesso i payload vengono pensati ad hoc per la missione: si caratterizza il payload a seconda del fenomeno da studiare, per esempio come nel caso di payload di osservazione. Il payload può essere unico ma ha delle caratteristiche che molte volte si ripetono, come nel caso delle tecnologie GPS e telecomunicazioni. È l'elemento del sotto-sistema più importante che c'è a bordo perchè interagisce col subject.

5.0.1 Tipi di payload

- **Payload di osservazione**: ha diverse funzioni, una delle quali può essere il *remote sensing*, se studia un fenomeno con un subject senza essere direttamente a contatto con lo stesso; principalmente riguarda i satelliti per studiare i fenomeni meteorologici presenti in orbita geostazionaria; un'altra funzione è quella di applicazioni di tipo spaziale (studia fenomeni lontani come quasar) o terrestri, *Earth based* (rilevamento di particolari postazioni e fenomeni generati dall'uomo, come radar detector).

Le missioni di osservazione terrestre sono uniche o limitate come numero, possono avere a bordo payload sia di tipo attivo che di tipo passivo.

- **Payload di comunicazione**: trasferiscono informazioni da un punto ad un altro. Sono sistemi a bordo di costellazioni di satelliti in orbita bassa o alta terrestre. Presentano antenne, ricevitori a bordo che prendono segnali e li rimandano in giro per il mondo (un esempio è Starlink). Possono essere di diversi tipi:
 - *One-way communications*: sono loro ad avere informazioni da spedire, in maniera unidirezionale.
 - *Two-ways communications*: ricevono segnali e li rimandano a terra; l'applicazione più diffusa è quella da relè di segnale, ovvero il satellite fa rimbalzare il segnale proveniente da una sorgente; questo sistema è utilizzato anche negli aerei e si chiama SATCOM.
 - *Tracking*, analizzato in dettaglio in seguito.

La differenza tra costellazioni di satelliti in orbita bassa e alta terrestre è il loro numero: numero basso per orbita geostazionaria (meno di 10), numero alto in orbita bassa (60-70) perchè si muovono molto più velocemente e quindi sarà necessario averne di più per garantire maggiore copertura nel punto in modo da garantire continua comunicazione.

- **Payload di navigazione**: restituiscono a terra informazioni su velocità, posizione e tempo di un oggetto (GPS: un certo numero di satelliti su diversi piani orbitali, con a bordo un rice-trasmettitore

radio e un orologio atomico per scandire il tempo in maniera precisa; riescono a mandare segnali costanti a terra, captati dal ricevitore a terra. Se si riesce a ricevere 4 segnali si può fare la triangolazione del segnale). Nelle missioni in cui c'è un payload di navigazione (sistema radio-antenna) il subject è di tipo attivo e in uscita si ottiene la posizione o la velocità.

Tutti questi erano payload di tipo terrestre. Ce ne sono poi di altri tipi.

- **Payload in-situ:** elementi hardware e software che servono per fare rilevazioni per caratterizzare il suolo lunare, marziano (sistemi interplanetari, sonde, rover), per il collezionamento di informazioni. Sono elementi scientifici o tecnologici per lo studio della conformazione del terreno o per lo studio dei fenomeni planetari, con tecnologie avanzate (es: la trivellatrice a bordo dei rover marziani).
- **People:** interagiscono col volo umano. Tutto ciò che è montato sulla stazione spaziale internazionale è un esempio di payload di questo tipo; tutto ciò che serve per gli esperimenti a bordo della stessa (un esempio è quello degli esperimenti relativi alle composizioni di alcuni materiali in assenza di gravità). Anche ciò che riguarda il turismo spaziale, gli strumenti che consentono all'uomo di viaggiare nello spazio con tutti i comfort di volo.

5.1 Payload di osservazione

Servono per raccogliere dati (immagini, sequenze di byte, dati che riguardano fenomeni, studiando emissioni a determinate frequenze). È importante studiare la **firma spettrale** di un oggetto, in modo da conoscerne la composizione.

Normalmente in quella che è detta osservazione terrestre si interagisce con tutto ciò che sta sulla superficie terrestre; un esempio di osservazione spaziale è invece *Hubble*, che colleziona dati relativi a subject remoti.

Il payload è nello spazio, quindi si parla di remote sensing: il payload non è in contatto direttamente con l'oggetto di osservazione (atmosfera, o oggetti distanti, come telescopi).

Collezionano dati al fine di tirar fuori delle informazioni (temperatura, composizione chimica, etc.).

Per capire quali payload scegliere bisogna capire e descrivere i principi di funzionamento dei payload e dei fenomeni da analizzare. Per fare uno studio di remote sensing c'è bisogno di:

- **Sorgente di energia** che illumina il subject: i payload passivi usano una sorgente esterna (Sole) e vedono la risposta in frequenza del subject rispetto alla sua interazione con il Sole; nei payload attivi invece il payload stesso genera la sorgente di illuminazione.
- **Radiazione:** fascio di energia emesso dalla sorgente. Ha un percorso in cui incontra anche l'atmosfera, che fa variare l'energia della sorgente.
- **Interazione** con il target.
- **Cattura della risposta:** si misura l'energia ricevuta in risposta dal target.
- **Trasmissione, ricezione e processamento** dei segnali. Il processamento viene fatto a bordo o a terra, per via diretta oppure sfruttando le costellazioni stazionarie per avere trasmissione a terra.
- **Interpretazione e analisi**
- **Applicazione**

Gli ultimi due punti sono di interesse degli scienziati e non sono di competenze ingegneristiche.

Tutto nasce dalla risposta che il target dà ad una sollecitazione, relativa ad una radiazione emessa in uno qualsiasi dei range appartenenti allo spettro di frequenza.

Difatti, ogni oggetto ha una propria emissione, relativa ad una o più bande di frequenza.

Con i payload si può spazzare l'intero range (molti lavorano nel visibile, molti nell'infrarosso, onde radio e microonde, ma per l'astronomia anche raggi X e raggi γ).

Ci sono molti range dello spettro elettromagnetico utili per il remote sensing e molti sistemi lavorano in questi range.

Può accadere che il fascio di energia emesso dalla sorgente interagisca anche con l'atmosfera. La maggior parte delle missioni di remote sensing hanno la Terra come subject, quindi è inevitabile che si attraversi l'atmosfera; ciò ha due implicazioni:

- **scattering**: la radiazione colpisce particelle simili alla radiazione emessa, con dispersione dell'energia emessa; si parla di *Rayleigh scattering* quando le particelle hanno dimensione molto più piccola rispetto alla lunghezza d'onda della radiazione emessa; si parla invece di *Mie scattering* quando le particelle hanno dimensione simile alla lunghezza d'onda della radiazione.

Usando un payload attivo, per cui si conosce l'energia che manda, è possibile fare valutazioni in base alla stessa, osservando le perdite di potenza riscontrate, tenendo conto che nella risposta ci sarà anche quella dell'atmosfera.

- **assorbimento**: nell'atmosfera ci sono molecole che assorbono l'energia ad alcune frequenze (una fascia di ozono nell'atmosfera assorbe le radiazioni dell'ultravioletto e quindi anche il segnale). Questo pone dei vincoli: se si ha emissione di raggi X e raggi γ sulla Terra, nello spazio non si vedrebbero, e viceversa. Si parla quindi di finestre atmosferiche, delle bande di frequenza per cui è possibile fare remote sensing dallo spazio. Tra queste finestre c'è buona parte del range del visibile, alcune frequenze dell'infrarosso e delle onde radio, ma sotto gli $0,3 \mu\text{m}$ di lunghezza d'onda tutte le radiazioni vengono assorbite.

Questo vuol dire che per queste frequenze bisognerà fare le osservazioni direttamente dallo spazio.

Si riesce a fare remote sensing quando c'è ritrasmissione del segnale del 100% o massimo 80%.

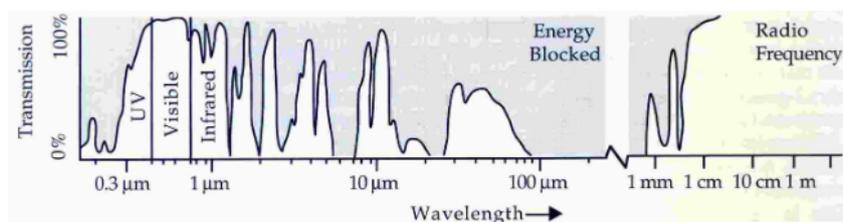


Figure 5.1: Finestre atmosferiche

Attraversata l'atmosfera, si arriva ad interagire con il subject, che viene colpito dalla radiazione e avrà una sua risposta. L'energia incidente si suddivide in: *energia assorbita* dal subject, *energia ritrasmessa* (quella che viene rilevata), *energia riflessa* dal subject.

A seconda dell'oggetto che si va a colpire, varia la risposta ottenuta: se si colpisce la vegetazione, l'energia va in parte persa ad esempio. In particolare, per ogni subject si può costruire un diagramma come quello in figura 5.2, che rappresenta la *firma spettrale* di un subject, riuscendo così a identificare se in un determinato punto c'è acqua, vegetazione o altro.

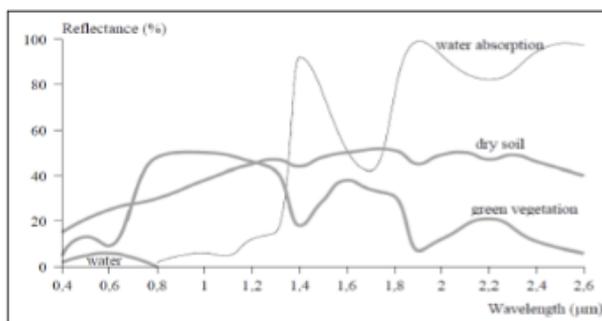


Figure 5.2: Firma spettrale

Bisogna poi considerare che l'oggetto è in orbita, quindi va capita qual è l'orbita in cui si trova. Questo influenza la porzione di subject che si va a vedere.

Per **swath** si intende un indice che rappresenta quanto è grossa la porzione di terreno che si vede, considerando l'alta velocità dell'orbita. Inoltre, orbite basse implicano velocità maggiori. Tutto questo, e anche il puntamento, influenzano l'area che si va a coprire. I radar, ad esempio, sparano obliquo, e questo fa variare l'area osservata: swath più elevata ma meno accuratezza. Ovviamente, più l'area è grande, più si perde nei dettagli.

Per **risoluzione spaziale** si intende la capacità di distinguere singoli elementi tra loro ravvicinati spazialmente.

Va considerato poi ancora il tempo di rivisita (o periodo di rivisita), ovvero il tempo trascorso tra due passaggi consecutivi del satellite su uno stesso punto; inoltre bisogna vedere in quali condizioni ci ripassa (orbita eliosincrona permette di ripassare in ogni punto alla stessa ora ogni giorno).

Paragonando l'orbita bassa eliosincrona (particolare orbita LEO, orbita terrestre bassa molto inflazionata, che permette di mantenere le stesse condizioni di illuminazione ad ogni passaggio) con la geostazionaria (GEO, usata per il meteo): *tempo di rivisita* alto (15-30 min) per GEO, basso/medio (giorni-ore) per LEO; *copertura* media (25% della Terra) per GEO, alta se non globale per LEO; *risoluzione spaziale* bassa (1-5 km) per GEO, medio/alta (meno di 1 m) per LEO. Inoltre, per le orbite basse terrestri, il problema maggiore è il tempo di rivisita, che non è immediato, quindi si usano costellazioni di satelliti e non uno solo, in modo da passare più volte nello stesso posto.

I payload si caratterizzano in diversi modi:

- secondo il principio di misura: passivo nel caso sia il Sole a illuminare il target, attivo nel caso sia il payload stesso ad illuminarlo.
- basati sulla tecnologia specifica per ogni range di frequenze:
 - di tipo ottici o elettro-ottici se si lavora sul visibile;
 - sensori di microonde, che lavorano con microonde o onde radio (i radiometri, i SAR);
 - telescopi per raggi X e γ .
- basati sul numero di bande spettrali che il payload è in grado di rilevare:
 - payload **pancromatrici**, che lavorano in un'unica grossa banda del visibile (immagini in bianco e nero);
 - payload **multispettrali**, che lavorano in più bande;
 - payload **iperspettrali**, ancora più bande.
- in base al tipo di output: immagini o dati testuali.

Spectral ranges

	O-EO (visible, NIR, NUV) (0.35 -2.5 μm)	Infrared (3-300 μm)	RF/Microwaves (1 -1000 mm)	X-rays (3 pm- 10 nm) and Gamma ray (<3pm)	
Types of observation	Passive - images	• Pancromatic imagers, Commercial Imagers, Hyper / Multi-spectral camera	IR camera Thermal IR system	Microwaves Radiometers	X-ray imagers Gamma ray payloads
	Passive - no images		IR radiometers	Microwaves Radiometers	
	Active - images			Radars and SARs	
	Active - no images	Lidars and altimeters			

Figure 5.3: Observation payload overview

5.1.1 Visual Passive Payloads

Sono caratterizzati da un oggetto hardware che raccoglie l'informazione. Si parla di lenti e specchi se si lavora in raggi γ , raggi X, microonde, mentre si parla di antenne o *radiometri* se con radiofrequenza.

I payload passivi sono costituiti principalmente da 3 parti:

- **Collector:** raccoglie le radiazioni; nel caso delle lenti è importante il diametro (più è grande più radiazione riesce a ricevere), per le antenne è importante il beamwidth (angolo che indica quanto è largo il fascio da cui emette o riceve l'antenna).
- **Detector:** misura la radiazione; per radiofrequenza è un ricevitore, per le lenti un sensore CCD o CMOS.
- **Scanning/Pointing:** meccanismo che permette di muovere fisicamente il payload, muovendo il sistema ottico e di lenti.

I *passive visual payload* lavorano nel visibile (0.3-0.7 μm), sfiorando un po' nell'ultravioletto e nell'infrarosso.

Sono essenzialmente **camere pancromatiche**, o comunque che lavorano su pochi range di frequenza (immagini RGB), per avere alta risoluzione spaziale e alta nitidezza di immagini.

Un esempio è GOES, in orbita geostazionaria, da cui si vede solo la Florida con poco dettaglio; Sentinel è invece in orbita bassa terrestre e dà più dettaglio; un altro esempio è SPOT, con cui si riescono a vedere i dettagli urbani.



GOES (Geostationary Operational Environmental Satellite)



Sentinel



SPOT (Système Pour l'Observation de la Terre)

I **payload multi-spettrali** sono un altro tipo di *passive visual payloads* che lavorano sempre nel visibile, ma si focalizzano sul dettaglio spettrale invece che sul dettaglio spaziale.

Si vuole vedere la radiazione per più range di frequenza (sempre nel visibile). Fare ciò permette di studiare la composizione chimico-fisica del subject (strade, mare, vegetazione, etc.).

Si parla quindi di:

- **payload multi-spettrale** (3-50 bande), con cui si riesce a realizzare solo un istogramma: per esempio si può rappresentare solo la presenza di un albero, non avendo abbastanza bande;
- **payload iperspettrale** (30-300 bande), grazie al quale si riesce anche a capire che tipo di albero si sta osservando;
- **payload ultraspettrale** (300-3000 bande): avendo a disposizione più bande, sovrappone le varie informazioni, e si riesce a costruire una linea quasi continua, come si può notare in figura 5.4, ottenendo la firma spettrale.

Per quanto riguarda i collettori, sono delle lenti che hanno la funzione di raccogliere la radiazione del visibile, dell'infrarosso, o vicino ultravioletto, convogliandola in un punto.

Le radiazioni sono soggette a fenomeni di aberrazione (più che sulla Terra): aberrazioni cromatiche e sferiche, coma, astigmatismo e distorsione. Bisogna quindi prendere dei provvedimenti prima di arrivare in orbita. Per correggerli, si possono fare degli arrangiamenti di lenti e specchi.

Per quanto riguarda il detector, guardando lo schema in figura 5.5, si ha che: i fotoni che arrivano dall'ottica giungono al detector (CCD o CMOS), un oggetto molto piccolo (massimo dell'ordine del mm), fatto di elementi ancora più piccoli (chiamati *pixel*), foto impressionabili e messi dentro il float detector.

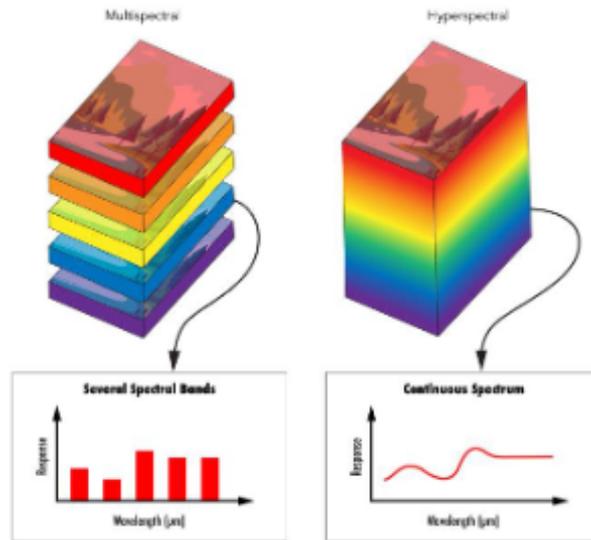


Figure 5.4: Confronto multispettrale-iperspettrale

Il detector genera una tensione o una corrente molto piccola, che per essere letta deve essere amplificata tramite il PREAMP. Dopodiché, l'informazione viene tradotta da analogico a digitale, campionata e trasmessa ad un computer in una sequenza di 0 e 1.

Nella parte bassa c'è poi tutta un'elettronica di supporto, una *power supply*: si fornisce una certa tensione e corrente tramite l'interfaccia elettrica che porta una certa tensione regolata o meno; c'è anche una parte relativa al controllo dello strumento, un'unità che tramite un'interfaccia dati scambia informazioni con il computer di bordo.

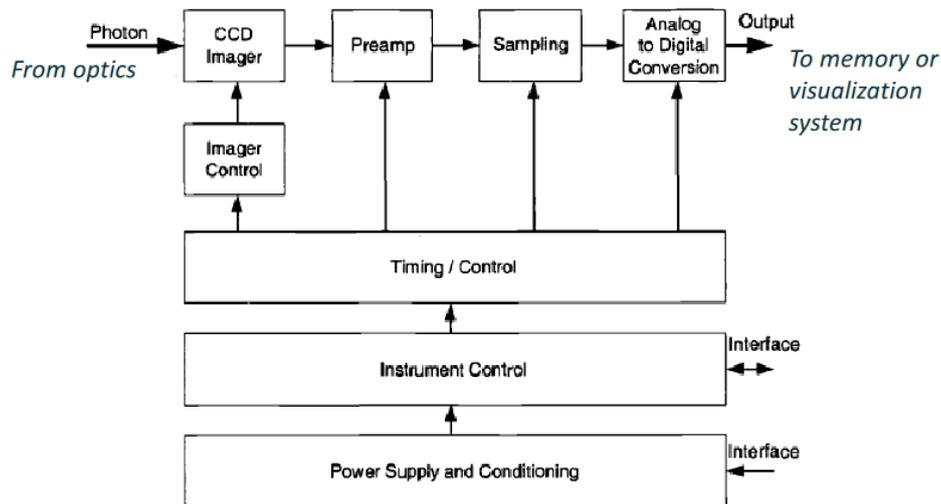


Figure 5.5: Schema a blocchi del detector

Dal punto di vista della tecnologia, particolare importanza assumono il numero di pixel (che determina la risoluzione delle immagini) e i materiali, in quanto devono resistere a particolari condizioni di temperatura, anche per quanto riguarda l'assorbimento dell'energia incidente dei fotoni.

Si è passati col tempo da sensori grandi con pixel grandi, a sensori con lo stesso numero di pixel ma più piccoli ed infine si è tornati alle dimensioni originali perchè è stato richiesto di aumentare il numero di pixel.

5.1.2 Passive Infrared Payloads

Lavorano nel range dell'infrarosso, che va da 0,75 a 1 mm , quando interessa l'energia termica del subject.

Si lega tutto ad un discorso di **emissività**. Qualsiasi corpo al di sopra di $0K$ emette una sua radiazione elettromagnetica (radiazione termica) confrontabile con quella emessa da un corpo nero. Questo comporta che ogni corpo abbia una sua frequenza in cui emette, e ogni frequenza una sua temperatura. Le due leggi principali su cui si basano questi payloads sono:

- Legge di **Stefan-Boltzmann**:

$$E = \varepsilon \sigma T^4$$

dove:

- E = energia per metro quadro dell'oggetto;
- ε = emissività;
- σ = costante di Boltzmann = $1.3806488 \cdot 10^{-23} J/K$;
- T = temperatura.

Esprime la diretta proporzionalità tra la radiazione di un corpo e la sua temperatura a meno di una costante che dipende dall'emissività dell'oggetto. Quindi ogni oggetto ha una sua emissività e una sua temperatura caratteristica (il Sole ha una temperatura caratteristica di $6000 K$). Il payload determina l'emissività di un oggetto partendo da determinate condizioni di temperatura ed energia.

- Legge di **Wien**:

$$\lambda_m = \frac{2.898}{T}$$

Questa legge tira fuori la lunghezza d'onda per la quale si ha massima emissione del corpo. Si può individuare la temperatura che ci si aspetta per una determinata lunghezza d'onda.

I payload ad infrarosso lavorano bene in qualsiasi condizione di illuminazione (a differenza dei visual che lavorano bene solo con la luce). A differenza dei visual, hanno una risoluzione spaziale peggiore a parità di detector, come si può notare dall'immagine 5.6 perchè rilevano una parte diversa dello spettro (il calore). Bisogna inoltre tenere il detector il più possibile raffreddato ($77 - 120 K$), altrimenti misurerebbe la sua stessa radiazione. Lo schema a blocchi è lo stesso del visual, con la differenza che la radiazione che arriva all'infrared è una radiazione termica.



Figure 5.6: Visual vs Infrarosso

L'intero Infrared Payload è quindi costituito da un telescopio, un rivelatore a infrarosso e un'unità di refrigerazione.

5.1.3 Passive Microwaves Payloads

Hanno il vantaggio di lavorare di giorno e di notte, sono indipendenti dalle condizioni atmosferiche una volta superata una certa frequenza (a differenza del visibile per cui sono invece rilevanti le condizioni di nuvole e pioggia). Un payload di questo tipo è sempre un oggetto passivo, quindi rileva l'emissione generata dal subject, stimolata dal Sole. I radiometri a microonde devono essere in grado di prendere una quantità di radiazione molto piccola, quindi devono avere un collettore di radiazione e un detector di un certo tipo.

Il più grande svantaggio dei radiometri a microonde è la scarsissima risoluzione spaziale (1000-10.000 volte peggiore dei visual, 45 km).

Come mostrato in figura 5.7, questo tipo di payload è costituito da un'antenna che raccoglie l'emissione, montata su un meccanismo di scansione che permette di muoverla facendola ruotare; l'antenna convoglia la radiazione su un receiver (ricevitore alle microonde), caratterizzato da un amplificatore di bassa potenza per evidenziare il segnale rispetto ai disturbi; c'è poi il detector, che prende la radiazione e la porta al convertitore, che dà in output dei byte corrispondenti all'emissione misurata.

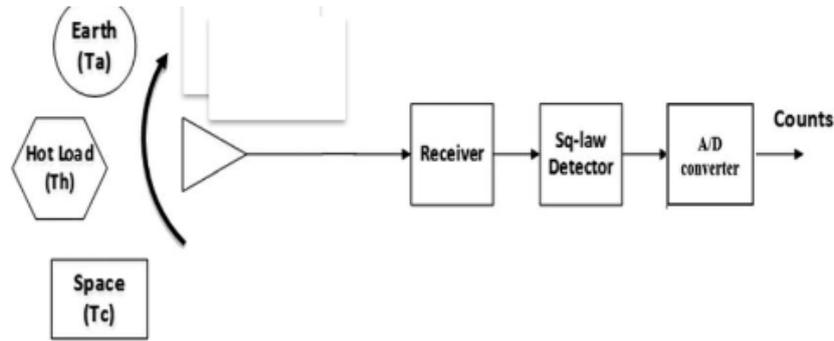


Figure 5.7: Schema a blocchi Passive Microwaves Payloads

5.1.4 Passive X and Gamma Rays payloads

Sono payload in numero molto limitato, misurano una radiazione molto limitata. I raggi X e i raggi γ sono onde ad altissima frequenza, quindi altamente energetiche; servono per misurare ad esempio esplosioni di supernove, o altri eventi che accadono nello spazio, quindi vengono usati principalmente per l'astronomia.

Si ritrovano di nuovo lenti e CCD/CMOS, ma il sistema di lenti è molto più complesso, perchè bisogna evitare che la radiazione subisca angoli troppo grandi. Si deve realizzare tutta una serie di specchi e di lenti che sopportino una radiazione molto energetica, indirizzino i raggi nel fuoco, e che minimizzino l'inclinazione subita dai raggi.

Inoltre il detector deve essere fatto in modo da resistere alle onde ad alta frequenza.

5.1.5 Active electro-optical payloads

Per questo tipo di payload la sorgente che illumina la superficie di interesse è il satellite stesso. Questi payload si dividono in base alla frequenza che emettono: frequenza ottica (visual) e frequenze microonde o radio.

Tra i payload ottici ci sono i LIDAR, che permettono di misurare una distanza: il payload emette ad una certa frequenza (visibile) con un laser (molto direzionale), che colpisce il subject; quest'ultimo lo fa rimbalzare, ed in base al tempo impiegato dal segnale a tornare indietro si calcola la distanza. Inoltre si analizza la densità in risposta.

Si può usare per remote sensing perchè è a bordo del satellite; infatti, se fosse a terra punterebbe sempre in un punto. Il fascio colpisce il subject, che lo rimanda al satellite e si misura quanto tempo impiega a tornare e con quanta energia lo rimanda. Nell'esempio in figura 5.8, il satellite spedisce con una certa potenza e ottiene due risposte, una delle quali è più protratta nel tempo; misurando il tempo che intercorre tra l'emissione e la risposta, e la durata della risposta, si può costruire la firma spettrale, non un'immagine, ma **punti singoli**.

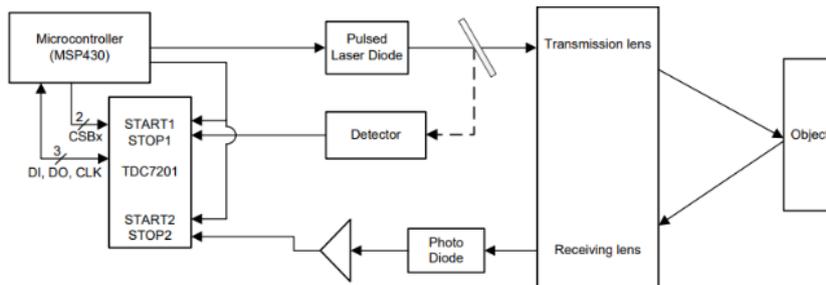


Figure 5.9: Schema a blocchi LIDAR

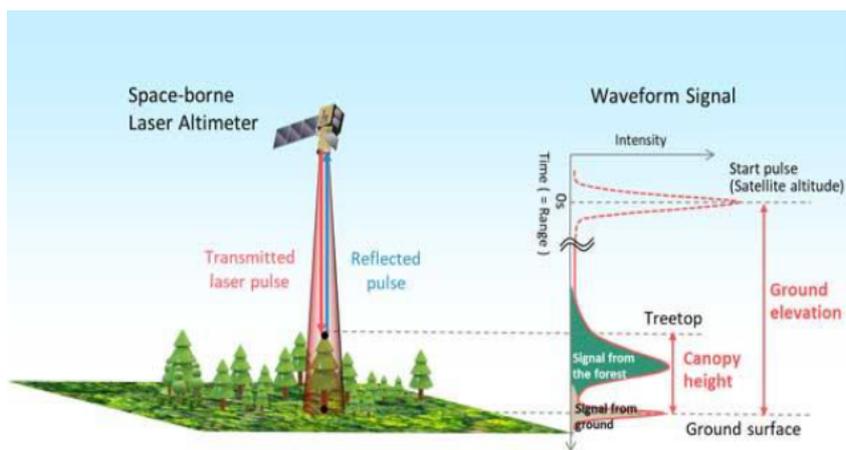


Figure 5.8: Esempio LIDAR

Non è facile muovere un laser, quindi non viene spesso montato su un meccanismo che lo muove, solitamente è fisso; per questo è principalmente utilizzato sul satellite in movimento, facendo così in modo che sia l'orbita a definire la superficie scannerizzata.

Essendo un misuratore di distanza, è usato nelle missioni di rendez-vous and docking per misurare la velocità relativa.

Dal punto di vista dello schema a blocchi (figura 5.9), gli elementi principali di un LIDAR sono: un micro-ctrllore che dice al laser di pulsare; il segnale viene portato a un detector (in modo che rilevi l'istante di partenza), poi ad una lente di ricezione che va ad eccitare un fotodiode che dà lo stop (ferma l'impulso). Così si riesce a creare la firma spettrale di un punto alla volta.

Questo non succede con i RADAR (e il SAR), molto utilizzati per missioni spaziali. Un vantaggio è l'indipendenza da condizioni atmosferiche e di illuminazione.

Sono usati per fare studi a grandi linee di subject dal punto di vista della topografia e orografia (subject molto esteso perchè hanno lo svantaggio di una risoluzione spaziale molto bassa).

Rispetto al radiometro (che è passivo), i RADAR emettono la radiazione e permettono di gestire anche la potenza.

La risoluzione spaziale è dell'ordine dei km.

Altro vantaggio del RADAR è quello di penetrare il terreno (a differenza del LIDAR), quindi osservazione remota della Terra.

Il principio di funzionamento è sempre la misurazione di distanze. Nell'esempio in figura 5.10: vengono mandati impulsi di segnale con un'antenna (non un laser), quindi con un'area più estesa rispetto al laser; inoltre il satellite si muove, quindi si ha una scansione 2D, che porta a immagini come quella in figura. Si può fare un parallelo con le camere multi-iper spettrali per il tipo di informazione che forniscono. C'è poi il segnale che torna indietro (*backscattered*): si può misurare il tempo che intercorre tra l'impulso fornito e la ricezione del segnale, ottenendo la distanza relativa.

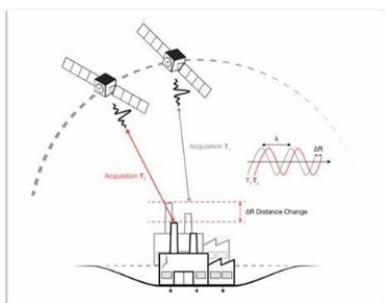


Figure 5.11: SAR

Apertura sintetica vuol dire sintetizzare l'antenna, lasciare che il fascio resti aperto (lo fa anche per chilometri), quindi si ha un'illuminazione più ampia (scena più ampia) e si prendono molti più segnali di risposta, che permettono di definire con più dettaglio il subject. La quantità e la qualità di energia che riceve l'antenna è molto più grande. Inoltre, bisogna mettere insieme tutte le informazioni che gli arrivano, con una *data fusion* per arrivare al risultato finale. Per tutti questi motivi il sistema SAR è molto più complesso del sistema RADAR o RAR (radar ad apertura reale).

Ciò che si ottiene non è propriamente una firma spettrale, la risposta sarà ad un'unica frequenza o ad una ristretta banda.

5.1.6 Altimetro e scatterometro

L'altimetro non fornisce immagini ma semplicemente dei dati con cui si mappa il suolo coperto dal passaggio del satellite, ottenendo una mappatura orografica del terreno; si fa tenendo conto della distanza tra satellite e subject.

Funziona bene con gli oceani e con le superfici ad acqua.

5.1.7 Payload in-situ

In una missione interplanetaria si cerca di mettere a bordo oggetti dalla natura più svariata; si cerca di caratterizzare l'ambiente, quindi si hanno tutti gli strumenti visti in precedenza. In più, per alcuni tipi di missioni, si hanno addirittura payload in-situ, in cui si ritrova la stessa tipologia di oggetti ma non si parla più di remote sensing.

Un esempio di payload in-situ può essere un braccio robotico che ha lo scopo di prelevare campioni dal suolo; in seguito, utilizzando spettrometri all'interno del rover, si vanno a studiare i campioni prelevati. Un altro esempio può essere una trivella che va a vedere al di sotto della superficie (come per esempio nella missione Perseverance).

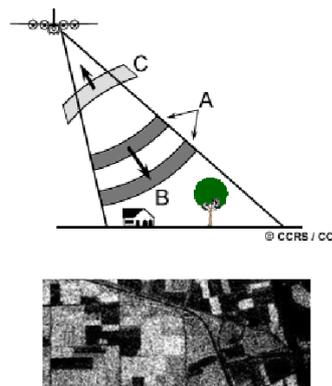


Figure 5.10: Esempio RADAR

Per ovviare al problema della risoluzione bassa si può usare il radar ad apertura sintetica, **Synthetic Aperture Radar (SAR)**.

È un radar che fornisce un segnale continuamente pulsato (60/80/90 GHz) mentre il satellite si muove: è come se si avesse un'antenna grossa quanto tutta la distanza percorsa tra quando il segnale è stato emesso e quando arriva la risposta (se il satellite si muove a 7 m/s e il segnale ci mette 0.5 secondi a tornare allora è come se avessi un'antenna grossa 3,5 m). Così facendo, entra molta più radiazione, che consente di essere più precisi e avere di conseguenza una risoluzione spaziale migliore, e quindi maggiore guadagno.

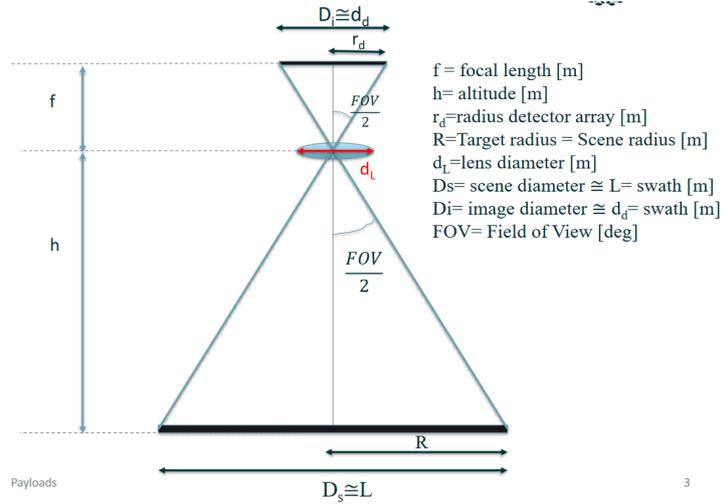


Figure 5.12: Sistema di lenti

5.2 Fondamenti di ottica

Per dimensionare un payload ottico, bisogna dimensionare collector, detector e, se c'è, anche il meccanismo di movimentazione.

5.2.1 Detector & Collector

Per la parte del detector ci sono requisiti (ovvero delle risoluzioni) da raggiungere. Per avere un certo tipo di risoluzione bisogna dimensionare alcuni dei parametri che saranno presentati in seguito.

Innanzitutto si ha una lente con un certo diametro d_L ; con la camera viene ripresa una certa scena, che ha una dimensione di raggio R (con l'ottica si riprende un cerchio) o un diametro D_S . In più, bisogna considerare la **swath**. Bisogna anche tenere conto del fatto che si vede la scena da una certa quota h .

Dietro la lente viene definito un raggio dell'immagine riflessa r_d .

L'altro parametro fondamentale è il **Field Of View (FOV)**, l'angolo di apertura della lente: in base ad esso si definisce la dimensione della scena da riprendere. È un angolo che tutto intero si chiama FOV, ma spesso si usa il $FOV/2$.

L'ultimo parametro da definire è la lunghezza focale f .

Focal length and FOV

Lo spacecraft ha un certo FOV, l'angolo di apertura di un cono la cui base è un'area circolare di diametro pari alla **swath**, e di altezza h .

Il FOV è definito come:

$$\theta_{FOV} = 2 \tan^{-1} \left(\frac{r_d}{f} \right) \quad (5.1)$$

Si può definire un'area legata al FOV, come:

$$A = \pi R^2 = \pi \left(h \tan \left(\frac{\theta}{2} \right) \right)^2 \quad (5.2)$$

Più è largo il detector (più è grande r_d) più sarà largo il FOV.

Più è grande la larghezza focale f , più è piccolo il FOV.

In particolare, più questo angolo sarà piccolo, più l'area sarà ristretta e quindi si avranno risoluzioni spaziali migliori.

Il primo parametro fondamentale da definire per soddisfare i requisiti richiesti è quindi il FOV.

Altri parametri sono:

- **capacità di ingrandimento**, definita come:

$$m = \frac{f}{h} = \frac{r_d}{R} \quad (5.3)$$

ovvero il potere di ingrandimento che si può avere con un dato sistema.

- **F #**, definito come:

$$F\# = \frac{f}{D_L} = \frac{1}{2 NA} \quad (5.4)$$

con $NA =$ apertura numerica.

Importante perchè più è piccolo più si ha un'apertura grande dell'obiettivo (entra più radiazione); questo comporta una maggiore riuscita nella messa a fuoco delle immagini in primo piano. Mentre più diminuisce il buco da cui entra il segnale (quindi $F \#$ aumenta), più si mettono a fuoco le cose lontane dalla scena rispetto a quelle in primo piano; e questo è legato all'apertura.

- **apertura numerica**, definita come:

$$NA = \frac{1}{2F\#} = \frac{D_L}{2f}$$

Altra cosa da definire è il **tempo di esposizione**: quanto tempo ci vuole per chiudere l'otturatore, ovvero quanto ci vuole per scattare la foto. Più si scatta velocemente, meno radiazione entra: velocità alta di chiusura vuol dire molti frame, che va bene per oggetti in movimento.

Se si lascia l'otturatore aperto per tanto tempo, entra molta più luce, ma gli oggetti in movimento restano sfocati.

Il tempo di esposizione è importante per i sistemi satellitari perchè si lega al sottosistema del controllo dell'assetto, avendo come requisito il fatto di puntare un oggetto con una certa stabilità; e questo dipende proprio dal tempo di esposizione. Più è grande, più si deve sforzare la DCS per tenere l'obiettivo puntato. Bisogna trovare un bilanciamento tra il tempo di esposizione e la nitidezza delle immagini, perchè scattare foto troppo frettolosamente porta ad ottenere immagini non nitide.

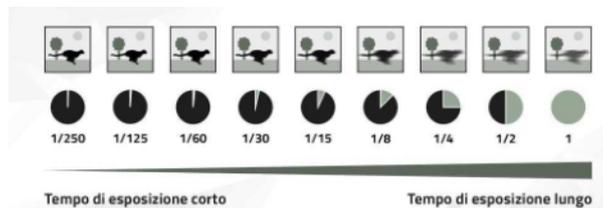


Figure 5.13: Exposition time

Ultimo parametro è la **ISO**, che determina la sensibilità del detector alla luce. Non si parla più di ottica, ma di detector. La ISO definisce quanto reagiscono bene i pixel alla luce. Alta sensibilità alla luce porta anche ad alta sensibilità ai disturbi.

Nei casi di sistemi spaziali si definisce soprattutto $F \#$.

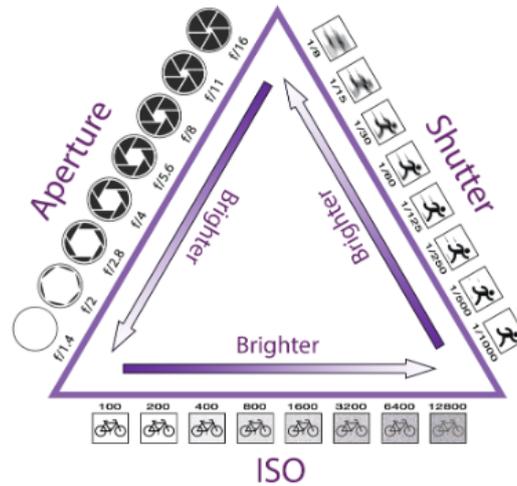


Figure 5.14: Bilanciamento dei parametri

Swath

Si definisce la *swath width* come:

$$L = 2h \tan\left(\frac{FOV}{2}\right) \tag{5.5}$$

In un primo calcolo approssimativo, si pensa all'area della scena non come circolare ma già come quadrata; ciò porta a considerare come approssimazione che la swath non sia il diametro del cerchio, ma il lato del quadrato. Per fare calcoli approssimativi quindi, non è necessario calcolare l'area del cerchio, ma più semplicemente quella del quadrato. Risulta essere un'approssimazione molto forte.

Angular Resolution

La risoluzione angolare è legata al criterio di Rayleigh. Nel sistema ottico la luce entra attraverso un foro; dietro il foro c'è diffrazione, per cui la maggior parte dell'energia (88%) è convogliata nel foro; tuttavia ci sono perdite di energia che si traducono nel *disco di Airy*.

Bisogna limitare il più possibile l'effetto diffrattivo, cercando di portare più energia possibile nel punto di interesse. Il disco serve per definire la *risoluzione angolare*, che è alla base della risoluzione spaziale.

La risoluzione angolare è l'abilità di distinguere due oggetti nella scena, senza che i dischi di Airy si sovrappongano rendendo i due oggetti un tutt'uno. Questo può essere definito come un angolo minimo, chiamato θ ; da questo deriva il nome di risoluzione angolare.

Se i due oggetti sono ad un angolo abbastanza ampio sono distinguibili, altrimenti il sistema potrebbe vederli come un oggetto solo.

Se i due oggetti sono ad una distanza al di fuori di θ , e quindi distinguibili, si dice che sono risolti; se sono all'interno di questo angolo non sono distinguibili. Sono risolti se i due dischi di Airy non si toccano.

L'angolo θ si calcola come:

$$\theta = 1.22 \frac{\lambda}{d_L}$$

Con θ si può definire la Ground Separation Distance come: $GSD = \theta \cdot h$

Esercizio: Prendendo come esempio Hubble, immaginando di girarlo verso Terra. Il diametro D della lente è di circa 2.43 m; assumiamo una λ di $5 \cdot 10^{-7} m$ nel visibile ed un'orbita di 370 m. Inserendo nelle formule si ottiene una GSD di circa 9.3 cm.

La GSD è buona quando è piccola, perchè porta ad avere più capacità di distinguere gli oggetti; più è grande la lente più luce entra e più si definiscono i dettagli.

Per diminuire la GSD si può aumentare la dimensione della lente, o si può variare λ : i RADAR hanno bassa risoluzione spaziale proprio perchè lavorano con lunghezze d'onda più alte e che variano in base alla

quota. Ritorna il fatto che nel campo infrarosso si hanno lunghezze d'onda maggiori rispetto al visibile e quindi minor dettaglio.

È possibile definire la risoluzione spaziale come la *minima distanza relativa tra due oggetti per cui si riescono a distinguere*.

Ground pixel size

Definita l'ottica, bisogna analizzare il detector, caratterizzato dai pixel. Presa l'immagine, questa viene ribaltata sul sensore, andando ad impressionare i pixel.

Ad ogni pixel corrisponde una porzione di area della scena.

Bisogna quindi calcolare la ground pixel size per capire quanta parte di scena è riproposta in ogni pixel. Per farlo si divide l'area totale della scena per il numero di pixel.

$$A_P = \frac{A}{\#pixels} [m^2]$$

Il pixel è un quadrato, quindi calcolando l'area del quadrato si ricava la risoluzione spaziale. In generale l'area potrebbe essere rettangolare, ma di solito viene data come L x L.

$$\text{Ground pixel size} = L_P = \sqrt{A_P} [m]$$

$$\text{Spatial resolution} = L_P L_P [m^2]$$

Questo vale se tutta l'area della scena viene ribaltata sul sensore, ma non è così facile. Si va così a definire il **Quality factor**:

$$Q = \frac{GSD}{\text{ground pixel size}}$$

Il fattore Q perciò metterà insieme gli effetti dell'ottica con quelli del collettore.

Difatti GSD dipende dall'ottica, mentre il denominatore dipende dal detector (o meglio dai pixel). Se tutta l'immagine viene ribaltata perfettamente Q sarebbe 1 (caso ideale).

Questo non è possibile nella realtà, quindi si cerca di avere una Q compresa tra 0.5 e 1.5.

$Q > 1$ vuol dire che l'ottica è peggiorativa rispetto al detector, difatti il detector sarebbe in grado di avere risoluzione maggiore. C'è quindi un limite della risoluzione dovuta alla diffrazione: sui pixel va un po' del disco di Airy (cosa da evitare).

Se $Q < 1$ è la ground pixel size ad essere peggiore, perciò parte dei raggi (ovvero informazione della scena) si perdono perchè non ci sono abbastanza pixel.

Gli elementi impressionabili rispondono ad alcune particolari frequenze.

Ad esempio, il sensore CCD che risponde per avere immagini RGB ha pixel sensibili alla radiazione del rosso, del blu e del verde.

Una pancromatica prende tutta la banda del visibile e tira fuori un'immagine in bianco e nero.

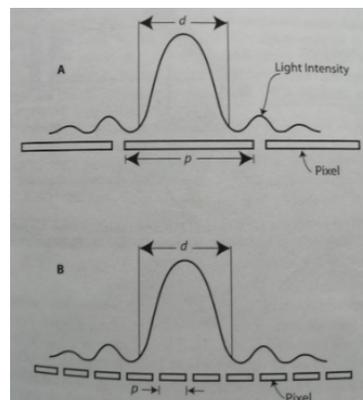


Figure 5.15: Quality factor

Si arriva quindi a parlare di un convertitore analogico-digitale, che dà un'informazione legata a quante bande di radiazione è sensibile il CCD (o CMOS). Per ogni pixel, la conversione porta ad avere 3 informazioni: quanto rosso, quanto blu, quanto verde c'è nella radiazione.

Su scala di grigi invece si ha una sola informazione.

Ad esempio, 255 è un numero che si collega al tipo di convertitore scelto, caratterizzato dal numero di bit su cui si fa la conversione. Modernamente si va verso convertitori a 16 o 24 bit. Più è grande il numero di bit a disposizione, più si riesce a definire meglio e più fedelmente la realtà; nel caso di 24 bit si arriva ad avere più di un milione di colori. Numero di bit troppo grande può però portare all'esplosione dell'informazione.

Altro parametro importante da considerare è quindi il *data volume* di un'immagine, calcolato come:

$$\text{data volume} = N_{bands} N_{bit} p q$$

Dipende quindi dal numero di bande N_{bands} , dal numero di bit N_{bit} e dall'area della griglia $p q$.

Spectral resolution

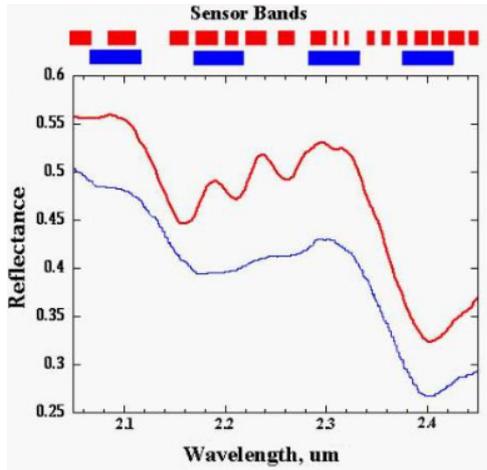


Figure 5.16: Risoluzione spettrale

La risoluzione spettrale è l'abilità del detector di definire intervalli di lunghezze d'onda. Dato un certo spettro, un set di lunghezze d'onda a cui il detector risponde, più bande piccole si riescono a mettere, migliore è la risoluzione spettrale.

Difatti, molte bande piccole vorrà dire concentrare le informazioni in maniera precisa e di dettaglio.

Ad esempio, nel grafico 5.16 si può notare la differenza tra multispettrale (blu), che ha una buona risoluzione spettrale, e iperspettrale (rosso), che ha un'ottima risoluzione spettrale.

Più la banda è piccola, più l'informazione è specifica. Per cui la risoluzione spettrale è la dimensione specifica di intervalli di lunghezze d'onda a cui il sensore è sensibile.

Difatti, nel caso di pancromatica si ha una pessima risoluzione spettrale perchè è presente un'unica grande banda.

Radiometric resolution and Time resolution

La risoluzione temporale è legata al tempo di rivisita, ovvero il tempo che intercorre tra due passaggi successivi nello stesso punto.

La risoluzione radiometrica è legata al numero di livelli in cui si riesce a dividere la risposta alla radiazione.

Si identifica l'intensità di risposta rispetto alle varie frequenze di emissione e si capisce quanto bene si riesce a rappresentare quell'intensità di risposta. In altre parole, il numero di livelli con cui si riesce a discretizzare la risposta alla radiazione.

Nell'esempio in figura 5.17, si può vedere il legame tra numero di bit e risoluzione radiometrica.

Si nota come un solo bit darà immagini in cui è presente solo il bianco e il nero (quindi due livelli), mentre all'aumentare dei bit ci saranno anche i grigi. Più è alto il numero di livelli migliore è la risoluzione dei radiometri.

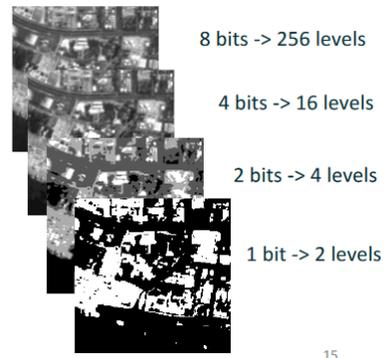


Figure 5.17: Radiometric resolution

Payload sensors

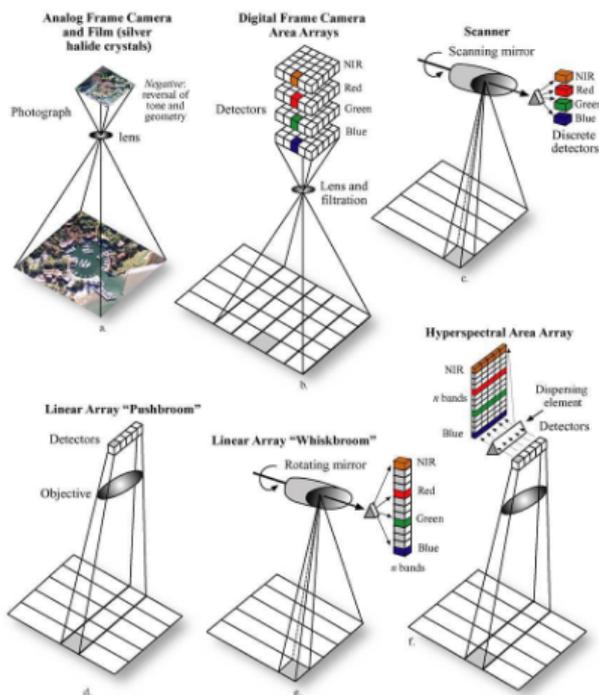


Figure 5.18: Esempi di cattura delle immagini

La classica fotografia (immagine in alto a sinistra della figura 5.18) riprende un'immagine che è una rappresentazione 2D della scena tridimensionale. Si prende la scena e si ribalta l'immagine sul CCD. Questo si traduce in un detector, che può essere visto come una serie di matrici sovrapposte, ognuna delle quali reagisce in modo diverso alla radiazione. È quindi possibile lavorare con lo stesso strumento sia di giorno che di notte.

L'ultima immagine in basso a destra in figura 5.18 rappresenta un'iperspettrale, da cui non si ha direttamente un'immagine quadrata, bensì un'immagine basata su array. Ovvero il sensore prende una striscia alla volta, ma presenta un singolo array, non una matrice $p \times q$ come prima.

5.2.2 Sistema di scanning

Il payload di osservazione, come già detto, è composto da 3 elementi chiave: collector, detector e sistema di scansione. Manca quindi da analizzare il funzionamento del sistema di scanning, che può essere di due tipi.

Push-broom scanning

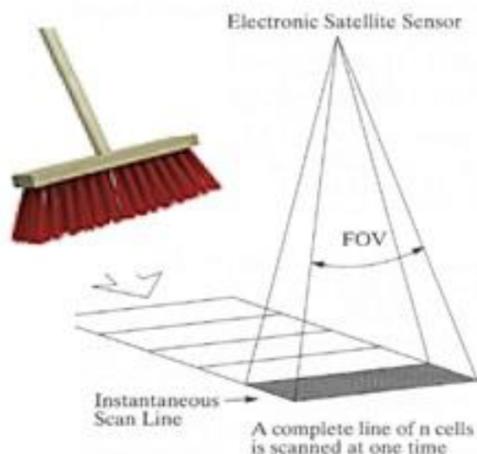


Figure 5.19: Push-broom scanning

Primo esempio di scansione è la scansione *push-broom*. È quasi automaticamente fatta da un satellite, equivale a generare immagini che riprendono l'intera grandezza della swath, facendo la scansione lungo la direzione di movimento del satellite. Corrisponde ad avere uno scopettone (figura 5.19): la telecamera punta per terra e man mano che viene avanti riprende l'intera scena. L'angolo di apertura è quindi l'intero FOV. Si parla di scansione *along track* perchè riprende l'intera swath. È quindi facile definire la swath:

$$swath_{PB} = 2 h \tan\left(\frac{FOV}{2}\right)$$

In una scansione push-broom il FOV e l'IFOV (definito più avanti) coincidono: ciò che si vede in un istante è tutta la scena. Si usa quando la camera ha già di per sé una buona risoluzione spaziale.

Scanning whiskbroom

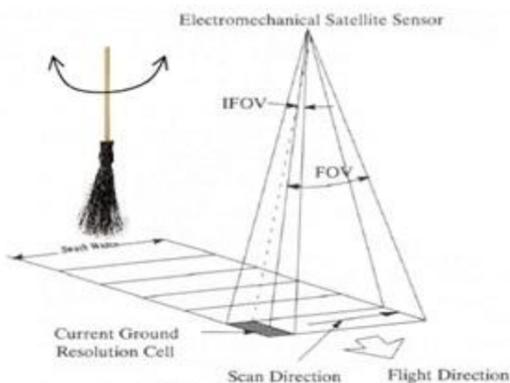


Figure 5.20: Whiskbroom scanning

Questo tipo di scansione non riprende l'intera scena ma solo una parte. Rispetto all'intera swath è come se il sensore puntasse solo su una porzione della swath e per riprendere l'intero FOV è posto su un braccio di movimento. Si parla quindi di scansione *across track*. Bisogna definire un altro angolo, l'*Instantaneous Field of View (IFOV)*, come:

$$IFOV = \frac{D_d}{f}$$

Si definisce anche il linear IFOV come: $h \frac{D_d}{f}$

In questo caso l'IFOV e il FOV non coincidono. È una scansione fatta con un movimento perpendicolare alla direzione di movimento del satellite, che si muove in avanti. Si può pensare al movimento di una scopa di saggina (figura 5.20).

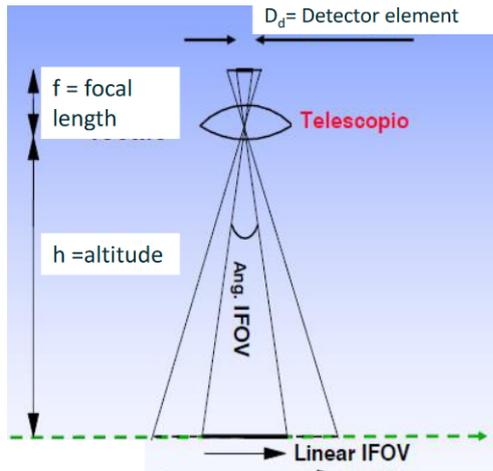
Le scansioni whiskbroom si usano quando si hanno camere multipettrali, iperspettrali, o comunque quando la camera non garantisce ottima risoluzione spaziale. Viene usato questo sistema perchè l'area che riprende è più piccola e si riesce a definire meglio i dettagli, migliorando quindi l'intrinseca peggior risoluzione nel caso di camere multispettrali. Difatti nel caso di camere pancromatiche si ha già una buona risoluzione spaziale con la camera stessa, perciò non c'è bisogno di utilizzare questa tecnica.

Una scansione Whiskbroom richiede un sistema molto più complesso per il movimento differenziale di satellite e scanning; inoltre l'andamento sarà a 'zig zag' a meno che il movimento sia molto lento e controllato.

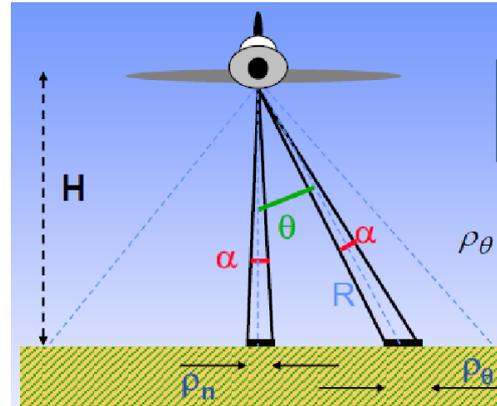
Con la scansione across track il dettaglio è diverso se si punta direttamente verso il basso (NADIR) o obliquamente (fenomeno di stretching), a causa della deformazione dovuta all'inclinazione. Ovvero si vede un'area differente, quindi localmente si perde dal punto di vista dei dettagli.

Per vedere la risoluzione spaziale nel caso peggiore si applicano le seguenti formule:

$$\rho_n = \alpha H \tag{5.6}$$



(a) Istantaneous Field of View



(b) Effetto della deformazione

Questa è la proiezione lungo il NADIR, ovvero in posizione perfettamente verticale; perciò è il caso di risoluzione migliore. In generale:

$$\rho_\theta = H \left[\tan \left(\theta + \frac{\alpha}{2} \right) - \tan \left(\theta - \frac{\alpha}{2} \right) \right] \quad (5.7)$$

Si può usare la formula 5.7, considerando il caso peggiore, approssimando la tangente con l'angolo stesso perchè solitamente l'angolo α è molto piccolo (quindi anche $\alpha/2$) e tutto l'argomento della tangente è molto piccolo.

Si arriva quindi ad un'approssimazione:

$$\rho_\theta \approx \frac{R \alpha}{\cos \theta} = \frac{\rho_n}{(\cos \theta)^2} \quad (5.8)$$

Sostanzialmente è il Linear IFOV nel caso peggiore, ma si può usare per ogni punto della scansione perchè solitamente gli errori tra la formula esatta e la formula approssimata sono piccoli.

Chapter 6

Attitude and orbit control system

In questo capitolo si parlerà di controllo del moto del satellite nello spazio. Quindi due importanti applicazioni: **controllo dell'orbita** (posizione e velocità, movimenti traslazionali) e **controllo dell'assetto del satellite** (rotazioni angolari e velocità angolari rispetto alla terna di riferimento body).

Bisogna specificare posizione, velocità, orientamento dell'assetto e velocità con cui varia l'assetto. Queste due parti del moto del satellite sono connesse tra loro, seppur con specificità, in quanto in passato venivano considerate come due discipline separate, anche per via delle tecnologie a disposizione. Una variazione nel moto traslazionale implica variazioni rotazionali, quindi da qualche anno si parla di *Attitude and orbit control system*.

Le differenze sono:

- l'assetto è controllato in modo **CONTINUO** lungo tutta l'orbita e, poichè la dinamica è veloce, viene fatto a bordo del satellite (non c'è tempo per farlo da terra), in modo pressoché **AUTONOMO**. È necessario farlo in modo continuo perchè i continui disturbi portano a variazioni continue, o anche per problemi di piattaforma: se per qualche ragione si perde il controllo d'assetto, il satellite resta fermo dal punto di vista rotazionale con conseguenti problemi di carattere termico (una faccia sempre al buio e una sempre rivolta verso il Sole).
- il controllo dell'orbita avviene in modo **DISCONTINUO** e in maniera **DILAZIONATA**; perdere il controllo dell'orbita per diversi secondi, minuti, ore, può non essere un problema. Inoltre, tipicamente il controllo dell'orbita si fa da terra: da terra si determina qual è la manovra, si determina la posizione del satellite (a differenza dell'assetto), nonostante qualche aiuto a bordo (ricevitore GNSS). Quindi la determinazione della posizione e della velocità del satellite si fa da terra sfruttando la radiofrequenza. Note posizione e velocità, si calcola da terra la manovra da eseguire e la si manda al satellite, che la esegue.

Queste differenze risiedono solo se si considerano endoreattori chimici e non elettrici.

Perciò si può trovare in bibliografia una svariata terminologia: chi si occupa solo di dinamica rotazionale preferisce parlare di ADCS (*Attitude, Determination Control System*).

Quando si parla di solo moto traslazionale ci si riferisce a GNC (*Guidance, Navigation Control System*).

Si sta affermando il concetto di OCS (*Orbit Control System*) perchè stanno cambiando le tecnologie, che ora consentono il controllo dell'orbita a bordo. Qui verranno trattate insieme sia perchè il moto del corpo è composto dalle 6 componenti (3 traslazionali e 3 rotazionali), sia perchè dal punto di vista sistemistico, i due sistemi possono condividere dei componenti (attuatori, sensori, etc.). Ma quando si pensa al controllo dell'orbita bisogna suddividere: controllo piccolo dell'orbita, per piccole variazioni, e controllo grande, per grandi variazioni dell'orbita (manovre di Apogeo), differenziando così tra propulsione primaria e secondaria.

La propulsione primaria è caratterizzata da manovre con ΔV grandi, la propulsione secondaria ΔV piccoli utili a mantenere l'orbita. Nel caso di AOCS si considera la propulsione secondaria, mentre la primaria appartiene all'ambito propulsivo.

Si parla di componentistica in comune ad esempio perchè gli stessi thruster usati per generare una coppia necessaria al controllo d'assetto, vengono usati per generare una forza necessaria al cambiamento