

POLITECNICO DI TORINO

III Facoltà di Ingegneria

Corso di Laurea Specialistica in Ingegneria Elettronica

Tesi di Laurea Magistrale



**ANALISI DI UNA MISSIONE
SATELLITARE PER MONITORAGGIO
AMBIENTALE**

Relatore:

Prof. Leonardo REYNERI

Candidato:

Marco PORZIO

Anno Accademico 2008/2009

INDICE

1. Introduzione	1
1.1. Il “Sistema Satellite”	5
1.1.1. Il Segmento di Terra	6
1.1.2. Il Lanciatore	7
1.1.3. Il Segmento di Volo	8
1.2. Condizioni Ambientali	9
1.2.1. Vibrazioni	9
1.2.2. Radiazioni Ionizzanti	11
1.2.3. Vuoto	13
2. Condizioni Ambientali	15
2.1. Cariche Libere	17
2.2. Raggi Cosmici	20
2.3. Radiazioni Elettromagnetiche	21
2.3.1. Radiazioni Elettromagnetiche a Radio Frequenza	21
2.3.2. Visibile ed Infrarosso	21
2.3.3. UV, EUV e Raggi X	22
2.4. Atmosfera Esterna	23

3. Orbita	25
3.1. Elementi Orbitali Classici	28
3.2. Perturbazione dell'Orbita	30
3.2.1. Perturbazioni dovute ad un terzo corpo	30
3.2.2. Perturbazioni Dovute alla Non-Sfericità della Terra	31
3.2.3. Perturbazioni Dovute all'Attrito con l'Atmosfera	33
3.2.4. Perturbazioni Dovute alle Radiazioni Solari	34
3.3. Scelta dell'Orbita	35
3.4. Classificazione delle Orbite	37
3.4.1. Orbita Sun-Synchronous	39
3.4.2. Orbita Polare	40
3.4.3. Orbita Ellittica Inclinata	40
4. Analisi di Missioni Satellitari	43
4.1. Obiettivo della Missione	49
4.1.1. PiCPoT, Politecnico di Torino	49
4.1.2. ION, University of Illinois	50
4.1.3. CanX-1, University of Toronto	51
4.1.4. AAU CubeSat, University of Aalborg	51
4.1.5. M-Cubed, University of Michigan	52
4.1.6. czCube, amatori ed istituzioni ceche	52
4.1.7. Landsat 7, NASA	52
4.1.8. Meteosat, EUMETSAT	53
4.1.9. Proba, ESA	54

4.1.10. ESR-1, ESA	54
4.1.11. Envisat, ESA	55
4.2. Struttura Meccanica	56
4.2.1. PiCPoT, Politecnico di Torino	56
4.2.2. ION, University of Illinois	57
4.2.3. CanX-1, University of Toronto	57
4.2.4. AAU CubeSat, University of Aalborg	58
4.2.5. M-Cubed, University of Michigan	59
4.2.6. czCube, amatori ed istituzioni ceche	60
4.2.7. Meteosat, EUMETSAT	60
4.2.8. ESR-1, ESA	61
4.3. Orbita	62
4.3.1. PiCPoT, Politecnico di Torino	62
4.3.2. ION, University of Illinois	62
4.3.3. CanX-1, University of Toronto	62
4.3.4. AAU CubeSat, University of Aalborg	62
4.3.5. M-Cubed, University of Michigan	63
4.3.6. czCube, amatori ed istituzioni ceche	63
4.3.7. Landsat 7, NASA	63
4.3.8. Meteosat, EUMETSAT	64
4.3.9. Proba, ESA	64
4.3.10. ESR-1, ESA	64
4.3.11. Envisat, ESA	64
4.4. Payload	65
4.4.1. PiCPoT, Politecnico di Torino	66
4.4.2. ION, University of Illinois	68

4.4.3. CanX-1, University of Toronto	69
4.4.4. AAU CubeSat, University of Aalborg	70
4.4.5. M-Cubed, University of Michigan	71
4.4.6. czCube, amatori ed istituzioni ceche	72
4.4.7. Landsat 7, NASA	72
4.4.8. Meteosat, EUMETSAT	72
4.4.9. Proba, ESA	74
4.4.10. ESR-1, ESA	74
4.4.11. Envisat, ESA	75
4.5. Energy Power Supply	76
4.5.1. PiCPoT, Politecnico di Torino	77
4.5.2. ION, University of Illinois	78
4.5.3. CanX-1, University of Toronto	78
4.5.4. AAU CubeSat, University of Aalborg	79
4.5.5. M-Cubed, University of Michigan	80
4.5.6. czCube, amatori ed istituzioni ceche	81
4.5.7. Landsat 7, NASA	81
4.5.8. Proba, ESA	81
4.5.9. ESR-1, ESA	81
4.6. AOCS	82
4.6.1. PiCPoT, Politecnico di Torino	82
4.6.2. ION, University of Illinois	83
4.6.3. CanX-1, University of Toronto	84
4.6.4. AAU CubeSat, University of Aalborg	85
4.6.5. M-Cubed, University of Michigan	85
4.6.6. czCube, amatori ed istituzioni ceche	86

4.6.7. Landsat 7, NASA	87
4.6.8. ESR-1, ESA	87
4.7. Sistema di Telecomunicazione	88
4.7.1. PiCPoT, Politecnico di Torino	89
4.7.2. ION, University of Illinois	89
4.7.3. CanX-1, University of Toronto	89
4.7.4. AAU CubeSat, University of Aalborg	90
4.7.5. M-Cubed, University of Michigan	91
4.7.6. czCube, amatori ed istituzioni ceche	91
4.7.7. ESR-1, ESA	92
4.8. On-Board Computer	93
4.8.1. PiCPoT, Politecnico di Torino	93
4.7.2. ION, University of Illinois	94
4.7.3. CanX-1, University of Toronto	94
4.7.4. AAU CubeSat, University of Aalborg	96
4.7.5. M-Cubed, University of Michigan	96
4.7.6. czCube, amatori ed istituzioni ceche	97
4.7.7. Proba, ESA	97

5. Funzioni e Script MATLAB

5.1. Apertura_STK.m	102
5.2. Chiusura_STK.m	104
5.3. Variabili_ingresso.m	105
5.4. CompareOrbit.m	111
5.5. AngleSatEarth.m	119

5.6. AngleEarthSat.m	124
5.7. SolarPower.m	128
5.7.1. PlotSolarPower.m	131
5.7.2. SunSensor.m	132
5.8. EarthAlbedo.m	134
5.8.1. PlotEarthAlbedo.m	137
5.8.2. EarthSensor.m	138
5.9. MoonAlbedo.m	140
5.9.1. PlotMoonAlbedo.m	144
5.9.2. MoonSensor.m	145
5.10. LightPower.m	147
5.10.1. Sensor.m	148
5.11. SatNetwork.m	153
6. Analisi delle Orbite	157
6.1. Monitoraggio del Piemonte	159
6.1.1. Accessi in Visibilità	157
6.1.2. Copertura Terrestre e Telescopio	176
6.1.3. Potenza di Trasmissione	185
6.1.4. Potenza Elettrica Prodotta	192
6.2. Monitoraggio del Ruanda	201
6.2.1. Accessi in Visibilità	201
6.2.2. Copertura Terrestre e Telescopio	210
6.2.3. Potenza di Trasmissione	213
6.2.4. Potenza Elettrica Prodotta	217

7. Conclusioni	223
Bibliografia	227
Ringraziamenti	231

CAPITOLO 1

INTRODUZIONE

Un sistema aerospaziale è un qualsiasi sistema che vive nell'aria, entro e oltre l'atmosfera, come ad esempio satelliti, sonde spaziali, aerei, palloni sonda, eccetera.

Con il termine "satellite" si indicano tutti gli oggetti orbitanti attorno ad un corpo celeste che sono di dimensioni molto minori rispetto ad un pianeta. Si possono distinguere in

- satelliti naturali, cioè un qualunque corpo celeste che orbiti attorno ad un corpo diverso da una stella

- satelliti artificiali, ovvero tutti gli oggetti orbitanti intorno ad un corpo celeste che sono stati posti volutamente in quell'orbita con mezzi tecnologici

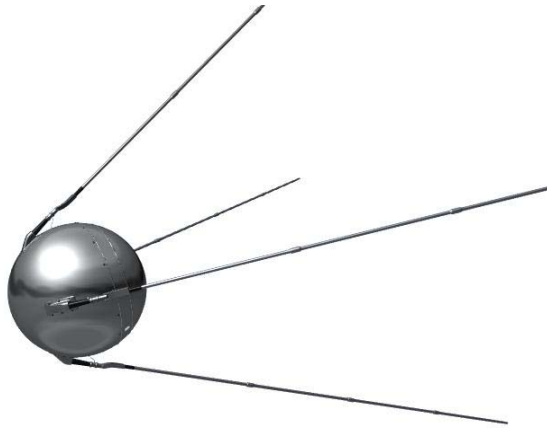


Figura 1.1: Il primo satellite artificiale in orbita della storia: lo Sputnik

Le sonde spaziali sono oggetti simili ai satelliti artificiali, ma non orbitano attorno ad un corpo celeste bensì viaggiano verso pianeti esterni al sistema solare e sono principalmente veicoli esplorativi.

I satelliti artificiali si possono suddividere in:

- satelliti per le telecomunicazioni, come i satelliti COSPAS/SARSAT, che spesso sono posizionati in un'orbita geostazionaria,
- satelliti meteorologici, posizionati sia in orbita geostazionaria (es. METEOSAT) sia in orbita polare (es. satelliti NOAA)
- satelliti scientifici, ad esempio il Telescopio Spaziale Hubble, Envisat, Landsat e RapidEye
- satelliti militari, i quali possono avere sia scopi difensivi che offensivi (ad esempio la rete di satelliti di monitoraggio nucleare Vela e Geosat)

- stazioni orbitanti come la Stazione Spaziale Internazionale, Skylab, Mir.

Per i satelliti artificiali, così come per quelli naturali, è possibile calcolare la loro velocità di spostamento in orbita. Per fare ciò è necessario ipotizzare che

- l'orbita del satellite sia circolare
- il satellite si muova attorno ad un corpo puntiforme con una certa massa
- il satellite sia anch'esso un corpo puntiforme

Un satellite che ruota attorno alla Terra è soggetto alla forza di gravità, che cerca di farlo precipitare sulla Terra, e alla forza centrifuga, che cerca di farlo allontanare. Per la legge del moto circolare uniforme, è noto che la forza centrifuga è data da:

$$F_c = \frac{mv^2}{r}$$

Ove: m = massa del satellite

v = velocità del satellite

r = raggio dell'orbita del satellite (somma del raggio terrestre e dell'altezza dell'orbita)

mentre la forza di attrazione gravitazionale è data da:

$$F_G = \frac{GmM}{r^2}$$

Ove: G = costante di gravitazione universale ($G = 6.67 \cdot 10^{-11} \text{ Nm}^2/\text{kg}$)

M = massa del corpo attorno al quale il satellite ruota

Per creare una situazione di equilibrio, cioè per fare in modo che il satellite ruoti attorno ad un corpo e non precipiti su di esso o si disperda nello spazio, la forza centrifuga deve essere uguale alla forza gravitazionale:

$$F_c = F_G$$

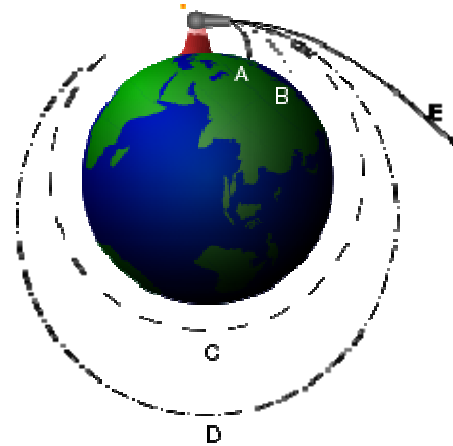


Figura 1.2: Il "Cannone di Newton"

Quindi si devono uguagliare le due espressioni sopra citate:

$$\frac{mv^2}{r} = \frac{GmM}{r^2}$$

Da cui, risolvendo l'equazione, si ricava la velocità del satellite:

$$v = \sqrt{\frac{GM}{r}}$$

Sapendo inoltre che il periodo nel moto circolare uniforme vale $2\pi v$, si potrà ricavare quello di un satellite dividendo per $2\pi r$ la sua velocità.

1.1 IL “SISTEMA SATELLITE”

In una missione satellitare, il satellite vero e proprio non è l'unico dei sistemi presenti ed utilizzati. Infatti il “sistema satellite” può essere suddiviso in tre segmenti:

- il segmento di terra, che comprende tutto ciò che da terra comunica col satellite in volo
- il lanciatore, cioè il razzo che viene utilizzato per portare il satellite in orbita
- il segmento di volo, cioè il satellite classico

Il progetto di una missione satellitare prevede solitamente la realizzazione dei segmenti di terra e di volo, mentre il lanciatore viene scelto tra quelli disponibili in base al costo e all'orbita in cui rilasciano i satelliti.

1.1.1. Il Segmento di Terra



Figura 1.3: Ground station di Raisting Radom

Il segmento di terra è composto dalla *ground station* (o stazione di terra), la quale rappresenta il termine terrestre delle comunicazioni con un oggetto nello spazio aperto ed è un impianto di comunicazione che deve poter trasmettere e ricevere a radio frequenza col satellite tramite un'antenna. La maggior parte delle stazioni di terra viene usata per comunicare con un satellite, ed in questo caso possono anche essere chiamate stazioni di terra satellitari o *teleport*, mentre altre sono usate per comunicare con delle sonde spaziali o con le stazioni orbitanti. Se la comunicazione è usata solo per ricevere telemetria o per seguire un satellite in orbita non geostazionaria, la *ground station* è spesso denominata *tracking station*.

Per le comunicazioni tra *ground station* e satelliti esistono standard internazionali, stabiliti dalla International Telecommunication Union Radiocommunicator Section (ITU-R, in passato CCIR) e basati sugli standard *de facto* che erano stati decisi dalla Intelsat per stazioni con differenti capacità (Intelsat Earth Station Standard, IESS).

1.1.2. Il Lanciatore



Figura 1.4: Il lanciatore russo Proton 8K82K

I vettori che vengono utilizzati per portare in orbita i satelliti sono solitamente *expendable launch vehicle* (ELV), cioè veicoli che sono stati progettati per essere utilizzati una sola volta e i loro componenti non vengono recuperati dopo il lancio. Solitamente non consistono in un semplice razzo, ma in una serie di stadi indipendenti, ognuno dei quali fornisce la spinta soltanto per una parte del viaggio complessivo. Razzi formati da due o tre stadi sono i più comuni, ma ne sono stati realizzati e lanciati con successo anche alcuni con cinque stadi. Esistono anche vettori a

singolo stadio i quali comportano una spesa minore nello sviluppo, ma non possono lanciare molti satelliti per via del peso lordo in fase di decollo.

In un razzo a più stadi il primo è quello inferiore e risulta essere il più largo, mentre gli stadi successivi sono posizionati sopra di esso e solitamente decrescono in larghezza; nell'ultimo stadio vengono posti i satelliti.

In parallelo agli stadi possono essere posizionati dei razzi supplementari per coadiuvare la fase di decollo.

1.1.3. Il Segmento di Volo

Il segmento di volo è il satellite ed è composto, a sua volta, da due parti:

- il *payload* che è il “carico utile”
- il bus cioè tutto ciò che serve per far volare, alimentare ed orientare il payload

Il bus deve essere formato da una componente di *power management* per la gestione dell’ energia, una di *housekeeping* per la gestione ordinaria e straordinaria delle operazioni in volo e una per le comunicazioni con la *ground station*. Anche il payload deve poter comunicare con la stazione di terra e questo può essere fatto condividendo le stesse risorse utilizzate dal bus oppure usandone altre.

1.2 CONDIZIONI AMBIENTALI

Le operazioni svolte dal satellite sono caratterizzate dalla sua lontananza dalla Terra e quindi dall'uscita dall'atmosfera, che è come uno scudo protettivo. All'interno dell'atmosfera si ha un ambiente con condizioni stabili e quindi è facile prevedere e testare il comportamento del segmento di terra. Infatti, con la presenza dell'atmosfera e della forza gravitazionale terrestre, si hanno le condizioni tipiche di un qualsiasi progetto e la mancanza dell'una e dell'altra porta delle difficoltà.

Le differenti fasi di vita di un veicolo spaziale, ovvero la realizzazione, il lancio e le operazioni nello spazio, hanno tutte condizioni ambientali differenti. Sebbene il veicolo passi la maggior parte della sua vita nello spazio, è evidente che deve resistere a tutti gli ambienti che incontra; in particolare si possono identificare due momenti in cui il satellite è in presenza di condizioni ambientali molto critiche, sia per la struttura meccanica che per i suoi sistemi elettronici:

- durante il lancio: il satellite è all'interno del lanciatore e i problemi maggiori sono dovuti alle vibrazioni
- in orbita: i problemi sono dovuti alle radiazioni ionizzanti presenti, al vuoto e all'impossibilità dell'intervento umano

1.2.1. Vibrazioni

Le vibrazioni sono il problema maggiore durante il lancio, soprattutto quando viene raggiunta la frequenza di risonanza del satellite. Non è possibile eliminarle, ma si può solo cercare di ridurre gli effetti che

hanno sul veicolo smorzando la frequenza di risonanza o portandola a valori molto alti.

Le componenti che subiscono maggiormente gli effetti delle vibrazioni sono quelle più lunghe (pareti, PCB e lamine) perché questo comporta una frequenza di risonanza minore. Il modo più semplice per diminuire i rischi sarebbe quello di rimpicciolire queste componenti, ma è chiaro che ciò non sempre è possibile. Per ovviare a ciò, quindi, si utilizzano altri metodi come la progettazione di supporti, l'utilizzo di elementi dissipativi oppure rendendo più rigida la componente più a rischio depositando del materiale, come ad esempio l'alluminio, su di essa. Gli elementi dissipativi nelle applicazioni terrestri sono solitamente liquidi viscosi, ma nello spazio bisogna utilizzare dei solidi; per questo vengono impiegate delle colle viscosi, dette anche "smorzatori". Per rendere le pareti meno suscettibili alle vibrazioni è anche possibile realizzare delle armature di diverso tipo, tuttavia è necessario trovare un buon compromesso tra rigidità e peso.

Altri problemi riguardano i componenti più piccoli, come ad esempio le viti. Infatti con le vibrazioni si possono allentare o svitare del tutto e ciò potrebbe permettere a qualche componente di muoversi causando degli urti. Per evitare che questo accada, si possono mettere delle rondelle ad elica tra la componente e il supporto oppure è possibile utilizzare delle sostanze liquide, definite frenafili, che quando si solidificano funzionano come un collante.

Un altro problema è dato dai connettori in quanto le vibrazioni tendono a far distaccare la femmina dal maschio. Anche in questo caso è possibile utilizzare delle colle con l'ausilio di alcune viti.

1.2.2. Radiazioni Ionizzanti

Vengono definite radiazioni ionizzanti quelle radiazioni dotate di sufficiente energia da poter ionizzare gli atomi o le molecole con le quali vengono a contatto. Esistono diversi tipi di radiazioni:

- raggi X: hanno lunghezza d'onda approssimativamente compresa tra 10 nm e 1 pm, se è maggiore di 0.1 nm sono detti raggi x molli altrimenti duri
- raggi γ : sono una forma di radiazione elettromagnetica prodotta dalla radioattività o da altri processi nucleari o subatomici. Hanno lunghezza d'onda minore di 1 pm e hanno un alto potere di penetrazione
- particelle α : sono delle particelle composte da due neutroni e due protoni che vengono emesse dall'isotopo di un elemento con elevato numero atomico (superiore a 83)
- particelle β : è un elettrone (o positrone) espulso dal nucleo e nascono dalla divisione di un neutrone in una coppia elettrone-protone.

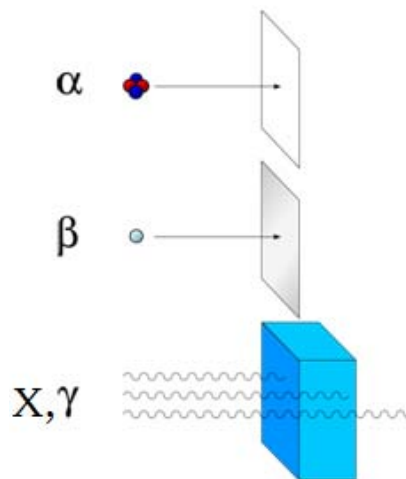


Figura 1.5: I diversi tipi di radiazione elettromagnetica: particella α (basso potere di penetrazione nella materia), particella β e radiazioni γ e X (alto potere di penetrazione)

Le radiazioni ionizzanti possono interagire con un circuito elettronico, vista l'elevata energia che possiedono (anche maggiore di 1 MeV), portando un accumulo di carica in un qualsiasi punto del satellite e causando una variazione delle tensioni e quindi errori, malfunzionamenti e danni irreversibili. Inoltre le particelle α o β , poiché dotate di massa, possono causare anche danni meccanici, cioè modificare la struttura del reticolo cristallino. In questo caso si avranno quindi effetti cumulativi (effetti di "dose") e definitivi, mentre a causa dei raggi x e γ si verificheranno solo effetti temporanei ("eventi singoli").

Esistono diversi modi per indicare la quantità di radiazioni che colpiscono il circuito: si parla infatti di dose assorbita, che rappresenta la quantità di energia rilasciata dalla radiazione ad un materiale [Gy (gray), rad], di dose equivalente, che considera i diversi effetti che vari tipi di radiazione possono causare grazie ad un fattore moltiplicativo diverso per ogni tipo di radiazione [Sv (sievert)], oppure di dose efficace, che rappresenta, in un sistema composto da diversi materiali, la somma ponderata delle dosi equivalenti con un fattore moltiplicativo che tiene conto della diversa radiosensibilità dei materiali che lo compongono [Sv]. Si parla di intensità di dose nel caso in cui la dose sia rapportata in funzione del tempo.

Un'altra informazione molto importante è fornita dal LET (*Linear Energy Transfer*), una misura dell'energia trasferita al materiale quando una radiazione ionizzante lo attraversa misurata in $\text{MeV}\cdot\text{cm}^2/\text{g}$. in base a tale misura, e quindi alla capacità di resistere alle radiazioni, i componenti elettronici possono essere classificati in:

- commerciali: non sono realizzati per resistere in condizioni di irraggiamento, quindi resistono fino a poche migliaia di rad e hanno LET massima di $5 \text{ MeV}\cdot\text{cm}^2/\text{g}$

- *radiation tolerant*: resistono fino a dosi di 100 krad e LET di 20 MeV*cm²/g
- *rad hard*: sono fatti per resistere a dosi di radiazioni superiori a 100 krad e LET di 20 MeV*cm²/g, ma sono molto costosi

1.2.3. Vuoto

L'assenza di pressione ha degli effetti sull'elettronica che possono essere divisi in quattro categorie:

- natura meccanica: sulla terra si ha una pressione esterna sul dispositivo ed una interna che si pareggiano, ma nel vuoto la pressione esterna è assente e quindi quella interna tende a farlo esplodere
- natura fisico-chimica: nel vuoto alcuni gas contenuti all'interno dei solidi possono uscire, modificando sostanzialmente il circuito
- natura elettrica: il vuoto è un ottimo conduttore, ha costante dielettrica relativa $\epsilon_r = 1$, quindi senza un buon isolamento si possono avere errori o danni al circuito
- natura termica: sulla Terra l'aria presente viene usata per dissipare calore grazie a dissipatori e ventole, ma nel vuoto questo non è possibile. L'unico modo per perdere calore è attraverso l'irraggiamento.

CAPITOLO 2

CONDIZIONI AMBIENTALI

L'ambiente atmosferico per satelliti in orbite basse e lo spazio aperto per quelli in orbite alte influenzano fortemente le performance e il tempo di vita del satellite. Le interazioni con l'ambiente spaziale limitano le potenziali tecniche del sistema in volo e, specialmente nelle orbite geostazionarie, i gas ionizzati presenti possono causare differenze di carica tra i componenti e sulla superficie del satellite. Le cariche che si accumulano sulle pareti del satellite possono portare a tensioni di *breakdown* e la scarica elettrostatica risultante può distruggere i componenti elettronici. Radiazioni spaziali più energetiche, invece, possono inserirsi nei materiali dielettrici presenti, causando scariche elettrostatiche che possono danneggiare il componente. Altre particelle

presenti, quali protoni o raggi cosmici, causano degli errori nel segnale senza rompere il dispositivo e per questo sono chiamati *single-event*. Infine, l'interazione tra la superficie esterna del satellite e l'atmosfera può erodere le pareti, modificarne le proprietà termiche ed elettriche portando al degrado di tutta la struttura.

Verranno di seguito analizzate più dettagliatamente gli aspetti dell'ambiente spaziale che influiscono maggiormente le prestazioni del ed il tempo di vita del satellite.

2.1 CARICHE LIBERE

Il campo magnetico terrestre è grossomodo dipolare ed è dato dalla formula:

$$B(R, \lambda) = (1 + \sin^2(\lambda))^{1/2} \frac{B_0}{R^3}$$

ove B l'intensità del campo magnetico locale, λ è la latitudine magnetica (calcolata cioè rispetto ai poli magnetici), R è la distanza radiale misurata in raggi terrestri (R_T) e B_0 è il campo magnetico sulla superficie terrestre all'equatore ($B_0 = B(R = R_T, \lambda = 0) = 0.30 \text{ gauss}$).

A causa dell'interazione tra il campo magnetico terrestre e il vento solare, il campo magnetico presente nella parte notturna della Terra si allunga molto, formando una struttura chiamata *magnetotail*, che letteralmente significa "coda magnetica".

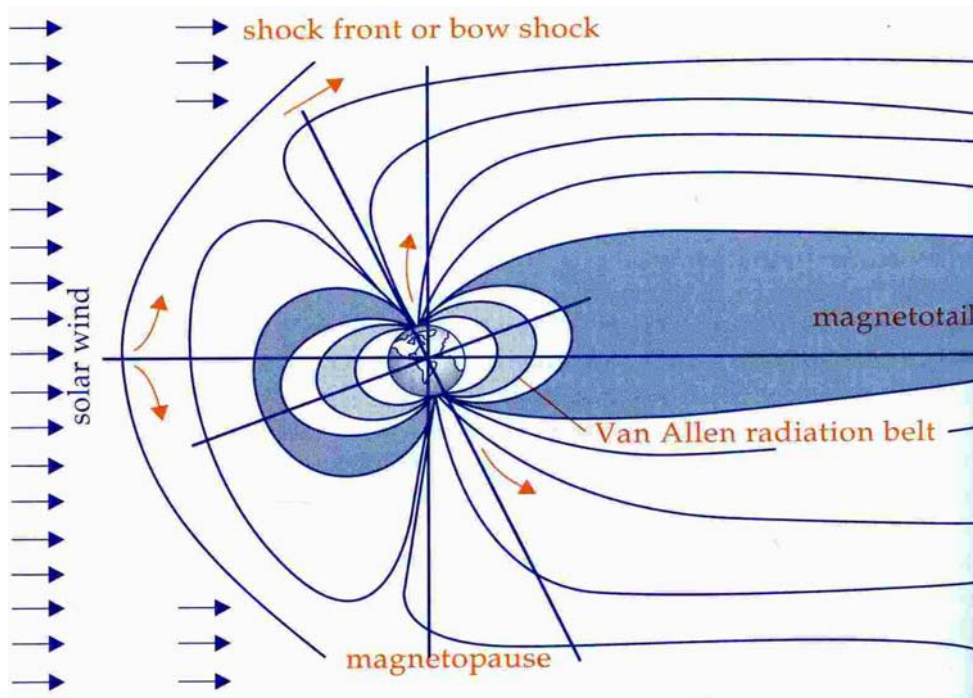


Figura 2.1: Sezione della magnetosfera terrestre

Una sottile distesa di plasma divide la *magnetotail*, che si estende fino a 1000 volte il raggio terrestre parallelamente alla direzione del vento solare. Questo plasma si crea perché parte dell'energia cinetica del vento solare viene trasformata in energia magnetica che si immagazzina nella *magnetotail* e poi è dissipata da tempeste magnetiche che a loro volta producono il plasma energetico (da 5 a 20 keV).

La presenza di carica superficiale dannosa per il veicolo si ha principalmente in orbite dove gli elettroni con energie da 10 a 20 keV dominano il flusso di elettroni dal plasma al veicolo. In orbite basse questa situazione si verifica solo a latitudini elevate, quindi vicino ai poli, dove il satellite passa in un plasma a bassa densità, ma in questo caso difficilmente si raggiunge il livello di *breakdown*.

In particolare le fasce di Van Allen sono un pericolo permanente per i satelliti in orbita. Sono formate da elettroni e ioni con energie superiori a 30 keV e sono distribuite in maniera non uniforme nella magnetosfera. Come mostrato nella figura 2.2, gli elettroni popolano maggiormente due zone che vengono definite fascia interna ed esterna.

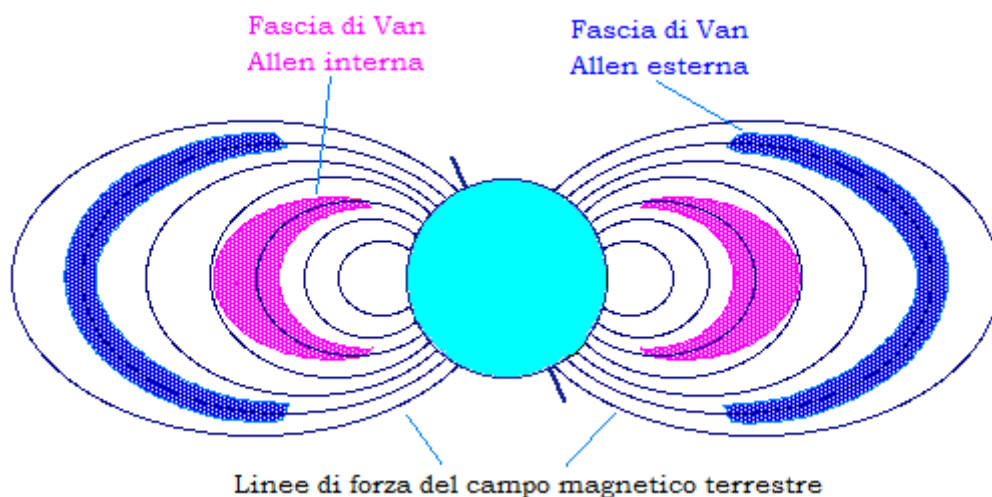


Figura 2.2: Fasce di Van Allen

Le cariche libere analizzate fino ad ora hanno valori energetici compresi in range costanti e prevedibili. Ma in alcuni casi l'attività solare porta a un rapido aumento dell'energia dei flussi di particelle, oltre 1 MeV, che può durare per qualche giorno o qualche ora. Questi fenomeni sono chiamati *Solar Particle Events* (SPE) e sono molto rari, si verificano solo poche volte all'anno, ma possono avere gravi conseguenze per i sistemi spaziali.

2.2 RAGGI COSMICI

I raggi cosmici sono particelle, principalmente protoni e nuclei pesanti ionizzati, che arrivano dall'esterno del Sistema Solare fino alla Terra e costituiscono un serio problema per i satelliti perché una sola particella può causare un malfunzionamento in una parte qualsiasi del sistema, ad esempio in una memoria o in un processore, ed in questo caso si parla di *Single-Event Phenomena* (SEP).

I SEP possono indurre tre differenti effetti nei sistemi elettronici:

- si parla di *bitflip* o *Single-Event Upset* (SEU) nel caso in cui si abbia un cambiamento di stato
- se la particella provoca un aumento della conduzione di corrente che può portare alla rottura, se il sistema non viene spento, si parla di *Single-Event Latchup* (SEL). È importante notare che gli effetti si hanno solo se il sistema è alimentato ed infatti dopo lo spegnimento si avrà nuovamente un funzionamento corretto
- se il componente viene danneggiato permanentemente si parla di *Single-Event Burnout* (SEB).

2.3 RADIAZIONI ELETTROMAGNETICHE

Le radiazioni elettromagnetiche verranno analizzate dividendole in tre range di frequenza:

- a radio frequenza, DC – 1000 GHz
- ottiche, 10^{12} – 10^{16} Hz (infrarosso, visibile)
- UV, EUV e raggi X, 10^{16} – 10^{21} Hz

2.3.1. Radiazioni Elettromagnetiche a Radio Frequenza

Molte di queste emissioni, dovute a sorgenti esterne, che hanno frequenza minore rispetto alla frequenza del plasma nella *magnetotail*, sono smorzate all'interno della ionosfera. Questo implica che le interferenze a frequenza minore di quella del plasma possono essere di origine locale, indotta o magnetosferica, ma questi rumori radio sono solitamente insignificanti per l'interazione tra il satellite e l'ambiente circostante.

Rumori a frequenza superiore sono dovuti a radiazioni elettromagnetiche galattiche, radiazioni solari, che hanno entrambi anche una componente impulsiva che si estende sulle stesse frequenze, e rumore terrestre da trasmettitori civili e militari.

2.3.2. Visibile ed Infrarosso

Le porzioni di spettro del visibile e dell'infrarosso sono dominate dal flusso solare. Altre sorgenti possono essere la luce riflessa dalla Luna, il bagliore dell'atmosfera, le radiazioni infrarosse dalla Terra e la luce

dell'aurora, ma hanno intensità molto minore della luce solare e sono quindi importanti solo nel periodo di eclisse del satellite.

Le radiazioni nello spettro del visibile e dell'infrarosso sono molto importanti per il bilancio termico e per la produzione di energia elettrica sul satellite.

2.3.3. UV, EUV e Raggi X

La regione spettrale che va da 120 nm a 10 nm, chiamata EUV (*Extreme Ultra Violet*), è collegata al processo di fotoionizzazione dell'ossigeno, dell'ossigeno molecolare e dell'azoto nella ionosfera. Le radiazioni UV (*Ultra Violet*) vanno da 10 nm a 350 nm e contribuiscono ai processi di foto-dissociazione, assorbimento e scattering nella mesosfera, nella stratosfera e nella troposfera. Il range spettrale che va da 10 nm a 0.1 nm è assorbito nella bassa termosfera e incide sulla produzione di atomi di ossigeno e la loro distribuzione verticale al di sopra della mesopausa.

Le radiazioni UV, EUV e i raggi X non sono solo importanti per dinamiche atmosferiche, ma sono il fattore dell'ambiente spaziale che maggiormente influisce sui satelliti.

2.4 ATMOSFERA ESTERNA

La parte esterna dell'atmosfera influisce sul satellite applicando una forza d'attrito ad esso, e quindi scaldandolo, e con effetti corrosivi, dovuti ad elementi fortemente reattivi come l'ossigeno atomico.

La forza d'attrito è proporzionale alla densità atmosferica e satelliti con perigeo inferiore a 120 km hanno vita molto corta, mentre oltre i 600 km questa forza è molto debole, permettendo al satellite di orbitare per più di 10 anni.

L'ossigeno atomico è un fortissimo agente ossidante e reagisce soprattutto con film organici sottili e superfici metallizzati causandone l'erosione.

CAPITOLO 3

ORBITA

L'orbita, o traiettoria, di un satellite è il suo percorso nello spazio e le effemeridi sono dei parametri che ne danno la posizione in funzione del tempo.

La figura 3.1 mostra i parametri chiave di un'orbita ellittica. L'eccentricità e di un'ellisse è pari al rapporto c/a , dove c è la distanza tra il centro dell'ellisse ed un fuoco e a ne è il semi-asse maggiore, e misura la deviazione dell'ellisse da un cerchio.

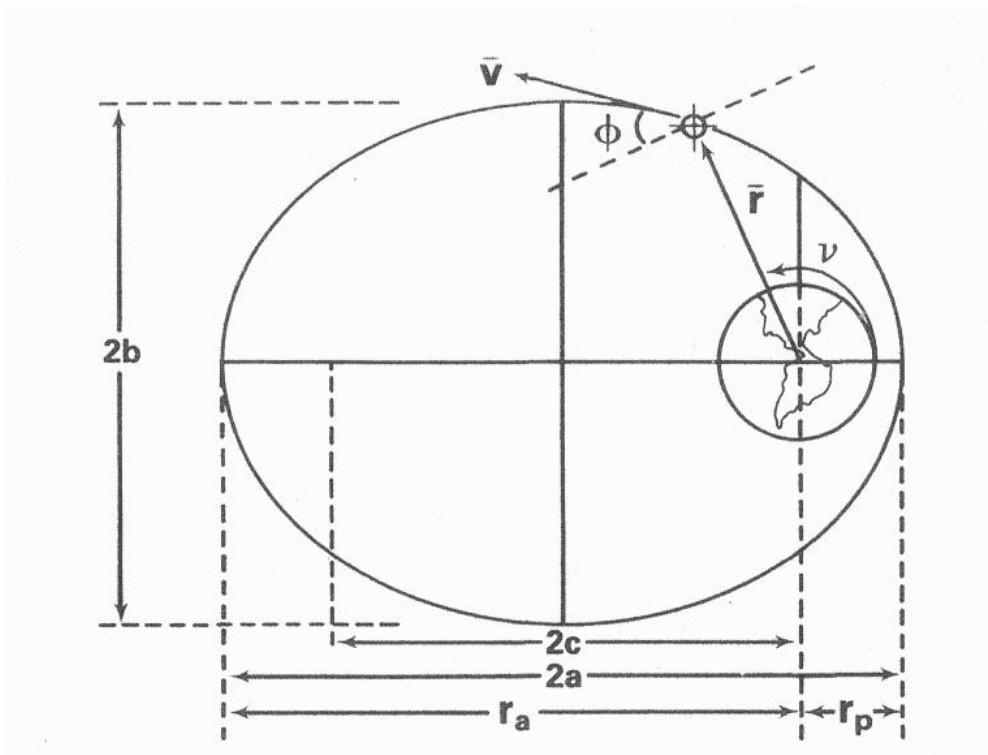


Figura 3.1: Orbita ellittica di un satellite

Isaac Newton spiegò matematicamente perché i pianeti, e quindi anche i satelliti, seguono orbite ellittiche. La seconda Legge del moto di Newton, applicata a sistemi con massa costante e combinata con la Legge di gravitazione universale, fornisce la base matematica per analizzare le orbite dei satelliti. La Legge di gravitazione universale dice che due corpi si attraggono con una forza proporzionale al quadrato della distanza tra essi. L'equazione è

$$F = \frac{GMm}{r^2} = \frac{\mu m}{r^2}$$

ove F è la forza dovuta all'attrazione tra i due corpi, G è la costante di gravitazione universale, M è la massa della Terra, m è la massa del satellite, r è la distanza tra il centro della Terra ed il satellite e $\mu = GM$ è la costante gravitazionale della Terra (= 398600.5 km³/sec²).

Combinando la seconda legge di Newton con la quella di gravitazione universale, si ottiene un'equazione per il vettore di accelerazione del satellite:

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

Questa equazione, detta di equazione di moto di due corpi, è l'equazione del moto di un satellite come vettore posizione del satellite in orbita. Derivandola si può assumere che l'unica forza presente sia quella di gravità, che la Terra sia una sfera simmetrica, che la massa terrestre sia molto maggiore di quella del satellite e che la Terra e il satellite siano gli unici corpi presenti nel sistema, ottenendo come soluzione l'equazione polare di una sezione conica. Essa dà l'entità del vettore posizione in termini di posizione nell'orbita:

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

Ove a è il semi-asse maggiore, e è l'eccentricità e ν è l'angolo polare o anomalia vera.

Usando l'equazione del moto di due corpi, possiamo derivare diverse costanti del moto di un satellite orbitante, ad esempio l'equazione energetica

$$\varepsilon = \frac{V^2}{2} - \frac{\mu}{r} = -\frac{\mu}{2a}$$

ove ε è l'energia meccanica per unità di massa ed è la somma dell'energia cinetica per unità di massa e dell'energia potenziale per unità di massa.

3.1 ELEMENTI ORBITALI CLASSICI

Per risolvere l'equazione di moto di due corpi sono necessarie sei costanti d'integrazione, cioè sei condizioni iniziali. È possibile descrivere completamente l'orbita di un satellite con cinque costanti e una quantità che varia nel tempo. Questi parametri sono detti “elementi orbitali classici” e sono definiti rispetto ad un sistema di riferimento inerziale con la Terra, in cui l'origine degli assi è il centro della Terra, l'asse x è nel piano equatoriale e passa dal punto vernale (o punto dell'Ariete), mentre l'asse z è passante per il Polo Nord terrestre. Infine l'asse y è sul piano equatoriale, perpendicolare agli altri due assi. Definito il sistema di riferimento, gli elementi orbitali classici sono:

- a : è il semi-asse maggiore e descrive la dimensione dell'ellisse
- e : è l'eccentricità e definisce la forma dell'ellisse
- i : è l'inclinazione, cioè l'angolo tra il vettore del momento angolare e il vettore unitario dell'asse z
- Ω : è l'ascensione retta del nodo discendente (RAAN) che rappresenta l'angolo misurato, sul piano equatoriale, tra la direzione del punto dell'Ariete e il nodo ascendente dell'orbita
- ω : è l'argomento di perigeo, cioè l'angolo, misurato sul piano orbitale, compreso tra il nodo ascendente ed il vettore eccentricità. Il vettore eccentricità ha come direzione la linea degli apsidi (perigeo-apogeo) e come verso il verso uscente dal perigeo
- ν : è l'anomalia vera, cioè l'angolo tra il vettore eccentricità e il vettore della posizione del satellite, misurato nella direzione del moto del satellite. Alternativamente può anche essere utilizzato il tempo dal passaggio nel perigeo, T .

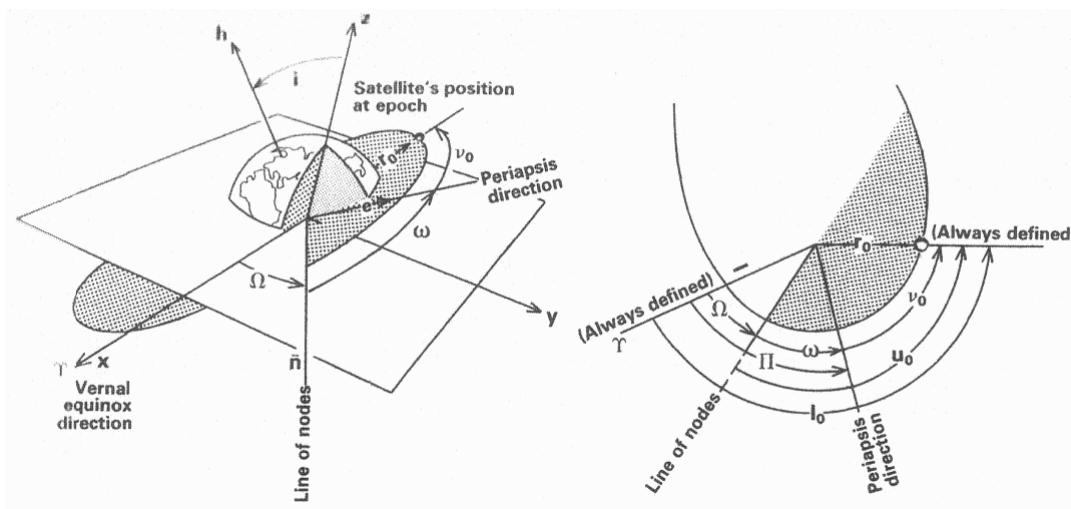


Figura 3.2: Definizione degli elementi orbitali kepleriani di un satellite in un'orbita ellittica

Per risolvere il problema di conoscere la posizione di un satellite in orbita dopo che è passata una certa quantità di tempo, $t-t_0$, oppure per sapere quanto tempo viene impiegato da un satellite per passare da un punto ad un altro dell'orbita, Keplero introdusse la quantità M , detta anomalia media, che è la frazione di periodo orbitale trascorsa dall'ultimo passaggio al perigeo, espressa come angolo, e per le orbite circolari è uguale all'anomalia vera. Per risolvere lo stesso problema per orbite ellittiche si definisce una variabile intermedia, l'anomalia eccentrica, E , che viene usata per correlare l'anomalia vera, cioè quella misurata, con quella media.

Fino a questo punto si è assunto che si conoscano la posizione e la velocità del satellite o gli elementi orbitali classici. Spesso non è possibile osservare direttamente né la velocità né la posizione del satellite, però è possibile ricevere dati dai radar, dalla telemetria o dal GPS (*Global Positioning System*). Per ricevere i dati GPS è necessario avere a bordo del satellite un apposito ricevitore.

3.2 PERTURBAZIONE DELL'ORBITA

Le orbite Kepleriane discusse sopra forniscono un ottimo riferimento, ma altre forze agiscono sul satellite spostandolo dall'orbita nominale. Si possono classificare queste perturbazioni, o variazioni degli elementi orbitali, in riferimento a come modificano un elemento dell'orbita kepleriana:

- le variazioni secolari rappresentano una variazione lineare dell'elemento
- le variazioni a breve periodo sono periodiche nell'elemento con periodo minore o uguale a quello dell'orbita
- le variazioni a lungo periodo sono quelle con un periodo maggiore di quello dell'orbita.

Poiché le variazioni secolari hanno effetti a lungo termine sull'orbita, sono quelle che verranno approfondite in seguito.

3.2.1. Variazioni Dovute ad un Terzo Corpo

Le forze di attrazione gravitazionale del Sole e della Luna causano variazioni periodiche in tutti gli elementi orbitali, ma solamente RAAN, argomento di perigeo ed anomalia media subiscono variazioni secolari. Le variazioni secolari dell'anomalia media portano piccoli effetti sull'orbita, invece le variazioni secolari dell'argomento di perigeo e del RAAN sono molto importanti, specialmente se la quota è elevata.

Per orbite quasi circolari, e^2 è quasi pari a zero e l'errore risultante è dell'ordine di e^2 . In questo caso, l'equazione per calcolare i tassi di

variazione delle variazioni secolari risultanti dall'effetto della Luna e del Sole sono:

RAAN:

$$\dot{\Omega}_{LUNA} = -0.00338 \frac{\cos(i)}{n}$$

$$\dot{\Omega}_{SOLE} = -0.00154 \frac{\cos(i)}{n}$$

argomento di perigeo:

$$\dot{\omega}_{LUNA} = 0.00169 \frac{(4 - 5\sin^2(i))}{n}$$

$$\dot{\omega}_{SOLE} = 0.00077 \frac{(4 - 5\sin^2(i))}{n}$$

ove i è l'inclinazione dell'orbita, n è il numero di rivoluzioni orbitali per giorno e $\dot{\Omega}$, $\dot{\omega}$ sono misurate in deg/giorno.

Queste equazioni sono approssimate, infatti trascurano le variazioni causate dal cambiamento dell'orientamento del piano orbitale rispetto sia al piano orbitale della Luna sia al piano dell'eclittica.

3.2.2. Perturbazioni Dovute alla Non-Sfericità della Terra

Nell'equazione di moto di due corpi si assume la Terra come una sfera simmetrica di massa omogenea, ma in realtà la Terra non è né sferica né omogenea. Le differenze più importanti sono un "rigonfiamento" all'equatore, una lieve forma di pera e un appiattimento ai poli. Introducendo la funzione di potenziale terrestre o funzione geopotenziale, Φ , è possibile trovare l'accelerazione del satellite prendendo il gradiente di questa funzione. Una forma largamente usata per la funzione geopotenziale è

$$\Phi = \frac{\mu}{r} \left(1 - \sum J_n \left(\frac{R_T}{r} \right)^n P_n \sin(L) \right)$$

ove $\mu = GM$ è la costante gravitazionale terrestre, R_T è il raggio della Terra all'equatore, P_n sono i polinomi di Legendre, L è la latitudine geocentrica e J_n sono i coefficienti geopotenziali adimensionali, di cui i primi sono:

$$J_2 = 0.00108263$$

$$J_3 = -0.00000254$$

$$J_4 = -0.00000161$$

La forma della funzione geopotenziale dipende dalla latitudine e i coefficienti geopotenziali J_n sono anche detti "coefficienti di zona".

Il potenziale generato dalla non-sfericità della Terra causa variazioni periodiche in tutti gli elementi orbitali. Gli effetti dominanti, tuttavia, sono variazioni secolari riguardanti il RAAN e l'argomento di perigeo causate dall'ellitticità della Terra, che è rappresentata dal termine J_2 nella funzione geopotenziale. I tassi di variazione dovuti a J_2 sono:

$$\dot{\Omega}_{J_2} = -1.5nJ_2 \left(\frac{R_T}{a} \right)^2 \cos(i) (1 - e^2)^{-2} \cong -2.064 \times 10^{14} a^{-7/2} \cos(i) (1 - e^2)^{-2}$$

$$\begin{aligned} \dot{\omega}_{J_2} &= 0.75nJ_2 \left(\frac{R_T}{a} \right)^2 (4 - 5 \sin^2(i)) (1 - e^2)^{-2} \\ &\cong -1.03237 \times 10^{14} a^{-7/2} (4 - 5 \sin^2(i)) (1 - e^2)^{-2} \end{aligned}$$

ove n è il moto medio in deg/giorno, R_T è il raggio della Terra all'equatore, a è il semi-asse maggiore in km, e è l'eccentricità, i è l'inclinazione e $\dot{\Omega}$, $\dot{\omega}$ sono misurate in deg/giorno.

È importante notare che per satelliti che hanno un'orbita con altitudine minore di 36000 km prevalgono gli effetti di non-sfericità della Terra, mentre per satelliti con quota superiore prevalgono gli effetti perturbativi del Sole e della Luna.

3.2.3. Perturbazioni Dovute all'Attrito con l'Atmosfera

La principale forza non gravitazionale che agisce su un satellite in orbita LEO è dovuta all'attrito con l'atmosfera. L'attrito agisce nella direzione opposta a quella del vettore velocità e riduce l'energia dell'orbita, diminuendone l'altitudine.

L'equazione che descrive matematicamente l'accelerazione che agisce sul satellite dovuta all'attrito con l'atmosfera è la seguente:

$$a_D = -\frac{1}{2}\rho \frac{C_D A}{m} V^2$$

ove ρ è la densità atmosferica, C_D è il coefficiente d'attrito (≈ 2.2), A è la sezione trasversale del satellite, m è la massa del satellite e V è la velocità del satellite rispetto all'atmosfera.

Si possono approssimare le variazioni del semi-asse maggiore e dell'eccentricità per rivoluzione e il tempo di vita del satellite in un'orbita circolare utilizzando le seguenti equazioni:

$$\Delta a_{rev} = -2\pi \frac{C_D A}{m} a^2 \rho_p e^{(-c(I_0+2eI_1))}$$

$$\Delta e_{rev} = -2\pi \frac{C_D A}{m} a \rho_p e^{(-c(I_1+e/2(I_0+I_2)))}$$

ove ρ_p è la densità atmosferica nel perigeo, $c \equiv ae/H$ OVE H è la scala di densità e I_i sono le funzioni di Bessel modificate di ordine i e argomento c . Il termine $m/(C_D A)$, o coefficiente balistico, per molti satelliti è una costante.

Le equazioni scritte sopra possono essere semplificate per orbite circolari

$$\Delta a_{rev} = -2\pi \frac{C_D A}{m} \rho a^2$$

$$\Delta P_{rev} = -6\pi^2 \frac{C_D A}{m} \frac{\rho a^2}{V}$$

$$\Delta e_{rev} = 0$$

con P periodo dell'orbita.

Una stima approssimativa del tempo di vita del satellite, L , dovuta all'attrito con l'atmosfera può essere calcolata dalla formula

$$L \approx -\frac{H}{\Delta a_{rev}}$$

3.2.4. Perturbazioni Dovute alle Radiazioni Solari

La pressione delle radiazioni solari causa variazioni periodiche in tutti i parametri orbitali e i suoi effetti sono maggiori per satelliti che hanno un basso coefficiente balistico, cioè che hanno area frontale larga. L'accelerazione derivante dalla pressione delle radiazioni solari è data da

$$a_R \approx -4.5 \times 10^{-8} \frac{A}{m}$$

ove A è l'area del satellite esposta al Sole in m^2 e m è la massa del satellite in kg.

Per orbite con altitudine inferiore a 800 km l'accelerazione dovuta all'attrito con l'atmosfera è maggiore rispetto a quella dovuta alla pressione delle radiazioni solari, che prevale invece per altitudini superiori agli 800 km.

3.3 SCELTA DELL'ORBITA

Il processo di selezione dell'orbita è complesso e coinvolge molti parametri differenti. Solitamente, l'orbita definisce il tempo di vita, i costi, l'ambiente, la visibilità del satellite e le performance del payload.

La selezione dell'orbita non ha regole fisse, però è possibile definire delle linee guida da seguire.

1° Passo: Stabilire i requisiti dell'orbita legati alla missione

Per ogni sistema presente sul satellite, si possono definire dei requisiti legati all'orbita che possono comprendere limiti orbitali, requisiti singoli come ad esempio l'altitudine massima per una specifica osservazione oppure una gamma di requisiti comprendente più parametri orbitali. di solito i requisiti di ogni singolo sistema portano a orbite diverse, ad esempio per la risoluzione delle immagini le orbite con quota bassa sono migliori, ma per la copertura terrestre e il tempo di vita del satellite sono preferibili altitudini maggiori.

2° Passo: Valutare "orbite specializzate"

Durante la selezione dell'orbita è necessario determinare se è possibile utilizzare una "orbita specializzata". Queste sono delle orbite che hanno caratteristiche uniche, come ad esempio un'orbita geostazionaria. Questa valutazione deve essere fatta prima di una più specifica analisi dei requisiti perché le orbite specializzate definiscono tutti i parametri orbitali.

3° Passo: Analisi dei parametri orbitali

In questo passo per la scelta dell'orbita, si deve valutare come i parametri orbitali incidono sui requisiti della missione. La scelta finale

dipende spesso dall'altitudine, quindi la strada più facile per iniziare un'analisi è quella di assumere l'orbita circolare e variare l'altezza e l'inclinazione. Questo processo stabilisce una gamma di altitudini e inclinazioni su cui continuare l'analisi, mentre quelle che non vengono considerate soddisfacenti rispetto ai requisiti della missione vengono scartate.

È importante definire anche se avere una costellazione di satelliti può essere un'ipotesi valida. Infatti, in questo caso, non si dovrà analizzare ogni singola orbita, ma si dovranno valutare più orbite insieme.

3.4 CLASSIFICAZIONE DELLE ORBITE

Le orbite dei satelliti vengono classificate principalmente in base all'altitudine e si possono individuare tre fasce:

- si definiscono satelliti in orbita LEO (*Low Earth Orbit*) quelli con altitudine compresa tra i 200 e i 2000 km. Il limite inferiore è imposto dall'atmosfera, in quanto un'eccessiva sollecitazione delle forze d'attrito ridurrebbe troppo il tempo di vita del satellite; mentre quello superiore è dovuto alle fasce di Van Allen che provocherebbero al satellite un'esposizione radioattiva tale da pregiudicarne il corretto funzionamento.

I vantaggi delle orbite LEO sono il limitato ritardo di propagazione, la possibilità di impiegare potenze di trasmissione più basse, l'uso di antenne non direttive e l'eventuale sfruttamento della rete GPS. Per contro, però, i satelliti spendono la maggior parte del loro tempo sopra aree a basso di traffico dati e nel caso di una costellazione di satelliti ne sono necessari almeno 50 per una completa copertura del globo terrestre.

- se il satellite si trova ad un'altitudine di circa 36000 km e la sua rivoluzione attorno alla Terra è sincronizzata con la rotazione del pianeta, quindi il satellite appare relativamente fermo rispetto ad un punto al suolo, si parla di orbita GEO (*Geostationary Earth Orbit*).

I satelliti in orbita GEO sono caratterizzati da un ritardo di propagazione del segnale di andata e ritorno (RTD, *Round Trip Delay*) di circa 600 ms, quindi un ritardo elevato. Inoltre, a causa dell'altitudine e della conseguente degradazione del segnale dovuta

alla distanza, sono richieste una notevole potenza di trasmissione sia a bordo del satellite che nelle stazioni di terra e antenne relativamente grandi. Si deve anche considerare che i satelliti in quest'orbita necessitano di una separazione spaziale sufficiente per evitare interferenze, che può essere di 3 o 6 gradi in funzione dell'estensione del fascio trasmissivo, della frequenza portante, della tecnica di modulazione usata, eccetera. Un ultimo svantaggio di queste orbite è rappresentato dal costo del lanciatore che è molto elevato.

I satelliti in orbita GEO hanno però il vantaggio di offrire un'elevata efficienza di costo in rapporto all'area di copertura, circa un terzo della superficie terrestre tranne che a latitudini elevate, e con soli tre satelliti spazati di 120° si può coprire l'intero globo.

- le orbite MEO (*Medium Earth Orbit*) indicano tutte quelle orbite in cui il satellite si trova ad un'altitudine compresa tra una *low earth orbit* e un'orbita geostazionaria.

I vantaggi e gli svantaggi sono simili a quelli dei sistemi in orbita LEO, però il ritardo di propagazione aumenta, oltre i 100 ms, e la maggior distanza impone potenze trasmissive superiori e antenne più grandi. Ed inoltre, rispetto alle orbite GEO, si perde la proprietà di avere il satellite in un punto fisso del cielo rispetto ad un osservatore al suolo.

Verranno ora analizzate più in dettaglio alcune orbite che hanno delle caratteristiche particolari.

3.4.1. Orbita Sun-Synchronous

Un'orbita sun-synchronous combina l'altitudine e l'inclinazione in modo che il satellite passi sopra un dato punto della superficie terrestre sempre alla stessa ora solare locale. L'angolo di illuminazione della superficie è quindi sempre lo stesso e questa è una caratteristica molto importante per i satelliti che devono catturare immagini terrestri sia nello spettro del visibile che dell'infrarosso.

Queste orbite sono possibili grazie all'ellitticità del globo terrestre che porta alla regressione nodale, cioè la linea dei nodi di attraversamento all'equatore si muove. Il nodo si può muovere sia verso est che verso ovest, rispetto alla Terra, a seconda che l'orbita sia prograda o retrograda. La relazione per il calcolo della regressione nodale è:

$$\Delta\Omega = -\frac{2\pi J_2 R_T^2 \cos(i)}{a^2(1-e)^2}$$

ove R_T è il raggio terrestre all'equatore, a è il semi-asse maggiore dell'orbita, e è l'eccentricità, J_2 è la costante di perturbazione (definita sopra), i è l'inclinazione e $\Delta\Omega$ è misurato in deg/rivoluzione.

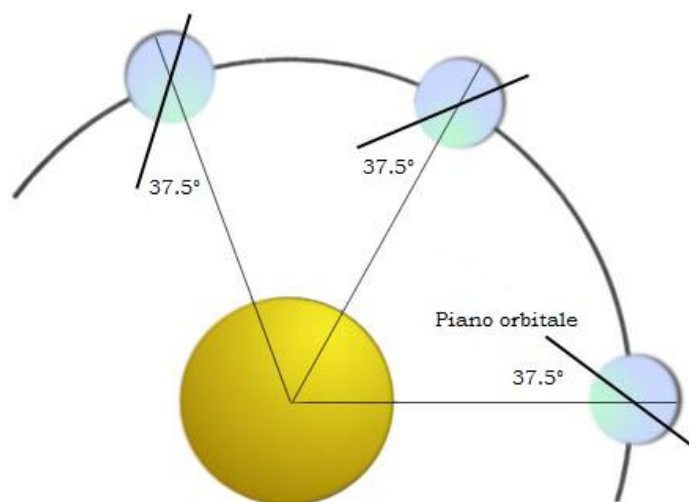


Figura 3.3: Esempio di orbita sun-synchronous. Il piano orbitale ruota al pari della rotazione terrestre intorno al Sole

Se l'inclinazione è superiore a 90° , cioè se l'orbita è retrograda, la regressione nodale è positiva, cioè la linea dei nodi si muove verso est, e questo è un requisito fondamentale per le orbite sun-synchronous.

3.4.2. Orbita Polare

In'orbita polare il satellite passa sopra, o vicino, ad entrambi i poli terrestri, quindi l'inclinazione è di circa 90° rispetto al piano equatoriale. Ciò che caratterizza questo tipo di orbite è che il satellite passerà sopra l'equatore ad una longitudine differente in ognuna delle sue orbitazioni.

Le orbite polari sono molto usate per realizzare la mappatura della Terra e per la sua osservazione, ma hanno lo svantaggio che non esiste un punto della superficie terrestre in cui il satellite acceda spesso e, soprattutto nel caso in cui il satellite comunichi con una sola *ground station*, questo può portare a delle difficoltà di comunicazione tra segmento di volo e di terra.

Le orbite polari possono essere anche sun-synchronous ed in questo caso i passaggi orbitali del satellite avverranno, per ogni punto della superficie, sempre alla stessa ora solare locale.

3.4.3. Orbita Ellittica Inclinata

Le orbite ellittiche inclinate possono giacere in un qualsiasi piano attorno a quello equatoriale, tuttavia le orbite più usate hanno inclinazioni molto maggiori di zero. L'ellitticità delle orbite è elevata con l'apogeo nell'emisfero boreale per coprire le latitudini nord o, viceversa, l'apogeo è nell'emisfero australe per coprire le latitudini sud.

Dalla seconda Legge di Keplero si sa che un satellite impiega un lasso di tempo più lungo all'apogeo e maggiore è l'eccentricità più lungo sarà l'*apogee dwell*, il tempo che il satellite passerà nei pressi dell'apogeo. In prossimità di questo punto il satellite apparirà come se si aggirasse su un punto della Terra, fornendo servizi continui.

Un'orbita di questo tipo era usata dall'Unione Sovietica per provvedere ai servizi sui suoi territori attraverso i satelliti Molniya. È interessante considerare alcune delle caratteristiche di quest'orbita; infatti, i satelliti avevano un periodo orbitale di 12 ore e compivano, quindi, due rivoluzioni complete attorno alla Terra per giorno. L'apogeo era intorno a 39500 km di altitudine, uno sopra l'Unione Sovietica l'altro sopra gli Stati Uniti, mentre il perigeo era a 1000 km e quindi l'eccentricità era pari a 0.72.

È importante notare che il satellite rimaneva in vista 8 – 12 ore al giorno ed erano quindi necessari tre satelliti spazati di 120° per garantire una copertura di 24 ore.

CAPITOLO 4

ANALISI DI MISSIONI SATELLITARI

In questo capitolo verranno descritte le componenti fondamentali di una missione satellitare e della struttura fisica del satellite, che sono:

- obiettivo della missione
- struttura meccanica
- orbita
- payload
- EPS (*Energy Power Supply*)
- AOCS (*Attitude Orbit Control System*)
- sistema di telecomunicazione
- OBC (*On-Board Computer*)

Inoltre verranno analizzate alcune missioni satellitari già realizzate, o in fase avanzata di progettazione che possono essere divise in due categorie: satelliti universitari e non. Ciò che accomuna le missioni prese in analisi è che tutte presentano tra gli obiettivi anche quello di fotografare, osservare o monitorare zone terrestri, questo perché l'obiettivo della missione che si vuole sviluppare in questa tesi è quello di monitorare il Piemonte.

I satelliti universitari che verranno presi in esame sono:

- PiCPoT, Politecnico di Torino
- ION, University of Illinois
- CanX-1, University of Toronto in collaborazione con UTIAS Space Flight Laboratory
- AAU Cubesat, University of Aalborg

Questi satelliti sono già stati lanciati e hanno una conformazione definitiva, mentre due satelliti universitari che sono ancora in fase di progettazione e quindi potrebbero subire ancora delle modifiche sono:

- M-Cubed, University of Michigan (lancio previsto nell'autunno 2009)
- czCube, realizzato da un gruppo formato da amatori e istituzioni accademiche

E' importante sottolineare che solo i satelliti PiCPoT e ION non rispettano pienamente lo standard di un "Cubesat", definito dalla California Polytechnic State University (CalPoly), che prevede un volume di un litro, massa non superiore ad un chilogrammo e l'uso di componenti elettronici COTS (*Commercial Off The Shelf*).

I satelliti non universitari che verranno analizzati sono:

- Landsat 7, un progetto di NASA (National Aeronautics and Space Administration), NOAA (National Oceanic and Atmospheric Administration) e USGS (United State Geological Survey)
- Meteosat, progettato da EUMETSAT (European Organization for the Exploitation of Meteorological Satellites)
- Proba, progetto di ESA (European Space Agency)
- ERS-1, anch'esso progettato dall'ESA
- Envisat, progetto seguente ad ERS-1

Il primo passo nell'analisi e nella progettazione di una missione spaziale è definire il *mission objective*, cioè l'obiettivo, lo scopo che il sistema deve raggiungere. Per contro, i *mission requirements and constrains* sono un'espressione quantitativa di come si vuole ottenere l'obiettivo, bilanciando la qualità che si vuole raggiungere con quello che il budget consente.

Una volta definiti gli obiettivi che la missione spaziale deve raggiungere, è necessario definire dei requisiti e dei vincoli da rispettare. Essi si possono riassumere in:

- requisiti funzionali, che definiscono le performance del sistema per raggiungere gli obiettivi
- requisiti operazionali, che determinano come il sistema deve operare e come gli utenti possano interagire con esso
- vincoli, che limitano principalmente i costi

È necessario definire anche il tempo di vita voluto del sistema in volo. Infatti, per aumentare la vita media di un satellite è necessario sviluppare un progetto che abbia caratteristiche diverse, ad esempio una maggior quantità di propellente a bordo e ciò comporterebbe un

aumento del costo e delle dimensioni del satellite. Non è possibile definire esattamente il costo per anno di vita ed è per questo che solitamente la durata della missione è decisa quasi arbitrariamente. Si può però dire che una missione troppo corta (pochi mesi) avrebbe come costo principale quello del lanciatore, costo che non aumenta in caso di missioni più lunghe. D'altronde una durata della missione troppo lunga (50 anni) avrebbe spese di realizzazione del satellite molto elevate, poiché esso dovrebbe garantire l'affidabilità voluta e per fare ciò si utilizzerebbero molti componenti in ridondanza oppure dei componenti *rad hard* molto costosi.

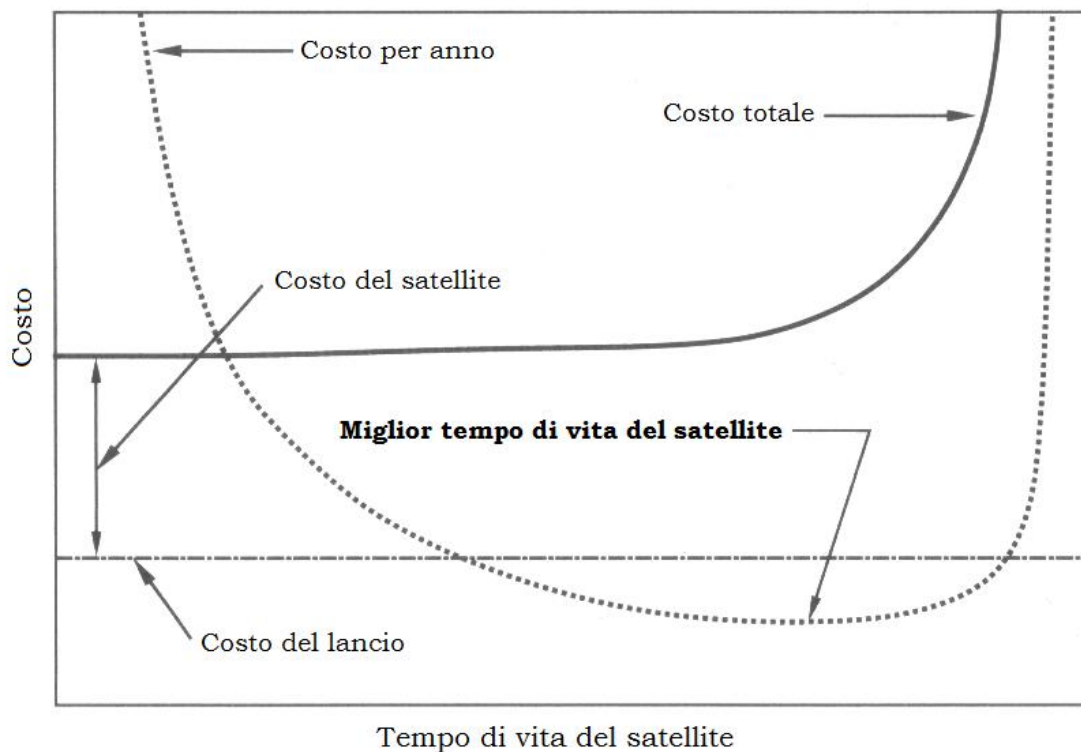


Figura 4.1: Ipotetico grafico costo/tempo di vita del satellite

Il processo di definizione della missione spaziale viene detto *mission characterization*. Lo scopo è quello di scegliere il miglior approccio tra le vaste opportunità per realizzare l'obiettivo prefissato. Tipicamente si

desidera scegliere la soluzione col minor costo, o quella col maggior rapporto qualità-prezzo, e bisogna fornire una “linea guida” entro la quale modificare il progetto nel suo complesso. Le diverse opzioni per una missione sono moltissime, basti considerare le possibili combinazioni di orbite, lanciatori, obiettivi e tutti i diversi modi per realizzare fisicamente il satellite.

La *mission concept* indica le linee fondamentali di come la missione, nella sua interezza, dovrà lavorare. Un punto fondamentale delle missioni spaziali è lo scambio di informazioni con la stazione di terra e molto spesso il flusso di dati è al centro di questa fase del progetto. In generale, in questa fase vengono definite le possibili opzioni per la realizzazione della missione e poi si sceglieranno quelle più appropriate.

Una volta valutate tutte le possibili opzioni ed effettuate le scelte riguardanti la *mission concept*, bisogna definire i dettagli di ogni parte della missione. È possibile dividere in passi questa fase della *mission characterization* in 4 passi:

1° passo: Determinazione dell’orbita

L’orbita della missione influenza profondamente ogni parte della missione spaziale, sia in fase di progetto che durante la vita operativa del satellite. Determina, infatti, tutti gli aspetti delle comunicazioni tra spazio e terra, e viceversa, ed anche la copertura terrestre del satellite. Le parti fondamentali che un’orbita può determinare sono: la risoluzione dei sensori ottici (se presenti), il tempo di visibilità, il periodo orbitale, la potenza e il rate di trasmissione. Inoltre determina anche l’ambiente in cui vivrà il sistema e il costo del lanciatore.

2° passo: Scelta del payload

I payload utilizzati nelle missioni satellitari possono avere diversi scopi, ma la maggioranza serve per osservare, comunicare o per scopi

scientifici. La scelta del payload dipende sostanzialmente da quattro fattori: orbita, dimensioni, peso, costo.

Infatti, l'orbita scelta influenzerà la risoluzione che deve avere un payload per osservazione o la potenza di trasmissione di un payload per comunicazioni e questo a sua volta ne farà variare il costo. Le dimensioni e il peso del payload modificheranno la grandezza del satellite, facendo variare soprattutto il costo del lancio.

3° passo: Progettazione del satellite

In questa fase, decisi i requisiti per la visibilità, le comunicazioni tra terra e satellite, il payload e l'orbita, si devono progettare tutti i sottosistemi che serviranno per mantenere in vita il satellite, come ad esempio l'AOCS e l'alimentazione.

4° passo: Scelta del lanciatore

La scelta deve ricadere su un lanciatore che porti nell'orbita voluta il satellite al minor costo possibile. Solo in casi particolari, ad esempio per satelliti militari, si è disposti a costi molto elevati e lanciatori creati appositamente per un satellite.

Di seguito verranno analizzate più in dettaglio le varie parti di una missione satellitare.

4.1 OBIETTIVO DELLA MISSIONE

Le missioni satellitari hanno normalmente diversi obiettivi. Quelli principali sono solitamente scientifici ed infatti la maggioranza dei satelliti in orbita attorno alla Terra vengono utilizzati per osservarla, sia nello spettro del visibile che ad altre lunghezze d'onda in modo da ottenere informazioni sull'ambiente terrestre e sull'atmosfera, o per realizzare comunicazioni punto-punto o punto-multipunto sulla Terra. Gli obiettivi secondari possono anche non essere strettamente tecnologici, ma bensì politici, sociali, culturali o accademici. Sono tuttavia altrettanto reali e importanti da soddisfare. Per esempio, i paesi del terzo mondo realizzano satelliti per mostrare il loro sviluppo tecnologico e per mostrarsi “giocatori” importanti nella politica internazionale. Certamente l'obiettivo politico è stato fondamentale per molti anni nei principali programmi spaziali degli Stati Uniti e dell'Unione Sovietica. Gli obiettivi secondari possono essere realizzati con l'equipaggiamento già previsto per altri scopi oppure possono richiedere sistemi aggiuntivi.

Per satelliti universitari l'obiettivo principale è, solitamente, quello di aumentare le conoscenze delle persone che lavorano allo sviluppo del satellite, ma è sempre accompagnato da uno o più scopi scientifici.

4.1.1. PiCPoT, Politecnico di Torino

La missione scientifica primaria del satellite progettato dal Politecnico di Torino era di partecipare alla costruzione di una costellazione di satelliti italiani insieme ad altre cinque università italiane.

Altri scopi erano:

- poter scattare fotografie, a comando, della Terra o delle stelle
- valutare la fattibilità di costruire un satellite ad alta affidabilità impiegando componenti COTS economici

Ma, come in tutti i satelliti universitari, il vero obiettivo era accademico e non puramente scientifico. Infatti si voleva dare un'opportunità di crescita a studenti di corsi di laurea e di dottorato, creare un team interdisciplinare tra diversi dipartimenti del Politecnico con cui cercare di consolidare, se non migliorare, le conoscenze nei campi elettronici, aerospaziali e sul progetto di sistemi avionici. I dipartimenti che hanno partecipato al progetto sono stati:

- Dipartimento di Ingegneria Aerospaziale (DIASP)
- Dipartimento di Ingegneria Energetica (DENER)
- Dipartimento di Ingegneria Fisica (DIFIS)
- Dipartimento di Ingegneria Elettronica (DELEN)

4.1.2. ION, University of Illinois

Oltre alla primaria missione educativa, la University of Illinois voleva dimostrare l'utilità di piccoli satelliti, come i CubeSat, includendo diverse missioni scientifiche, quali:

- misurazione delle emissioni luminose delle molecole di ossigeno dalla mesosfera terrestre usando un fotometro a 760 nm
- testing di un *MicroVacuum Arc Thruster* (μ VAT) con un range ad alta dinamica
- testing di un nuovo processore SID (*Small Integrated Datalogger*) progettato specificatamente per piccoli satelliti in orbita LEO, realizzato utilizzando un processore COTS reso più resistente alle radiazioni grazie alle tecniche di progetto usate

- testing di una fotocamera a CMOS per ottenere immagini della Terra
- prova di un sistema per la stabilizzazione dell’assetto del satellite da Terra

4.1.3. CanX-1, University of Toronto

Il primo obiettivo era di dare agli studenti l’opportunità sviluppare un satellite che rispettasse lo standard CubeSat con cui fare degli esperimenti nello spazio.

Gli obiettivi scientifici erano di verificare le funzionalità di diverse tecnologie nello spazio: camere CMOS a colori e in bianco e nero sono state testate per immagini di stelle, Luna e Terra. Le immagini ottenute sono state usate per verificare la possibilità di realizzare un tracciato stelle/Luna/Terra come parte di un sistema per la determinazione di assetto. Inoltre, CanX-1 doveva anche verificare la funzionalità di un ricevitore GPS (*Global Positioning System*) e di un sistema di controllo magnetico attivo.

4.1.4. AAU CubeSat, University of Aalborg

Lo scopo principale per questo progetto era di coinvolgere gli studenti e di potergli far acquisire molte conoscenze sul progetto e sulla costruzione di tecnologie spaziali, ma l’obiettivo scientifico del satellite era di ottenere fotografie delle superficie terrestre, in particolare della Danimarca, usando una fotocamera on-board.

Le immagini ottenute vengono trasmesse alla *ground station*, situata nella Aalborg University, da dove sono poi pubblicate su internet.

Sono stati definiti anche diversi criteri di successo. Il primo era la sopravvivenza del satellite al lancio e all'ambiente in cui avrebbe orbitato il secondo era la trasmissione di dati telemetrici a terra.

4.1.5. M-Cubed, University of Michigan

L'obiettivo di M-Cubed è quello di ottenere immagini a colori della Terra con una risoluzione migliore di 200 metri per pixel. Ognuna di queste immagini deve essere occupata per almeno il 60% dalla massa terrestre e al massimo del 20% da nuvole. Inoltre si vuole rendere gli studenti partecipi dello sviluppo completo di un sistema spaziale in due anni.

4.1.6. czCube, amatori ed istituzioni ceche

Lo scopo del progetto del satellite czCube è di conseguire conoscenze e abilità e di verificare tecnologie per future missioni spaziali a basso costo. Si vuole quindi progettare, sviluppare, costruire, lanciare e rendere operativo un satellite di piccole dimensioni ma contenente tutto l'essenziale per missioni scientifiche nello spazio, incluso un sistema di propulsione sicuro, basato su una "vela solare" o su una "catena elettrodinamica". Tutto senza nessun finanziamento pubblico.

4.1.7. Landsat 7, NASA

Gli obiettivi della missione Landsat 7 erano:

- dare continuità ai dati forniti da Landsat 4 e 5
- offrire una copertura terrestre ripetitiva ogni 16 giorni
- costruire e periodicamente rinnovare un archivio Sun-lit globale, cioè immagini della Terra senza nuvole

- creare dati disponibili, a basso prezzo, che soddisfino le richieste degli utenti (chiamato COFUR)
- supportare comunità governative, internazionali e commerciali
- avere un ruolo di massima rilevanza nel progetto EOS (*Earth Observing System*) della NASA, promuovendo la sinergia con altre missioni appartenenti al progetto (in particolare con EOS-AM1)

4.1.8. Meteosat, EUMETSAT



Figura 4.2: Satellite Meteosat di seconda generazione

La prima generazione dei satelliti Meteosat (da Meteosat-1 a Meteosat-7) doveva fornire continue ed affidabili osservazioni meteorologiche dallo spazio. In aggiunta alla disponibilità di immagini della Terra e della sua atmosfera ogni mezz'ora in tre canali spettrali (visibile, infrarosso e vapore acqueo) tramite MVIRI (*Meteosat Visible and Infrared Imager Instrument*), era fornita una gamma di dati meteorologici già processati. Infine, Meteosat permetteva la ritrasmissione dei dati da una piattaforma di raccolta dati a zone remote, in mare e a bordo di sistemi aerei, così come la diffusione di informazioni meteorologiche in formati grafici e testuali.

I satelliti Meteosat di seconda generazione sono stati progettati in risposta alle esigenze degli utenti riguardo alla necessità di applicazioni *nowcasting*, cioè previsioni del tempo entro le successive sei ore, e *numerical weather prediction*, simulazioni dell'atmosfera effettuate da computer.

4.1.9. Proba, ESA

Proba (*Project for On-Board Autonomy*) era una missione di dimostrazione tecnologica dell'ESA che si prefiggeva lo scopo di testare nuove tecnologie che avrebbero permesso, ai satelliti successivi, di sfruttare i benefici dell'*on-board autonomy*, cioè la capacità di effettuare numerose operazioni in completa autonomia riducendo drasticamente le operazioni da Terra.

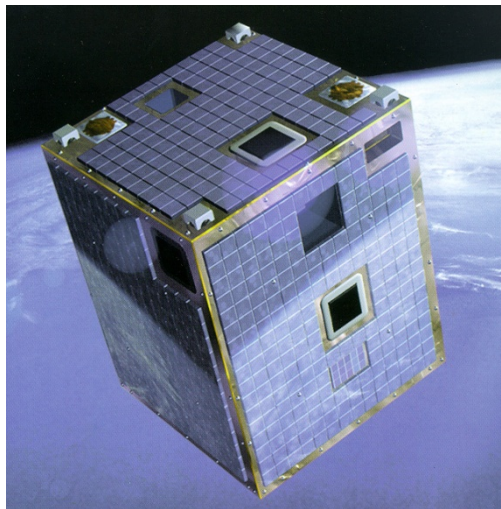


Figura 4.3: il satellite Proba

4.1.10. ESR-1, ESA

L'obiettivo principale era quello di monitorare e di studiare la Terra ed il suo ambiente. Per fare questo l'ESA si è basata sulla riutilizzazione della *Multi-mission Platform*, sviluppata dal programma francese SPOT (*Satellite Pour l'Observation de la Terre*). Questa piattaforma provvedeva ai maggiori servizi per il satellite e per le operazioni necessarie per il funzionamento corretto del payload, quali controllo di assetto e orbita, *power supply*, monitoraggio e controllo dello stato del payload e telecomunicazioni col segmento di terra.

4.1.11. Envisat, ESA

Il programma Envisat aveva come scopo principale quello di dotare l'Europa di una maggiore capacità di telerilevamento per l'osservazione della Terra dallo spazio, con l'ulteriore obiettivo di aumentare le conoscenze e le capacità degli Stati partecipanti riguardo allo studio e al monitoraggio della Terra. Altri scopi erano:

- dare continuità alle osservazioni cominciate con i satelliti ERS, comprese quelle basate sui radar
- migliorare le missioni ERS, in particolare sugli oceani e su terreni ghiacciati
- ampliare la gamma di parametri osservati per soddisfare la necessità di aumentare la conoscenza dei fattori che determinano l'ambiente
- dare un contributo significativo allo studio dell'ambiente, soprattutto sullo studio della chimica atmosferica e degli oceani (inclusa la biologia marina)
- consentire una maggior efficacia nel monitoraggio e nella gestione delle risorse della Terra
- comprendere meglio i processi della terra ferma

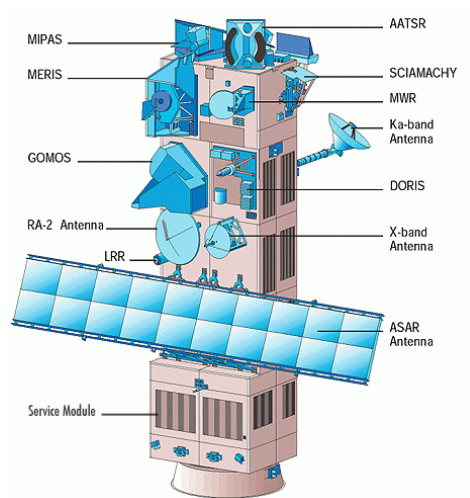


Figura 4.4: Il satellite Envisat

4.2 STRUTTURA MECCANICA

La struttura trasporta e protegge il satellite dal momento del lancio fino alla fine della sua vita. La struttura fissa, quella al cui interno sono presenti tutti i sottosistemi compreso il payload, è detta struttura primaria, mentre tutto ciò che viene dispiegato successivamente al lancio, come ad esempio pannelli solari od antenne, fa parte della struttura secondaria. La struttura primaria è progettata in base alla forza che viene effettuata sul satellite durante il lancio, infatti è durante questa fase che la resistenza viene messa a dura prova, mentre quella secondaria dipende dai fattori presenti in orbita: in fase di lancio la struttura secondaria deve solo sopravvivere, non ha una funzione di protezione.

Un satellite può avere differenti forme e viene solitamente costruito in alluminio, ma vengono utilizzati anche magnesio e titanio.

4.2.1. PiCPoT, Politecnico di Torino

Il satellite è stato realizzato di forma cubica con lati di 130 mm. La massa totale è di 2.5 kg.

La struttura esterna è formata da barre e pannelli avvitati insieme, mentre pannelli a sezione “C” sono usati come struttura di supporto interna. Tutti i componenti sono realizzati in lega di alluminio, della serie 5000 Al-Mg, con tutto l’alluminio della struttura anodizzato.

Sul pannello di fondo sono presenti le due antenne per le telecomunicazioni, tre fori per le lenti delle fotocamere, due *kill switch*, che servono per garantire che il satellite non sia alimentato finché non

viene rilasciato dal lanciatore, e due punti utili per fissarlo al razzo. Tutte le altre facce sono coperte di pannelli solari e in quella superiore è stato messo anche un connettore a 25 pin per le operazioni di test.

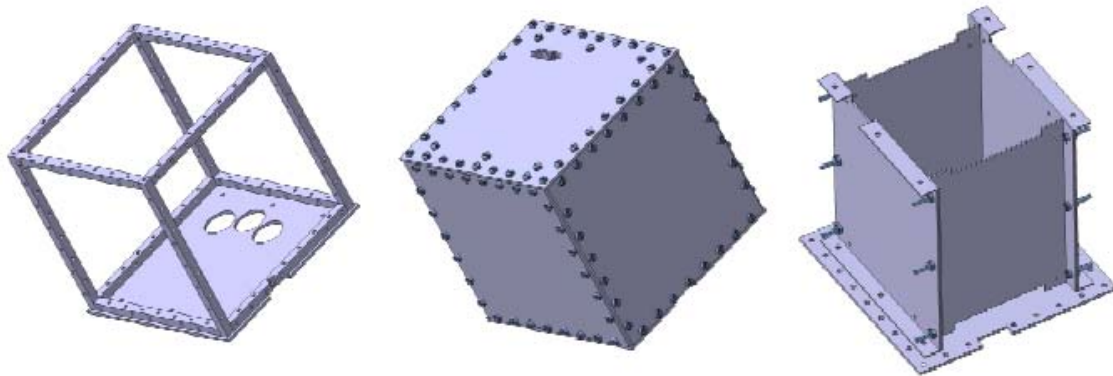


Figura 4.5: Struttura di PiCPoT

4.2.2. ION, University of Illinois

Il satellite della University of Illinois non rispetta pienamente lo standard CubeSat, ma è formato da due satelliti, che lo rispettano, uniti. Le sue dimensioni sono infatti di 10 cm x 10 cm x 21.5 cm e ha una massa totale di 2 kg.

4.2.3. CanX-1, University of Toronto

La struttura esterna di CanX-1 è formata da sei pannelli di alluminio 7075 e 6061 attaccati tra di loro grazie a delle viti in acciaio inossidabile. Le facce hanno tutte uno spessore di 1 mm, tranne quella relativa all'asse $-z$ che ha uno spessore di 2 mm, e su ognuna è posizionato almeno un pannello solare. Ogni parete di alluminio ha un ritaglio di 5 cm x 3 cm in cui posizionare la parte elettronica utile ai pannelli solari. La faccia sull'asse $+z$ presenta altri due ritagli dove sono

messe le lenti per le due fotocamere e un altro per la porta di test. Sulle tre pareti corrispondenti ai tre assi $-x,-y,-z$ ci sono delle torquer coil tra l'alluminio e il pannello solare.

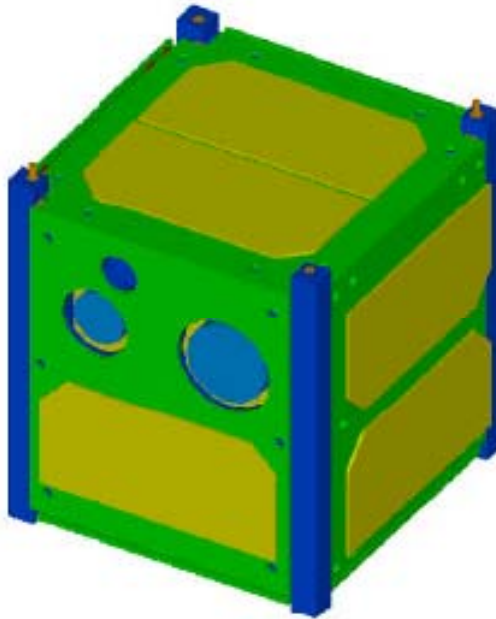


Figura 4.6: Struttura esterna di CanX-1

La struttura interna consiste in quattro schede circuitali parallele al piano xy . Sono distanziate tra di loro, in modo che non ci sia interferenza, grazie a quattro colonne in alluminio.

4.2.4. AAU CubeSat, University of Aalborg

Il satellite è un cubo di 10 cm di lato con una massa inferiore ad 1 kg. La struttura esterna è stata realizzata con una cornice di alluminio e pareti di fibre di carbonio.

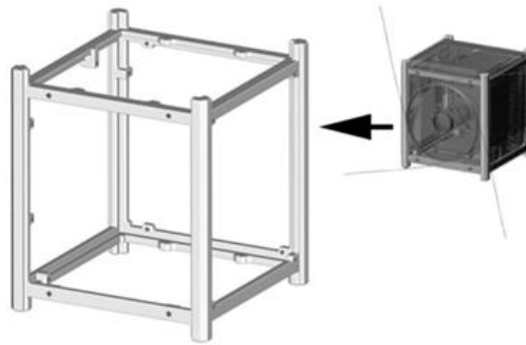


Figura 4.7: Cornice in alluminio e struttura in fibre di carbonio di AAU CubeSat

4.2.5. M-Cubed, University of Michigan

La struttura è stata progettata con lo scopo di minimizzare la massa ma, allo stesso tempo, in grado di resistere alle forze che gli verranno applicate (fino a 10 G). È formata da sei griglie rettangolari attaccate tramite quattro binari uguali per tutte le pareti tranne quella di fondo che ha un foro circolare per permettere alla fotocamera di operare correttamente.



Figura 4.8: Prototipo della struttura di M-Cubed

4.2.6. czCube, amatori e istituzioni ceche

La struttura rispetta completamente gli standard CubeSat, infatti è un cubo di 10 cm di lato e 1 kg di massa, realizzati in lega di alluminio con superficie anodizzata.

4.2.7. Meteosat, EUMETSAT

I satelliti Meteosat di prima generazione hanno un diametro di 2.1 m e sono lunghi 3.195 m e la sua massa iniziale è di 282 kg, ma a questo vanno sommati circa 40 kg di idrazina che viene usata come propellente.

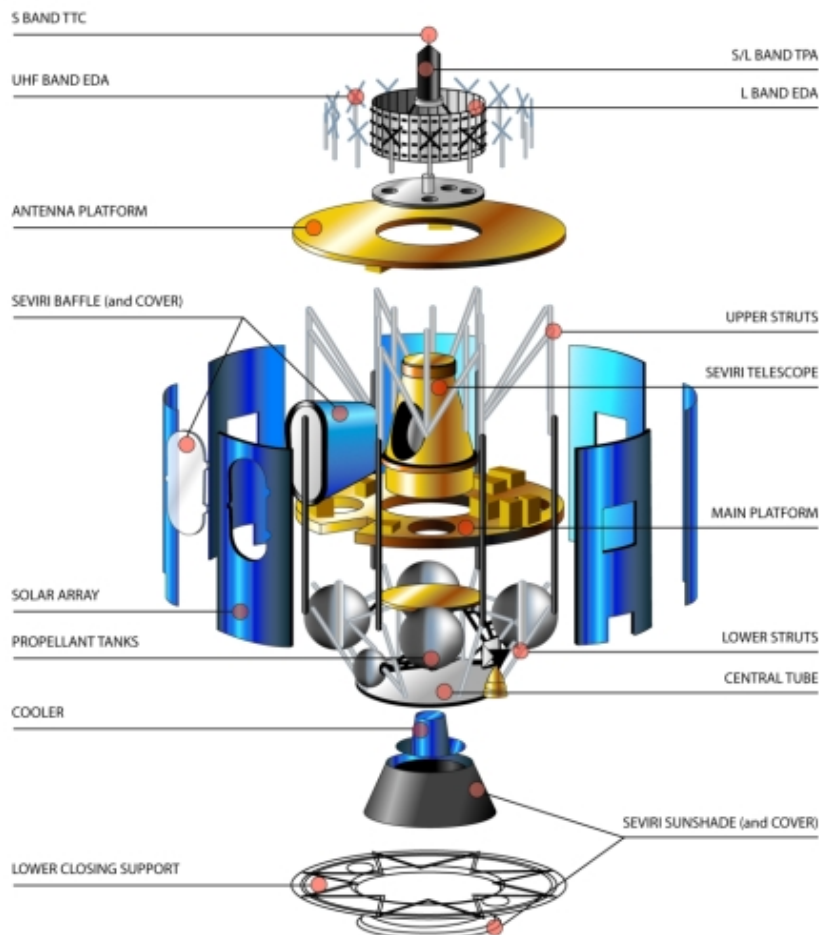


Figura 4.9: Struttura del satellite Meteosat di seconda generazione

Il satellite è composto da una parte principale a forma cilindrica, che contiene la maggior parte dei sottosistemi, formata da sei pannelli coperti dalle celle solari. Le antenne sono esterne a questo cilindro.

I satelliti della seconda generazione non hanno apportato grandi modifiche alla struttura esterna.

4.2.8. ERS-1, ESA

Il satellite realizzato dall'ESA pesa 2400 kg e misura 12 m x 12 m x 2.5 m.

4.3 ORBITA

4.3.1. PiCPoT, Politecnico di Torino

Le caratteristiche dell'orbita prevista erano:

- inclinazione di 98°
- eccentricità circa nulla
- altezza di perigeo dai 600 agli 800 km

ma il lanciatore DNEPR LV è esploso durante il lancio.

4.3.2. ION, University of Illinois

Il satellite è stato messo in un'orbita polare a 650 km di altezza.

4.3.3. CanX-1, University of Toronto

L'orbita finale per CanX-1, come sempre succede per i satelliti universitari, è stata decisa molto tardi nella preparazione della missione ed è stata imposta dalle necessità della missione MOST (*Microvariability and Oscillations of Star Telescope*), che ha portato in orbita il primo telescopio spaziale canadese. Quindi durante la progettazione del satellite sono state prese in considerazione diverse orbite, ma quella in cui è stato messo è un'orbita *sun-synchronous* a 650 km di quota.

4.3.4. AAU CubeSat, University of Aalborg

Il satellite è stato portato dal lanciatore in un'orbita LEO *sun-synchronous* ad un'altezza approssimativa di 900 km.

4.3.5. M-Cubed, University of Michigan

Come tutti i CubeSat, M-Cubed verrà lanciato come un payload secondario e la sua orbita precisa sarà dipendente dai requisiti del payload primario. Tuttavia sulla base dei lanci, in cui erano previsti anche dei CubeSat, degli ultimi anni è stata stabilita un “orbita di riferimento” come guida per il design della missione che prevede un’altitudine di 650 km, un’inclinazione di 98° ed è un’orbita *sun-synchronous*.

4.3.6. czCube, amatori e istituzioni ceche

Anche in questo caso l’orbita prevista è *sun-synchronous*, con un’inclinazione di 98° e un’altezza superiore ai 600 km, l’ideale sarebbe 800 km.

4.3.7. Landsat 7, NASA

L’orbita di Landsat 7 è periodica, cioè passa sopra gli stessi punti della superficie terrestre, con periodo di 16 giorni, ed è anche circolare, *sun-synchronous* e quasi polare a un’altitudine nominale di 705 km sopra l’equatore.

Il satellite viaggia alla velocità di 7.5 km/s e ogni orbita dura circa 99 minuti ed il satellite della NASA effettua poco più di 14 orbite al giorno. Ha uno scarto di 15 minuti sull’ora di passaggio nel nodo discendente.

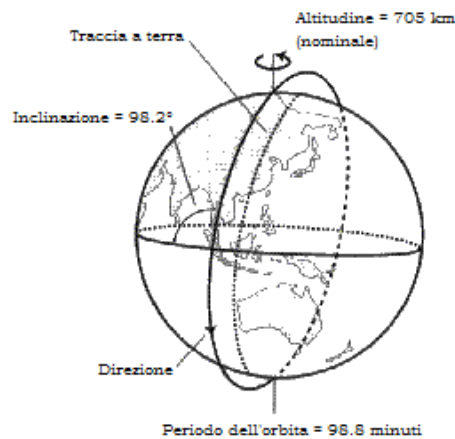


Figura 4.10: Orbita di Landsat 7

4.3.8. Meteosat, EUMETSAT

I satelliti Meteosat, sia quelli di prima che di seconda generazione, sono satelliti geostazionari, hanno un'altitudine di circa 36000 km ed il periodo di rivoluzione di un satellite coincide con il periodo di rotazione della Terra.

4.3.9. Proba, ESA

Il satellite Proba è stato inserito in un'orbita polare, 600 km sopra la superficie terrestre.

4.3.10. ERS-1, ESA

Per portare a termine gli obiettivi previsti, il satellite è stato posto in un'orbita con le seguenti caratteristiche:

- quasi circolare, polare, *sun-synchronous*
- altitudine: da 782 a 785 km
- inclinazione: 98.52°
- periodo: 100 minuti circa
- orbite al giorno: 14.3

4.3.11. Envisat, ESA

Ha un'orbita *sun-synchronous* polare con un'altitudine media di 800 km e un'inclinazione di 98.55°. Ripete un ciclo ogni 35 giorni e viene controllato per avere una deviazione della traccia a terra di 1 km al massimo e 5 minuti di differenza sull'ora prevista del passaggio nel nodo discendente.

4.4 PAYLOAD

Il payload è lo strumento che viene utilizzato per realizzare l'obiettivo della missione. Si possono descrivere dividendoli in diverse categorie in base alla funzione.

- Payload per comunicazioni

I payload per satelliti di telecomunicazioni sono progettati per operare con un rapporto segnale/rumore sufficientemente elevato, quindi comunicano ad una certa velocità e con un *bit error rate* (BER) massimo definito. Devono soddisfare queste richieste anche durante le peggiori condizioni, specialmente quelle atmosferiche.

Questi payload sono costituiti da un sistema di ricezione, uno di trasmissione e dalle rispettive antenne. Se i due sistemi utilizzano le stesse componenti si parla di *transceiver*.

- Payload per applicazioni civili e militari

Possiamo suddividerli ancora in payload per l'osservazione e per la navigazione. Questi satelliti sono quasi sempre in orbita LEO periodica per passare spesso sopra una particolare zona geografica.

- Payload scientifici

Esiste una grande varietà di payload per scopi scientifici che possono servire per analizzare l'ambiente intorno alla Terra, alcune particolarità della Terra stessa e molto altro. Ma negli ultimi anni si sta sviluppando molto l'interesse verso il comportamento di umani, animali e piante nell'ambiente spaziale portando alla costruzione di payload appositi, i *biological payload*, che possano aiutare anche allo sviluppo delle prime missioni umane su Marte.

4.4.1. PiCPoT, Politecnico di Torino

Il payload montato su PiCPoT deve:

- acquisire un'immagine da una delle tre fotocamere CCD quando richiesto da un processore di *housekeeping*
- fare una compressione dell'immagine nel formato JPEG
- memorizzarla in una memoria RAM non volatile (FLASH, FRAM)
- inviare l'immagine ad uno dei processori di *housekeeping*, dividendola in nove blocchi, quando richiesto.

Per ottenere quanto voluto è stata utilizzata l'architettura di figura 4.9.

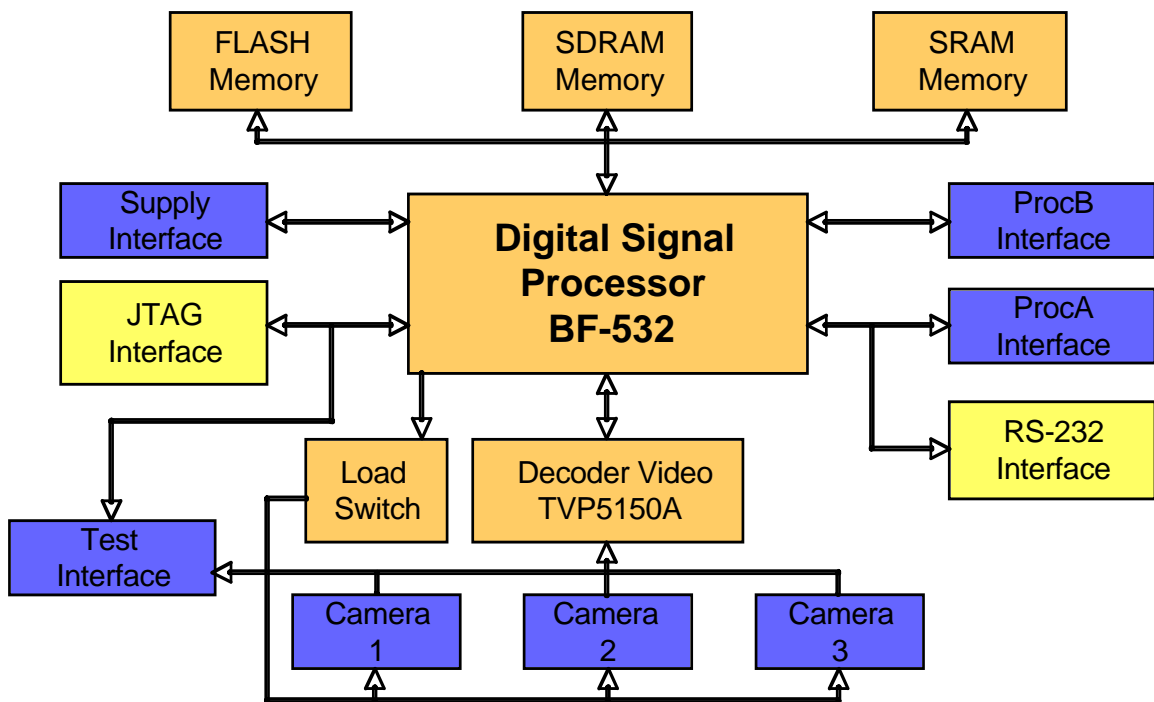


Figura 4.11: Architettura del payload di PiCPoT

Il processore utilizzato è un DSP BF-532 della Blackfin, con le seguenti caratteristiche:

- porta video, 8 bit, standard ITU-R BT.656-4

- acquisizione video da controller DMA su una memoria esterna
- controller SDRAM sincrono
- controller SRAM e FLASH asincrono
- due interfacce hardware: UART, SPI

Sono state utilizzate tre fotocamere CCD MTV-54C5P (prodotte dalla ITEM s.r.l) con differenti lenti focali e una risoluzione di 512 righe x 582 colonne e con uscita PAL. Le caratteristiche principali sono riassunte nella tabella 4.1.

Fotocamera	Lente focale [mm]	FOV della terra [km]	Risoluzione della terra [m/pixel]
T1	3.6	700	800
T2	6.0	450	500
T3	16.0	170	180

Tabella 4.1: Caratteristiche delle fotocamere di PiCPoT



Figura 4.12: Fotocamere montate su PiCPoT

Ogni fotocamera ha uno *switch* FDC6324L, indipendenti tra loro, che serve per portare o interrompere l'alimentazione. I dati vengono elaborati da un video decoder TVP5150AP della Texas Instruments compatibile con gli standard usati.

Le memorie sono tre: una memoria FLASH da 2 Mbyte che serve per il boot, contiene il codice del programma e può inoltre memorizzare fino a

5 immagini in formato JPEG; una memoria SRAM da 8 Mbyte e una memoria SRAM da 2 Mbyte.

Le interfacce del payload sono:

- un canale di comunicazione (UART) da e al processore di *housekeeping* ProcA
- un canale di comunicazione (SPI) da e al processore di *housekeeping* ProcB
- alimentazioni a 3.3 V e 12 V
- JTAG per programmazione e debug
- RS-232 per il debug
- JTAG e segnali video per i test

La potenza consumata dal payload dipende fortemente dall'operazione che si compie. Infatti, durante l'acquisizione dell'immagine, che dura un secondo, vengono consumati 1.8 W, per un'energia di 1.8 J, mentre durante la ricezione di un comando il consumo di potenza è pari a 630 mW, ma sono operazioni che durano per più tempo.

4.4.2. ION, University of Illinois

I principali payload di inseriti nel satellite sono due sensori ottici: un fotomultimetro a tubo (PMT), che serve per portare a termine la missione scientifica principale, e una fotocamera a CMOS che invece serve per l'obiettivo tecnologico.

Il PMT opera solamente durante i periodi di non illuminazione diretta del satellite, questo perché è molto sensibile alla luce. Il tempo operativo è stabilito da terra e viene periodicamente inviato al satellite un pacchetto in upload contenente queste informazioni. È presente anche un circuito di sicurezza che toglie l'alimentazione al PMT se il satellite è

illuminato dal sole. Infine il PMT funziona solo nel momento in cui l'assetto viene stabilizzato dal controllo.



Figura 4.13: Fotomultimetro a tubo (PMT)

La fotocamera a CMOS montata su ION ha una risoluzione di 0.3 Mpixel (640 x 480) ed è solo in bianco e nero.

4.4.3. CanX-1, University of Toronto

Il satellite contiene quattro payload per realizzare tutti gli obiettivi prefissati:

- due fotocamere CMOS
- un OBC basato su un processore ARM7
- un ricevitore GPS
- un sistema di controllo d'assetto magnetico attivo

Le due fotocamere sono indipendenti e ad alta risoluzione. Sono state inserite con tre scopi: dimostrare possibile l'uso di fotocamere CMOS per scopi scientifici nello spazio, realizzare un controllo d'assetto basato sulla posizione delle stelle, della Luna e dell'orizzonte terrestre e, infine, ottenere immagini della Terra e della Luna. Una fotocamera è a colori ed utilizza una lente ad ampio campo di veduta (FOV) che la rende adeguata per le l'acquisizione delle immagini terrestri e lunari. Quella monocromatica utilizza una lente a stretto FOV e una volta nello spazio

non è più possibile cambiarne il fuoco. Le caratteristiche delle due fotocamere sono riassunte nella tabella 4.2.

	Fotocamera a colori	Fotocamera monocromatica
Modello	HDCS-2020	ADCS-2120
Efficienza quantistica	33%	38%
Fattore di riempimento	42%	42%
Lunghezza focale lente	2.1 mm	25 mm
Apertura lente	f/2	f/2.5
Diag. FOV	112°	14°
Risoluzione al nadir	1.5 km/pixel	200 m/pixel
Potenza	200 mW	200 mW

Tabella 4.2: Caratteristiche delle fotocamere di CanX-1

La comunicazione con l'OBC è realizzata grazie ad un bus seriale ad alta velocità.

4.4.4. AAU CubeSat, University of Aalborg

La fotocamera utilizzata come payload ha una risoluzione di 1.3 Mpixel e le immagini delle Terra ottenute hanno una veduta di circa 150 x 115 km con una risoluzione di 1280 x 1024 con colori a 24 bit. Le lenti della camera sono state realizzate appositamente per il satellite.

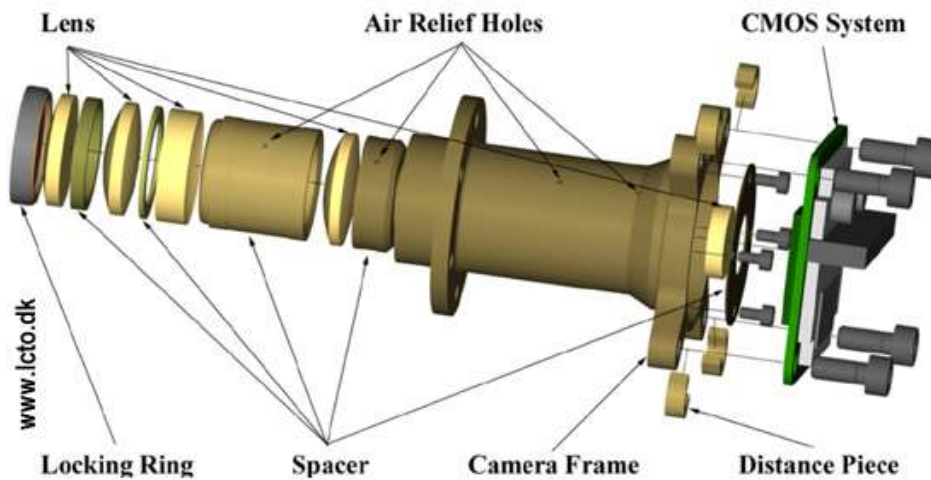


Figura 4.14: Schema della fotocamera di AAU CubeSat

4.4.5. M-Cubed, University of Michigan

Per poter compiere l'obiettivo prefissato, è stato scelto un payload composto da una fotocamera CCD e un piano di lenti convesse.

- La fotocamera scelta è a colori con una risoluzione di 2 Mpixel. Il formato dei dati in uscita è di 8 bit per pixel, per cui ogni immagine è di 2 Mbyte. Viene utilizzato un algoritmo di compressione JPEG a bordo del satellite, così si minimizza il tempo di trasmissione mantenendo inalterata la qualità dell'immagine.
- Il piano di lenti convesse è montato rigidamente dentro al satellite. Il diametro è di 25.4 mm.

Durante il periodo in orbita è possibile che l'apertura della fotocamera sia diretta verso il sole, ma questo la danneggerebbe compromettendo la missione. Per evitare che ciò accada è stato progettato un sistema di chiusura motorizzato controllato dall'OBC che riceve i dati sulla posizione del sole dai pannelli solari e determina quando questo sistema deve essere aperto o chiuso.

4.4.6. czCube, amatori e istituzioni ceche

La fotocamera scelta è a CMOS, ha 2 Mpixel di risoluzione ed è controllata da un microprocessore programmabile. Si sta anche considerando l'idea di utilizzare due fotocamere con due ottiche differenti.

Sono previste due funzioni per la fotocamera: la prima è quella di catturare immagini della Terra, come previsto dall'obiettivo della missione, mentre la seconda di controllare lo spiegamento della vela solare e della catena elettrodinamica. Per fare questo può essere necessario avere più luminosità e quindi dovrebbe essere montato anche un diodo LED ad alta luminosità da usare come un normale flash.

4.4.7. Landsat 7, NASA

Su Landsat 7 è stato montato lo *Enhanced Thematic Mapper Plus* (EMT+) che deriva dal *Thematic Mapper* (TM) montato sui precedenti Landsat 4 e 5.

EMT+ è stato progettato per la visione al nadir, con un radiometro ad otto bande spettrali in grado di fornire immagini della Terra ad alta risoluzione.

4.4.8. Meteosat, EUMETSAT

I payload dei satelliti Meteosat sono diversi a seconda che si stia parlando di prima o seconda generazione.

Nella prima generazione il payload principale è un radiometro ad alta risoluzione con tre bande spettrali chiamato *Meteosat Visible and Infrared Imager* (MVIRI). Lo strumento acquisisce dati di radiazione dal

disco terrestre durante un periodo di 25 minuti, a cui seguono 5 minuti per la stabilizzazione. Quindi si può avere un completo set di immagini ogni mezz'ora. Le radiazioni sono raccolte da un telescopio riflettente con il diametro dello specchio primario di 400 mm.

Le tre bande spettrali a cui opera il radiometro sono:

- la banda del visibile (VIS), da 0.45 a 1 μm , usata per le immagini durante il giorno
- la banda di assorbimento del vapore acqueo (VW), da 5.7 a 7.1 μm , usata per determinare l'ammontare di acqua nella parte superiore della troposfera
- la banda dell'infrarosso (IR) usata sia per le immagini diurne che notturne e anche per determinare la temperatura delle nuvole e degli oceani.

Nei satelliti Meteosat di seconda generazione il payload principale è una evoluzione de MVIRI. Lo strumento è chiamato *Spinning Enhanced Visible and Infrared Imager* (SEVIRI) e ha dodici bande spettrali, che forniscono più dati e con maggior precisione su tutta l'atmosfera, migliorando le condizioni di partenza dei modelli di previsione del tempo numerica. Otto di questi canali sono nell'infrarosso, per aumentare i dati riguardanti la temperatura delle nuvole e dei mari. Uno degli altri canali è chiamato *High Resolution Visible channel* (HRV) ed è caratterizzato da una distanza di campionamento al nadir di 1 km rispetto ai 3 km degli altri canali nel visibile. Vengono usate anche le bande di assorbimento dell'ozono, del vapore acqueo e dell'anidride carbonica rendendo possibile l'analisi delle caratteristiche dell'aria nell'atmosfera e quindi la costruzione di una vista tridimensionale.

4.4.9. Proba, ESA

I principali strumenti di Proba sono:

- CHRIS (*Compact High Resolution Imaging Spectrometer*): è uno strumento iperspettrale che sfrutta la tecnologia *Adaptative Opctis* (AO) per ottenere dati riguardanti la riflettenza spettrale
- HRC (*High Resolution Camera*): è una fotocamera in bianco e nero con un telescopio miniaturizzato. Con una risoluzione spaziale di 5 metri può acquisire immagini di un'area di 25 km.

4.4.10. ERS-1, ESA

Gli strumenti del satellite ERS-1 consistono in un nucleo di sensori a microonde, supportati da altri complementari.

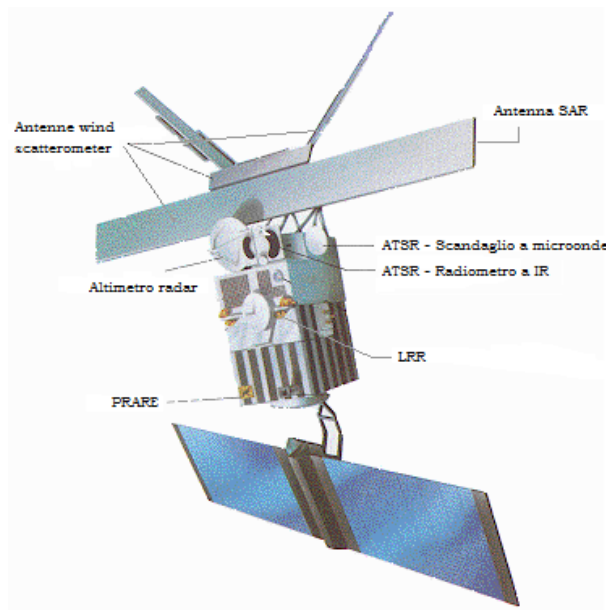


Figura 4.15: Payload di ERS-1

Uno strumento a microonde attive (AMI) combina le funzioni di un radar ad apertura sintetica (SAR) e un *wind scatterometer*. Il SAR può

operare in “*image mode*”, per ottenere immagini, oppure in “*wave mode*”, per avere informazioni sulla lunghezza e sulla direzione delle onde oceaniche.

Un altimetro radar (RA) fornisce informazioni riguardanti l’elevazione della superficie del mare, vari parametri del ghiaccio e la velocità del vento sull’acqua.

Con un radiometro con scansione a lunga traccia (ATSR), che combina un radiometro infrarossi e uno scandaglio a microonde, si ottengono informazioni sulla temperatura del mare, delle nuvole e sulla quantità di vapore acqueo nell’atmosfera.

Per una accurata determinazione della posizione del satellite è stato montato un *Precise Range And Range-Rate Equipment* (PRARE).

È montato anche il *laser retro-reflectors* per svolgere misure sulla posizione del satellite e dell’orbita.

4.4.11. Envisat, ESA

I payload principali sono:

- ASAR (*Advanced Synthetic Aperture Radar*): opera sulla banda C ed è l’evoluzione del SAR presente su ERS-1
- MERIS è un spettrometro programmabile operante nel range spettrale della luce riflessa. Da terra si può scegliere tra quindici bande spettrali ognuna con larghezza programmabile.

4.5 ENERGY POWER SUPPLY

Il sistema di *energy power supply* (EPS) fornisce, immagazzina distribuisce e controlla la potenza elettrica del satellite. I requisiti in base a cui viene progettato sono la potenza media e di picco.

L'EPS è composto da quattro sotto-sistemi:

- Sorgenti: il satellite necessita di una sorgente che possa generare potenza elettrica per tutto il suo ciclo di vita. Le tecnologie più usate nelle missioni spaziali sono tre: celle solari che trasformano la radiazione solare in energia elettrica, piccoli reattori nucleari e la conversione di energia termoionica. Per tutte le missioni a bassa potenza, come possono essere quelle universitarie, e per la maggioranza dei satelliti in orbita LEO e GEO vengono utilizzati pannelli fotovoltaici perché sono più economici e meno pericolosi, mentre le altre due sorgenti sono molto utilizzate sui veicoli spaziali che si allontanano dal sole, come ad esempio le sonde spaziali.
- Immagazzinamento: tutti i satelliti che utilizzano le celle solari come sorgente hanno bisogno di un sistema di immagazzinamento dell'energia per poter funzionare anche nei periodi di eclisse. Le batterie sono tipicamente usate per svolgere questo compito.
- Distribuzione: è formato dal cablaggio, dalla protezione dagli errori e dagli *switch* che permettono di portare, o di far mancare, l'alimentazione a tutti i sistemi del satellite.
- Regolazione e controllo: è necessario per evitare che si sovraccarichino le batterie o sia presente una tensione troppo elevata sul bus. Per ottenere ciò esistono due sistemi: *peak power tracker* (PPT), che consiste in un convertitore DC-DC in serie alla

sorgente, e *direct energy transfert* (DET), solitamente un regolatore shunt in parallelo alla sorgente.

4.5.1. PiCPoT, Politecnico di Torino

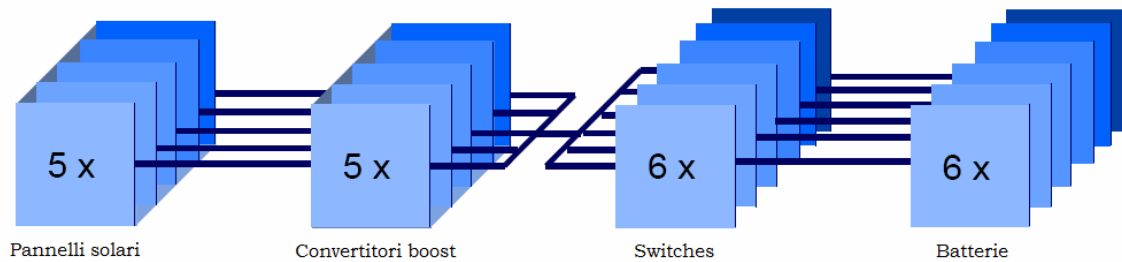


Figura 4.16: Flusso energetico in PiCPoT

Per la produzione di energia elettrica vengono utilizzate celle solari a tripla giunzione all'arseniuro di gallio (GaAs). Vengono utilizzati cinque pannelli solari, in grado di fornire 4.5 V a 400 mA. L'energia prodotta viene convertita attraverso un convertitore boost isteretico con un'efficienza pari al 93%, frequenza di switching di 26 kHz, finestra di isteresi di 120 mV, corrente media in uscita di 48 mA e all'uscita si ha una potenza media di 0.383 W. Queste caratteristiche però variano a seconda del punto di lavoro dei pannelli solari che viene ottimizzato grazie ad un PMPPT (*Pseudo Maximum Power Point Tracking*).

Le batterie presenti sono sei, quattro pacchetti di batterie al litio-polimeri, ognuna contenente due celle, e due pacchetti al nichel-cadmio, ognuno contenente sei celle. Ogni pacchetto ha in uscita una tensione di 7.2 V, mentre la corrente è di 1600 mAh per le prime e 850 mAh per le seconde. La selezione della batteria da caricare è fatta tramite sei *switch* e la strategia di carica è controllata dai processori di *housekeeping*.

Per ogni pannello solare e ogni batteria ci sono misuratori di corrente, tensione e temperatura (in quest'ultimo caso anche un sensore sulla scheda) e i dati vengono acquisiti ogni minuto e inviati ai processori di *housekeeping* tramite un albero di multiplexer, che serve per facilitare l'interfaccia e ridurre i componenti.

4.5.2. ION, University of Illinois

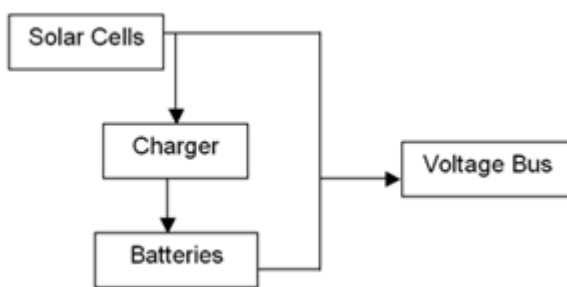


Figura 4.17: Schema a blocchi del sistema di EPS di ION

All'uscita del sistema di EPS si vogliono avere quattro differenti valori di tensione: 9.6 V per il *transceiver* e per il magnetometro, 20 V per il circuito di set e reset del magnetometro, 5 V per dare energia al processore, al PMT

e alla fotocamera e infine un'uscita non regolata per il *thruster* e le *torque coil*. Per ottenere ciò, vengono usate 20 celle solari, in grado di fornire 1 W ognuna e con un'efficienza del 27.5%, divise in quattro serie da cinque. I pannelli solari forniscono energia nel periodo di illuminamento, mentre nei periodi di eclisse sono delle batterie agli ioni di litio a fornirla.

4.5.3. CanX-1, University of Toronto

Il sistema presente nel satellite della University of Toronto consiste in pack di batterie, array solare, *peak power tracker*, regolatore shunt e modulo di distribuzione della potenza.

Un pack di batterie è composto da tre celle agli ioni di litio, che forniscono 3600 mAh di capacità ad una tensione di 3.7 V.

L'array solare è la sorgente di potenza durante l'illuminamento diretto ed è composto da sei pannelli solari connessi in parallelo. Le celle solari sono di arseniuro di gallio a tripla giunzione ed hanno efficienza massima pari al 25%. La tensione in uscita è di circa 4.4-5 V. È presente in uscita un regolatore shunt che dirige la corrente di carica dai pannelli solari su un carico resistivo quando il voltaggio delle batterie è superiore al valore massimo.

L'OBC e il sistema di telecomunicazione sono sempre alimentati, mentre tutti gli altri sistemi, compreso il payload, possono essere spenti dall'OBC.

4.5.4. AAU Cubesat, University of Aalborg

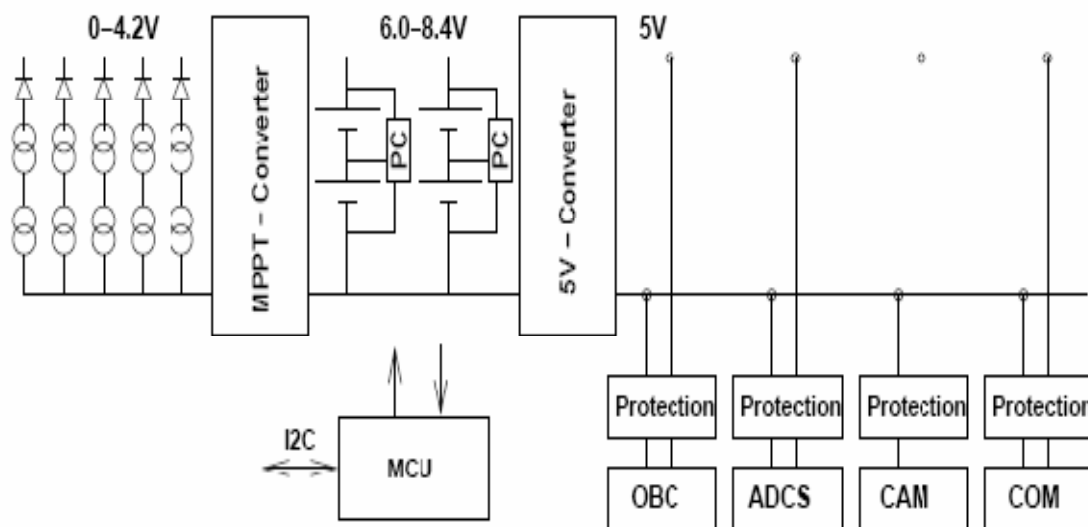


Figura 4.18: Schema dell'unità di power supply di AAU CubeSat

I pannelli solari sono posti a coppie su cinque delle sei facce del satellite, sono a tripla giunzione e misurano 68.96 x 39.55 mm. Il punto di lavoro è controllato da un MPPT (*Maximum Power Point Tracker*) converter, che porta la tensione al valore adatto per le batterie. Queste ultime hanno una tensione nominale di 3.7 V, capacità pari a 920 mAh

e sono messe in due serie da due batterie. L'uscita va ad un convertitore che abbassa il valore della tensione fino a 5 V.

4.5.5. M-Cubed, University of Michigan

L'energia prodotta dai pannelli solari è mandata, controllata dal microcontrollore attraverso sensori di corrente e tensione, ad un convertitore DC-DC di tipo boost che porta la tensione a 5 V. L'uscita è dispersa tramite bus attivi controllati da interruttori durante il *discharge mode* e tutti gli altri sistemi sono alimentati dalle batterie, mentre è inviata al carica batterie durante il *charge mode* e le alimentazioni sono fornite dai pannelli solari.

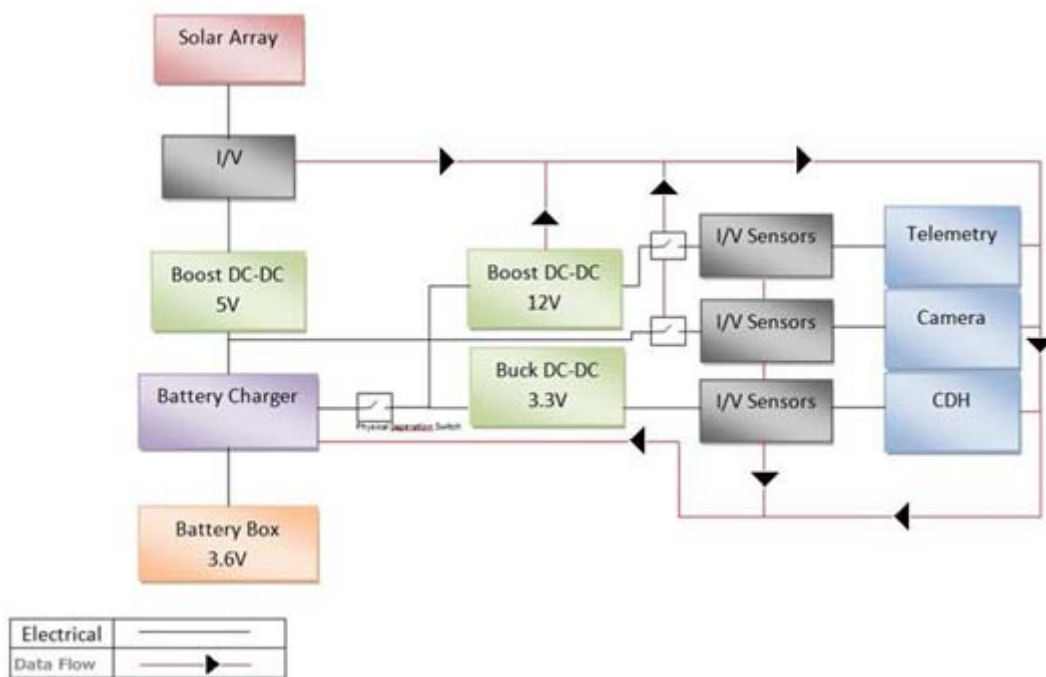


Figura 4.19: Diagramma a blocchi dell'EPS di M-Cubed

Su M-Cubed sono usate quattro batterie agli ioni di litio che hanno una capacità di 3.89 Wh ognuna.

4.5.6. czCube, amatori e istituzioni ceche

Dovrebbero essere utilizzate celle solari con un'efficienza superiore al 15% e batterie litio-polimeri con tensione nominale di 3.6 V e capacità maggiore di 1000 mAh. Le uscite volute sono due: una a 3.3 V e l'altra a 5 V.

4.5.7. Landsat 7, NASA

La potenza al satellite è fornita da un singolo *solar array* che con un sistema di *sun-tracking* viene orientato verso il Sole, formato da quattro pannelli di dimensioni 188 cm x 227 cm. Sono utilizzate due batterie al nichel idrogeno con capacità pari a 50 Ah.

4.5.8. Proba, ESA

I pannelli solari sono montati sulle facce del satellite e per l'immagazzinamento dell'energia prodotta si usa una batteria agli ioni di litio.

4.5.9. ERS-1, ESA

Sono state utilizzate 22260 celle solari al silicio che formano due "ali" di 5.8 m x 2.4 m in grado di produrre più di 2000 W.

4.6 AOCS

Il sistema di determinazione e controllo d'orbita è necessario per stabilizzare il satellite e orientarlo nella direzione desiderata durante la missione. Per determinare l'assetto vengono usati dei sensori mentre per controllarlo si utilizzano degli attuatori. Per il controllo d'assetto le tecniche più utilizzate sono:

- controllo passivo: non ha consumo di potenza ed è ottenuto sfruttando le caratteristiche dell'ambiente (campo magnetico, ...)
- controllo dello *spin*: in cui si stabilizza la rotazione del satellite, impedendogli di ruotare o facendo rimanere costante il suo momento angolare
- controllo sui tre assi: la stabilizzazione viene fatta in base a un sistema tri-assiale con cui il satellite deve rimanere solidale.

Il sistema per la determinazione e il controllo dell'orbita serve per verificare che il satellite non modifichi le sue caratteristiche orbitali. La determinazione è solitamente fatta da terra, confrontando la posizione in cui dovrebbe essere con quella in cui è, oppure utilizzando la tecnologia GPS sul satellite. Per modificare l'orbita devono essere utilizzati motori a propulsione.

4.6.1. PiCPoT, Politecnico di Torino

Il satellite PiCPoT non ha il controllo d'orbita ma solamente quello d'assetto.

Si cercava una soluzione con un basso consumo di energia e visto l'obiettivo, cioè scattare fotografie dell'Europa, non era necessario avere

grande precisione nel puntamento. La soluzione trovata è di utilizzare dei magneti permanenti per allineare il satellite al campo magnetico terrestre e delle piastre con un determinato ciclo d'isteresi per minimizzare le oscillazioni. Questa soluzione non consuma energia ed è quindi un controllo d'orbita passivo.

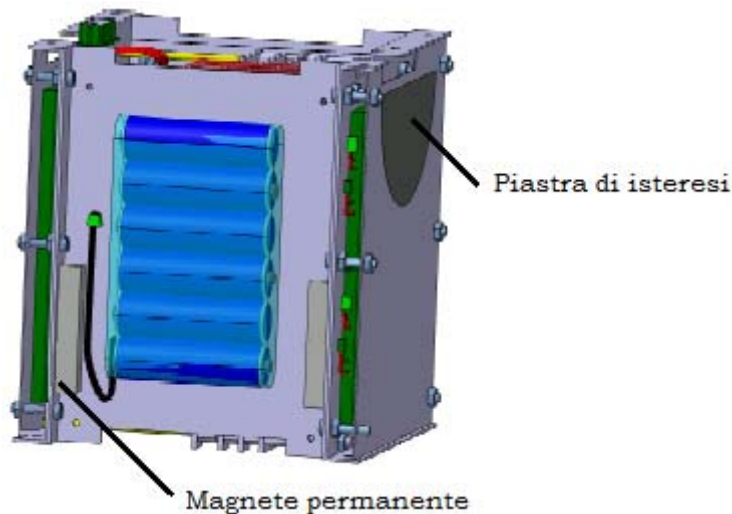


Figura 4.20: Magnetite per il controllo d'assetto

Il problema è che la soluzione trovata porta al controllo d'assetto su due soli assi. Per il controllo sull'asse x, il satellite è stato equipaggiato con una *reaction wheel* comandata da terra.

4.6.2. ION, University of Illinois

È stato realizzato un controllo d'assetto attivo su tutti e tre gli assi. Il magnetometro e il *sun sensor* sono usati per fornire le informazioni necessarie per la determinazione dell'assetto e vengono usate tre *torque coil*, una per ogni asse, per orientare il veicolo. In aggiunta, sono stati montati quattro *micro-vacuum arc thruster* in grado di far ruotare il satellite sugli assi x e y e di farlo traslare sull'asse z.

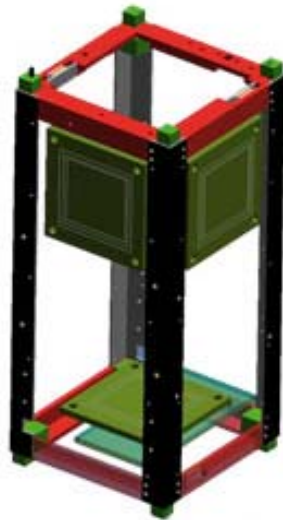


Figura 4.21: Posizionamento delle torque coil in ION

4.6.3. CanX-1, University of Toronto

Per realizzare il controllo d'assetto sono state impiegate tre bobine di rame ortogonali tra di loro e poste tra i pannelli solari e la struttura in alluminio. Quando viene fatta passare della corrente in esse, si genera un momento magnetico che interagisce col campo magnetico terrestre facendo ruotare il satellite. Il consumo di potenza massimo di ogni bobina è di 333 mW. Per misurare il campo magnetico terrestre viene usato un magnetometro a tre assi, che ha un consumo massimo di 228 mW e manda le informazioni all'OBC grazie ad un'interfaccia RS-232.

Il satellite CanX-1 ha a bordo anche un ricevitore GPS che viene utilizzato per una grossolana determinazione dei parametri orbitali. Può ricevere il segnale da 12 satelliti e comunica con l'OBC tramite un'interfaccia seriale standard. L'antenna usata è di tipo T ed è stampata su due facce opposte (+y, -y) del satellite. Le caratteristiche principali del sistema GPS sono:

- consumo di potenza massimo: 1.2 W
- peso: 22 g
- sensibilità: -135 dB

4.6.4. AAU CubeSat, University of Aalborg

Sono state usate tre bobine, poste su tre facce del satellite perpendicolari tra loro, che interagiscono col campo magnetico terrestre per modificare l'assetto del satellite. Per determinarlo invece vengono usati un magnetometro, che fornisce informazioni sul campo magnetico terrestre, e dei *sun sensor*, semplicemente sei fotodiodi (uno per faccia) che misurano l'intensità della luce solare che li illumina.

4.6.5. M-Cubed, University of Michigan

M-Cubed utilizza un sistema passivo magnetico per il controllo d'assetto. Questo sistema è composto da un singolo magnete permanente allineato con un asse del satellite (asse z) e da due realizzati con materiali con isteresi magnetica messi sugli altri assi. Così il magnete permanente allinea l'asse z del satellite al campo magnetico terrestre, mentre gli altri due riducono le rotazioni.

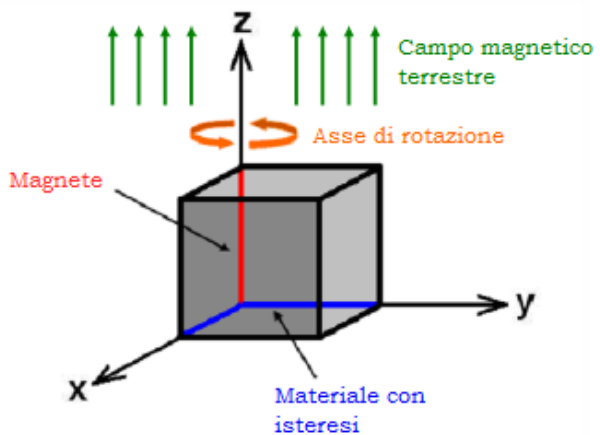


Figura 4.22: Configurazione del controllo d'assetto di M-Cubed

In pratica, questo controllo d'assetto passivo permette di scattare fotografie della Terra solo in determinati momenti durante l'orbita.

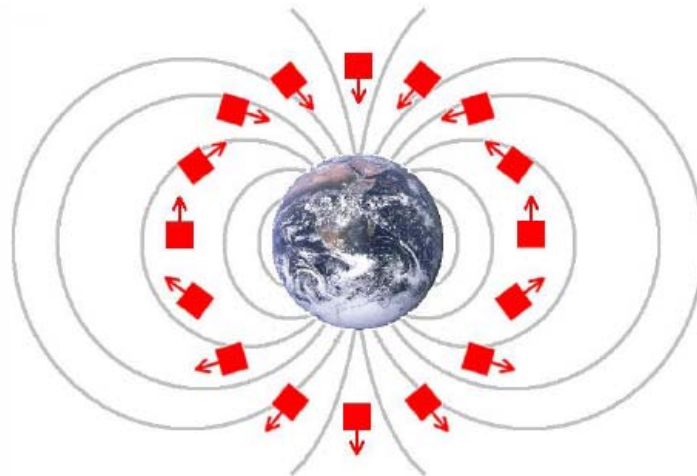


Figura 4.23: Linee del campo magnetico terrestre e orientamento della fotocamera

Grazie alla configurazione del campo magnetico terrestre, il controllo d'assetto passivo permette di avere una buona copertura dell'emisfero boreale. Quando il satellite passa sul Polo Nord la fotocamera è puntata nella direzione del nadir. Nell'emisfero australe invece non viene mai vista la Terra. Questa strategia permette di scattare fino a 15 fotografie al giorno.

4.6.6. czCubed, amatori e istituzioni ceche

I pannelli solari, misurando la corrente da ogni pannello, e un magnetometro tri-assiale sono usati come sensori. I dati ottenuti vengono inviati al processore che deduce l'assetto del satellite. Per modificare l'assetto sono utilizzate tre ruote a reazione perpendicolari tra loro. La potenza massima consumata dal sistema è di 500 mW e consente una accuratezza minore di 20°.

czCube è l'unico tra i satelliti universitari analizzati a prevedere l'uso di sistemi di propulsione. Le soluzioni che si vogliono testare sono due:

- vela solare

- *electrodynamic tether*

4.6.7. Landsat 7, NASA

Il controllo d'assetto è garantito da quattro ruote a reazione, tre giroscopi a due canali, un sensore di Terra statico, un processore 1750A e una coppia di magnetometri.

Il controllo d'orbita è realizzato grazie a un motore a propulsione che usa come propellente l'idrazina e da dodici piccoli getti (da una libra).

4.6.8. ERS-1, ESA

I riferimenti a lungo termine di *pitch* e *roll* del satellite sono ottenuti tramite un sensore di Terra ad infrarossi mentre il valore di *yaw* è dato da un *sun sensor* a campo stretto. Invece, i dati a breve termine dell'assetto è possibile ricavarli grazie a sei giroscopi. Questi strumenti permettono di avere le seguenti prestazioni:

- tasso di errore assoluto: $0.0015^\circ/\text{sec}$
- errore massimo: 0.11° per *pitch/roll* e 0.21° per *yaw*

La modifica dell'assetto del satellite è possibile tramite un set di *reaction wheel*.

Per la modifica dell'orbita è presente un motore a monopropellente.

4.7 SISTEMA DI TELECOMUNICAZIONE

Un sistema di telecomunicazione è l'interfaccia tra un satellite e una *ground station*.

La trasmissione dei dati (*data delivery*) è una parte fondamentale di ogni missione spaziale, ma non tutti i dati sono dello stesso tipo. Si prevedono sempre due differenti tipi di dati: *mission data* e dati di *housekeeping*. I primi sono generati, trasmessi e ricevuti dal payload e hanno bisogno di velocità di trasmissione elevate, ma la necessità di inviare questi dati può essere sporadica.

I dati di *housekeeping*, invece, sono tutte quelle informazioni sullo stato del satellite, quali l'assetto del satellite, la temperatura delle batterie, il loro stato di carica e molte altre ancora. In contrasto con i *mission data*, sono solitamente continui ma con un basso data rate poiché il continuo monitoraggio delle performance del sistema non necessita di molte informazioni. Un'ulteriore differenza è che i dati di *housekeeping* devono sempre arrivare al controllo della missione, mentre i *mission data* non sempre hanno questo obbligo. È chiaro quindi che le due informazioni devono essere distinte, ma spesso sono necessari i primi per rendere i secondi utilizzabili.

In un satellite sono sempre presenti almeno un sistema di ricezione e uno di trasmissione e possono essere distinti per *mission data* e dati di *housekeeping*. Si possono usare anche transceiver utilizzando le stesse componenti per il sistema di ricezione e per quello di trasmissione. Solitamente l'antenna è unica per i due sistemi in quanto anche se sono distinti lavorano sulla stessa frequenza.

4.7.1. PiCPoT, Politecnico di Torino

Sono usati due canali di comunicazione half-duplex:

- 437 MHz, con un'antenna a doppia elica
- 2.44 GHz, che utilizza un'antenna PIFA (*Planar Inverted F Antenna*)

Entrambi i canali trasmettono e ricevono usando il protocollo APRS (*Automatic Packet Reporting System*).

4.7.2. ION, University of Illinois

Per comunicare con la stazione di terra, ION utilizza un'antenna a dipolo formata da due antenne a $\lambda/4$ sfasate di 180° . Queste antenne durante il lancio sono ripiegate e una volta in orbita vengono aperte facendo passare della corrente in un contatto metallico che scioglie il filo di nylon che le teneva chiuse.

Un'antenna a microstriscia è stata progettata per le comunicazioni a radio frequenza (RF).

4.7.3. CanX-1, University of Toronto

Il *transceiver* del satellite è half-duplex e opera a 900 MHz. Per semplificare il progetto viene usata una frequenza fissa, uguale sia per il downlink che per l'uplink, e la correzione dell'effetto doppler è realizzata a terra. La frequenza è determinata da un oscillatore al quarzo e non può essere modificata dopo il lancio.

Il trasmettitore trasmette i dati con una modulazione di frequenza (FM) ottenuta grazie ad un *phase locked loop (PLL) based frequency multiplier* legato alla frequenza dell'oscillatore. L'uscita del PLL viene poi bufferizzata e amplificata fino a 27 dB_m.

Il ricevitore consiste in un amplificatore a basso rumore seguito da un ricevitore a eterodina a conversione singola. Dopo aver portato il segnale a frequenza intermedia (IF), viene demodulato usando un demodulatore *phase coincidence*, portato in banda base ed accoppiato ad un modem MSK (*Minimum Shift Keying*). L'uscita del modem è inviata all'OBC che la analizza.

Le antenne montate sul satellite sono due monopoli in $\lambda/4$ orientate a 90° . Sono combinate in fase in modo da avere un segnale polarizzato linearmente e provvedono a una copertura quasi omni-direzionale.

4.7.4. AAU CubeSat, University of Aalborg

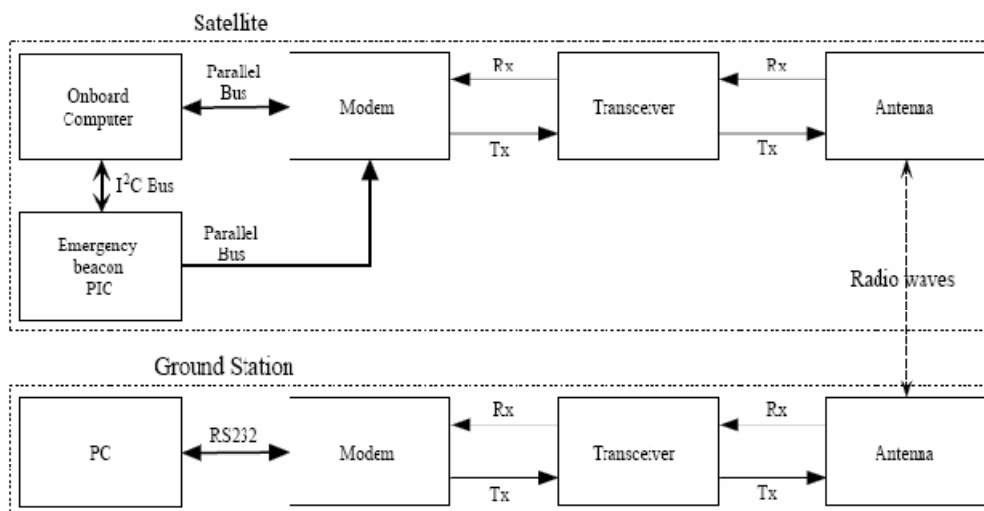


Figura 4.24: Schema del sistema di telecomunicazioni di AAU Cubesat

Il *transceiver* è usato per mandare e ricevere segnali radio dall'antenna e può lavorare in half-duplex. La frequenza è programmabile e può variare tra 425 e 485 MHz e opera con un *bit rate* non superiore a 19200 bit/s.

È usato un modem GMSK (*Gaussian Minimum Shift Keying*) per elaborare i dati che sono poi inviati all'OBC tramite un bus parallelo. Può implementare anche la correzione dei dati di tipo FEC (*Forward Error Correction*) trasmettendo 4 bit in più per byte inviato, ma su AAU CubeSat non è stata utilizzata data la bassa probabilità di errore. Come protocollo per la trasmissione dei dati viene usato il protocollo AX.25.

4.7.5. M-Cubed, University of Michigan

Le frequenze utilizzate per le trasmissioni di M-Cubed sono:

- 144 MHz per l'uplink, con un'antenna dipolo di 0.33 m
- 437 MHz per il down link, con un'antenna monopolo di 0.5 m

Dati e comandi sono trasmessi usando il protocollo AX.25.

Il sistema ha ricevitore e trasmettitore separati e mentre il primo rimane sempre in funzione, il seconda opera solo se deve trasmettere il segnale di telemetria, operazione svolta in maniera intermittente, oppure per inviare una fotografia.

4.7.6. czCube, amatori e istituzioni ceche

Sul satellite czCube sono presenti due radio:

- Radio 1 (435 – 438 MHz)

Questa radio ha la funzione di radio faro e quindi lo scopo principale è quello di fornire a terra le informazioni telemetriche di base. Il protocollo di trasmissione usato è una modulazione AFSK (*Audio Frequency Shift Keying*) con protocollo 1k2 AX.25.

Il segnale di *beacon* deve avere un basso livello di potenza, al massimo 50 mW, ed è trasmesso continuamente e regolarmente ad

intervalli di 4 secondi. È possibile anche inviare, se richiesto da terra, pacchetti di telemetria completa e questo deve avvenire con un livello di potenza maggiore, circa 300 mW.

Il radio faro ha anche la funzione di ricevere comandi da terra, ma in questo caso il protocollo è privato.

– Radio 2 (2.4 GHz)

Questa radio serve per le trasmissioni veloci di moli di dati più grandi della telemetria, quali possono essere le immagini scattate dalla fotocamera. La velocità di trasmissione è tra 9600 e 38400 bps ed il protocollo di comunicazione è sempre lo AX.25 nei formati 9k6 G3RUH oppure 38k4 G3RUH.

La potenza massima dei segnali della radio 2 non devono superare i 200 mW.

4.7.7. ERS-1, ESA

I dati del sistema di telecomunicazione di ERS-1 sono riassumibili in:

- trasponder coerente in banda S (2 – 4 GHz) a 2 kbit/s;
- potenza di trasmissione: da 50 a 200 mW;
- *telemetry rate*: 2048 bit/s;
- *telecommand rate*: 200 bit/s;
- downlink:
 - banda X (7 – 12.5 GHz) a 105 Mbit/s per il modo di funzionamento “AMI image”;
 - banda X a 15 Mbit/s per playback e dati LBR;
- dati di *housekeeping* e telemetria trasmessi in banda S.

4.8 ON-BOARD COMPUTER

L'OBC ha il compito di ricevere, decodificare e distribuire i comandi agli altri sistemi del satellite e raccogliere, processare e formattare i dati telemetrici e i mission data da inviare a terra. Queste sono le due funzioni principali che racchiudono molte altre funzioni, quali possono essere quelle di timing, di watchdog, eccetera.

I dati che vengono trasmessi da e verso gli altri sistemi hanno formati e protocolli differenti da un satellite all'altro, questo per sfruttare al meglio la struttura del processore.

4.8.1. PiCPoT, Politecnico di Torino

I processori a bordo del satellite sono necessari per comunicare con la *ground station*, acquisire dati telemetrici ogni minuto da 50 sensori, memorizzarne le statistiche per un'orbita (circa 100 minuti) e controllare la strategia di carica delle batterie. Per poter realizzare tutto questo, su PiCPoT sono presenti 5 microcontrollori:

- *housekeeping* A: Chipconn 1010 che gestisce anche il canale di comunicazione a 437 MHz
- *housekeeping* B: Texas Instrument MSP430 che gestisce anche il canale di comunicazione a 2.44 GHz
- *payload*: Analog Devices Blackfin, per la compressione delle immagini e la loro memorizzazione
- *timing generators*: PIC16F706 e MSP430

Il software realizzato deve:

- acquisire e memorizzare i dati provenienti dai sensori in una memoria FeRAM (*Ferroelectric RAM*)
- ricevere ed interpretare i comandi provenienti da terra
- trasmettere la telemetria e le immagini a terra
- inviare autonomamente i dati telemetrici ogni minuto
- controllare la carica delle batterie
- eseguire un programma definito dall'utente.

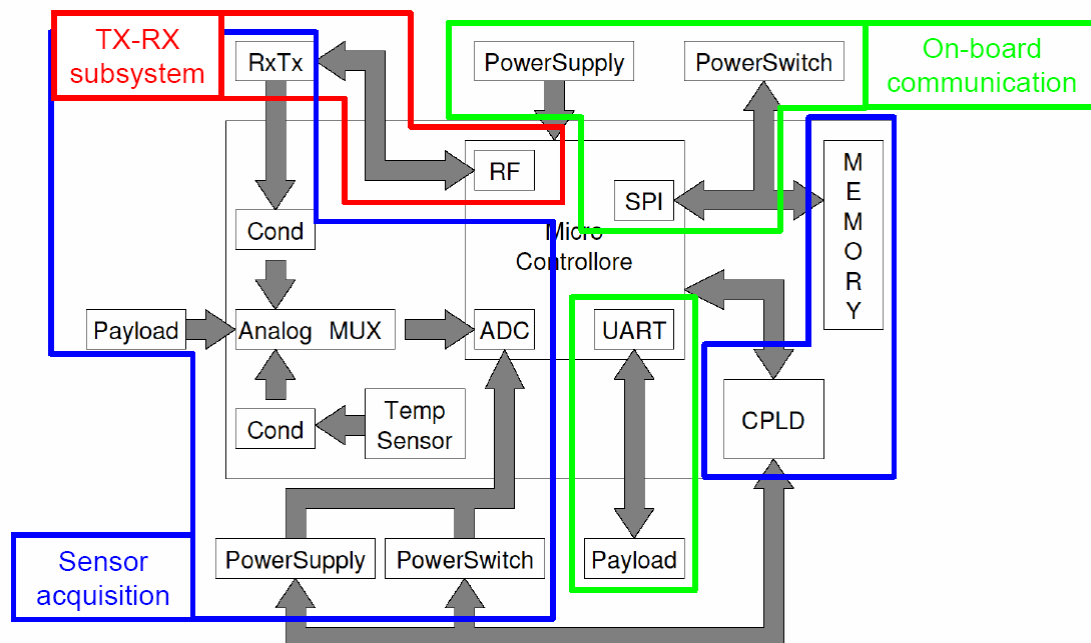


Figura 4.25: Architettura ed interazioni del processore di housekeeping A

4.8.2. ION, University of Illinois

Tutto il software di ION è sviluppato e fatto funzionare su un SID (*Small Integrated Datalogger*), un piccolo prototipo di processore progettato appositamente per applicazioni spaziali composto da:

- processore Hitachi SH2 a 7 MHz
- SDRAM esterna da 1Mbyte

- EEPROM da 256 kbyte
- memoria FLASH da 8 Mbyte
- 3 clock real-time
- Un sensore di temperatura
- Porte di input e output, convertitore A/D e timer watchdog

Il sistema offre la possibilità di pianificare tutte le attività sul satellite tramite comandi da terra e di recuperare qualsiasi file di dati generati on board.

4.8.3. CanX-1, University of Toronto

L'On-Board Computer del satellite CanX-1 è responsabile per:

- il controllo di tutti i sottosistemi del veicolo
- le comunicazioni con la terra
- il rilevamento e la gestione degli errori
- la generazione di dati telemetrici
- il controllo del payload
- la gestione dei dati provenienti dal payload.

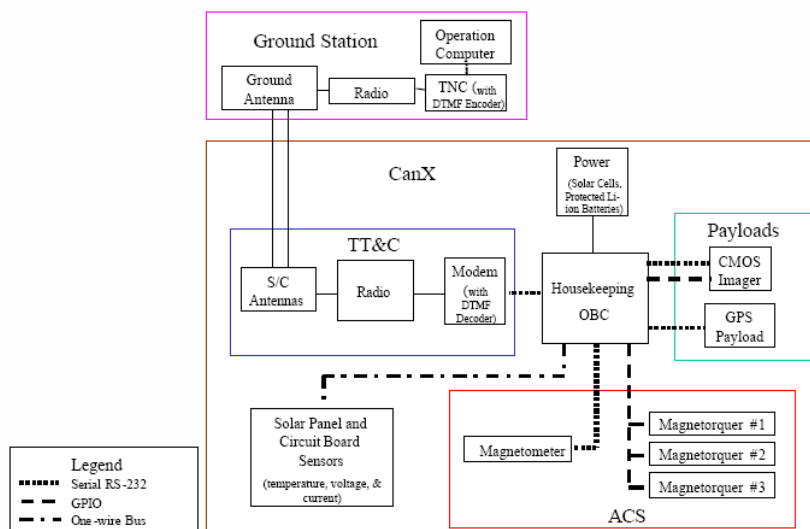


Figura 4.26: Architettura di CanX-1

Per la realizzazione di questi scopi è stato progettato e costruito un computer *singleboard*, basato su un processore a basso consumo ARM7 operante a 40 MHz con 2 Mbyte di memoria RAM esterna e 32 Mbyte di memoria FLASH, sempre esterna. Entrambe le memorie presentano codici per il riconoscimento e la correzione degli errori. In aggiunta, è presente anche una piccola (128 kbyte) ROM contenente il codice di bootstrap, capace di poche operazioni basilari. Questa ROM è programmata sulla terra prima del lancio e il suo contenuto non può essere più modificato e, sebbene in questa memoria non venga utilizzato hardware EDAC (*Error Detection And Correction*), il tipo di celle utilizzate sono intrinsecamente resistenti agli upset dovuti alle radiazioni.

4.8.4. AAU CubeSat, University of Aalborg

L'OBC di AAU CubeSat è basato su un micro controllore Siemens C161, che presenta buone prestazioni nonostante la bassa potenza consumata. Opera a 10MHz ed ha 4 Mbyte di memoria RAM. Inoltre, l'OBC ha 512 kbyte di memoria PROM, contenente il software iniziale, e 256 kbyte di memoria FLASH, che serve per memorizzare nuovo software inviato in upload dalla stazione di terra dopo il lancio.

Le interfacce hardware sono: alimentazione e *boot-selector* dalla *power supply unit*, connessioni da PSU e da ACS, I2C (*Inter-Integrated Circuit*) per la fotocamera e un'interfaccia parallela verso l'unità di telecomunicazione.

4.8.5. M-Cubed, University of Michigan

Tutte le azioni del satellite sono avviate e monitorate dal micro-controllore Amtel AVR32 7002. Questo modello è stato scelto per via della porta USB ad alta velocità integrata, necessaria per il payload che

si intende usare. Il micro-ctrllore supporta anche protocolli seriali, quali I2C, SPI (*Serial Peripheral Interface*) e UART (*Universal Asynchronous Receiver/Transmitter*).

L'interfaccia I2C è connessa alla EEPROM contenente il software del programma, la SPI è collegata ad una memoria FLASH per lo *storage* dei dati e la UART è connessa ai sistemi per la telemetria.

Altri fattori che hanno caratterizzato la scelta del dispositivo Amtel sono stati la facilità di programmazione e la scalabilità. Il micro-ctrllore è in grado di funzionare anche con un sistema operativo Linux.

4.8.6. czCube, amatori e istituzioni ceche

Ha la particolarità di non avere un processore centrale, ma presenta pochi moduli separati ognuno dei quali contiene un processore a 8 bit.

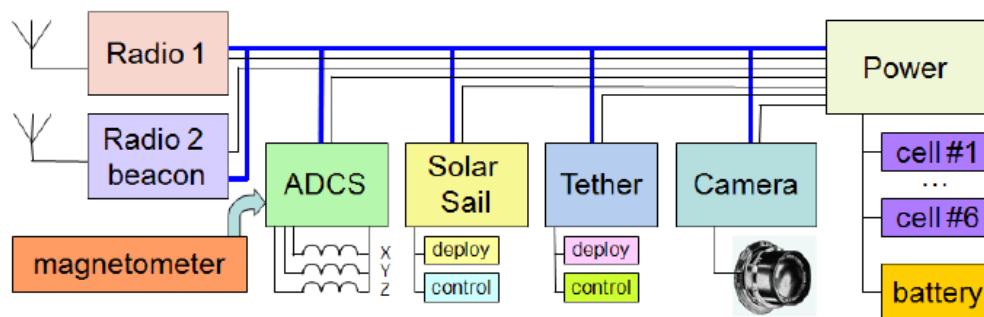


Figura 4.27: Struttura di czCube

4.8.7. Proba, ESA

Un computer basato su un ERC32 (SPARC) fornisce la potenza di calcolo per tutte le funzioni della piattaforma e un TSC21020 (DSP) garantisce la potenza di elaborazione per la fotocamera. Tutto il software è riprogrammabile in volo.

CAPITOLO 5

FUNZIONI E SCRIPT MATLAB

Il Politecnico di Torino sta sviluppando il progetto AraMiS il quale prevede la realizzazione di un'architettura modulare per satelliti, ovvero la realizzazione di diverse *tile* che potranno essere variamente assemblate al fine di soddisfare le necessità che si hanno. Il riutilizzo dello stesso progetto in diversi satelliti riduce notevolmente i costi di realizzazione. Attualmente si sta sviluppando il “cubo minimo”, cioè un satellite di forma cubica di 16.5 cm di lato che sarà composto da 5 *power management tile*, una *tile* per il sistema di telecomunicazioni e un processore di bordo e costituirà la base di altri progetti tra cui la realizzazione di un satellite per il monitoraggio ambientale del Piemonte, che verrà presa in esame nel capitolo successivo.

Per questo progetto verranno utilizzate le *tile* per il *power management* e per il sistema di telecomunicazioni sviluppate per il “cubo minimo”, ma in quantità differenti non ancora stabilite. Dato che il *payload* sarà un telescopio, si prevede che il satellite avrà un’altezza di circa 50 cm (la forma non è ancora stata definita) e peserà circa 40 – 50 kg. Sul satellite saranno inoltre posizionate le due antenne di comunicazione con la terra: una per la banda dei 437 MHz, che avrà lo scopo di radio-faro, e l’altra per quella dei 2.4 GHz.

La progettazione di qualsiasi satellite, dopo la definizione dell’obiettivo della missione, prevede l’analisi delle possibili orbite al fine di valutare quali siano le più vantaggiose e di conseguenza definire l’ambiente in cui dovrà vivere il satellite. Per fare ciò è stato utilizzato *Satellite Tool Kit* (STK), un pacchetto software creato dalla *Analytical Graphics, Inc.*, che consente di progettare e sviluppare simulazioni dinamiche complesse di problemi reali. Originariamente era stato creato per risolvere i problemi riguardanti l’orbita dei satelliti intorno alla Terra, ma ora è usato anche in altre aree, come:

- analisi di comunicazioni
- esplorazione spaziale
- *intelligence* geospaziale
- progetto di missioni satellitari
- difesa missilistica
- sistemi senza equipaggio (UAV)

Ogni analisi o progetto spaziale con STK è chiamato “scenario”. In ognuno di essi è possibile creare un numero infinito di satelliti, aeroplani, target, navi, sistemi di comunicazione e altro. È possibile definire i limiti temporali di ogni oggetto e le sue proprietà, che possono essere differenti anche tra oggetti dello stesso tipo. È però realizzabile un solo scenario per volta.

STK ha il vantaggio di essere completamente indipendente dal linguaggio di programmazione. Questo permette agli utenti di creare, nei linguaggi C, C++, C#, Perl, Visual Basic, VBScript, Java, JavaScript e MATLAB, applicazioni e strumenti diversi da quelli già presenti.

In questo caso è stato usato il linguaggio MATLAB e sono state realizzate delle funzioni e degli script, riportati ed analizzati nel seguito di questo capitolo, che permettono di estrapolare i dati di interesse dalle simulazioni orbitali realizzate con STK.

5.1 APERTURA_STK.M

Questa funzione serve per aprire l'interfaccia con MATLAB da cui sarà poi possibile inviare comandi a STK e ricevere i risultati delle simulazioni.

In ingresso è necessario fornire l'istante di inizio della simulazione rispetto al 1° luglio 2007, in secondi, e la durata della simulazione, sempre in secondi, mentre in uscita viene riportato il codice identificativo della connessione.

```
function [conid] = Apertura_STK(timeStart, simulationtime)

% Chiusura eventuali connessioni aperte

try
    stkClose('ALL');
catch
end

% Apertura connessione con STK

try
    stkInit;
catch
end
conid = stkOpen;
scen_open = stkValidScen;

% Richiesta di conferma della chiusura di uno scenario già aperto (se
% presente)

if scen_open == 1
    rtn = questdlg('Close the current scenario?');
    if ~strcmp(rtn,'Yes')
        stkClose(conid)
        return
    else
        stkUnload('/*')
    end
end

% Apertura nuovo scenario
```



```
stkExec(conid, 'New / Scenario Prova');  
atbSetEpoch(2007, 7, 1, 12, 00, 00, 'Z', 0);  
stkSetTimePeriodInSec(timeStart, timeStart + simulationtime);
```

5.2 CHIUSURA_STK.M

Questa funzione termina la connessione con STK. Necessita in ingresso del codice identificativo della connessione e non restituisce nulla in uscita.

```
function Chiusura_STK(conid)
```

```
    stkClose(conid)
```

```
    stkClose
```

5.3 VARIABILI_INGRESSO.M

La definizione delle variabili in ingresso allo scenario, siano esse riguardanti lo scenario stesso, il satellite al suo interno o altri parametri, avviene tramite la funzione *variabili_ingresso.m*. Per immettere dei valori differenti da quelli di default è sufficiente inserire tra le variabili in ingresso (*varargin*) alle funzioni presenti in questo capitolo la stringa indicata tra virgolette in questa sezione seguita dal valore voluto. È possibile impostare:

- ‘TimeStart’: imposta l’istante di inizio della simulazione riferito al 1° luglio 2007 e deve essere fornito in secondi. Il valore di default è 0 secondi.
- ‘SimulationTime’: permette di definire la durata della simulazione ed anche in questo caso il valore deve essere espresso in secondi. Il valore di default è 86400 secondi, cioè un giorno.
- ‘dt’: tutti i dati delle simulazioni vengono presi ad intervalli regolari ed è possibile definire la durata di uno di questi step di simulazione modificando il valore di ‘dt’ che deve essere espresso in secondi. Di default è impostato il valore di 60 secondi.
- ‘OrbitEpoch’: imposta il tempo di riferimento dei dati dell’orbita del satellite e deve essere fornito in secondi. Il valore di default di questa variabile è pari a 0 secondi.
- ‘Eccentricity’: definisce l’eccentricità dell’orbita e deve essere un valore compreso tra 0 e 1. Inizialmente è impostata un’orbita circolare, quindi con eccentricità pari a 0.
- ‘ArgOfPerigee’: definisce l’argomento di perigeo dell’orbita ed è espresso in gradi, impostato a 0°.

- ‘RAAN’: definisce l’ascensione retta del nodo discendente dell’orbita in gradi. Il valore di default è 0° .
- ‘MeanAnomaly’: è l’anomalia media dell’orbita del satellite espressa in gradi. Anche in questo caso il valore di default è di 0° .
- ‘PanelsAngle’: è una matrice che definisce l’orientamento delle facce, una o più, del satellite in coordinate sferiche. Il primo valore indica l’angolo di elevazione rispetto all’asse z mentre il secondo indica l’angolo formato con l’asse x, dove l’asse z è puntato verso il nadir e l’asse x punta verso la direzione del moto del satellite. La faccia risulta perpendicolare alla retta che si ottiene dai due angoli, espressi in gradi. In figura 5.1 è mostrato il sistema di riferimento usato.

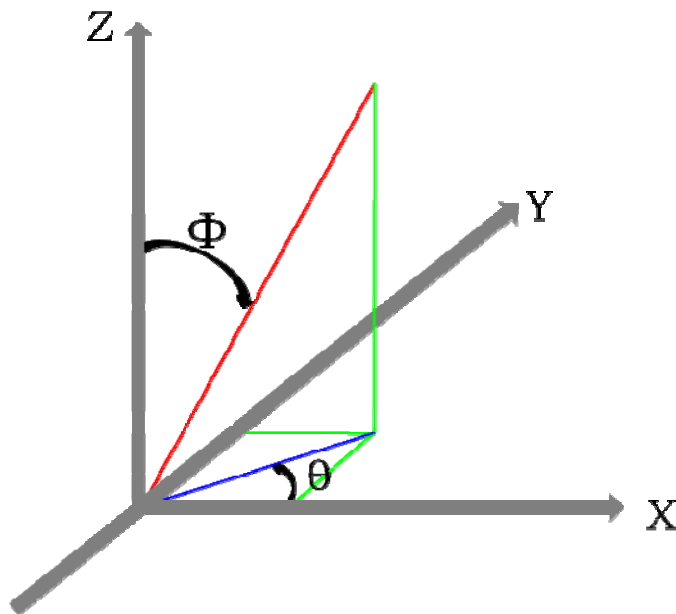


Figura 5.1: Sistema di riferimento utilizzato per indicare l'orientamento delle facce del satellite. L'angolo Φ indica l'elevazione, l'angolo θ indica la direzione

Di default il satellite ipotizzato è un cubo con una faccia sempre perpendicolare all’asse z e una all’asse x, come mostrato in figura 5.2.

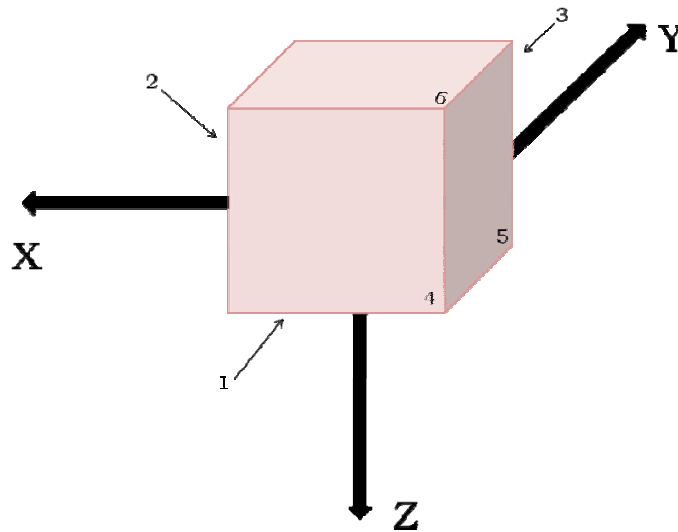


Figura 5.2: Disposizione di default delle facce; il numero indica il nome della faccia e l'ordine in cui sono inserite nella matrice

Di conseguenza la matrice che ne risulta è:

$$\begin{pmatrix} 0^\circ & 0^\circ \\ 90^\circ & 0^\circ \\ 90^\circ & 90^\circ \\ 90^\circ & 270^\circ \\ 90^\circ & 180^\circ \\ 0^\circ & 180^\circ \end{pmatrix}$$

- ‘PanelsArea’: è un vettore che definisce l’area occupata da pannelli solari per ogni faccia, in m². Di default le sei facce sono coperte ognuna da 1 m² di pannelli solari.
- ‘Absorbance’: è un vettore che definisce l’assorbanza di ogni faccia e il valore di default è 0.96 per tutte le facce.
- ‘Pixel’: è un vettore composto da due elementi che indicano il numero di pixel presenti sui due lati di un sensore di Sole, Terra e Luna montato sul satellite. Il valore impostato è di 640 x 480.
- ‘SensorAngle’: è un vettore di due elementi che indicano l’angolo di vista del sensore di Sole, Terra e Luna, espresso in gradi, sulle due

dimensioni, che coincidono con quelle definite in ‘pixel’. Di default sono impostati i valori di 80° e 60°.

- ‘Angle’: indica il valore, in radianti, dell’angolo di vista del Sole e della Luna dal sensore, pari a 0.0667.
- ‘Steps’: indica il numero di step che devono essere fatti per altezza e inclinazione nelle simulazioni orbitali nella funzione *CompareOrbit.m* (vedi paragrafo 5.4). Di default il valore impostato è 10.
- ‘SolarConstant’: definisce il valore della costante solare, cioè la quantità di radiazioni sulla Terra dal Sole per unità di superficie, misurata in W/m². Il valore di default è 1368 W/m².
- ‘EarthAlbedo’: definisce la frazione di luce solare riflessa dalla Terra, di cui il valore impostato è 0.36.
- ‘LunarAlbedo’: definisce la frazione di luce solare riflessa dalla Luna ed il valore di default è 0.13.
- ‘Gain_min’: definisce il valore del guadagno dell’antenna in deciBel, di default 6 dB.
- ‘AreaTarget’: se il valore è pari a 1 significa che si vuole fare una simulazione riferita ad un’area terrestre altrimenti è pari a 0, come di default.
- ‘Video’: se è pari a 1 si realizza un video della vista dei sensori di Sole, Terra e Luna del satellite nella funzione *Sensor.m* (vedi paragrafo 5.10.1).
- ‘Filename’: nel caso la simulazione sia riferita ad una città o ad un’area permette di identificare un file da cui caricarla.

Di seguito si riporta il codice della funzione.

```
function [simulationtime dt Absorbance PanelsArea AngoliPannelli...
...Angolo pixel angoloFot timeStart orbitEpoch eccentricità...
...argOfPerigeeR RAANR... ...meanAnomalyR SC steps COST AT avi LA AC...
...filename] = variabili_ingresso(variabili)
```

```

varargin = strcat(variabili);

% Definizione delle variabili di default

timeStart = 0;
simulationtime = 86400;
dt = 60;
orbitEpoch = 0;
eccentricity = 0;
argOfPerigee = 0;
RAAN = 0;
meanAnomaly = 0;
AngoliPannelli = [0 0; 90 0; 90 90; 90 270; 90 180; 180 0];
PanelsArea = [1 1 1 1 1 1];
Absorbance = [1 1 1 1 1 1];
pixel = [640 480];
angoloFot = [80 60];
steps = 10;
Angolo = 0.0667;
SC = 1368;
AC = 0.36;
LA = 0.13;
COST = 6;
AT = 0;
avi = 0;

% Controllo ingressi

if (size(varargin,2) > 1)
    for i=1:2:size(varargin,2)
        switch varargin{i}
            case 'timestart'
                timeStart = varargin{i+1};
            case 'simulationtime'
                simulationtime = varargin{i+1};
            case 'dt'
                dt = varargin{i+1};
            case 'orbitepoch'
                orbitEpoch = varargin{i+1};
            case 'eccentricity'
                eccentricity = varargin{i+1};
            case 'argofperigee'
                argOfPerigee = varargin{i+1};
            case 'raan'
                RAAN = varargin{i+1};
            case 'meananomaly'
                meanAnomaly = varargin{i+1};
            case 'panelsangle'
                AngoliPannelli = varargin{i+1};
            case 'panelsarea'
                PanelsArea = varargin{i+1};
            case 'absorbance'
                Absorbance = varargin{i+1};
            case 'pixel'
                pixel = varargin{i+1};
        end
    end
end

```

```
case 'sensorangle'
    angoloFot = varargin{i+1};
case 'angle'
    Angolo = varargin{i+1};
case 'steps'
    steps = varargin{i+1};
case 'solarconstant'
    SC = varargin{i+1};
case 'earthalbedo'
    AC = varargin{i+1};
case 'lunaralbedo'
    LA = varargin{i+1};
case 'gain_min'
    COST = varargin{i+1};
case 'areatarget'
    AT = varargin{i+1};
case 'video'
    avi = varargin{i+1};
case 'filename'
    filename = varargin{i+1};
    end
end
end

% Trasformazioni gradi/radiani

argOfPerigeeR = (2 * pi * argOfPerigee) / 360;
RAANR = (2 * pi * RAAN) / 360;
meanAnomalyR = (2 * pi * meanAnomaly) / 360;
```


5.4 COMPAREORBIT.M

Con questa funzione possono essere estratti dati da simulazioni di orbite. In ingresso vengono fornite l'altitudine di perigeo minima (*minimum*) e massima (*maximum*) in metri e l'inclinazione minima (*inclMin*) e massima (*inclMax*) in gradi delle possibili orbite e una stringa che identifica che dati si vuole dalla simulazione. Dai range si ottengono $n + 1$ quote e $n + 1$ inclinazioni, dove n è il valore della variabile *steps*, e in uscita si avranno i dati voluti dalle simulazioni orbitali per ogni combinazione quota - inclinazione.

I dati che si possono ottenere sono:

- inserendo tra le variabili di ingresso la stringa 'MaxNumAccess' si ottiene il numero accessi in visibilità di un satellite con la città o l'area indicata dalla variabile *filename* (di default Torino) per le diverse orbite. Si ha visibilità tra un satellite e una *ground station* se è possibile collegarli con una ipotetica linea retta. Nei file che identificano un'area che verranno utilizzati in seguito è posto un vincolo per cui si considera che un satellite abbia accesso a quest'area solo se è sopra ad essa o entro un angolo di 5° dai confini.
- con la stringa 'MinNoCommTimeMean' si ricavano dati riguardanti il tempo medio in cui il satellite non è in visibilità, e quindi non può comunicare, con la stazione di terra per le varie orbite. Questo tempo è anche chiamato tempo di rivisita ed è definito come l'intervallo di tempo compreso tra due successivi accessi del satellite ad un determinato sito.

- se viene inserita la stringa ‘MaxTotAccessTime’ tra le variabili in ingresso si otterrà il tempo totale che un satellite passerà in visibilità durante l’arco di tempo definito dalla variabile *simulationTime* per le diverse orbite.
- inserendo tra le *varargin* in ingresso la stringa ‘MaxNoCommTime’ si trova il valore massimo del tempo di rivisità di ogni orbita.
- con la stringa ‘MaxTimeSingleAccess’ si ricava il valore del tempo di accesso più lungo per le diverse orbite.
- la stringa ‘MaxMeanTimeAccess’ consente di ottenere il valore medio della durata del tempo di accesso di ogni orbita.

In uscita per viene visualizzato per tutte le stringhe di ingresso il valore della quota e dell’inclinazione con cui si ottiene il risultato migliore e una matrice, le cui colonne sono le diverse inclinazioni e le righe l’altitudine, con il valore del dato per ogni orbita. Questa matrice non viene visualizzata se in ingresso si ha la stringa ‘MaxTimeSingleAccess’.

Di seguito viene riportato il codice della funzione.

```
function CompareOrbit(minimum, maximum, inclMin, inclMax, varargin)

clc

filename = 'C:\Torino.f';

variabili = varargin;

[simulationtime dt Absorbance PanelsArea AngoliPannelli Angolo pixel...
...angoloFot timeStart orbitEpoch eccentricity argOfPerigeeR RAANR...
...meanAnomalyR SC steps COST AT avi LA AC] =...
...variabili_ingresso(variabili);

[conid] = Apertura_STK(timeStart, simulationtime);

stkExec(conid, 'New / Satellite Aramis');

if AT == 0
    stkLoadObj('/Scenario/Prova', 'Facility', filename);
else
    stkLoadObj('/Scenario/Prova', 'AreaTarget', filename);
```

```

end

NomeCitta = stkObjNames;
City = strvcat(NomeCitta(2));

% Controlla che 'maximum' sia realmente il valore massimo

if maximum >= minimum
    inc = (maximum - minimum) / steps;
else
    error('minimum > maximum');
end

% Trasforma il valore delle inclinazioni in radianti

nRadMin = (2 * pi * inclMin) / 360;
nRadMax = (2 * pi * inclMax) / 360;
incIncl = (nRadMax - nRadMin) / steps;

% Controllo delle simulazioni richieste dall'utente

for h = 1:1:nargin-4
    switch lower(varargin{h})

        % Primo caso: trova l'orbita con il maggior numero di accessi

    case 'maxnumaccess'

        % Inizializzazione variabili locali

        MaxNum = 0;
        Orb = 0;

        % Simulazioni

        for i = 0:1:steps

            for j = 0:1:steps

                stkSetPropClassical('/Scenario/Prova/Satellite/Aramis',...
                'J4Perturbation', 'J2000', timeStart, timeStart +...
                simulationtime, dt, orbitEpoch, 6378137 + minimum + inc * i,...
                ...eccentricity, nRadMin + incIncl*j, argOfPerigeeR, RAANR,...
                ...meanAnomalyR, -2.3656e+008);

                [AccessData, AccessNames] =...
                ...stkAccReport(sprintf('%s',City),...
                ...'/Scenario/Prova/Satellite/Aramis', 'Access');

                Accesses = stkFindData(AccessData{1}, 'Access');
                [x, y] = max(Accesses);

                AccessMatrix(i+1,j+1) = x;

                if (x > MaxNum)
                    MaxNum = x;
                end
            end
        end
    end
end

```

```

        Orb = 6378137 + minimum + inc * i;
        Incl = nRadMin + incIncl*j;
    end
end
end

MaxNumAccessBestOrbit = Orb - 6378137
MaxNumAccessBestIncl = (Incl*360)/(2*pi)
NumAccess = MaxNum
AccessMatrix

% Secondo caso: trova l'orbita con il minor tempo di non
% comunicazione medio

case 'minnocommtimemean'

    % Inizializzazione variabili locali

    TimeOmbraMin = 9e+015;

    % Simulazioni

    for i = 0:1:steps

        for j = 0:1:steps

            stkSetPropClassical('/Scenario/Prova/Satellite/Aramis',...
            ...'J4Perturbation', 'J2000', timeStart, timeStart +...
            ...simulationtime, dt, orbitEpoch, 6378137 + minimum + inc *...
            ...i, eccentricity,...                ...nRadMin + incIncl*j,...
            ...argOfPerigeeR, RAANR, meanAnomalyR, -2.3656e+008);

            [secData, secNames] = stkAccReport(sprintf('%s', City),...
            ...'/Scenario/Prova/Satellite/Aramis', 'Access');
            Accesses = stkFindData(secData{1}, 'Access');
            [x, y] = max(Accesses);
            tStart = stkFindData(secData{1}, 'Start Time');
            tStop = stkFindData(secData{1}, 'Stop Time');
            TimeOmbra = tStart(1);

            for k = 2:1:x
                TimeOmbra = TimeOmbra + (tStart(k) - tStop(k-1));
            end

            Freq = TimeOmbra / x;
            MatrixMinNoCommTimeMean(i+1,j+1) = Freq;

            if (Freq < TimeOmbraMin)
                TimeOmbraMin = Freq;
                OrbBestFreq = 6378137 + minimum + inc * i;
                InclBestFreq = nRadMin + incIncl * j;
            end
        end
    end

    MinNoCommTimeMean = TimeOmbraMin

```

```

MinNoCommTimeMeanBestOrbit = OrbBestFreq - 6378137
MinNoCommTimeMeanBestIncl = (InclBestFreq*360)/(2*pi)
MatrixMinNoCommTimeMean

% Terzo caso: trova l'orbita con il maggior tempo di
% visibilita' totale

case 'maxtotaccesstime'

% Inizializzazione variabili locali

tDurataMax = 0;

% Simulazioni

for i = 0:1:steps

    for j = 0:1:steps

        stkSetPropClassical('/Scenario/Prova/Satellite/Aramis',...
        ...'J4Perturbation', 'J2000', timeStart, timeStart +...
        ...simulationtime, dt, orbitEpoch, 6378137 + minimum + inc *...
        ...i, eccentricity, nRadMin + incIncl*j, argOfPerigeeR,...
        ...RAANR, meanAnomalyR, -2.3656e+008 );
        [secData, secNames] = stkAccReport(sprintf('%s', City),...
        ...'/Scenario/Prova/Satellite/Aramis',... 'Access');
        Accesses = stkFindData(secData{1}, 'Access');
        [x, y] = max(Accesses);
        tDurata = stkFindData(secData{1}, 'Duration');
        tDurataTot = 0;

        for k=1:1:x
            tDurataTot = tDurataTot + tDurata(k);
        end

        MatrixMaxDuration(i+1,j+1) = tDurataTot;

        if (tDurataTot > tDurataMax)
            tDurataMax = tDurataTot;
            OrbtDurataMax = 6378137 + minimum + inc * i;
            IncltDurataMax = nRadMin + incIncl*j;
        end
    end
end

MaxDuration = tDurataMax
MaxTotAccessTimeBestOrbit = OrbtDurataMax - 6378137
MaxTotAccessTimeBestIncl = (IncltDurataMax*360)/(2*pi)
MatrixMaxDuration

% Quarto caso: trova l'orbita con il tempo di non comunicazione
% massimo minore

case 'maxnocommtime'

% Inizializzazione variabili locali

```

```

tBuioMaxMin = 9e+015;

% Simulazioni

for i = 0:1:steps

    for j = 0:1:steps

        stkSetPropClassical('/Scenario/Prova/Satellite/Aramis',...
        ...'J4Perturbation', 'J2000', timeStart, timeStart +...
        ...simulationtime, dt, orbitEpoch, 6378137 + minimum + inc *...
        ...i, eccentricity, nRadMin + incIncl*j, argOfPerigeeR,...
        ...RAANR, meanAnomalyR, -2.3656e+008);
        [secData, secNames] = stkAccReport(sprintf('%s', City),...
        ...'/Scenario/Prova/Satellite/Aramis',... ...'Access');
        Accesses = stkFindData(secData{1}, 'Access');
        [x, y] = max(Accesses);
        tStart = stkFindData(secData{1}, 'Start Time');
        tStop = stkFindData(secData{1}, 'Stop Time');
        tBuioMax = 0;

        for k=2:1:x
            tBuio = tStart(k) - tStop(k-1);

            if (tBuio > tBuioMax)
                tBuioMax = tBuio;
            end
        end

        MatrixMinNoCommTime(i+1,j+1) = tBuioMax;

        if (tBuioMax < tBuioMaxMin)
            tBuioMaxMin = tBuioMax;
            BestOrbtBuioMaxMin = 6378137 + minimum + inc * i;
            BestIncltBuioMaxMin = nRadMin + incIncl*j;
        end
    end
end

MinNoCommTime = tBuioMaxMin
MinNoCommTimeBestOrbit = BestOrbtBuioMaxMin - 6378137
MinNoCommTimeBestIncl = (BestIncltBuioMaxMin*360)/(2*pi)
MatrixMinNoCommTime

% Quinto caso: trova l'orbita che ha il singolo tempo di accesso
% maggiore in assoluto

case 'MaxTimeSingleAccess'

    % Inizializzazione variabili locali

    tDurationMax = 0;

    % Simulazioni

```

```

for i = 0:1:steps

    for j = 0:1:steps

        stkSetPropClassical('/Scenario/Prova/Satellite/Aramis',...
        ...'J4Perturbation', 'J2000', timeStart, timeStart +...
        ...simulationtime, dt, orbitEpoch, 6378137 + minimum + inc *...
        ...i, eccentricity, nRadMin + incIncl*j, argOfPerigeeR,...
        ...RAANR, meanAnomalyR, -2.3656e+008);
        [secData, secNames] = stkAccReport(sprintf('%s', City),...
        ...'/Scenario/Prova/Satellite/Aramis',... ...'Access');
        Accesses = stkFindData(secData{1}, 'Access');
        [x, y] = max(Accesses);
        tDurata = stkFindData(secData{1}, 'Duration');

        for k=1:1:x
            tDuration = tDurata(k);

            if (tDuration > tDurationMax)
                tDurationMax = tDuration;
                OrbtDurataMaxSA = 6378137 + minimum + inc * i;
                IncltDurataMaxSA = nRadMin + incIncl*j;
                nAccess = k;
            end
        end
    end
end

MaxDurationSingleAccess = tDurationMax
MaxDurationSingleAccessBestOrbit = OrbtDurataMaxSA - 6378137
MaxDurationSingleAccessBestIncl =...
...(IncltDurataMaxSA*360)/(2*pi)
AccessNumber = nAccess

% Sesto caso: trova l'orbita con il tempo medio di accesso
% maggiore

case 'maxmeantimeaccess'

    % Inizializzazione variabili locali

    tDurataMediaMax = 0;

    % Simulazioni

    for i = 0:1:steps

        for j = 0:1:steps

            stkSetPropClassical('/Scenario/Prova/Satellite/Aramis',...
            ...'J4Perturbation', 'J2000', timeStart, timeStart +...
            ...simulationtime, dt, orbitEpoch, 6378137 + minimum + inc *...
            ...i, eccentricity, nRadMin + incIncl*j, argOfPerigeeR,...
            ...RAANR, meanAnomalyR, -2.3656e+008);
            [secData, secNames] = stkAccReport(sprintf('%s', City),
            ...'/Scenario/Prova/Satellite/Aramis',... ...'Access');

```

```
Accesses = stkFindData(secData{1}, 'Access');
[x, y] = max(Accesses);
tDurata = stkFindData(secData{1}, 'Duration');
tDurataTotaleOrb = 0;

for k=1:1:x
    tDurataTotaleOrb = tDurataTotaleOrb + tDurata(k);
end

tDurataMediaOrb = tDurataTotaleOrb/x;
MatrixMaxMeanTimeAccess(i+1,j+1) = tDurataMediaOrb;

if (tDurataMediaOrb > tDurataMediaMax)
    tDurataMediaMax = tDurataMediaOrb;
    OrbtDurataMediaMax = 6378137 + minimum + inc * i;
    IncltDurataMediaMax = nRadMin + incIncl*j;
end
end
end

MaxMeanTimeAccess = tDurataMediaMax
MaxMeanTimeAccessBestOrbit = OrbtDurataMediaMax - 6378137
MaxMeanTimeAccessBestIncl = (IncltDurataMediaMax*360)/(2*pi)
MatrixMaxMeanTimeAccess

end
end

% Chiusura connessione STK-Matlab

Chiusura_STK(conid)
```


5.5 ANGLESA TEARTH.M

La funzione *AngleSatEarth.m* permette di calcolare dove si trova la *ground station* rispetto al satellite in ogni istante, fornendo due angoli: l'angolo elevazione rispetto al nadir e l'angolo direzione. Alla funzione è necessario fornire in ingresso la quota (*alt*) in metri e l'inclinazione (*incl*) in gradi dell'orbita del satellite e in uscita si ha la distanza massima, in chilometri, che si verifica tra il satellite e la stazione di terra nel periodo di simulazione. Viene anche creato un grafico polare su cui vengono riportate la distanza e l'angolo elevazione che può anche essere visto come il diagramma di radiazione necessario per l'antenna.

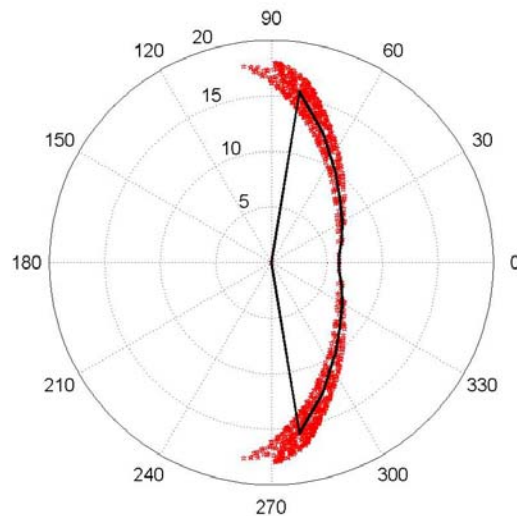


Figura 5.3: Grafico polare ottenuto per un satellite in orbita polare a 800 km di quota e ground station a Torino. I punti rossi indicano la posizione della ground station vista dal satellite, mentre la linea nera indica il profilo di radiazione dell'antenna.

Il codice in linguaggio MATLAB della funzione è riportato di seguito.

```
function [Distanza_Max] = AngleSatEarth(alt, incl, varargin)

clc

filename = 'C:\Torino.f';

variabili = varargin;

[simulationtime dt Absorbance PanelsArea AngoliPannelli Angolo pixel...
...angoloFot timeStart orbitEpoch eccentricity argOfPerigeeR RAANR...
...meanAnomalyR SC steps COST AT avi LA AC] =...
...variabili_ingresso(variabili);

[conid] = Apertura_STK(timeStart, simulationtime);

stkExec(conid, 'New / Satellite Aramis');
stkLoadObj('/Scenario/Prova', 'Facility', filename);

% Trasformazione gradi/radiani

nRad = (2 * pi * incl) / 360;

% Inizializzazione satellite

stkSetPropClassical('/Scenario/Prova/Satellite/Aramis',...
...'J4Perturbation', 'J2000', timeStart, timeStart + simulationtime,...
...dt, orbitEpoch, 6378137 + alt, eccentricity, nRad, argOfPerigeeR,...
...RAANR, meanAnomalyR, -2.3656e+008);

% Report 'Cartesian Position' per il satellite

stkReport('/Scenario/Prova/Satellite/Aramis', 'Cartesian Position');
[secPosSat, secNamesSat] =...
...stkReport('/Scenario/Prova/Satellite/Aramis', 'Cartesian Position');

% Definizione del numero di passi della simulazione

if (mod(simulationtime, dt) == 0)
    MaxDivision = simulationtime / dt + 1;
else
    MaxDivision = fix(simulationtime / dt) + 2;
end

% Access report: trova momento di accesso e di uscita

NomeCitta = stkObjNames;
City = strvcat(NomeCitta(2));
[AccessData, AccessNames] = stkAccReport(sprintf('%s', City),...
...'/Scenario/Prova/Satellite/Aramis', 'Access');
```

```

tStart = stkFindData(AccessData{1}, 'Start Time');
tStop = stkFindData(AccessData{1}, 'Stop Time');
Accesses = stkFindData(AccessData{1}, 'Access');
[x, y] = max(Accesses);

% Coordinate secondo il sistema di coordinate cartesiane ECEF (Earth
% centered, Earth fixed)
% Asse x: da centro della Terra passa per lat. 0° e long. 0°
% Asse z: da centro della Terra passa polo nord
% Asse y: da centro della Terra passa per lat. 0° e long. 90°

% Ricava le coordinate cartesiane del satellite istante per istante

xDistSat = stkFindData(secPosSat{1}, 'x');
yDistSat = stkFindData(secPosSat{1}, 'y');
zDistSat = stkFindData(secPosSat{1}, 'z');

% Report 'Cartesian Position' per la Facility

stkReport(12lprint('%s', City), 'Cartesian Position');
[secPosCity, secNamesCity] = stkReport(12lprint('%s', City),...
...'Cartesian Position');

% Ricavo le coordinate cartesiane della Facility istante per istante
(-> SONO FISSE!!! SISTEMA CARTESIANO E' RIFERITO ALLA TERRA)

xDistCity = stkFindData(secPosCity{1}, 'x');
yDistCity = stkFindData(secPosCity{1}, 'y');
zDistCity = stkFindData(secPosCity{1}, 'z');

% Inizializzazione vettori

tetaR = zeros(1, MaxDivision);
teta = zeros(1, MaxDivision);
psiR = zeros(1, MaxDivision);
psi = zeros(1, MaxDivision);
Distance = zeros(1, MaxDivision);
Distanza_Massima = zeros(1, MaxDivision);
index = 0;

% Si ricava la posizione del satellite rispetto alla Facility

omega = pi / 2 + acos(zDistSat./sqrt(zDistSat.^2 + yDistSat.^2 + ...
...zDistSat.^2));

xDistCityRot = xDistCity .* cos(-omega) - zDistCity .* sin(-omega);
yDistCityRot = repmat(yDistCity,MaxDivision,1);
zDistCityRot = xDistCity .* sin(-omega) + zDistCity .* cos(-omega);

xDistSatRot = xDistSat .* cos(-omega) - zDistSat .* sin(-omega);
yDistSatRot = yDistSat;
zDistSatRot = xDistSat .* sin(-omega) + zDistSat .* cos(-omega);

xDistRel = xDistCityRot - xDistSatRot;

```

```

yDistRel = yDistCityRot - yDistSatRot;
zDistRel = zDistCityRot - zDistSatRot;

% Angolo direzione (azimutale) (=> dove si trova stazione di terra
% rispetto a satellite)[0 = nord]

tetaRad = atan2(yDistRel,xDistRel);

% Angolo elevazione (polare) (=> a che altezza si trova stazione di
% terra rispetto a satellite)

psiRad = acos(zDistRel ./ sqrt(xDistRel.^2 + yDistRel.^2 +...
...zDistRel.^2));

tetaReal = ((360 * tetaRad) / (2 * pi));
psiReal = ((360 * psiRad) / (2 * pi));

DistanceReal = sqrt(xDistRel.^2 + yDistRel.^2 + zDistRel.^2);

for i = 1:1:MaxDivision
    time = dt * i;
    for k = 1:1:x
        if (time >= tStart(k) && time <= tStop(k))
            psi(i) = psiReal(i);
            teta(i) = tetaReal(i);
            psiR(i) = psiRad(i);
            tetaR(i) = tetaRad(i);

            Distance(i) = 20*log10(DistanceReal(i)/alt) + COST;
            Distanza_Massima(i) = DistanceReal(i);
            break
        else
            psi(i) = 0;
            teta(i) = 0;
            psiR(i) = 0;
            tetaR(i) = 0;

            Distance(i) = 0;
        end
    end
end

Distanza_Max = max(Distanza_Massima)/1e3;

% Plot

close all

figure
polar(psiR,Distance,'pr')
hold on;
polar(-psiR,Distance,'pr')
hold on;

```

```

a = sort(psiR);
b = sort(Distance);

for i = 1:1:MaxDivision
    if (psiR(i) ~= 0)
        index = index + 1;
    end
end

% Inizializzazione vettori

s = zeros(1, index);
g = zeros(1, index);

for j = 1:1:index
    s(j) = a(j + MaxDivision - index);
    g(j) = b(j + MaxDivision - index);
end

s1 = zeros(1,2*length(s)+2);
g1 = zeros(1,2*length(s)+2);

for j = 1 : length(s)
    s1(j+1) = -s(length(s)-j+1);
    g1(j+1) = g(length(s)-j+1) .* (s(length(s)-j+1) < (pi/2));

    s1(j+length(s)+1) = s(j);
    g1(j+length(s)+1) = g(j) .* (s(j) < (pi/2));
end

s1(1) = -pi;
s1(end)= pi;

angolo = linspace(-pi,pi,30);
distanza = interp1(s1,g1,angolo,'cubic');

polar(angolo,distanza,'k');

% Chiusura connessione STK-Matlab

Chiusura_STK(conid)

```

5.6 ANGLEEARTHSAT.M

Questa funzione permette di calcolare la posizione del satellite rispetto alla *ground station* in funzione degli angoli elevazione e direzione. Anche in questo caso in ingresso è necessario fornire l'altitudine (*alt*) in metri e l'inclinazione (*incl*) in gradi dell'orbita, mentre in uscita vengono creati due grafici, il primo rappresentante il valore dell'angolo elevazione in funzione del tempo ed il secondo raffigurante il valore dell'angolo direzione, anch'esso in funzione del tempo. Se entrambi hanno valore nullo significa che il satellite e la stazione di terra non sono in visibilità.

```
function AngleEarthSat(alt, incl, varargin)

clc

filename = 'C:\Torino.f';

variabili = varargin;

[simulationtime dt Absorbance PanelsArea AngoliPannelli Angolo pixel...
...angoloFot timeStart orbitEpoch eccentricity argOfPerigeeR RAANR...
...meanAnomalyR SC steps COST AT avi LA AC] =...
...variabili_ingresso(variabili);

[conid] = Apertura_STK(timeStart, simulationtime);

stkExec(conid, 'New / Satellite Aramis');
stkLoadObj('/Scenario/Prova', 'Facility', filename);

% Trasformazione gradi/radiani

nRad = (2 * pi * incl) / 360;

% Inizializzazione satellite

stkSetPropClassical('/Scenario/Prova/Satellite/Aramis',...
...'J4Perturbation', 'J2000', timeStart, timeStart + simulationtime,...
```

```

...dt, orbitEpoch, 6378137 + alt, eccentricity, nRad, argOfPerigeeR,...
...RAANR, meanAnomalyR, -2.3656e+008);

% Report 'Cartesian Position' per il satellite

stkReport('/Scenario/Prova/Satellite/Aramis', 'Cartesian Position');
[secPosSat, secNamesSat] =...
...stkReport('/Scenario/Prova/Satellite/Aramis', 'Cartesian Position');

% Definizione del numero di passi della simulazione

if (mod(simulationtime, dt) == 0)
    MaxDivision = simulationtime / dt + 1;
else
    MaxDivision = fix(simulationtime / dt) + 2;
end

% Impostazione del tempo di riferimento per i grafici

T = 0:MaxDivision - 1;
Trif = T * dt;

% Access report: trova momento di accesso e di uscita

NomeCitta = stkObjNames;
City = strvcats(NomeCitta(2));
[AccessData, AccessNames] = stkAccReport(sprintf('%s', City),...
...'/Scenario/Prova/Satellite/Aramis', 'Access');
tStart = stkFindData(AccessData{1}, 'Start Time');
tStop = stkFindData(AccessData{1}, 'Stop Time');
Accesses = stkFindData(AccessData{1}, 'Access');
[x, y] = max(Accesses);

% Coordinate secondo il sistema di coordinate cartesiane ECEF (Earth
% centered, Earth fixed)
% Asse x: da centro della Terra passa per lat. 0° e long. 0°
% Asse z: da centro della Terra passa polo nord
% Asse y: da centro della Terra passa per lat. 0° e long. 90°

% Ricava le coordinate cartesiane del satellite istante per istante

xDistSat = stkFindData(secPosSat{1}, 'x');
yDistSat = stkFindData(secPosSat{1}, 'y');
zDistSat = stkFindData(secPosSat{1}, 'z');

% Report 'Cartesian Position' per la Facility

stkReport(sprintf('%s', City), 'Cartesian Position');
[secPosCity, secNamesCity] = stkReport(sprintf('%s', City),...
...'Cartesian Position');

% Ricavo le coordinate cartesiane della Facility istante per istante
(-> SONO FISSE!!! SISTEMA CARTESIANO E' RIFERITO ALLA TERRA)

```

```

xDistCity = stkFindData(secPosCity{1}, 'x');
yDistCity = stkFindData(secPosCity{1}, 'y');
zDistCity = stkFindData(secPosCity{1}, 'z');

% Inizializzazione vettori

teta = zeros(1, MaxDivision);
psi = zeros(1, MaxDivision);
Distance = zeros(1, MaxDivision);

% Angolo Facility di riferimento

omega = atan2(zDistCity,xDistCity);
omicron = atan2(yDistCity,xDistCity);

% Rotazione degli assi di riferimento

xDistCityRot = xDistCity * cos(-omega) - zDistCity * sin(-omega);
yDistCityRot = yDistCity;
zDistCityRot = xDistCity * sin(-omega) + zDistCity * cos(-omega);

xDistCityRot2 = repmat(xDistCityRot * cos(omicron) - yDistCityRot *...
...sin(omicron),MaxDivision,1);
yDistCityRot2 = repmat(xDistCityRot * sin(omicron) + yDistCityRot *...
...cos(omicron),MaxDivision,1);
zDistCityRot2 = repmat(zDistCityRot,MaxDivision,1);

xDistSatRot = xDistSat .* cos(-omega) - zDistSat .* sin(-omega);
yDistSatRot = yDistSat;
zDistSatRot = xDistSat .* sin(-omega) + zDistSat .* cos(-omega);

xDistSatRot2 = xDistSatRot .* cos(omicron) - yDistSatRot .*...
...sin(omicron);
yDistSatRot2 = xDistSatRot .* sin(omicron) + yDistSatRot .*...
...cos(omicron);
zDistSatRot2 = zDistSatRot;

xDistRel = xDistSatRot2 - xDistCityRot2;
yDistRel = yDistSatRot2 - yDistCityRot2;
zDistRel = zDistSatRot2 - zDistCityRot2;

% Angolo direzione (azimutale) (=> dove si trova satellite rispetto a
% stazione di terra)

tetaRad = atan2(zDistRel,yDistRel);

% Angolo elevazione (polare) (=> a che altezza si trova satellite
% rispetto a stazione di terra)

psiRad = acos(xDistRel ./ sqrt(xDistRel.^2 + yDistRel.^2 +...
...zDistRel.^2));

tetaReal = ((360 * tetaRad) / (2 * pi));

```



```
psiReal = 90 - ((360 * psiRad) / (2 * pi));

DistanceReal = sqrt(xDistRel.^2 + yDistRel.^2 + zDistRel.^2);

for i = 1:1:MaxDivision
    time = dt * i;
    for k = 1:1:x
        if (time >= tStart(k) && time <= tStop(k))
            psi(i) = psiReal(i);
            teta(i) = tetaReal(i);

            Distance(i) = 10 * log10(DistanceReal(i));
            break
        else
            psi(i) = 0;
            teta(i) = 0;

            Distance(i) = 0;
        end
    end
end

% Plot

close all
subplot(2,1,1)
plot(Trif, psi)
subplot(2,1,2)
plot(Trif, teta)

% Chiusura connessione STK-Matlab

Chiusura_STK(conid)
```

5.7 SOLARPOWER.M

La funzione *SolarPower.m* permette di calcolare la potenza elettrica prodotta dai pannelli solari del satellite dall'illuminamento solare e la posizione che il Sole ha sul sensore di Sole (se ne ipotizza uno per faccia). Per l'utilizzo è necessario fornire in ingresso l'altitudine (*alt*) in metri e l'inclinazione (*incl*) in gradi dell'orbita e in uscita si ha un vettore contenente gli istanti di campionamento dei dati (*Trif*) in secondi e tre matrici le cui colonne sono coincidenti col vettore *Trif* e le righe indicano la relativa faccia del satellite. Queste tre matrici restituiscono i dati relativa alla potenza elettrica prodotta (*PotEff*) in Watt e la posizione del Sole sul sensore riferita a due angoli, l'angolo elevazione (*psiFace*) e l'angolo direzione (*tetaFace*) entrambi in radianti. Se il valore dell'angolo elevazione è pari a $-\pi$ significa che il Sole non è visibile dal sensore.

```
function [Trif, PotEff, psiFace, tetaFace] = SolarPower(alt, incl,...
...varargin)

clc

variabili = varargin;

[simulationtime dt Absorbance PanelsArea AngoliPannelli Angolo pixel...
...angoloFot timeStart orbitEpoch eccentricity argOfPerigeeR RAANR...
...meanAnomalyR SC steps COST AT avi LA AC] =...
...variabili_ingresso(variabili);

[conid] = Apertura_STK(timeStart, simulationtime);

stkExec(conid, 'New / Satellite Aramis');

% Trasformazione gradi/radiani

nRad = (2 * pi * incl) / 360;
angoloFotRad = (2 * pi * angoloFot) / 360;

% Inizializzazione satellite
```

```

stkSetPropClassical('/Scenario/Prova/Satellite/Aramis',...
...'J4Perturbation', 'J2000', timeStart, timeStart + simulationtime,...
...dt, orbitEpoch, 6378137 + alt, eccentricity, nRad, argOfPerigeeR,...
...RAANR, meanAnomalyR, -2.3656e+008);

% Report NewStyle: fornisce coordinate cartesiane del Sole rispetto al
% satellite

stkReport('/Scenario/Prova/Satellite/Aramis', 'NewStyle');
[secData, secNames] = stkReport('/Scenario/Prova/Satellite/Aramis',...
...'NewStyle');

xDist = stkFindData(secData{1}, 'x');
yDist = stkFindData(secData{1}, 'y');
zDist = stkFindData(secData{1}, 'z');

% Report Solar Intensity: fornisce l'intensita' solare che incide sul
% satellite (100% = satellite illuminato; 0% = satellite in ombra)

stkReport('/Scenario/Prova/Satellite/Aramis', 'Solar Intensity');
[secData1, secNames1] = stkReport('/Scenario/Prova/Satellite/Aramis',...
...'Solar Intensity');
IntensityPerCent = stkFindData(secData1{1}, 'Intensity');
Intensity = IntensityPerCent / 100;

% Definizione del numero di passi della simulazione

if (mod(simulationtime, dt) == 0)
    MaxDivision = simulationtime / dt + 1;
else
    MaxDivision = fix(simulationtime / dt) + 2;
end

% Numero delle facce del satellite

Angle = (2 * pi * AngoliPannelli) / 360;
[x y] = size(Angle);

% Definizione rapporto pixel/dimensione

correzione = zeros(1, 2);

for d = 1:1:2
    correzione(d) = (pixel(d) / 2) * pi / angoloFotRad(d);
end

% Impostazione del tempo di riferimento per i grafici

T = 0:MaxDivision - 1;
Trif = T * dt;

% Inizializzazione vettori

```

```

xCart = zeros(x, MaxDivision);
yCart = zeros(x, MaxDivision);

% Calcolo della posizione del Sole rispetto al satellite

% Angolo direzione (azimutale)
teta = atan2(yDist,xDist);
% Angolo elevazione (polare)
psi = acos(zDist./sqrt(xDist.^2 + yDist.^2 + zDist.^2));

% Faccia perpendicolare a z
AngleSun_z = cos(psi);

% Faccia perpendicolare a x
AngleSun_x = cos(teta) .* sin(psi);

% Faccia perpendicolare a y
AngleSun_y = sin(teta) .* sin(psi);

AngleSun = cos(Angle(:,1)) * AngleSun_z' + (cos(Angle(:,2)) .*...
...sin(Angle(:,1))) * AngleSun_x' + (sin(Angle(:,2)) .*...
...sin(Angle(:,1))) * AngleSun_y';

% Eliminazione delle componenti negative (faccia illuminata da dietro)
AngleSun = max(AngleSun, 0);

% Calcolo della potenza in Watt
PotEff = SC * repmat(PanelsArea' .* Absorbance',1,size(AngleSun,2))...
... * AngleSun .* repmat(Intensity',size(AngleSun,1),1);

% Calcolo della posizione del Sole sul sensore

xCart1 = cos(Angle(:,2)) * xDist' - sin(Angle(:,2)) * yDist';
yCart1 = sin(Angle(:,2)) * xDist' + cos(Angle(:,2)) * yDist';
zCart1 = repmat(zDist',x,1);

xCart2 = xCart1 .* repmat(cos(Angle(:,1)),1,size(xCart1,2)) -...
...zCart1 .* repmat(sin(Angle(:,1)),1,size(xCart1,2));
yCart2 = yCart1;
zCart2 = xCart1 .* repmat(sin(Angle(:,1)),1,size(xCart1,2)) +...
...zCart1 .* repmat(cos(Angle(:,1)),1,size(xCart1,2));

psiFace = acos(zCart2./sqrt(xCart2.^2 + yCart2.^2 + zCart2.^2));
tetaFace = atan2(yCart2,xCart2);

r = sin(psiFace);

for j = 1:1:x
    for i = 1:1:MaxDivision
        if r > sin(angoloFotRad(1))

```

```

        xCart = NaN;
        yCart = NaN;
    else
        xCart(j,i) = r(j,i) * cos(tetaFace(j,i)) * correzione(1);
        yCart(j,i) = r(j,i) * sin(tetaFace(j,i)) * correzione(2);
    end
    end
    if (PotEff(j,i) == 0)
        xCart(j,i) = NaN;
        yCart(j,i) = NaN;

        psiFace(j,i) = -pi;
        tetaFace(j,i) = 0;
    end
end
end

% Chiusura connessione STK-Matlab

Chiusura_STK(conid)

```

5.7.1. PlotSolarPower.m

Questo script permette di visualizzare in un grafico i dati relativi alla potenza elettrica prodotta dai pannelli solari del satellite dall'illuminamento solare (*PotEff*) ottenuti dalla funzione *SolarPower.m*. Di seguito è riportato il codice per un satellite in un'orbita con altitudine 800 km e inclinazione 23°.

```

[Trif, PotEff, psiFace, tetaFace] = SolarPower(800000,23);

% Numero delle facce del satellite

[x, y] = size(PotEff);

% Plot

plot(Trif,PotEff)

xlabel('Time [s]')
ylabel('Power [W]')

xlim([0 28800])

for i = 1:1:x
    legenda(i)=cellstr(sprintf('Potenza faccia %d',i));
end

```

```
legend(legenda);
```

5.7.2. SunSensor.m

Anche in questo caso si tratta di uno script che utilizza i dati forniti dalla funzione *SolarPower.m*. Vengono utilizzati i dati relativi alla posizione del Sole sul sensore per realizzare un video che mostra ciò che il sensore visualizza. Di seguito è riportato il codice per un satellite in un'orbita con altitudine 800 km e inclinazione 23°.

```
[Trif, PotEff, psiFace, tetaFace] = SolarPower(800000,23);

[simulationtime dt Absorbance PanelsArea AngoliPannelli Angolo pixel
angoloFot timeStart orbitEpoch eccentricity argOfPerigeeR RAANR...
meanAnomalyR SC steps COST AT avi LA AC] = variabili_ingresso(0);

% Trasformazione gradi/radiani

angoloFotRad = (2*pi*angoloFot)/360;

% Numero delle facce del satellite

[x, y] = size(PotEff);

% Definizione rapporto pixel/dimensione

correzione = zeros(1, 2);

for d = 1:1:2
    correzione(d) = (pixel(d) / 2) * pi / angoloFotRad(d);
end

% Calcolo della posizione del Sole sul sensore

r = sin(psiFace);
xCart = r .* cos(tetaFace) * correzione(1);
yCart = r .* sin(tetaFace) * correzione(2);

for j = 1:1:x
    for i=1:1:y
        if (PotEff(j,i) == 0)
            xCart(j,i) = NaN;
            yCart(j,i) = NaN;
        end
    end
end
```

```
end

% Definizione della dimensione dell'immagine del Sole

xDimensione = Angolo/angoloFotRad(1) * pixel(1);
yDimensione = Angolo/angoloFotRad(2) * pixel(2);

% Plot

for j = 1:1:x

    hplot = figure(j);
    whitebg(hplot, 'black')

    set(hplot, 'Units', 'points');
    position = get(hplot, 'Position');

    altezza = position(4);
    dimensione = (sin((Angolo/180*pi)/ (2))) * altezza;

    for i = 1:1:y

        fill(xCart(j,i) + xDimensione *...
            ...cos([0:pi/100:2*pi]), yCart(j,i) + yDimensione *
            ...sin([0:pi/100:2*pi]), 'y');

        xlim([-pixel(1)/2 pixel(1)/2])
        ylim([-pixel(2)/2 pixel(2)/2])
        drawnow

    end
end
```

5.8 EARTHALBEDO.M

La funzione *EarthAlbedo.m* permette di calcolare la potenza elettrica prodotta dai pannelli solari del satellite dall'albedo terrestre e la posizione che la Terra ha sul sensore. Per l'utilizzo è necessario fornire in ingresso l'altitudine (*alt*) in metri e l'inclinazione (*incl*) in gradi dell'orbita e in uscita si ha un vettore contenente gli istanti di campionamento dei dati (*Trif*) in secondi e tre matrici le cui colonne sono coincidenti col vettore *Trif* e le righe indicano la relativa faccia del satellite. Queste tre matrici restituiscono i dati relativa alla potenza elettrica prodotta (*PotAlbedo*) in Watt e la posizione della Terra sul sensore riferita a due angoli, l'angolo elevazione (*psiFaceT*) e l'angolo direzione (*qoppaFaceT*) entrambi in radianti.

```
function [Trif, PotAlbedo, psiFaceT, qoppaFaceT] = EarthAlbedo(alt,...
...incl, varargin)

variabili = varargin;

[simulationtime dt Absorbance PanelsArea AngoliPannelli Angolo pixel...
...angoloFot timeStart orbitEpoch eccentricity argOfPerigeeR RAANR...
...meanAnomalyR SC steps COST AT avi LA AC] =...
...variabili_ingresso(variabili);

[conid] = Apertura_STK(timeStart, simulationtime);

stkExec(conid, 'New / Satellite Aramis');

% Angolo di vista dell'orizzonte terrestre dal satellite

angoloVista = 2 * asin(6378137 / (6378137 + alt));

% Trasformazione gradi/radiani

nRad = (2*pi*incl)/360;
angoloFotRad = (2*pi*angoloFot)/360;

% Inizializzazione satellite
```



```

stkSetPropClassical('/Scenario/Prova/Satellite/Aramis',...
...'J4Perturbation', 'J2000', timeStart, timeStart + simulationtime,...
...dt, orbitEpoch, 6378137 + alt, eccentricity, nRad, argOfPerigeeR,...
...RAANR, meanAnomalyR, -2.3656e+008);

% Definizione del numero di passi della simulazione

if (mod(simulationtime, dt) == 0)
    MaxDivision = simulationtime / dt + 1;
else
    MaxDivision = fix(simulationtime / dt) + 2;
end

% Numero delle facce del satellite

Angle = (2 * pi * AngoliPannelli) / 360;
[x y] = size(Angle);

% Definizione della faccia di riferimento

Angle(x+1,:) = [0 0];

% Definizione rapporto pixel/dimensione

for d = 1:1:2
    correzione(d) = (pixel(d) / 2) * pi / angoloFotRad(d);
end

% Impostazione del tempo di riferimento per i grafici

T = 0:MaxDivision - 1;
Trif = T * dt;

% Report NewStyle: fornisce coordinate cartesiane del Sole rispetto al
% satellite

stkReport('/Scenario/Prova/Satellite/Aramis', 'NewStyle');
[secData, secNames] = stkReport('/Scenario/Prova/Satellite/Aramis',...
...'NewStyle');

xDistS = stkFindData(secData{1}, 'x');
yDistS = stkFindData(secData{1}, 'y');
zDistS = stkFindData(secData{1}, 'z');

% Report Solar Intensity: fornisce l'intensita' solare che incide sul
% satellite (100% = satellite illuminato; 0% = satellite in ombra)

stkReport('/Scenario/Prova/Satellite/Aramis', 'Solar Intensity');
[secData1, secNames1] = stkReport('/Scenario/Prova/Satellite/Aramis',...
...'Solar Intensity');
IntensityPerCent = stkFindData(secData1{1}, 'Intensity');
Intensity = IntensityPerCent / 100;

```

```

% Inizializzazione vettori

DiffAzimuth = zeros(x, MaxDivision);
PotAlbedo = zeros(x, MaxDivision);

% Calcolo la posizione della Terra rispetto al satellite
% Approssimazione: ho albedo finche' sono in visibilita' del Sole
% Approssimazione: albedo uguale per tutta la superficie terrestre

xCart1S = cos(Angle(:,2)) * xDistS' - sin(Angle(:,2)) * yDistS';
yCart1S = sin(Angle(:,2)) * xDistS' + cos(Angle(:,2)) * yDistS';
zCart1S = repmat(zDistS',x +1,1);

xCart2S = xCart1S .* repmat(cos(Angle(:,1)),1,size(xCart1S,2)) -...
...zCart1S .* repmat(sin(Angle(:,1)),1,size(xCart1S,2));
yCart2S = yCart1S;
zCart2S = xCart1S .* repmat(sin(Angle(:,1)),1,size(xCart1S,2)) +...
...zCart1S .* repmat(cos(Angle(:,1)),1,size(xCart1S,2));

psiFaceS = acos(zCart2S./sqrt(xCart2S.^2 + yCart2S.^2 + zCart2S.^2));
tetaFaceS = atan2(yCart2S,xCart2S);

psiFaceT = repmat(Angle(:,1),1,MaxDivision);
qoppaFaceT = repmat(Angle(:,2),1,MaxDivision);

r = - (6378137 + alt) * sin(pi/2 - angoloVista/2) * sin(pi/2 -...
...angoloVista/2) .* tan(psiFaceT);
xCart = r .* correzione(1) .* cos(qoppaFaceT);
yCart = r .* correzione(2) .* sin(qoppaFaceT);

% Calcolo dell'albedo

cost_k = cos((pi - angoloVista) / 0.7);

for j = 1:1:x
    for i = 1:1:MaxDivision
        if (Angle(j,1) > (-angoloVista/2) && Angle(j,1) <...
...angoloVista/2)

            DiffAzimuth(j,i) = cos(qoppaFaceT(x + 1,i) -...
...tetaFaceS(x + 1,i));
            PotAlbedo(j,i) = AC * SC * (1 / (1 + cost_k)) *...
...(cos(psiFaceT(x + 1,i) - psiFaceS(x + 1,i)) + cost_k) *...
...(cos(Angle(j,1))));

            elseif(Angle(j,1) > (pi/2 + angoloVista/2) && Angle(j,1) <...
...(2*pi - pi/2 - angoloVista/2))

                PotAlbedo(j,i) = 0;

        else

```

```

        DiffAzimuth(j,i) = cos(qoppaFaceT(x + 1,i) -...
        ...tetaFaceS(x + 1,i));
        PotAlbedo(j,i) = AC * SC * (1 / (1 + cost_k)) *...
        ...(cos(psiFaceT(x + 1,i) - psiFaceS(x + 1,i)) + cost_k) *
        ...cos(Angle(j,1) - angoloVista/2) / (2 *1.5 *...
        ...sin(Angle(j,1)));
    end

    if (psiFaceT(j,i) > angoloVista/2 + angoloFotRad(1)/2 )
        xCart(j,i) = 2e11;
        yCart(j,i) = 2e11;
    end
end
end

% Eliminazione delle componenti negative

PotAlbedo = max(PotAlbedo,0);

% Chiusura connessione STK-Matlab

Chiusura_STK(conid)

```

5.8.1. PlotEarthAlbedo.m

Questo script permette di visualizzare in un grafico i dati relativi alla potenza elettrica prodotta dai pannelli solari del satellite dall'albedo terrestre (*PotAlbedo*) ottenuti dalla funzione *EarthAlbedo.m*. Di seguito è riportato il codice per un satellite in un'orbita con altitudine 800 km e inclinazione 23°.

```

[Trif, PotAlbedo, psiFaceT, qoppaFaceT] = EarthAlbedo(800000,23);

% Numero delle facce del satellite

[x, y] = size(PotAlbedo);

% Plot

plot(Trif,PotAlbedo)

xlabel('Time [s]')
ylabel('Power [W]')

xlim([0 28800])

```

```

for i = 1:1:x
    legenda(i)=cellstr(sprintf('Potenza faccia %d',i));
end

legend(legenda);

```

5.8.2. EarthSensor.m

Anche in questo caso si tratta di uno script che utilizza i dati forniti dalla funzione *EarthAlbedo.m*. Vengono utilizzati i dati relativi alla posizione della Terra sul sensore per realizzare un video che mostra ciò che il sensore visualizza. Di seguito è riportato il codice per un satellite in un'orbita con altitudine 800 km e inclinazione 23°.

```

[Trif, PotAlbedo, psiFaceT, qoppaFaceT] = EarthAlbedo(800000,23);

alt = 800000;

[simulationtime dt Absorbance PanelsArea AngoliPannelli Angolo pixel...
...angoloFot timeStart orbitEpoch eccentricity argOfPerigeeR RAANR...
...meanAnomalyR SC steps COST AT avi LA AC] = variabili_ingresso(0);

% Angolo di vista dell'orizzonte terrestre dal satellite

angoloVista = 2 * asin(6378137 / (6378137 + alt));

% Trasformazione gradi/radiani

angoloFotRad = (2*pi*angoloFot)/360;

% Numero delle facce del satellite

Angle = (2 * pi * AngoliPannelli) / 360;
[x y] = size(Angle);

% Definizione della faccia di riferimento

Angle(x+1,:) = [0 0];
[a b] = size(PotAlbedo);

% Definizione rapporto pixel/dimensione

correzione = zeros(1, 2);
for d = 1:1:2
    correzione(d) = (pixel(d) / 2) * pi / angoloFotRad(d);
end

```

```

% Calcolo della posizione della Terra sul sensore

r = - (6378137 + alt) * sin(pi/2 - angoloVista/2) * sin(pi/2 -...
...angoloVista/2) .* tan(psiFaceT);
xCart = r .* correzione(1) .* cos(qoppaFaceT);
yCart = r .* correzione(2) .* sin(qoppaFaceT);

for j = 1:1:x
    for i = 1:1:y
        if (psiFaceT(j,i) > angoloVista/2 + angoloFotRad(1)/2 )
            xCart(j,i) = 2e11;
            yCart(j,i) = 2e11;
        end
    end
end

for j = 1:1:x
    hplot = figure(j);
    whitebg(hplot, 'black')

    yDimensione = (6378137 + alt) * sin(pi/2 - angoloVista/2) *...
    ...sin(pi/2 - angoloVista/2) * tan(angoloVista/2) * correzione(2);

    xDimensione = (6378137 + alt) * sin(pi/2 - angoloVista/2) *...
    ...sin(pi/2 - angoloVista/2) * tan(angoloVista/2) * correzione(1);

    for i = 1:1:b
        if xCart(j,i) == 2e11
            plot(2e11, 2e11)
            xlim([-pixel(1)/2 pixel(1)/2])
            ylim([-pixel(2)/2 pixel(2)/2])

            drawnow

        else
            fill(xDimensione * cos([0:pi/5000:2*pi]) +...
            ...xCart(j,i),yDimensione * sin([0:pi/5000:2*pi]) +...
            ...yCart(j,i),[0.3 0.7 0.6])

            xlim([-pixel(1)/2 pixel(1)/2])
            ylim([-pixel(2)/2 pixel(2)/2])

            drawnow
        end
    end
end
end

```

5.9 MOONALBEDO.M

La funzione *MoonAlbedo.m* permette di calcolare la potenza elettrica prodotta dai pannelli solari del satellite dall'albedo lunare e la posizione che la Luna ha sul sensore. Per l'utilizzo è necessario fornire in ingresso l'altitudine (*alt*) in metri e l'inclinazione (*incl*) in gradi dell'orbita e in uscita si ha un vettore contenente gli istanti di campionamento dei dati (*Trif*) in secondi e tre matrici le cui colonne sono coincidenti col vettore *Trif* e le righe indicano la relativa faccia del satellite. Queste tre matrici restituiscono i dati relativa alla potenza elettrica prodotta (*PotEff*) in Watt e la posizione della Terra sul sensore riferita a due angoli, l'angolo elevazione (*psiFace*) e l'angolo direzione (*tetaFace*) entrambi in radianti.

```
function [Trif, PotEff, psiFace, tetaFace] = MoonAlbedo(alt, incl,...
...varargin)

clc

% Vengono presi dal file Moon.pl3 i dati riguardanti la Luna

filename = 'C:\Moon.pl3';

variabili = varargin;

[simulationtime dt Absorbance PanelsArea AngoliPannelli Angolo pixel...
...angoloFot timeStart orbitEpoch eccentricity argOfPerigeeR RAANR...
...meanAnomalyR SC steps COST AT avi LA AC] =...
...variabili_ingresso(variabili);

[conid] = Apertura_STK(timeStart, simulationtime);

stkExec(conid, 'New / Satellite Aramis');
stkLoadObj('/Scenario/Prova', 'Planet', filename);

NomePianeta = stkObjNames;
Moon = strvcat(NomePianeta(2));

% Trasformazione gradi/radiani
```

```

nRad = (2 * pi * incl) / 360;
angoloFotRad = (2 * pi * angoloFot) / 360;

% Inizializzazione satellite

stkSetPropClassical('/Scenario/Prova/Satellite/Aramis',
'J4Perturbation', 'J2000', timeStart, timeStart + simulationtime,...
...dt, orbitEpoch, 6378137 + alt, eccentricity, nRad, argOfPerigeeR,...
...RAANR, meanAnomalyR, -2.3656e+008);

% Report Moon Position: fornisce coordinate cartesiane della Luna
% rispetto al satellite

stkReport('/Scenario/Prova/Satellite/Aramis', 'Moon Position');
[secData, secNames] = stkReport('/Scenario/Prova/Satellite/Aramis',...
...'Moon Position');

xDist = stkFindData(secData{1}, 'x');
yDist = stkFindData(secData{1}, 'y');
zDist = stkFindData(secData{1}, 'z');

% Visibilita' Luna - satellite

[AccessData, AccessNames] = stkAccReport(sprintf('%s', Moon),...
...'/Scenario/Prova/Satellite/Aramis', 'Access');
tStart = stkFindData(AccessData{1}, 'Start Time');
tStop = stkFindData(AccessData{1}, 'Stop Time');
Accesses = stkFindData(AccessData{1}, 'Access');
[a, b] = max(Accesses);

% Definizione del numero di passi della simulazione

if (mod(simulationtime, dt) == 0)
    MaxDivision = simulationtime / dt + 1;
else
    MaxDivision = fix(simulationtime / dt) + 2;
end

% Numero delle facce del satellite

Angle = (2 * pi * AngoliPannelli) / 360;
[x y] = size(Angle);

% Definizione rapporto pixel/dimensione

correzione = zeros(1, 2);
for d = 1:1:2
    correzione(d) = (pixel(d) / 2) * pi / angoloFotRad(d);
end

% Impostazione del tempo di riferimento per i grafici

```

```

T = 0:MaxDivision - 1;
Trif = T * dt;

% Inizializzazione vettori

PotNorm = zeros(x,MaxDivision);
xCart = zeros(x,MaxDivision);
xCart3 = zeros(x,MaxDivision);
xCart4 = zeros(x,MaxDivision);
yCart = zeros(x,MaxDivision);
yCart3 = zeros(x,MaxDivision);
yCart4 = zeros(x,MaxDivision);
psiFace = zeros(x,MaxDivision);
tetaFace = zeros(x,MaxDivision);

% Calcolo della posizione della Luna rispetto al satellite

% Angolo direzione (azimutale)
teta = atan2(yDist,xDist);

% Angolo elevazione (polare)
psi = acos(zDist./sqrt(xDist.^2 + yDist.^2 + zDist.^2));

% Faccia perpendicolare a z
AngleMoon_z = cos(psi);

% Faccia perpendicolare a x
AngleMoon_x = cos(teta) .* sin(psi);

% Faccia perpendicolare a y
AngleMoon_y = sin(teta) .* sin(psi);

AngleMoon = cos(Angle(:,1)) * AngleMoon_z' + (cos(Angle(:,2)) .*...
...sin(Angle(:,1))) * AngleMoon_x' + (sin(Angle(:,2)) .*...
...sin(Angle(:,1))) * AngleMoon_y';

% Eliminazione delle componenti negative (faccia illuminata da dietro)

AngleMoon = max(AngleMoon,0);

% Calcolo della posizione della Luna sul sensore

xCart1 = cos(Angle(:,2)) * xDist' - sin(Angle(:,2)) * yDist';
yCart1 = sin(Angle(:,2)) * xDist' + cos(Angle(:,2)) * yDist';
zCart1 = repmat(zDist',x,1);

xCart2 = xCart1 .* repmat(cos(Angle(:,1)),1,size(xCart1,2)) -...
...zCart1 .* repmat(sin(Angle(:,1)),1,size(xCart1,2));
yCart2 = yCart1;
zCart2 = xCart1 .* repmat(sin(Angle(:,1)),1,size(xCart1,2)) +...
...zCart1 .* repmat(cos(Angle(:,1)),1,size(xCart1,2));

psiFacel = acos(zCart2./sqrt(xCart2.^2 + yCart2.^2 + zCart2.^2));
tetaFacel = atan2(yCart2,xCart2);

```



```

r = sin(psiFacel);

for j = 1:1:x
    for i = 1:1:MaxDivision
        if r(j,i) > sin(angoloFotRad(1))
            xCart3(j,i) = NaN;
            yCart3(j,i) = NaN;
        else
            xCart3(j,i) = r(j,i) * cos(tetaFacel(j,i)) *...
...correzione(1);
            yCart3(j,i) = r(j,i) * sin(tetaFacel(j,i)) *...
...correzione(2);
        end
    end
end

% Si eliminano i momenti in cui la luna è dietro al sensore

for j = 1:1:x
    for i = 1:1:MaxDivision
        if psiFace1(j,i) > pi/2
            xCart4(j,i) = NaN;
            yCart4(j,i) = NaN;
            psiFace(j,i) = -pi;
            tetaFace(j,i) = 0;
        else
            xCart4(j,i) = xCart3(j,i);
            yCart4(j,i) = yCart3(j,i);
            psiFace(j,i) = psiFacel(j,i);
            tetaFace(j,i) = tetaFacel(j,i);
        end
    end
end

% Eliminazione delle componenti nei momenti di non visibilita'

for i = 1:1:MaxDivision
    for k = 1:1:a
        time = dt * i;
        if (time >= tStart(k) && time <= tStop(k))
            xCart(:,i) = xCart4(:,i);
            yCart(:,i) = yCart4(:,i);
            psiFace(:,i) = psiFacel(:,i);
            tetaFace(:,i) = tetaFacel(:,i);
            break
        else
            xCart(:,i) = NaN;
            yCart(:,i) = NaN;
            psiFace(:,i) = -pi;
            tetaFace(:,i) = 0;
        end
    end
end

```

```
% Calcolo della potenza in Watt

for j = 1:1:x
    for i = 1:1:MaxDivision
        if psiFace(j,i) == -pi
            PotNorm(j,i) = 0;
        else
            PotNorm(j,i) = AngleMoon(j,i);
        end
    end
end

PotEff = LA * SC * repmat(PanelsArea' .*...
...Absorbance',1,size(AngleMoon,2)) .* PotNorm;

% Chiusura connessione STK-Matlab

Chiusura_STK(conid)
```

5.9.1. PlotMoonAlbedo.m

Questo script permette di visualizzare in un grafico i dati relativi alla potenza elettrica prodotta dai pannelli solari del satellite dall'albedo lunare (*PotEff*) ottenuti dalla funzione *MoonAlbedo.m*. Di seguito è riportato il codice per un satellite in un'orbita con altitudine 800 km e inclinazione 23°.

```
[Trif, PotEff, psiFace, tetaFace] = MoonAlbedo(800000,23);

% Numero delle facce del satellite

[x, y] = size(PotEff);

% Plot

plot(Trif,PotEff)

xlabel('Time [s]')
ylabel('Power [W]')

xlim([0 28800])

for i = 1:1:x
    legenda(i)=cellstr(sprintf('Potenza faccia %d',i));
end
```

```
legend(legenda);
```

5.9.2. MoonSensor.m

Anche in questo caso si tratta di uno script che utilizza i dati forniti dalla funzione *MoonAlbedo.m*. Vengono utilizzati i dati relativi alla posizione della Terra sul sensore per realizzare un video che mostra ciò che il sensore visualizza. Di seguito è riportato il codice per un satellite in un'orbita con altitudine 800 km e inclinazione 23°.

```
[Trif, PotEff, psiFace, tetaFace] = MoonAlbedo(800000,23);

[simulationtime dt Absorbance PanelsArea AngoliPannelli Angolo pixel...
...angoloFot timeStart orbitEpoch eccentricity argOfPerigeeR RAANR...
...meanAnomalyR SC steps COST AT avi LA AC] = variabili_ingresso(0);

% Trasformazione gradi/radiani

angoloFotRad = (2*pi*angoloFot)/360;

% Numero delle facce del satellite

[x, y] = size(PotEff);

% Definizione rapporto pixel/dimensione

correzione = zeros(1, 2);
for d = 1:1:2
    correzione(d) = (pixel(d) / 2) * pi / angoloFotRad(d);
end

% Calcolo della posizione della Luna sul sensore

r = zeros(x, y);
xCart = zeros(x, y);
yCart = zeros(x, y);

for j = 1:1:x
    for i=1:1:y
        if PotEff(j,i) == 0
            xCart(j,i) = NaN;
            yCart(j,i) = NaN;
        else
            r(j,i) = sin(psiFace(j,i));
            xCart(j,i) = r(j,i) * cos(tetaFace(j,i)) * correzione(1);
            yCart(j,i) = r(j,i) * sin(tetaFace(j,i)) * correzione(2);
        end
    end
end
```

```
end
end

% Definizione della dimensione dell'immagine della Luna

xDimensione = Angolo/angoloFotRad(1) * pixel(1);
yDimensione = Angolo/angoloFotRad(2) * pixel(2);

% Plot

for j = 1:1:x
    hplot = figure(j);
    whitebg(hplot, 'black')
    set(hplot, 'Units', 'points');
    position = get(hplot, 'Position');
    altezza = position(4);
    dimensione = (sin((Angolo)/ (2))) * altezza;
    for i = 1:1:y
        fill(xCart(j,i) + xDimensione *...
            ...cos([0:pi/100:2*pi]),yCart(j,i) + yDimensione *...
            ...sin([0:pi/100:2*pi]), 'w');

        xlim([-pixel(1)/2 pixel(1)/2])
        ylim([-pixel(2)/2 pixel(2)/2])
        drawnow
    end
end
end
```

5.10 LIGHTPOWER.M

All'interno di questa funzione vengono richiamate le funzioni *SolarPower.m*, *EarthAlbedo.m* e *MoonAlbedo.m* viste in precedenza e viene calcolata la potenza elettrica prodotta dall'illuminamento totale che arriva alle diverse facce del satellite. In ingresso devono essere fornite l'altitudine (*Alt*) in metri e l'inclinazione (*Incl*) in gradi dell'orbita del satellite e in uscita si ottengono un vettore contenente gli istanti di campionamento dei dati (*TrifS*) in secondi e una matrice, le cui colonne sono coincidenti col vettore *TrifS* e le righe indicano la relativa faccia del satellite, contenente la potenza elettrica prodotta in Watt per ogni faccia del satellite in ogni step della simulazione. Infine viene creato un grafico con i dati di relativi alla potenza elettrica prodotta in funzione del tempo.

```
function [TrifS, PotEff] = LightPower(Alt, Incl, varargin)

clc

variabili = varargin;

[simulationtime dt Absorbance PanelsArea AngoliPannelli Angolo pixel...
...angoloFot timeStart orbitEpoch eccentricity argOfPerigeeR RAANR...
...meanAnomalyR SC steps COST AT avi] = variabili_ingresso(variabili);

% Apertura SolarPower.m per i dati dell'illuminamento solare

[TrifS, PotEffS, psiFaceS, tetaFaceS] = SolarPower(Alt, Incl,...
...'simulationtime', simulationtime, 'dt', dt, 'absorbance',...
...Absorbance, 'PanelsArea', PanelsArea, 'PanelsAngle', AngoliPannelli,...
...'Angolo', Angolo, 'Pixel', pixel, 'AngoloSensore', angoloFot,...
...'timestart', timeStart, 'orbitepoch', orbitEpoch, 'eccentricity',...
...eccentricity, 'argofperigee', argOfPerigeeR, 'raan', RAANR,...
...'meananomaly', meanAnomalyR);

stkUnload('/*')
```

```

% Apertura MoonAlbedo.m per i dati dell'albedo lunare

[TrifL, PotEffL, psiFaceL, tetaFaceL] = MoonAlbedo(Alt,...
...Incl,'simulationtime', simulationtime, 'dt', dt, 'absorbance',...
...Absorbance, 'PanelsArea', PanelsArea, 'PanelsAngle', AngoliPannelli,...
...'Angolo', Angolo, 'Pixel', pixel, 'AngoloSensore', angoloFot,...
...'timestart', timeStart, 'orbitepoch', orbitEpoch, 'eccentricity',...
...eccentricity, 'argofperigee', argOfPerigeeR,'raan', RAANR,...
...'meananomaly', meanAnomalyR);

stkUnload('/*')

% Apertura EarthAlbedo.m per i dati dell'albedo terrestre

[TrifT, PotEffT, psiFaceT, tetaFaceT] = EarthAlbedo(Alt,...
...Incl,'simulationtime', simulationtime, 'dt', dt, 'absorbance',...
...Absorbance, 'PanelsArea', PanelsArea, 'PanelsAngle', AngoliPannelli,...
...'Angolo', Angolo, 'Pixel', pixel, 'AngoloSensore', angoloFot,...
...'timestart', timeStart, 'orbitepoch', orbitEpoch, 'eccentricity',...
...eccentricity, 'argofperigee', argOfPerigeeR,'raan', RAANR,...
...'meananomaly', meanAnomalyR);

PotEff = PotEffS + PotEffL + PotEffT;

[x, y] = size(PotEff);

% Plot

plot(TrifS,PotEff)

xlabel('Time [s]')
ylabel('Power [W]')

xlim([0 28800])

for i = 1:1:x
    legenda(i)=cellstr(sprintf('Potenza faccia %d',i));
end

legend(legenda);

```

5.10.1. Sensor.m

La funzione *Sensor.m* ottiene dalle funzioni *SolarPower.m*, *EarthAlbedo.m* e *MoonAlbedo.m* i dati relativi alle posizioni del Sole, della Terra e della Luna sui sensori, ipotizzandone uno per faccia del satellite, e crea un video (memorizzabile in formato *avi* se come variabile di ingresso si inserisce la stringa 'video', 1) di ciò che ogni sensore

“vede”. Si crea perciò un sensore di Sole, Terra e Luna. In ingresso a questa funzione devono essere fornite l'altitudine (*Alt*) in metri e l'inclinazione (*Incl*) in gradi dell'orbita del satellite.

```
function Sensor(Alt, Incl, varargin)

clc

variabili = varargin;

[simulationtime dt Absorbance PanelsArea AngoliPannelli Angolo pixel...
...angoloFot timeStart orbitEpoch eccentricity argOfPerigeeR RAANR...
...meanAnomalyR SC steps COST AT avil] = variabili_ingresso(variabili);

% Trasformazione gradi/radiani

angoloFotRad = (2 * pi * angoloFot) / 360;
angoloVista = 2 * asin(6378137 / (6378137 + Alt));

correzione = zeros(1, 2);

for d = 1:1:2
    correzione(d) = (pixel(d) / 2) * pi / angoloFotRad(d);
end

% Apertura SolarPower.m per ottenere dati sulla posizione del Sole

[TrifS, PotEffS, psiFaceS, tetaFaceS] = SolarPower(Alt, Incl,...
...'simulationtime', simulationtime, 'dt', dt, 'absorbance',...
...Absorbance, 'PanelsArea', PanelsArea, 'PanelsAngle', AngoliPannelli,...
...'Angolo', Angolo, 'Pixel', pixel, 'AngoloSensore', angoloFot,...
...'timestart', timeStart, 'orbitepoch', orbitEpoch, 'eccentricity',...
...eccentricity, 'argofperigee', argOfPerigeeR, 'raan', RAANR,...
...'meananomaly', meanAnomalyR);

stkUnload('/*')

% Apertura MoonAlbedo.m per ottenere dati sulla posizione della Luna

[TrifL, PotEffL, psiFaceL, tetaFaceL] = MoonAlbedo(Alt, Incl,...
...'simulationtime', simulationtime, 'dt', dt, 'absorbance',...
...Absorbance, 'PanelsArea', PanelsArea, 'PanelsAngle', AngoliPannelli,...
...'Angolo', Angolo, 'Pixel', pixel, 'AngoloSensore', angoloFot,...
...'timestart', timeStart, 'orbitepoch', orbitEpoch, 'eccentricity',...
...eccentricity, 'argofperigee', argOfPerigeeR, 'raan', RAANR,...
...'meananomaly', meanAnomalyR);

stkUnload('/*')
```

```

% Apertura EarthAlbedo.m per ottenere dati sulla posizione della Terra

[TrifT, PotEffT, psiFaceT, tetaFaceT] = EarthAlbedo(Alt,Incl,...
...'simulationtime', simulationtime, 'dt', dt, 'absorbance',...
...'Absorbance','PanelsArea', PanelsArea, 'PanelsAngle', AngoliPannelli,...
...'Angolo', Angolo, 'Pixel', pixel, 'AngoloSensore', angoloFot,...
...'timestart', timeStart, 'orbiteepoch', orbitEpoch, 'eccentricity',...
...'eccentricity', 'argofperigee', argOfPerigeeR, 'raan', RAANR,...
...'meananomaly', meanAnomalyR);

[x, y] = size(PotEffS);

% Si ricavano le coordinate della posizione della Luna sul sensore

rL = zeros(x, y);
xCartL = zeros(x, y);
yCartL = zeros(x, y);

for j = 1:1:x
    for i=1:1:y
        if PotEffL(j,i) == 0
            xCartL(j,i) = NaN;
            yCartL(j,i) = NaN;
        else
            rL(j,i) = sin(psiFaceL(j,i));
            xCartL(j,i) = rL(j,i) * cos(tetaFaceL(j,i)) *...
            ...correzione(1);
            yCartL(j,i) = rL(j,i) * sin(tetaFaceL(j,i)) *...
            ...correzione(2);
        end
    end
end

% Si ricavano le coordinate della posizione del Sole sul sensore

rS = zeros(x, y);
xCartS = zeros(x, y);
yCartS = zeros(x, y);

for j = 1:1:x
    for i=1:1:y
        rS(j,i) = sin(psiFaceS(j,i));
        xCartS(j,i) = rS(j,i) * cos(tetaFaceS(j,i)) * correzione(1);
        yCartS(j,i) = rS(j,i) * sin(tetaFaceS(j,i)) * correzione(2);
        if (PotEffS(j,i) == 0)
            xCartS(j,i) = NaN;
            yCartS(j,i) = NaN;
        end
    end
end

% Si ricavano le coordinate della posizione della Terra sul sensore

```



```

rT = - (6378137 + Alt) * sin(pi/2 - angoloVista/2) * sin(pi/2 -...
...angoloVista/2) .* tan(psiFaceT);
xCartT = rT .* correzione(1) .* cos(tetaFaceT);
yCartT = rT .* correzione(2) .* sin(tetaFaceT);

for j = 1:1:x
    for i = 1:1:y
        if (psiFaceT(j,i) > angoloVista/2 + angoloFotRad(1)/2 )
            xCartT(j,i) = 2e11;
            yCartT(j,i) = 2e11;
        end
    end
end

xDimensione = Angolo/angoloFotRad(1) * pixel(1);
yDimensione = Angolo/angoloFotRad(2) * pixel(2);

yDimensioneT = (6378137 + Alt) * sin(pi/2 - angoloVista/2) *...
...sin(pi/2 - angoloVista/2) * tan(angoloVista/2) * correzione(2);
xDimensioneT = (6378137 + Alt) * sin(pi/2 - angoloVista/2) *...
...sin(pi/2 - angoloVista/2) * tan(angoloVista/2) * correzione(1);

% Creazione video

for j = 1:1:x
    hplot = figure(j);
    whitebg(hplot, 'black')
    if avi
        set(hplot, 'DoubleBuffer', 'on');
        mov = avifile(sprintf('ex%d.avi', j));
    end
    set(hplot, 'Units', 'points');
    position = get(hplot, 'Position');
    altezza = position(4);
    dimensione = (sin((Angolo/180*pi) / (2))) * altezza;
    for i = 1:1:y
        fill(xCartS(j,i) + xDimensione *...
...cos([0:pi/100:2*pi]), yCartS(j,i) + yDimensione *...
...sin([0:pi/100:2*pi]), 'y');

        hold on;
        fill(xCartL(j,i) + xDimensione *...
...cos([0:pi/100:2*pi]), yCartL(j,i) + yDimensione *...
...sin([0:pi/100:2*pi]), 'w');

        if xCartT(j,i) == 2e11
            plot(2e11, 2e11)
            xlim([-pixel(1)/2 pixel(1)/2])
            ylim([-pixel(2)/2 pixel(2)/2])

            drawnow
            hold off;

        else

```

```
        fill(xDimensioneT * cos([0:pi/5000:2*pi]) +...
...xCartT(j,i),yDimensioneT * sin([0:pi/5000:2*pi]) +...
...yCartT(j,i),[0.3 0.7 0.6])

        xlim([-pixel(1)/2 pixel(1)/2])
        ylim([-pixel(2)/2 pixel(2)/2])

        drawnow
        hold off;
    end

    if avi
        F = getframe(gca);
        mov = addframe(mov,F);
    end
end
if avi
    mov = close(mov);
end
end
```

5.11 SATNETWORK.M

È stata infine realizzata una funzione che permette di ottenere una simulazione di una rete satellitare. In ingresso alla funzione è necessari fornire il numero di satelliti che compongono la rete (n), un vettore di n componenti che contenga la quota di ogni satellite (alt) in metri e un altro vettore di n componeti che contenga l'inclinazione in gradi dell'orbita di ogni satellite ($incl$). A differenza delle funzioni analizzate finora possono essere impostate tramite le variabili in ingresso ($varargin$) solo la posizione della *ground station* ('Filename'), l'istante di partenza della simulazione ('StartTime'), la durata (SimulationTime) e la durata di ogni step ('dt') che devono avere un valore unico e dei vettori di n componenti che contengano l'eccentricità, l'argomento di perigeo, il RAAN e l'anomalia media per ogni satellite. In uscita si avrà un vettore che indica per ogni step della simulazione quanti satelliti sono in visibilità con la stazione di terra ($conto$) e verrà visualizzato il numero di accessi che ogni satellite effettua durante la simulazione.

```
function [Conto] = SatNetwork(n, alt, incl, varargin)

% 'Varargin' di default

simulationtime = 86400;
filename = 'C:\Torino.f';
dt = 60;
timeStart = 0;
orbitEpoch = zeros(1, n);
eccentricity = zeros(1, n);
argOfPerigee = zeros(1, n);
RAAN = zeros(1, n);
meanAnomaly = zeros(1, n);

% Controllo 'varargin' di ingresso

for i=1:2:nargin-3
```

```

switch lower(varargin{i})
    case 'filename'
        filename = varargin{i+1};
    case 'simulationtime'
        simulationtime = varargin{i+1};
    case 'dt'
        dt = varargin{i+1};
    case 'timestart'
        timeStart = varargin{i+1};
    case 'orbiteepoch'
        orbitEpoch = varargin{i+1};
    case 'eccentricity'
        eccentricity = varargin{i+1};
    case 'argofperigee'
        argOfPerigee = varargin{i+1};
    case 'raan'
        RAAN = varargin{i+1};
    case 'meananomaly'
        meanAnomaly = varargin{i+1};
end
end

% Trasformazioni gradi/radiani

argOfPerigeeR = (2 * pi * argOfPerigee) / 360;
RAANR = (2 * pi * RAAN) / 360;
meanAnomalyR = (2 * pi * meanAnomaly) / 360;
nRad = (2 * pi * incl) / 360;

[conid] = Apertura_STK(timeStart, simulationtime);

stkLoadObj('/Scenario/Prova', 'Facility', filename);

NomeCitta = stkObjNames;
City = strvcat(NomeCitta(2));

% Definizione del numero di passi della simulazione

if (mod(simulationtime, dt) == 0)
    MaxDivision = simulationtime / dt + 1;
else
    MaxDivision = fix(simulationtime / dt) + 2;
end

% Definizione dei nomi dei satelliti

for i = 1:1:n
    NomeSat1(i) = cellstr(sprintf('New / Satellite Satellite_%d', ...
        ... (i)));
end

NomeSat = strvcat(NomeSat1);

for i = 1:1:n

```

```

        stkExec(conid, sprintf('%s',NomeSat(i,:)));
    end

    for i = 1:1:n
        NomeSat3(i) = cellstr(sprintf...
            ...('/Scenario/Prova/Satellite/Satellite_%d', (i)));
    end

    NomeSat2 = strvcat(NomeSat3);

    % Creazione variabili

    Conto = zeros(1, MaxDivision);
    NumAccess = zeros(1, n);

    % Simulazioni

    for i = 1:1:n
        stkSetPropClassical(sprintf('%s', NomeSat2(i,:)),...
            ...'J4Perturbation', 'J2000', timeStart, timeStart +...
            ...simulationtime, dt, orbitEpoch(i), 6378137 + alt(i),...
            ...eccentricity(i), nRad(i), argOfPerigeeR(i), RAANR(i),...
            ...meanAnomalyR(i), -2.3656e+008);

        MaxNum(i) = 0;
        Accesses = 0;
        x = 0;

        [AccessData, AccessNames] = stkAccReport(sprintf('%s', City),...
            ...sprintf('%s', NomeSat2(i,:)), 'Access');
        Accesses = stkFindData(AccessData{1}, 'Access');
        [x, y] = max(Accesses);

        tStart = stkFindData(AccessData{1}, 'Start Time');
        tStop = stkFindData(AccessData{1}, 'Stop Time');

        if (x > MaxNum(i))
            MaxNum(i) = x;
        end

        for k = 1:1:x
            for f = 1:1:MaxDivision
                time = dt * f;
                if (time >= tStart(k) && time <= tStop(k))
                    Conto(f) = Conto(f) + 1;
                else
                    Conto(f) = Conto(f);
                end
            end

            NumAccess(i) = MaxNum(i);
        end
    end
end
end
end

```

NumAccess

% Chiusura connessione STK-Matlab

Chiusura_STK(conid)

CAPITOLO 6

ANALISI DELLE ORBITE

Il satellite che si vuole realizzare ha come scopo il monitoraggio del Piemonte e per ottenere ciò si realizzerà un satellite che abbia come payload un telescopio. Per la scelta dell'orbita sono state utilizzate le funzioni e gli script in linguaggio MATLAB presentate nel capitolo 5.

Le simulazioni che verranno effettuate avranno come scopo quello di trovare l'orbita più vantaggiosa per compiere l'obiettivo della missione prefissato e, quindi, l'area che il satellite dovrà monitorare sarà il Piemonte (paragrafo 6.1). In questo caso è stato ipotizzato che la *ground station* sia situata a Torino, come probabilmente sarà.

Successivamente verranno analizzate le orbite per un satellite che abbia come obiettivo quello di monitorare un'altra area terrestre e si

confronteranno i risultati. È stato scelto il Ruanda, uno Stato dell’Africa centrale, principalmente per due motivi: si trova in una zona della Terra molto differente per latitudine (2° Sud) ed ha una estensione superficiale poco maggiore di quella del Piemonte (26338 km^2 contro 25399). Si è supposto infine che, in questo caso, la stazione di terra sia situata a Kigali, la capitale del Ruanda.

Tutte le simulazioni che verranno fatte e in questo capitolo sono della durata di un anno.

6.1 MONITORAGGIO DEL PIEMONTE

Per trovare l'orbita più vantaggiosa, sono state analizzate le caratteristiche di diverse orbite circolari, differenti per altitudine e inclinazione. Una limitazione riguardante la scelta dell'orbita è dovuta al costo del lanciatore: verranno prese in esame soltanto orbite LEO tra i 200 e i 900 km perché in questo range si possono avere più opportunità di lanciare il satellite come payload secondario e quindi con un costo contenuto. Invece per quanto riguarda gli altri parametri orbitali sono state simulate orbite circolari, cioè con eccentricità nulla, e con inclinazioni che spaziano da 50° a 130° per permettere al satellite di passare sopra a tutto il Piemonte.

6.1.1. Accessi in Visibilità

Nella prima simulazione si valuta il numero di volte che il satellite è in visibilità con la stazione di terra in un anno e i risultati, ottenuti con la funzione

*CompareOrbit(200000, 900000, 50, 130, 'simulationtime', 365*86400, 'MaxNumAccess')*

sono riportati nella tabella 6.1.

Inclinazione	50°	58°	66°	74°	82°	90°	98°	106°	114°	122°	130°
Altezza											
200 km	1889	1540	1180	1047	982	974	1001	1079	1244	1651	2049
270 km	1991	1995	1409	1237	1163	1150	1175	1279	1485	2142	2157

340 km	2072	2390	1614	1402	1315	1297	1342	1455	1701	2576	2248
410 km	2132	2434	1803	1548	1449	1429	1477	1608	1908	2620	2311
480 km	2183	2470	1982	1677	1566	1544	1597	1749	2108	2659	2365
550 km	2221	2494	2167	1795	1669	1635	1700	1866	2302	2690	2410
620 km	2250	2514	2377	1902	1760	1714	1800	1995	2532	2711	2445
690 km	2276	2527	2748	2001	1847	1820	1887	2087	2958	2730	2471
760 km	2299	2538	2763	2094	1924	1890	1967	2187	2964	2739	2496
830 km	2315	2548	2765	2183	1995	1962	1989	2283	2967	2753	2522
900 km	2319	2553	2762	2267	2059	2022	2106	2333	2968	2764	2532

Tabella 6.1: Numero di passaggi in visibilità da Torino in un anno

Dalla tabella 6.1 e dalla figura 6.1, si può notare che, mantenendo l'inclinazione dell'orbita costante, il numero di accessi aumenta con l'altitudine.

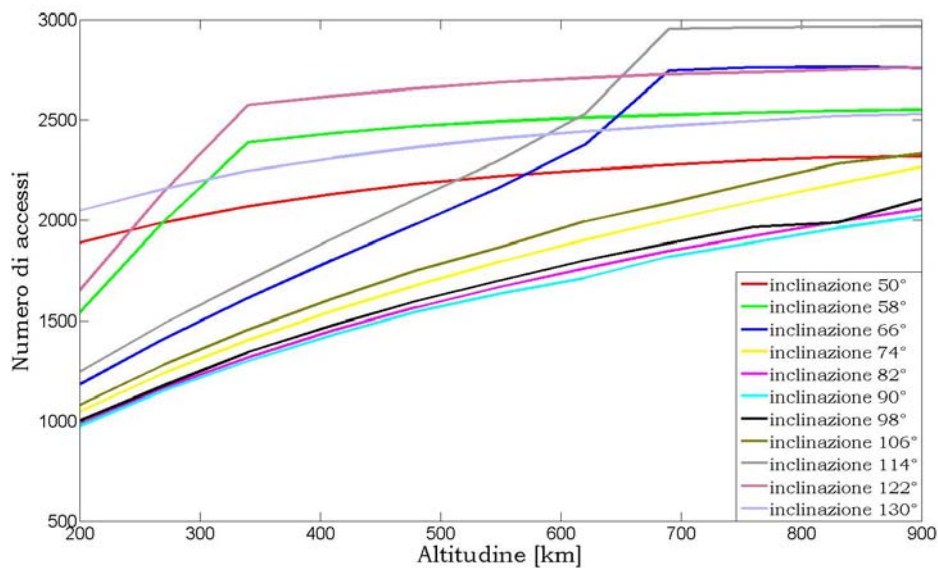


Figura 6.1: Numero di accessi in visibilità da Torino in funzione dell'altitudine

Questo si verifica perché se si aumenta la quota, la zona terrestre vista dal satellite, cioè l'orizzonte, si allarga come si può vedere in figura 6.2.

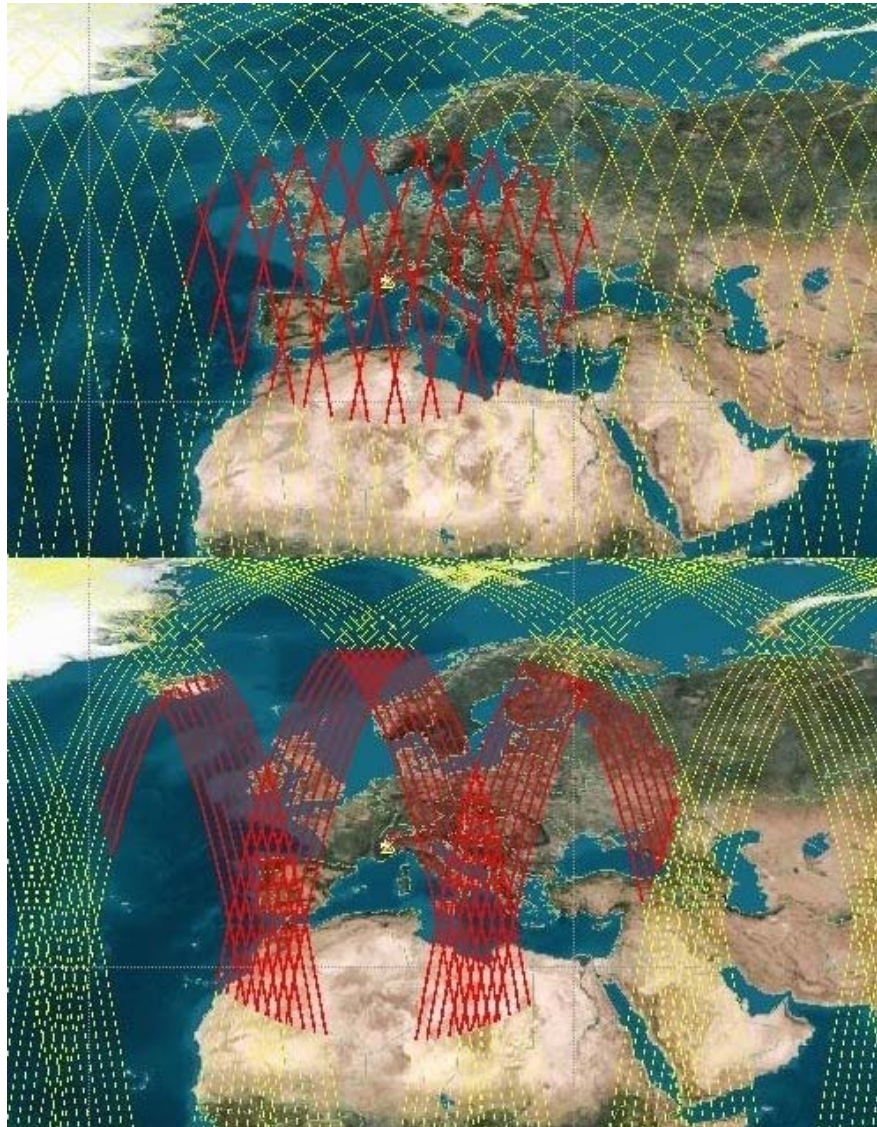


Figura 6.2: In rosso l'area in cui il satellite è visibile da Torino a 500 km di quota (sopra) e 800 km (sotto). Le linee indicano la traiettoria del satellite.

Se invece si valuta la variazione del numero di accessi in funzione dell'inclinazione si ottiene:

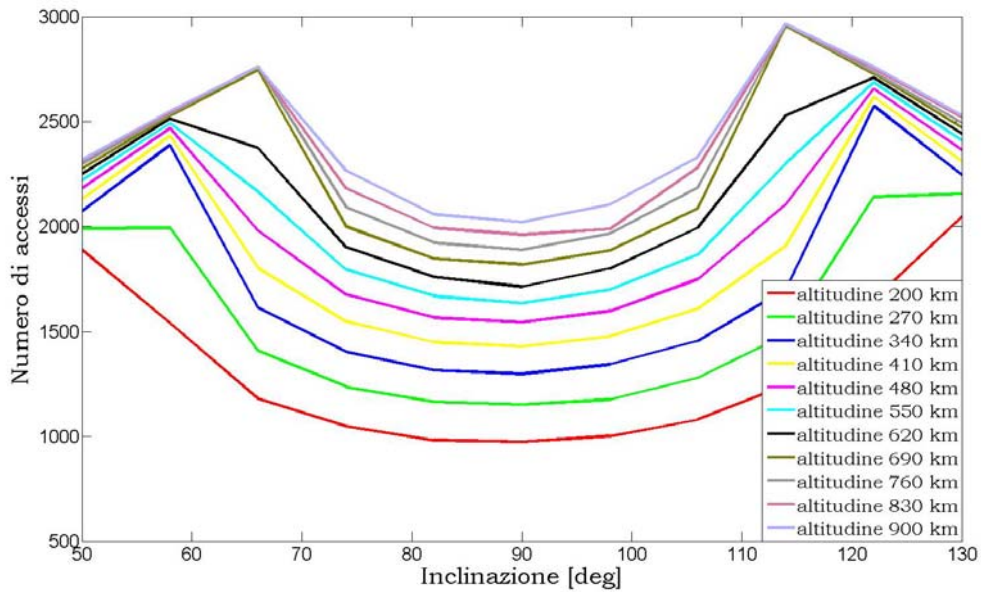


Figura 6.3: Numero di accessi in visibilità da Torino in funzione dell'inclinazione

Come si può vedere i massimi sono in prossimità dei 58° e 66° per le orbite prograde e tra i 114° e i 122° per quelle retrograde.

Non è però sufficiente valutare la visibilità del satellite dalla *ground station* perché l'obiettivo è quello di monitorare il Piemonte, quindi il satellite deve transitarci sopra. Sono stati valutati questi passaggi ed i risultati sono riportati nella tabella 6.2, ottenuti dalla funzione

`CompareOrbit(200000, 900000, 50, 130, 'simulationtime', 365*86400, 'filename', 'C:/Piemonte.at', 'AT', 1, 'MaxNumAccess')`.

Inclinazione	50°	58°	66°	74°	82°	90°	98°	106°	114°	122°	130°
Altezza											
200 km	296	182	148	137	121	112	121	128	148	194	321
270 km	292	181	138	118	113	112	134	121	155	200	324
340 km	298	178	141	121	114	117	121	131	155	197	329

410 km	301	182	135	119	123	110	113	125	150	192	335
480 km	312	176	143	125	118	116	122	140	152	202	338
550 km	310	187	142	121	119	112	114	130	156	199	345
620 km	312	189	148	128	126	121	125	114	156	198	349
690 km	316	191	153	129	122	119	124	135	162	204	344
760 km	321	191	147	131	120	127	127	134	166	199	361
830 km	324	187	148	135	123	122	122	136	161	214	363
900 km	327	192	155	136	127	126	129	373	166	213	364

Tabella 6.2: Numero di passaggi sul Piemonte in un anno

Durante la simulazione è stato considerato che il telescopio abbia un angolo di visuale costante, ma questo porta ad un aumento della zona di terra vista se la quota del satellite si incrementa. Anche in questo caso, quindi, il numero di accessi aumenta con la quota, anche se in maniera minore.

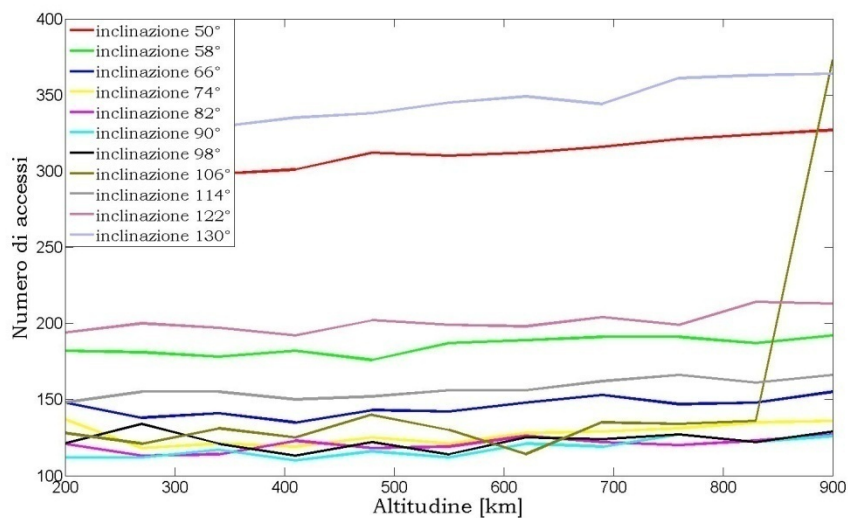


Figura 6.4: Numero di passaggi sul Piemonte in funzione dell'altitudine

Dalla tabella 6.2 si può notare che il maggior numero di accessi si ha a 900 km di altitudine e con un'orbita inclinata di 106° , ma dalla figura 6.4 si vede chiaramente che le orbite che permettono un numero di passaggi sul Piemonte costantemente maggiore delle altre sono quelle inclinate di 50° e 130° . Per capire il motivo per cui quest'orbita ha un numero di accessi maggiore rispetto alle altre è sufficiente valutare la traccia a terra del satellite (figura 6.5):

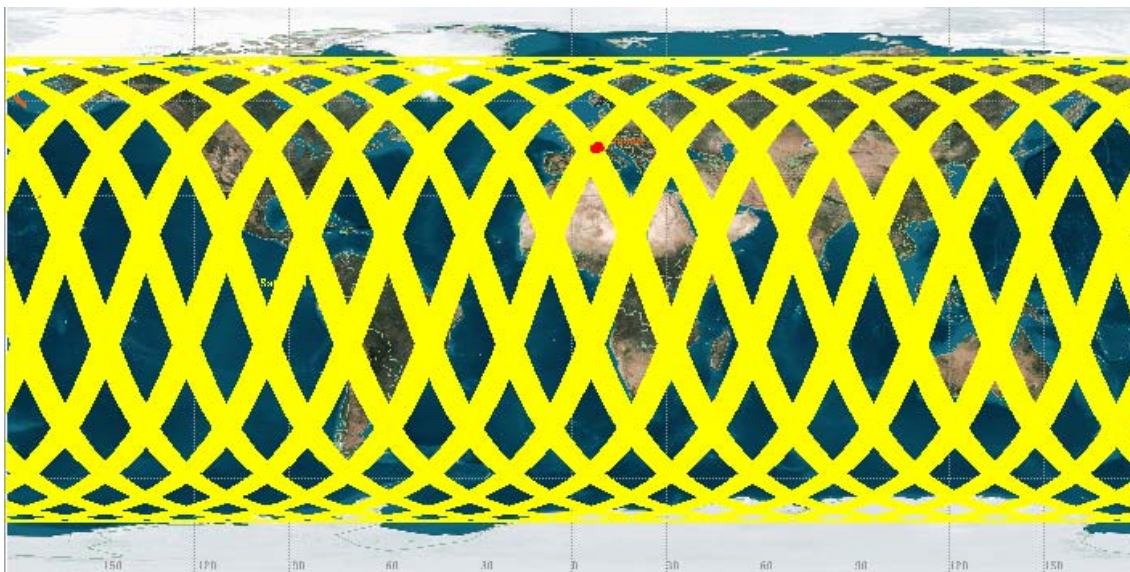


Figura 6.5: Traccia a terra dell'orbita con quota 900 km e inclinazione 106° . In rosso sono evidenziati i passaggi sul Piemonte

Dalla traccia a terra (figura 6.5) si vede che l'orbita è quasi periodica e questo permette di avere un numero di più passaggi sopra al Piemonte.

Dalla figura 6.6 si può notare, invece, come il numero di passaggi sopra il Piemonte in funzione dell'inclinazione non presenti grandi differenze in orbite LEO.

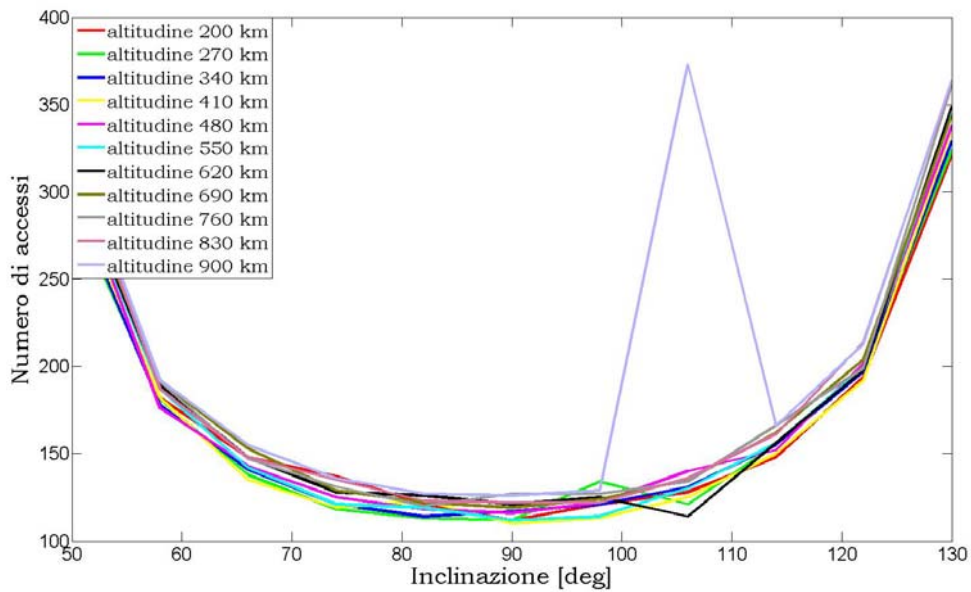


Figura 6.6: Numero di passaggi sul Piemonte in funzione dell'inclinazione

Dopo che sono stati valutati i passaggi in visibilità da Torino e quelli sopra il Piemonte si potrebbe dire che le orbite preferibili sono quelle inclinate di 50° e 130° , in particolare la seconda, con un'altitudine di 900 km mentre le orbite quasi polari sarebbero poco vantaggiose. Tuttavia queste valutazioni sono utili ma non sufficienti e, quindi, si valuta ora la durata media di un accesso in visibilità con la *ground station* del satellite, grazie alla funzione

`CompareOrbit(200000, 900000, 50, 130, 'simulationtime', 365*86400,`

`'MaxMeanTimeAccess')`:

Inclinazione	50°	58°	66°	74°	82°	90°	98°	106°	114°	122°	130°
Altezza											
200 km	4.66	4.05	4.08	4.04	4.04	3.99	3.96	3.92	3.87	3.77	4.30
270 km	5.73	4.74	4.96	4.95	4.91	4.87	4.87	4.78	4.71	4.42	5.29

340 km	6.68	5.62	5.76	5.76	5.72	5.68	5.62	5.55	5.46	5.21	6.17
410 km	7.58	6.76	6.49	6.51	6.47	6.42	6.35	6.27	6.13	6.28	6.99
480 km	8.41	7.76	7.17	7.23	7.19	7.23	7.05	6.94	6.74	7.20	7.76
550 km	9.21	8.67	7.77	7.91	7.87	7.87	7.73	7.60	7.32	8.04	8.49
620 km	10.00	9.53	8.28	8.57	8.55	8.55	8.36	8.13	7.77	8.84	9.20
690 km	10.75	10.35	8.43	9.20	9.18	9.10	8.99	8.82	7.83	9.59	9.90
760 km	11.48	11.14	9.51	9.82	9.81	9.73	9.59	9.40	8.86	10.33	10.57
830 km	12.20	11.89	10.46	10.42	10.42	10.33	10.38	9.95	9.75	11.02	11.20
900 km	12.95	12.65	11.35	10.99	11.03	10.93	10.77	10.76	10.57	11.69	11.86

Tabella 6.3: Durata media di un accesso in visibilità con la ground station a Torino. I dati sono espressi in minuti

I dati vengono riportati su due grafici, nel primo si mette in relazione la durata media di un accesso con l'altitudine dell'orbita (figura 6.7), mentre nel secondo con l'inclinazione (figura 6.8).

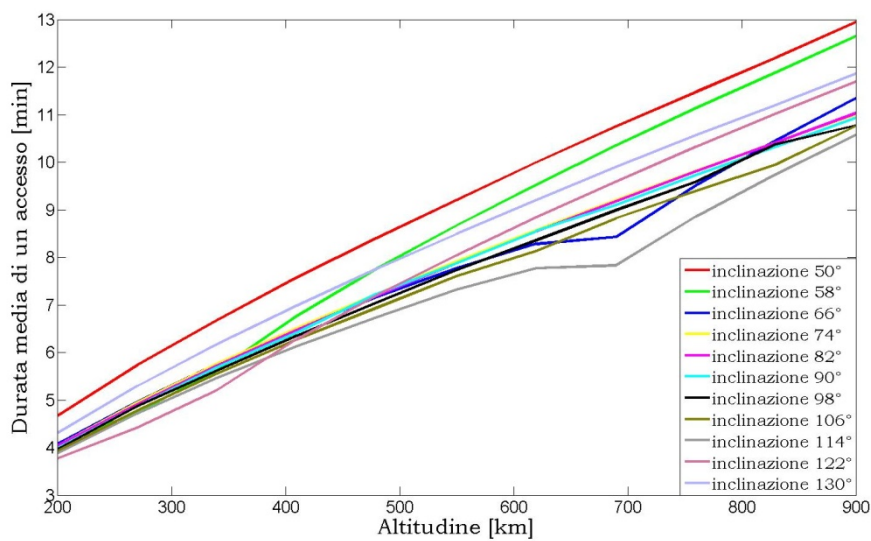


Figura 6.7: Durata media di un accesso in funzione dell'altitudine

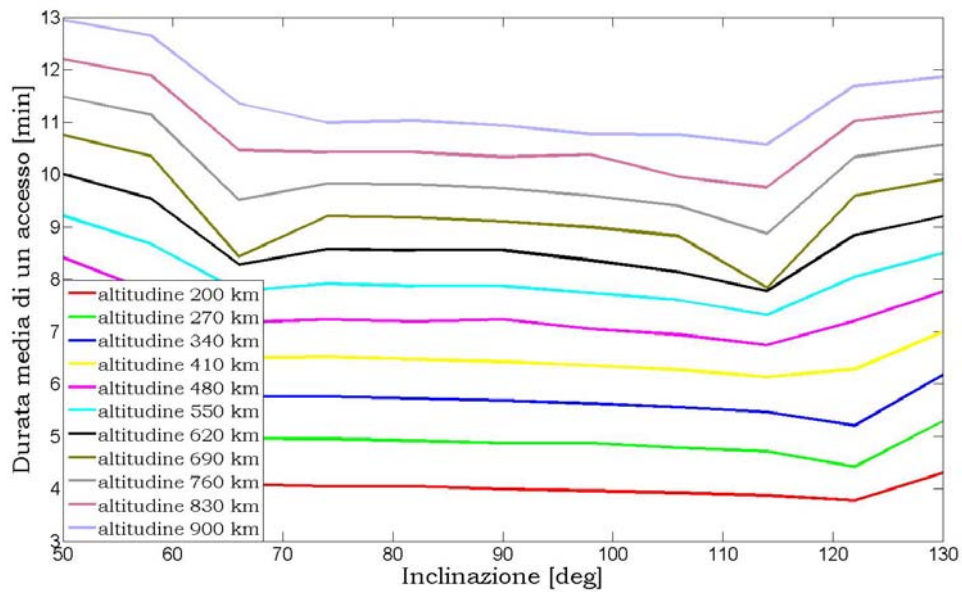


Figura 6.8: Durata media di un accesso in funzione dell'inclinazione

Come si può vedere da entrambe le figure la durata media è proporzionale all'altitudine ed in particolare le orbite con inclinazioni inferiori a 60° hanno una durata media per ogni accesso maggiore.

Un altro parametro di interesse è il tempo medio che intercorre tra due accessi, ottenuto dalla funzione

*CompareOrbit(200000, 900000, 50, 130, 'simulationtime', 365*86400, 'MeanTimeBetweenAccess')*:

Inclinazione	50°	58°	66°	74°	82°	90°	98°	106°	114°	122°	130°
Altezza											
200 km	4.64	5.69	7.41	8.35	8.91	8.98	8.74	8.11	7.03	5.29	4.26
270 km	4.39	4.38	6.21	7.07	7.53	7.61	7.45	6.84	5.89	4.09	4.06
340 km	4.22	3.66	5.42	6.24	6.66	6.75	6.52	6.02	5.14	3.40	3.89
410 km	4.10	3.60	4.85	5.66	6.04	6.12	5.92	5.44	4.59	3.34	3.79

480 km	4.01	3.55	4.42	5.22	5.59	5.67	5.48	5.00	4.15	3.29	3.70
550 km	3.94	3.51	4.04	4.87	5.24	5.35	5.15	4.69	3.80	3.25	3.63
620 km	3.89	3.48	3.68	4.60	4.97	5.10	4.86	4.38	3.45	3.22	3.58
690 km	3.84	3.47	3.19	4.37	4.74	4.81	4.64	4.19	2.95	3.20	3.54
760 km	3.80	3.45	3.17	4.18	4.55	4.63	4.45	4.00	2.94	3.19	3.51
830 km	3.78	3.43	3.16	4.01	4.39	4.46	4.40	3.83	2.95	3.18	3.47
900 km	3.78	3.43	3.17	3.86	4.25	4.33	4.15	3.75	3.95	3.17	3.45

Tabella 6.4: Tempo medio che intercorre tra due accessi in visibilità con la ground station a Torino. I dati sono espressi in ore

Riportando i valori della Tabella 6.4 in un grafico si possono notare alcune caratteristiche.

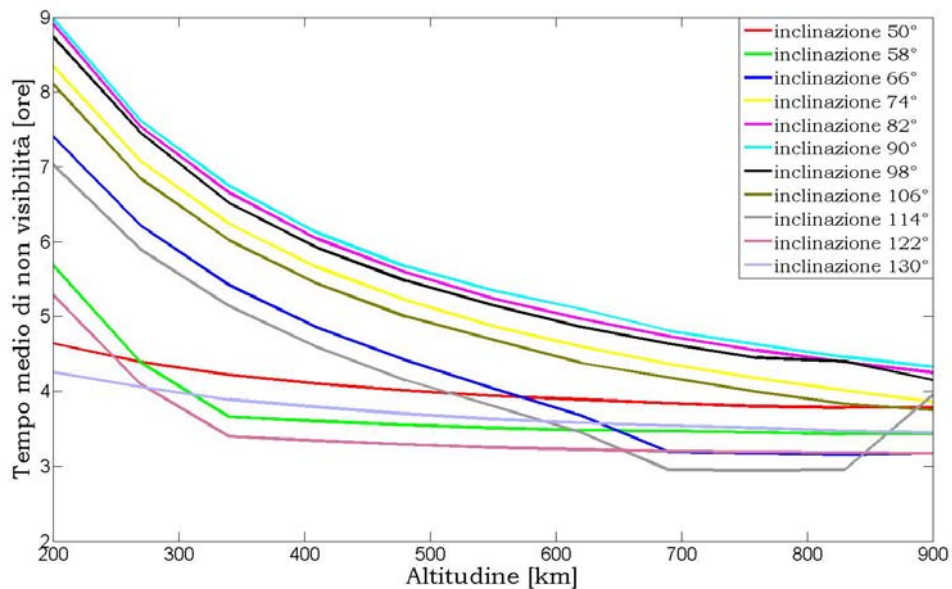


Figura 6.9: Tempo medio che intercorre tra due accessi in visibilità in funzione dell'altitudine

La prima caratteristica è che mantenendo costante l'inclinazione il tempo medio di non visibilità decresce con l'aumento dell'altitudine, ma è molto interessante notare che oltre i 700 km di quota rimane quasi costante, in particolare per le orbite sotto i 70° e oltre i 110°. Inoltre, Le orbite polari sono quelle che hanno i tempi medi di rivista più lunghi.

Le stesse simulazioni possono essere fatte per verificare qual è la durata media del tempo che il satellite impiega nel suo passaggio sopra il Piemonte ed i risultati sono nella tabella 6.5, ottenuti dalla funzione

*CompareOrbit(200000, 900000, 50, 130, 'simulationtime', 365*86400, 'filename', 'C:/Piemonte.at', 'AT', 1, 'MaxMeanTimeAccess')*

Inclinazione Altezza	50°	58°	66°	74°	82°	90°	98°	106°	114°	122°	130°
200 km	18.61	19.21	19.11	17.72	19.74	20.79	19.71	19.85	19.43	17.96	17.21
270 km	21.28	22.09	23.33	24.05	23.97	23.33	22.98	23.46	20.52	19.87	19.42
340 km	23.38	24.89	25.10	26.33	26.14	25.01	25.55	24.37	23.33	22.38	21.09
410 km	25.65	26.55	29.66	29.10	26.92	28.98	28.92	28.29	26.17	24.47	23.12
480 km	27.27	29.97	29.75	30.93	30.31	30.57	29.39	28.15	28.31	26.32	25.12
550 km	29.64	31.05	32.94	33.84	32.84	33.90	33.16	31.73	30.16	29.28	36.51
620 km	31.88	33.36	34.70	35.30	33.96	32.45	34.07	38.30	32.03	31.15	28.11
690 km	33.68	35.11	34.72	37.01	38.27	36.88	36.33	35.41	33.32	32.61	30.82
760 km	35.68	37.37	39.37	38.94	39.61	39.60	37.95	38.13	35.32	35.82	31.71
830 km	37.17	39.55	41.04	40.46	41.64	41.43	43.91	39.94	38.08	35.21	33.71
900 km	39.23	41.61	41.95	42.38	43.09	42.64	42.42	42.89	40.28	37.65	35.57

Tabella 6.5: Durata media di un passaggio sul Piemonte. I dati sono espressi in secondi

Anche in questo caso il tempo medio aumenta con l'altitudine, ma è interessante notare che le orbite polari consentono passaggi più lunghi, come mostrato in figura 6.10.

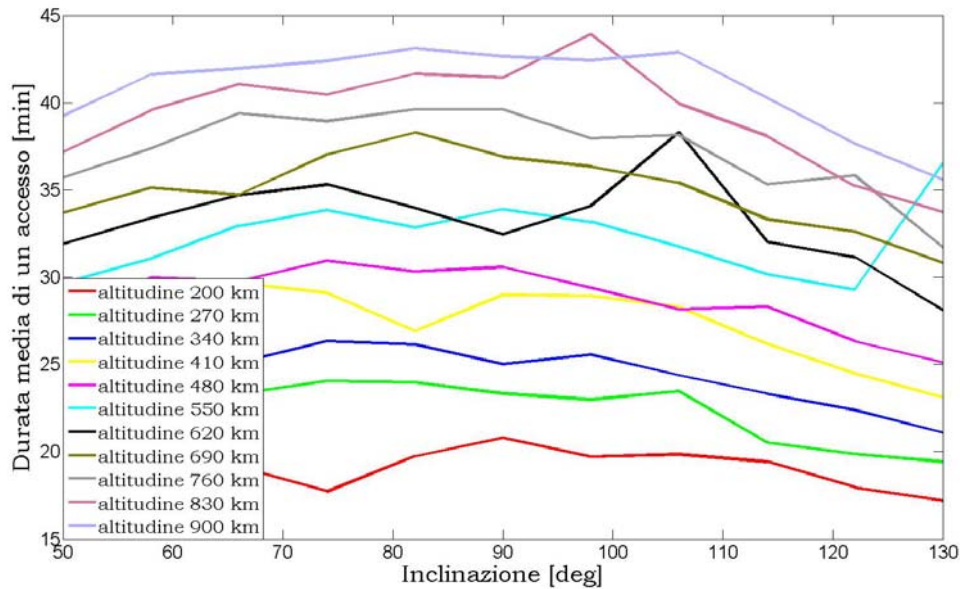


Figura 6.10: Durata media di un passaggio sul Piemonte in funzione dell'inclinazione

Le differenze sono però piccole, pochi secondi, e quindi non giustificerebbero la scelta di un'orbita polare date tutte le valutazioni precedenti.

Dalla funzione

```
CompareOrbit(200000, 900000, 50, 130, 'simulationtime', 365*86400,
             'filename', 'C:/Piemonte.at', 'MeanTimeBetweenAccess')
```

si valuta ogni quanto avviene un passaggio sopra il Piemonte da parte di un satellite. Questo parametro è molto importante dato che l'obiettivo è quello di monitorare la regione.

Inclinazione Altezza	50°	58°	66°	74°	82°	90°	98°	106°	114°	122°	130°
200 km	26.57	45.94	57.42	63.40	71.47	75.86	72.25	67.86	58.22	44.35	27.14
270 km	29.87	48.18	62.75	73.87	76.09	77.68	56.81	71.28	55.57	43.30	26.93
340 km	29.28	48.79	61.44	71.15	75.76	73.54	71.73	66.30	56.27	43.87	24.74
410 km	29.02	48.05	64.66	72.76	71.00	76.48	75.75	69.74	58.34	42.60	25.89
480 km	27.93	49.75	60.33	69.48	73.70	75.10	71.32	60.01	56.55	43.14	25.85
550 km	28.10	46.72	60.90	71.31	72.30	67.10	76.74	65.84	55.91	43.90	25.32
620 km	27.87	46.24	53.90	68.17	68.30	72.00	69.40	75.88	55.48	43.04	25.02
690 km	27.53	45.52	57.02	65.59	70.91	71.70	70.06	63.74	53.76	42.47	25.29
760 km	27.11	45.54	58.82	65.72	69.94	68.32	67.56	64.53	52.54	43.61	24.17
830 km	26.95	46.78	55.92	69.79	69.59	71.21	71.29	62.86	53.71	40.65	24.09
900 km	26.64	45.58	55.75	63.75	67.77	68.29	65.76	14.22	51.64	40.49	23.95

Tabella 6.6: Tempo medio che intercorre tra due passaggi sul Piemonte. I dati sono espressi in ore

Le orbite polari hanno, come detto sopra, tempi di passaggio più lunghi, ma come si può vedere nella figura 6.11 hanno anche tempi di non visibilità molto superiori.

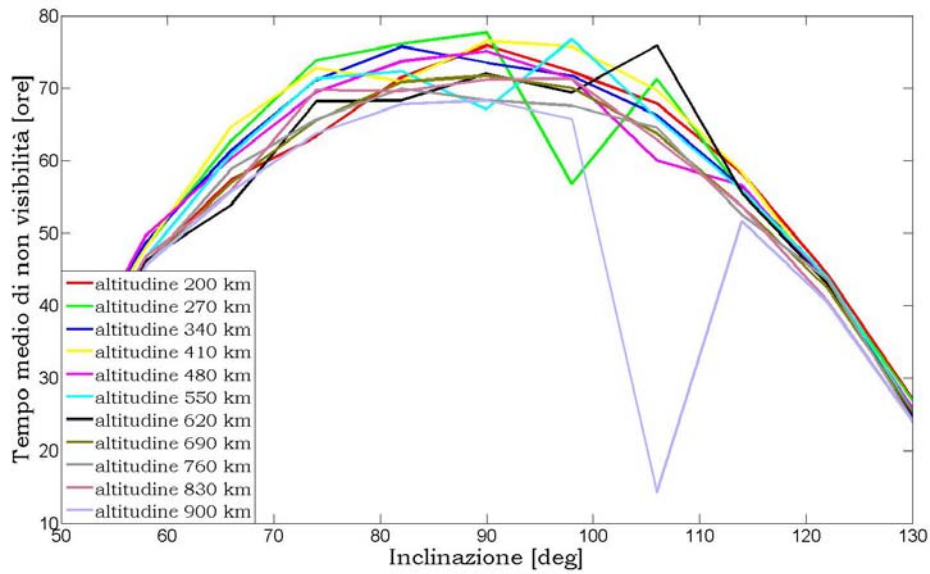


Figura 6.11: Tempo medio che intercorre tra due passaggi sul Piemonte in funzione dell'inclinazione

Invece, non si hanno grandi difformità tra orbite che hanno differenti altitudini ma stessa inclinazione, come mostrato dalla figura 6.12, soprattutto per le orbite a 50° e 130°.

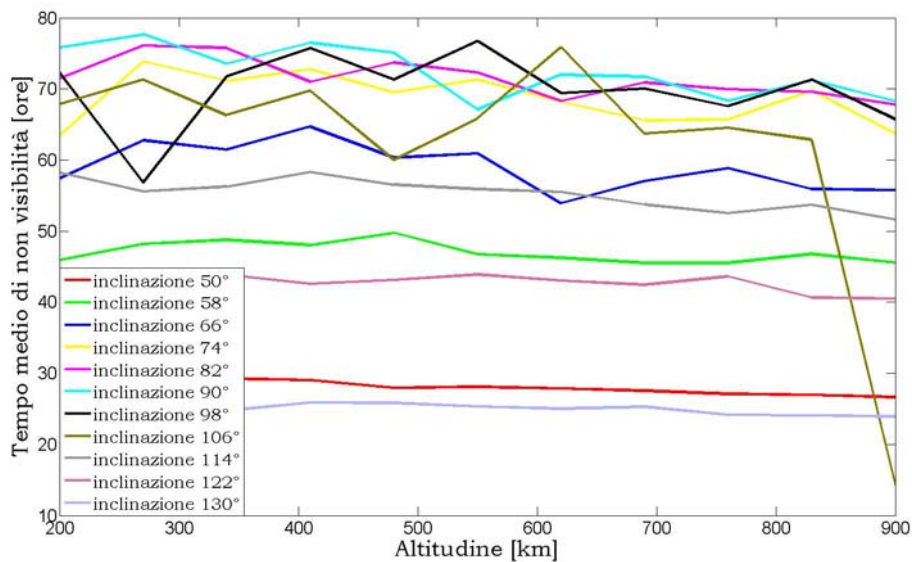


Figura 6.12: Tempo medio che intercorre tra due passaggi sul Piemonte in funzione dell'altitudine

Come ultimo parametro riguardante la visibilità del satellite che può essere importante ai fini della scelta dell'orbita, si valuta il tempo totale che il satellite passa in visibilità con la stazione di terra in un anno, utilizzando la funzione

*CompareOrbit(200000, 900000, 50, 130, 'simulationtime', 365*86400, 'MaxTotAccessTime')*.

Inclinazione Altezza	50°	58°	66°	74°	82°	90°	98°	106°	114°	122°	130°
200 km	146.77	103.91	80.25	70.53	66.08	64.80	66.13	70.58	80.22	103.78	146.86
270 km	190.08	157.67	116.55	102.05	95.28	93.39	95.42	101.92	116.58	157.72	190.19
340 km	230.75	223.83	154.86	134.64	125.50	122.78	125.64	134.53	154.78	223.92	231.05
410 km	269.36	274.44	195.05	168.11	156.39	153.00	156.44	168.08	195.02	274.33	269.39
480 km	306.19	319.30	236.83	202.08	187.58	183.42	187.72	202.20	236.77	319.25	305.97
550 km	340.94	360.58	280.80	236.58	219.08	214.39	219.08	236.55	280.72	360.55	341.05
620 km	374.89	399.30	328.14	271.58	250.83	244.22	250.92	270.30	328.08	399.33	375.11
690 km	407.86	436.00	386.00	306.97	282.67	275.92	282.67	306.83	386.00	436.17	407.86
760 km	439.72	471.25	437.97	342.75	314.55	306.55	314.53	342.50	437.92	471.61	439.92
830 km	470.86	505.14	482.00	379.00	346.58	337.75	344.05	378.67	482.36	505.50	470.78
900 km	500.47	538.22	522.58	415.25	378.39	368.50	378.19	418.30	523.08	538.64	500.55

Tabella 6.7: Tempo totale di visibilità del satellite da Torino in un anno. I dati sono espressi in ore

Come era facilmente prevedibile le orbite più alte sono quelle col maggior tempo in visibilità e dal grafico sottostante possiamo osservare che le orbite sono simmetriche rispetto a 90°; infatti le linee sono quasi perfettamente sovrapposte e quelle coi valori maggiori sono le orbite inclinate di 58° e di 122°.

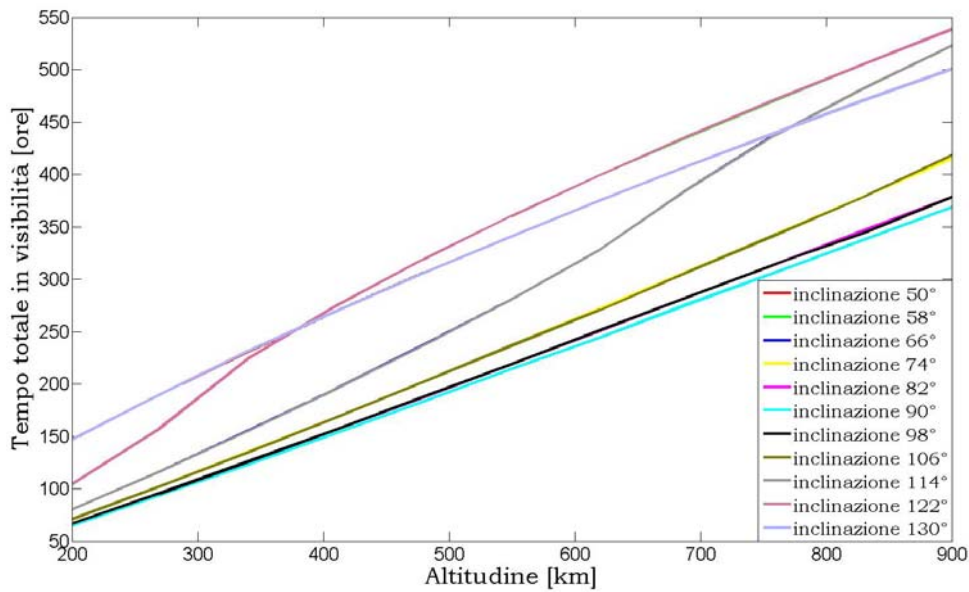


Figura 6.13: Tempo totale in visibilità in funzione dell'altitudine

Dal programma di simulazione orbitale STK è possibile anche ottenere una stima del tempo di vita del satellite nell'ambiente spaziale. È stata utilizzata questa funzione per valutare se le orbite studiate fino ad ora possono consentire al satellite di compiere la missione per cui verrà realizzato. Nella tabella 6.8 si è supposto di utilizzare un "cubo minimo", cioè da 16.5 cm di lato e 10 kg di peso, mentre nella successiva tabella 6.9 sono inseriti i dati riguardanti un satellite cubico di 50 cm di lato e 50 kg di peso, che sono i probabili dati del satellite con telescopio.

Inclinazione	50°	58°	66°	74°	82°	90°	98°	106°	114°	122°	130°
Altezza											
200 km	7 g	7 g	7 g	7 g	8 g	8 g	8 g	8 g	7 g	7 g	7 g
270 km	74 g	77 g	80 g	81 g	82 g	81 g	84 g	83 g	81 g	78 g	75 g
340 km	1.3	1.3	1.3	1.4	1.4	1.4	1.4	1.4	1.3	1.3	1.3

410 km	4.5	4.6	4.7	4.7	4.7	4.7	4.7	4.7	4.6	4.6	4.5
480 km	14.6	14.9	15.2	15.4	15.5	15.5	15.5	15.4	15.2	14.9	14.6
550 km	43.1	44.2	45.5	46.7	47.5	47.7	46.8	46.6	45.5	44.2	43.1
620 km	>100	>100	>100	>100	>100	>100	>100	>100	>100	>100	>100
690 km	>100	>100	>100	>100	>100	>100	>100	>100	>100	>100	>100
760 km	>100	>100	>100	>100	>100	>100	>100	>100	>100	>100	>100
830 km	>100	>100	>100	>100	>100	>100	>100	>100	>100	>100	>100
900 km	>100	>100	>100	>100	>100	>100	>100	>100	>100	>100	>100

Tabella 6.8: Tempo di vita di un satellite cubico di 16.5 cm di lato e 10 kg di peso

Inclinazione Altezza	50°	58°	66°	74°	82°	90°	98°	106°	114°	122°	130°
200 km	4 g	5 g	5 g	5 g	5 g	5 g	5 g	5 g	5 g	5 g	4 g
270 km	47 g	49 g	50 g	51 g	51 g	51 g	52 g	52 g	50 g	49 g	47 g
340 km	263 g	272 g	279 g	284 g	286 g	287 g	296 g	287 g	279 g	272 g	263 g
410 km	3.3	3.3	3.4	3.4	3.4	3.4	3.4	3.4	3.3	3.3	3.3
480 km	7.1	7.3	7.4	7.5	7.5	7.6	7.5	7.5	7.4	7.3	7.1
550 km	25.9	26.4	26.8	27.0	27.2	27.2	27.1	27.1	26.8	26.5	25.9
620 km	74.5	75.5	76.0	76.5	76.7	77.0	78.2	76.8	76.1	75.6	74.5
690 km	>100	>100	>100	>100	>100	>100	>100	>100	>100	>100	>100
760 km	>100	>100	>100	>100	>100	>100	>100	>100	>100	>100	>100
830 km	>100	>100	>100	>100	>100	>100	>100	>100	>100	>100	>100

900 km	>100	>100	>100	>100	>100	>100	>100	>100	>100	>100	>100
--------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------

Tabella 6.9: Tempo di vita di un satellite cubico di 50 cm di lato e 50 kg di peso

Da queste tabelle si può notare che, considerando 5 anni la durata minima della missione, le orbite con altitudini minori di 480 km non sono accettabili e quindi non potranno essere prese in considerazione per la scelta finale dell'orbita.

Rispetto al numero di accessi e il tempo di visibilità fin qui analizzati, le orbite preferibili sono a 900 km e con inclinazione compresa tra 50° e 66° oppure tra 114° e 130°. Orbite con quota più bassa, anche fino a 480 km, sono comunque accettabili, ma con inclinazioni di 50° o 130° che permettono un numero di passaggi in visibilità abbastanza elevato. Un'orbita particolarmente interessante è quella con altitudine 900 km e 106° di inclinazione; infatti, data la sua quasi-periodicità, permette il maggior numero di passaggi sopra il Piemonte senza che la durata media di ogni accesso sia inferiore rispetto a quella delle altre orbite.

6.1.2. Copertura Terrestre e Telescopio

È ora necessario valutare la quantità di dati che il satellite potrà inviare a terra e da questa analisi sarà in seguito possibile sapere il numero di immagini che potranno essere realizzate ed inviate alla *ground station*.

Per fare questa valutazione è stato ipotizzato che:

- ogni pixel viene memorizzato in 8 bit
- capacità di trasmissione: 1 Mbit/s

e saranno fatte due ipotesi riguardanti la risoluzione:

- risoluzione fissa a 5 m/pixel indipendentemente dalla quota
- risoluzione variabile in base alla quota, tale da essere 5 m/pixel a 200 km.

Nel caso di risoluzione fissa le immagini copriranno sempre la stessa superficie terrestre, mentre una risoluzione variabile permette di coprire zone della Terra più estese, ma con una qualità minore.

Dati questi parametri sarà poi possibile ricavare il numero di foto che potranno essere scattate all'anno o al giorno.

Per prima cosa, dalla tabella 6.7, si ricava quanto tempo all'anno il satellite passa in visibilità per poi calcolare quanti dati possono essere trasmessi alla stazione di terra. Verranno trascurate le orbite inferiori a 480 km perché non garantiscono un tempo di vita del satellite sufficientemente lungo per la missione.

Inclinazione Altezza	50°	58°	66°	74°	82°	90°	98°	106°	114°	122°	130°
480 km	1.10	1.15	0.85	0.73	0.67	0.66	0.67	0.73	0.85	1.15	1.10
550 km	1.23	1.30	1.01	0.85	0.79	0.77	0.79	0.85	1.01	1.30	1.23
620 km	1.35	1.44	1.18	0.98	0.90	0.88	0.90	0.97	1.18	1.44	1.35
690 km	1.47	1.57	1.39	1.10	1.02	0.99	1.02	1.10	1.39	1.57	1.47
760 km	1.58	1.70	1.58	1.23	1.13	1.10	1.13	1.23	1.58	1.70	1.58
830 km	1.69	1.82	1.73	1.36	1.25	1.21	1.24	1.36	1.74	.82	1.70
900 km	1.80	1.94	1.88	1.49	1.36	1.33	1.36	1.50	1.88	1.94	1.80

Tabella 6.10: Informazioni inviabili in un anno dal satellite con capacità di trasmissione di 1 Mbit/s. I dati sono riportati in Tbit

E, quindi, in media ogni giorno potranno essere inviate a terra per ogni diversa orbita, ipotizzando 1024x1024 pixel e quindi 8 Mbit per ogni immagine, il numero di fotografie riportato nella tabella 5.11:

Inclinazione Altezza	50°	58°	66°	74°	82°	90°	98°	106°	114°	122°	130°
480 km	377	393	291	249	231	226	231	249	291	393	377
550 km	420	444	346	291	270	264	270	291	346	444	420
620 km	462	492	404	334	309	301	309	333	404	492	462
690 km	502	537	475	378	348	340	348	378	475	537	502
760 km	542	580	539	422	387	377	387	422	539	581	542
830 km	580	622	594	467	427	416	424	466	594	623	580
900 km	617	663	644	511	466	454	466	515	644	664	617

Tabella 6.11: Numero di fotografie che è possibile inviare a terra dal satellite ogni giorno con immagini da 8 Mbit

Ipotizziamo ora invece di utilizzare un telescopio con una risoluzione di 2048x2048 pixel, quindi ogni immagine è di 32 Mbit:

Inclinazione Altezza	50°	58°	66°	74°	82°	90°	98°	106°	114°	122°	130°
480 km	94	98	72	62	57	56	57	62	72	98	94
550 km	105	111	86	72	67	66	67	72	86	111	105
620 km	115	123	101	83	77	75	77	83	101	123	115
690 km	125	134	118	94	87	85	87	94	118	134	125
760 km	135	145	134	105	96	94	96	105	134	145	135

830 km	145	155	148	116	106	104	106	116	148	155	145
900 km	154	165	161	127	116	113	116	128	161	166	154

Tabella 6.12: Numero di fotografie che è possibile inviare a terra dal satellite ogni giorno con immagini da 32 bit

È possibile ora valutare la copertura terrestre delle immagini, sia nel caso di risoluzione fissa che nel caso di risoluzione variabile per immagini da 8 Mbit o 32 Mbit, supponendo che le immagini coprano il 20% di terra in comune. I risultati sono riportati nelle tabelle seguenti.

1° risoluzione fissa, 1024x1024 pixel, dati in km² al giorno

Inclinazione Altezza	50°	58°	66°	74°	82°	90°	98°	106°	114°	122°	130°
480 km	7906	8242	6103	5222	4844	4740	4844	5222	6103	8242	7906
550 km	8808	9311	7256	6103	5662	5536	5662	6103	7256	9311	8808
620 km	9689	10318	8472	7004	6480	6312	6480	6984	8472	10318	9689
690 km	10528	11262	9961	7927	7298	7130	7298	7927	9961	11262	10528
760 km	11367	12163	11304	8850	8116	7906	8116	8850	11304	12184	11367
830 km	1263	13044	12457	9794	8955	8724	8892	9773	12457	13065	12163
900 km	12939	13904	13506	10716	9773	9521	9773	10800	13506	13925	12939

Tabella 6.13: Copertura terrestre nel caso di risoluzione fissa e immagini da 8 Mbit. I dati sono in km²

2° risoluzione fissa, 2048x2048 pixel, dati in km² al giorno

Inclinazione Altezza	50°	58°	66°	74°	82°	90°	98°	106°	114°	122°	130°
480 km	7885	8221	6040	5201	4782	4698	4782	5201	6040	8221	7885
550 km	8808	9311	7214	6040	5620	5536	5620	6040	7214	9311	8808
620 km	9647	10318	8472	6963	6459	6291	6459	6963	8472	10318	9647
690 km	10486	11241	9899	7885	7298	7130	7298	7885	9899	11241	10486
760 km	11325	12163	11241	9731	8892	8724	8892	9731	12415	13002	12163
830 km	12163	13002	12415	9731	8892	8724	8892	9731	12415	13002	12163
900 km	12918	13841	13506	10654	9731	9479	9731	10737	13506	13925	12918

Tabella 6.14: Copertura terrestre nel caso di risoluzione fissa e immagini da 32 Mbit. I dati sono in km²

3° risoluzione variabile, 1024x1024 pixel, dati in km² al giorno

Inclinazione Altezza	50°	58°	66°	74°	82°	90°	98°	106°	114°	122°	130°
480 km	45540	47470	35150	30080	27900	27300	27900	30080	35150	47470	45540
550 km	66610	70420	54870	46150	42820	41870	42820	46150	54870	70420	66610
620 km	93110	99160	81420	67310	62270	60660	62270	67310	81420	99160	93110
690 km	125310	134040	118570	94350	86870	84870	86870	94350	118570	134040	125310
760 km	151430	162050	150590	117900	108130	105330	108130	117900	150590	162050	151430
830 km	204470	219270	209400	164630	150530	146650	150530	164630	209400	219270	204470
900 km	262020	281560	273490	217010	197900	192800	197900	218710	273490	281560	262020

Tabella 6.15: Copertura terrestre nel caso di risoluzione variabile e immagini da 8 Mbit. I dati sono in km²

4° risoluzione variabile, 2048x2048 pixel, dati in km² al giorno

Inclinazione Altezza	50°	58°	66°	74°	82°	90°	98°	106°	114°	122°	130°
480 km	45420	47350	34790	29960	27540	27060	27540	29960	34790	47350	45420
550 km	66610	70420	54560	45680	42500	41870	42500	45680	54560	70420	66610
620 km	92710	99160	81420	66910	62070	60460	62070	66910	81420	99160	92710
690 km	124810	133790	117820	93850	86870	84870	86870	93850	117820	133790	124810
760 km	150870	162050	149750	117350	107290	105050	107290	117350	149750	162050	150870
830 km	204470	218570	20870	163570	149470	146650	149470	163570	20870	218570	204470
900 km	261600	280280	273490	215730	197050	191950	197050	217430	273490	281980	161600

Tabella 6.16: Copertura terrestre nel caso di risoluzione variabile e immagini da 32 Mbit. I dati sono in km²

Considerando che il Piemonte ha una superficie totale di 25399 km², il telescopio con risoluzione variabile potrebbe fotografare ogni giorno una zona pari a 10 volte il Piemonte mentre quello a risoluzione fissa potrebbe fotografarne fino alla metà della superficie totale. Ma quello visto finora è ciò che potrebbe essere se il satellite fotografasse il Piemonte durante tutto il periodo di visibilità con la *ground station*, ma ciò non avviene. Se si ipotizza di scattare una fotografia del Piemonte ogni secondo in cui il satellite è di passaggio su di esso (tabella 6.5), ogni giorno si avrebbero in media:

Inclinazione Altezza	50°	58°	66°	74°	82°	90°	98°	106°	114°	122°	130°
480 km	23	14	11	10	9	9	9	10	11	14	23

550 km	25	15	12	11	10	10	10	11	12	15	25
620 km	27	17	14	12	11	10	11	11	13	16	26
690 km	29	18	14	13	12	12	12	13	14	18	29
760 km	31	19	15	13	13	13	13	14	16	19	31
830 km	32	20	16	14	14	13	14	14	16	20	33
900 km	35	21	17	15	14	14	14	43	18	21	35

Tabella 6.17: Numero di fotografie che si potrebbero fare al giorno scattandone una ogni secondo in cui il satellite è sul Piemonte

E quindi, sempre nei quattro casi ipotizzati prima:

1° risoluzione fissa, 1024x1024 pixel, dati in km² al giorno

Inclinazione Altezza	50°	58°	66°	74°	82°	90°	98°	106°	114°	122°	130°
480 km	482	294	231	210	189	189	189	210	231	294	482
550 km	524	315	252	231	210	210	210	231	252	315	524
620 km	566	357	294	252	231	210	231	231	272	336	545
690 km	608	377	294	273	252	252	252	273	294	377	608
760 km	650	398	314	273	273	273	273	294	336	398	650
830 km	671	419	336	294	294	273	294	294	336	419	671
900 km	734	440	357	315	294	294	294	901	377	440	734

Tabella 6.18: Copertura terrestre del Piemonte nel caso di risoluzione fissa e immagini da 8 Mbit. I dati sono in km²

2° risoluzione fissa, 2048x2048 pixel, dati in km² al giorno

Inclinazione Altezza	50°	58°	66°	74°	82°	90°	98°	106°	114°	122°	130°
480 km	1929	1174	922	838	754	754	754	838	922	1174	1929
550 km	2097	1258	1006	922	838	838	838	922	1006	1258	2097
620 km	2264	1426	1174	1006	922	838	922	922	1090	1342	2181
690 km	2432	1509	1174	1090	1006	1006	1006	1090	1174	1509	2432
760 km	2600	1593	1258	1090	1090	1090	1090	1174	1342	1593	2600
830 km	2684	1677	1342	1174	1174	1090	1174	1174	1342	1667	2768
900 km	2936	1761	1426	1258	1174	1174	1174	3607	1509	1761	2936

Tabella 6.19: Copertura terrestre del Piemonte nel caso di risoluzione fissa e immagini da 32 Mbit. I dati sono in km²

3° risoluzione variabile, 1024x1024 pixel, dati in km² al giorno

Inclinazione Altezza	50°	58°	66°	74°	82°	90°	98°	106°	114°	122°	130°
480 km	2778	1691	1328	1207	1087	1087	1087	1207	1328	1691	2778
550 km	3964	2378	1903	1744	1585	1585	1585	1744	1903	2378	3964
620 km	5441	3426	2821	2418	2216	2015	2216	2216	2619	3224	5239
690 km	7238	4493	3494	3244	2995	2995	2995	3244	3494	4493	7238
760 km	8661	5308	4190	3632	3632	3632	3632	3911	4470	5308	8661
830 km	11281	7050	5640	4935	4935	4582	4935	4935	5640	7050	11633
900 km	14863	8918	7219	6370	5945	5945	5945	18260	7644	8918	14863

Tabella 6.20: Copertura terrestre del Piemonte nel caso di risoluzione variabile e immagini da 8 Mbit. I dati sono in km²

4° risoluzione variabile, 2048x2048 pixel, dati in km² al giorno

Inclinazione Altezza	50°	58°	66°	74°	82°	90°	98°	106°	114°	122°	130°
480 km	11113	6764	5315	4831	4348	4348	4348	4831	5315	6764	11113
550 km	15859	9515	7612	6978	6343	6343	6343	6978	7612	9515	15859
620 km	21765	13704	11286	9673	8867	8061	8867	8867	10479	12898	20959
690 km	28955	17972	13978	12979	11981	11981	11981	12979	13978	17972	28955
760 km	34644	21233	16763	14528	14528	14528	14528	15646	17881	21223	34644
830 km	45124	28202	22562	19741	19741	18331	19741	19741	22562	28202	46534
900 km	59454	35672	28877	25480	23781	23781	23781	73043	30576	35672	59454

Tabella 6.21: Copertura terrestre del Piemonte nel caso di risoluzione variabile e immagini da 32 Mbit. I dati sono in km²

Da queste tabelle si possono trarre delle conclusioni riguardanti la scelta del telescopio e dell'orbita in funzione della copertura a terra. La prima opzione, risoluzione fissa e 1024x1024 pixel, consente poca copertura anche ad orbite alte, mentre passando a 2048x2048 si ha una copertura maggiore con immagini di ottima qualità. Nei casi a risoluzione variabile si ha una copertura molto ampia soprattutto nel secondo caso, 2048x2048 pixel, ma non garantiscono immagini di grande qualità. Infatti, con una quota di 900 km ogni pixel copre 22.5 m a terra, mentre a 480 km ne copre circa 12 m. Dato che le foto che verrebbero scattate sono in tutti i casi inferiori a quelle che potrebbero essere inviate alla *ground station*, è possibile scegliere tra tutte le orbite analizzate e tutti i telescopi ipotizzati. Utilizzando un telescopio a risoluzione fissa la scelta ricadrebbe su uno con 2048x2048 pixel per cui le orbite preferibili sarebbero a 900 km inclinate di 50°, 130° o, preferibilmente, di 106°. Utilizzando invece un

telescopio con risoluzione variabile un'orbita bassa sarebbe la scelta migliore per avere comunque immagini di buona qualità e il telescopio scelto potrebbe essere anche quello con un numero di pixel inferiore, 1024x1024, che permette una copertura sufficientemente elevata.

6.1.3. Potenza di Trasmissione

Per poter valutare la potenza di trasmissione di picco necessaria per trasmettere informazioni dal satellite alla *ground station* è necessario ricavare dalle simulazioni, con la funzione *AngleSatEarth*, la distanza massima che intercorre tra i due terminali. I risultati delle simulazioni sono riportati nella tabella 6.22.

Inclinazione Altezza	50°	58°	66°	74°	82°	90°	98°	106°	114°	122°	130°
480 km	2465	2463	2470	2448	2467	2473	2437	2496	2489	2498	2484
550 km	2616	2637	2648	2639	2628	2621	2660	2670	2658	2652	2660
620 km	2798	2807	2778	2796	2808	2829	2803	2819	2833	2835	2834
690 km	2956	2958	2964	2972	2958	2970	2989	2978	2965	2982	2977
760 km	3105	3098	3117	3126	3126	3122	3102	3129	3119	3129	3134
830 km	3247	3245	3253	3261	3262	3268	3240	3270	3279	3282	3282
900 km	3383	3377	3391	3390	3403	3395	3390	3421	3425	3419	3425

Tabella 6.22: Distanza massima tra satellite e ground station. I dati sono espressi in km

I dati ottenuti sono riportati nelle figure 6.14 e 6.15.

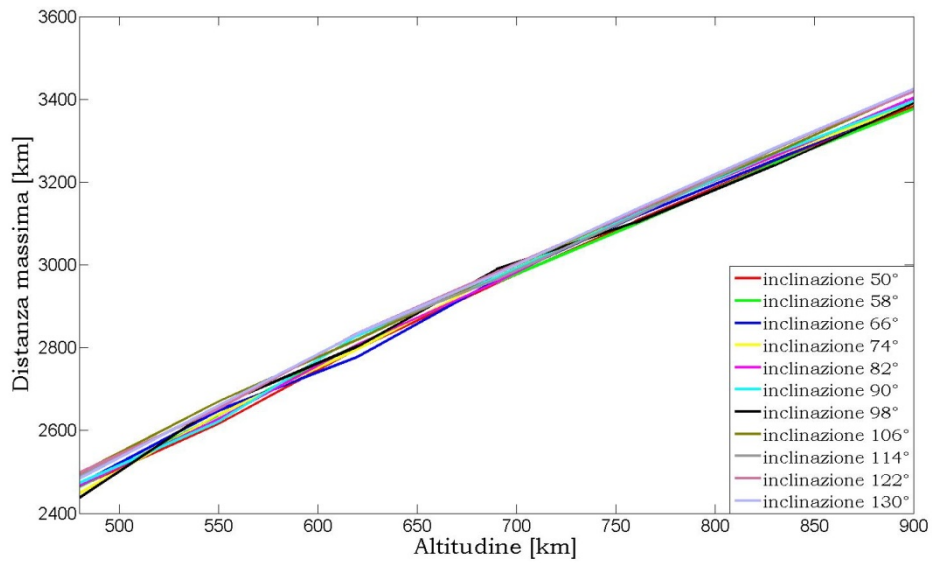


Figura 6.14: Distanza massima tra satellite e ground station in funzione dell'altitudine

In questa figura si può notare che la distanza massima tra il satellite e la stazione di terra è proporzionale, come era facile intuire, all'altitudine. Nella figura sottostante, invece, si può notare come l'inclinazione dell'orbita non abbia influenza sulla distanza massima tra il segmento di volo e quello di terra.

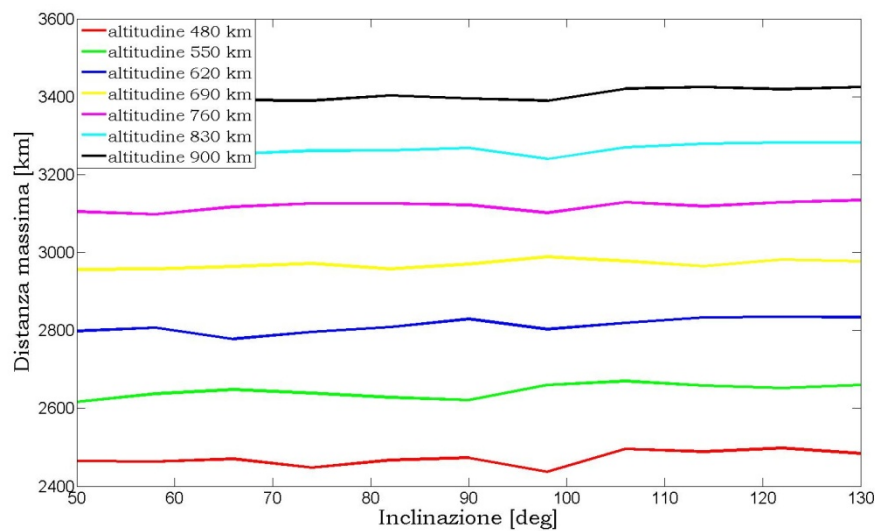


Figura 6.15: Distanza massima tra satellite e ground station in funzione dell'inclinazione

Ottenuto il valore della distanza massima si può calcolare la potenza di picco, cioè la potenza di trasmissione che permette di trasmettere dati tra satellite e *ground station* nel momento in cui il satellite è nel punto più lontano, con la seguenti formule:

la potenza ricevuta è data da

$$P_R = P_T G_T \frac{1}{\left(\frac{4\pi D}{\lambda}\right)^2} G_R = P_T G_T \frac{1}{\alpha_0} G_R$$

ove P_R è la potenza ricevuta, P_T è la potenza trasmessa, G_T è il guadagno dell'antenna trasmittente, G_R è il guadagno dell'antenna ricevente, D è la distanza, λ è la lunghezza d'onda del segnale trasmesso e α_0 è l'attenuazione di propagazione.

Passando ai *decibel*:

$$P_R|_{dBW} = P_T|_{dBW} + G_T|_{dB} - \alpha_0|_{dB} + G_R|_{dB} = EIRP|_{dB} - \alpha_0|_{dB} + G_R|_{dB}$$

ove *EIRP* (*Equivalent Isotropic Radiated Power*) rappresenta la potenza da applicare ad un radiatore isotropico per ottenere la stessa densità di potenza che si ha nel caso reale.

Il rapporto segnale/rumore

$$\gamma = \frac{P_R}{N_0}$$

ove N_0 è la densità spettrale di rumore ed è data da:

$$N_0 = KT_{OP}$$

ove K è la costante di Boltzmann (= 1.38×10^{-23}) e T_{OP} è la temperatura operativa del ricevitore. Quindi:

$$\gamma|_{dBHz} = P_R|_{dBW} - 10 \log_{10} K - \log_{10} T_{OP}$$

E sostituendo

$$\gamma|_{dBHz} = EIRP|_{dBW} - \alpha_0|_{dB} + 228.6 + G_R|_{dB} - 10 \log_{10} T_{OP}$$

Quindi, deciso il rapporto segnale/rumore voluto o la potenza del segnale ricevuto a terra, è possibile ricavare la potenza di trasmissione necessaria.

Si ipotizza che si abbia:

- guadagno dell'antenna a terra, $G_R = 25$ dB
- guadagno dell'antenna sul satellite, $G_T = 6$ dB
- frequenza di trasmissione 2.44 GHz

e si voglia avere:

- potenza del segnale ricevuta a terra, $P_R = -105$ dB_m.

Utilizzando questi dati è possibile ricavare la potenza di picco necessaria per ogni orbita presa in esame ed i risultati sono riportati nella tabella 6.23.

Inclinazione Altezza	50°	58°	66°	74°	82°	90°	98°	106°	114°	122°	130°
480 km	1.59	1.59	1.60	1.57	1.60	1.60	1.56	1.63	1.62	1.64	1.62
550 km	1.80	1.82	1.84	1.83	1.81	1.80	1.86	1.87	1.85	1.85	1.86
620 km	2.05	2.07	2.02	2.05	2.07	2.10	2.06	2.08	2.11	2.11	2.11
690 km	2.29	2.30	2.31	2.32	2.30	2.31	2.34	2.33	2.31	2.33	2.33
760 km	2.53	2.52	2.55	2.56	2.56	2.56	2.52	2.57	2.55	2.57	2.58
830 km	2.77	2.76	2.78	2.79	2.79	2.80	2.75	2.81	2.82	2.83	2.83
900 km	3.00	2.99	3.02	3.02	3.04	3.02	3.02	3.07	3.08	3.07	3.08

Tabella 6.23: Potenza di picco per la trasmissione dei dati dal satellite a terra. I dati sono espressi in Watt

L'andamento della potenza di picco in funzione dell'altitudine e dell'inclinazione sono molto simili a quello della distanza massima e

come si vede dalla figura 6.16 ha un andamento proporzionale a quello della quota.

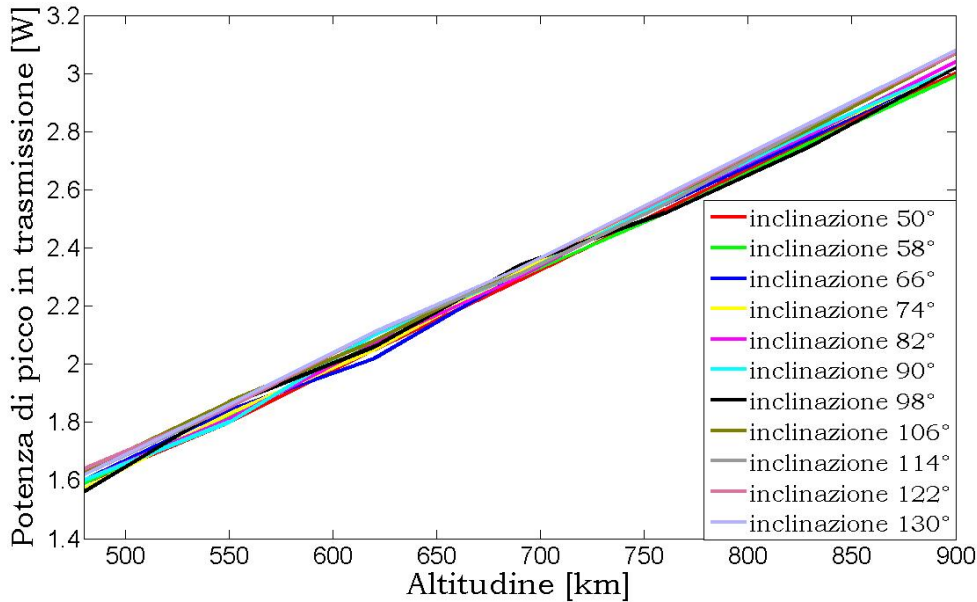


Figura 6.16: Potenza di picco in trasmissione in funzione dell'altitudine

Dal grafico si nota che al raddoppiare della quota raddoppia anche la potenza di picco necessaria e quindi il rapporto è di proporzionalità diretta.

L'altro parametro progettuale fondamentale per quanto riguarda la potenza di trasmissione è il valore medio. Si suppone di trasmettere sempre al valore di picco quando si è in visibilità e di non trasmettere mai nei periodi in cui non c'è un collegamento diretto tra il satellite e la *ground station*. Quindi la potenza media di trasmissione è data dalla seguente formula:

$$P_{media} = \frac{P_{picco} T_{visibilità}}{T}$$

Dalla tabella 6.7 si possono ricavare i tempi di visibilità di ogni orbita e si ottengono quindi i seguenti risultati, su base annua.

Inclinazione Altezza	50°	58°	66°	74°	82°	90°	98°	106°	114°	122°	130°
480 km	55.6	58.0	43.3	36.2	34.3	33.5	33.4	37.6	43.8	59.8	56.6
550 km	70.1	74.9	59.0	49.4	45.3	44.1	46.5	50.5	59.3	76.1	72.4
620 km	87.7	94.4	75.7	63.6	59.3	58.5	59.0	64.2	79.0	96.2	90.4
690 km	106.6	114.5	101.8	81.3	74.2	72.8	75.5	81.6	101.8	116.0	108.5
760 km	127.0	135.6	127.5	100.2	91.9	89.6	90.5	100.5	127.5	138.4	129.6
830 km	148.9	159.2	153.0	120.7	110.4	108.0	108.0	121.5	155.3	163.3	152.1
900 km	171.4	183.7	180.2	143.2	131.3	127.0	130.4	146.6	183.9	188.8	176.0

Tabella 6.24: Potenza media di trasmissione dal satellite a terra in un anno. I dati sono espressi in mW

Dalla figura 6.17 si può notare che la potenza media di trasmissione aumenta con la quota in maniera lineare, ma come mostra la successiva figura le orbite che hanno inclinazione tra 80° e 110° utilizzano una potenza di trasmissione media minore. Questo però è dovuto al fatto che nelle orbite polari o quasi-polari il satellite ha un tempo di visibilità minore.

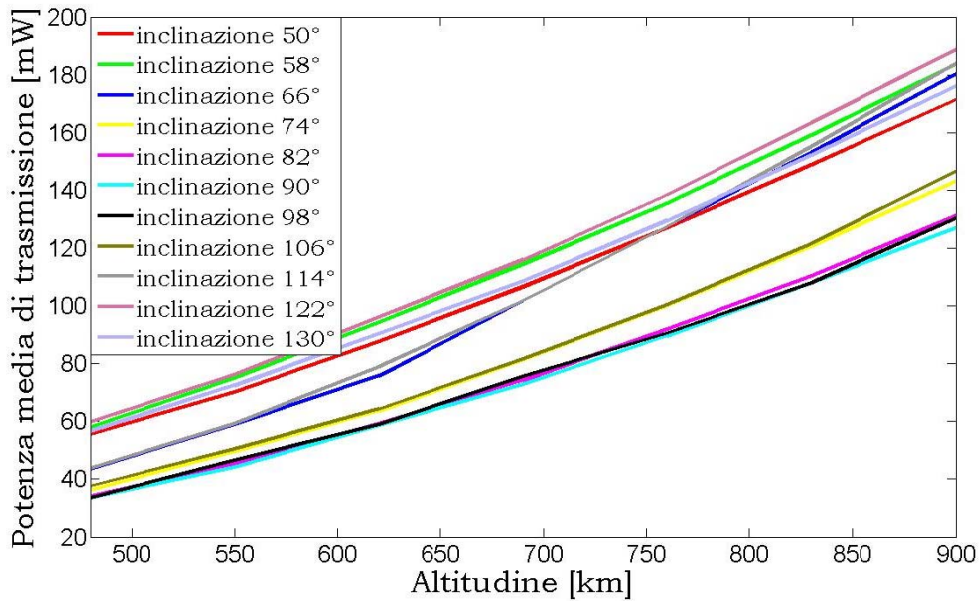


Figura 6.17: Potenza media di trasmissione in funzione dell'altitudine

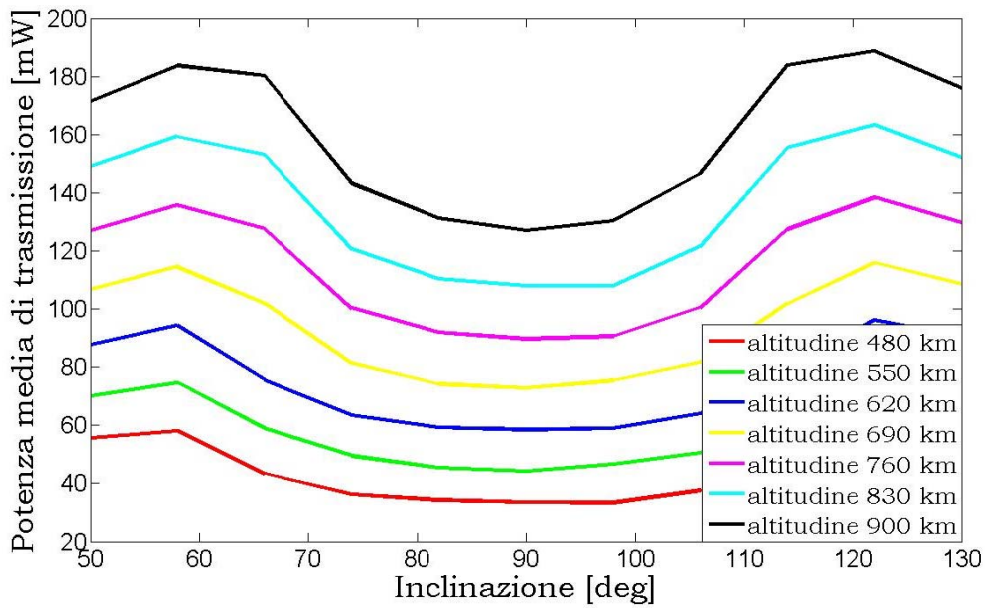


Figura 6.18: Potenza media di trasmissione in funzione dell'inclinazione

L'analisi riguardante la potenza di trasmissione necessaria, sia di picco che media, mette in luce che le orbite più basse sono quelle che necessitano di meno potenza in trasmissione e sono quindi più

vantaggiose. Questo è chiaramente dovuto al fatto che, come si può notare nella figura 6.14, la distanza massima che intercorre tra il satellite e la stazione di terra è proporzionale alla quota. Quindi, secondo questa analisi, le orbite basse sono quelle preferibili, ma è interessante notare alcuni dati dell'orbita con altitudine 900 km e quota 106°: infatti pur necessitando di una potenza di picco elevata, 3.07 W, la potenza media di trasmissione risulta minore rispetto a quella di altre orbite alla stessa quota e a quote poco più basse. Ad esempio è confrontabile con quella dell'orbita a 760 km e 114° di inclinazione.

6.1.4. Potenza Elettrica Prodotta

La potenza elettrica viene prodotta attraverso i pannelli solari che ricevono energia luminosa principalmente dal Sole, ma anche dall'albedo terrestre e da quello lunare. Ipotizzando di avere un controllo d'assetto che punti il telescopio sempre verso il nadir e il satellite orientato come presentato in figura 5.2, verrà calcolata la potenza media luminosa, in W/m^2 , ricevuta dal satellite.

Nella tabella seguente sono riportati i risultati della simulazione, fatta utilizzando la funzione *SolarPower.m* e facendo la media dei risultati ottenuti, riguardanti l'illuminamento solare medio.

Inclinazione Altezza	50°	58°	66°	74°	82°	90°	98°	106°	114°	122°	130°
480 km	231.1	232.8	221.9	218.4	234.5	257.5	279.5	269.2	239.2	248.0	230.1
550 km	240.5	229.6	227.4	221.5	244.7	265.0	285.8	280.4	253.6	267.1	237.8
620 km	247.8	229.1	234.0	226.7	256.1	272.9	289.1	271.0	262.8	282.4	244.2
690 km	255.4	230.9	240.7	234.3	265.4	281.8	289.7	267.7	267.6	285.5	245.1
760 km	256.7	235.1	252.2	243.3	273.1	289.3	289.0	283.4	267.5	280.2	249.3

830 km	253.0	236.9	258.2	250.5	264.8	295.8	288.1	282.2	262.6	267.1	259.9
900 km	246.9	237.3	260.6	256.0	285.8	301.6	287.1	268.7	254.0	257.3	281.3

Tabella 6.25: Potenza media dovuta all'illuminamento solare. I dati sono espressi in W/m^2

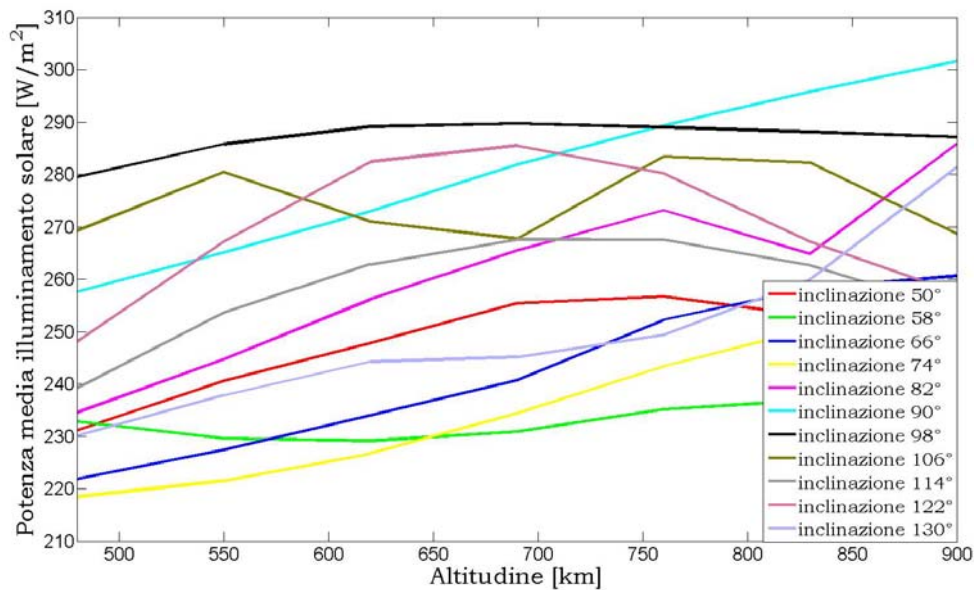


Figura 6.19: Potenza media dovuta all'illuminamento solare in funzione dell'altitudine

Come si può notare in figura 6.19 la potenza dovuta all'illuminamento solare aumenta con l'altitudine dell'orbita. Questo succede perché se aumenta la quota si riduce il tempo di eclissi del satellite. Invece dalla sottostante figura 6.20 si mette in luce che le orbite con polari o quasi-polari sono quelle più favorevoli.

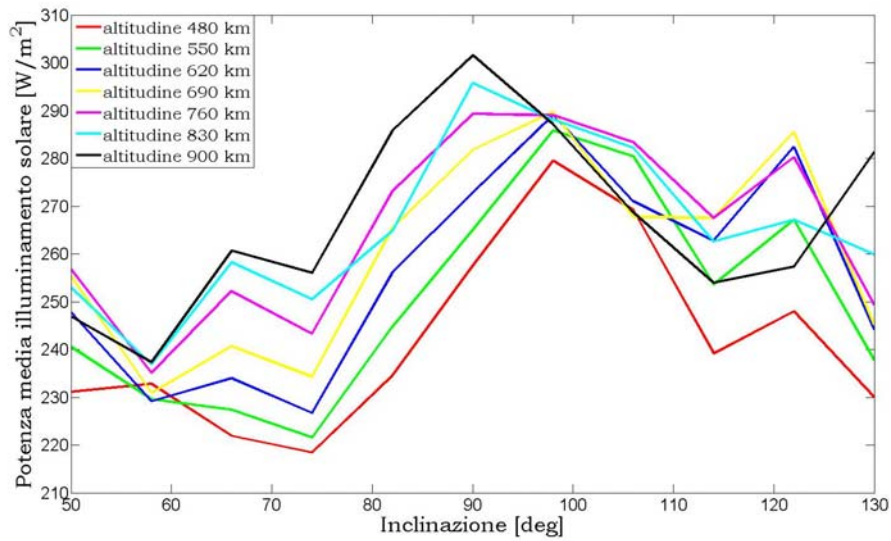


Figura 6.19: Potenza media dovuta all'illuminamento solare in funzione dell'inclinazione

Un particolare molto importante per l'illuminamento è il tempo d'eclisse del satellite. Infatti se il satellite si trova in orbita polare è sempre illuminato dal Sole, come mostrato in figura 6.21, mentre se si trova ad orbite più vicine al piano equatoriale si ha del tempo in cui non è illuminato (figura 6.22).

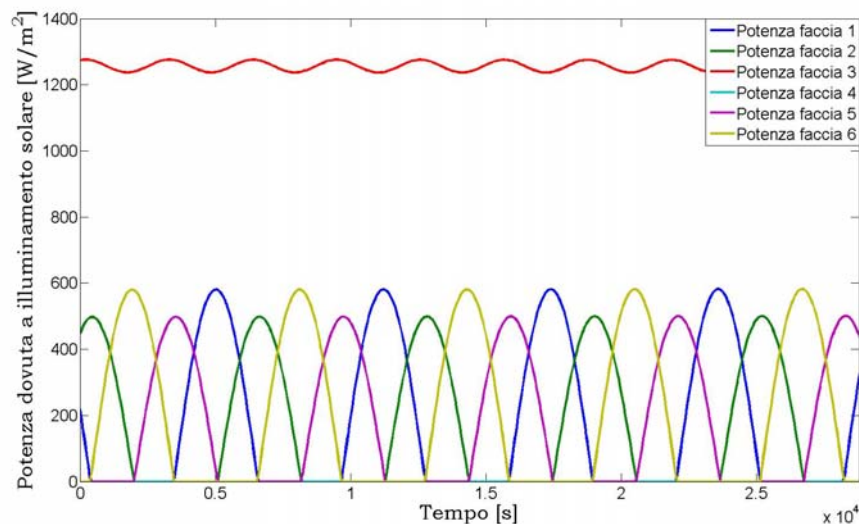


Figura 6.20: Illuminazione di un satellite in un'orbita con 900 km di altitudine e 90° di inclinazione; le facce sono indicate in figura 5.2

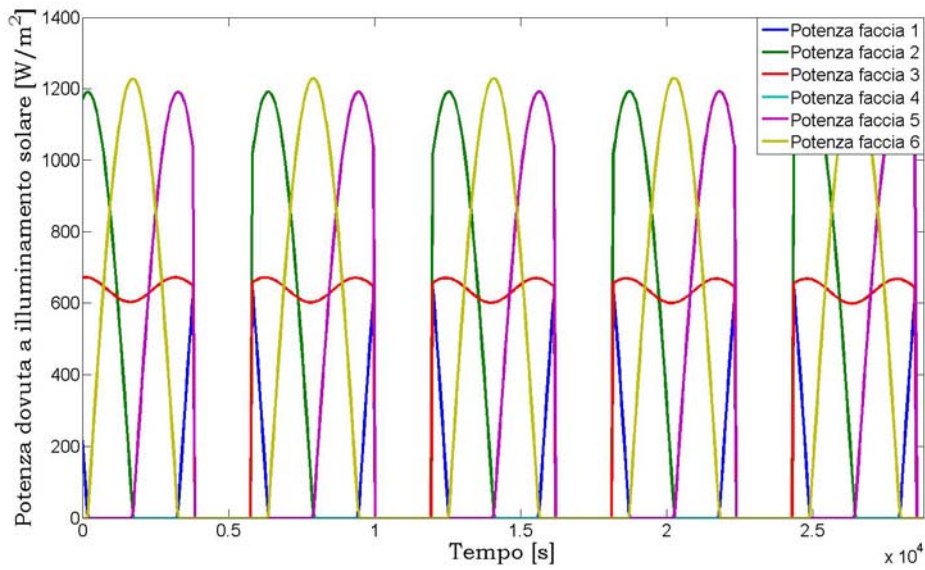


Figura 6.21: Illuminazione di un satellite in un'orbita con 900 km di altitudine e 50° di inclinazione; le facce sono indicate in figura 5.2

Nella progettazione di un satellite questo fattore è molto importante. Infatti, se il satellite passa del tempo in eclissi è necessario poter immagazzinare l'energia prodotta durante l'illuminamento perché il satellite al buio non produce energia elettrica e quindi si spegne. In questo caso bisogna utilizzare delle batterie, che solitamente vengono usate anche se il satellite è sempre illuminato e si sfrutta l'energia accumulata nel caso in cui quella prodotta dai pannelli solari non sia sufficiente.

Ora si analizza il valore medio della potenza luminosa ricevuta dall'albedo terrestre tramite la funzione *EarthAlbedo.m*.

Inclinazione Altezza	50°	58°	66°	74°	82°	90°	98°	106°	114°	122°	130°
480 km	69.7	69.5	64.2	71.3	60.2	74.6	60.1	74.2	61.6	71.5	69.1
550 km	67.2	66.0	59.7	67.2	53.6	71.1	53.4	70.3	57.0	66.3	66.7

620 km	63.9	61.2	56.8	63.8	48.2	68.7	42.3	67.2	54.5	61.5	65.5
690 km	61.8	57.5	54.6	60.3	43.2	66.6	41.1	63.9	53.3	56.4	64.2
760 km	59.6	53.6	53.1	56.3	38.6	64.4	34.7	60.1	53.2	51.3	62.3
830 km	57.2	50.1	52.2	52.2	34.7	62.4	30.3	56.1	53.4	46.5	59.8
900 km	54.7	46.7	51.6	47.7	31.8	60.5	27.5	51.8	53.8	42.2	56.6

Tabella 6.26: Potenza media dovuta all'albedo terrestre. I dati sono espressi in W/m^2

Nella figura 6.23 si evidenzia come, inversamente a quanto succede per l'illuminamento solare, la potenza luminosa media che arriva al satellite dalla Terra, cioè l'albedo terrestre, diminuisce aumentando la quota.

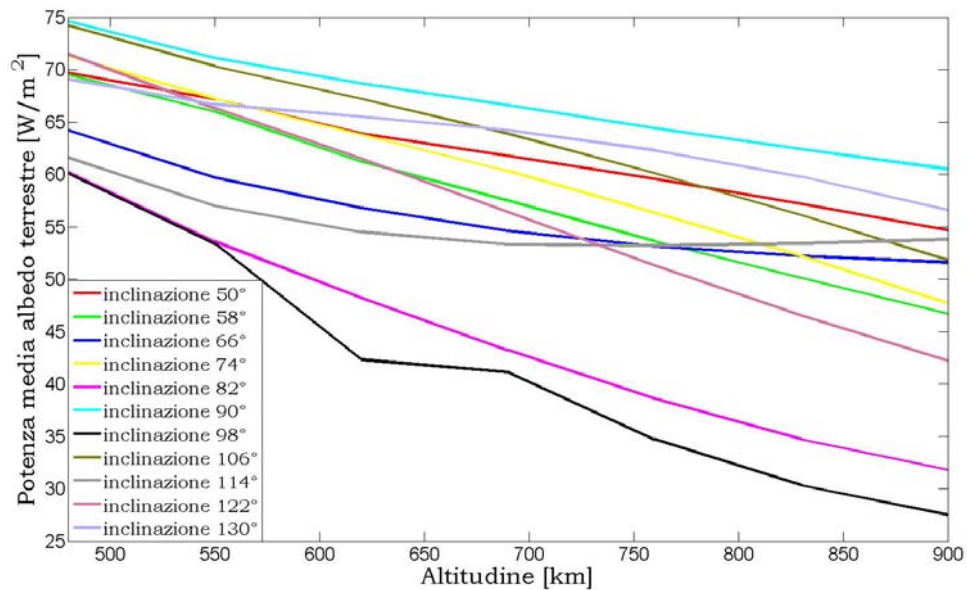


Figura 6.22: Potenza media dovuta all'albedo terrestre in funzione dell'altitudine

Nella tabella seguente si riportano i dati della simulazione fatta attraverso la funzione *MoonAlbedo.m* per il contributo medio dell'albedo lunare.

Inclinazione Altezza	50°	58°	66°	74°	82°	90°	98°	106°	114°	122°	130°
480 km	27.3	27.2	27.6	27.9	28.1	28.4	28.7	29.1	29.6	29.0	29.9
550 km	27.1	27.7	28.1	28.3	28.7	29.0	29.3	29.8	30.3	30.5	30.4
620 km	27.4	28.0	28.3	28.6	29.0	29.3	29.7	30.2	30.7	31.0	30.8
690 km	27.7	28.2	28.7	29.0	29.4	29.7	30.2	30.8	31.3	31.6	31.4
760 km	27.9	28.5	28.9	29.3	29.7	30.1	30.6	31.2	31.7	31.9	31.8
830 km	28.2	28.8	29.3	29.7	30.1	30.5	31.0	31.7	32.2	32.4	32.3
900 km	28.4	29.0	29.5	29.9	30.4	30.8	31.4	32.1	32.5	32.7	32.7

Tabella 6.27: Potenza media dovuta all'albedo lunare. I dati sono espressi in W/m^2

Quindi sommando i valori riportati nelle tabelle precedenti, si ha la potenza luminosa media ricevuta dal satellite.

Inclinazione Altezza	50°	58°	66°	74°	82°	90°	98°	106°	114°	122°	130°
480 km	328.1	329.5	313.7	317.6	322.8	360.5	368.3	372.5	330.4	348.5	329.1
550 km	334.8	323.3	315.2	317.0	327.0	365.1	368.5	380.5	340.9	363.9	334.9
620 km	339.1	318.3	319.1	319.1	333.3	370.9	361.1	368.4	348.0	374.9	340.5
690 km	344.9	316.6	324.0	323.6	338.0	378.1	361.0	342.4	352.2	373.5	340.7
760 km	344.2	317.2	334.2	328.9	341.4	383.8	354.3	374.7	352.4	363.4	343.4
830 km	338.4	315.8	339.7	332.4	329.6	388.7	349.4	370.0	348.2	346.0	352.0

900 km	330.0	313.0	341.7	333.6	348.0	392.0	346.0	352.6	340.3	332.2	370.6
--------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------

Tabella 6.28: Potenza media totale. I dati sono espressi in W/m^2

Ora si ipotizza che il satellite sia completamente ricoperto da pannelli solari che saranno quadrati e con lato di 50 cm, tranne che sulla faccia che punta verso il nadir, cioè quella che presenta la lente del telescopio, e dai dati della tabella 6.28 si calcola la potenza elettrica media prodotta a bordo. Si ipotizza inoltre che l'assorbanza sia pari a 0.96 per tutte le facce.

Inclinazione Altezza	50°	58°	66°	74°	82°	90°	98°	106°	114°	122°	130°
480 km	393.7	395.4	376.4	381.1	387.4	432.6	442.0	447.0	396.5	418.2	394.9
550 km	401.8	388.0	378.2	380.4	392.4	438.1	442.2	456.6	409.1	436.7	401.9
620 km	406.9	382.0	383.0	383.0	400.0	445.1	433.3	442.1	417.6	449.9	408.8
690 km	414.0	380.0	388.8	388.3	405.6	453.7	433.2	434.9	422.6	448.2	408.8
760 km	413.0	380.6	401.0	394.7	409.9	460.6	425.2	449.6	422.9	436.9	412.9
830 km	406.1	379.0	407.6	398.9	395.5	466.4	419.3	444.0	417.8	415.2	422.4
900 km	396.0	375.6	410.0	400.3	417.6	471.5	415.2	423.1	408.4	398.6	444.7

Tabella 6.29: Potenza elettrica media prodotta dal satellite. I dati sono espressi in Watt

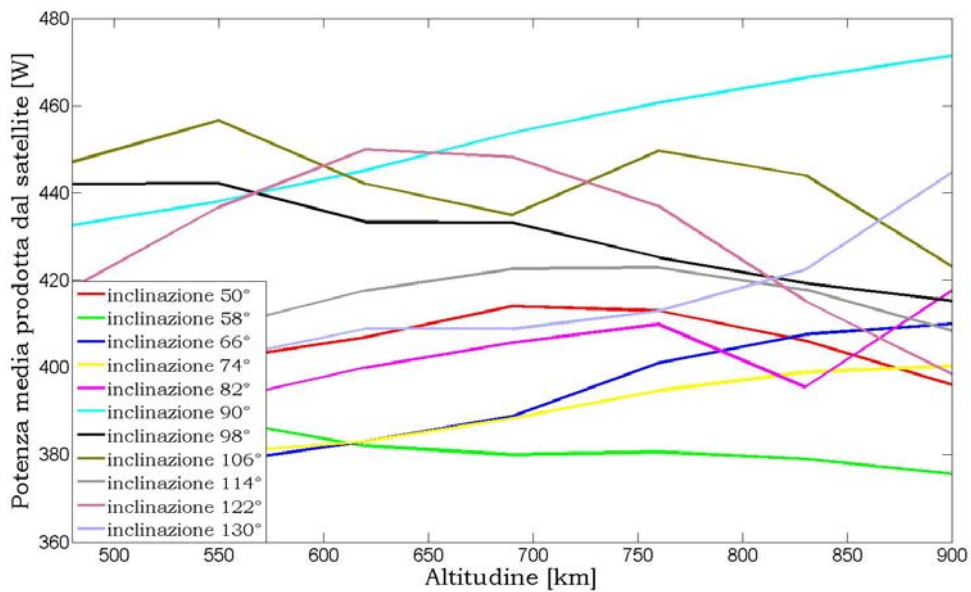


Figura 6.23: Potenza media prodotta dal satellite in funzione dell'altitudine

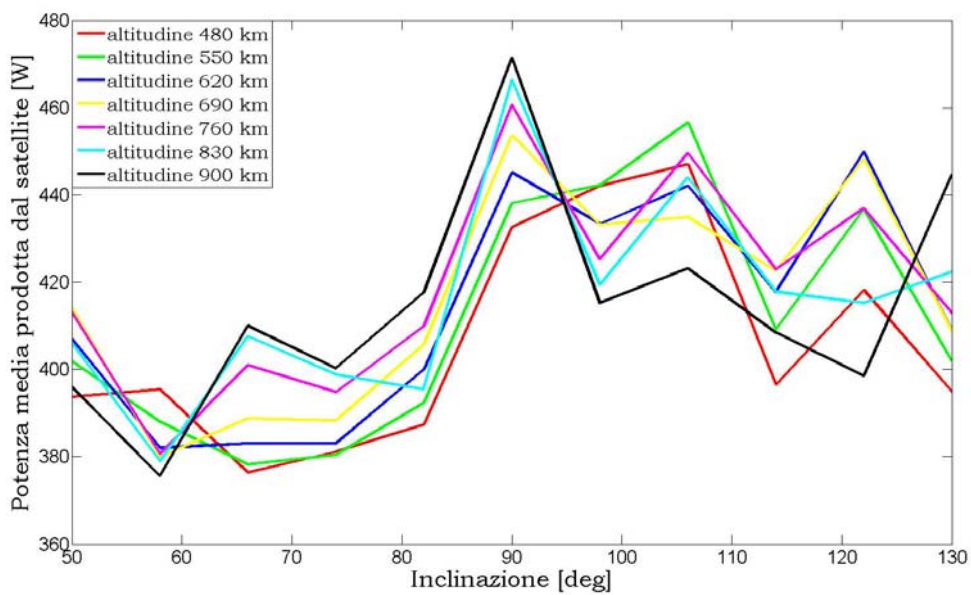


Figura 6.24: Potenza media prodotta dal satellite in funzione dell'inclinazione

Al termine di queste simulazioni e osservando le figure 6.24 e 6.25 si può affermare che le orbite che consentono al satellite di produrre la

maggior quantità di energia elettrica, e cioè quelle che ricevono la maggior quantità di energia luminosa, sono quelle inclinate tra i 90° e i 106° . In particolare tutte le orbite con inclinazione maggiore di 90° ricevono più energia luminosa rispetto a quelle con inclinazione minore. Invece, l'altitudine dell'orbita non è un parametro che influisce particolarmente su questo aspetto, questo perché la potenza dovuta alla luce solare e quella dovuta all'albedo terrestre sono inversamente proporzionali.

6.2 MONITORAGGIO DEL RUANDA

Le orbite analizzate saranno sempre orbite LEO, ma tra 480 km e 900 km perché, come visto prima, al di sotto di questa quota il tempo di vita del satellite sarebbe troppo breve e avranno inclinazione minima di 2° rispetto al piano equatoriale per poter soddisfare l'obiettivo.

6.2.1. Accessi in Visibilità

Le prime simulazioni, come si è fatto per il satellite di monitoraggio ambientale del Piemonte, riguardano il numero di volte che il satellite si trova in visibilità con la *ground station* e il numero di passaggi sopra l'area da osservare in un anno. I risultati, per le orbite con quota maggiore di 480 km, che si ottengono dalla funzione

*CompareOrbit(200000, 900000, 50, 130, 'simulationtime', 365*86400, 'filename', 'C:/Kigali.f, 'MaxNumAccess')*

sono riportati nella tabella 6.30.

Inclinazione Altezza	2°	18°	36°	54°	72°	90°	108°	126°	144°	162°	178°
480 km	5229	4350	1766	1276	1095	1061	1119	1379	1972	4974	5961
550 km	5144	4585	1859	1355	1167	1164	1215	1469	2113	5238	5876
620 km	5062	5090	2002	1402	1230	1199	1283	1553	2243	5791	5793
690 km	4981	4979	2105	1495	1286	1244	1342	1625	2371	5710	5713
760 km	4902	4900	2195	1553	1333	1287	1395	1692	2472	5632	5634
830 km	4825	4823	2283	1616	1377	1335	1440	1752	2577	5555	5557

900 km	4750	4748	2363	1654	1422	1376	1482	1804	2673	5480	5482
--------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------

Tabella 6.30: Numero di passaggi in visibilità da Kigali in un anno

I risultati, che come si può notare sono molto diversi dal caso precedente, sono rappresentati nelle figure seguenti.

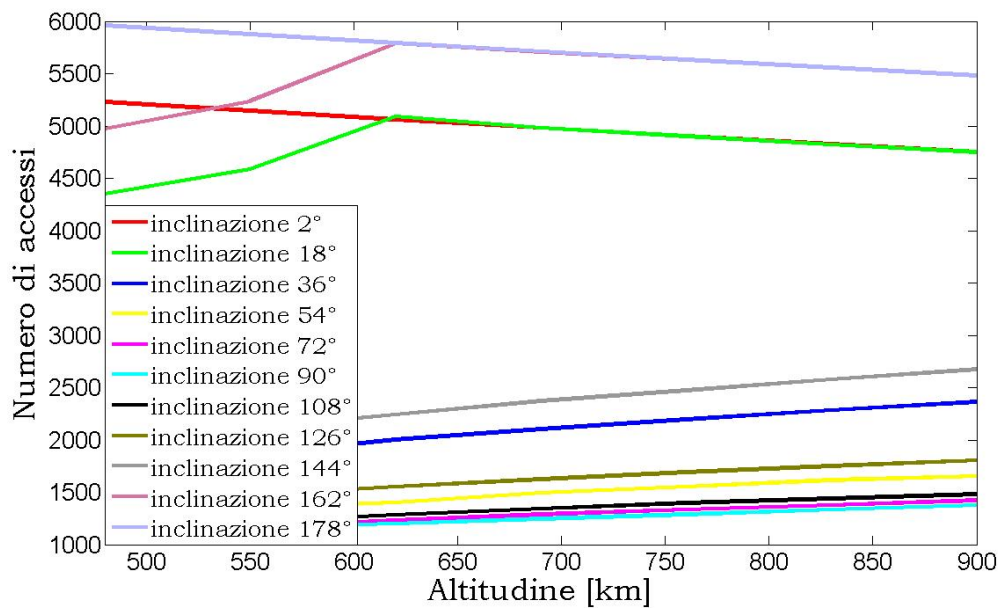


Figura 6.26: Numero di accessi in visibilità da Kigali in funzione dell'altitudine

La figura 6.26 mette in luce che il numero di accessi alla zona di visibilità non ha sempre la stessa proporzionalità rispetto alla quota. Infatti, per le orbite inclinate di 2° e 180° il numero di accessi decresce con l'altitudine, mentre per quelle con inclinazione compresa tra 36° e 144° il rapporto è inverso. Un caso diverso si ha per le orbite inclinate di 18° e 162°: fino a 620 km di altitudine dell'orbita il numero di accessi aumenta con la quota, oltre diminuisce. Questo avviene perché un satellite che percorre le orbite con poca inclinazione è in visibilità con la *ground station* in ogni di rotazione attorno alla Terra e il numero di

rotazioni si riduce con l'aumentare della quota. Questo ragionamento è valido anche per le orbite con un'inclinazione maggiore, 18° rispetto al piano equatoriale, ma solo oltre una certa quota.

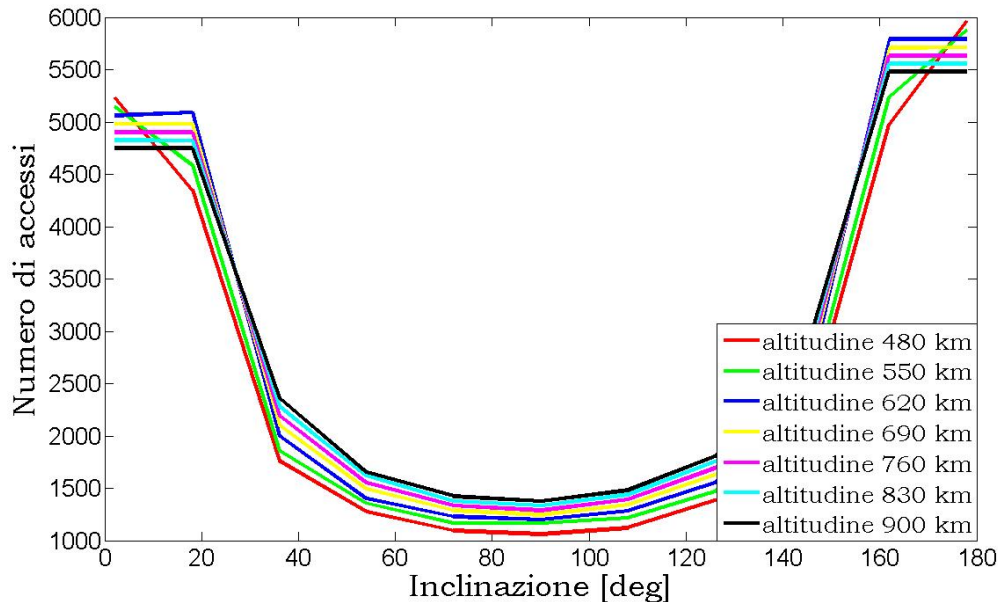


Figura 6.27: Numero di accessi in visibilità da Kigali in funzione dell'inclinazione

Nel grafico di figura 6.27 viene messo in luce sia che le orbite con meno di 20° di inclinazione rispetto al piano equatoriale permettono molti più accessi nella zona di visibilità rispetto alle altre, sia che le orbite retrograde ne permettono più di quelle prograde. Questo perché nelle prime il satellite ha rotazione opposta a quella della Terra mentre le seconde hanno lo stesso verso di rotazione e quindi impiegano un tempo più lungo a passare due volte sopra lo stesso punto terrestre.

Nella tabella seguente sono invece raccolti i dati riguardanti il numero di passaggi sopra il Ruanda ottenuti dalla funzione

```
CompareOrbit(200000, 900000, 50, 130, 'simulationtime', 365*86400,
'filename', 'C:/Rwanda.at', 'AT', 1, 'MaxNumAccess').
```

Inclinazione Altezza	2°	18°	36°	54°	72°	90°	108°	126°	144°	162°	178°
480 km	2027	216	128	94	85	85	78	107	147	262	2356
550 km	2044	237	130	99	87	68	87	112	142	267	2309
620 km	2028	236	130	98	88	93	93	106	145	269	2320
690 km	2034	231	134	100	91	88	95	111	145	269	2336
760 km	2036	230	135	102	86	99	93	111	151	266	2341
830 km	2042	229	135	105	92	91	96	115	152	260	2348
900 km	2044	233	139	105	93	94	86	104	187	266	2356

Tabella 6.31: Numero di passaggi sopra il Ruanda in un anno

Anche in questo caso le orbite con meno inclinazione rispetto all'equatore sono maggiormente vantaggiose, permettono al satellite di avere un numero di passaggi sul Ruanda maggiore, almeno dieci volte, rispetto alle orbite più inclinate. Si può però notare che un satellite con orbita polare effettua un maggior numero di passaggi sul Piemonte che sul Ruanda.

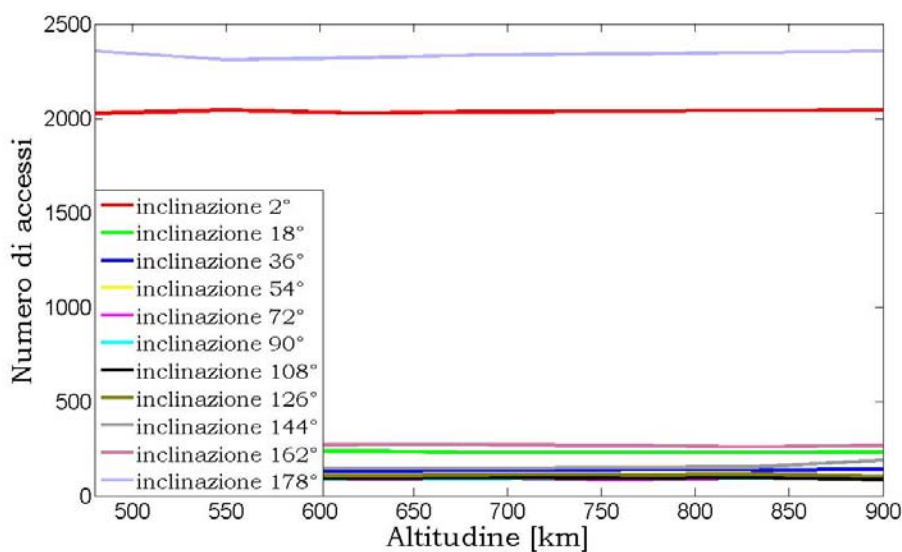


Figura 6.28: Numero di passaggi sul Ruanda in funzione dell'altitudine

Dalla figura 6.28 si nota che l'orbita inclinata di 178° consente più passaggi rispetto a quella inclinata di 2°, per i motivi specificati prima, ed è anche possibile notare come il numero di passaggi risulti quasi indipendente dalla quota, fatto che è evidenziato meglio nella figura 6.29.

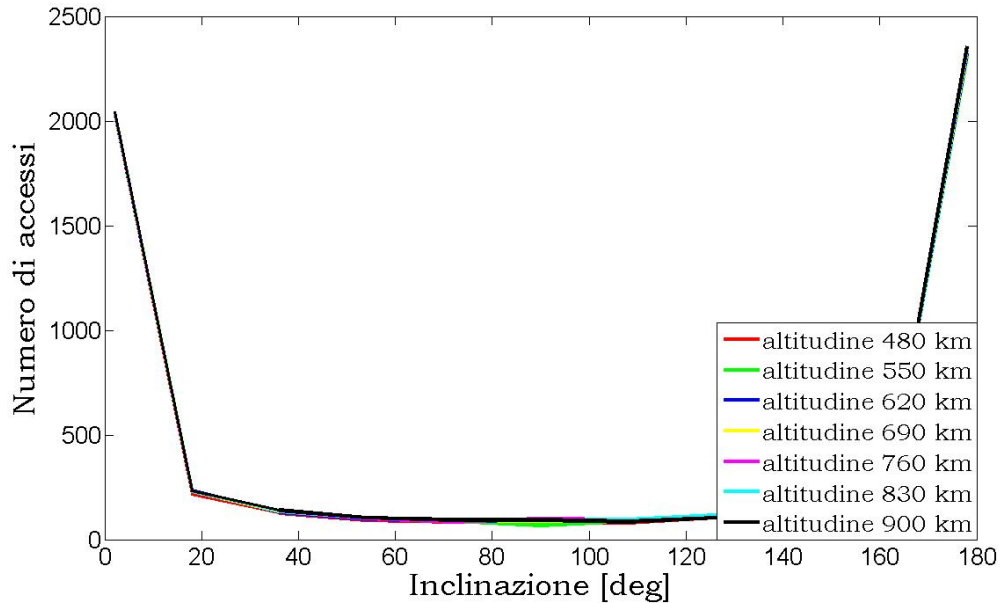


Figura 6.29: Numero di passaggi sul Ruanda in funzione dell'inclinazione

Nella tabella seguente vengono riportati i risultati ottenuti dalle simulazioni relative alla durata media di ogni accesso in visibilità con la funzione

`CompareOrbit(200000, 900000, 50, 130, 'simulationtime', 365*86400, 'filename', 'C:/Kigali.f', 'MaxMeanTimeAccess')`

Inclinazione	2°	18°	36°	54°	72°	90°	108°	126°	144°	162°	178°
Altezza											
480 km	9.52	6.87	7.39	7.31	7.20	7.06	6.98	6.75	6.62	6.01	8.35
550 km	10.46	7.81	8.23	8.05	7.91	7.68	7.58	7.42	7.26	6.83	9.16

620 km	11.38	8.33	8.81	8.89	8.59	8.37	8.23	8.05	7.86	7.28	9.94
690 km	12.27	9.55	9.48	9.42	9.25	9.08	8.86	8.67	8.42	8.32	10.70
760 km	13.14	10.62	10.15	10.09	9.91	9.74	9.48	9.27	9.01	9.24	11.43
830 km	14.00	11.63	10.79	10.68	10.56	10.33	10.10	9.85	9.56	10.10	12.15
900 km	14.84	12.59	11.42	11.39	11.15	10.93	10.68	10.44	10.10	10.90	12.86

Tabella 6.32: Durata media di un accesso in visibilità da Kigali. I dati sono espressi in minuti

Dal confronto tra la tabella 6.32 e la tabella 6.3 si può notare che i passaggi nella zona di visibilità di Kigali hanno una durata media più lunga rispetto a quelli riferiti a Torino, soprattutto per le orbite basse. Da notare che le orbite prograde permettono accessi più lunghi rispetto a quelle retrograde ed anche questo è un effetto della rotazione terrestre.

Nella tabella seguente sono inseriti i dati riguardanti la durata media di ogni un passaggio sopra il Ruanda per le diverse orbite ottenuti con la funzione

*CompareOrbit(200000, 900000, 50, 130, 'simulationtime', 365*86400, 'filename', 'C:/Rwanda.at', 'AT', 1, 'MaxMeanTimeAccess')*

Anche in questo caso le orbite prograde sono più vantaggiose, ma la durata aumenta con l'altitudine.

Inclinazione Altezza	2°	18°	36°	54°	72°	90°	108°	126°	144°	162°	178°
480 km	31.79	28.27	28.48	28.04	26.94	26.11	26.46	25.06	23.34	24.86	27.31
550 km	33.76	30.00	30.33	29.43	28.48	27.85	28.16	27.00	27.94	26.63	29.86
620 km	36.20	32.75	32.97	32.27	29.66	28.63	28.79	29.39	29.56	28.55	31.64

690 km	38.31	36.02	34.41	33.89	32.58	31.55	30.99	31.51	31.37	28.76	31.64
760 km	40.54	38.95	36.52	35.96	36.03	32.44	33.47	33.00	32.46	33.73	35.30
830 km	42.70	41.83	37.97	37.44	36.29	34.90	35.02	33.70	34.26	36.39	37.12
900 km	44.81	43.72	39.98	39.48	39.03	35.82	36.87	39.68	28.62	37.87	38.87

Tabella 6.33: Durata media di un passaggio sul Ruanda. I dati sono espressi in secondi

La tabella seguente riassume invece i dati sul tempo medio che intercorre tra un passaggio del satellite sul Ruanda e il successivo, ottenuti utilizzando la funzione

*CompareOrbit(200000, 900000, 50, 130, 'simulationtime', 365*86400, 'filename', 'C:/Ruanda.at', 'AT', 1, 'MeanTimeBetweenAccess')*

Inclinazione Altezza	2°	18°	36°	54°	72°	90°	108°	126°	144°	162°	178°
480 km	4.31	37.27	65.56	90.45	102.29	102.81	99.49	80.65	59.07	33.38	3.71
550 km	4.27	36.76	67.31	88.19	99.27	86.81	99.97	77.67	61.37	32.78	3.78
620 km	4.31	37.09	66.71	87.91	99.25	93.19	94.15	82.49	60.32	32.42	3.76
690 km	4.29	37.76	65.02	86.54	95.60	99.03	92.02	78.63	59.78	32.49	3.74
760 km	4.29	37.64	64.48	85.34	101.73	87.78	93.98	78.60	57.53	32.4	3.73
830 km	4.28	38.24	62.85	71.09	93.69	95.37	91.02	75.84	56.96	33.52	3.72
900 km	4.27	37.50	62.43	83.07	93.98	91.94	85.50	84.06	46.67	32.66	3.70

Tabella 6.34: Tempo medio che intercorre tra due passaggi sul Ruanda. I dati sono espressi in ore

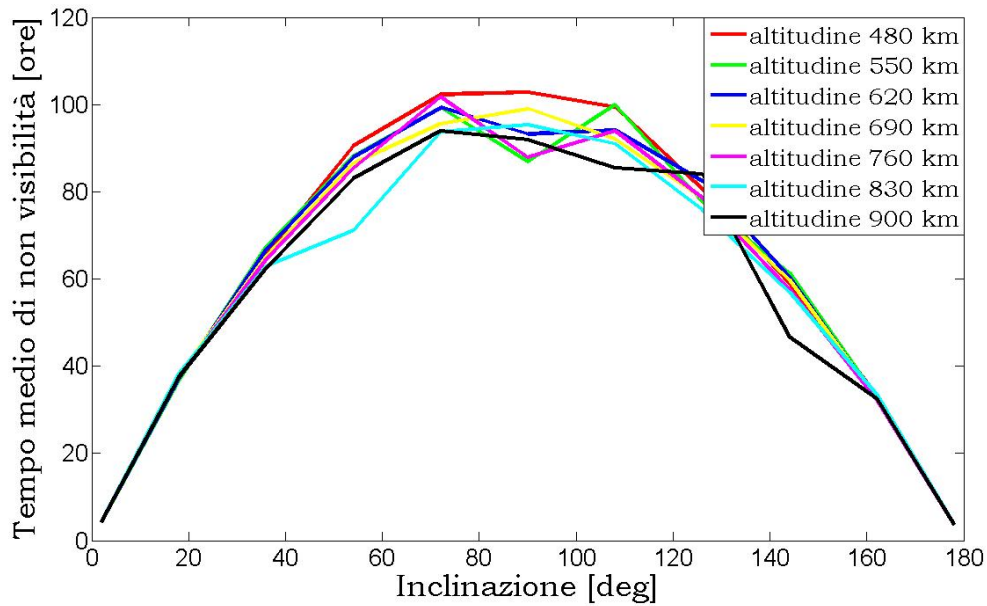


Figura 6.30: Tempo medio che intercorre tra due passaggi sul Ruanda in funzione dell'inclinazione

Il grafico in figura 6.30 mette in luce che il tempo medio che intercorre tra due passaggi è quasi indipendente dall'altitudine per le orbite con inclinazione fino a 40°, ma soprattutto evidenzia la grande differenza che c'è tra le orbite polari e quelle meno inclinate.

Infine, nella tabella 5.35 vengono riportati i risultati delle simulazioni riguardanti il tempo totale che il satellite passa in visibilità in un anno.

Inclinazione Altezza	2°	18°	36°	54°	72°	90°	108°	126°	144°	162°	178°
480 km	829.3	497.8	217.6	155.4	131.5	124.8	130.1	155.3	217.8	498.3	829.3
550 km	896.9	596.7	255.1	181.7	153.8	148.9	153.6	181.7	255.6	596.7	896.9
620 km	959.8	702.4	293.8	207.7	176.1	167.2	176.0	208.4	293.8	702.4	959.6
690 km	1018.4	792.2	332.5	234.8	198.3	188.2	198.3	234.9	332.7	792.0	1018.4
760 km	1073.5	867.4	371.2	261.3	220.3	209.0	220.4	261.3	371.3	867.2	1073.5

830 km	1125.5	934.7	410.4	287.8	242.3	229.9	242.3	287.5	410.4	934.7	1125.5
900 km	1174.9	996.2	449.7	314.0	264.3	250.6	263.9	313.9	449.7	996.2	1174.9

Tabella 6.35: Tempo totale di visibilità del satellite da Kigali in un anno. I dati sono espressi in ore

Confrontandoli con i risultati ottenuti ipotizzando che la stazione di terra fosse situata a Torino, si può notare che le orbite che hanno inclinazione di poco superiore alla latitudine in cui è situata la *ground station* permettono al satellite di passare più tempo in visibilità, più del doppio, se la stazione è vicino all'equatore, mentre le orbite polari e quasi-polari sono favorite se la latitudine è maggiore. Anche in questo caso, il tempo totale in visibilità aumenta con l'altitudine, come mostrato in figura 6.31.

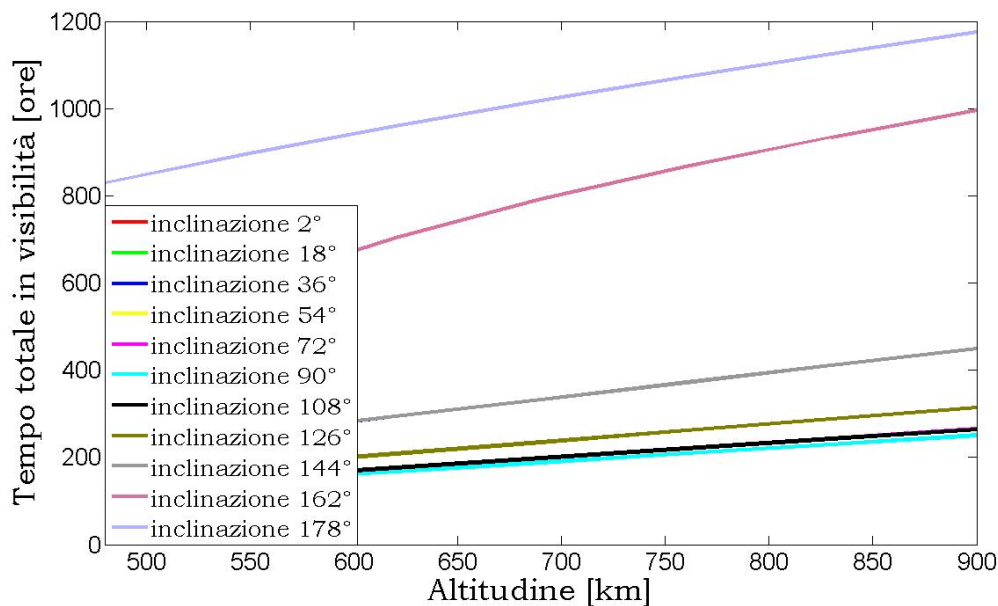


Figura 6.31: Tempo totale in visibilità del satellite con la stazione di terra situata a Kigali in funzione dell'altitudine

Come si può anche notare dalla figura, le orbite risultano, come nel caso in cui la stazione di terra fosse situata a Torino, essere simmetriche rispetto a quella inclinata di 90° che è quella che consente il minor tempo totale in visibilità.

Per quanto riguarda questa prima fase dell'analisi, le orbite che sono più vantaggiose sono quelle inclinate di 2° o 178° , ma anche quelle con inclinazione di 18° e 162° hanno caratteristiche soddisfacenti. È importante notare che con l'aumento della quota si hanno vantaggi evidenti solo per il tempo totale che il satellite passa in visibilità e, quindi, finora l'altitudine dell'orbita non è un parametro discriminante.

6.2.2. Copertura Terrestre e Telescopio

Data l'elevata differenza di passaggi che il satellite effettua sul Ruanda, è possibile considerare per questa analisi solo le orbite inclinate di 2° , 18° , 162° e 178° per le diverse altitudini. La capacità di trasmissione è, come nel caso di monitoraggio del Piemonte, di 1 Mbit/s.

Si valuta ora la quantità di dati che è possibile inviare a terra in un anno ed i risultati sono riportati nella tabella seguente.

Inclinazione Altezza	2°	18°	162°	178°
480 km	3.13	1.88	1.88	3.13
550 km	3.38	2.25	2.25	3.38
620 km	3.62	2.65	2.65	3.62
690 km	3.84	2.99	2.99	3.84

760 km	4.05	3.27	3.27	4.05
830 km	4.24	3.53	3.53	4.24
900 km	4.44	3.76	3.76	4.44

Tabella 6.36: Informazioni inviabili in un anno dal satellite con capacità di trasmissione di 1 Mbit/s. I dati sono riportati in Tbit

I dati che si possono inviare in un anno alla stazione di terra sono quasi tre volte quelli che si potevano inviare con la *ground station* situata a Torino. Risulta quindi evidente che il telescopio che verrà utilizzato sarà quello con risoluzione fissa di 5 m a terra, perché quello con risoluzione variabile non porterebbe grossi vantaggi in fatto di copertura a terra. Invece, il numero di pixel verrà variato; come nel caso precedente si avrà 1024x1024 o 2048x2048 pixel.

Ipotizzando che il satellite possa fare una foto ogni secondo che passa sopra al Ruanda, si ottiene che, in media, possa farne al giorno per ogni diversa orbita il numero inserito nella tabella 6.37.

Inclinazione Altezza	2°	18°	162°	178°
480 km	176	16	17	176
550 km	189	19	19	188
620 km	201	21	21	201
690 km	213	22	21	202
760 km	226	24	24	226
830 km	238	26	25	238

900 km	250	27	27	250
--------	-----	----	----	-----

Tabella 6.37: Numero di fotografie che si potrebbero fare al giorno scattandone una ogni secondo in cui il satellite è sul Ruanda

E quindi, nei due casi ipotizzati:

1° risoluzione fissa, 1024x1024 pixel, dati in km² al giorno

Inclinazione Altezza	2°	18°	162°	178°
480 km	3690	335	356	3690
550 km	3963	398	398	3942
620 km	4215	440	440	4215
690 km	4446	461	440	4236
760 km	4739	503	503	4739
830 km	4991	545	524	4991
900 km	5242	556	566	5242

Tabella 6.38: Copertura terrestre del Ruanda nel caso di risoluzione fissa e immagini da 8 Mbit. I dati sono in km²

2° risoluzione fissa, 2048x2048 pixel, dati in km² al giorno

Inclinazione Altezza	2°	18°	162°	178°
480 km	14763	1342	1426	14763
550 km	15854	1593	1593	15770

620 km	16861	1761	1761	16861
690 km	17867	1845	1761	16944
760 km	18958	2013	2013	18958
830 km	19964	2181	2097	19964
900 km	20971	2264	2264	20971

Tabella 6.39: Copertura terrestre del Ruanda nel caso di risoluzione fissa e immagini da 32 Mbit. I dati sono in km²

Dalle tabelle 6.38 e 6.39 si possono trarre delle conclusioni riguardanti sia il telescopio che l'orbita. Infatti, se si considerano le orbite inclinate di 2° e 178° un telescopio con 2048x2048 pixel permette una buona copertura del Ruanda anche a orbite basse, equiparabile nel caso del Piemonte a un telescopio con risoluzione variabile fino a 620 km di quota. Per le orbite inclinate di 18° e 162° la copertura può essere considerata sufficiente, considerando sempre il caso di 2048x2048 pixel, solo ad orbite alte.

Il telescopio con 1024x1024 pixel permette una buona copertura per le orbite meno inclinate, per le altre non è adatto.

6.2.3. Potenza di Trasmissione

Per la valutazione della potenza di trasmissione è necessario conoscere la distanza massima in visibilità tra il satellite e la *ground station*. I dati riguardanti questo parametro ottenuti dalle simulazioni sono inseriti nella tabella 6.40.

Inclinazione Altezza	2°	18°	162°	178°
480 km	2421	2417	2474	2477
550 km	2596	2590	2640	2653
620 km	2761	2752	2807	2816
690 km	2917	2908	2957	2974
760 km	3069	3061	3114	3125
830 km	3215	3208	3263	3267
900 km	3354	3344	3406	3409

Tabella 6.40: Distanza massima tra satellite e ground station. I dati sono espressi in km

Utilizzando le formule descritte nel capitolo 6.1.3 si ottiene, per le diverse orbite, il valore di picco della potenza di trasmissione necessaria affinché il satellite possa comunicare con la stazione di terra anche quando si trova all'orizzonte.

Inclinazione Altezza	2°	18°	162°	178°
480 km	1.54	1.53	1.61	1.61
550 km	1.77	1.76	1.83	1.85
620 km	2.00	1.99	2.07	2.08
690 km	2.23	2.22	2.29	2.32
760 km	2.47	2.46	2.54	2.56

830 km	2.71	2.70	2.79	2.80
900 km	2.95	2.93	3.04	3.05

Tabella 6.41: Potenza di picco per la trasmissione dei dati dal satellite a terra. I dati sono espressi in Watt

Anche in questo caso, come mostrato dalla figura 6.32, la potenza di picco di trasmissione è proporzionale all'altitudine.

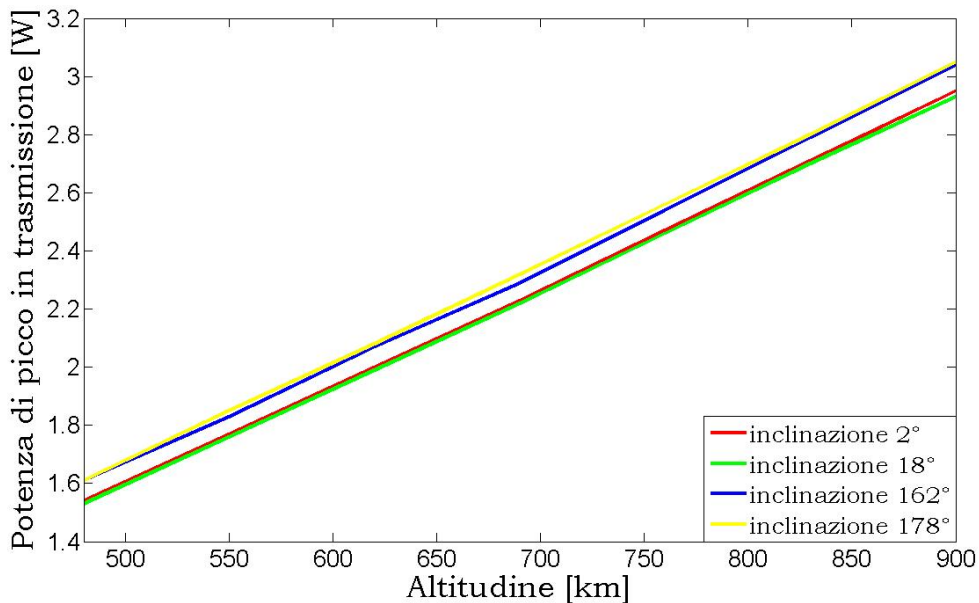


Figura 6.32: Potenza di picco in trasmissione in funzione dell'altitudine

Dato il tempo di totale di trasmissione, riportato nella tabella 6.35, è possibile ricavare la potenza media di trasmissione ed i risultati sono inseriti nella tabella seguente.

Inclinazione	2°	18°	162°	178°
Altezza				
480 km	145.8	86.9	91.6	152.4

550 km	181.2	119.9	124.7	189.4
620 km	219.1	159.6	166.0	227.9
690 km	259.3	200.8	207.0	269.7
760 km	302.7	243.6	251.4	313.7
830 km	348.2	288.1	297.7	359.7
900 km	395.7	333.2	345.7	409.1

Tabella 6.42: Potenza media di trasmissione dal satellite a terra in un anno. I dati sono espressi in mW

La potenza di trasmissione media è molto superiore, a parità di altitudine, rispetto a quella necessaria se la *ground station* fosse situata a Torino (tabella 6.24). Questo è dovuto al tempo totale di trasmissione che per il caso di monitoraggio del Ruanda è più lungo. Le orbite meno inclinate rispetto al piano equatoriale richiedono una potenza media maggiore di quelle più inclinate, ma dalle analisi fatte in precedenza portano molti vantaggi sul numero di accessi in visibilità e quindi sulla copertura terrestre possibile. È perciò ipotizzabile che l'orbita che verrà scelta non supererà i 620 km di quota per limitare la potenza media consumata dal satellite in trasmissione.

Infine, si può notare dal confronto tra la tabella 6.24 e 6.42 che la potenza media in trasmissione per una quota di 550 km nel caso di monitoraggio del Ruanda è confrontabile con quella per 900 km per il monitoraggio del Piemonte.

6.2.4. Potenza Elettrica Prodotta

Come per il caso del satellite per il monitoraggio del Piemonte, la potenza luminosa sarà dovuta a tre contributi: illuminamento solare, albedo terrestre e albedo lunare. Le tabelle seguenti riportano i valori medi dell'energia luminosa, ipotizzando che il satellite abbia anche in questo caso un controllo d'assetto che lo mantenga orientato come indicato in figura 5.2.

Inclinazione Altezza	2°	18°	162°	178°
480 km	184.2	204.0	203.1	183.9
550 km	187.7	210.4	207.6	187.4
620 km	191.0	214.7	210.8	190.5
690 km	193.9	217.7	213.2	193.3
760 km	196.3	219.6	215.2	195.5
830 km	198.3	220.3	217.2	197.5
900 km	200.3	221.4	219.2	199.5

Tabella 6.43: Potenza media dovuta all'illuminamento solare. I dati sono espressi in W/m^2

L'illuminamento in funzione del tempo sulle sei facce del satellite ha l'andamento riportato in figura 6.33; come si nota ci sono dei periodi in cui il satellite è in eclissi e quindi saranno necessarie delle batterie a bordo.

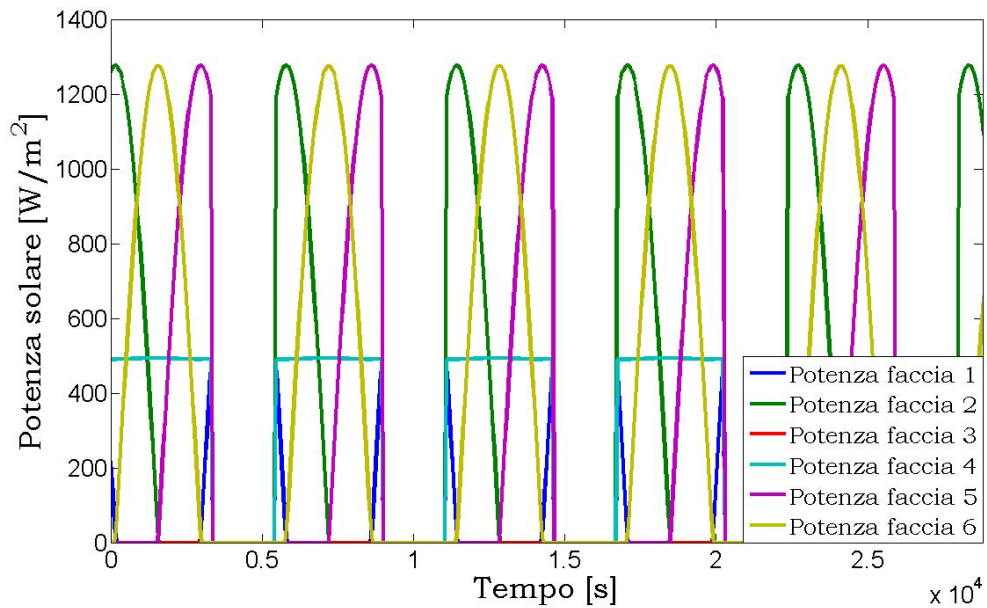


Figura 6.33: Illuminazione di un satellite in un'orbita con 480 km di altitudine e 2° di inclinazione; le facce sono indicate in figura 5.2

Nella tabella seguente sono riportati i dati riguardanti l'albedo terrestre.

Inclinazione	2°	18°	162°	178°
Altezza				
480 km	73.8	72.9	72.9	73.8
550 km	71.4	70.0	70.2	71.4
620 km	69.0	67.5	67.7	69.0
690 km	66.8	65.1	65.4	66.8
760 km	64.7	63.0	63.2	64.7
830 km	62.7	61.0	61.2	62.7
900 km	60.7	59.3	59.2	60.7

Tabella 6.44: Potenza media dovuta all'albedo terrestre. I dati sono espressi in W/m^2

Nella tabella successiva sono inseriti i valori della potenza luminosa media dell'albedo lunare sul satellite.

Inclinazione Altezza	2°	18°	162°	178°
480 km	27.4	27.7	26.8	27.3
550 km	27.8	28.1	27.2	27.7
620 km	28.2	28.4	27.6	28.1
690 km	28.5	28.8	28.1	28.4
760 km	28.8	29.0	28.5	28.7
830 km	29.1	29.3	28.9	29.1
900 km	29.4	29.5	29.3	29.4

Tabella 6.45: Potenza media dovuta all'albedo lunare. I dati sono espressi in W/m^2

E, di conseguenza, il valore medio della potenza luminosa complessiva che arriva al satellite è:

Inclinazione Altezza	2°	18°	162°	178°
480 km	285.4	304.6	302.8	285.0
550 km	286.9	308.5	305.0	286.5
620 km	288.2	310.6	306.1	287.6
690 km	289.2	311.6	306.7	288.5
760 km	289.8	311.6	306.9	288.9

830 km	290.1	310.6	307.3	289.3
900 km	290.4	310.2	307.7	289.6

Tabella 6.46: Potenza media totale. I dati sono espressi in W/m^2

Anche in questo caso si ipotizza che il satellite sia un cubo di 50 cm di lato e sia interamente ricoperto da pannelli solari, tranne che sulla faccia che punta verso il nadir, e dai dati della tabella 6.46 si calcola la potenza elettrica media prodotta a bordo. Si considera ancora l'assorbanza pari a 0.96 per tutte le facce.

Inclinazione Altezza	2°	18°	162°	178°
480 km	342.5	365.6	363.3	342.0
550 km	344.3	370.2	366.0	343.8
620 km	345.8	372.7	367.3	345.1
690 km	347.0	373.9	368.0	346.2
760 km	347.8	373.9	368.3	346.7
830 km	348.1	372.7	368.8	347.2
900 km	348.5	372.2	369.2	347.6

Tabella 6.47: Potenza elettrica media prodotta dal satellite. I dati sono espressi in Watt

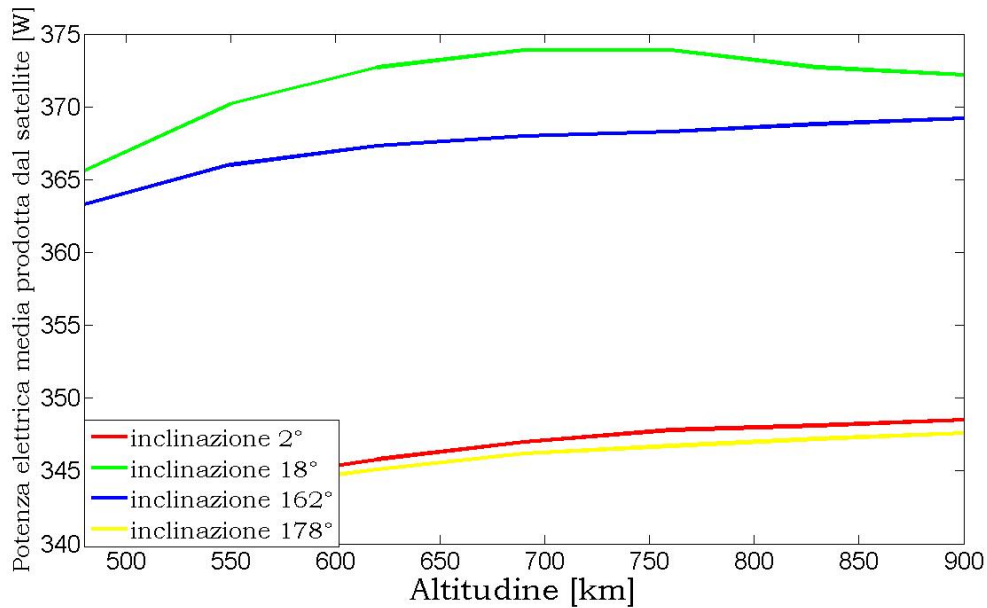


Figura 6.34: Potenza media prodotta dal satellite in funzione dell'altitudine

La figura 6.34 evidenzia che la potenza elettrica prodotta a bordo del satellite aumenta con la quota e le orbite più inclinate rispetto all'equatore consentono di produrre circa 30 W in più. Quindi, per il satellite di monitoraggio del Ruanda le orbite che consentono di produrre la maggior quantità di energia elettrica sono quelle inclinate di 18° e 162° con 900 km di altitudine, ma la differenza che intercorre con un'orbita di 480 km sono molto piccole, 7 W.

CAPITOLO 7

CONCLUSIONI

Lo scopo di questo lavoro era quello di analizzare delle possibili orbite per un satellite che avrà lo scopo di monitorare il Piemonte e indicare quali sono le più vantaggiose. Per portare a termine la missione sarà utilizzato come payload un telescopio.

Innanzitutto bisogna specificare che le orbite prese in esame sono state sol orbite LEO (*Low Earth Orbit*) in quanto orbite MEO (*Medium Earth Orbit*) e GEO (*Geostationary Earth Orbit*) avrebbero costi di lancio troppo elevati. Quindi l'altitudine possibile per questo satellite dovrà essere compresa tra i 200 km e i 900 km. Un'altra limitazione sulla scelta dell'orbita è dovuta alla missione. Infatti il Piemonte ha una latitudine massima di circa 46° nord e sarebbe quindi inutile un

satellite che non abbia almeno 46° di inclinazione dell'orbita rispetto all'equatore e allora sono state prese in esame solo orbite con inclinazione compresa tra i 50° e i 130° .

Un'ulteriore limitazione è stata messa in luce dalle simulazioni fatte con STK (*Satellite Tool Kit*) riguardanti il *lifetime* del satellite. Infatti, supponendo che si voglia che il satellite abbia almeno 5 anni di vita le orbite con altitudine inferiore ai 480 km non possono essere considerate valide, come si può vedere nella tabella 6.9.

Le orbite sono state analizzate secondo parametri separati: passaggi in visibilità della *ground station*, situata a Torino, e passaggi sopra il Piemonte, copertura terrestre (dipendente però dal telescopio utilizzato), potenza di trasmissione necessaria e potenza elettrica che può essere prodotta dal satellite. Per ognuno di questi parametri è possibile trovare una o più orbite che siano più vantaggiose:

– Accessi in visibilità

Per questo parametro le orbite che portano più vantaggi sono quelle che hanno 900 km di altitudine. Questo perché se la quota aumenta anche la zona terrestre vista dal satellite diventerà maggiormente estesa. Rispetto all'inclinazione le orbite che presentano più vantaggi, in questo caso quindi più passaggi e un tempo più lungo in visibilità e sopra il Piemonte, sono quelle inclinate di 50° , 58° , 66° , 114° , 122° e 130° . Un'altra orbita interessante è quella inclinata di 106° sempre a 900 km di altitudine: infatti, nonostante abbia sia un numero di accessi in visibilità che la durata media di ogni accesso minore rispetto alle orbite sopra citate, ha il numero più elevato di passaggi sopra il Piemonte (373) in un anno. Questo la rende anch'essa una tra le orbite più vantaggiose anche perché gli altri parametri presi in esame durante questa analisi sono peggiori ma non in modo eccessivo.

– Copertura terrestre e telescopio

In questo caso molto dipende dal telescopio che si intende usare. Se si utilizza un telescopio con risoluzione a terra indipendente dalla quota è preferibile un'orbita con 900 km di altitudine e 106° di inclinazione che consente la maggior copertura a terra e, visto che il telescopio ha una risoluzione fissa, la qualità delle immagini non peggiora con l'aumento della quota. Anche orbite inclinate di 50° o 130° consentono una copertura a terra sufficiente. Invece utilizzando un telescopio con risoluzione variabile con la quota l'orbita da scegliere avrebbe un'altitudine minore, anche 480 km, per non avere immagini di qualità troppo scadente. Le inclinazioni migliori in questo caso sarebbero 50° e 130° .

– Potenza di trasmissione

La potenza di trasmissione è proporzionale alla distanza tra satellite e stazione di terra e questo porta a preferire orbite basse. Inoltre dalle analisi e dalle simulazioni fatte si può notare che le orbite polari hanno potenza media di trasmissione minore. Tutto ciò è in contrasto con le orbite più vantaggiose per quanto riguarda i passaggi in visibilità e sopra il Piemonte, ma l'orbita con altitudine 900 km e inclinazione 106° , molto vantaggiosa in quei casi e nonostante necessiti di una potenza di trasmissione di picco elevata (3.07 W) ha una potenza media di trasmissione inferiore rispetto a orbite più vicine all'equatore anche a quota minore.

– Potenza elettrica prodotta

In questo caso non si hanno differenze sostanziali, ma dalle analisi si può affermare che le orbite che ricevono più energia luminosa soprattutto dal Sole, ma anche dalla Terra e dalla Luna, sono quelle polari e quelle inclinate di 98° e 106° a qualsiasi altitudine. L'orbita più vantaggiosa in assoluto sarebbe quella con 900 km di quota e 90°

di inclinazione, ma, vista l'analisi riguardante gli accessi in visibilità, sarebbe in contrasto con lo scopo principale della missione che sarà monitorare il Piemonte. Perciò sul satellite dovrà essere presente un sistema per l'immagazzinamento dell'energia.

In conclusione si può affermare che, date le analisi fatte sopra, le orbite che sarebbero preferibili per un satellite che abbia lo scopo di monitorare il Piemonte avrebbero quota 900 km, o anche 830 km, e inclinazione di 50°, 130° o 106°, ma in questo caso solo con quota di 900 km, e l'utilizzo di un telescopio con risoluzione a terra di 5 m e 2048x2048 pixel.

Per quanto riguarda invece il satellite per il monitoraggio del Ruanda, si possono trarre conclusioni diverse: infatti per quanto riguarda gli accessi le orbite maggiormente vantaggiose sono sempre quelle meno inclinate rispetto al piano equatoriale, 2° o 178°, ma la variazione dell'altitudine non porta a differenze sostanziali. Se si analizza invece la copertura terrestre, la soluzione migliore è un'orbita bassa sempre poco inclinata e con un telescopio a risoluzione fissa e 2048x2048 pixel. Anche analizzando la potenza di trasmissione necessaria per inviare i dati dal satellite alla stazione di terra risulta che le orbite basse, fino a 620 km, sono preferibili, però con un'inclinazione maggiore, di 18° o 162°. Infine, i dati riguardanti la potenza elettrica che è possibile produrre a bordo non evidenziano grandi differenze tra le varie orbite. Quindi l'orbite orbite più vantaggiose sono quelle inclinate di 2° e 178° con un'altitudine di 480 km.

BIBLIOGRAFIA

Larson, Wiley J, "Space mission analysis and design", ed. by Wiley J. Larsen and James R. Wertz, 2nd ed.

Pattan, Bruno, "Satellite systems: principles and technologies", Bruno Pattan

Hastings, Daniel, "Spacecraft - environment interactions", Daniel Hastings, Henry Garrett

M.A. Zayan, F. Eltohamy, "Orbits Design for Remote Sensing Satellite", Aerospace Conference 1-8 March 2008 Page(s): 1-9

Giacomo Taini, Andrea Pietropaolo, Anna Notarantonio, "Criteria and Trade-offs for LEO Orbit Design", Aerospace Conference 1-8 March 2008 Page(s): 1-11

S.Chouraqui, M.Bekhti, Dr C. I. Underwood, "Satellite Orbit Determination and Power Subsystem Design", Geoscience and Remote Sensing Symposium, 2003. IGARSS '03. Proceedings. 2003 IEEE International Volume 7, 21-25 July 2003 Page(s): 4590-4592 vol.7

Claudio Passerone, Maurizio Tranchero, Stefano Speretta, Leonardo Reyneri, Claudio Sansoè, Dante Del Corso, "Design Solutions for a University Nano-Satellite", Aerospace Conference 1-8 March 2008 Page(s): 1-13

Gerald F. Ashby, Stuart C. Kramer, "Integrated Design, Evaluation, and Decision Making for Small Satellite Design", System, Man, and Cybernetics, 1997. "Computational Cybernetics and Simulation". 1997

IEEE International Conference on Volume 3, 12-15 Oct. 1997 Page(s):
2341-2346 vol.3

L. N. Stras, D. D. Kekez, G. J. Wells, T. Jeans, R. E. Zee, F. M. Pranajaya, and D. G. Foisy, "The Design and Operation of The Canadian Advanced Nanospace eXperiment (CanX-1)", Proc. AMSAT-NA 21st Space Symposium, Toronto, Canada, October 2003, pp.150-160.

G. J. Wells, L. N. Stras, T. Jeans, R. E. Zee, F. M. Pranajaya, and D. G. Foisy, "Canada's Smallest Satellite: The Canadian Advanced Nanospace eXperiment (CanX-1)", Proc. 16th Annual AIAA/USU Conference on Small Satellites, Logan, Utah, August 2002.

RIFERIMENTI TELEMATICI

<http://polimage.polito.it/picpot>

<http://cubesat.ece.uiuc.edu>

<http://www.cubesat.auc.dk>

<http://umcubed.com>

<http://www.czcube.cz/en/index.html>

[http://landsathandbook.gsfc.nasa.gov/handbook/handbook_htmls/
chapter1/chapter1.html](http://landsathandbook.gsfc.nasa.gov/handbook/handbook_htmls/chapter1/chapter1.html)

[http://www.eumetsat.int/Home/Main/What_We_Do/Satellites/
index.htm?l=en](http://www.eumetsat.int/Home/Main/What_We_Do/Satellites/index.htm?l=en)

www.esa.int/proba

<http://earth.esa.int/ers/satconc>

<http://envisat.esa.int>

<http://www.stk.com>

<http://www.wikipedia.org>

RINGRAZIAMENTI

E così sono arrivato, finalmente(!!!), all'ultima parte di questa tesi... quella che mi fa più piacere scrivere e con cui potrò sdebitarmi almeno in parte con tutte quelle persone che mi hanno aiutato in questi cinque anni (e mezzo) di faticoso studio.

Innanzitutto vorrei ringraziare tutte le persone che fanno parte del gruppo di Microelettronica e che mi hanno insegnato tante cose che penso mi saranno molto utili in futuro. In particolare ringrazio il Professor Reyneri, che mi ha dato la possibilità di svolgere questa tesi e di partecipare allo sviluppo di un vero satellite; Stefano, a cui devo dire grazie per i mille consigli e aiuti che mi ha dato; Alberto, Danilo, Marco e Maurizio per la loro disponibilità infinita. Una menzione a parte la meritano i miei "collegi" tesisti Alejandro, Mauro il "GattoPanda", Rosanna, Tomas, Tony il "Princy" e Silvio per tutto l'aiuto che mi hanno dato, ma soprattutto perché si sono rivelati dei veri amici.

Un "grazie" enorme va ai miei genitori e a mia sorella (che si merita un grazie tutto suo per avermi prestato "Totò") per tutto il sostegno che mi hanno dato in ogni momento, senza il quale non so se sarei riuscito a finire gli studi, e per non avere mai richiesto più di quello che sono riuscito a fare. Il ringraziamento più grande, però, è per avermi sopportato tutte le volte che si avvicinavano gli esami!

Un altro ringraziamento particolarmente grande, e un bacio, se lo merita Valentina che mi è sempre stata vicino e mi ha sempre aiutato (ebbene sì, anche nella preparazione di questa tesi!), ma si merita un "grazie" speciale solo per avermi sopportato nei miei momenti di tristezza universitaria... che non sono stati pochi.

A tutti i miei amici, ma soprattutto Luchino e Lety, un ringraziamento e un abbraccio sono doverosi per avermi fatto passare momenti di spensierata allegria che permettevano ore di interminabile studio.

E, per il periodo di "studio" milanese, non posso non ringraziare Fili, Bucky e Ste per gli aiuti che mi hanno dato, ma li ringrazio in special modo per l'amicizia che si è creata tra noi e per tutti i momenti passati insieme.

Anche se so che non sarà mai abbastanza, a tutte le persone che ho citato sopra ancora un grandissimo...

...GRAZI E!!!