

UNIVERSITÁ DEGLI STUDI DI PADOVA
DIPARTIMENTO DI INGEGNERIA INDUSTRIALE
Corso di Laurea Magistrale in Ingegneria Aerospaziale

TESI DI LAUREA

Studio preliminare
di una piattaforma cubesat
per la misura polarimetrica dei flares solari

Relatore: Prof. Alessandro Francesconi

Laureanda: Giulia Manzetti

Anno Accademico 2014/2015

ABSTRACT

Questa tesi nasce da un progetto congiunto IMT Srl/IAPS volto alla realizzazione di una missione per lo studio della polarizzazione dei flares solari mediante nanosatellite. In particolare durante il periodo di stage sono state svolte le analisi preliminari della missione. Tali analisi definiranno la fattibilità della missione stessa, evidenziando le criticità e definendo una configurazione del satellite. È stata inizialmente svolta un'indagine sui lanci dei cubesat sia passati che programmati per il futuro, al fine di individuare delle orbite probabili. Le analisi successive considerano tali orbite. Sono stati in seguito svolti studi relativi al β angle (l'angolo compreso tra il sun-vector e il piano dell'orbita), al decadimento orbitale, alla probabilità d'impatto con debris, alle coppie di disturbo, al link availability e al data transfer amount. Infine sono stati analizzati due sottosistemi del cubesat (TT&C e EPS) tramite lo studio del link budget e del power budget.

INDICE

1. INTRODUZIONE	1
1.1. Descrizione del progetto	1
1.2. Lo standard cubesat	1
1.2.1. Il P-POD	3
1.3. Sistemi di riferimento	4
1.3.1. Body	4
1.3.2. LVLH (Local Vertical / Local Horizontal)	5
1.3.3. Payload.....	6
1.4. Descrizione preliminare del cubesat e del payload	6
1.4.1. Sottosistemi del cubesat.....	6
1.4.2. Il payload.....	9
1.4.2.1. L'effetto fotoelettrico.....	9
1.4.2.2. La polarimetria X con il Gas Pixel Detector	10
1.4.2.3. Specifiche preliminari del payload	11
2. ANALISI DI MISSIONE	13
2.1. Opportunità di lancio	14
2.2. Orbita SSO	21
2.3. Tempo di esposizione al sole: analisi del β angle	23
2.3.1. Percentuale di periodo orbitale trascorso in eclissi in funzione del β angle.....	28
2.4. Durata della missione: analisi del decadimento orbitale	29
2.4.1. Regioni protette.....	30
2.4.2. Il decadimento orbitale.....	32
2.4.3. Analisi del decadimento orbitale	34
2.4.3.1. Orbite con h = 600 km.....	36
2.4.3.2. Orbite con h = 650 km.....	36
2.4.3.3. Orbite con h = 700 km.....	38
2.4.3.4. Conclusioni sul decadimento orbitale.....	40
2.5. Probabilità di impatto	41
2.5.1. Debris e micrometeoriti.....	42

2.5.1.1.	Space debris risk assessment	46
2.5.2.	Probabilità di impatto in funzione dell'altezza orbitale.....	46
2.5.2.1.	Configurazione 1 di cubesat	47
2.5.2.2.	Configurazione 2 di cubesat	48
2.5.3.	Probabilità di impatto in funzione del tipo di orbita	50
2.5.3.1.	Configurazione 1 di cubesat	51
2.5.3.2.	Configurazione 2 di cubesat	52
2.5.4.	Probabilità di impatto in funzione delle dimensioni di debris e MM	54
2.5.4.1.	Configurazione 1 di cubesat	54
2.5.4.2.	Configurazione 2 di cubesat	57
2.5.5.	Conclusioni sulla probabilità d'impatto con debris	59
2.6.	Coppie di disturbo	60
2.6.1.	Coppia aerodinamica	61
2.6.2.	Coppia di pressione di radiazione solare	64
2.6.3.	Coppia gravitazionale.....	67
2.6.4.	Coppia magnetica	71
2.6.5.	Conclusioni sulle coppie di disturbo	72
2.7.	Link availability e data transfer amount	76
2.7.1.	Analisi del link availability	77
2.7.1.1.	Scelta delle ground stations	79
2.7.1.2.	Orbita equatoriale.....	81
2.7.1.3.	Orbita inclinata di 45°	83
2.7.1.4.	Orbita SSO alba-tramonto.....	84
2.7.2.	Link availability e bit rate necessario per il trasferimento dei dati relativi ad un flare di classe M5 con cadenza giornaliera e ad un flare di classe X10 con cadenza mensile	85
2.7.3.	Tempo necessario per trasferire i dati relativi ad un flare di classe M5 ogni 1/2/3/7 giorni e ad un flare di classe X10.....	89
2.7.4.	MB trasferibili in un mese.....	92
2.7.5.	Conclusioni sul link availability e data transfer amount	93
3.	DOWNLINK BUDGET	97
3.1.	Teoria del link budget.....	98
3.2.	Slant range.....	101
3.3.	Frequenza e free space path loss	102

3.4.	Sistema trasmittente (satellite)	102
3.5.	Sistema ricevente (ground station)	105
3.5.1.	Ground station Svalsat.....	105
3.5.2.	Ground station Roma.....	105
3.5.2.1.	Guadagno	106
3.5.2.2.	Temperatura di rumore del sistema	106
3.6.	Perdite	109
3.6.1.	Perdita di puntamento.....	109
3.6.2.	Perdita di polarizzazione.....	111
3.6.3.	Perdite atmosferiche	113
3.6.3.1.	Perdite ionosferiche	113
3.6.3.2.	Perdite dovute all'assorbimento molecolare.....	114
3.6.3.3.	Perdite dovute alla pioggia.....	115
3.7.	E_b/N_0 richiesto	118
3.8.	Downlink budget	120
3.9.	Iterazione dei risultati	121
3.10.	Conclusioni sul downlink budget	122
4.	POWER BUDGET	125
4.1.	Consumi di potenza	127
4.2.	Dimensionamento dei pannelli solari	128
4.2.1.	Degradazione dovuta alla radiazione solare.....	133
4.2.2.	Degradazione dovuta all'aumento di temperatura	134
4.2.3.	Calcolo del margine di potenza.....	136
4.3.	Dimensionamento del pacco batterie	138
4.4.	Conclusioni sul power budget	140
5.	CONCLUSIONI	141
	BIBLIOGRAFIA	145

INDICE DELLE FIGURE

<i>Figura 1 – Cubesat 1U della Pumpkin Inc.</i>	2
<i>Figura 2 – Poly-PicoSatellite Orbital Deployer</i>	3
<i>Figura 3 – Sistema di riferimento body</i>	5
<i>Figura 4 – Sistema di riferimento LVLH</i>	5
<i>Figura 5 – Sistema di riferimento fisso payload</i>	6
<i>Figura 6 - Cubesat 3U della società IMT Srl</i>	7
<i>Figura 7 – Direzione di emissione di un fotoelettrone</i>	10
<i>Figura 8 – Schematizzazione del polarimetro [5]</i>	11
<i>Figura 9 – Configurazione 1 di cubesat</i>	13
<i>Figura 10 – Configurazione 2 di cubesat</i>	13
<i>Figura 11 - Inclinazione delle orbite di 109 Cubesat lanciati</i>	19
<i>Figura 12 - Raggio di perigeo delle orbite di 109 Cubesat lanciati</i>	19
<i>Figura 13 - Inclinazione di 20 future orbite di Cubesat</i>	19
<i>Figura 14 - Raggio di perigeo di 20 future orbite di Cubesat</i>	20
<i>Figura 15 – Orbita SSO</i>	21
<i>Figura 16 – Altezza-inclinazione delle orbite eliosincrone</i>	22
<i>Figura 17 – Orbita alba-tramonto</i>	23
<i>Figura 18 – Orbita mezzogiorno-mezzanotte</i>	23
<i>Figura 19 – Definizione di β angle</i>	24
<i>Figura 20 – Andamento del β angle nell’orbita SSO alba-tramonto</i>	25
<i>Figura 21 – Andamento del β angle nell’orbita SSO mezzogiorno-mezzanotte</i>	25
<i>Figura 22 – Andamento del β angle nell’orbita inclinata di 40°</i>	26
<i>Figura 23 – Andamento del β angle nell’orbita inclinata di 45°</i>	26
<i>Figura 24 – Andamento del β angle nell’orbita inclinata di 50°</i>	27
<i>Figura 25 – Andamento del β angle nell’orbita equatoriale</i>	27
<i>Figura 26 - Percentuale di tempo orbitale trascorso in eclissi in funzione del β angle, per orbite di diversa altezza</i>	29
<i>Figura 27 – Regioni protette</i>	30
<i>Figura 28 – Rappresentazione schematica di hP_{min}</i>	31
<i>Figura 29 – Tempi di decadimento in funzione della quota e di B</i>	34

<i>Figura 30 - r_a, r_p, e nell'orbita alba-tramonto, configurazione 1, $h=650$ km</i>	36
<i>Figura 31 - r_a, r_p, e nell'orbita alba-tramonto,</i>	36
<i>Figura 32 - r_a, r_p, e nell'orbita equatoriale,</i>	37
<i>Figura 33 - r_a, r_p, e nell'orbita alba-tramonto, configurazione 1, $h=700$ km</i>	38
<i>Figura 34 - r_a, r_p, e nell'orbita alba-tramonto, configurazione 2, $h=700$ km</i>	38
<i>Figura 35 - r_a, r_p, e nell'orbita mezzogiorno-mezzanotte, $h=700$ km</i>	39
<i>Figura 36 - r_a, r_p, e nell'orbita con $i=45^\circ$,</i>	39
<i>Figura 37 - r_a, r_p, e nell'orbita equatoriale,</i>	39
<i>Figura 38 - Distribuzione degli oggetti catalogati al variare della quota</i>	43
<i>Figura 39 - Oggetti tracciati in LEO</i>	44
<i>Figura 40 - Oggetti tracciati in GEO</i>	44
<i>Figura 41 - Distribuzione spaziale degli oggetti tracciati in LEO nel 2007 e nel 2014</i>	44
<i>Figura 42 - Numero di debris in funzione dell'anno (1957-2014)</i>	45
<i>Figura 43 - Total impact flux per la configurazione 1 di cubesat, ad altezze orbitali pari a 400, 500, 600, 700, 800 km</i>	48
<i>Figura 44 - Total impact flux per la configurazione 2 di cubesat, ad altezze orbitali pari a 400,500, 600, 700, 800 km</i>	49
<i>Figura 45 - Total impact flux per la configurazione 1 di cubesat, per le orbite equatoriale, $i=45^\circ$, SSO alba-tramonto e SSO mezzogiorno-mezzanotte ($h=700$km)</i>	51
<i>Figura 46 - Total impact flux per la configurazione 2 di cubesat, per le orbite equatoriale, $i=45^\circ$, SSO alba-tramonto e SSO mezzogiorno-mezzanotte ($h=700$km)</i>	53
<i>Figura 47 - Total impact flux nel caso di debris e MM di dimensioni rispettivamente pari a: $0.01\text{cm} < d < 0.1\text{cm}$, $0.1\text{ cm} < d < 1\text{ cm}$, $1\text{ cm} < d < 10\text{ cm}$, $d > 10\text{ cm}$ (configurazione 1 di cubesat)</i>	55
<i>Figura 48 - Total impact fluence nel caso di debris e MM di dimensioni $> 10\text{ cm}$, in 25 anni (configurazione 1 di cubesat)</i>	56
<i>Figura 49 - Total impact flux nel caso di debris e MM di dimensioni rispettivamente pari a: $0.01\text{cm} < d < 0.1\text{cm}$, $0.1\text{ cm} < d < 1\text{ cm}$, $1\text{ cm} < d < 10\text{ cm}$, $d > 10\text{ cm}$ (configurazione 2 di cubesat)</i>	58
<i>Figura 50 - Total impact fluence nel caso di debris e MM di dimensioni $> 10\text{ cm}$, in 25 anni (configurazione 2 di cubesat)</i>	59
<i>Figura 51 - Faero agente sulla configurazione 1 di cubesat</i>	62
<i>Figura 52 - Faero agente sulla configurazione 2 di cubesat</i>	63
<i>Figura 53 - Taero al variare dell'altezza orbitale</i>	64
<i>Figura 54 - FSRP agente sulla configurazione 1 di cubesat</i>	66

<i>Figura 55 - FSRP agente sulla configurazione 2 di cubesat</i>	<i>66</i>
<i>Figura 56 - Movimenti tipici di un satellite.....</i>	<i>68</i>
<i>Figura 57 - Assi principali d'inerzia della configurazione 1 di cubesat.....</i>	<i>69</i>
<i>Figura 58 - Assi principali d'inerzia della configurazione 2 di cubesat.....</i>	<i>69</i>
<i>Figura 59 - T_{gg} al variare dell'altezza orbitale.....</i>	<i>70</i>
<i>Figura 60 - Campo magnetico generato dal dipolo.....</i>	<i>71</i>
<i>Figura 61 - T_m al variare dell'altezza orbitale</i>	<i>72</i>
<i>Figura 62 - Quadro riassuntivo delle coppie di disturbo.....</i>	<i>73</i>
<i>Figura 63 - T_{tot} al variare dell'altezza orbitale</i>	<i>74</i>
<i>Figura 64 - T_{secolari} al variare dell'altezza orbitale.....</i>	<i>75</i>
<i>Figura 65 - T_{periodiche} al variare dell'altezza orbitale</i>	<i>75</i>
<i>Figura 66 – Modello 3D in STK, configurazione 2 di cubesat, orbita alba-tramonto</i>	<i>77</i>
<i>Figura 67 - Cone half angle.....</i>	<i>78</i>
<i>Figura 68 - Configurazione 1 di cubesat.....</i>	<i>79</i>
<i>Figura 69 - Configurazione 2 di cubesat.....</i>	<i>79</i>
<i>Figura 70 – Antenna della ground station di Malindi.....</i>	<i>80</i>
<i>Figura 71 – Ground station Svalsat</i>	<i>81</i>
<i>Figura 72 – Antenna (radome) della ground station Trollsat.....</i>	<i>81</i>
<i>Figura 73 - Visibilità del satellite equatoriale.....</i>	<i>82</i>
<i>Figura 74 – Visibilità del satellite in orbita inclinata di 45°.....</i>	<i>83</i>
<i>Figura 75 – Visibilità del satellite in orbita SSO.....</i>	<i>84</i>
<i>Figura 76 – Link availability vs Bit rate.....</i>	<i>87</i>
<i>Figura 77 – Tempo necessario per trasferire i dati relativi ad un flare di classe M5 ogni 1/2/3/7 giorni e ad un flare di classe X10 (R=100 Kbps).....</i>	<i>91</i>
<i>Figura 78 - Tempo necessario per trasferire i dati relativi ad un flare di classe M5 ogni 1/2/3/7 giorni e ad un flare di classe X10 (R=1 Mbps).....</i>	<i>91</i>
<i>Figura 79 – MB trasferibili in un mese con R=100 Kbps e R=1 Mbps</i>	<i>93</i>
<i>Figura 80 – Irradiazione di un'antenna isotropa [13].....</i>	<i>98</i>
<i>Figura 81 – Irradiazione di un'antenna reale [13].....</i>	<i>99</i>
<i>Figura 82 – Slant range</i>	<i>101</i>
<i>Figura 83 – Schema del sistema trasmittente</i>	<i>102</i>
<i>Figura 84 – Trasmettitore in banda S (Clydespace).....</i>	<i>103</i>
<i>Figura 85 – Antenna patch in banda S (Clyde Space).....</i>	<i>103</i>

<i>Figura 86 – Schema del sistema ricevente</i>	<i>108</i>
<i>Figura 87 – Disallineamento tra antenna trasmittente ed antenna ricevente [13]</i>	<i>109</i>
<i>Figura 88 – Radiation pattern dell’antenna</i>	<i>111</i>
<i>Figura 89 – Radiation pattern dell’antenna parabolica</i>	<i>111</i>
<i>Figura 90 – Esempio di polarizzazione ellittica [13]</i>	<i>112</i>
<i>Figura 91 – Angolo di polarizzazione.....</i>	<i>112</i>
<i>Figura 92 – Attenuazione dovuta all’assorbimento atmosferico vs. frequenza.....</i>	<i>114</i>
<i>Figura 93 – Determinazione di D_{rain}.....</i>	<i>115</i>
<i>Figura 94 – Regioni ITU</i>	<i>116</i>
<i>Figura 95 - Bit error probability.....</i>	<i>119</i>
<i>Figura 96 – Esempio di PDU</i>	<i>125</i>
<i>Figura 97 – Schema del sistema di potenza</i>	<i>126</i>
<i>Figura 98 – Curve V-I e V-P per una cella solare.....</i>	<i>127</i>
<i>Figura 99 – Angolo corrispondente all’eclissi</i>	<i>130</i>
<i>Figura 100 – Cella solare Azur Space e relativo layout.....</i>	<i>131</i>
<i>Figura 101 - Equivalent fluences nelle celle solari Azur 3G</i>	<i>134</i>
<i>Figura 102 – Effetto della temperatura.....</i>	<i>135</i>
<i>Figura 103 – Prototipo di pannello solare 6S3P</i>	<i>138</i>
<i>Figura 104 – Esempio di pacco batterie</i>	<i>139</i>

INDICE DELLE TABELLE

<i>Tabella 1 – Caratteristiche delle varie tipologie di cubesat.....</i>	<i>2</i>
<i>Tabella 2 – Cubesat lanciati nel passato</i>	<i>17</i>
<i>Tabella 3 – Lanci futuri di cubesat.....</i>	<i>18</i>
<i>Tabella 4 – Altezza dopo tre anni dal lancio e tempo di decadimento nel caso di orbite con $h = 650$ km</i>	<i>38</i>
<i>Tabella 5 - Altezza dopo tre anni dal lancio e tempo di decadimento nel caso di orbite con $h = 700$ km</i>	<i>39</i>
<i>Tabella 6 - Parametri per il calcolo di TSRP</i>	<i>67</i>
<i>Tabella 7 - Momenti principali d'inerzia.....</i>	<i>69</i>
<i>Tabella 8 - Coppie secolari e periodiche</i>	<i>74</i>
<i>Tabella 9 - Link availability per il satellite equatoriale.....</i>	<i>82</i>
<i>Tabella 10 - Link availability per il satellite in orbita $i=45^\circ$.....</i>	<i>84</i>
<i>Tabella 11 – Link availability per il satellite in orbita SSO.....</i>	<i>85</i>
<i>Tabella 12 - Bit rate necessari al trasferimento di un flare M5 al giorno e un flare X10 al mese (orbita equatoriale).....</i>	<i>87</i>
<i>Tabella 13 - Bit rate necessari al trasferimento di un flare M5 al giorno e un flare X10 al mese (orbita inclinata di 45°).....</i>	<i>88</i>
<i>Tabella 14 - Bit rate necessari al trasferimento di un flare M5 al giorno e un flare X10 al mese (orbita SSO).....</i>	<i>88</i>
<i>Tabella 15 – Influenza di R, t e ground station sul link budget</i>	<i>98</i>
<i>Tabella 16 - Specifiche del trasmettitore.....</i>	<i>103</i>
<i>Tabella 17 – Specifiche dell'antenna patch in banda S</i>	<i>104</i>
<i>Tabella 18 – Perdite di linea</i>	<i>104</i>
<i>Tabella 19 – Potenza trasferita all'antenna.....</i>	<i>105</i>
<i>Tabella 20 – Caratteristiche antenna della ground station situata a Roma</i>	<i>106</i>
<i>Tabella 21 – Half power beamwidth e larghezza del fascio.....</i>	<i>111</i>
<i>Tabella 22 – Rainfall rate</i>	<i>117</i>
<i>Tabella 23 – Attenuazione dovuta alla pioggia.....</i>	<i>118</i>
<i>Tabella 24 – Downlink budget.....</i>	<i>120</i>
<i>Tabella 25 – Nuovi parametri con $\delta=10^\circ$.....</i>	<i>121</i>
<i>Tabella 26 – Link margin con $\delta=10^\circ$ (Svalsat).....</i>	<i>121</i>
<i>Tabella 27 – Link margin con $\delta=10^\circ$ (Roma).....</i>	<i>122</i>

<i>Tabella 28 – Consumo di potenza dei sottosistemi</i>	<i>128</i>
<i>Tabella 29 – Parametri per il calcolo di P_{sa}.....</i>	<i>130</i>
<i>Tabella 30 – Caratteristiche delle celle solari Azur Space 3G30C-Advanced.....</i>	<i>132</i>
<i>Tabella 31 – 1MeV equivalent electron fluences (cm^{-2})</i>	<i>133</i>
<i>Tabella 32 – Parametri per il calcolo di OAP e del margine di potenza</i>	<i>137</i>

LISTA DEGLI ACRONIMI

ADCS	Attitude Determination and Control Subsystem
AOS	Acquisition of Signal
ASIC	Application Specific Integrated Circuit
BCR	Battery Charger
BOL	Beginning Of Life
Cg	Centro Geometrico
Cm	Centro di Massa
COTS	Commercial off the shelf
Cp	Centro di Pressione
CSA	Cross Section Area
DC	Down Converter
DOD	Depth of Discharge
ECSS	European Cooperation on Space Standardization
EIRP	Effective Isotropic Radiated Power
EO	Earth Observation
EOL	End of Life
EPS	Electric Power System
GEM	Gas Electron Multiplier
GEO	Geostationary Earth Orbit
GNSS	Global Navigation Satellite System
GPD	Gas Pixel Detector
HEO	Highly Elliptical Orbit
IADC	Inter-Agency Space Debris Coordination Committee
IAPS	Istituto di Astrofisica e Planetologia Spaziali

IF	Intermediate Frequency
ISO	International Organization for Standardization
ISS	International Space Station
ITU	International Telecommunication Union
KSAT	Kongsberg Satellite Services AS
LEO	Low Earth Orbit
LNA	Low Noise Amplifier
LOS	Lost Of Signal
LTAN	Local time ascending node
LVLH	Local Vertical / Local Horizontal
MEO	Medium Earth orbit
MLI	Multi-Layer Insulation
MM	Micrometeoriti
M/OD	Meteoroid and Orbital Debris
MPPT	Maximum Power Point Tracker
OAP	Orbital Average Power
OBDH	On-Board Data Handling
PDU	Power Distribution Unit
P-POD	Poly-Picosatellite Orbital Deployer
RAAN	Right Ascension Ascending Node
RATS	Right Ascension True Sun
RF	Radio Frequency
SSO	Sun-Synchronous Orbit
TLC	Telecommunication
TLE	Two Line Elements
UHF	Ultra High Frequency
VHF	Very High Frequency

1. Introduzione

1.1. Descrizione del progetto

Il progetto nasce dalla collaborazione tra la società IMT Srl di Roma e l'ente di ricerca IAPS (Istituto di Astrofisica e Planetologia Spaziali). L'obiettivo è la realizzazione di una missione per lo studio della polarizzazione dei flares solari mediante nanosatellite. I principali vantaggi derivanti dalla scelta del nanosatellite sono i seguenti:

- Ridotti tempi di sviluppo: la realizzazione avverrà entro due anni dalla data di inizio del programma;
- Basso costo: lo sviluppo del cubesat comporta ridotti investimenti rispetto a quelli dei satelliti più grandi. In questo modo è possibile anche realizzare missioni diverse cambiando il periodo di lancio e/o apportando variazioni al payload per ottenere informazioni sempre più importanti grazie all'avvento di nuove tecnologie;
- Costellazioni: grazie alla versatilità di un cubesat è possibile realizzare una costellazione di nanosatelliti capace di osservare, con diverse tipologie di sensori, più parametri contemporaneamente.

Oltre al segmento spaziale verrà realizzata un'infrastruttura di terra per gestire le operazioni di volo, l'elaborazione dei dati, lo storage e la distribuzione. Le operazioni scientifiche verranno gestite dal centro scientifico di raccolta ed elaborazione dati e dal centro remoto per la memorizzazione e la divulgazione dei dati. Le infrastrutture troveranno sede presso lo IAPS, responsabile scientifico della missione.

1.2. Lo standard cubesat

Il Progetto Cubesat è nato nel 1999 a seguito di una collaborazione tra la California Polytechnic State University e lo Stanford University's Space Systems Development Laboratory. Le idee di base erano quelle di poter effettuare lanci frequenti e di poter creare un satellite economico, per rendere accessibile lo spazio alle università e alle aziende in modo agevole e con brevi tempi di sviluppo. Il cubesat viene lanciato in configurazione piggyback,

sfruttando cioè carichi paganti molto più grandi e costosi. Molti lanciatori infatti presentano massa e volume liberi e disponibili a seguito dell'integrazione del satellite principale, per cui i cubesat sfruttano questa massa e questo spazio extra. Attualmente il Progetto Cubesat vede la collaborazione di più di cento università e aziende private; i payload possono essere sia tecnologici sia finalizzati alla ricerca scientifica.

Il termine cubesat è stato coniato per denotare quella classe di nanosatelliti che corrisponde agli standard descritti nel *Cubesat design specification* [1]. L'unità base del cubesat (1U) è un cubo di 10 cm di lato e massa non superiore a 1.33 kg (la struttura tipica è rappresentata in Figura 1).

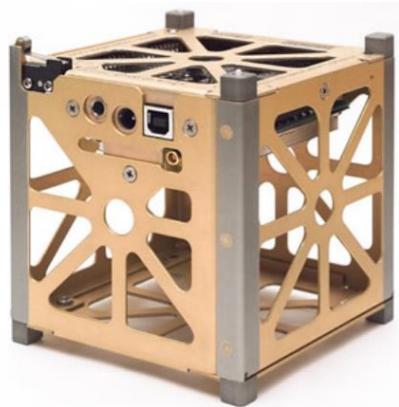


Figura 1 – Cubesat 1U della Pumpkin Inc.

Assemblando più unità si ottengono cubesat 2U, 3U e 6U, le cui caratteristiche sono riportate nella Tabella 1.

	1U	2U	3U	6U
Dimensioni (mm)	100·100·113.5	100·100·227	100·100·340.5	200·100·340.5
Massa (kg)	1.33	2.66	4	8

Tabella 1 – Caratteristiche delle varie tipologie di cubesat

I valori delle dimensioni e della massa sono stati fissati in questo modo per vari motivi:

- Il mercato offre molte celle solari di dimensioni ~40-80 mm. Il cubesat 1U deve poter montare almeno due celle solari su ogni faccia per generare abbastanza potenza;
- Batterie di vario tipo sono compatibili con queste dimensioni;

- 1 kg è una massa conveniente in termini di costo: molte università possono permettersi di lanciare un satellite di questo peso.

I componenti elettronici utilizzati sono spesso COTS (commercial off-the-shelf), ovvero già presenti sul mercato per l'acquisto da parte di aziende o università interessate ad usarli nei loro progetti. Questi componenti, che sono prodotti su vasta scala, comportano una diminuzione dei tempi e dei costi di sviluppo e manutenzione. Ovviamente in fase di progetto sarà necessaria una particolare attenzione affinché tali componenti sopravvivano in un ambiente ostile come quello spaziale.

1.2.1. Il P-POD

Grazie alle loro dimensioni standard, i cubesat vengono lanciati e dispiegati utilizzando un deployer anch'esso standardizzato, il più noto dei quali è il Poly-PicoSatellite Orbital Deployer (P-POD), sviluppato dalla California Polytechnic State University e rappresentato in Figura 2 [1].

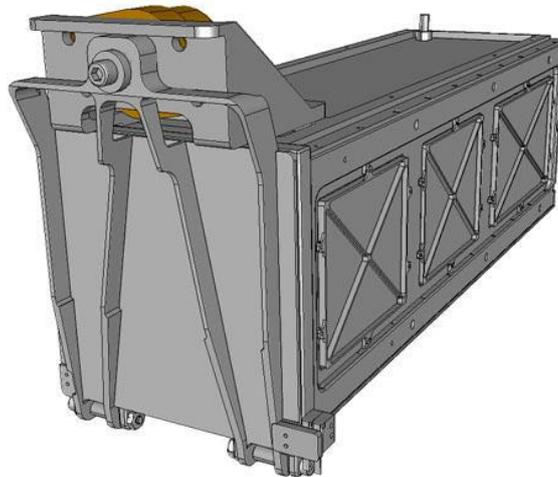


Figura 2 – Poly-PicoSatellite Orbital Deployer

Il volume del deployer è pari a quello del cubesat 3U. Può dunque trasportare, per esempio, tre cubesat 1U oppure un cubesat 3U. Esso costituisce l'interfaccia tra il cubesat e il lanciatore; è dotato di un meccanismo a molla capace di espellere il cubesat quando lo

sportello viene aperto, a seguito di un segnale elettrico inviato dal lanciatore. La configurazione tubolare del P-POD fa sì che il nanosatellite venga espulso seguendo una traiettoria lineare. Il P-POD presenta inoltre grandi porte di accesso su due facce, le quali facilitano l'accesso ai cubesat durante la fase di integrazione. A seguito del dispiegamento del cubesat vi è un ritardo di alcuni minuti prima dell'attivazione dell'antenna e di eventuali boom, per motivi di sicurezza. Tale intervallo può variare da 15 a 30 minuti in funzione del tipo di appendice.

Il P-POD è stato sviluppato in modo da rispondere ai seguenti requisiti:

- Proteggere il lanciatore e il payload principale: in genere le missioni low-cost implicano alti rischi. Risulta dunque necessario, per il P-POD, minimizzare qualsiasi possibile rischio per il lanciatore e per il payload primario. Il fatto che i cubesat siano isolati meccanicamente ed elettricamente riduce inoltre il rischio di attivazione accidentale dell'elettronica, di danni strutturali con conseguente produzione di debris e di dispiegamento prematuro delle antenne;
- Proteggere i cubesat: il P-POD deve garantire un ambiente sicuro per i cubesat durante il lancio. Inoltre non deve introdurre elevate velocità di spin durante il dispiegamento;
- Fornire un'interfaccia standard con il lanciatore, per ridurre i tempi di lancio e i relativi costi.

1.3. Sistemi di riferimento

1.3.1. Body

Il sistema body frame ha l'origine nel centro di massa del satellite. L'asse Z è lungo l'asse longitudinale, con verso positivo orientato nella direzione opposta a quella dei deployment switch. L'asse X è ortogonale ed uscente dal pannello contenente il connettore di interfaccia (flight panel). L'asse Y completa la terna destrorsa. Questo riferimento si basa sull'ipotesi di corpo rigido, ossia nessuno spostamento del centro di massa dovuto a dilatazioni termiche o elasticità della struttura. Il centro di massa del cubesat può distare da quello geometrico 2 cm lungo le direzioni X e Y. Lungo l'asse Z il centro di massa può invece distare 2 cm, 4.5 cm e

7 cm rispettivamente nel caso di cubesat 1U, 2U e 3U/3+U. Queste restrizioni sono volte a minimizzare la velocità di spin durante il dispiegamento dal P-POD.

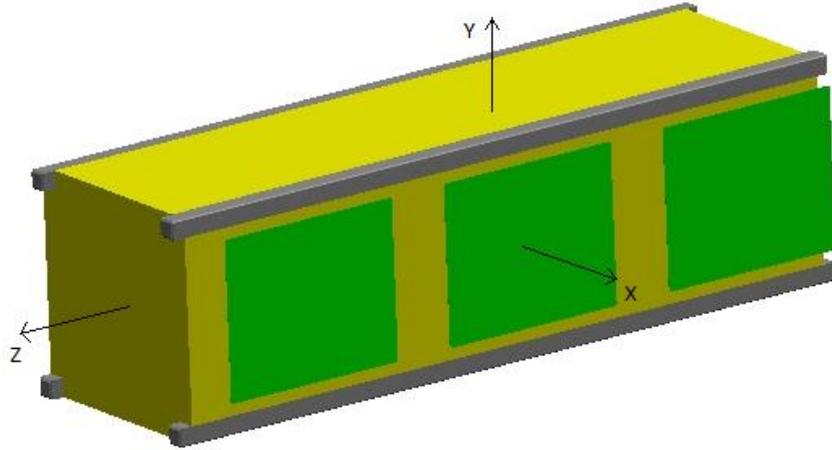


Figura 3 – Sistema di riferimento body

1.3.2. LVLH (Local Vertical / Local Horizontal)

Il riferimento LVLH ha l'origine nel centro di massa del satellite. L'asse Z è diretto verso il Nadir. L'asse X è diretto nella direzione del moto, mentre l'asse Y completa la terna destrorsa ed è quindi ortogonale al piano orbitale. Questo sistema di riferimento non dipende dall'assetto del satellite ma soltanto dal suo moto.

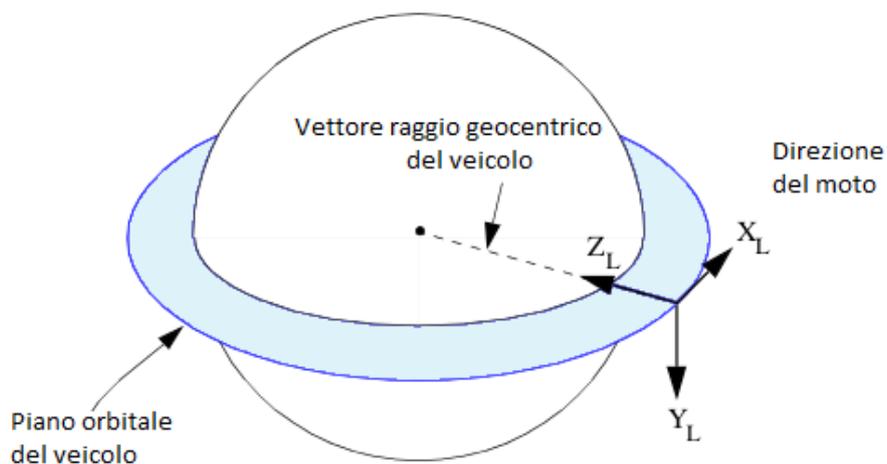


Figura 4 – Sistema di riferimento LVLH

1.3.3. Payload

Il riferimento fisso del payload ha l'origine nel centro geometrico del detector. L'asse Z è ortogonale alla superficie attiva del sensore (con verso positivo concorde alla direzione attiva del detector). L'asse X è orientato lungo l'asse geometrico minore e l'asse Y completa la terna destrorsa. Il riferimento fisso payload sarà ruotato rispetto al body frame in funzione dell'imbarco del payload sul satellite. Quest'ultimo verrà deciso durante lo studio dettagliato del satellite.

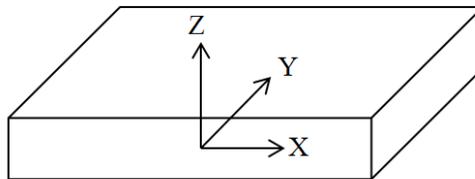


Figura 5 – Sistema di riferimento fisso payload

1.4. Descrizione preliminare del cubesat e del payload

1.4.1. Sottosistemi del cubesat

Il satellite è composto da un bus standard cubesat 3U e da un esperimento scientifico capace di misurare la polarizzazione dei flares solari. La configurazione di partenza su cui si basa la progettazione del satellite prevede i seguenti sottosistemi:

- **Struttura e meccanismi**

La struttura del satellite sarà in Alluminio 7075, compatibile con lo standard Cubesat. Vincoli meccanici e geometrici saranno studiati affinché possa essere utilizzato all'interno di uno dei dispenser attualmente presenti sul mercato. La struttura avrà uno scheletro capace di resistere alle sollecitazioni prodotte dal lanciatore, fornendo una rigidità elevata a tutto il satellite (oltre 150 Hz come richiesto). I meccanismi di dispiegamento (antenne e pannelli solari) si baseranno sulla tecnologia thermal cutter: un filo (in dyneema) verrà tagliato per effetto Joule tramite una resistenza. Il meccanismo, tenuto

chiuso dal filo, verrà così aperto per mezzo di molle o sistemi simili. L'apertura delle appendici avviene dopo l'inserimento del satellite in orbita. Alla fine della fase di deployment il satellite avrà cambiato definitivamente la sua geometria, con le antenne e i pannelli solari dispiegati. Ogni meccanismo sarà azionabile una sola volta (one-shot), partendo da una configurazione "stowed" ed arrivando ad una "deployed" a geometria fissa, ossia senza parti in movimento durante la fase operativa del satellite. Nella Figura 6 è rappresentata una nano-piattaforma 3U realizzata dalla IMT Srl.



Figura 6 - Cubesat 3U della società IMT Srl

- **EPS (sistema di potenza)**

Il sottosistema di potenza genera e distribuisce la potenza elettrica a bordo del satellite. Esso comprende i pannelli solari (i quali costituiscono la fonte primaria di energia), le batterie (le quali costituiscono la fonte secondaria di energia) e la scheda di processamento e regolazione (o PDU, la quale regola la distribuzione della potenza elettrica ai vari

carichi). I pannelli solari saranno composti da celle solari Azur Space a tripla giunzione InGaP/GaAs/Ge (aventi efficienza prossima al 30% in condizioni BOL, con potenza in condizioni EOL pari a 1 W). Verranno utilizzate batterie agli ioni di litio (aventi tensione nominale pari a 3.6 V). I pannelli solari saranno regolati con la tecnologia MPPT. Sarà presente sia un bus regolato (con tensione compresa tra 3.3 V e 5 V), sia un bus non regolato.

- **TT&C (sistema di telecomunicazione)**

Il sottosistema di telecomunicazione permette la comunicazione tra il satellite e la ground station ed è uno dei sistemi fortemente critici a causa dell'elevata quantità di dati generata dal payload. Sarà necessario un collegamento ad alto bit rate per il trasferimento dei dati scientifici (presumibilmente in banda S). Dovrà essere presente anche un sistema secondario di trasmissione per i dati telemetrici e i comandi. Esso sarà a basso bit rate ed utilizzerà dunque le bande UHF/VHF.

- **OBDH (on-board data handling)**

Il computer di bordo, realizzato dalla IMT srl, provvederà alla gestione dell'intera piattaforma e, probabilmente, alla gestione dei dati scientifici. Questa architettura centralizzata permetterà una riduzione delle dimensioni del payload. Il computer di bordo si baserà sul design già consolidato all'interno della IMT srl, con un microprocessore da 200 MHz (330 DMIPS), 16 GB di memoria per dati scientifici, 128 MB per dati telemetrici e 16 MB di RAM. L'architettura prevede quattro circuiti anti-latch-up e memorie in configurazione TRM (tripla ridondanza) con majority voting. Il tutto dovrà essere resistente fino a 25 Krad di dose accumulata durante la missione.

- **ADCS (sistema per il controllo d'assetto)**

Il satellite, durante la sua fase operativa, dovrà allineare costantemente l'asse Z nel riferimento fisso Payload con il sun-vector. Per fare ciò si servirà di sensori per la determinazione dell'assetto: sensore di sole, magnetometro e gyro. Il satellite mediante attuatori magnetici e reaction wheels eserciterà quindi un controllo affinché la direzione sia compatibile con quella di progetto. Mediante questa architettura sarà possibile garantire un controllo al di sotto dei 2° di precisione.

- **TCS (sistema di controllo termico)**

Il controllo termico del satellite sarà realizzato mediante sistemi per lo più passivi, quali coating, MLI e ponti termici. Questi permetteranno di mantenere la temperatura del satellite all'interno dei limiti di operatività. Nel caso in cui non fosse sufficiente un controllo passivo, sistemi attivi quali TEC (Thermoelectric Cooler) verranno presi in considerazione. Essendo dispositivi molto dispendiosi dal punto di vista energetico, il loro uso verrà ridotto al minimo, soprattutto durante la fase di eclisse. La batteria avrà al suo interno degli heater capaci di riscaldarla qualora venisse raggiunto il limite minimo operativo (al di sotto dei -5°C). Faranno parte del sottosistema tutti i sensori utili per monitorare lo stato del satellite.

1.4.2. Il payload

Il payload misura la polarizzazione dei raggi X tramite un Gas Pixel Detector (GPD), il quale si basa sull'attraversamento di una sottile finestra di Berillio da parte di un fotone. Quest'ultimo interagendo con il gas emette un fotoelettrone, la cui direzione di emissione dipende dalla direzione di polarizzazione del fotone. Elaborando l'immagine della traccia si ricava la direzione di emissione del fotoelettrone e quindi quella di polarizzazione. Lo strumento permette di misurare la polarizzazione con una sensibilità mai raggiunta prima. Questo studio può essere effettuato solo dallo spazio a causa dell'assorbimento atmosferico.

1.4.2.1. L'effetto fotoelettrico

Si consideri un fotone diretto lungo l'asse Z, con il vettore polarizzazione diretto lungo l'asse Y. Se il fotone viene assorbito da un atomo, viene emesso un fotoelettrone. La direzione di emissione di quest'ultimo possiede una distanza angolare pari a θ (angolo polare) rispetto alla direzione del fotone incidente e pari a ϕ (angolo azimutale) rispetto al vettore polarizzazione (Figura 7). Gli elettroni del K-shell (i più interni con orbitale 1s) sono quelli maggiormente favoriti ad essere espulsi. La sezione d'urto fotoelettrica per gli elettroni appartenenti

all'orbitale 1s (valida in regime non relativistico) viene descritta tramite la seguente distribuzione [9]:

$$\frac{\partial\sigma}{\partial\Omega} = r_0^2 \frac{Z^5}{137^4} \left(\frac{m_e c^2}{h\nu}\right)^{\frac{7}{2}} \cdot \frac{4\sqrt{2} \cdot (\sin\theta)^2 \cdot (\cos\varphi)^2}{(1 - \beta \cos\theta)^4}$$

dove r_0 è il raggio classico di Bohr, Z è il numero atomico del gas interessato, β è il rapporto tra la velocità dell'elettrone espulso e c , θ è l'angolo tra la direzione della radiazione incidente e quella di emissione del foto-elettrone e φ è l'angolo azimutale tra quest'ultima e il vettore polarizzazione del fotone. Misurando la distribuzione angolare dei fotoelettroni emessi è possibile ricavare la polarizzazione dei raggi-X.

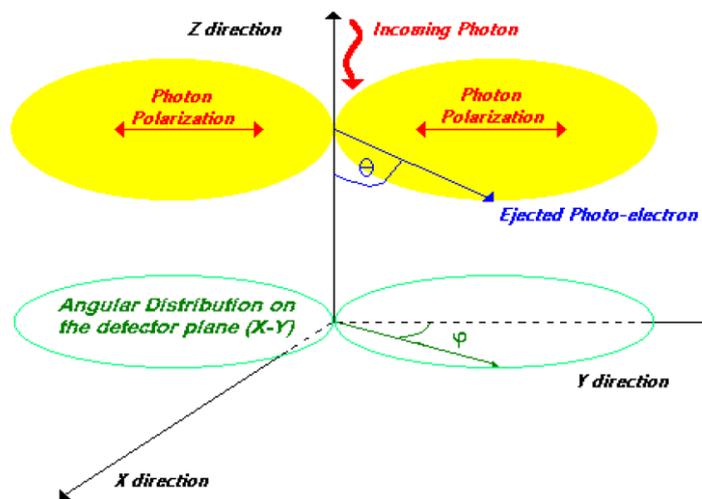


Figura 7 – Direzione di emissione di un fotoelettrone

1.4.2.2. La polarimetria X con il Gas Pixel Detector

Il rivelatore (schematizzato in Figura 8) è composto da una cella ermetica saturata di una miscela di gas, chiusa superiormente da un sottile foglio metallico di materiale trasparente alla radiazione e inferiormente dal piano anodico di raccolta del segnale. All'interno è presente il GEM (Gas Electron Multiplier): un sottile foglio di kapton microperforato e metallizzato su entrambe le facce. Esso è un amplificatore delle cariche. Sono dunque presenti due camere separate dal GEM. La radiazione viene assorbita all'interno della cella superiore (chiamata

camera di drift o di conversione) e il fotoelettrone procede all'interno di questa parallelamente ai piani metallizzati fino a esaurire la sua energia a causa degli urti anelastici con gli atomi del gas. Si forma quindi una traccia elettronica del passaggio del fotoelettrone. Gli elettroni migrano quindi fino al GEM. La traccia viene successivamente collezionata nel piano anodico sottostante, il quale costituisce una superficie del chip ASIC (Application Specific Integrated Circuit). Elaborando l'immagine della traccia si ricava la direzione di emissione del fotoelettrone e quindi quella di polarizzazione.

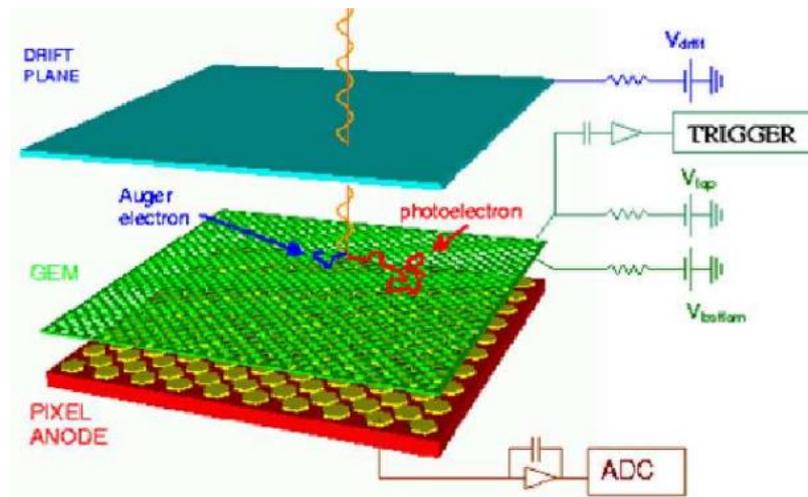


Figura 8 – Schematizzazione del polarimetro [5]

1.4.2.3. Specifiche preliminari del payload

Sono di seguito riportate le specifiche preliminari del payload.

Massa:	< 1 Kg	Dimensioni W-L-H (max):	90 x 90 x 100 mm
Pressione interna:	≈ 3 bar	Accuratezza temporale:	10 ÷ 50 ms
Potenza (picco):	< 5 W	Potenza (stby):	< 1W
Tensione alimentazione:	3.3V - 5V	Interfaccia Dati:	SPI/CAN bus
Temperatura operativa:	+5°C ÷ +20°C	Stabilità temperatura:	± 2°C
Temp. non operativa:	-20°C ÷ + 70°C	Tipologia assetto:	Sun pointing
Accuratezza puntamento	±2° @ 1 σ	Conoscenza puntamento:	±1° @ 1 σ
Dati giornalieri/ mensili:	7 MB / 1 GB	Vita operativa:	>2 anni

2. Analisi di missione

In questo capitolo verranno inizialmente analizzate le opportunità di lancio per il cubesat mediante un'indagine sui lanci passati e futuri di nanosatelliti. A seguito di tale indagine verranno definite le orbite più probabili. Le analisi successive verranno quindi svolte considerando questo tipo di orbite.

Nelle varie analisi verranno prese in considerazione due diverse configurazioni di cubesat, riportate in Figura 9 e in Figura 10. Nella prima i pannelli solari sono dispiegati lungo due assi mutuamente perpendicolari (configurazione a petalo), mentre nella seconda sono dispiegati lungo un unico asse (configurazione a libro).

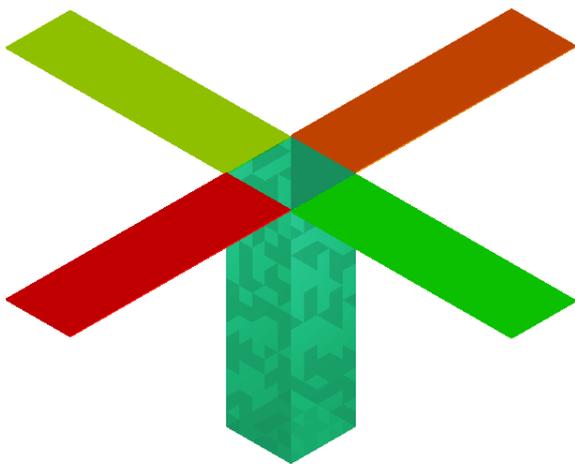


Figura 9 – Configurazione 1 di cubesat

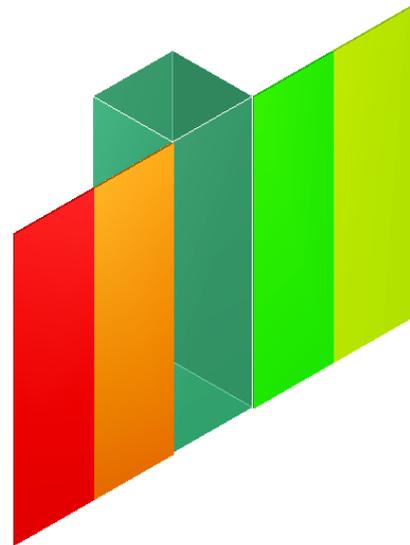


Figura 10 – Configurazione 2 di cubesat

Verranno in seguito svolte le seguenti analisi:

- Analisi del β angle (angolo compreso tra il sun-vector e il piano orbitale)
- Analisi del decadimento orbitale
- Analisi della probabilità d'impatto con debris
- Analisi delle coppie di disturbo
- Analisi dell'access time e del data transfer amount

Tali studi verranno effettuati sia al fine di individuare, se esiste, una configurazione migliore di cubesat tra le due proposte, sia per verificare che vengano soddisfatti i requisiti della missione:

- Il tempo di esposizione al sole deve essere elevato perché il payload necessita di captare la maggiore quantità possibile di flares;
- La durata minima della missione è di 2 anni;
- Il satellite deve decadere entro 25 anni dalla fine della missione;
- La probabilità di impatto deve essere limitata;
- La visibilità con le ground-stations deve essere sufficiente per garantire il trasferimento completo dei dati generati dal payload.

2.1. Opportunità di lancio

Il cubesat verrà lanciato in configurazione piggyback, sfruttando carichi paganti di dimensioni superiori. Questi ultimi appartengono principalmente alle classi EO, TLC, GNSS e Science. Le orbite utilizzate sono LEO, spesso SSO, per le missioni di tipo EO/TLC e HEO per il sistema GNSS; non sono invece definibili a priori per le missioni di tipo Science.

Al fine di individuare una probabile orbita su cui verrà lanciato il satellite, è stata condotta un'analisi dei parametri orbitali di 109 Cubesat già lanciati (a partire dal 2010) e di 20 lanci programmati per il futuro (fino al 2017). Le costellazioni come Flock1 e QB50, cioè i lanci di molti satelliti in costellazione sullo stesso piano orbitale o su piani orbitali simili, sono state considerate con peso pari a 1, ossia come se fosse stato lanciato o venisse lanciato un solo satellite. Queste missioni infatti determinano un aumento del numero di Cubesat su particolari orbite ma non forniscono un valore aggiunto ai fini statistici. I dati sono riportati nella Tabella 2 e nella Tabella 3.

r_{perigeo} [km]	r_{apogeo} [km]	e	i [°]	Nome	Lanciatore	Luogo di lancio
626	631	0,0004	98,40	UKube 1	Soyuz-2-1b/Fregat	Kazakhstan
613	699	0,0062	97,98	AntelSat	Dnepr	Russia
613	699	0,0062	97,98	AeroCube-6	Dnepr	Russia
613	699	0,0062	97,98	Lemur-1	Dnepr	Russia
613	699	0,0062	97,98	TigriSat	Dnepr	Russia
604	621	0,0012	97,98	DUCHIFAT	Dnepr	Russia
604	621	0,0012	97,99	PACE	Dnepr	Russia
605	621	0,0011	97,98	NanosatC-Br1	Dnepr	Russia
605	621	0,0011	97,98	QB50p1	Dnepr	Russia
604	623	0,0013	97,99	POPSAT-HIP	Dnepr	Russia
606	622	0,0012	97,98	DTUSat 2	Dnepr	Russia
607	622	0,0011	97,98	QB50p2	Dnepr	Russia
606	624	0,0013	97,99	Perseus-M 2	Dnepr	Russia
607	625	0,0013	97,99	Perseus-M 1	Dnepr	Russia
606	626	0,0014	97,99	PolyITAN	Dnepr	Russia
301	331	0,0022	51,64	SporeSat	Falcon 9	Florida
301	332	0,0023	51,65	Tsat	Falcon 9	Florida
301	332	0,0023	51,67	ALLSTAR/THEIA	Falcon 9	Florida
304	330	0,0019	51,65	Phonesat 2,5	Falcon 9	Florida
410	410	0,0007	51,66	Flock1	Antares 120	Virginia
443	886	0,0315	120,33	FIREBIRD	Atlas V	California
443	886	0,0315	120,33	Aerocube 5	Atlas V	California
443	886	0,0315	120,33	ALiCE	Atlas V	California
443	886	0,0315	120,33	SNaP-3-1	Atlas V	California
443	886	0,0315	120,33	MCubed-2	Atlas V	California
443	886	0,0315	120,33	CUNYSat-1	Atlas V	California
469	890	0,0298	120,50	IPEX	Atlas V	California
443	886	0,0315	120,33	SMDC-ONE 2,4	Atlas V	California
443	886	0,0315	120,33	TacSat 6	Atlas V	California
443	886	0,0315	120,33	SMDC-ONE 2,3	Atlas V	California
594	683	0,0064	97,80	ZACUBE-1	Dnepr	Russia
594	797	0,0144	97,79	OPTOS	Dnepr	Russia
594	731	0,0097	97,79	KHUSAT-01	Dnepr	Russia
594	747	0,0109	97,79	KHUSAT-02	Dnepr	Russia
594	764	0,0120	97,79	Triton-1	Dnepr	Russia
594	780	0,0132	97,79	Delfi-n3Xt	Dnepr	Russia
594	815	0,0156	97,78	Dove 3	Dnepr	Russia
593	819	0,0159	97,78	GATOSS	Dnepr	Russia
590	639	0,0035	97,80	ICube-1	Dnepr	Russia

590	640	0,0036	97,80	HumSat-D	Dnepr	Russia
594	699	0,0075	97,80	Velox-PII	Dnepr	Russia
594	699	0,0075	97,80	First-MOVE	Dnepr	Russia
594	715	0,0086	97,80	CubeBug-2	Dnepr	Russia
594	715	0,0086	97,79	NEE-02	Dnepr	Russia
589	640	0,0036	97,80	PUCPSat-1	Dnepr	Russia
594	683	0,0063	97,80	FUNcube-1	Dnepr	Russia
593	684	0,0065	97,80	HiNCube	Dnepr	Russia
593	700	0,0076	97,80	UWE-3	Dnepr	Russia
499	507	0,0006	40,52	PhoneSat 2,4	Minotaur I	Virginia
500	506	0,0004	40,51	CAPE-2	Minotaur I	Virginia
500	506	0,0004	40,51	DragonSat-1	Minotaur I	Virginia
500	502	0,0001	40,51	KySat-2	Minotaur I	Virginia
498	505	0,0005	40,53	TJ ³ Sat	Minotaur I	Virginia
499	504	0,0003	40,52	ORSES	Minotaur I	Virginia
499	502	0,0002	40,53	ORS Tech 1	Minotaur I	Virginia
497	504	0,0005	40,53	SENSE SV1	Minotaur I	Virginia
499	502	0,0002	40,50	NPS-SCAT	Minotaur I	Virginia
500	503	0,0002	40,51	SENSE SV2	Minotaur I	Virginia
499	502	0,0002	40,51	COPPER	Minotaur I	Virginia
498	501	0,0002	40,53	ORS Tech 2	Minotaur I	Virginia
498	504	0,0005	40,51	Horus/STARE	Minotaur I	Virginia
497	504	0,0005	40,53	Black Knight 1	Minotaur I	Virginia
499	503	0,0003	40,51	Trailblazer	Minotaur I	Virginia
500	502	0,0001	40,51	SwampSat	Minotaur I	Virginia
498	505	0,0005	40,53	Ho`oponopono 2	Minotaur I	Virginia
496	504	0,0006	40,53	Firefly	Minotaur I	Virginia
498	502	0,0003	40,51	ChargerSat-1	Minotaur I	Virginia
495	503	0,0006	40,51	Prometheus 1-1	Minotaur I	Virginia
494	504	0,0007	40,53	Lunar Orbiter/Lander	Minotaur I	Virginia
658	671	0,0009	98,13	EstCube 1	Vega	French Guiana
629	653	0,0017	98,08	NEE-01	CZ-2D	Cina
629	654	0,0017	98,05	Turksat-3USAT	CZ-2D	Cina
629	653	0,0017	98,08	Cubebug 1	CZ-2D	Cina
237	260	0,0017	51,59	Phonesat 2,0a	Antares	Virginia
258	549	0,0215	64,94	OSSI-1	Soyuz-2-1a	Kazakhstan
559	582	0,0016	64,88	Dove 2	Soyuz-2-1a	Kazakhstan
554	581	0,0019	64,88	BEESat 3	Soyuz-2-1a	Kazakhstan
555	580	0,0019	64,88	SOMP	Soyuz-2-1a	Kazakhstan
555	579	0,0017	64,88	BEESat 2	Soyuz-2-1a	Kazakhstan
770	787	0,0012	98,63	AAUSat 3	PSLV C-20	India
772	783	0,0008	98,63	STRaND 1	PSLV C-20	India

483	789	0,0218	64,67	SMDC-ONE 2	Atlas V	California
480	790	0,0221	64,67	Aeneas	Atlas V	California
479	791	0,0222	64,67	CSSWE	Atlas V	California
481	791	0,0221	64,67	CXBN	Atlas V	California
484	791	0,0219	64,67	CINEMA	Atlas V	California
499	792	0,0208	64,69	Aerocube 4	Atlas V	California
308	1441	0,0781	69,49	e-st@r	Vega	French Guiana
310	1441	0,0780	69,48	Goliat	Vega	French Guiana
310	1441	0,0779	69,48	MaSat 1	Vega	French Guiana
310	1442	0,0781	69,48	Xatcobeo	Vega	French Guiana
310	1441	0,0780	69,48	PW-Sat	Vega	French Guiana
310	1442	0,0780	69,48	Robusta	Vega	French Guiana
309	1443	0,0782	69,49	UNICubeSat GG	Vega	French Guiana
458	815	0,0254	101,71	DICE 1	Delta II	California
458	816	0,0255	101,70	RAX-2	Delta II	California
457	816	0,0256	101,70	AubieSat	Delta II	California
456	817	0,0258	101,71	M-Cubed	Delta II	California
456	817	0,0258	101,71	Explorer 1	Delta II	California
619	639	0,0014	98,15	TISat1	PSLV-C15	India
622	639	0,0012	98,15	StudSat	PSLV-C15	India
282	312	0,0023	34,54	QbX-2	Falcon 9	Florida
279	312	0,0024	34,53	SMDC-ONE 1	Falcon 9	Florida
277	313	0,0027	34,55	Perseus 001	Falcon 9	Florida
272	316	0,0034	34,56	QbX-1	Falcon 9	Florida
273	300	0,0020	34,53	Mayflower	Falcon 9	Florida
623	654	0,0022	71,97	RAX	Minotaur IV	Alaska
624	654	0,0021	71,97	O/OREOS	Minotaur IV	Alaska
616	646	0,0022	71,97	Nanosail-D	Minotaur IV	Alaska

Tabella 2 – Cubesat lanciati nel passato

r_{perigeo} [km]	r_{apogeo} [km]	i [°]	Luogo di lancio
575	575	64,9	Russia
400	400	51,6	US/ISS
720	720	98,3	Europa
600	600	97,8	Russia
400	400	51,6	US/ISS
600	600	97,8	Russia
390	390	63	Russia
400	400	51,6	US/ISS
720	720	98,3	US
500	500	97,4	US
600	600	97,8	Russia
400	400	51,6	US/ISS
550	550	97,6	US
550	550	63,4	US
600	600	97,8	Russia
380	380	98	Brasile
600	600	52	US
550	550	97,6	US
550	550	63,4	US
550	550	44	US

Tabella 3 – Lanci futuri di cubesat

Dall'analisi dei dati sono stati tracciati i diagrammi circolari della percentuale di utilizzo delle varie inclinazioni orbitali e dei vari raggi di perigeo.

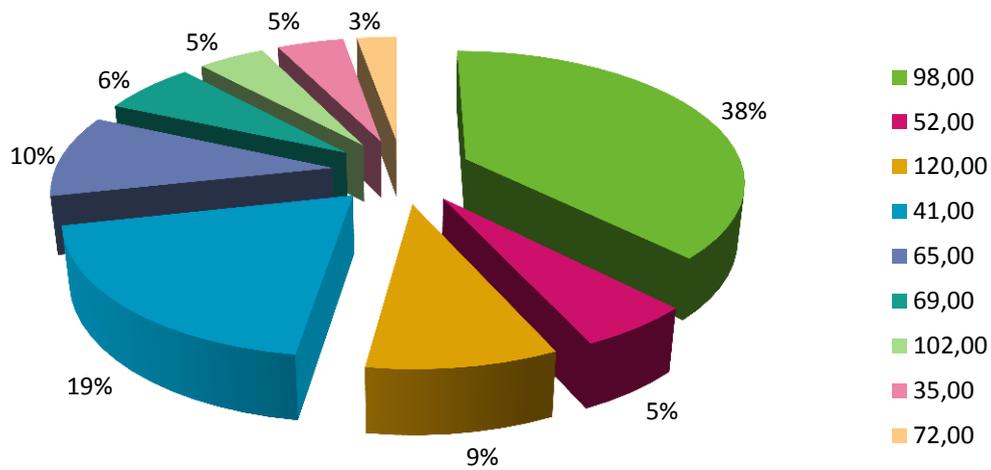


Figura 11 - Inclinazione delle orbite di 109 Cubesat lanciati

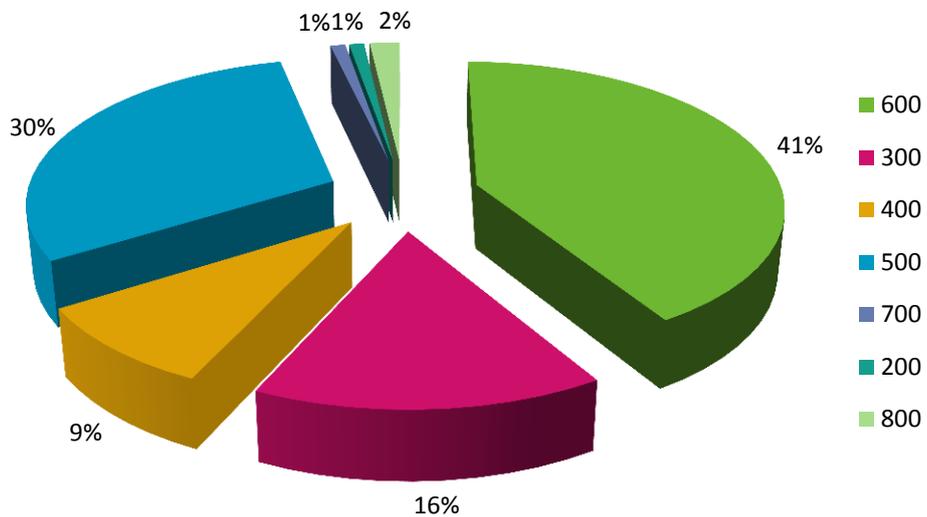


Figura 12 - Raggio di perigeo delle orbite di 109 Cubesat lanciati

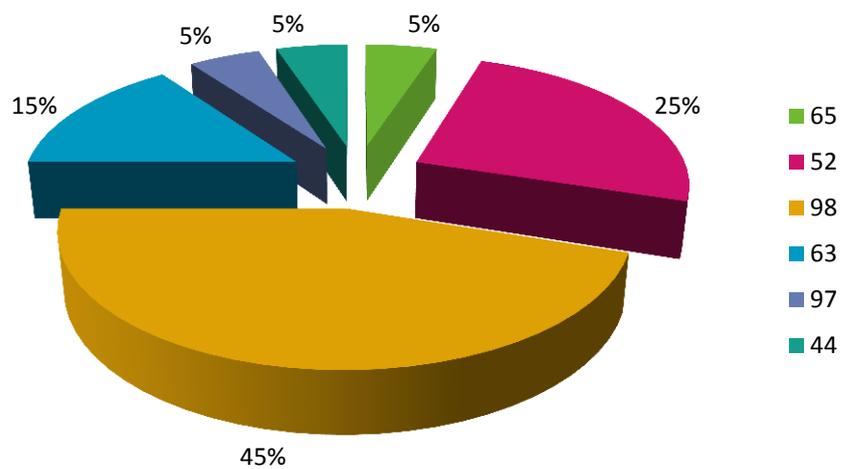


Figura 13 - Inclinazione di 20 future orbite di Cubesat

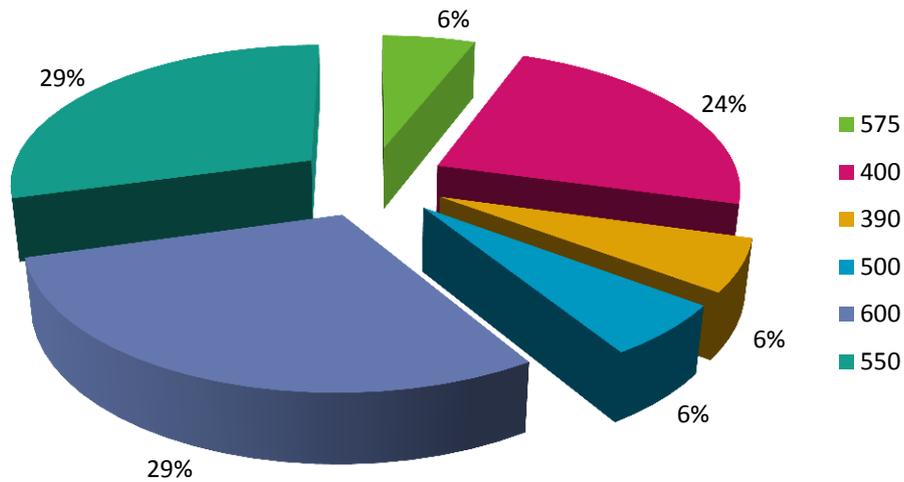


Figura 14 - Raggio di perigeo di 20 future orbite di Cubesat

A seguito dell'indagine condotta è possibile affermare che il Cubesat verrà lanciato presumibilmente su un'orbita quasi-polare (SSO), oppure con inclinazione compresa tra 40° e 50°. L'altezza orbitale sarà probabilmente attorno ai 600 km. L'orbita sarà circolare o quasi circolare (ovvero con eccentricità prossima a zero). Gli studi successivi dovranno verificare che tali condizioni siano compatibili con i requisiti della missione. Preliminarmente è possibile definire i vantaggi delle diverse tipologie di orbita:

- Orbita SSO
 - Utilizzando una stazione di terra in prossimità dei poli è possibile aumentare gli accessi giornalieri del satellite e quindi la quantità di dati trasmessi;
 - Alcune orbite possono avere valori di β angle elevati e dunque ridotti tempi di eclissi e puntamento continuo verso il sole (condizione utile sia per il payload che per i pannelli solari).
- Orbita inclinata di 40°-50°
 - Possibilità di lancio dalla ISS, con conseguente riduzione dei costi (qualora l'altezza alla quale dovrà orbitare il cubesat fosse compatibile con l'altezza alla quale orbita la ISS).

2.2. Orbita SSO

Le orbite eliosincrone (SSO) sono quelle il cui piano orbitale forma un angolo costante con la congiungente Terra-sole (Figura 15).

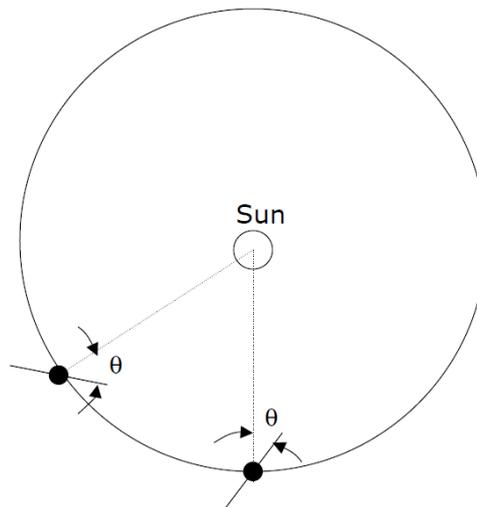


Figura 15 – Orbita SSO

Affinché ciò sia possibile, il piano orbitale deve ruotare alla stessa velocità con cui la Terra ruota attorno al sole. Il moto del nostro pianeta attorno al sole può essere idealizzato con una traiettoria circolare, il cui tempo di percorrenza è pari a 365.25 giorni. La velocità angolare di rivoluzione è dunque pari a $360^\circ/365.25 = 0.9856^\circ/\text{giorno} = 1.99 \cdot 10^{-7} \text{ rad/s}$.

La regressione media della linea dei nodi, dovuta al rigonfiamento equatoriale della Terra (perturbazione zonale J_2), è data da [7]:

$$\dot{\Omega} = - \left[\frac{3}{2} \frac{\sqrt{\mu} J_2 R^2}{(1 - e^2)^2 a^{7/2}} \right] \cos i$$

dove μ è il parametro gravitazionale terrestre, J_2 è il coefficiente zonale di indice 2 del campo gravitazionale terrestre ($J_2 = 0.0010863$), R è il raggio della Terra, e , a , i sono rispettivamente l'eccentricità, il semiasse maggiore e l'inclinazione dell'orbita. L'orbita SSO è progettata in modo tale che valga la relazione:

$$-\left[\frac{3}{2} \frac{\sqrt{\mu} J_2 R^2}{(1-e^2)^2 a^{7/2}}\right] \cos i = 1.99 \cdot 10^{-7}$$

Risolvendo in funzione dell'inclinazione si ottiene:

$$i_{SSO} = \cos^{-1} \left[-0.098922 (1-e^2)^2 \left(1 + \frac{h}{R}\right)^{3.5} \right]$$

Tale relazione lega l'inclinazione all'altezza di un'orbita eliosincrona.

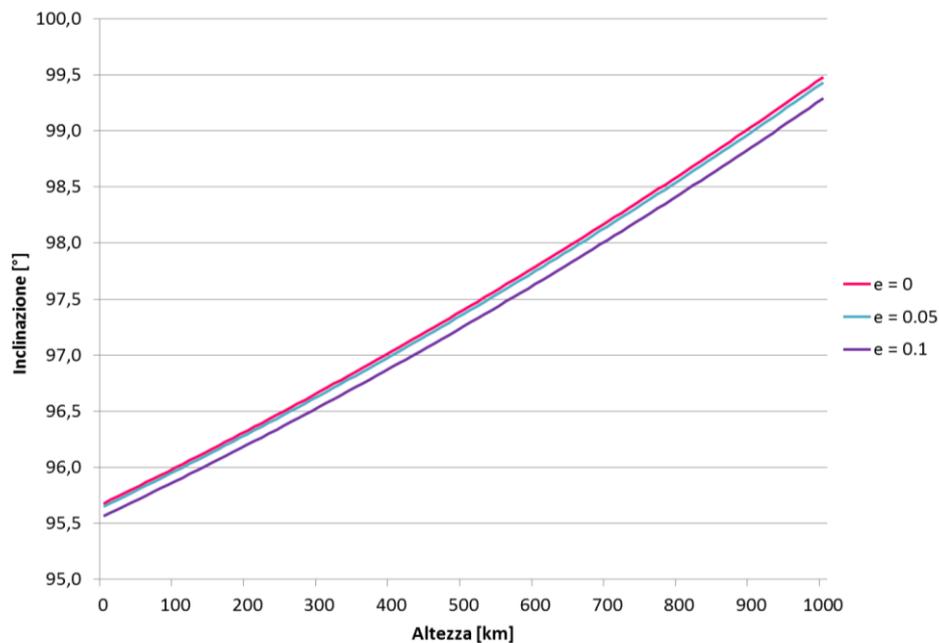


Figura 16 – Altezza-inclinazione delle orbite eliosincrone

Poiché il coseno di i_{SSO} è sempre negativo, l'inclinazione dell'orbita deve essere sempre maggiore di 90° . Ciò significa che le orbite eliosincrone sono sempre retrograde.

In questo tipo di orbita il satellite ripassa ogni giorno sopra un dato sito alla stessa ora solare locale. L'orbita inoltre, avendo orientazione fissa rispetto al sole, attraversa l'equatore ad un'ora locale fissa. Per individuare l'orientazione dell'orbita SSO rispetto al sole si fa riferimento alla LTAN (local time ascending node). È molto utile l'orientazione alba-tramonto (Figura 17), in cui la LTAN è alle 6:00 P.M: il piano orbitale risulta circa

perpendicolare alla direzione dei raggi solari e l'orbita è quasi priva di eclissi. Un'altra orientazione particolare è quella mezzogiorno-mezzanotte (Figura 18), in cui la LTAN è alle 12:00 P.M: il piano orbitale risulta in questo caso circa parallelo alla direzione dei raggi solari e i periodi di eclissi sono elevati.

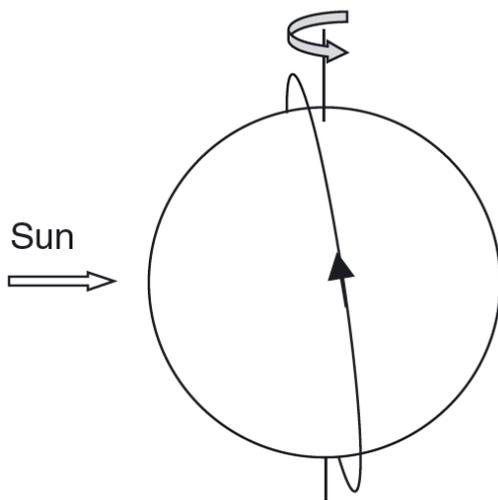


Figura 17 – Orbita alba-tramonto

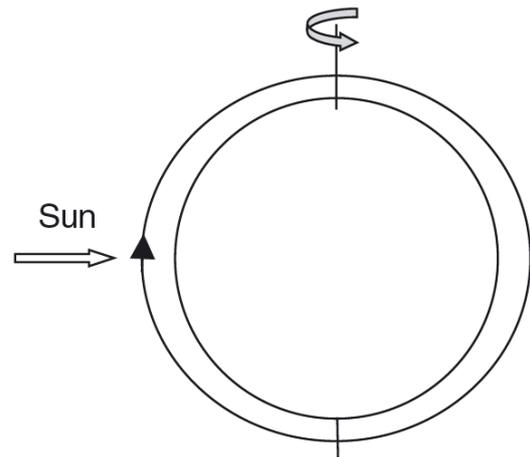


Figura 18 – Orbita mezzogiorno-mezzanotte

2.3. Tempo di esposizione al sole: analisi del β angle

Conoscere il tempo di esposizione al sole è importante per vari motivi: sia ai fini del controllo termico (maggiore è la quantità di tempo trascorsa in sunlight, maggiore sarà il riscaldamento dei vari sottosistemi), sia dal punto di vista del power budget (il dimensionamento del sottosistema di potenza è fortemente influenzato dalla lunghezza dei periodi d'eclissi), sia, nel caso in esame, per la funzionalità del payload.

Il tempo di sunlight e il tempo di eclissi dipendono dall'angolo β , che è il complementare dell'angolo compreso tra il sun-vector \hat{s} e la normale all'orbita \hat{n} (Figura 19). Vale quindi la relazione:

$$\beta = \sin^{-1}(\hat{s} \cdot \hat{n})$$

Con opportune sostituzioni è possibile ricavare i parametri dai quali dipende il β angle [7]:

$$\beta = \sin^{-1}[\cos \delta_s \sin i \sin(\Omega - RATS) + \sin \delta_s \cos i]$$

dove δ_s è la declinazione solare, i l'inclinazione orbitale, Ω l'ascensione retta del nodo ascendente (anche detta *RAAN*) e *RATS* l'ascensione retta del sole (right ascension true sun). δ_s varia a seconda del giorno, mentre la quantità $(\Omega - RATS)$ varia a causa della regressione della linea dei nodi e della variazione stagionale della *RATS*; è dunque evidente che il β angle varia continuamente durante la missione.

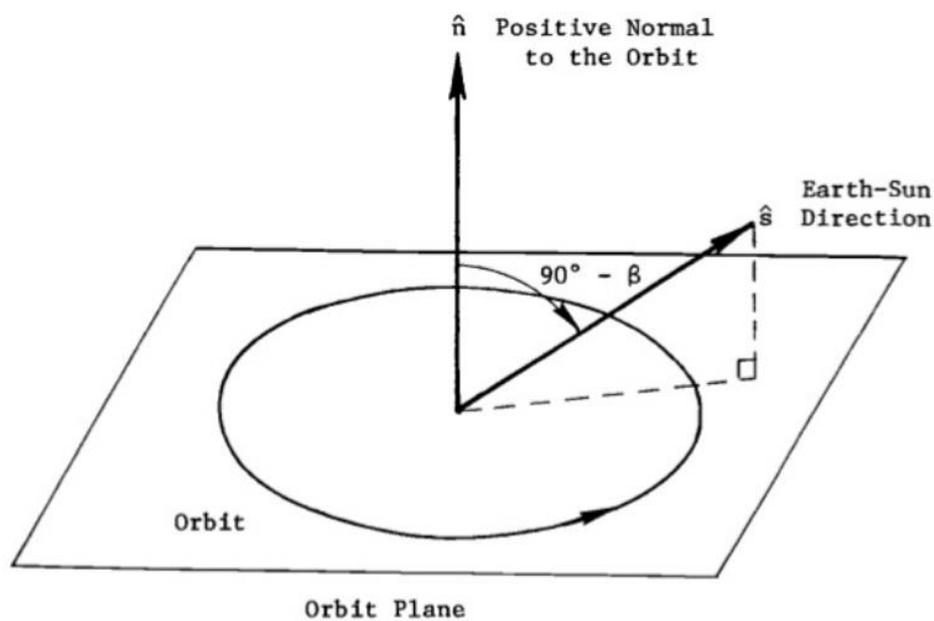


Figura 19 – Definizione di β angle

Utilizzando il propagatore orbitale *STK* è stata svolta un'analisi dell'andamento del β angle durante un anno di missione. Sono state considerate orbite SSO, orbite con inclinazione di 40°, 45°, 50° e un'orbita equatoriale. L'altezza orbitale utilizzata nelle simulazioni è in tutti i casi pari a 600 km, mentre l'eccentricità è sempre nulla (tutte le orbite sono circolari).

- Orbita SSO alba-tramonto

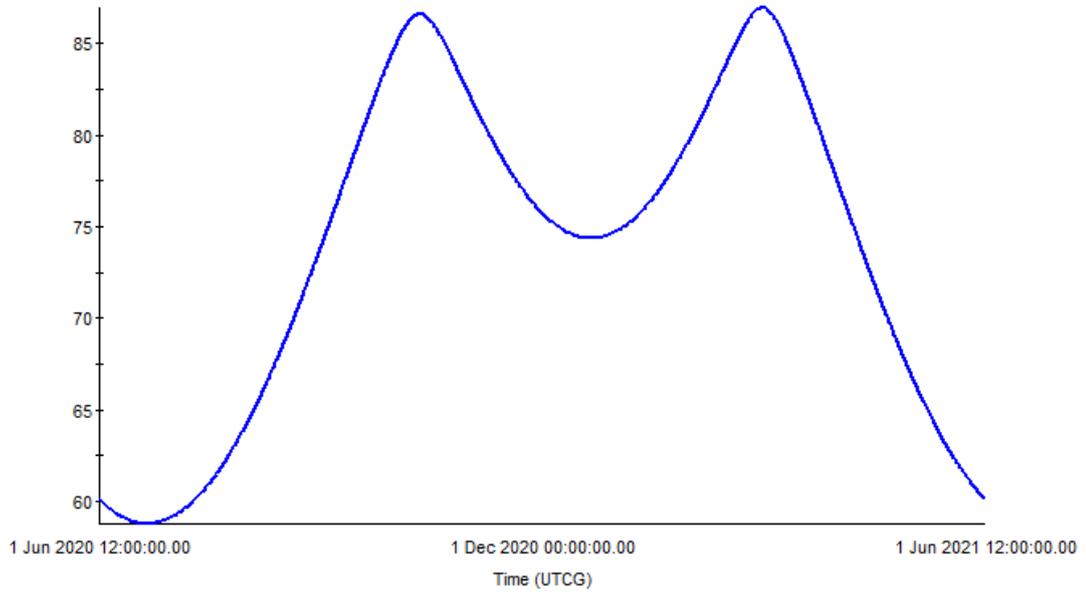


Figura 20 – Andamento del β angle nell'orbita SSO alba-tramonto

- Orbita SSO mezzogiorno-mezzanotte

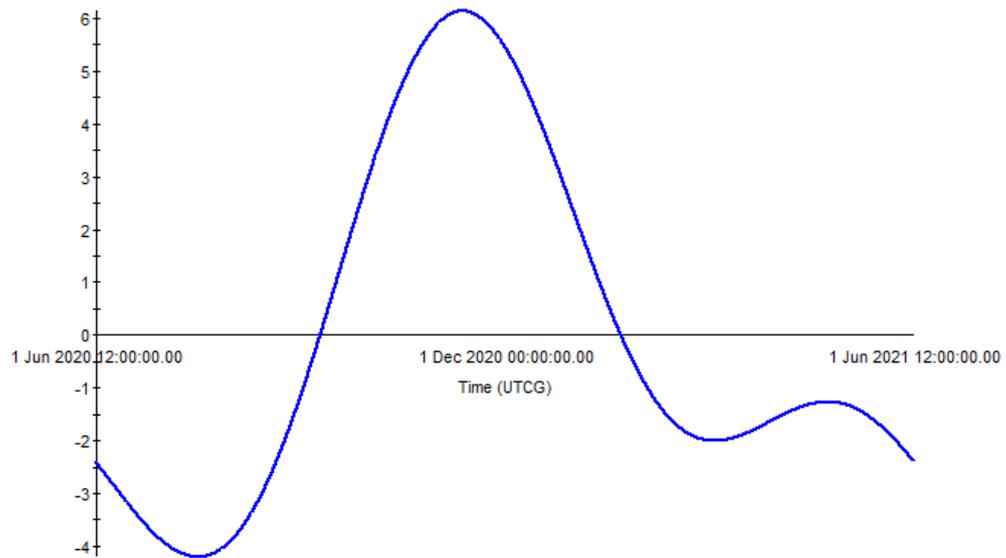


Figura 21 – Andamento del β angle nell'orbita SSO mezzogiorno-mezzanotte

- Orbita inclinata di 40°

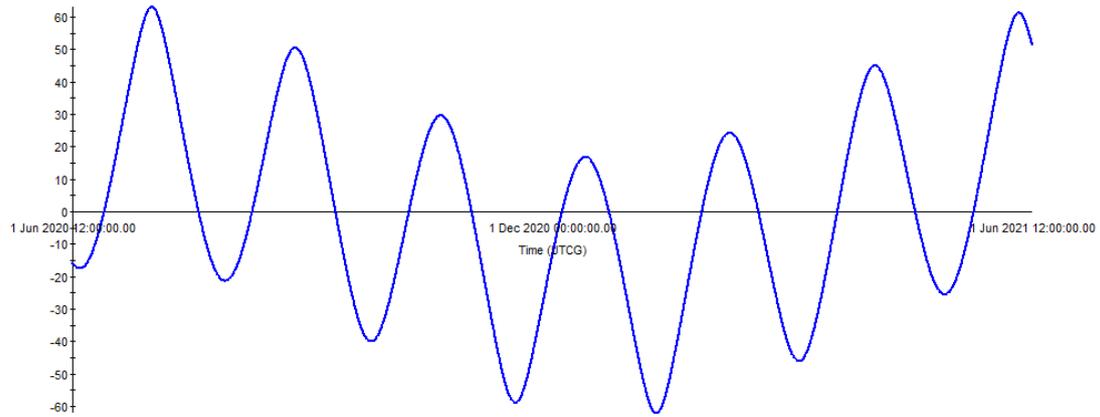


Figura 22 – Andamento del β angle nell'orbita inclinata di 40°

- Orbita inclinata di 45°

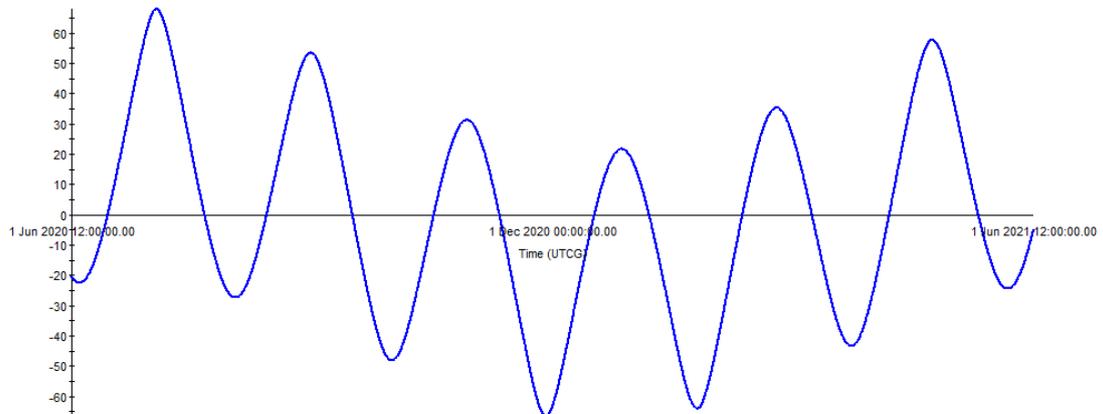


Figura 23 – Andamento del β angle nell'orbita inclinata di 45°

- Orbita inclinata di 50°

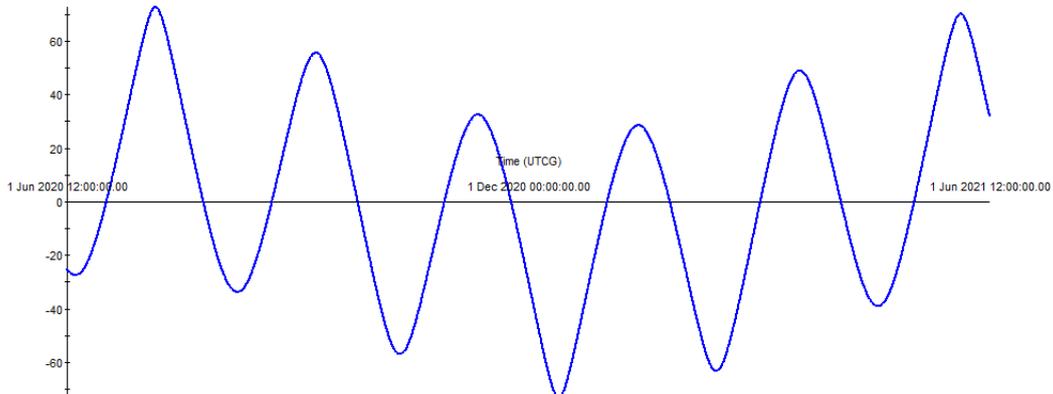


Figura 24 – Andamento del β angle nell'orbita inclinata di 50°

- Orbita equatoriale

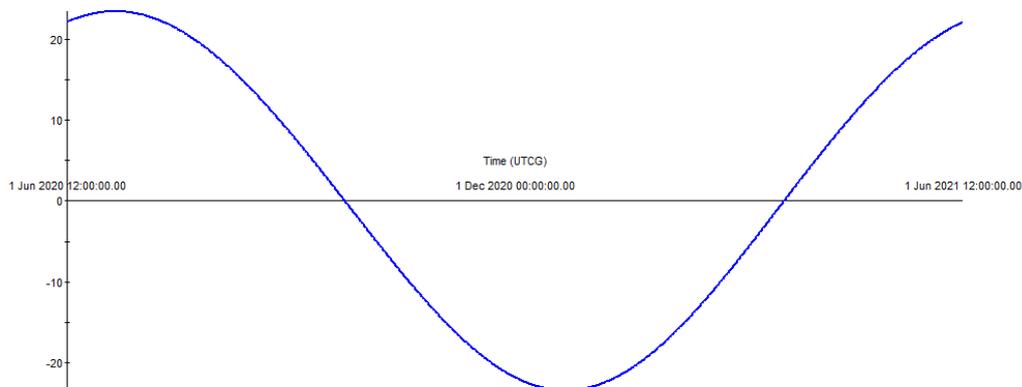


Figura 25 – Andamento del β angle nell'orbita equatoriale

Nelle orbite eliosincrone il β angle assume i valori maggiori per quella alba-tramonto: essa è quasi sempre in condizione di sunlight. Il β angle assume invece valori vicini allo 0 nell'orbita mezzogiorno-mezzanotte: in tal caso il periodo d'eclissi è elevato. Negli alti tipi di orbita eliosincrona il β angle assume valori intermedi.

L'andamento oscillatorio del β angle nel caso di orbite non eliosincrone e non equatoriali è dovuto al termine perturbativo J_2 (coefficiente zonale di indice 2 del potenziale gravitazionale

terrestre, legato alla non sfericità della Terra): esso determina la regressione della linea dei nodi, dunque una variazione nel tempo di Ω . Le orbite equatoriali, non avendo una linea dei nodi definita, non sono soggette a questo effetto. Le orbite SSO invece, grazie alla loro inclinazione, compensano questo effetto perturbativo (come è stato spiegato nel paragrafo §2.2).

2.3.1. Percentuale di periodo orbitale trascorso in eclissi in funzione del β angle

La relazione che lega il β angle alla percentuale di periodo orbitale trascorso in eclissi è la seguente [7]:

$$t_E \% = \frac{1}{\pi} \cdot \cos^{-1} \left[\frac{\sqrt{h^2 + 2Rh}}{(R + h) \cdot \cos \beta} \right] \cdot 100$$

dove R è il raggio terrestre e h è l'altezza orbitale. (Questa formula vale nel caso di orbite circolari). Nella Figura 26 è riportato il grafico che rappresenta tale relazione, per orbite aventi altezze tra i 400 km e i 750 km. Come si può notare dal grafico, all'aumentare del β angle la percentuale di tempo orbitale trascorso in eclissi diminuisce. Tale variazione è molto piccola per valori di β compresi tra 0° e $\sim 30^\circ$, mentre diventa rilevante per valori maggiori a 30° . Tale andamento è dovuto alla presenza del termine $\cos \beta$ nella formula per il calcolo di t_E %. Per valori di β superiori a $\sim 70^\circ$ non si ha eclissi: in questo caso la configurazione del piano orbitale è infatti tale per cui il satellite non sia mai in ombra.

Anche l'altezza orbitale influenza il tempo d'eclissi: quando essa aumenta, il periodo d'eclissi diminuisce.

Il caso migliore, dal punto di vista del dimensionamento del sottosistema di potenza e dal punto di vista del payload (che necessita di vedere il sole il più a lungo possibile), si presenta nel caso di orbita SSO alba-tramonto: gli elevati valori raggiunti da β garantiscono basse percentuali del tempo di eclissi.

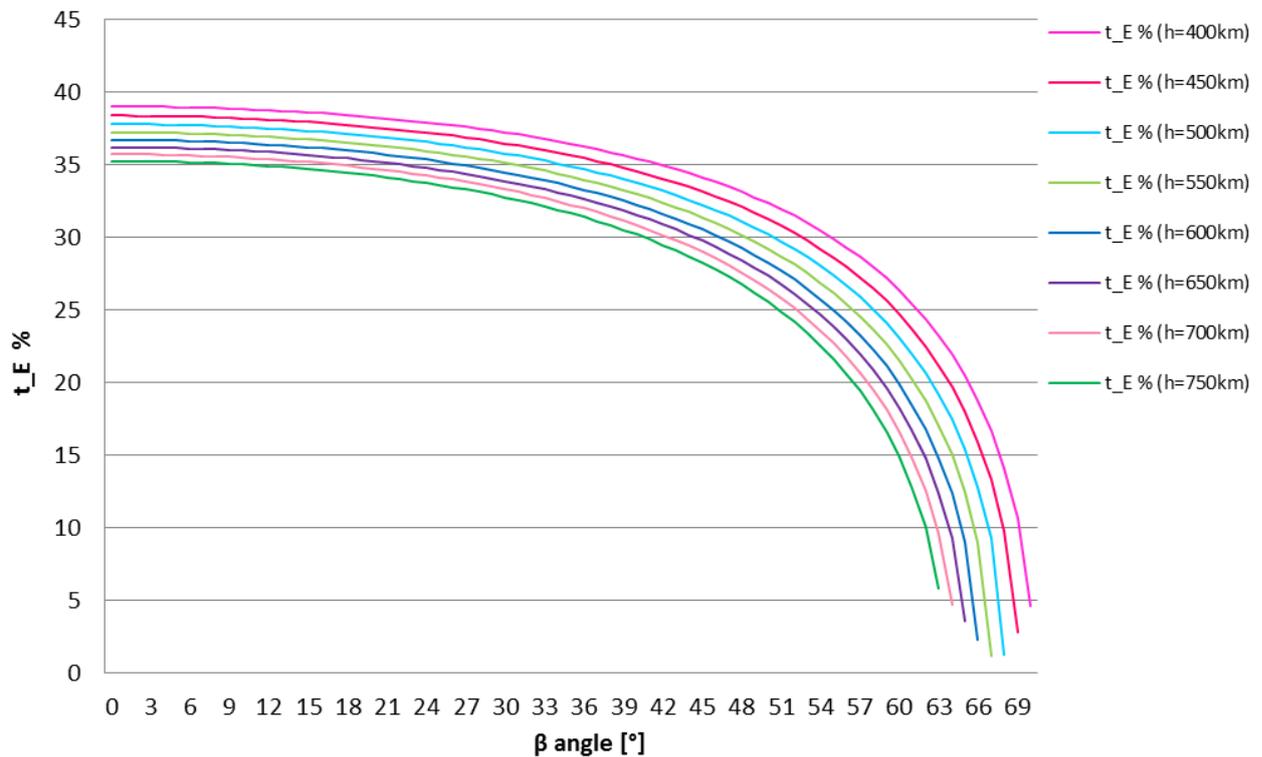


Figura 26 - Percentuale di tempo orbitale trascorso in eclissi in funzione del β angle, per orbite di diversa altezza

2.4. Durata della missione: analisi del decadimento orbitale

Affinché il payload possa registrare un numero sufficiente di dati, la missione deve durare 2 o 3 anni. Ciò dipende dal periodo del ciclo solare in concomitanza con il quale avviene il lancio. Lo strumento necessita infatti di raccogliere i dati nel periodo di massima attività solare.

Affinché i dati raccolti siano idonei all'analisi occorre che l'abbassamento di quota durante la missione sia il minore possibile. Il satellite deve inoltre decadere entro il 25° anno dalla fine della missione, in base alla raccomandazione IADC-02-01/§5.3.2 ed in base alle norme ECSS U-AS-10C e ISO-24113/§6.3.3.1. Quest'ultima, in particolare, afferma quanto segue:

“A spacecraft or launch vehicle orbital stage operating in the LEO protected region, with either a permanent or periodic presence, shall limit its post-mission presence in the LEO protected region to a maximum of 25 years from the end of mission.”

Lo scopo è quello di limitare la produzione di nuovi debris orbitali. Più satelliti ci sono in orbita, maggiore è il rischio di impatto e maggiore è la probabilità di creare nuovi debris.

2.4.1. Regioni protette

Per limitare il rischio di creazione di nuovi debris, lo IADC¹ ha definito due zone protette, altamente popolate da satelliti, nelle quali sono in vigore le norme che limitano la permanenza dei satelliti stessi. Esse sono:

- Regione LEO:
regione sferica che si estende dalla superficie terrestre fino ad un'altezza pari a 2000 km;
- Regione GEO:
segmento sferico definito in questo modo:
$$h_{min} = h_{GEO} - 200 \text{ km}$$
$$h_{max} = h_{GEO} + 200 \text{ km}$$
$$-15^\circ \leq \text{latitudine} \leq 15^\circ$$
dove h_{GEO} è l'altezza dell'orbita geostazionaria, uguale a 35786 km.

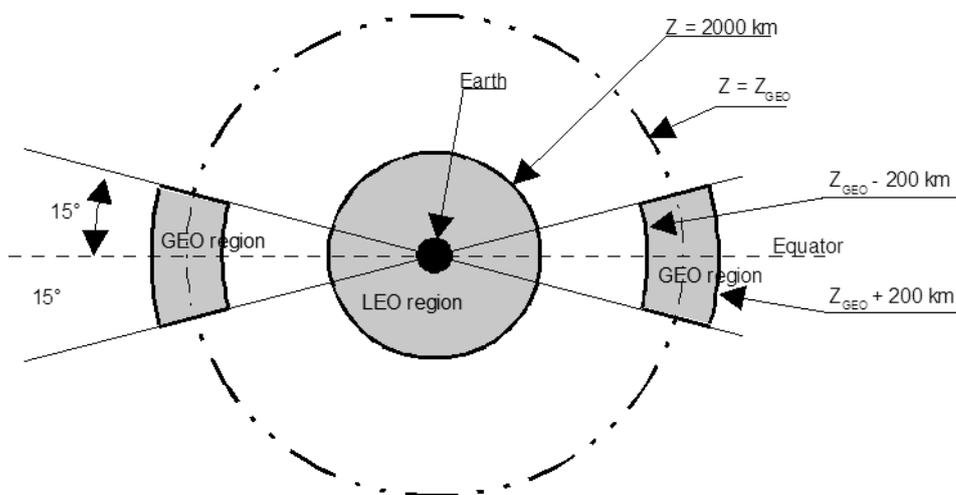


Figura 27 – Regioni protette

I satelliti operanti nella zona protetta in GEO, alla fine della loro vita operativa, devono essere spostati in un'orbita esterna a tale regione (in base alle raccomandazioni e norme IADC 5.3.1,

¹ Lo IADC è una commissione internazionale che coordina attività legate al problema dei debris spaziali.

ECSS U-AS-10C e ISO-24113/§6.3.2.1). Lo IADC ha dimostrato che un esempio di orbita che garantisce la permanenza del satellite al di sopra della zona protetta è il seguente:

$$\begin{cases} e \leq 0.003 \\ h_{P \min} = h_{GEO} + 235 + \left(1000 \cdot C_R \cdot \frac{A}{m} \right) \end{cases}$$

dove e è l'eccentricità, $h_{P \min}$ è la minima altezza di perigeo, C_R è il coefficiente di pressione di radiazione solare, A è la cross-section area del satellite e m è la massa.

La formula precedente è stata ricavata tramite considerazioni relative alle perturbazioni orbitali, come rappresentato in Figura 28.

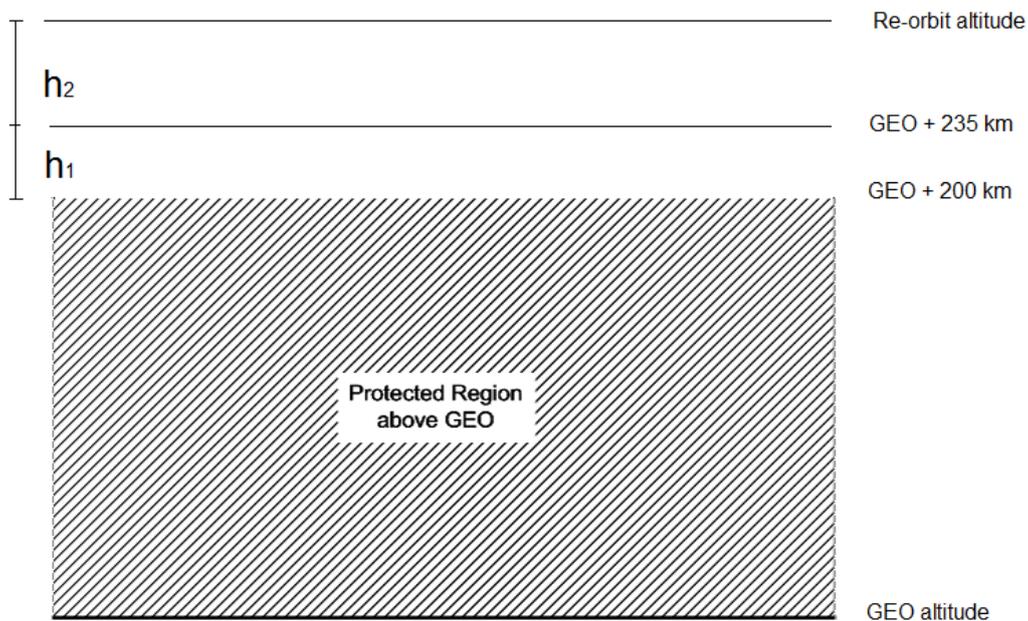


Figura 28 – Rappresentazione schematica di $h_{P \min}$

In riferimento alla Figura 28, h_1 (pari a 35 km) è legata all'oscillazione dell'altezza di perigeo dovuta alle perturbazioni lunisolare e del geopotenziale; h_2 (uguale a $1000 \cdot C_R \cdot A/m$) è legata invece all'oscillazione dell'altezza di perigeo dovuta alla pressione di radiazione solare. Anche l'eccentricità cambia nel tempo. Ciò è dovuto alla pressione di radiazione solare, che ne determina una variazione annuale (il termine $1000 \cdot C_R \cdot A/m$ tiene conto anche di ciò) e alla perturbazione lunisolare che ne determina invece una variazione sinusoidale, con

periodo di molti anni e ampiezza dipendente dal valore dell'eccentricità iniziale. Le norme IADC assicurano che i satelliti spostati al di sopra della quota GEO non interferiscano, in futuro, con le regioni GEO protette. Affinché questo sia garantito occorre non solo aumentare l'altezza di perigeo, ma anche selezionare in modo appropriato l'eccentricità iniziale. La scelta $e \leq 0.003$ soddisfa il requisito. In alternativa è possibile scegliere un vettore eccentricità orientato in modo tale che $\omega + \Omega \approx 90^\circ$ o 270° , con modulo tale da assicurare che il perigeo dell'orbita non cada nella zona protetta. (ω è l'argomento di perigeo, mentre Ω è l'ascensione retta del nodo ascendente) [4].

2.4.2. Il decadimento orbitale

Per orbite di altezza inferiore ai 1000 km occorre considerare l'effetto della resistenza aerodinamica causata dall'atmosfera residua. Le particelle atmosferiche, collidendo con il satellite, determinano una forza di attrito che causa una diminuzione dell'altezza orbitale. Differentemente dalle altre perturbazioni, l'attrito aerodinamico è infatti una forza dissipativa: essa toglie continuamente energia all'orbita.

Considerando il caso generale di satellite in orbita ellittica, le fasi da considerare sono due: circolarizzazione e moto a spirale dell'orbita. La circolarizzazione è dovuta al fatto che la resistenza aerodinamica è maggiore al perigeo: il satellite quando transita in prossimità di quel punto è soggetto ad un attrito elevato, responsabile della sottrazione di energia. Esso non è dunque più in grado di percorrere l'orbita iniziale ed è costretto a spostarsi in un'altra, a livello energetico inferiore. Poiché vale la relazione [12]:

$$\varepsilon = -\frac{\mu}{2a}$$

al diminuire dell'energia ε corrisponde ovviamente una diminuzione del semiasse maggiore a . Raggiunta la condizione di orbita circolare, l'energia continua a diminuire a causa dell'attrito e il raggio r diminuisce progressivamente.

Poiché il satellite verrà lanciato presumibilmente su un'orbita circolare, verrà in seguito analizzata solo la seconda fase, ovvero lo spiraleggiare dell'orbita (già circolare) verso il

basso. Tale analisi viene condotta in quanto a bordo non è previsto un propulsore per le manovre di drag-compensation.

Di seguito viene ricavata la formula del decadimento orbitale. (In essa non compaiono alcuni parametri che vengono invece utilizzati dai propagatori orbitali, come il coefficiente di riflessione o l'area del satellite esposta al sole).

Nella fase di moto a spirale la potenza istantanea dissipata per unità di massa m dalle forze aerodinamiche F_D è:

$$\frac{d\varepsilon}{dt} = \frac{F_D n a}{m}$$

dove ε è l'energia, a è il semiasse maggiore (nel caso in esame coincidente con il raggio, essendo l'orbita circolare), μ è il parametro gravitazionale e $n = \sqrt{\mu/a^3}$.

Nel moto circolare la forza di resistenza aerodinamica può essere espressa come:

$$\frac{F_D}{m} = -\frac{1}{2} \frac{C_D A}{m} \rho n^2 a^2 = -\frac{1}{2} \frac{1}{B} \rho n^2 a^2$$

dove $B = \frac{m}{C_D A}$ è il coefficiente balistico, C_D è il coefficiente d'attrito, A è la cross section area e ρ è la densità atmosferica. Invertendo l'equazione della derivata dell'energia, che è:

$$\frac{d\varepsilon}{dt} = \frac{\mu}{2a^2} \frac{da}{dt}$$

e sostituendovi l'espressione precedente, si ottiene:

$$\frac{da}{dt} = \frac{2a^2}{\mu} \frac{d\varepsilon}{dt} = -\frac{2a^2}{\mu} \frac{1}{2} \frac{1}{B} \rho n^2 a^2 = -\frac{a^2}{B} \rho n^2 \frac{1}{n^2} = -\frac{\rho n a^2}{B}$$

Assumendo che i vari termini non varino molto durante un'orbita, integrando l'espressione precedente lungo un'orbita si ottiene il decadimento per orbita durante la fase di spiralamto:

$$\Delta a = \Delta r = -2\pi \frac{\rho a^2}{B}$$

Valori elevati di B implicano un decadimento più lento, come si nota anche in Figura 29.

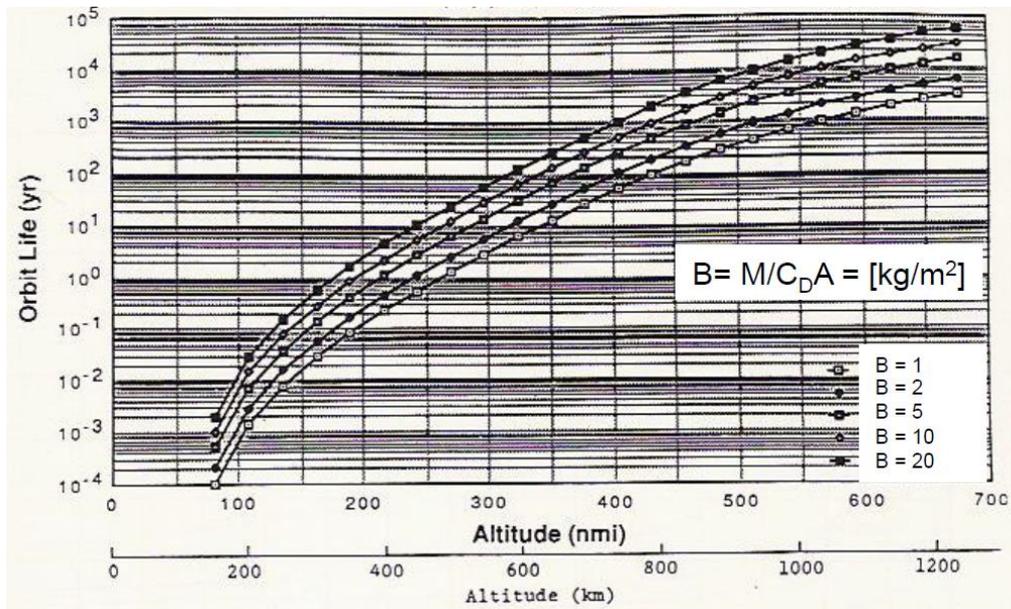


Figura 29 – Tempi di decadimento in funzione della quota e di B

Nel grafico sono state considerate orbite pressoché circolari per condizioni medie di densità atmosferica e attività solare.

2.4.3. Analisi del decadimento orbitale

Per analizzare il decadimento orbitale sono state considerate le due configurazioni di cubesat riportate in Figura 9 e in Figura 10.

Le tipologie di orbita analizzate sono le seguenti:

- Orbita SSO alba-tramonto
- Orbita SSO mezzogiorno-mezzanotte
- Orbita inclinata di 45°
- Orbita equatoriale

I requisiti sono i seguenti:

- Il cubesat deve decadere entro 25 anni dal lancio;
- L'abbassamento di quota nei primi anni di missione non deve essere elevato (non dovrebbe superare i 50 km nei primi tre anni).

Utilizzando il propagatore orbitale *STK* sono stati calcolati i profili di decadimento del cubesat nelle varie orbite. Sono stati considerati i seguenti parametri:

- Altezza orbitale pari a 600 km, 650 km, 700 km;
- Modello esponenziale di densità atmosferica;
- Modello di Schatten del flusso solare;
- Massa pari a 4 kg (massimo peso al lancio per un cubesat 3U);
- CSA variabile a seconda dell'orbita e della configurazione di cubesat;
- Coefficiente aerodinamico C_D pari a 2.2;
- Area esposta al sole pari all'area della faccia contenente i pannelli solari (0.146 m² per la prima configurazione, 0.17 m² per la seconda);
- Coefficiente di riflessione pari a 0.15 (media pesata tra il coefficiente di riflessione dei pannelli solari e quello del satellite, calcolato cioè in proporzione all'area esposta al sole).

È doveroso sottolineare che i dati ottenuti sono preliminari: al variare della data di lancio varia il flusso solare e ciò si traduce in un diverso tempo di decadimento. La data di lancio tuttavia non è nota. I dati esposti devono quindi essere utilizzati al solo fine di individuare una migliore configurazione di cubesat tra le due proposte e di avere un'idea generale dei tempi di decadimento al variare della quota.

Il tempo del decadimento è fortemente influenzato dalla cross section area. Tale valore è stato calcolato facendo la media sui valori ottenuti in un anno di missione. Esso è minimo per l'orbita alba-tramonto, perché il vettore velocità è in tal caso sempre circa parallelo al piano dei pannelli solari (l'area perpendicolare al vettore velocità e quindi al vettore forza d'attrito è minima). Risulta pari a 0.054 m² per la configurazione 1 e a 0.039 m² per la configurazione 2. Nelle altre orbite considerate la CSA nelle due configurazioni è circa la stessa. I valori calcolati sono i seguenti:

- CSA = 0.10 m² per l'orbita inclinata di 45°
- CSA = 0.11 m² per le orbite equatoriale e mezzogiorno-mezzanotte

2.4.3.1. Orbite con $h = 600$ km

In entrambi i casi (configurazione 1 e 2) le orbite decadono in 2, 3 o 4 anni. L'unica eccezione è data dall'orbita alba-tramonto: essa decade in 10 anni nel caso di configurazione 1 e in 12 anni nel caso di configurazione 2. Il decadimento orbitale è dunque generalmente troppo veloce; occorre considerare orbite di altezza superiore.

2.4.3.2. Orbite con $h = 650$ km

Nei seguenti grafici viene riportato l'andamento della quota di apogeo [km] in giallo, di perigeo [km] in rosso e dell'eccentricità in blu nei vari casi considerati. I dati nelle due configurazioni sono gli stessi in quasi tutti i tipi di orbita considerati; assumono valori diversi solo nel caso dell'orbita alba-tramonto.

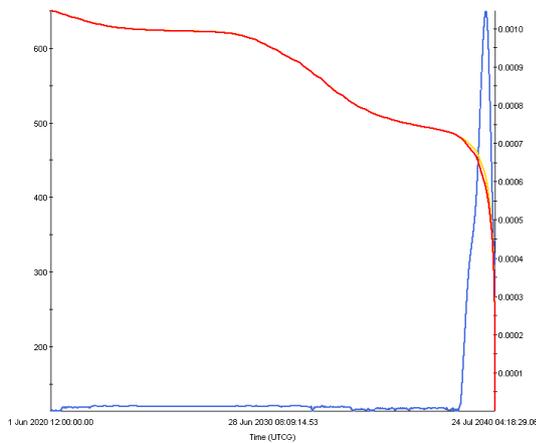


Figura 30 - r_a , r_p , e nell'orbita alba-tramonto, configurazione 1, $h=650$ km

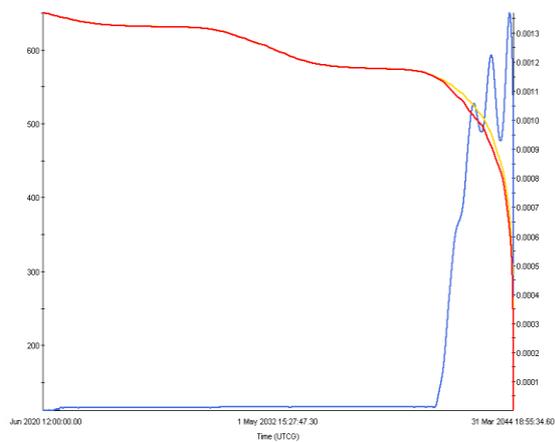


Figura 31 - r_a , r_p , e nell'orbita alba-tramonto, configurazione 2, $h=650$ km

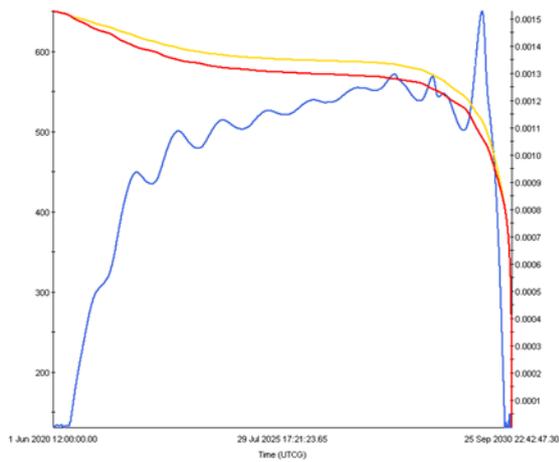


Figura 28 - r_a , r_p , e nell'orbita mezzogiorno-mezzanotte, $h=650$ km

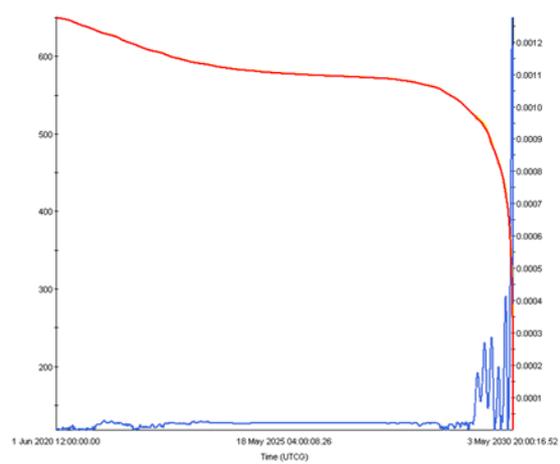


Figura 29 - r_a , r_p , e nell'orbita con $i=45^\circ$, $h=650$ km

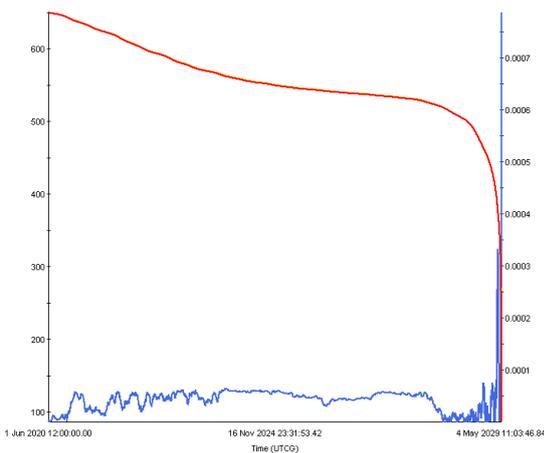


Figura 32 - r_a , r_p , e nell'orbita equatoriale, $h=650$ km

Nella Tabella 4 vengono riassunti i dati più importanti ottenuti, ovvero l'altezza orbitale dopo tre anni dal lancio e il tempo di decadimento. L'abbassamento dell'altezza orbitale nei primi anni di missione è minimo nel caso di orbita alba-tramonto. Sempre nel caso di orbita alba-tramonto la configurazione di cubesat migliore è la seconda: il tempo di decadimento risulta in questo caso superiore di 4 anni rispetto al tempo di decadimento del cubesat in configurazione 1. Gli altri tipi di orbita (SSO, inclinata di 45° ed equatoriale) presentano andamenti molto simili della riduzione della quota orbitale: dopo 3 anni è pari a 40-60 km, mentre il decadimento completo si ottiene nell'arco di 9-11 anni.

In tutti i casi considerati è rispettato il requisito riguardante il tempo massimo di decadimento: è quindi possibile aumentare ulteriormente l'altezza orbitale. Come anticipato l'eccentricità resta sempre prossima a 0 (orbite circolari spiraleggiano verso il basso, restando circolari).

Tipo di orbita	h dopo 3 anni	Tempo di decadimento
SSO alba-tramonto (config. 1)	627 km	20 anni
SSO alba-tramonto (config. 2)	634 km	24 anni
SSO mezzogiorno-mezzanotte	594 km	10 anni
i = 45°	592 km	10 anni
equatoriale	573 km	9 anni

Tabella 4 – Altezza dopo tre anni dal lancio e tempo di decadimento nel caso di orbite con $h = 650$ km

2.4.3.3. Orbite con $h = 700$ km

Nei seguenti grafici viene riportato l'andamento della quota di apogeo [km] in giallo, di perigeo [km] in rosso e dell'eccentricità in blu nei vari casi considerati. Analogamente ai casi precedenti i dati nelle due configurazioni sono gli stessi in quasi tutti i tipi di orbita considerati; assumono valori diversi solo nel caso dell'orbita alba-tramonto.

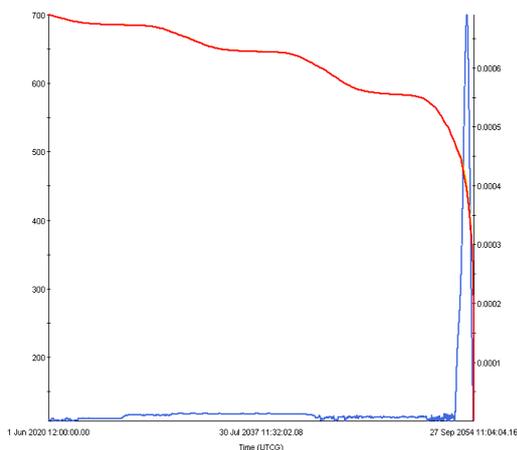


Figura 33 - r_a , r_p , e nell'orbita alba-tramonto, configurazione 1, $h=700$ km

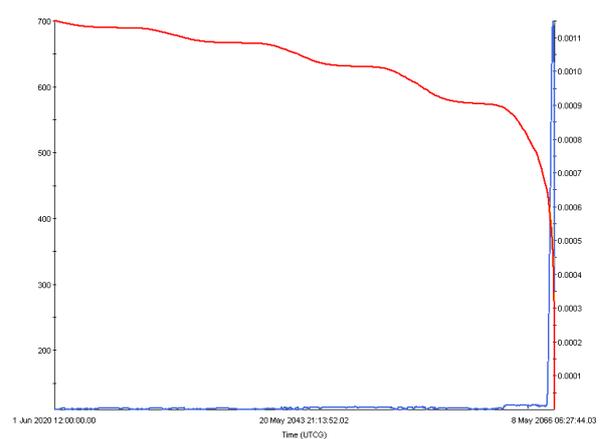


Figura 34 - r_a , r_p , e nell'orbita alba-tramonto, configurazione 2, $h=700$ km

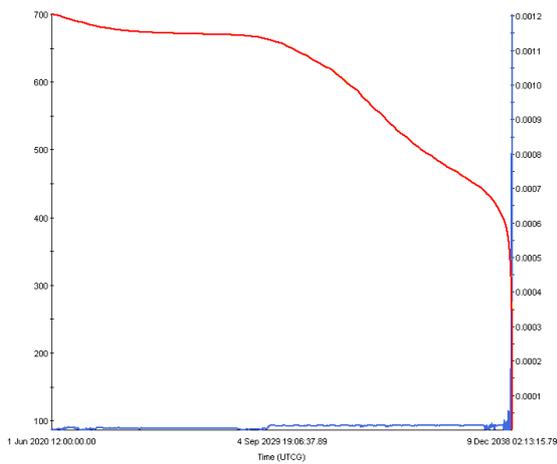


Figura 35 - r_a , r_p , e nell'orbita mezzogiorno-mezzanotte, $h=700$ km

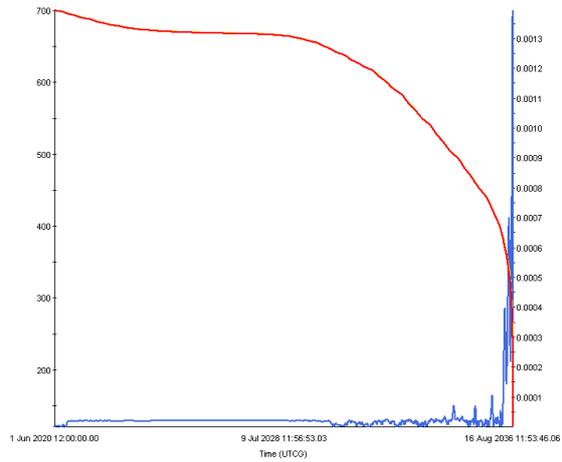


Figura 36 - r_a , r_p , e nell'orbita con $i=45^\circ$, $h=700$ km

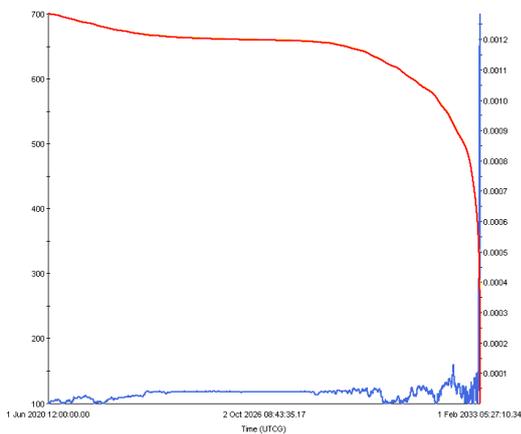


Figura 37 - r_a , r_p , e nell'orbita equatoriale, $h=700$ km

Nella seguente tabella vengono riassunti i dati più importanti ottenuti, ovvero l'altezza orbitale dopo tre anni dal lancio e il tempo di decadimento.

Tipo di orbita	h dopo 3 anni	Tempo di decadimento
Alba-tramonto (config. 1)	687 km	34 anni
Alba-tramonto (config. 2)	691 km	46 anni
Mezzogiorno-mezzanotte	676 km	18 anni
$i = 45^\circ$	673 km	16 anni
equatoriale	662 km	13 anni

Tabella 5 - Altezza dopo tre anni dal lancio e tempo di decadimento nel caso di orbite con $h = 700$ km

Il requisito di decadimento orbitale entro il 25° anno di missione non è rispettato nel caso dell'orbita alba-tramonto (in nessuna delle due configurazioni di cubesat).

In tutti gli altri casi sono invece rispettati entrambi i requisiti: il decadimento orbitale avviene prima di 25 anni dalla data di lancio e si verifica un ridotto abbassamento dell'altezza nei primi anni di missione (20-40 km, a seconda del tipo di orbita). L'eccentricità resta sempre prossima a 0.

La differenza rilevante tra le due configurazioni di cubesat proposte è presente nel caso dell'orbita alba tramonto. Tale differenza è dovuta ai diversi valori di CSA, la quale risulta minore nella configurazione 2. Un valore minore di CSA determina un decadimento orbitale più lento. In tutti gli altri tipi di orbita la CSA risulta uguale nelle due configurazioni considerate ed è in tutti i casi maggiore rispetto alla CSA dell'orbita alba-tramonto.

2.4.3.4. Conclusioni sul decadimento orbitale

Dall'analisi dei risultati ottenuti si possono fare le seguenti considerazioni:

- **Orbita alba-tramonto**

Il decadimento orbitale è il più lento in assoluto. In questa configurazione il vettore velocità è sempre circa parallelo al piano contenente i pannelli solari, quindi l'area soggetta alla forza d'attrito è la più piccola possibile.

L'altezza orbitale ideale è di ~650 km: il decadimento avviene in 20 anni nel caso di configurazione 1 e in 24 anni nel caso di configurazione 2. Non è possibile alzare ulteriormente l'altezza orbitale, in quanto non verrebbe rispettato il requisito di rientro orbitale entro il 25° anno di missione.

- **Altri tipi di orbita**

Nelle orbite diverse da quella alba-tramonto la CSA nelle due configurazioni è circa la stessa, quindi il decadimento è circa uguale.

L'altezza orbitale minima è di 650 km; per valori inferiori infatti il satellite decade pochi anni dopo il lancio e ciò causa elevate variazioni dei parametri orbitali durante la fase operativa della missione. Anche l'altezza di 650 km, comunque, non è ottimale: il

rientro si verifica entro 9-11 anni. La situazione migliora aumentando la quota a 700 km: il decadimento avviene in questo caso dopo 13 anni per l'orbita equatoriale, 16 anni per quella inclinata di 45° e 18 per l'orbita mezzogiorno-mezzanotte.

È possibile quindi affermare che nessuna delle due configurazioni presenta vantaggi o svantaggi sostanziali ai fini del decadimento orbitale.

2.5. Probabilità di impatto

Progettando una missione spaziale occorre considerare la presenza di detriti spaziali (debris) e di micrometeoriti. È necessario limitare la probabilità di impatto del satellite con altri oggetti orbitanti sia per valutare la fattibilità della missione sia per soddisfare norme e raccomandazioni internazionali, quali ISO 24113, ECSS-U-AS-10C, NASA standard 8719.14/§4.5-1, IADC-02-01/§5.4. Le ultime due, in particolare, affermano quanto segue:

- NASA standard 8719.14/§4.5-1 :

“Limiting debris generated by collisions with large objects when operating in Earth orbit: for each spacecraft and launch vehicle orbital stage in or passing through LEO, the program or project shall demonstrate that, during the orbital lifetime of each spacecraft and orbital stage, the probability of accidental collision with space objects larger than 10 cm in diameter is less than 0.001”

- IADC-02-01/§5.4

“In developing the design and mission profile of a spacecraft or orbital stage, a program or project should estimate and limit the probability of accidental collision with known objects during the spacecraft or orbital stage’s orbital lifetime.”

Evitare l'impatto con debris e MM di dimensioni elevate (superiori ai 10 cm) è importante soprattutto per evitare la creazione di nuovi debris causati dall'impatto stesso. Lo scopo delle regolamentazioni sopracitate è infatti quello di limitare il più possibile il rilascio di nuovi oggetti.

Nell'analisi è stata calcolata la probabilità di impatto per due diverse configurazioni di cubesat, riportate in Figura 9 e in Figura 10 . L'analisi è stata condotta in funzione dei seguenti parametri:

- Altezza orbitale (compresa tra 400 km e 800 km);
- Tipo di orbita (equatoriale, inclinata di 45° , SSO alba-tramonto e SSO mezzogiorno-mezzanotte);
- Dimensioni dei debris e micrometeoriti ($0.01\text{cm} < d < 0.1\text{ cm}$, $0.1\text{ cm} < d < 1\text{ cm}$, $1\text{ cm} < d < 10\text{ cm}$, $d > 10\text{ cm}$)

È stato utilizzato il software *Esabase2*.

2.5.1. Debris e micrometeoriti

I debris sono oggetti di origine umana orbitanti attorno alla Terra. Essi hanno una velocità media di 8 km/s in LEO e densità media di 2.7 g/cm^3 . I micrometeoriti sono invece oggetti naturali e si trovano in orbita eliocentrica. Attraversano continuamente l'orbita terrestre, a volte con maggiori densità di flusso, generando così le “meteor showers”. Essi hanno una velocità media di 20 km/s e hanno densità e dimensioni fortemente variabili.

Gli effetti degli impatti su satellite in funzione della grandezza dei detriti sono i seguenti:

- $d < 0.1\text{ mm}$: danni su sensori e superfici sensibili, penetrazione di MLI e celle solari;
- $0.1\text{ mm} < d < 1\text{ mm}$: possibile penetrazione del satellite, possibile danneggiamento di sottosistemi;
- $1\text{ mm} < d < 1\text{ cm}$: il satellite viene penetrato e disabilitato, vengono creati nuovi debris di grandi dimensioni;
- $d \cong 10\text{ cm}$: distruzione del satellite.

Da terra è possibile tracciare solo oggetti di dimensioni superiori ai 5-10 cm, tramite mezzi ottici (per altezze orbitali superiori ai 5000km) o radar (per altezze orbitali inferiori). Sono stati invece messi in orbita satelliti che rilevano detriti di dimensioni pari a 0.1 mm (in-situ impact detection capabilities).

La quantità di detriti in orbita varia in funzione del ciclo solare (che ha una durata di 11 anni): un'alta attività solare implica infatti un aumento della densità atmosferica e ciò determina un decadimento maggiore (a causa dell'aumento della forza d'attrito, dovuta alla resistenza

atmosferica). Tale effetto varia comunque a seconda dell'altezza orbitale: oltre i 600 km di quota infatti la densità dell'atmosfera residua è molto bassa e le sue variazioni non implicano una differenza apprezzabile del numero di debris in orbita.

La maggior parte degli oggetti tracciati si trova in orbita LEO; molti si trovano anche in orbita GEO, i restanti sono invece in orbita MEO (Figura 38). La presenza del picco in LEO è dovuta ai satelliti per l'osservazione terrestre, in MEO ai sistemi di navigazione e in GEO ai satelliti per le comunicazioni.

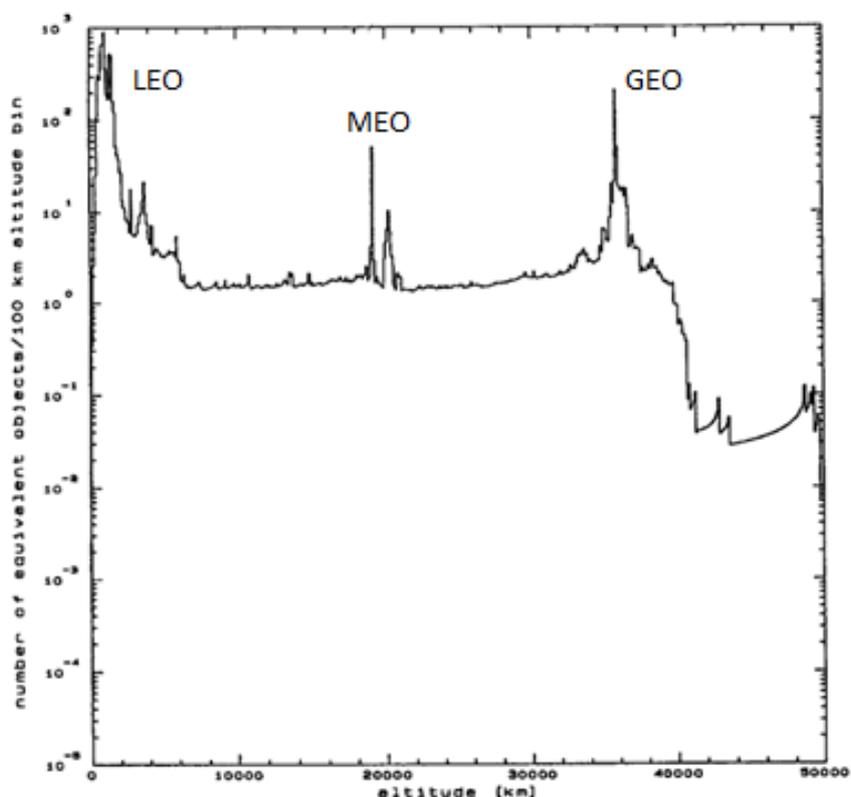


Figura 38 - Distribuzione degli oggetti catalogati al variare della quota

La maggior parte degli oggetti tracciati in LEO (compresi i satelliti operativi) si trova in orbite polari, come si vede in Figura 39. Il 95% di questi oggetti è costituito da debris (cioè da satelliti non funzionanti o parti di essi). Nella Figura 40 si vede invece la distribuzione degli oggetti tracciati in orbita GEO. La massiccia presenza di oggetti sovrastanti l'emisfero nord è dovuta principalmente a satelliti o debris di satelliti russi in orbite ad alta eccentricità e ad elevata inclinazione (Molnya).

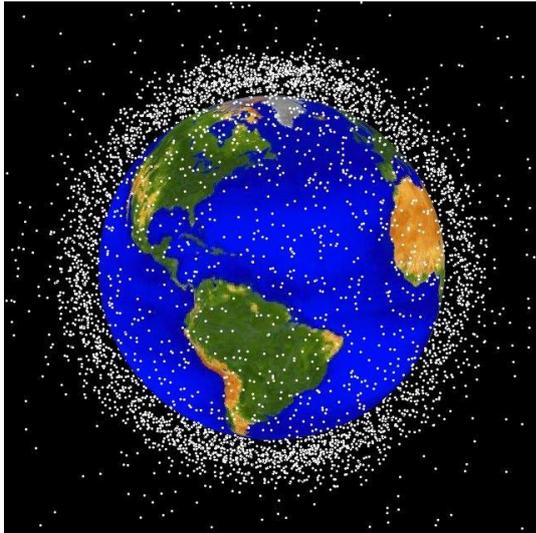


Figura 39 - Oggetti tracciati in LEO

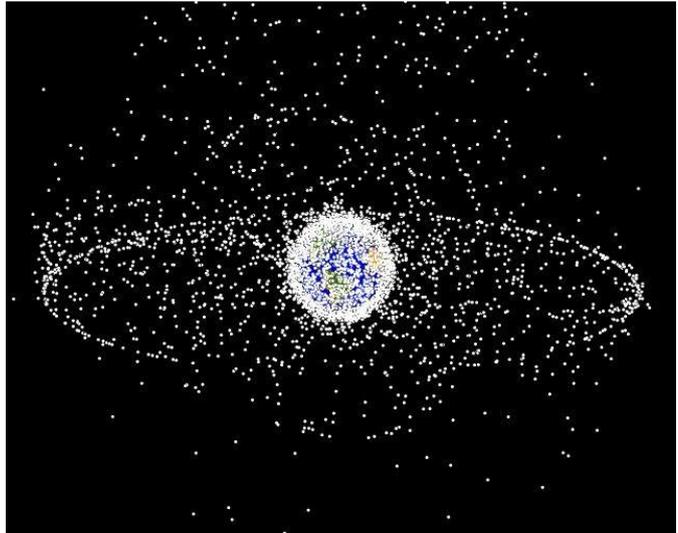


Figura 40 - Oggetti tracciati in GEO

Restringendo l'intervallo di altezze alle sole orbite LEO si può osservare l'andamento di densità di detriti (per gli oggetti tracciati) riportato in Figura 41.

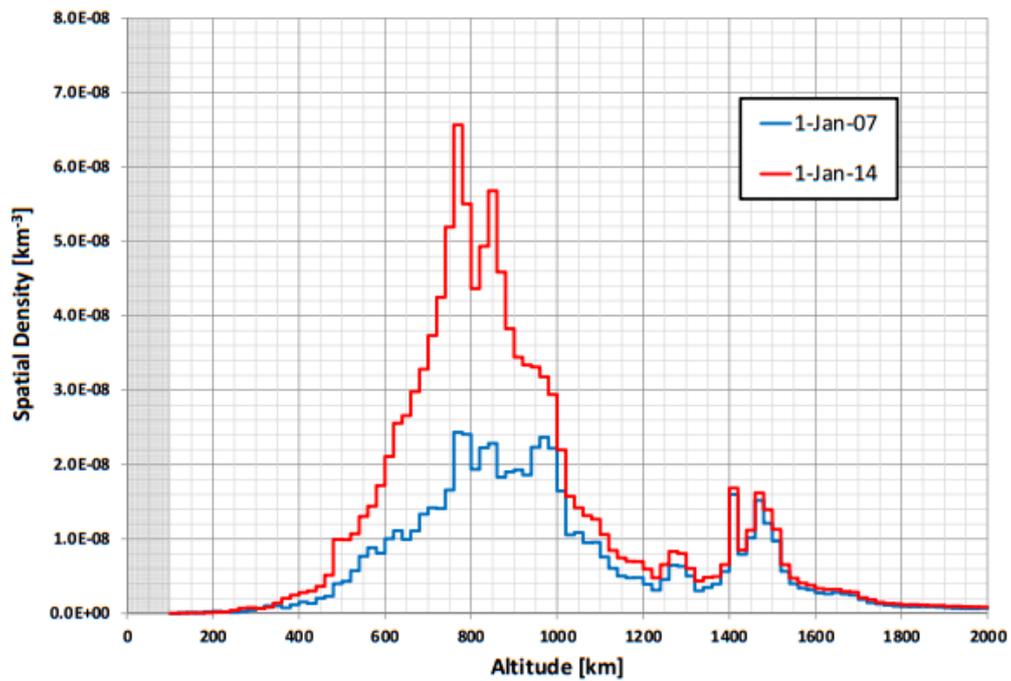


Figura 41 - Distribuzione spaziale degli oggetti tracciati in LEO nel 2007 e nel 2014

Dalla Figura 41 è possibile notare un altro dato interessante, ovvero il notevole aumento di detriti negli anni. Al di sotto dei 1000 km di altezza, tra il 2007 e il 2014 vi è stato un aumento della densità di detriti (tracciati) del 115.4%. Ciò è dovuto soprattutto a due eventi: il primo fu un test antisatellite che non andò a buon fine, nel 2007. Esso terminò con un impatto che portò alla creazione di quasi 2400 frammenti. (Il missile cinese Dong Feng distrusse il satellite Feng Yun C1). Il secondo fu lo scontro in orbita tra due satelliti (Cosmos 2251 e Iridium 33) nel 2009. Nella Figura 42 è riportato il numero di debris catalogati presenti in orbita in funzione dell'anno (tra il 1957 e il 2014).

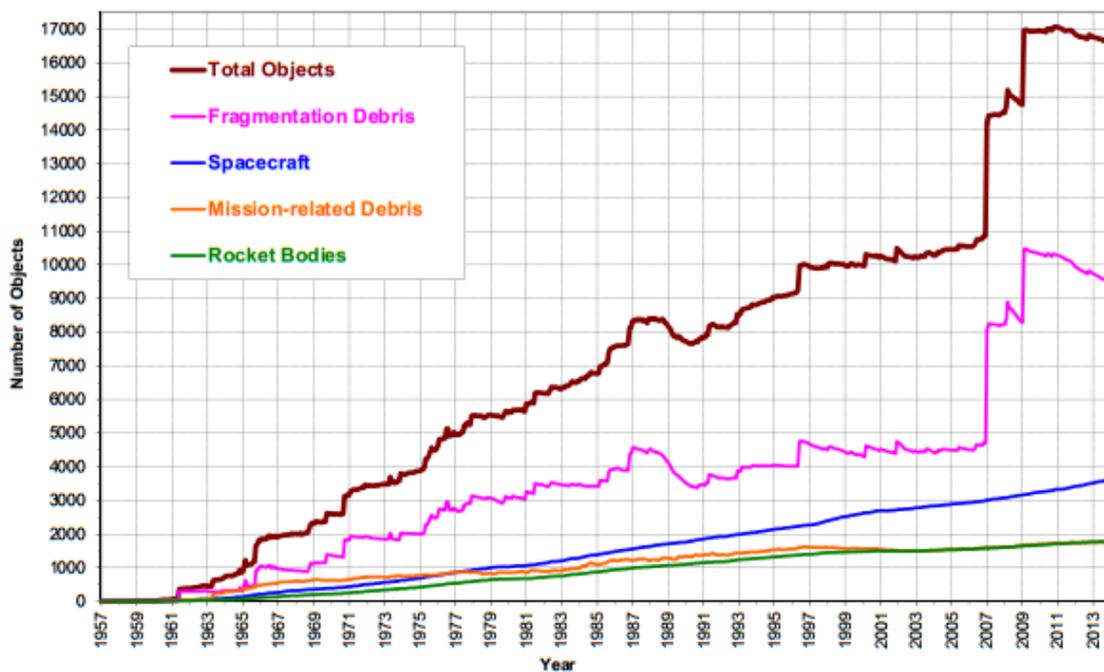


Figura 42 - Numero di debris in funzione dell'anno (1957-2014)

“*Fragmentation debris*” indica debris dovuti a frammentazioni anomale di satelliti (o di loro parti), mentre “*Mission related debris*” indica oggetti separati o rilasciati dal satellite volontariamente (in modo programmato).

Come si osserva, la maggior parte dei debris è dovuta a rotture, frammentazioni non volontarie di satelliti o loro parti. I debris sono quindi in continuo aumento: quando infatti dei satelliti impattano danno origine a molti detriti; ciò determina un aumento esponenziale di probabilità di nuovi impatti. Questo è un fenomeno a cascata detto sindrome di Kessler. È

stato previsto che se non si interviene attivamente nella mitigazione dei debris, nel best case (nessun lancio d'ora in poi) tra circa 100 anni lo spazio non sarà più sostenibile.

La rimozione dei detriti è però difficile e costosa. Attualmente le tecniche attive proposte non sono mature dal punto di vista tecnologico. Per ora è possibile solo mitigare la proliferazione nei seguenti modi:

- Evitare esplosioni in orbita;
- Limitare la perdita di frammenti in orbita;
- Far rientrare i satelliti e gli upper stages entro i tempi stabiliti;
- Posizionare i satelliti GEO in graveyard orbits alla fine della loro vita operativa.

Esistono vari comitati (come lo IADC) che emanano norme atte a mitigare la proliferazione dei debris.

2.5.1.1. Space debris risk assessment

Lo space debris risk assessment è una valutazione del rischio di impatto con debris e micrometeoriti e delle relative conseguenze. Sono necessari i seguenti elementi:

- modello ambientale del flusso di micrometeoriti e debris (M/OD);
- modello geometrico dello spacecraft (il codice calcola infatti la probabilità di impatto su ogni superficie);
- modello dinamico dell'orbita e dell'assetto (la probabilità di impatto varia a seconda dell'orbita e dell'assetto del satellite nell'orbita);
- damage equation (indica la tipologia di danno originato dall'impatto).

2.5.2. *Probabilità di impatto in funzione dell'altezza orbitale*

In base a quanto esposto precedentemente, per lo studio della missione in esame sono state studiate le probabilità di impatto nelle due diverse configurazioni geometriche.

L'analisi è stata svolta su orbite di altezze comprese tra i 400 km e gli 800 km.

Per l'analisi sono stati utilizzati i seguenti parametri:

- modello per il flusso di debris: MASTER2009 (con densità dei debris pari a 2.8 g/cm^3);
- modello per il flusso di micrometeoriti: Gruen (con densità dei micrometeoriti pari a 1 g/cm^3);
- puntamento del satellite: sun-pointing;
- data di inizio della missione: 1 gennaio 2018;
- dimensioni di debris e MM: $0.01 \text{ cm} < d < 100 \text{ cm}$;
- tipo di orbita: SSO alba-tramonto.

2.5.2.1. Configurazione 1 di cubesat

Nella Figura 43 è riportato il numero di probabili impatti per m^2 per anno di missione, variabile da punto a punto sul satellite e visibile mediante diversa colorazione (la legenda a destra, nella figura, mostra i corrispettivi valori). La probabilità di impatto sui pannelli risulta circa doppia rispetto a quella del corpo del satellite perché essi sono stati considerati come elementi bidimensionali: sono dunque soggetti al flusso di debris e MM su entrambe le facce. La probabilità di impatto aumenta all'aumentare dell'altezza orbitale. Ciò è dovuto alla maggiore densità di debris e MM all'aumentare della quota, nel range di valori considerati. Il numero di probabili impatti rispettivamente sui pannelli solari, sul corpo del cubesat e sull'intero satellite, per anno di missione, nei due casi limite considerati (altezza orbitale pari a 400 km e 800 km), è il seguente:

- $h = 400 \text{ km}$:

$$\bar{N}_{panels} = 1.14 \quad \bar{N}_{body} = 0.76 \quad \bar{N}_{tot} = 1.9$$

- $h = 800 \text{ km}$:

$$\bar{N}_{panels} = 5.9 \quad \bar{N}_{body} = 4.2 \quad \bar{N}_{tot} = 10.1$$

Come verrà dimostrato in seguito, la quasi totalità di questi impatti è dovuta ai debris dalle dimensioni più piccole, che non causano la penetrazione del satellite.

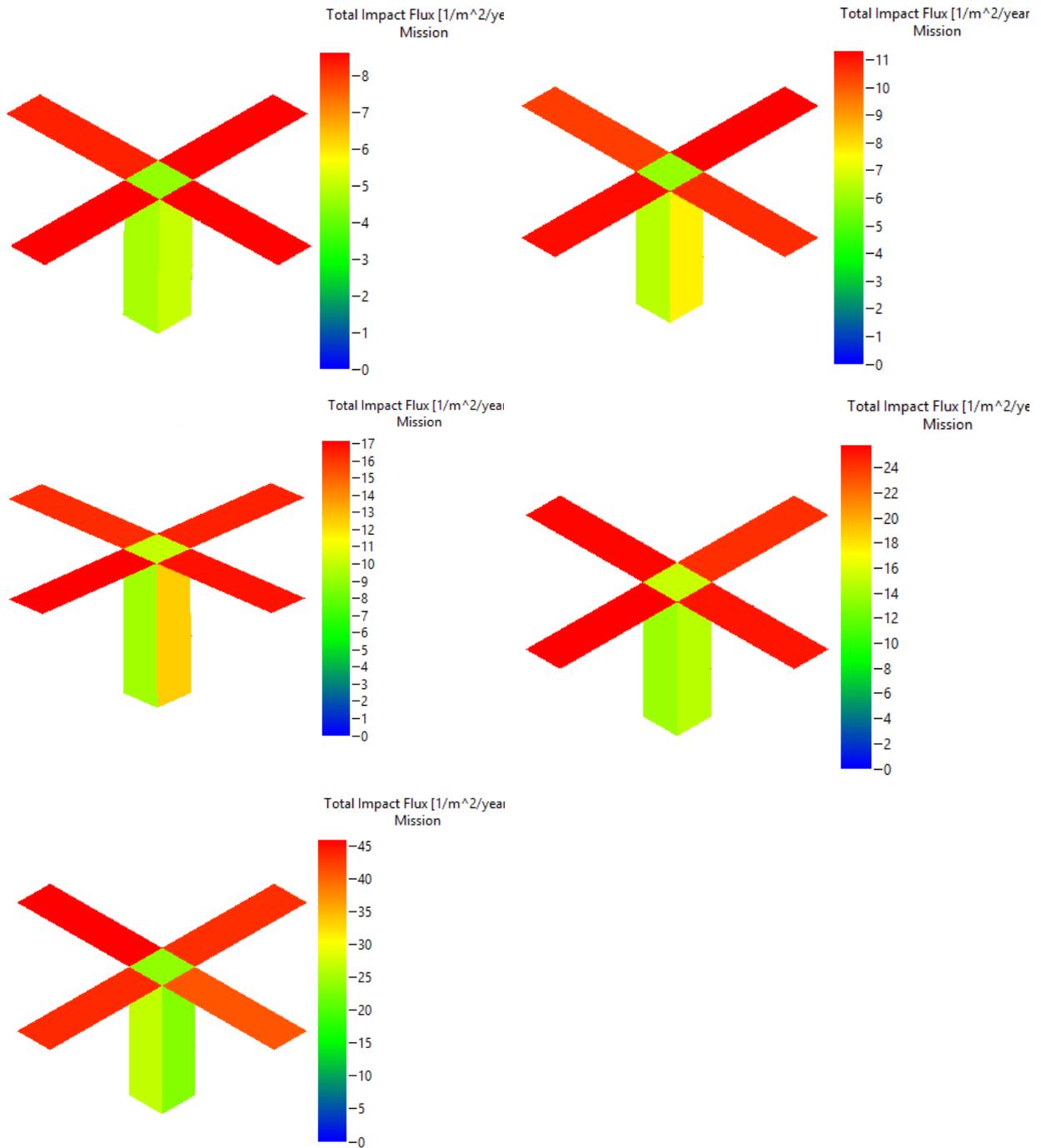


Figura 43 - Total impact flux per la configurazione 1 di cubesat, ad altezze orbitali pari a 400, 500, 600, 700, 800 km

2.5.2.2. Configurazione 2 di cubesat

Nella Figura 44 è riportato il numero di probabili impatti per m^2 per anno di missione.

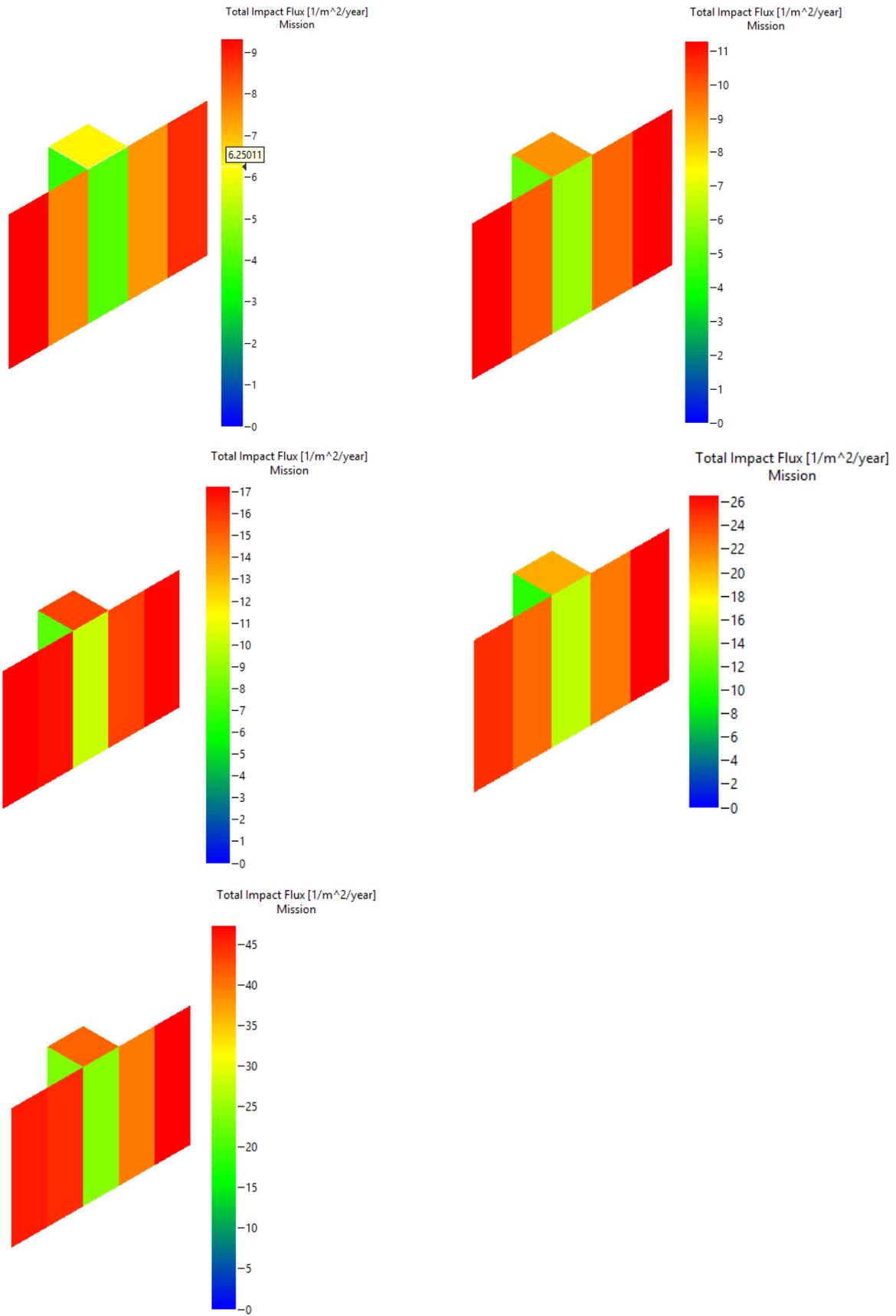


Figura 44 -Total impact flux per la configurazione 2 di cubesat, ad altezze orbitali pari a 400,500, 600, 700, 800 km

(Sono valide le stesse assunzioni utilizzate per l'analisi della configurazione 1 di cubesat). Anche in questo caso la probabilità di impatto aumenta all'aumentare dell'altezza orbitale. Il numero di probabili impatti rispettivamente sui pannelli solari, sul corpo del cubesat e sull'intero satellite, per anno di missione, nei due casi limite considerati (altezza orbitale pari a 400 km e 800 km), è il seguente:

- h = 400 km:

$$\bar{N}_{panels} = 1.16 \quad \bar{N}_{body} = 0.64 \quad \bar{N}_{tot} = 1.8$$

- h = 800 km:

$$\bar{N}_{panels} = 6 \quad \bar{N}_{body} = 3.8 \quad \bar{N}_{tot} = 9.8$$

Le due configurazioni di cubesat sono soggette circa allo stesso numero di impatti al variare della quota orbitale.

2.5.3. Probabilità di impatto in funzione del tipo di orbita

L'analisi è stata svolta su orbite equatoriali, inclinate di 45°, SSO alba-tramonto e SSO mezzogiorno-mezzanotte.

Per l'analisi sono stati utilizzati i seguenti parametri:

- modello per il flusso di debris: MASTER2009 (con densità dei debris pari a 2.8 g/cm^3);
- modello per il flusso di micrometeoriti: Gruen (con densità dei micrometeoriti pari a 1 g/cm^3);
- puntamento del satellite: sun-pointing;
- data di inizio della missione: 1 gennaio 2018;
- dimensioni di debris e MM: 0.01 cm < d < 100 cm.
- altezza orbitale: 700 km.

2.5.3.1. Configurazione 1 di cubesat

Nella Figura 45 è riportato il numero di probabili impatti per m^2 per anno di missione.

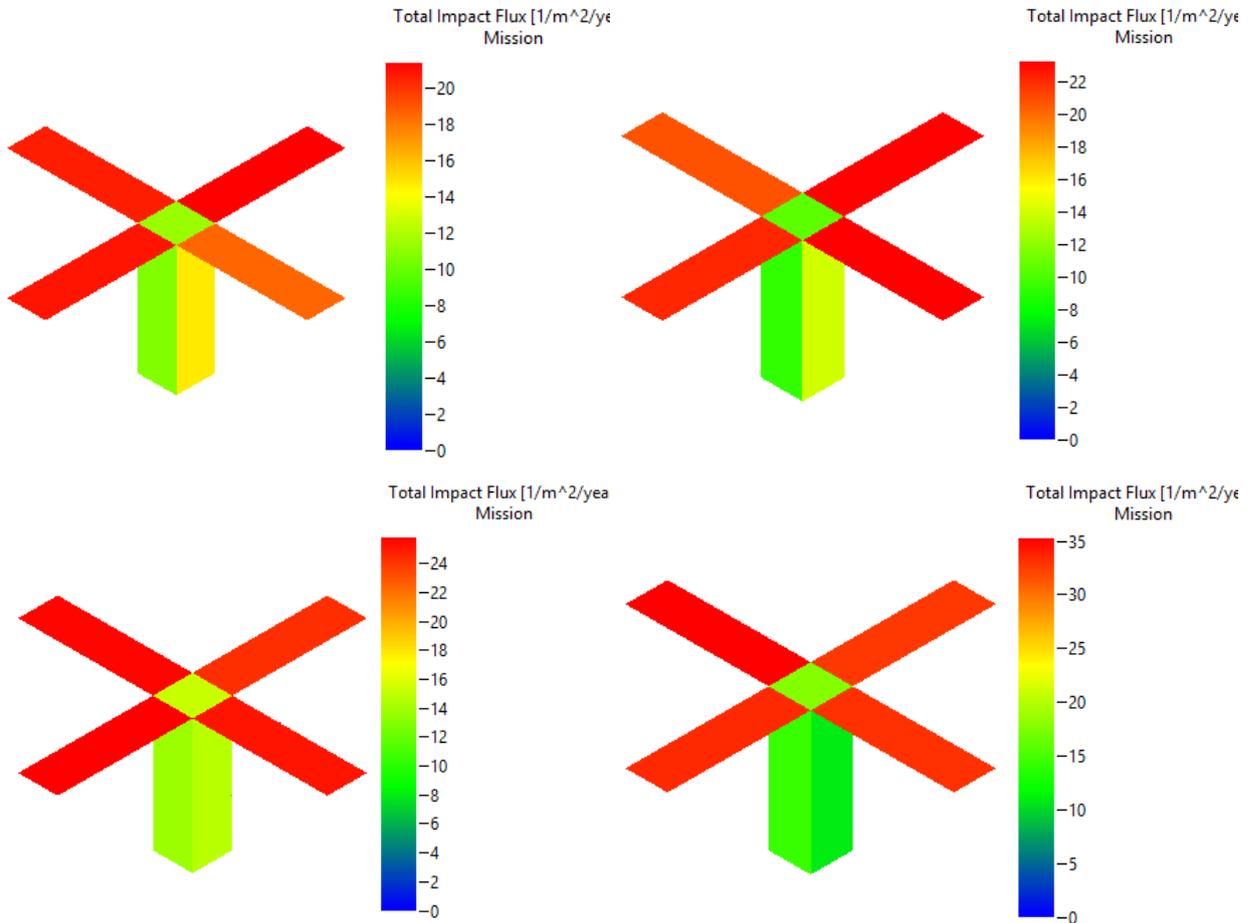


Figura 45 - Total impact flux per la configurazione 1 di cubesat, per le orbite equatoriale, $i=45^\circ$, SSO alba-tramonto e SSO mezzogiorno-mezzanotte ($h=700\text{km}$)

Il numero di probabili impatti rispettivamente sui pannelli solari, sul corpo del cubesat e sull'intero satellite, per anno di missione, è il seguente:

- Orbita $i=0^\circ$:

$$\bar{N}_{panels} = 2.8 \quad \bar{N}_{body} = 1.8 \quad \bar{N}_{tot} = 4.6$$

- Orbita $i=45^\circ$:

$$\bar{N}_{panels} = 3 \quad \bar{N}_{body} = 1.7 \quad \bar{N}_{tot} = 4.7$$

- Orbita SSO alba-tramonto:

$$\bar{N}_{panels} = 3.5 \quad \bar{N}_{body} = 2.5 \quad \bar{N}_{tot} = 6$$

- Orbita SSO mezzogiorno-mezzanotte:

$$\bar{N}_{panels} = 4.7 \quad \bar{N}_{body} = 2 \quad \bar{N}_{tot} = 6.7$$

Come spiegato nel paragrafo 5, la presenza di debris in LEO è massiccia nelle orbite polari. Ciò si traduce in un maggiore numero di impatti nelle orbite polari rispetto al numero di impatti in orbite con inclinazione minore.

Come verrà dimostrato in seguito, la quasi totalità di questi impatti è dovuta ai debris dalle dimensioni più piccole, che non causano la penetrazione del satellite.

2.5.3.2. Configurazione 2 di cubesat

Nella Figura 46 è riportato il numero di probabili impatti per m^2 per anno di missione.

(Sono valide le stesse assunzioni utilizzate per l'analisi della configurazione 1 di cubesat). Il numero di probabili impatti rispettivamente sui pannelli solari, sul corpo del cubesat e sull'intero satellite, per anno di missione, è il seguente:

- Orbita $i=0^\circ$:

$$\bar{N}_{panels} = 2.5 \quad \bar{N}_{body} = 1.5 \quad \bar{N}_{tot} = 4$$

- Orbita $i=45^\circ$:

$$\bar{N}_{panels} = 3 \quad \bar{N}_{body} = 1.5 \quad \bar{N}_{tot} = 4.5$$

- Orbita SSO alba-tramonto:

$$\bar{N}_{panels} = 3.4 \quad \bar{N}_{body} = 2 \quad \bar{N}_{tot} = 5.4$$

- Orbita SSO mezzogiorno-mezzanotte:

$$\bar{N}_{panels} = 4.6 \quad \bar{N}_{body} = 2 \quad \bar{N}_{tot} = 6.6$$

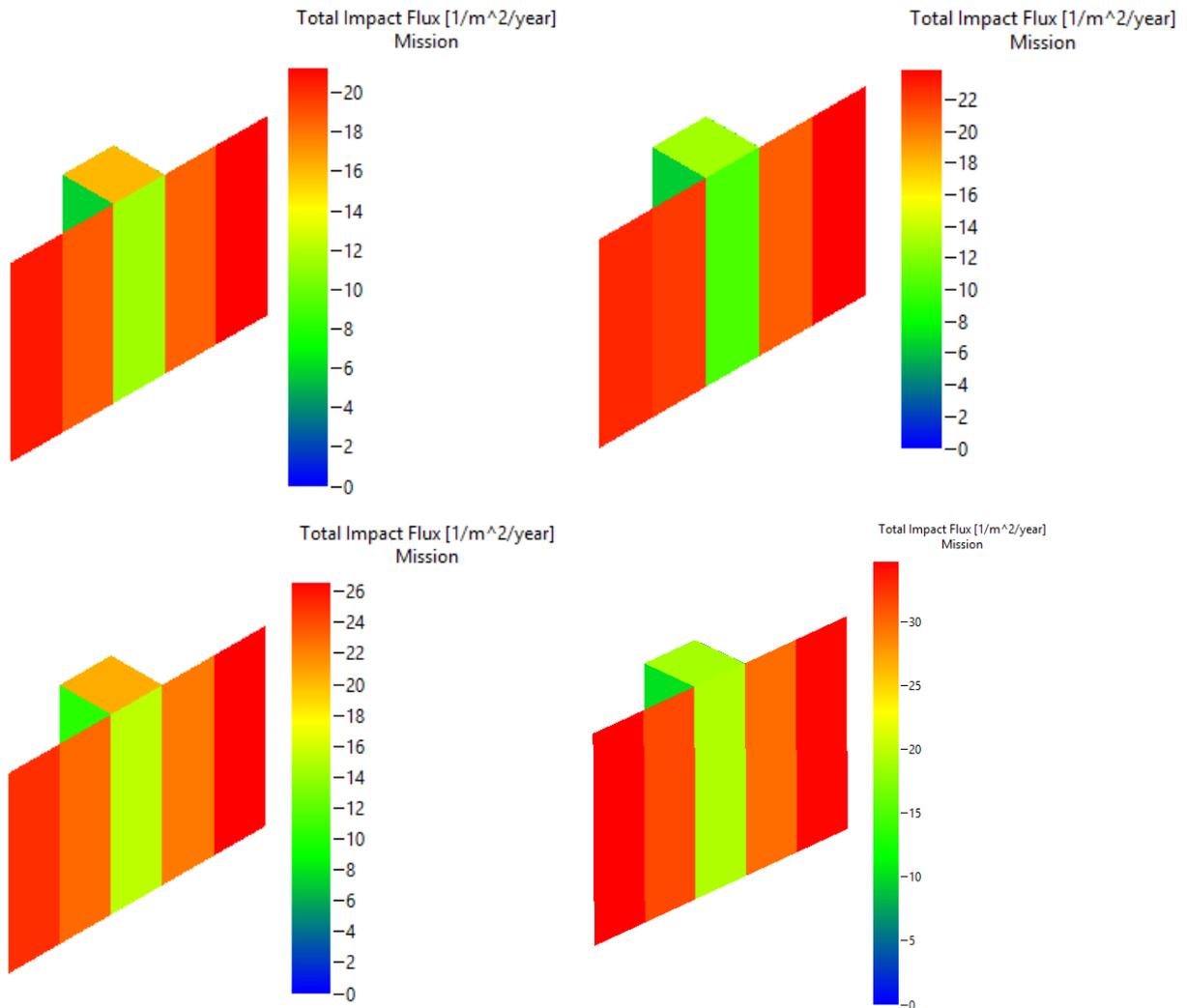


Figura 46 - Total impact flux per la configurazione 2 di cubesat, per le orbite equatoriale, $i=45^\circ$, SSO alba-tramonto e SSO mezzogiorno-mezzanotte ($h=700\text{km}$)

Come nel caso precedente, un satellite in orbita polare è soggetto ad un maggiore numero di impatti rispetto ad un satellite in orbita con inclinazione minore.

Le due configurazioni di cubesat sono soggette circa allo stesso numero di impatti al variare del tipo di orbita.

2.5.4. Probabilità di impatto in funzione delle dimensioni di debris e MM

In questa analisi le dimensioni (d) di debris e MM sono state suddivise nei seguenti range di valori:

- $0.01\text{cm} < d < 0.1 \text{ cm}$
- $0.1 \text{ cm} < d < 1 \text{ cm}$
- $1 \text{ cm} < d < 10 \text{ cm}$
- $d > 10 \text{ cm}$

Per l'analisi sono stati utilizzati i seguenti parametri:

- modello per il flusso di debris: MASTER2009 (con densità dei debris pari a 2.8 g/cm^3);
- modello per il flusso di micrometeoriti: Gruen (con densità dei micrometeoriti pari a 1 g/cm^3);
- puntamento del satellite: sun-pointing;
- data di inizio della missione: 1 gennaio 2018;
- tipo di orbita: SSO alba-tramonto;
- altezza orbitale: 700 km.

2.5.4.1. Configurazione 1 di cubesat

Nella Figura 47 è riportato il numero di probabili impatti per m^2 in 3 anni di missione, nei quattro range di valori delle dimensioni di debris e MM citati precedentemente.

La probabilità di impatto è massima nel caso di debris di dimensioni comprese tra 0.01 cm e 0.1 cm e diminuisce notevolmente all'aumentare delle dimensioni. Ciò è dovuto al fatto che il numero di debris di dimensioni molto ridotte è notevolmente superiore al numero di debris di dimensioni maggiori.

- $0.01\text{cm} < d < 0.1\text{cm}$

$$\bar{N}_{panels} = 3.5$$

$$\bar{N}_{body} = 2.5$$

$$\bar{N}_{tot} = 6$$

- $0.1 \text{ cm} < d < 1 \text{ cm}$

$$\bar{N}_{panels} = 9 \cdot 10^{-4} \quad \bar{N}_{body} = 6 \cdot 10^{-4} \quad \bar{N}_{tot} = 1.5 \cdot 10^{-3}$$

- $1 \text{ cm} < d < 10 \text{ cm}$

$$\bar{N}_{panels} = 9.5 \cdot 10^{-6} \quad \bar{N}_{body} = 6.5 \cdot 10^{-6} \quad \bar{N}_{tot} = 1.6 \cdot 10^{-5}$$

- $d > 10 \text{ cm}$

$$\bar{N}_{panels} = 3.8 \cdot 10^{-7} \quad \bar{N}_{body} = 2 \cdot 10^{-7} \quad \bar{N}_{tot} = 5.8 \cdot 10^{-7}$$

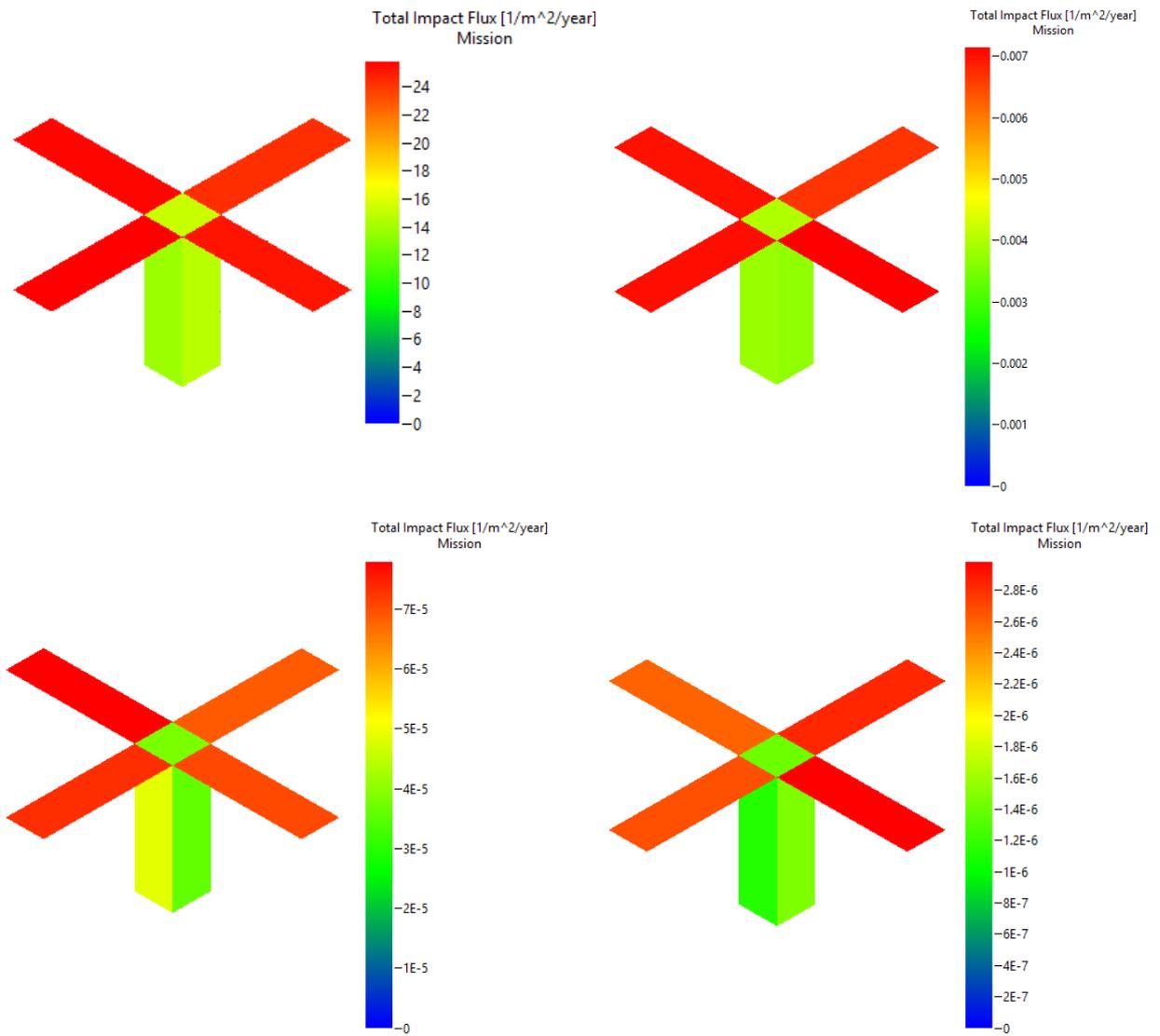


Figura 47 - Total impact flux nel caso di debris e MM di dimensioni rispettivamente pari a: $0.01 \text{ cm} < d < 0.1 \text{ cm}$, $0.1 \text{ cm} < d < 1 \text{ cm}$, $1 \text{ cm} < d < 10 \text{ cm}$, $d > 10 \text{ cm}$ (configurazione 1 di cubesat)

Nella Figura 48 è riportato il numero di probabili impatti per m^2 in 25 anni di missione nel caso di debris e MM di dimensioni superiori a 10 cm.

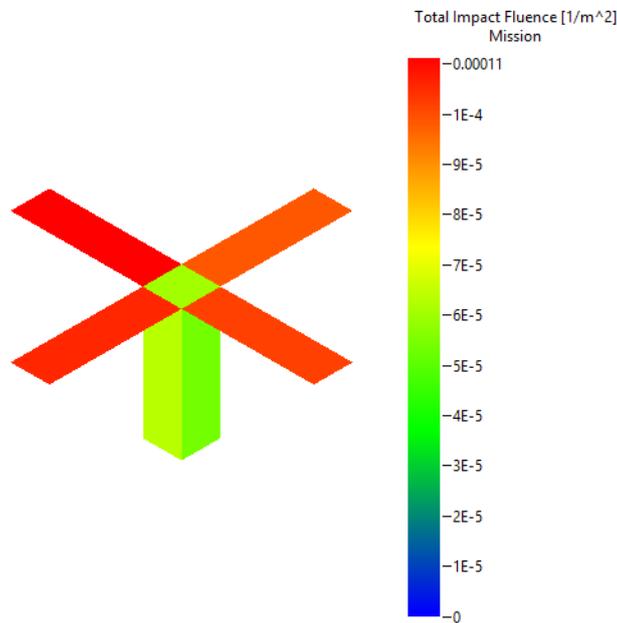


Figura 48 - Total impact fluence nel caso di debris e MM di dimensioni > 10 cm, in 25 anni (configurazione 1 di cubesat)

Il numero di impatti totali è $\bar{N}_{tot} = 2.3 \cdot 10^{-5}$. La probabilità di collisione viene calcolata tramite la statistica di Poisson: dato un numero di impatti N , la probabilità che avvengano esattamente n impatti (nell'intervallo di tempo considerato) è data da:

$$P_n = \frac{N^n}{n!} \cdot e^{-N}$$

La probabilità che non avvengano impatti è data da:

$$P_0 = e^{-N}$$

Per valori di $N \ll 1$, la probabilità Q che avvenga almeno un impatto ($Q = 1 - P_0$) è circa uguale a N :

$$Q = 1 - P_0 = 1 - e^{-N} \approx 1 - (1 - N) = N$$

Nel caso in esame quindi la probabilità che avvenga almeno un impatto in 25 anni con debris di dimensioni superiori ai 10 cm è pari a:

$$Q \approx N = 2.3 \cdot 10^{-5}$$

È dunque rispettato lo standard NASA 8719.14/§4.5-1 (durante la vita orbitale del satellite la probabilità di collisione accidentale con oggetti di diametro maggiore di 10 cm è minore di 0.001). Sono stati considerati 25 anni di missione perché questa è la massima vita orbitale possibile per un cubesat; occorre cioè progettare la missione in modo tale che il satellite decada entro il 25° anno (in base alla raccomandazione IADC-02-01/§5.3.2 ed in base alle norme ECSS U-AS-10C e ISO-24113/§6.3.3.1).

2.5.4.2. Configurazione 2 di cubesat

Nella Figura 49 è riportato il numero di probabili impatti per m^2 in 3 anni di missione nei quattro range di valori delle dimensioni dei debris e MM citati precedentemente.

La probabilità di impatto è massima nel caso di debris di dimensioni comprese tra 0.01 cm e 0.1 cm e diminuisce notevolmente all'aumentare delle dimensioni.

- $0.01\text{cm} < d < 0.1\text{cm}$

$$\bar{N}_{panels} = 3.2 \quad \bar{N}_{body} = 2 \quad \bar{N}_{tot} = 5.2$$

- $0.1 \text{ cm} < d < 1 \text{ cm}$

$$\bar{N}_{panels} = 9.6 \cdot 10^{-4} \quad \bar{N}_{body} = 5.4 \cdot 10^{-4} \quad \bar{N}_{tot} = 1.5 \cdot 10^{-3}$$

- $1 \text{ cm} < d < 10 \text{ cm}$

$$\bar{N}_{panels} = 9.3 \cdot 10^{-6} \quad \bar{N}_{body} = 5.7 \cdot 10^{-6} \quad \bar{N}_{tot} = 1.5 \cdot 10^{-5}$$

- $d > 10 \text{ cm}$

$$\bar{N}_{panels} = 4.6 \cdot 10^{-7} \quad \bar{N}_{body} = 2.6 \cdot 10^{-7} \quad \bar{N}_{tot} = 7.2 \cdot 10^{-7}$$

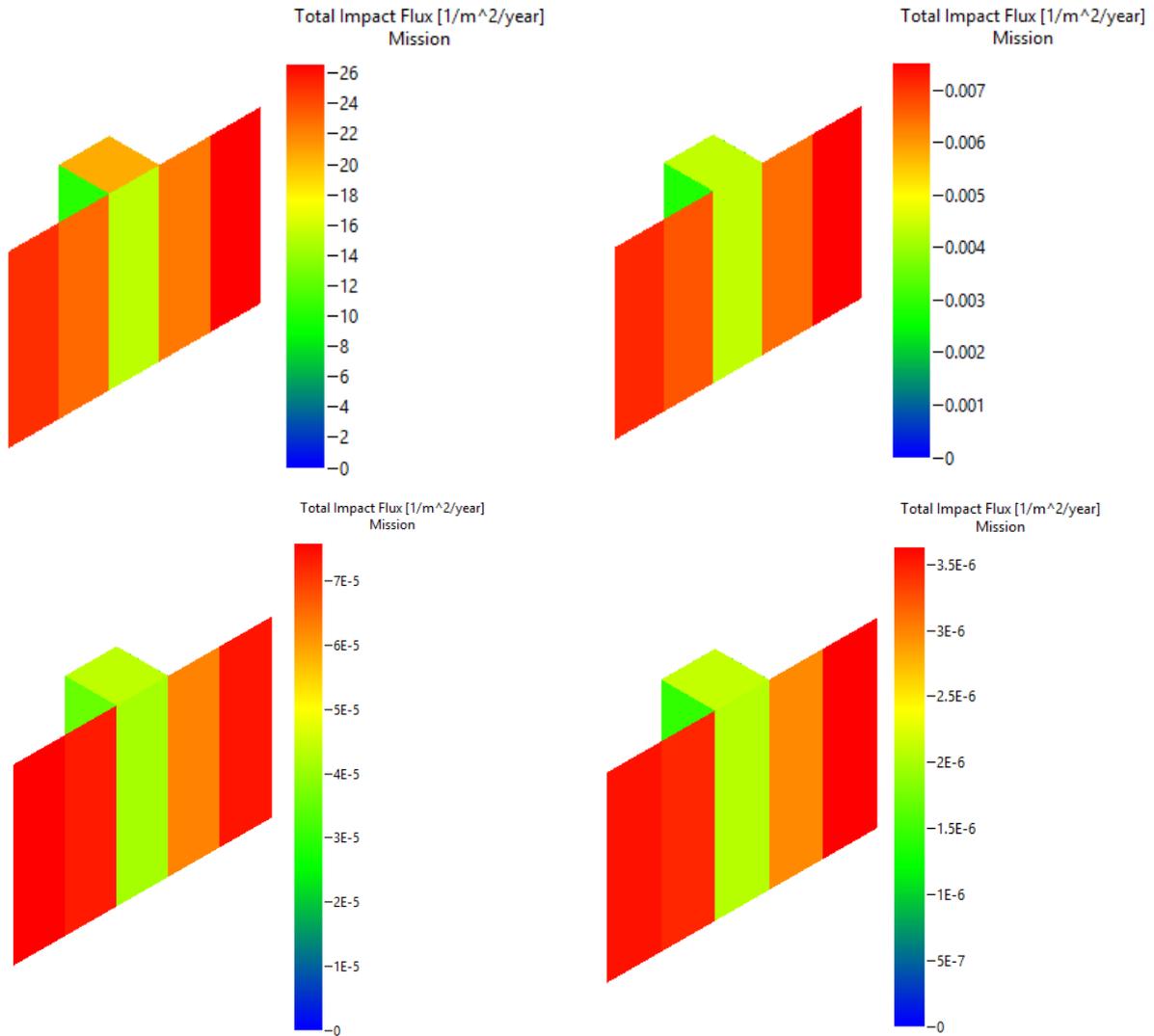


Figura 49 - Total impact flux nel caso di debris e MM di dimensioni rispettivamente pari a: $0.01\text{ cm} < d < 0.1\text{ cm}$, $0.1\text{ cm} < d < 1\text{ cm}$, $1\text{ cm} < d < 10\text{ cm}$, $d > 10\text{ cm}$ (configurazione 2 di cubesat)

Nella Figura 50 è riportato il numero di probabili impatti per m^2 in 25 anni di missione nel caso di debris e MM di dimensioni superiori a 10 cm.

Il numero di impatti totali è $\bar{N}_{tot} = 2.2 \cdot 10^{-5}$.

In base alla statistica di Poisson (riportata nel paragrafo §2.5.4.1), la probabilità che avvenga almeno un impatto in 25 anni con debris di dimensioni superiori ai 10 cm è pari a:

$$Q \approx N = 2.2 \cdot 10^{-5}$$

È quindi rispettato lo standard NASA 8719.14/§4.5-1.

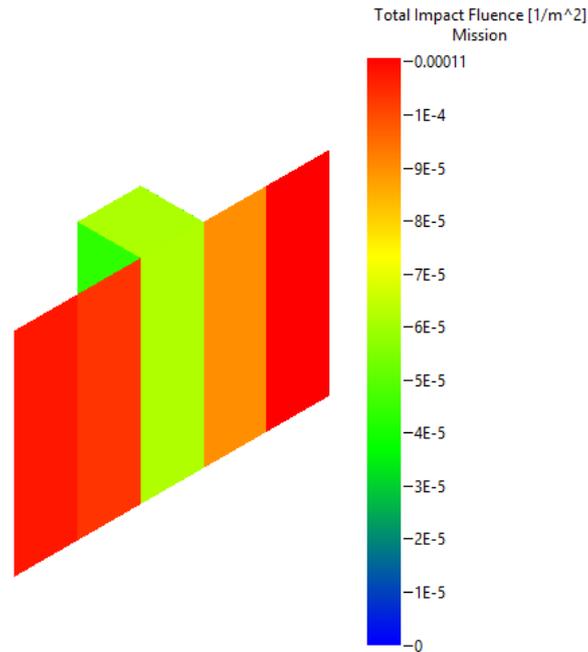


Figura 50 - Total impact fluence nel caso di debris e MM di dimensioni > 10 cm, in 25 anni (configurazione 2 di cubesat)

2.5.5. Conclusioni sulla probabilità d'impatto con debris

Dall'analisi condotta si rileva che la probabilità di impatto è pressoché la stessa nelle due configurazioni di cubesat considerate.

Essa varia in funzione dell'altezza orbitale. Per altezze comprese tra 400 km e 800 km il numero di impatti complessivi aumenta all'aumentare della quota. In questo range infatti, come è possibile osservare in Figura 41, la densità di debris e MM aumenta con l'altezza.

La quantità di detriti in orbita varia inoltre in funzione del ciclo solare (che ha una durata di 11 anni): un'alta attività solare implica infatti un aumento della densità atmosferica e ciò determina un decadimento maggiore.

I debris in LEO sono concentrati soprattutto nelle orbite polari. Ciò si traduce in un maggiore numero di impatti nelle orbite polari rispetto al numero di impatti in orbite con inclinazione minore.

La quasi totalità degli impatti è causata da debris dalle dimensioni molto ridotte, dell'ordine del decimo di millimetro, che non causano penetrazione del satellite. Il numero di impatti diminuisce notevolmente all'aumentare delle dimensioni di debris e MM.

La probabilità di impatto aumenta posticipando l'inizio della missione. Questo è dovuto all'aumentare dei detriti orbitali nel tempo (sindrome di Kessler), come spiegato nel paragrafo 2.5.1.

Riassumendo, è possibile affermare quanto segue:

- Dal punto di vista della probabilità di impatto non esiste una configurazione migliore di cubesat tra le due proposte;
- Vengono soddisfatte le norme internazionali per la mitigazione dei debris, quali ISO 24113, ECSS-U-AS-10C, NASA standard 8719.14/§4.5-1, IADC-02-01/§5.4. (In particolare durante la vita orbitale del satellite la probabilità di collisione accidentale con oggetti di diametro maggiore di 10 cm è minore di 0.001).
- La probabilità di impatto aumenta all'aumentare della quota ed è maggiore nelle orbite polari rispetto a quelle con inclinazione minore, ma questo non costituisce un vincolo per la scelta dell'orbita stessa: la quasi totalità degli impatti è infatti causata da debris dalle dimensioni dell'ordine del decimo di millimetro, che non causano penetrazione del satellite,

2.6. Coppie di disturbo

Un satellite in orbita è soggetto a vari disturbi esterni, causati dall'interazione tra il veicolo e l'ambiente spaziale e che si manifestano sotto forma di coppie. Essi sono:

- Coppia aerodinamica;
- Coppia dovuta alla pressione di radiazione solare;
- Coppia gravitazionale;
- Coppia magnetica;
- Coppia dovuta all'impatto con i debris;

Queste possono essere distinte in cicliche e secolari. Le prime variano in modo periodico e hanno una media nulla in un'orbita. Le seconde invece si accumulano con il tempo avendo una media non nulla sulla base temporale considerata. Queste ultime sono le principali cause della saturazione delle reaction wheels, dei control moment gyros e di qualsiasi attuatore che sfrutta il movimento meccanico per la correzione dell'assetto.

Negli studi successivi verrà trascurata la coppia dovuta all'impatto con i debris perché difficile da valutare a priori. Le coppie di disturbo sono molto piccole, ma se non vengono contrastate opportunamente possono avere conseguenze dannose e talvolta catastrofiche, in funzione del tipo di missione.

Al fine di individuare una migliore configurazione di cubesat tra le due proposte (rappresentate in Figura 9 e in Figura 10), sono state calcolate le coppie massime agenti.

2.6.1. Coppia aerodinamica

La coppia aerodinamica è dovuta alla forza d'attrito generata dall'interazione dell'atmosfera residua con il satellite. Questo disturbo è variabile e dipende dai seguenti fattori:

- Altezza orbitale (influisce sulla densità atmosferica e sulla velocità del satellite);
- Attività solare (determina una variazione della densità atmosferica);
- Forma e configurazione del satellite (influiscono sul valore del coefficiente d'attrito, dell'area esposta al flusso e sulla distanza tra il centro di pressione e il centro geometrico, ovvero sul valore del braccio della forza aerodinamica).

La forza agente sull'elemento infinitesimo dA è data da:

$$d\mathbf{F}_{aero} = \frac{1}{2} \rho v^2 C_D (\hat{\mathbf{n}} \cdot \hat{\mathbf{v}}) (-\hat{\mathbf{v}}) dA$$

dove ρ è la densità atmosferica, v è la velocità orbitale, $\hat{\mathbf{v}}$ è il suo versore, $\hat{\mathbf{n}}$ è il versore perpendicolare a dA e C_D è il coefficiente d'attrito. La coppia aerodinamica è data da:

$$\mathbf{T}_{aero} = \int_A \mathbf{r} \times d\mathbf{F}_{aero}$$

dove r è il vettore posizione del centro di pressione C_p di ogni elemento dA rispetto al centro di massa C_M . L'area A sulla quale è calcolato l'integrale è quella esposta al flusso di particelle atmosferiche. Le due espressioni precedenti possono essere approssimate al fine di rendere agevole il calcolo. Il satellite può essere rappresentato con n elementi geometrici piani;

l'integrale può in questo modo essere sostituito da una sommatoria sulle varie superfici esposte al flusso di particelle. Si ottiene perciò:

$$\mathbf{F}_{aero,i} = -\frac{1}{2} \rho v^2 C_D (\hat{\mathbf{n}} \cdot \hat{\mathbf{v}}) \hat{\mathbf{v}} A_i$$

$$\mathbf{T}_{aero} = \sum_{i=1}^n \mathbf{r}_i \times \mathbf{F}_{aero,i}$$

dove r_i è il vettore posizione del centro di pressione C_P della superficie i-esima rispetto al centro di massa C_M .

Per calcolare la coppia aerodinamica massima si consideri il cubesat orientato in modo tale che la faccia contenente i pannelli solari (ovvero quella di area massima) sia perpendicolare al vettore velocità e quindi al vettore della forza (Figura 51 e Figura 52). Si consideri inoltre la massima distanza possibile tra il centro di massa C_M e il centro geometrico C_G , che in base al *Cubesat design specification* è pari a 0.02 m lungo i lati minori e 0.07 m lungo il lato maggiore: in questo modo viene massimizzata la coppia agente.

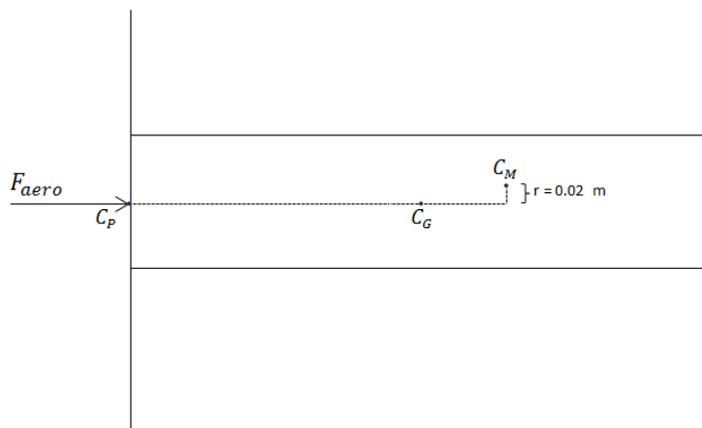


Figura 51 - F_{aero} agente sulla configurazione 1 di cubesat

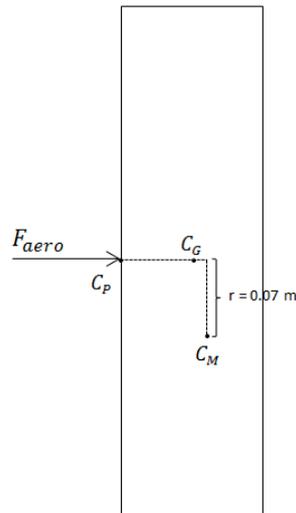


Figura 52 - F_{aero} agente sulla configurazione 2 di cubesat

La formula per il calcolo della coppia massima diventa:

$$T_{aero,max} = \frac{1}{2} \rho v^2 C_D A r$$

dove r è il braccio della forza (cioè la componente della distanza tra C_P e C_M lungo l'asse normale alla forza).

In Figura 53 sono riportati i valori della coppia aerodinamica al variare dell'altezza orbitale (in scala logaritmica).

Nella configurazione 1 l'area A (cioè l'area della faccia contenente i pannelli solari) è pari a 0.146 m^2 e il braccio r è pari a 0.02 m . Nella configurazione 2 l'area A vale invece 0.17 m^2 e il braccio r misura 0.07 m . Per i valori della densità atmosferica si è fatto riferimento al modello *MSIS-E-90 Atmosphere Model*, mentre la velocità è stata calcolata con la formula $\sqrt{\mu/r}$. Il valore del coefficiente d'attrito è stato assunto pari a 2.2.

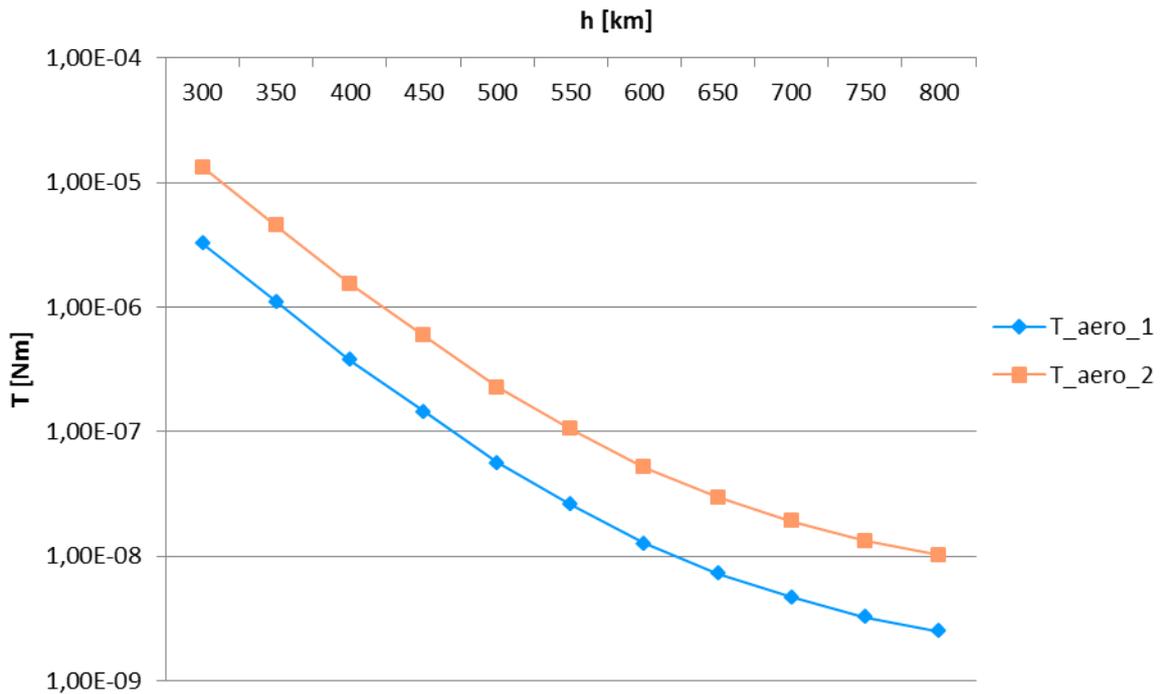


Figura 53 - T_{aero} al variare dell'altezza orbitale

2.6.2. Coppia di pressione di radiazione solare

La coppia di pressione di radiazione solare è causata dal trasferimento della quantità di moto della radiazione solare alle superfici del satellite, che possono assorbirla o rifletterla. Essa dipende dai seguenti fattori:

- Attività solare e distanza del satellite dal sole (influiscono sulla potenza solare);
- Geometria del satellite (influisce sull'area esposta alla radiazione);
- Posizione relativa tra il satellite e il sole (influisce sull'angolo di incidenza);
- Proprietà della superficie del satellite (influiscono sul coefficiente di riflessione).

In genere i pannelli solari sono assorbenti, mentre il corpo del satellite è riflettente. La coppia è ciclica per satelliti Nadir-pointing, è invece secolare per satelliti sun-pointing. La forza agente sull'elemento infinitesimo dA esposto alla radiazione vale:

$$d\mathbf{F}_{SRP} = \frac{P_{sun}}{c} \cos\theta (1 + f) \hat{\mathbf{s}} dA$$

dove $P_{sun} = 1367 \text{ W/m}^2$ è la potenza solare per unità di superficie a distanza di 1 UA, c è la velocità della luce, θ è l'angolo d'incidenza della radiazione solare (cioè l'angolo tra il sun-vector e la normale alla superficie), f è il coefficiente di riflessione della superficie e $\hat{\mathbf{s}}$ è il sun-vector unitario. La coppia di pressione di radiazione solare è data da:

$$\mathbf{T}_{SRP} = \int_A \mathbf{r} \times d\mathbf{F}_{SRP}$$

dove \mathbf{r} è il vettore posizione del centro di pressione C_P rispetto al centro di massa C_M . Il centro di pressione in questo caso non dipende solo dalla geometria della superficie esposta alla radiazione, ma anche dalle sue proprietà ottiche.

Come nel caso precedente, l'espressione può essere semplificata per agevolarne il calcolo. Anche in questo caso il satellite può essere rappresentato con n elementi geometrici piani di area A_i e angolo di incidenza θ_i . L'integrale può in questo modo essere sostituito da una sommatoria sulle n superfici esposte alla radiazione. La forza e il momento sono ottenuti tramite le seguenti formule:

$$\mathbf{F}_{SRP,i} = \frac{P_{sun}}{c} A_i \cos\theta_i (1 + f_i) \hat{\mathbf{s}}$$

$$\mathbf{T}_{SRP} = \sum_{i=1}^n \mathbf{r}_i \times \mathbf{F}_{SRP,i}$$

Per calcolare la coppia si consideri il cubesat con i pannelli solari perpendicolari al sun-vector e quindi al vettore della forza, ovvero con l'angolo d'incidenza θ nullo (Figura 54 e Figura 55). Si consideri inoltre, come nel caso precedente, la massima distanza possibile tra il centro di massa C_M e il centro geometrico C_G , pari a 0.02 m lungo i lati minori e 0.07 m lungo il lato maggiore. La superficie esposta alla radiazione per entrambe le configurazioni di cubesat è simmetrica sia dal punto di vista geometrico che dal punto di vista delle proprietà ottiche. In entrambi i casi è presente infatti una superficie centrale di alluminio, avente un determinato coefficiente di riflessione, attorno alla quale sono disposti simmetricamente i pannelli solari, aventi un altro coefficiente di riflessione. Il centro di pressione coincide quindi con il centro geometrico della superficie esposta alla radiazione.

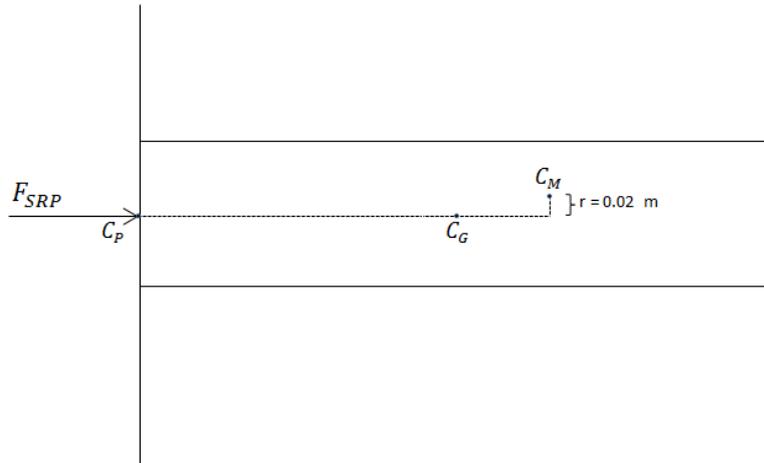


Figura 54 - F_{SRP} agente sulla configurazione 1 di cubesat

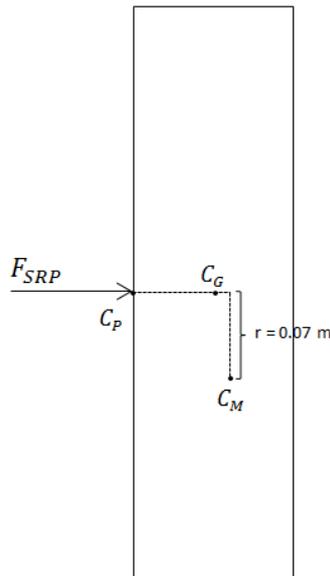


Figura 55 - F_{SRP} agente sulla configurazione 2 di cubesat

La formula della coppia si riduce a:

$$T_{SRP} = \frac{P_{sun}}{c} A \cos\theta (1 + \bar{f}) r = \frac{P_{sun}}{c} A (1 + \bar{f}) r$$

Si considerino i seguenti valori per effettuare il calcolo:

	$r [m]$	$A_{celle} [m^2]$	$A_{body} [m^2]$	f_{celle}	f_{body}	\bar{f}
Configurazione 1	0.02	0.136	0.01	0.1	0.8	0.15
Configurazione 2	0.07	0.136	0.034	0.1	0.8	0.24

Tabella 6 - Parametri per il calcolo di T_{SRP}

dove r è il braccio della forza (cioè la componente della distanza tra C_P e C_M lungo l'asse normale alla forza), A_{celle} è la superficie del cubesat esposta al sole e rivestita di celle solari, A_{body} è la superficie esposta al sole ma non rivestita di celle solari, f_{celle} è il coefficiente di riflessione delle celle solari, f_{body} è il coefficiente di riflessione del corpo del cubesat (alluminio), \bar{f} è la media pesata dei due coefficienti di riflessione, calcolata in questo modo:

$$\bar{f} = \frac{A_{celle} \cdot f_{celle} + A_{body} \cdot f_{body}}{A_{celle} + A_{body}}$$

A questo punto è possibile calcolare la coppia massima:

$$T_{SRPmax,1} = \frac{P_{sun}}{c} A_1 \cos\theta_1 (1 + \bar{f}_1) r_1 = 1.5 \cdot 10^{-8} Nm$$

$$T_{SRPmax,2} = \frac{P_{sun}}{c} A_2 \cos\theta_2 (1 + \bar{f}_2) r_2 = 6.6 \cdot 10^{-8} Nm$$

2.6.3. Coppia gravitazionale

Se un satellite possiede momenti principali d'inerzia disuguali sarà soggetto alla coppia gravitazionale. Essa è generata dall'azione differenziale della gravità terrestre sulle diverse parti del satellite e tende a ruotare il veicolo in modo tale da allineare l'asse di minima inerzia con la verticale locale. Se questa è l'orientazione desiderata, tale torsione agisce per stabilizzare il satellite, altrimenti essa rappresenta una torsione di disturbo. Per veicoli orientati inerzialmente tale torsione ha carattere periodico, mentre per veicoli con puntamento

verso il Nadir è circa costante. La coppia è influenzata prevalentemente dalla geometria del satellite e dall'altezza orbitale. Le sue componenti sono:

$$T_{gg,x} = \frac{3\mu}{2r^3} (I_z - I_y) \sin 2\varphi \cos^2 \vartheta$$

$$T_{gg,y} = \frac{3\mu}{2r^3} (I_z - I_x) \sin 2\vartheta \cos \varphi$$

$$T_{gg,z} = \frac{3\mu}{2r^3} (I_x - I_y) \sin 2\vartheta \sin \varphi$$

dove μ è il parametro gravitazionale terrestre, r è il raggio orbitale, I_x , I_y e I_z sono i momenti principali d'inerzia del satellite, φ e ϑ sono rispettivamente gli angoli di roll (attorno all'asse x) e pitch (attorno all'asse y), come rappresentato in Figura 56.

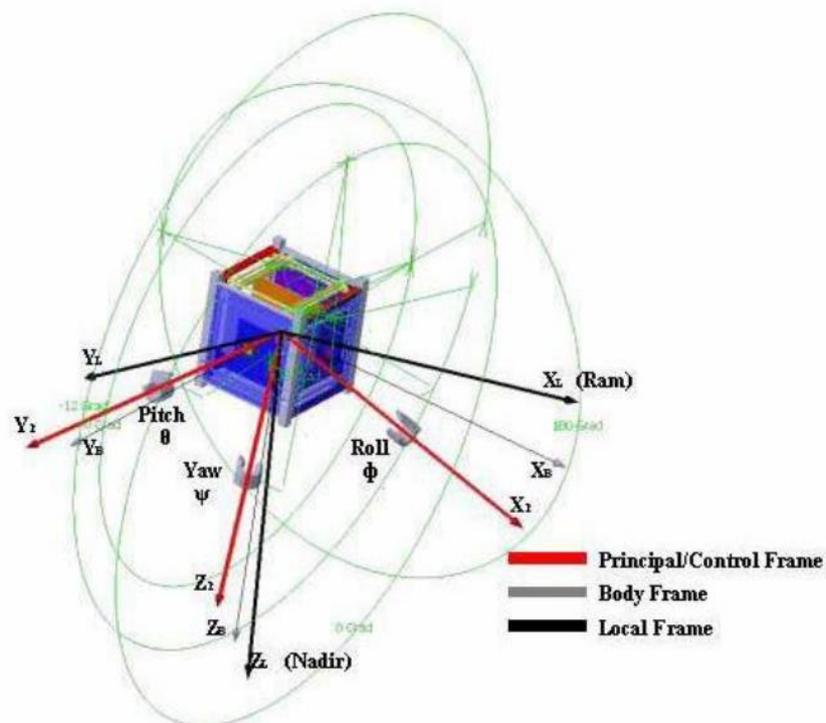


Figura 56 - Movimenti tipici di un satellite

La massima coppia gravitazionale agente sul satellite vale:

$$T_{gg,max} = \frac{3\mu}{2r^3} (I_z - I_i) \sin 2\theta$$

dove θ è l'angolo di massima deviazione dell'asse z dalla verticale locale, I_z è il massimo momento d'inerzia attorno all'asse di yaw e I_i è il momento d'inerzia minore tra quello attorno all'asse di pitch e quello attorno all'asse di roll, cioè:

$$I_i = I_x \text{ se } I_x < I_y$$

$$I_i = I_y \text{ se } I_y < I_x$$

In riferimento alla Figura 57 e alla Figura 58 i momenti principali d'inerzia nelle due configurazioni assumono i valori riportati nella Tabella 7.

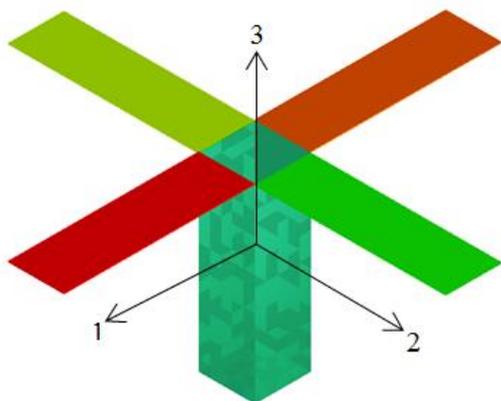


Figura 57 - Assi principali d'inerzia della configurazione 1 di cubesat

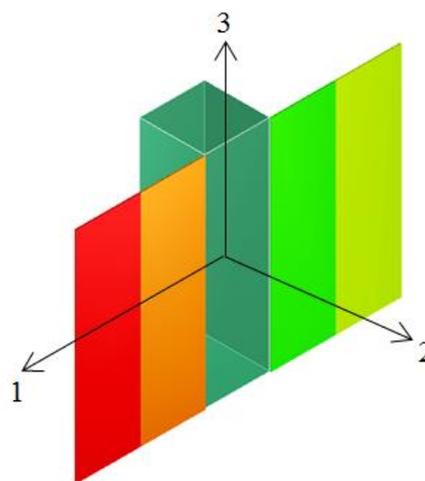


Figura 58 - Assi principali d'inerzia della configurazione 2 di cubesat

	$I_1 [kg m^2]$	$I_2 [kg m^2]$	$I_3 [kg m^2]$
Configurazione 1	0.07	0.07	0.03
Configurazione 2	0.04	0.06	0.02

Tabella 7 - Momenti principali d'inerzia

Per calcolare il valore massimo della coppia gravitazionale in questa prima fase è stato considerato un valore di θ pari a 45° (in modo tale da rendere unitario il termine $\sin 2\theta$). Questo caso corrisponde ad una situazione particolare, poco rappresentativa della realtà, ma utile ai fini della valutazione della massima coppia agente sul satellite. È stato inoltre assunto I_z coincidente con il massimo momento d'inerzia e I_i coincidente con il minimo momento d'inerzia.

La coppia massima rispettivamente nella configurazione 1 e 2 assume allora i seguenti valori:

$$T_{gg,max,1} = \frac{3\mu}{2r^3} (0.07 - 0.03) = \frac{3\mu}{2r^3} \cdot 0.04$$

$$T_{gg,max,2} = \frac{3\mu}{2r^3} (0.06 - 0.02) = \frac{3\mu}{2r^3} \cdot 0.04$$

Il massimo disturbo dovuto al gradiente gravitazionale assume quindi lo stesso valore nelle due configurazioni. Nella Figura 59 sono riportati i valori della coppia gravitazionale al variare dell'altezza orbitale.

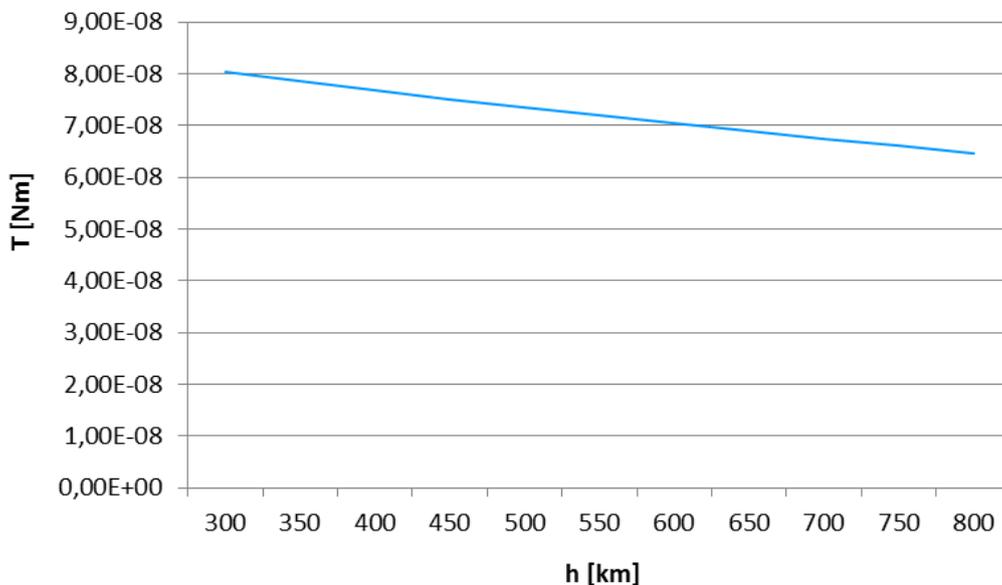


Figura 59 - T_{gg} al variare dell'altezza orbitale

2.6.4. Coppia magnetica

I materiali ferromagnetici e il campo magnetico generato da componenti elettronici e correnti parassite del satellite interagiscono con il campo magnetico terrestre generando una coppia sul veicolo. Questa coppia, che è secolare, dipende dal punto nello spazio in cui si trova il satellite (perché il campo magnetico terrestre non è costante) e dal suo momento magnetico di dipolo residuo. Il satellite può essere rappresentato come un dipolo avente momento magnetico m ; la coppia generata è data da:

$$\mathbf{T}_m = \mathbf{m} \times \mathbf{B}$$

dove B è il campo magnetico terrestre. La sua parametrizzazione in funzione dell'altezza orbitale è molto complessa e dipende dai modelli utilizzati (un esempio è il modello IGRF). Per lo studio in questione tuttavia è possibile approssimare il modello del campo magnetico terrestre con il modello del dipolo. È possibile allora calcolare il valore del campo magnetico B tramite la seguente formula:

$$B = \frac{M \sqrt{1 + 3 (\cos \vartheta)^2}}{r^3}$$

dove M è il momento magnetico terrestre, pari a $7.96 \cdot 10^{15} \text{ Tesla} \cdot \text{m}^3$ e ϑ è definito come in Figura 60.

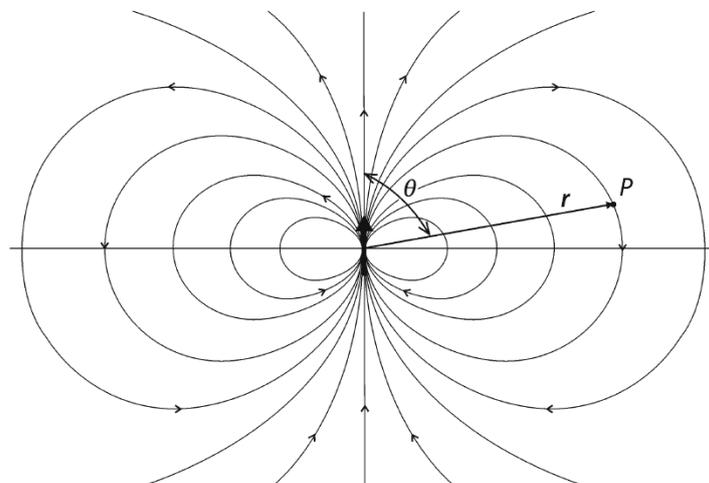


Figura 60 - Campo magnetico generato dal dipolo

Il valore massimo del campo magnetico terrestre è assunto in prossimità dei poli, dove l'angolo ϑ si annulla, rendendo unitario il termine coseno. La formula precedente si riduce allora alla seguente:

$$B = \frac{2 M}{r^3}$$

Il momento magnetico residuo del satellite è difficile da valutare, tuttavia valori tipici per un cubesat sono compresi tra $10^{-3} \text{ A}\cdot\text{m}^2$ e $10^{-6} \text{ A}\cdot\text{m}^2$. Al fine di calcolare la massima coppia agente in questa analisi verrà considerato un valore di m pari a $10^{-3} \text{ A}\cdot\text{m}^2$. Nella Figura 61 sono riportati i valori della coppia magnetica al variare dell'altezza orbitale. I due vettori \mathbf{m} e \mathbf{B} sono stati considerati perpendicolari al fine di massimizzare la coppia.

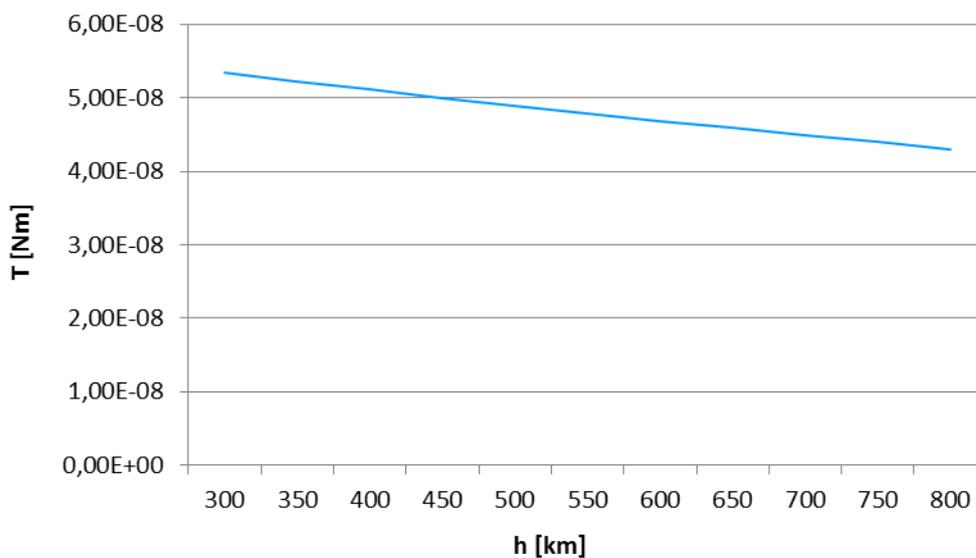


Figura 61 - T_m al variare dell'altezza orbitale

2.6.5. Conclusioni sulle coppie di disturbo

Nella Figura 62 è riportato l'andamento di tutte le coppie (in scala logaritmica) in funzione dell'altezza orbitale.

Ad altezze orbitali comprese tra i 300 km e i 450 km prevale la coppia aerodinamica, dovuta alla forza d'attrito generata dall'interazione dell'atmosfera residua con il satellite. Ad altezze orbitali superiori ai 700 km prevalgono invece le seguenti coppie:

- gravitazionale nel caso di configurazione 1 di cubesat;
- gravitazionale e di pressione di radiazione solare nel caso di configurazione 2 di cubesat.

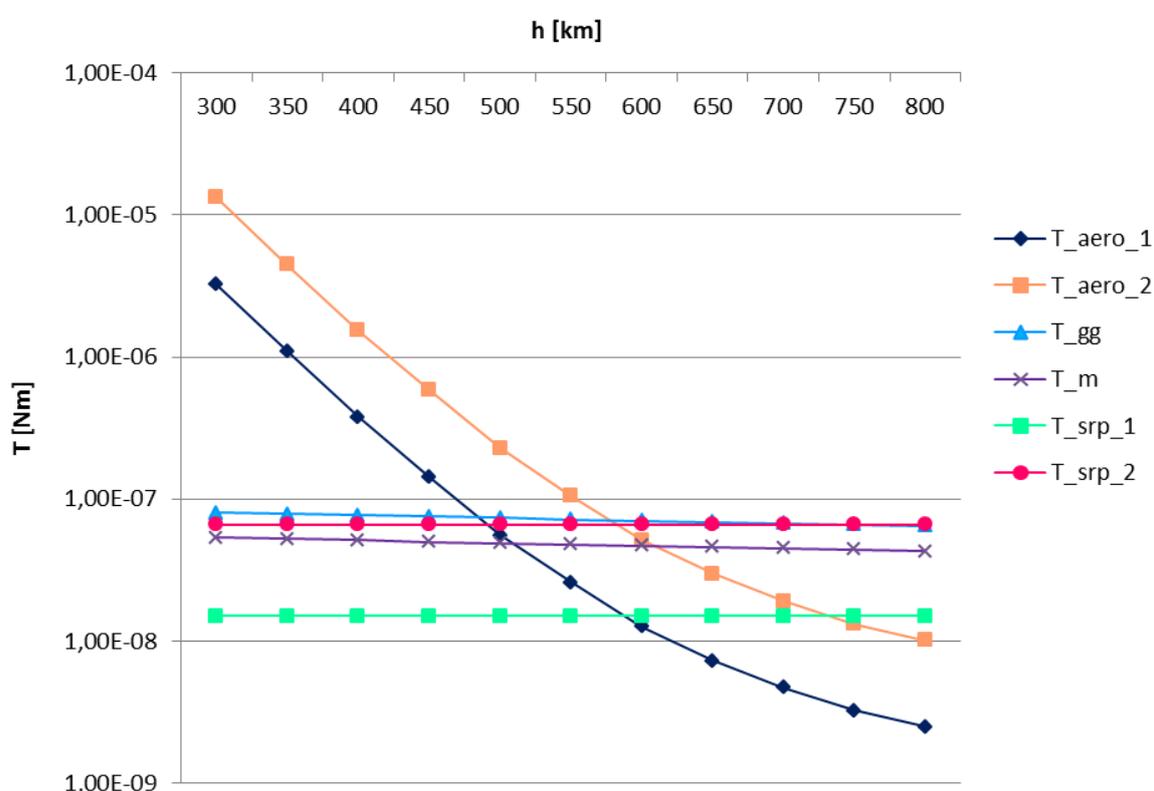


Figura 62 - Quadro riassuntivo delle coppie di disturbo

Nella Figura 63 è riportato l'andamento delle coppie massime totali (in scala logaritmica) al variare dell'altezza orbitale, per le due configurazioni di cubesat considerate. Come si nota dal grafico, all'aumentare dell'altezza la coppia totale diminuisce: diminuiscono infatti le coppie aerodinamica, gravitazionale e magnetica, mentre resta costante quella dovuta alla pressione di radiazione solare. Complessivamente, la configurazione 1 è quella meno soggetta alle coppie di disturbo, dunque preferibile dal punto di vista del controllo d'assetto.

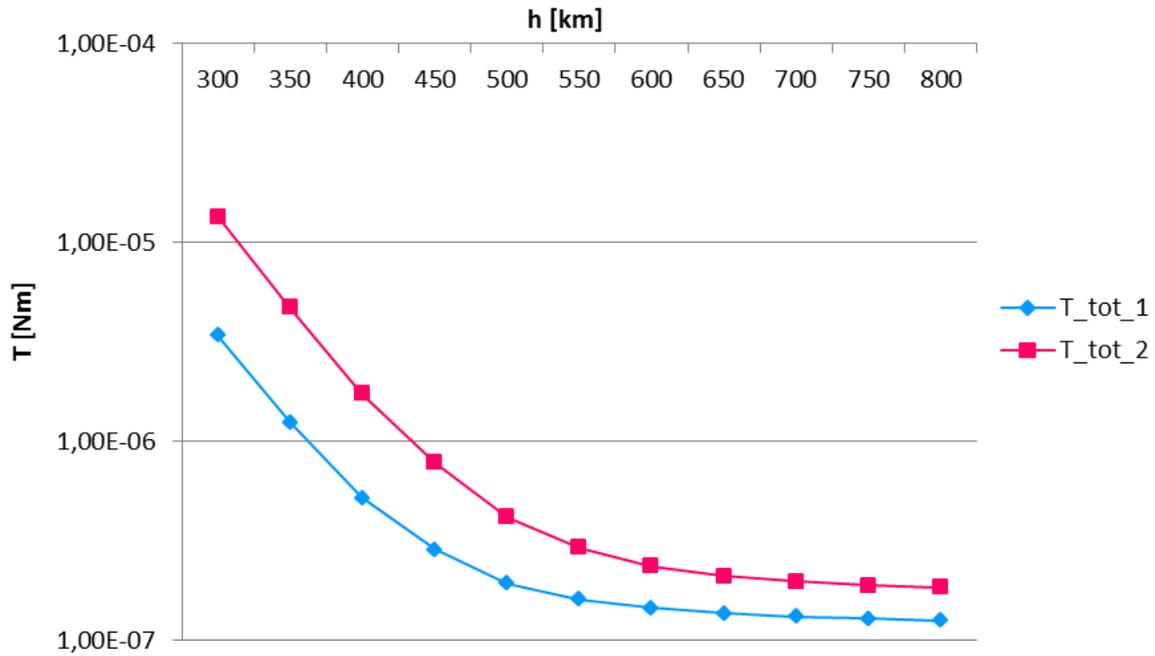


Figura 63 - T_{tot} al variare dell'altezza orbitale

È utile fare infine una distinzione tra coppie secolari e coppie periodiche in funzione dell'assetto del satellite. È importante conoscere il valore complessivo delle coppie secolari al fine di una corretta progettazione delle reaction wheels. Tali coppie sono infatti le principali cause della saturazione delle ruote di reazione.

Coppia	Secolare	Periodica
Aerodinamica	Nadir-pointing	Sun-pointing
SRP	Sun-pointing	Nadir-pointing
Gravitazionale	Nadir-pointing	Sun-pointing
Magnetica	Nadir-pointing e Sun-pointing	

Tabella 8 - Coppie secolari e periodiche

Nella Figura 64 è riportato l'andamento delle massime coppie secolari nel caso di assetto Sun-pointing (questo è infatti l'assetto del satellite in esame).

Nella Figura 65 è invece riportato l'andamento (in scala logaritmica) delle massime coppie periodiche nel caso di assetto Sun-pointing.

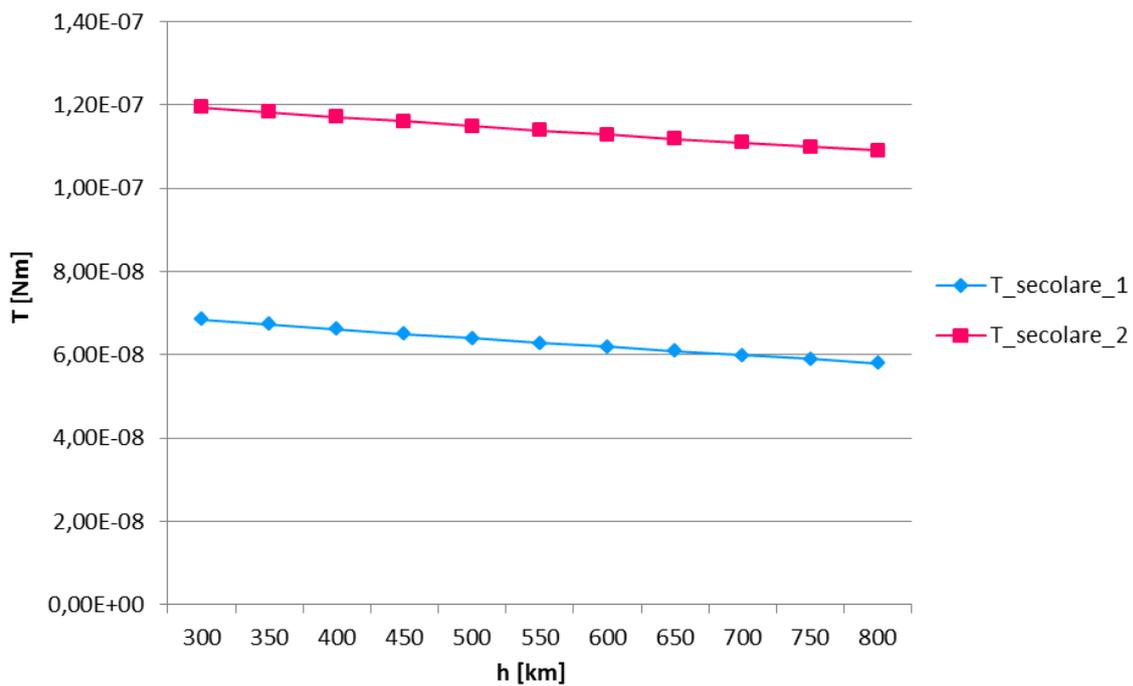


Figura 64 - $T_{secolari}$ al variare dell'altezza orbitale

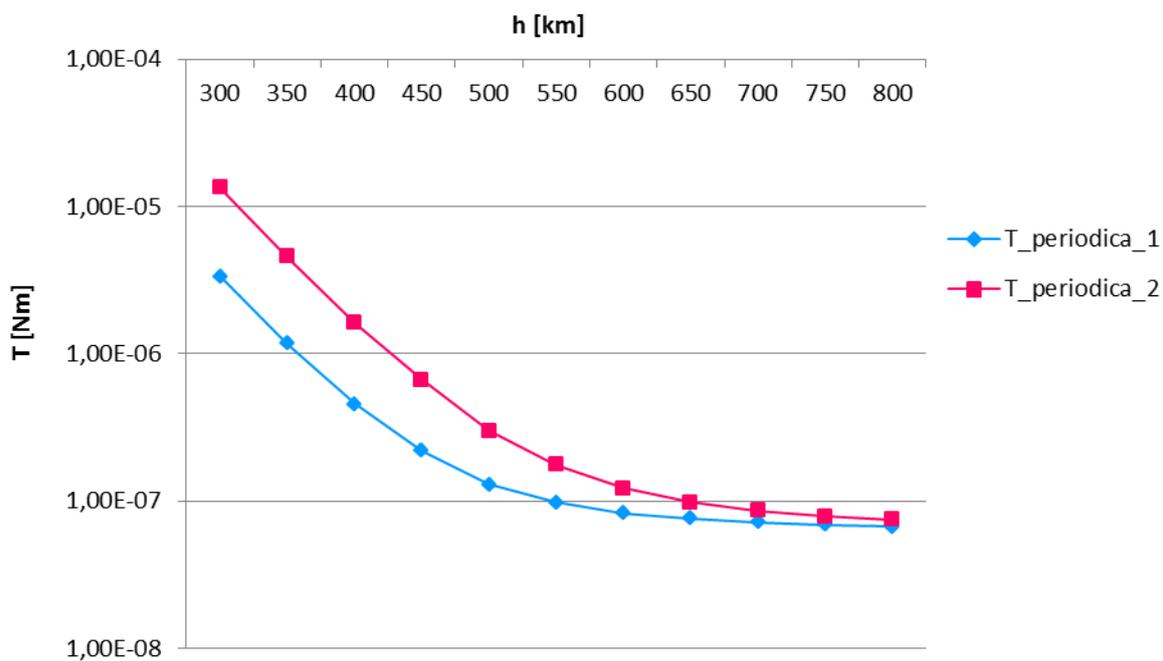


Figura 65 - $T_{periodiche}$ al variare dell'altezza orbitale

2.7. Link availability e data transfer amount

Un satellite in orbita deve comunicare con la ground station per poter trasferire i dati generati dal payload (quantificabili in un certo ammontare di byte). Il valore di tali dati può variare da alcuni MB giornalieri (tipico dei cubesat) ad alcuni GB giornalieri (tipico delle missioni con small satellite per l'osservazione della Terra). La quantità di dati da trasferire, a parità di disponibilità giornaliera del link, influenza il bit rate utilizzato (da 9600 bps fino ad oltre 300 Mbps) e quindi il range di frequenze (da banda UHF sino a banda X ed oltre).

La missione in esame riguarda lo studio dei solar flares. Essi sono classificati in 5 classi di potenza: A, B, C, M, ed X. Ogni classe è a sua volta suddivisa in 9 classi, numerate da 1 a 9. Oltre la classe X9 la numerazione prosegue linearmente.

Tale missione si occuperà dell'osservazione e dello studio di flares di classe M5 e X10. I primi, aventi frequenza circa giornaliera, generano 7 MB di dati per ogni evento. I secondi, aventi frequenza stimata mensile, generano invece 1 GB di dati per evento.

I fattori principali che influenzano la quantità di dati che è possibile trasmettere dal satellite alla ground station sono:

- Link availability, ovvero il tempo di visibilità del satellite da parte della ground station (e viceversa);
- Bit rate.

Il link availability, a sua volta, dipende principalmente dai seguenti parametri:

- Tipo di orbita;
- Altezza orbitale;
- Sito delle ground stations ed angolo di mascheramento;
- Direzionalità dell'antenna sia satellitare che terrestre.

Un maggiore tempo di visibilità implica:

- Un maggior numero di dati trasferibili a parità di bit rate;
- Un minore bit rate necessario a parità di dati che si desidera trasmettere.

Nelle analisi svolte nel presente documento vengono calcolati:

- Il link availability in funzione del tipo di orbita (equatoriale, inclinata di 45° e SSO) e dei siti delle ground stations (Roma, Malindi, Svalsat, Trollsat e le loro combinazioni);
- Il bit rate necessario per il trasferimento di una quantità fissata di dati (ovvero dei dati relativi ad un flare di classe M5 giornaliero e ad un flare di classe X10 mensile);

- Il tempo necessario per il trasferimento di dati con frequenza fissata (ovvero dati relativi ad un flare di classe M5 ogni 1/2/3/7 giorni) e altri dati con frequenza variabile (ovvero dati relativi ad un flare di classe X10), utilizzando dei bit rate standard per cubesat;
- I byte trasferibili in un mese utilizzando dei bit rate standard per cubesat.

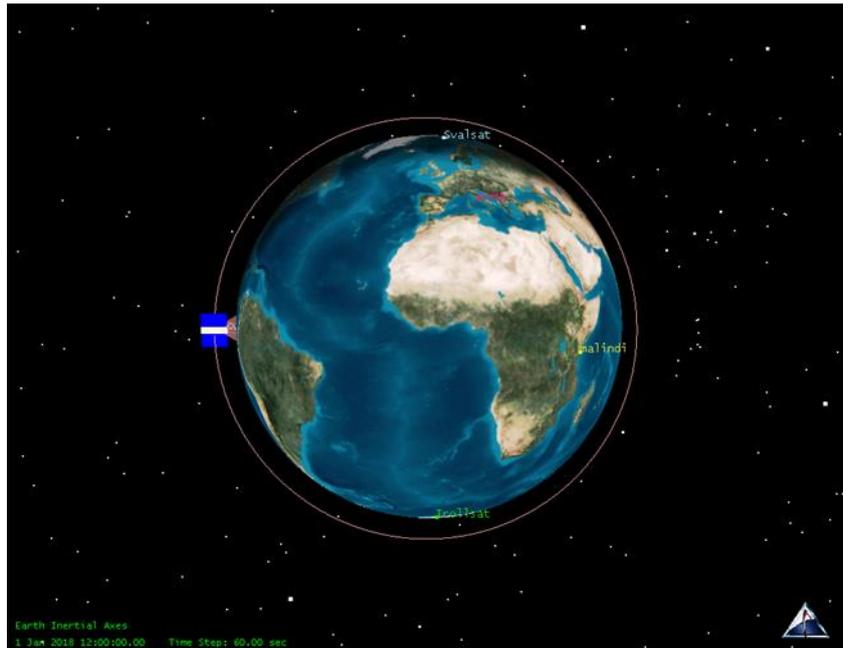


Figura 66 – Modello 3D in STK, configurazione 2 di cubesat, orbita alba-tramonto

2.7.1. Analisi del link availability

Per eseguire questa analisi è stato utilizzato il propagatore orbitale *STK*. Sono stati considerati i seguenti parametri:

- Orbite (con altezza pari a 700 km):
 - Equatoriale
 - Inclinata di 45°
 - SSO alba-tramonto
- Ground stations (con angolo di mascheramento pari a 20°):
 - Roma (latitudine 42°, longitudine 12.4°)
 - Malindi (latitudine -3.22°, longitudine 40.12°) utile per le orbite equatoriali

- Svalsat (latitudine 78.22° , longitudine 15.04°)
- Trollsat (latitudine -72° , longitudine 2°)
- Combinazioni di ground stations:
 - Roma + Malindi
 - Roma + Svalsat
 - Roma + Trollsat
 - Roma + Malindi + Svalsat
 - Roma + Malindi + Trollsat
 - Roma + Svalsat + Trollsat
 - Roma + Malindi + Svalsat + Trollsat
- Direzionalità dell'antenna satellitare:
 - Isotropa
 - Cone half angle (rappresentato in Figura 67) pari a 30°
 - Cone half angle pari a 60°

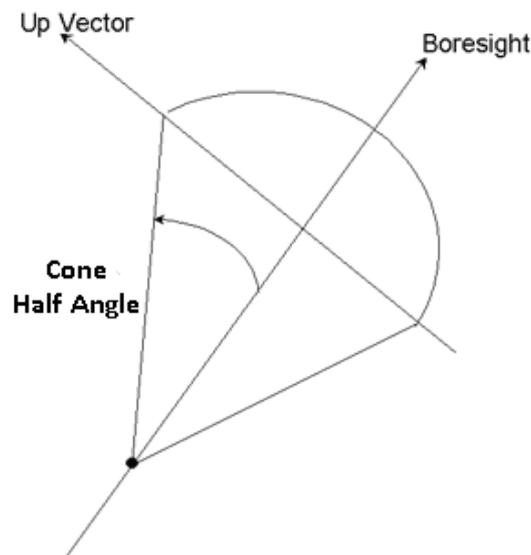


Figura 67 - Cone half angle

- Assetto del satellite (sun alignment with Nadir constraint):
 - Configurazione 1 di cubesat (Figura 68):
 - vettore $-Z$ allineato con il sun-vector
 - vettore Y tale da minimizzare la distanza dal Nadir-vector

- Configurazione 2 di cubesat (Figura 69):
 - vettore Y allineato con il sun-vector
 - vettore Z tale da minimizzare la distanza dal Nadir-vector
- Posizione dell'antenna:
 - Configurazione 1 di cubesat (Figura 68): lungo l'asse Y
 - Configurazione 2 di cubesat (Figura 69): lungo l'asse Z

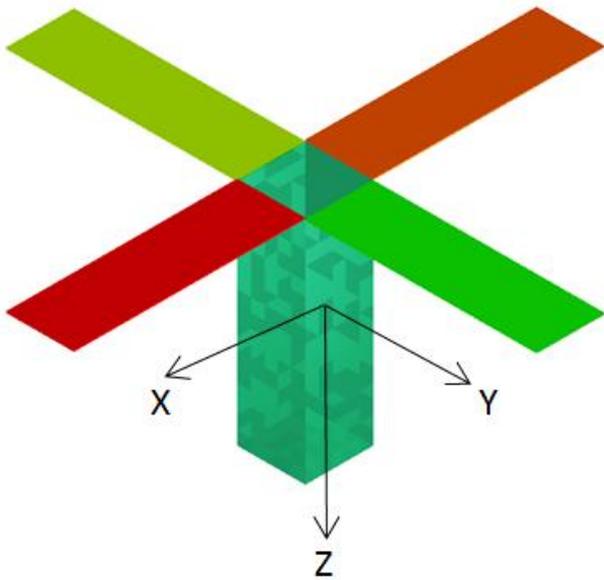


Figura 68 - Configurazione 1 di cubesat

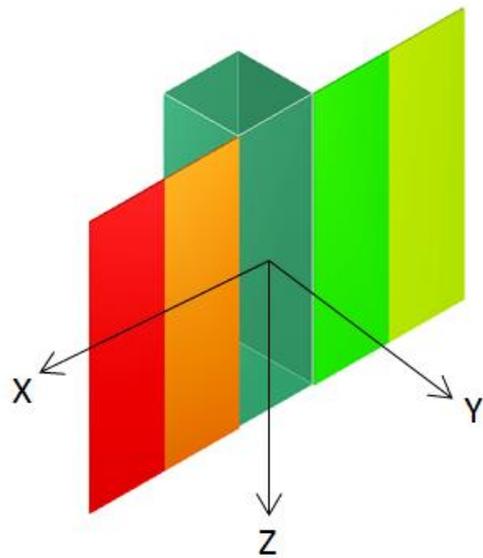


Figura 69 - Configurazione 2 di cubesat

2.7.1.1. Scelta delle ground stations

Roma

Poiché gli enti che collaborano al progetto in esame (IAPS e IMT Srl) hanno entrambi sede a Roma, è probabile che avvenga la realizzazione di una ground station privata, situata proprio a Roma.

Malindi

La ground station è situata all'interno del centro spaziale Luigi Broglio, a Ungwana Bay, Ngomeni, a 32 km da Malindi. Essa è gestita dall'ASI, in collaborazione con l'università di Roma La Sapienza, Centro di Ricerca Progetto San Marco (CRPSM). Qualora il progetto in

esame venisse finanziato dall'ASI risulterebbe utile utilizzare una stazione di sua proprietà. Inoltre la ground station si trova ad una latitudine idonea alla trasmissione dati per satelliti in orbita equatoriale. La stazione è dotata di antenne che permettono di operare in banda S, X, L.



Figura 70 – Antenna della ground station di Malindi

Svalsat e Trollsat

Le ground stations di Svalsat (situata nel complesso dello Svalbard Satellite Station, nell'isola di Spitsbergen, nell'oceano Artico) e Trollsat (situata all'interno del centro di ricerca gestito dal Norwegian Polar Institute in Antartide, nel Queen Maud Land) fanno parte del Kongsberg Satellite Services AS (KSAT), una compagnia commerciale norvegese. Le latitudini a cui sono situate le due stazioni le rendono idonee alla trasmissione dati per i satelliti in orbita polare. La stazione di Svalsat possiede antenne che permettono di operare in banda C, L, S e X, mentre le antenne della stazione di Trollsat permettono di operare in banda S e X.

La compagnia KSAT possiede altre stazioni ad elevata latitudine (Tromso e Grimstad) e a medie latitudini (sud Africa, Dubai, Singapore e Mauritius).



Figura 71 – Ground station Svalsat



Figura 72 – Antenna (radome) della ground station Trollsat

2.7.1.2. Orbita equatoriale

In Figura 73 è rappresentata l'orbita del satellite equatoriale. In giallo è evidenziato l'accesso alla ground station situata a Malindi (nel caso di antenna satellitare isotropa). A Roma, Svalsat e Trollsat l'accesso è nullo: tali stazioni non sono visibili dal satellite in orbita LEO equatoriale.

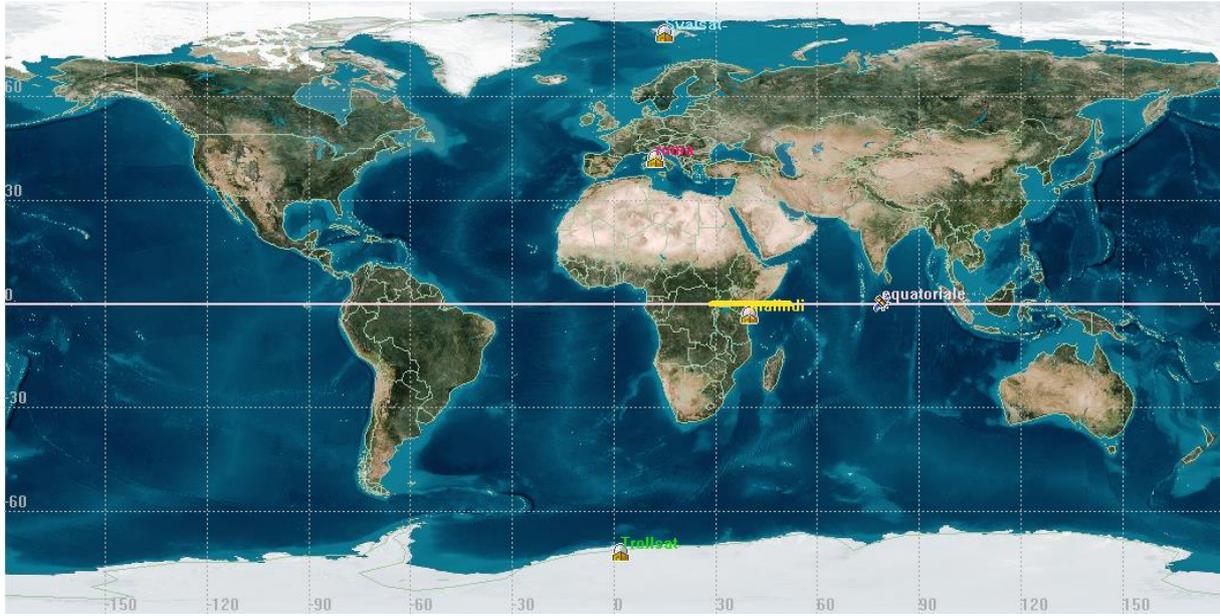


Figura 73 - Visibilità del satellite equatoriale

Nella Tabella 9 sono riportati:

- Il link availability mensile del satellite con le varie ground stations;
- La percentuale del link availability mensile del satellite con le ground stations.

	Roma	Malindi	Svalsat	Trollsat
Antenna isotropa				
link availability/month [s]	0	171015,5	0	0
link availability/month [%]	0,00	6,51	0,00	0,00
Cone half angle 60°				
link availability/month [s]	0	99793	0	0
link availability/month [%]	0,00	3,80	0,00	0,00
Cone half angle 30°				
link availability/month [s]	0	32265	0	0
link availability/month [%]	0,00	1,23	0,00	0,00

Tabella 9 - Link availability per il satellite equatoriale

2.7.1.3. Orbita inclinata di 45°

In Figura 74 è rappresentata l'orbita con inclinazione pari a 45°. In giallo è evidenziato l'accesso del satellite alla ground station situata a Malindi, in rosso l'accesso alla ground station situata a Roma. A Svalsat e a Trollsat l'accesso è nullo: tali stazioni non sono visibili dal satellite in orbita LEO inclinata di 45°. (In figura è rappresentata una ground track nel caso di 24 ore di missione).

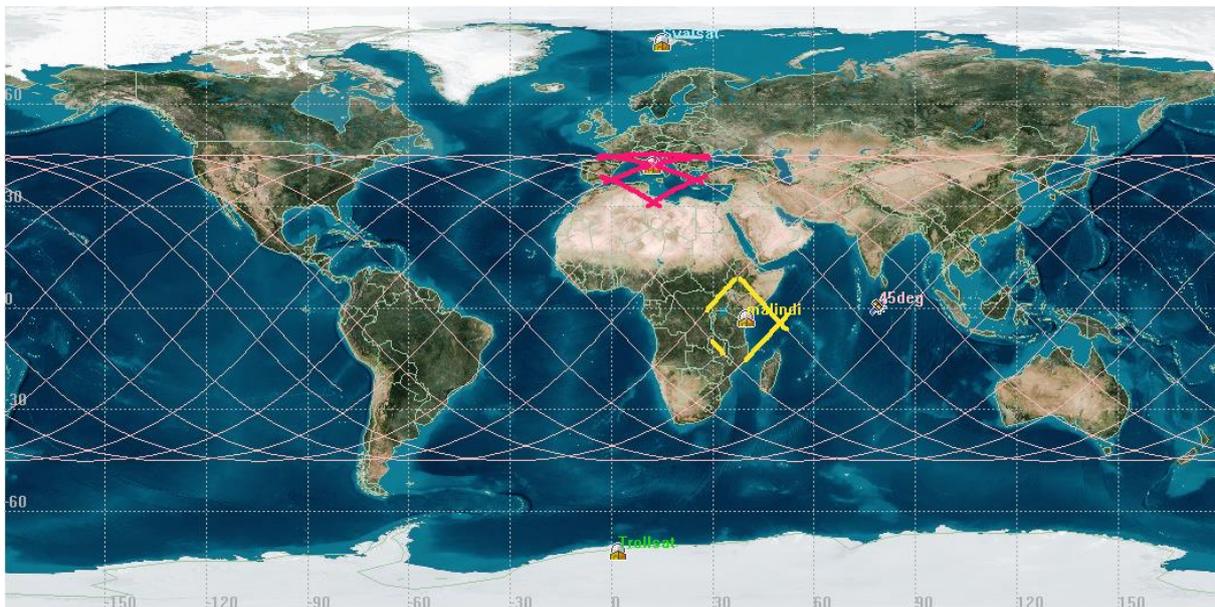


Figura 74 – Visibilità del satellite in orbita inclinata di 45°

Nella Tabella 10 sono riportati:

- Il link availability mensile del satellite con le varie ground stations;
- La percentuale del link availability mensile del satellite con le ground stations.

	Roma	Malindi	Svalsat	Trollsat	R+M
Antenna isotropa					
link availability/month [s]	53683,5	26789	0	0	80472,5
link availability/month [%]	2,04	1,02	0,00	0,00	3,06
Cone half angle 60°					
link availability/month [s]	33470	15982	0	0	49452
link availability/month [%]	1,27	0,61	0,00	0,00	1,88
Cone half angle 30°					
link availability/month [s]	9901	4707	0	0	14608,5
link availability/month [%]	0,38	0,18	0,00	0,00	0,56

Tabella 10 - Link availability per il satellite in orbita $i=45^\circ$

2.7.1.4. Orbita SSO alba-tramonto

In Figura 75 è rappresentata l'orbita del satellite in orbita SSO alba-tramonto. In giallo è evidenziato l'accesso alla ground station situata a Malindi, in rosso l'accesso alla ground station situata a Roma, in azzurro l'accesso alla ground station situata a Svalsat e in verde l'accesso alla ground station situata a Trollsat. (In figura è rappresentata una ground track nel caso di 24 ore di missione).

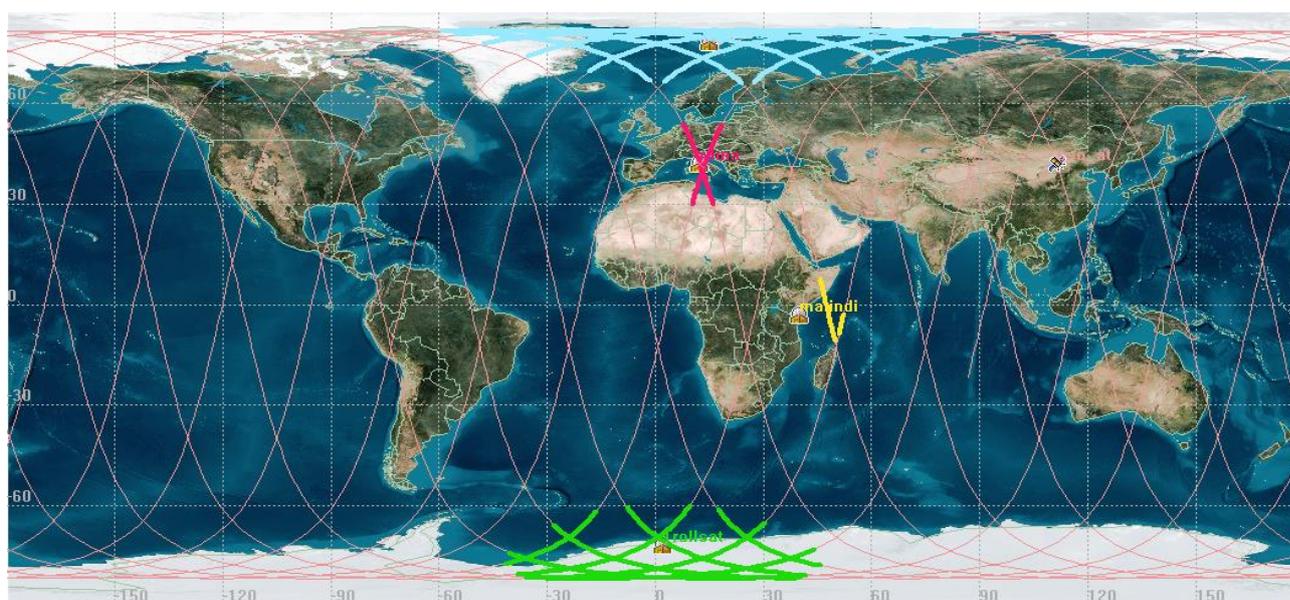


Figura 75 – Visibilità del satellite in orbita SSO

Nella Tabella 11 sono riportati:

- Il link availability mensile del satellite con le varie ground stations;
- La percentuale del link availability mensile del satellite con le ground stations.

	R	M	S	T	R+M	R+S	R+T	R+M+S	R+M+T	R+S+T	R+M+S+T
Antenna isotropa											
link av./month [s]	26467	19033	98431	84928	45500	124898	111396	143931	130429	209827	228860
link av./month [%]	1,01	0,72	3,75	3,23	1,73	4,76	4,24	5,48	4,97	7,99	8,71
Cone half angle 60°											
link av./month [s]	22303	18497	82611	67617	40800	104914	89920	123410,5	108417	172531	191028
link av./month [%]	0,85	0,70	3,15	2,57	1,55	3,99	3,42	4,70	4,13	6,57	7,27
Cone half angle 30°											
link av./month [s]	2812	1756	14796	12170	4568	17608	14982	19363,5	16738	29778	31534
link av./month [%]	0,11	0,07	0,56	0,46	0,17	0,67	0,57	0,74	0,64	1,13	1,20

Tabella 11 – Link availability per il satellite in orbita SSO

Impostando un offset ottimale sul posizionamento dell'antenna è possibile aumentare la percentuale del tempo di accesso. Questo verrà studiato in dettaglio in fase di progetto. Ad esempio per l'orbita alba-tramonto con cone half angle pari a 30° è possibile aumentare l'accesso totale (Roma+Malindi+Svalsat+Trallsat) di un fattore 1.4.

2.7.2. Link availability e bit rate necessario per il trasferimento dei dati relativi ad un flare di classe M5 con cadenza giornaliera e ad un flare di classe X10 con cadenza mensile

I flares di classe M5 (più deboli) per essere analizzati richiedono 7 MB di dati ($7 \cdot 10^6 \cdot 8$ bit) ed hanno frequenza circa giornaliera. I flares di classe X10 (più intensi) richiedono invece 1 GB ($10^9 \cdot 8$ bit) con periodicità mensile. Il bit rate è dato da:

$$R = \frac{n}{t} \quad [bit/s]$$

dove n è il numero di bit (pari ad 1/8 di Byte) e t è il tempo di trasferimento (in secondi).

Nell'analisi corrente è stato calcolato il bit rate necessario al trasferimento dei dati relativi ad un flare di classe M5 al giorno e ad un flare di classe X10 al mese, ovvero:

$$R_{100\%} = \frac{7 \cdot 10^6 \cdot 8 + 10^9 \cdot 8 \cdot \frac{1}{30}}{24 \cdot 3600 \cdot f} \cdot 1.3 = 4.85 \cdot 10^3 \cdot \frac{1}{f} \quad bit/s$$

dove f è il link availability percentuale, mentre il fattore 1.3 è un parametro correttivo che tiene conto dell'efficienza del protocollo e codifica su canale.

Supponendo una compressione dei dati al 30%, il bit rate richiesto diventa:

$$R_{70\%} = 0.7 \cdot R_{100\%} = 3.4 \cdot 10^3 \cdot \frac{1}{f} \quad bit/s$$

Nella Figura 76 è riportato il bit rate necessario per trasferire i dati sia nel caso di compressione nulla ($R_{100\%}$, curva verde) sia nel caso di compressione al 30% ($R_{70\%}$, curva rossa). Le rette rappresentano bit rate standard utilizzati a bordo dei nanosatelliti.

La procedura seguita per il calcolo del bit rate necessario al trasferimento dei dati relativi ad un flare di classe M5 al giorno e ad un flare di classe X10 al mese è la seguente:

1. Selezionare la ground station (o combinazione di più ground stations) e il tipo di orbita;
2. Individuare in Tabella 9, Tabella 10 o Tabella 11 il valore di link availability per l'orbita e la ground station in esame;
3. Riportare sul grafico (Figura 76, asse delle ascisse) il valore trovato al punto 2;
4. L'intersezione con le due curve ($R_{100\%}$ o $R_{70\%}$) individua il bit rate minimo necessario sull'asse delle ordinate.

Solo le rette corrispondenti ad un bit rate maggiore rispetto al bit rate trovato al punto 4 rappresentano velocità di trasmissione (standard per i cubesat) utilizzabili ai fini del completo trasferimento dei dati in esame.

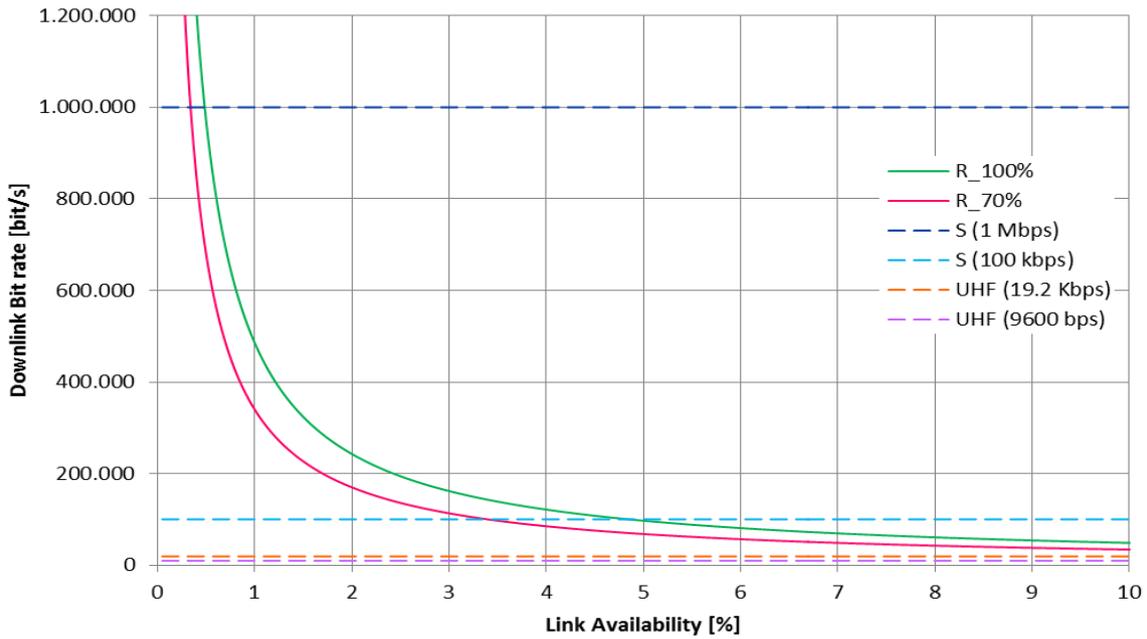


Figura 76 – Link availability vs Bit rate

Nella Tabella 12, Tabella 13 e Tabella 14 sono riportati i valori di bit rate minimi necessari per il trasferimento dei dati relativi ad un flare di classe M5 al giorno ed un flare di classe X10 al mese, per le orbite e le ground stations considerate, nel caso di compressione nulla dei dati e nel caso di dati compressi al 30%.

	Malindi
Antenna isotropa	
$R_{100\%}$ [kbps]	74.6
$R_{70\%}$ [kbps]	52.2
Cone half angle 60°	
$R_{100\%}$ [kbps]	128
$R_{70\%}$ [kbps]	89.4
Cone half angle 30°	
$R_{100\%}$ [kbps]	395
$R_{70\%}$ [kbps]	276

Tabella 12 - Bit rate necessari al trasferimento di un flare M5 al giorno e un flare X10 al mese (orbita equatoriale)

	Roma	Malindi	R+M
Antenna isotropa			
$R_{100\%}$ [kbps]	235	476	157
$R_{70\%}$ [kbps]	164	333	110
Cone half angle 60°			
$R_{100\%}$ [kbps]	382	796	258
$R_{70\%}$ [kbps]	268	557	181
Cone half angle 30°			
$R_{100\%}$ [kbps]	1280	2700	867
$R_{70\%}$ [kbps]	894	1890	607

Tabella 13 - Bit rate necessari al trasferimento di un flare M5 al giorno e un flare X10 al mese (orbita inclinata di 45°)

	R	M	S	T	R+M	R+S	R+T	R+M+S	R+M+T	R+S+T	R+M+S+T
Antenna isotropa											
$R_{100\%}$ [kbps]	481	674	129	150	282	102	115	88.6	97.7	60.8	55.7
$R_{70\%}$ [kbps]	336	472	906	105	198	71.4	80.2	62	68.4	42.5	39
Cone half ang.60°											
$R_{100\%}$ [kbps]	571	694	154	189	313	122	142	103	118	73.9	66.8
$R_{70\%}$ [kbps]	400	485	108	132	219	85.2	99.4	72.3	82.3	51.7	46.7
Cone half ang.30°											
$R_{100\%}$ [kbps]	4410	6940	867	1060	2860	725	852	656	759	430	405
$R_{70\%}$ [kbps]	3090	4850	607	739	2000	507	596	459	531	301	283

Tabella 14 - Bit rate necessari al trasferimento di un flare M5 al giorno e un flare X10 al mese (orbita SSO)

Dall'analisi dei dati riportati si rileva quanto segue:

- La banda UHF con bit rate pari a 9600 bps e 19200 bps non è utilizzabile in nessuno dei casi considerati (il link availability è troppo basso e i dati da trasferire sono troppo numerosi);
- La banda S con bit rate pari a 100 Kbps è utilizzabile solo nei casi evidenziati in verde nella Tabella 12 e nella Tabella 14;
- La banda S con bit rate pari a 1 Mbps è utilizzabile in tutti i casi considerati, tranne in quelli evidenziati in rosso nella Tabella 13 e nella Tabella 14.

2.7.3. Tempo necessario per trasferire i dati relativi ad un flare di classe M5 ogni 1/2/3/7 giorni e ad un flare di classe X10

In questa analisi viene calcolato il tempo necessario per trasferire i dati relativi a:

- Un flare di classe M5 al giorno e uno di classe X10;
- Un flare di classe M5 ogni due giorni e uno di classe X10;
- Un flare di classe M5 ogni tre giorni e uno di classe X10;
- Un flare di classe M5 ogni sette giorni e uno di classe X10

con bit rate pari a 100 Kbps e a 1 Mbps.

Questa analisi ha lo scopo di calcolare il tempo massimo necessario per il trasferimento completo dei dati, considerando la periodicità dei flares M5 nota. Il risultato indica il minimo gap temporale tra due flares X10 al variare della frequenza di quelli di classe M5. Bit rates e tempi di accesso rimangono invariati.

Il tempo necessario viene calcolato mediante la seguente formula:

$$t = \frac{n}{R \cdot f} = \frac{n_M + n_X}{R \cdot f} = \frac{R_M \cdot t + n_X}{R \cdot f} [s]$$

dove n è il numero di bit, n_M è il numero di bit relativi ad un flare di classe M5, n_X è il numero di bit relativi ad un flare di classe X10, R è il bit rate, R_M è il bit rate necessario per il

trasferimento dei dati relativi ai flares di classe M5, f è il link availability, ovvero la percentuale del tempo di accesso del satellite alla ground station. Semplificando si ottiene:

$$t = \frac{n_x}{R \cdot f - R_M} \text{ [s]}$$

Considerando una compressione pari al 30%, il numero di bit associati ad un flare di classe X10 è:

$$n_x = 10^9 \cdot 8 \cdot 0.7 \cdot 1.3 = 7.28 \cdot 10^9 \text{ bit}$$

dove il fattore 0.7 è il fattore di compressione, mentre il fattore 1.3 è un parametro correttivo che tiene conto dell'efficienza del protocollo e codifica su canale.

Il bit rate necessario per il trasferimento dei dati relativi ad un flare di classe M5 al giorno è dato da:

$$R_{M1} = \frac{7 \cdot 10^6 \cdot 8}{24 \cdot 3600 \cdot f} \cdot 0.7 \cdot 1.3 = 5.9 \cdot 10^2 \cdot \frac{1}{f} \text{ bit/s}$$

I bit rate necessari per il trasferimento dei dati relativi ad un flare di classe M5 ogni 2, 3 o 7 giorni valgono rispettivamente:

$$R_{M2} = \frac{1}{2} R_{M1} = 2.95 \cdot 10^2 \cdot \frac{1}{f} \text{ bit/s}$$

$$R_{M3} = \frac{1}{3} R_{M1} = 1.97 \cdot 10^2 \cdot \frac{1}{f} \text{ bit/s}$$

$$R_{M7} = \frac{1}{7} R_{M1} = 84 \cdot \frac{1}{f} \text{ bit/s}$$

Nella Figura 77 e nella Figura 78 è riportato l'andamento del tempo necessario al trasferimento dei dati relativi all'osservazione di un flare di classe M5 ogni 1/2/3/7 giorni e ad un flare di classe X10 in funzione del link availability, rispettivamente nel caso di bit rate pari a 100 Kbps e a 1 Mbps.

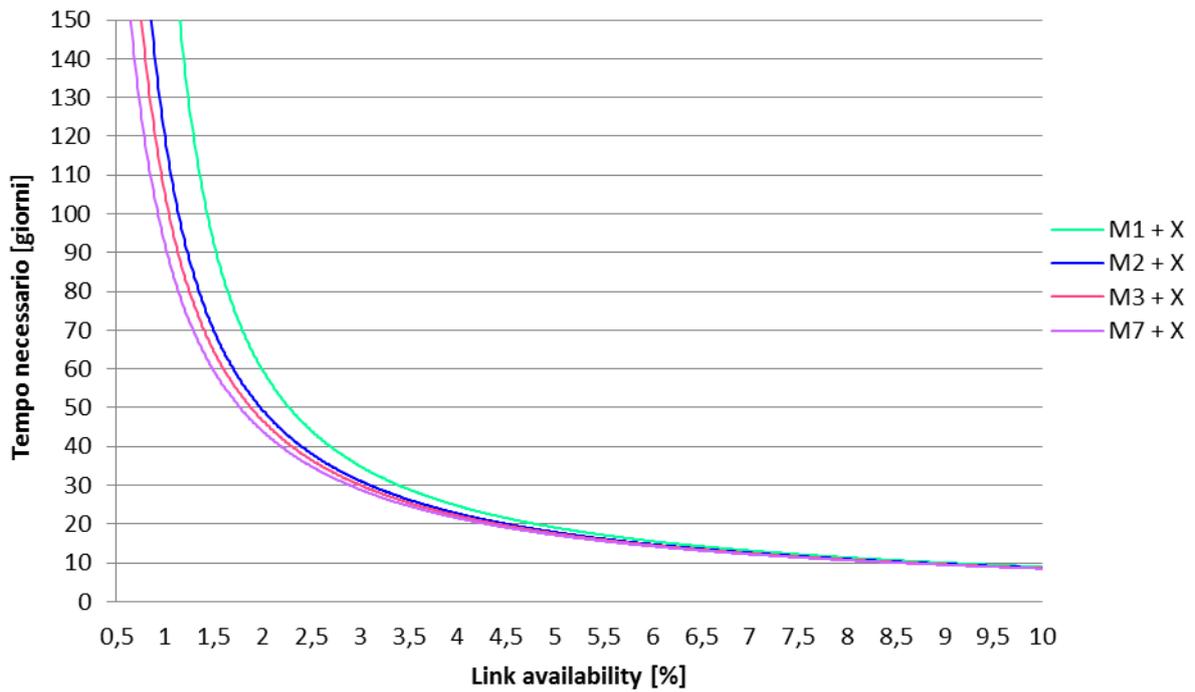


Figura 77 – Tempo necessario per trasferire i dati relativi ad un flare di classe M5 ogni 1/2/3/7 giorni e ad un flare di classe X10 (R=100 Kbps)

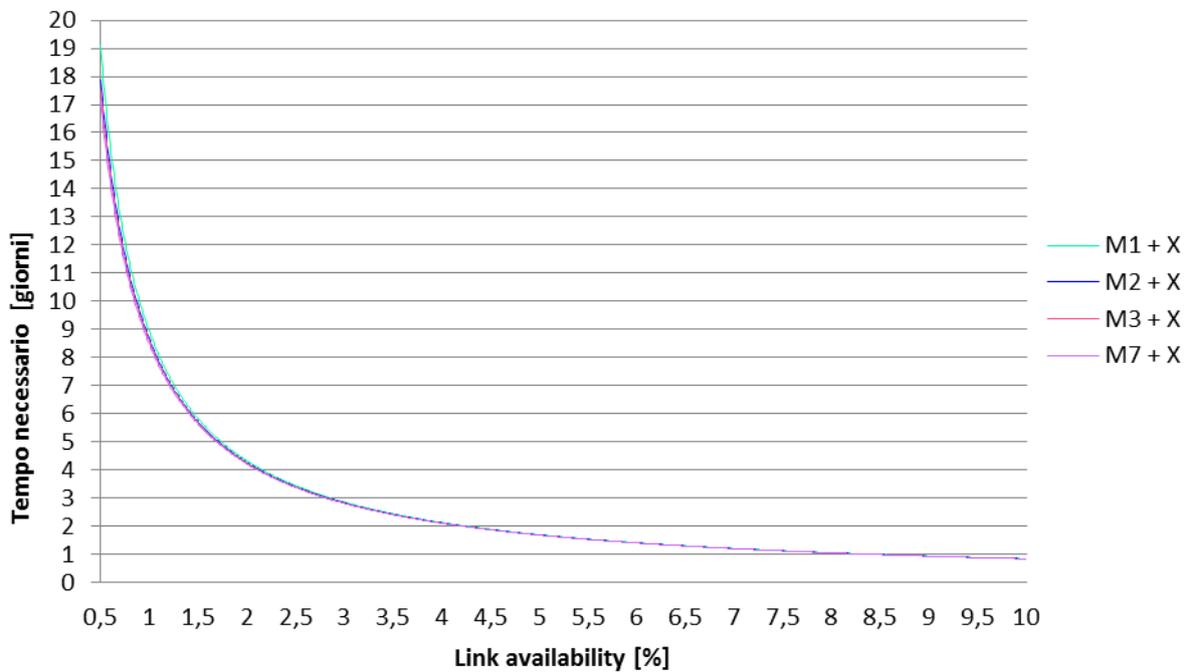


Figura 78 - Tempo necessario per trasferire i dati relativi ad un flare di classe M5 ogni 1/2/3/7 giorni e ad un flare di classe X10 (R=1 Mbps)

Dai risultati ottenuti si rileva quanto segue:

- Nel caso di bit rate pari a 100 Kbps, per valori di link availability inferiori al 3-4%:
può risultare vantaggioso diminuire la frequenza di osservazione dei flares di classe M5 (a vantaggio dell'osservazione e trasmissione dati dei flares di classe X10).
Quando invece la percentuale di access time è superiore al 3-4% i tempi necessari al trasferimento dati assumono valori molto simili dunque non vi sono vantaggi notevoli legati alla diminuzione della frequenza di osservazione.
- Nel caso di bit rate pari a 1 Mbps:
il tempo necessario per il trasferimento dati resta pressoché costante al variare della frequenza di osservazione dei flares di classe M5. In questo caso dunque non vi sono vantaggi legati alla diminuzione della frequenza di osservazione.

2.7.4. MB trasferibili in un mese

In questa analisi viene calcolato il numero di MB trasferibili in un mese nel caso di data rates throughput pari a 100 Kbps e a 1 Mbps: questo al fine di rendersi indipendenti da numero o frequenza fissati di flares di classe M5 o X10 che si desidera analizzare. Conoscendo cioè il numero di MB trasferibili in un mese (n_{TOT}) si possono ottenere varie combinazioni di MB trasferibili relativi ai flares di classe M5 ($y \cdot n_M$) e X10 ($z \cdot n_X$), in modo tale da soddisfare la relazione:

$$n_{TOT} = y \cdot n_M + z \cdot n_X$$

dove n_M è il numero di MB di un flare di classe M5 e n_X è il numero di MB di un flare di classe X10. y e z rappresentano rispettivamente il numero di flares di classe M5 e X10 di cui si desidera trasmettere i dati in un mese.

Nella Figura 79 viene riportato l'andamento del numero di MB trasferibili in un mese in funzione del link availability, per i due valori di bit rate considerati ($R=100$ Kbps e $R=1$ Mbps).

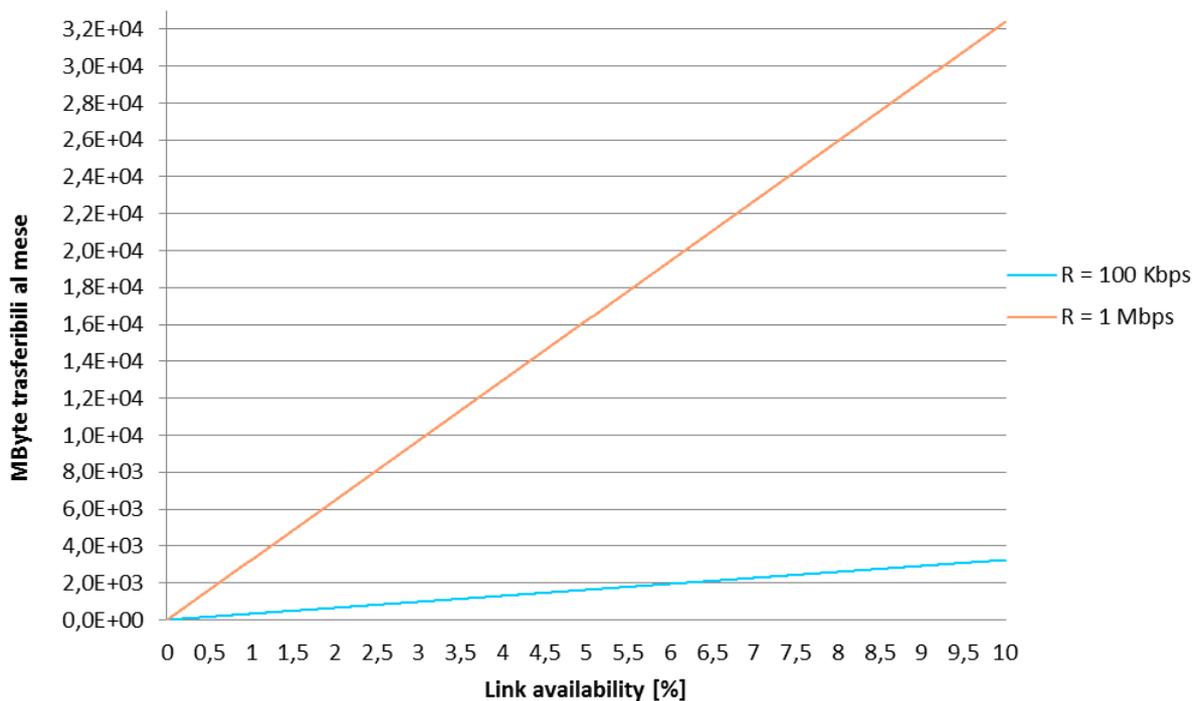


Figura 79 – MB trasferibili in un mese con R=100 Kbps e R=1 Mbps

2.7.5. Conclusioni sul link availability e data transfer amount

Dall'analisi condotta è possibile affermare quanto segue:

1. Date le ground stations situate a Roma, Malindi, Svalsat e Trollsat:
 - Il satellite in orbita equatoriale è visibile solo dalla ground station situata a Malindi; il link availability è in tal caso pari a:
 - 6.51% con antenna isotropa
 - 3.8% con cone half angle pari a 60°
 - 1.23% con cone half angle pari a 30°
 - Il satellite nell'orbita inclinata di 45° è visibile dalle ground stations situate a Roma e Malindi; il link availability massimo (nel caso venissero utilizzate entrambe le ground stations) è pari a:
 - 3.06% con antenna isotropa
 - 1.88% con cone half angle pari a 60°

- 0.56% con cone half angle pari a 30°
 - Il satellite nell'orbita SSO è visibile da tutte e quattro le ground stations considerate; il link availability massimo (nel caso venissero utilizzate tutte le ground stations) è pari a:
 - 8.71% con antenna isotropa
 - 7.27% con cone half angle pari a 60°
 - 1.2% con cone half angle pari a 30°
2. Dati i vari bit rate standard per i cubesat, quello minimo utilizzabile al fine del trasferimento dati cui si è interessati nella missione in esame è 100 Kbps (banda UHF).
3. Per il trasferimento dei dati relativi all'osservazione di un flare di classe M5 al giorno e uno di classe X10 al mese è possibile utilizzare bit rate pari a:
- 100 Kbps nei seguenti casi:
 - orbita equatoriale: con antenna isotropa
 - orbita $i=45^\circ$: mai
 - orbita SSO: in alcuni casi di ground stations multiple con antenna isotropa o con cone half angle pari a 60°
 - 1 Mbps nei seguenti casi:
 - orbita equatoriale: sempre
 - orbita $i=45^\circ$: sempre tranne nel caso di ground station singola (situata o a Roma o a Malindi) con cone half angle pari a 30°
 - orbita SSO: sempre tranne nel caso di ground station singola situata a Roma o Malindi o Trollsat e nel caso di combinazione Roma+Malindi, con cone half angle pari a 30°
4. Diminuire la frequenza di osservazione dei flares di classe M5, a vantaggio dell'osservazione e trasmissione dati dei flares di classe X10:
- Nel caso di bit rate pari a 100 Kbps:
 - è vantaggioso solo nel caso di valori di link availability inferiori al 3-4%.
 - Nel caso di bit rate pari a 1 Mbps:

il tempo necessario per il trasferimento dati resta pressoché costante, dunque non vi sono vantaggi legati alla diminuzione della frequenza di osservazione.

5. Conoscendo il numero di MB che è possibile trasferire in un mese (Figura 79), è possibile selezionare varie combinazioni di MB trasferibili relativi ai flares di classe M5 e X10.

3. Downlink budget

Il link budget stabilisce, mediante il rapporto segnale-rumore (che è strettamente collegato all'errore sul bit), se è possibile la comunicazione tra il sistema trasmittente e quello ricevente. Esso rappresenta il bilancio tra guadagno e perdite di potenza che si manifestano nella trasmissione del segnale. In questa analisi viene considerato solo il downlink dei dati scientifici, ovvero la trasmissione del segnale dallo spacecraft alla ground station. In fase di progettazione è molto più complesso ottenere un margine di link budget positivo nel caso di downlink, a causa dei bassi livelli di potenza disponibili a bordo del satellite.

Dalle analisi effettuate precedentemente (paragrafo §2.7 Link availability e data transfer amount) è emerso che il downlink dei dati scientifici risulta essere critico a causa dell'elevata quantità dei dati da trasferire. (L'uplink dei comandi ed il downlink delle telemetrie saranno invece delle semplici trasmissioni in banda UHF/VHF).

L'architettura finale deve tenere conto dei seguenti parametri:

- Bit rate
- Tempo del collegamento (anche cumulativo nel tempo)
- Dislocazione delle stazioni di terra

Nella Tabella 15 viene indicato come questi tre fattori influenzano il link budget.

Parametro	Azione	Fattori influenzati
Bit rate R	Aumentare il bit rate	<ul style="list-style-type: none">• Maggiore è R e maggiore è il rumore del canale trasmissivo.• Maggiore è R e maggiore è la potenza del canale trasmissivo.• Per problemi di occupazione di banda, maggiore è R e maggiore è la frequenza della portante.
Link availability	Aumentare il tempo del collegamento t	<ul style="list-style-type: none">• Per aumentare t è necessario acquisire il satellite il prima possibile e rilasciarlo il più tardi possibile. Il tempo tra AOS e LOS deve quindi essere il più alto possibile. Questo implica un angolo di mascheramento piccolo, ossia una distanza Terra-satellite elevata. Ne consegue la presenza di maggiori attenuazioni dovute alla propagazione

		(attenuazione di spazio libero ed attenuazione atmosferica).
		<ul style="list-style-type: none"> • Per aumentare t occorre utilizzare un'antenna con un largo fascio, a discapito del guadagno.
Ground station	Aumentare il numero di ground stations	<ul style="list-style-type: none"> • La stazione di terra deve essere dislocata in una posizione strategica (ai poli per l'orbita polare, all'equatore per l'orbita equatoriale). • L'antenna di terra deve avere un valore elevato di G/T

Tabella 15 – Influenza di R , t e ground station sul link budget

3.1. Teoria del link budget

Il primo step consiste nel valutare l' $EIRP$ (effective isotropic radiated power), ovvero la potenza isotropa equivalente effettivamente irradiata dall'antenna.

Considerando un'antenna isotropa, alimentata da una sorgente di potenza totale P_T , la potenza irradiata per unità di angolo solido (Figura 80) è pari a:

$$\frac{P_T}{4\pi} \text{ [W/steradiante]}$$

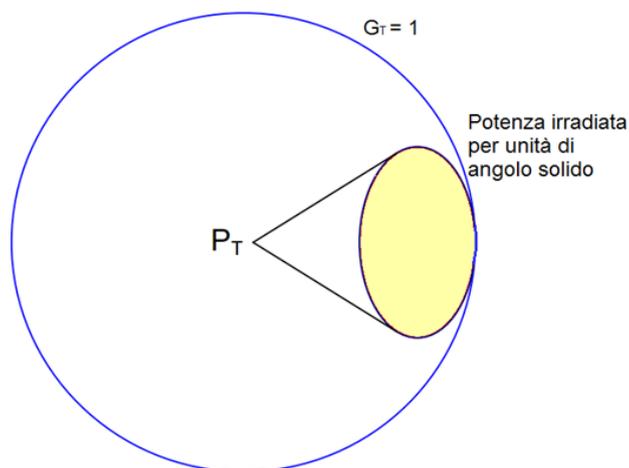


Figura 80 – Irradiazione di un'antenna isotropa [13]

Considerando invece un'antenna non isotropa, essa irradia, in una direzione in cui ha un guadagno di trasmissione G_T , una potenza per unità di angolo solido (Figura 81) pari a:

$$\frac{P_T \cdot G_T}{4\pi} \text{ [W/steradiante]}$$

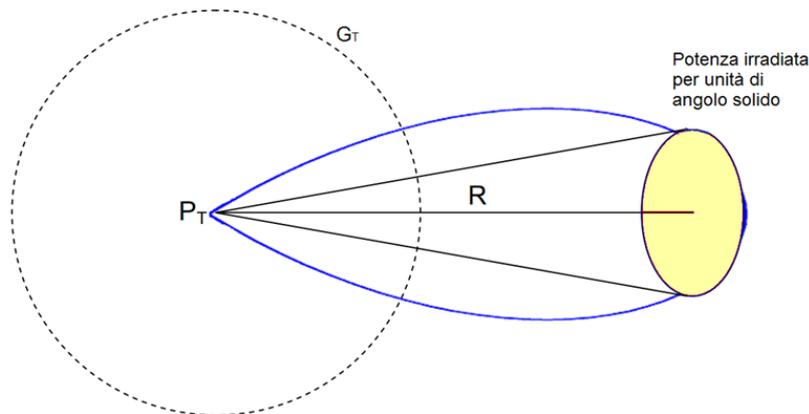


Figura 81 – Irradiazione di un'antenna reale [13]

Il prodotto $P_T \cdot G_T$ è definito come $EIRP$. Passando alla scala logaritmica e considerando le perdite si ha:

$$EIRP = P_T + G_T - L_{line,T} \text{ [dBW]}$$

dove P_T indica la potenza trasmessa, G_T il guadagno di trasmissione e $L_{line,T}$ le perdite di linea di trasmissione.

Due sistemi differenti, sia in termini di potenza di trasmissione che di guadagno d'antenna, possono avere lo stesso $EIRP$. L'obiettivo è quello di massimizzare questo valore, compatibilmente con i vincoli esterni.

Considerando un'antenna isotropa la potenza ricevuta è data da:

$$P_{R,iso} = EIRP - L_{propagation} \text{ [dBW]}$$

dove $L_{propagation}$ rappresenta le perdite dovute alla propagazione del segnale quali attenuazione di spazio libero, perdita di puntamento dell'antenna trasmittente, perdita di polarizzazione,

attenuazioni atmosferiche. Occorre quindi calcolare la figura di merito G/T_S , la quale fornisce informazioni sulla qualità del ricevitore: maggiore è il valore di G/T_S , migliori sono le performances.

$$\frac{G}{T_S} = G - 10 \log T_S - L_{line,R} \quad [dB/K]$$

dove G indica il guadagno di ricezione, T_S la temperatura equivalente del rumore del sistema di ricezione e $L_{line,R}$ le perdite di linea di ricezione. Definendo la densità spettrale di rumore (noise spectral density) come:

$$N_0 = K + 10 \log T_S \quad [dBW/Hz]$$

(dove K è la costante di Boltzmann, pari a -228.6 dBW/HzK), è possibile calcolare il rapporto tra potenza ricevuta P_R e N_0 :

$$\frac{P_R}{N_0} = P_{R,iso} + \frac{G}{T_S} - K - L_{pointing,R} \quad [dBHz]$$

dove $L_{pointing,R}$ rappresenta la perdita di puntamento dell'antenna ricevente.

Viene calcolato quindi il rapporto tra energia per bit E_b e N_0 :

$$\frac{E_b}{N_0} = \frac{P_R}{N_0} - R \quad [dB]$$

dove R è il data rate.

Confrontando questo valore con il valore di E_b/N_0 richiesto si ottiene il link margin: affinché avvenga la comunicazione tra il sistema trasmittente e quello ricevente, tale valore deve essere positivo (generalmente > 3 dB).

$$System\ Link\ Margin = \frac{E_b}{N_0} - \frac{E_b}{N_0} \Big|_{req}$$

3.2. Slant range

Lo slant range S , rappresentato in Figura 82, viene calcolato tramite la seguente formula:

$$S = R_E \cdot \left[\sqrt{\left(\frac{R_E + h}{R_E}\right)^2 - (\cos \delta)^2} - \sin \delta \right]$$

dove R_E è il raggio terrestre (pari a 6378.14 km), h è la quota orbitale e δ è l'angolo di mascheramento.

Assumendo i seguenti valori:

- $h = 700$ km
- $\delta = 20^\circ$

si ottiene uno slant range pari a 1584 km.

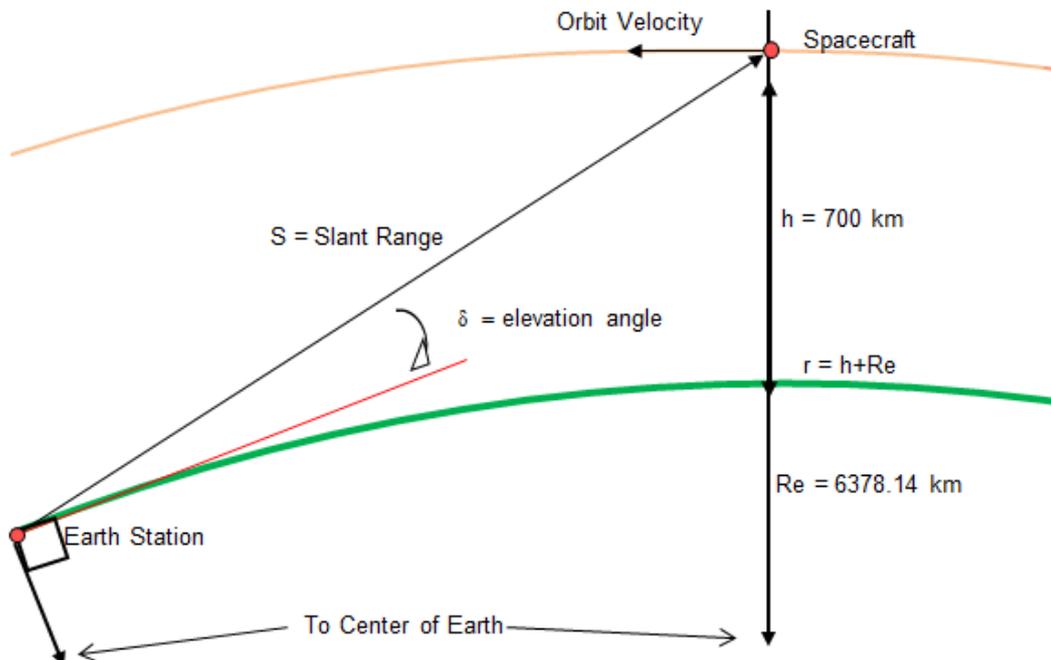


Figura 82 – Slant range

3.3. Frequenza e free space path loss

Dall'analisi effettuata precedentemente è emerso che la frequenza consigliata per il data link scientifico è quella in banda S. Essa sarà compresa tra 2.3 GHz e 2.4 GHz (in funzione del tipo di banda ITU su cui avverrà l'allocazione). In questa analisi viene considerata una frequenza pari a 2.4 GHz (la differenza con i risultati che si otterrebbero considerando una frequenza pari a 2.3 GHz è minima e non critica per questo studio preliminare). Ad essa corrisponde una lunghezza d'onda pari a :

$$\lambda = \frac{c}{f} = 0.125 \text{ m}$$

dove c è la velocità della luce ($3 \cdot 10^8 \text{ m/s}$).

L'attenuazione di spazio libero (free space path loss) viene calcolata come:

$$L_{FS} = \left(\frac{4 \pi S}{\lambda} \right)^2 = 164 \text{ dB}$$

3.4. Sistema trasmittente (satellite)

In Figura 83 è riportato lo schema del sistema trasmittente.

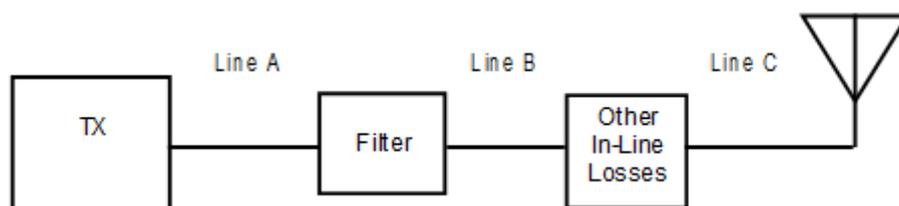


Figura 83 – Schema del sistema trasmittente

I componenti principali costituenti il sistema di trasmissione sono il trasmettitore e l'antenna. Come parametri di riferimento sono stati considerati quelli del trasmettitore e dell'antenna

prodotti dalla Clydespace, rappresentati rispettivamente in Figura 84 e in Figura 85, le cui caratteristiche sono riportate nella Tabella 16 e nella Tabella 17.



Figura 84 – Trasmettitore in banda S (Clydespace)

Total power consumption	< 6 W
Transmission data rates	Up to 2 Mbps
Transmit output power	21-30 dBm
Frequencies	2.4 - 2.483 GHz
Modulation	QPSK

Tabella 16 - Specifiche del trasmettitore

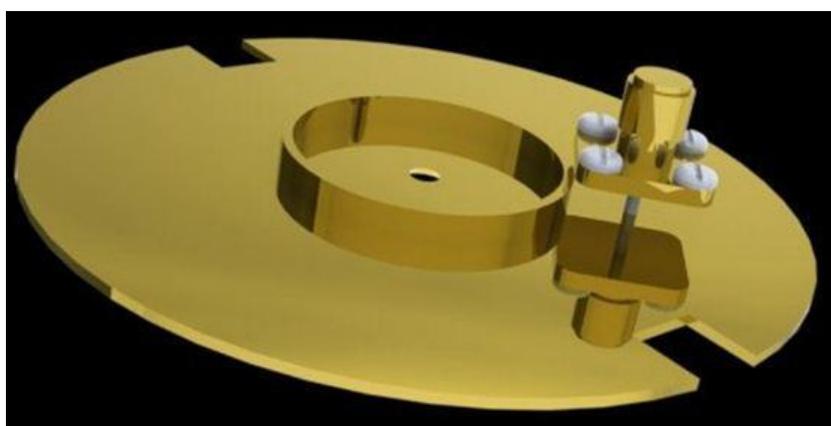


Figura 85 – Antenna patch in banda S (Clyde Space)

Frequency Range	2.4-2.483 GHz
RF Power	2 W
Gain	8 dBi
Beamwidth	60°
S_{11}	< -10 dB
Polarisation	Left/Right Hand Circular
Diameter	76 mm

Tabella 17 – Specifiche dell'antenna patch in banda S

Non tutta la potenza RF uscente dal trasmettitore viene trasferita all'antenna: occorre considerare delle perdite di linea ed eventuali disadattamenti dell'antenna stessa, i quali sono riportati nella Tabella 18 (le quantità relative ai primi due termini sono state stimate).

Parametro	[dB]	
Cable/Waveguide Loss	0.03	A+B+C = 0.15m Loss/meter = 0.17 dB/m (material: RG-88/AU)
Connectors losses	0.1	
Other in-line losses	0	
Antenna Mismatch Losses	0.04	
Total Line Losses	0.17	

Tabella 18 – Perdite di linea

La perdita di mismatch è data da:

$$L_{mismatch} = 10 \cdot \log(1 - |S_{11}|^2) = 10 \cdot \log(1 - |0.1|^2) = 0.04 \text{ dB}$$

dove S_{11} è il coefficiente di riflessione dell'antenna, pari a -10 dB (0.1 in scala non logaritmica). Esso indica quanta potenza viene riflessa dall'antenna.

Nella Tabella 19 viene indicata la potenza totale trasferita all'antenna, pari alla differenza tra la potenza trasmessa e le perdite totali di linea.

Parametro	[dB]
Transmitter power P_t	0
Total Line Losses	0.17
Total RF Power Delivered to Antenna	-0.17

Tabella 19 – Potenza trasferita all'antenna

3.5. Sistema ricevente (ground station)

Le possibili stazioni riceventi possono essere:

- Rete KSAT
- Malindi
- Roma

È possibile quindi definire due tipologie di ground station: una professionale, con prestazioni elevate sia in termini di performances che affidabilità del servizio, ed una privata. A titolo di esempio vengono considerate:

- Svalsat (tipologia di stazione professionale)
- Roma (tipologia di stazione privata)

3.5.1. Ground station Svalsat

L'antenna della stazione di Svalsat, facente parte della rete KSAT, presenta una figura di merito G/T_s (guadagno su temperatura del sistema) pari a 12.5 dB/K. Questo valore viene direttamente introdotto nel link budget.

3.5.2. Ground station Roma

È necessario calcolare il valore della figura di merito G/T_s , dato da:

$$\frac{G}{T_s} = G_r - 10 \cdot \log T_s - L_{line,T}$$

dove G_r è il guadagno dell'antenna ricevente, $L_{line,T}$ è la perdita dovuta alla linea di ricezione e T_s è la temperatura di rumore del sistema.

3.5.2.1. Guadagno

Il guadagno di un'antenna parabolica circolare viene calcolato come:

$$G_r = 10 \log \left[\eta_A \cdot \left(\frac{\pi \cdot d}{\lambda} \right)^2 \right]$$

dove η_A è l'efficienza di apertura dell'antenna, d è il diametro e λ è la lunghezza d'onda.

Nella

Tabella 20 sono riportate le caratteristiche di una probabile antenna utilizzabile. (Un esempio è dato dalle antenne prodotte da Hamdesign).

η_A	0.65
d	3 m
G_r	35.7 dBi (con f=2.4 GHz)

Tabella 20 – Caratteristiche antenna della ground station situata a Roma

3.5.2.2. Temperatura di rumore del sistema

Lungo il link satellitare sono presenti molte fonti di rumore. Il contributo maggiore è dato dal rumore termico (causato dal moto degli elettroni nei vari componenti). Anche l'hardware del sistema ricevente (antenna, mixers, convertitori, amplificatori ecc.) introduce rumore nel sistema. Il contributo di rumore di ogni componente viene descritto tramite la temperatura di rumore equivalente. Essa costituisce la temperatura di un resistore che produce lo stesso livello di potenza di rumore per unità di larghezza di banda.

Per quantificare il rumore si possono utilizzare la potenza di rumore o la figura di rumore.

La potenza di rumore n_N è espressa tramite la formula di Nyquist:

$$n_N = k \cdot T_e \cdot b_N$$

dove k è la costante di Boltzmann, T_e è la temperatura equivalente di rumore e b_N è la larghezza di banda del rumore.

La figura di rumore è invece data dal rapporto tra SNR (rapporto segnale/rumore) in input e SNR in output del dispositivo considerato, ovvero:

$$nf = \frac{(s/n)_{in}}{(s/n)_{out}}$$

che, tramite opportune sostituzioni, diventa:

$$nf = 1 + \frac{T_e}{T_0}$$

o, utilizzando la scala logaritmica:

$$NF = 10 \cdot \log\left(1 + \frac{T_e}{T_0}\right)$$

dove T_0 è una temperatura di riferimento, in genere 290 K. Invertendo questa formula si ricava la temperatura di rumore:

$$T_e = T_0 \cdot (10^{NF/10} - 1)$$

I dispositivi attivi (come amplificatori, filtri e convertitori) determinano un aumento del livello del segnale (hanno un guadagno $G > 0$ dB). Gli elementi passivi (quali i cavi) determinano invece una perdita l (hanno un guadagno $G < 0$ dB).

Per calcolare la temperatura di sistema del blocco ricevitore si utilizza l'equazione di Friis:

$$T_{eq} = T_1 + \frac{T_2}{G_1} + \dots + \frac{T_n}{G_1 G_2 \dots G_{n-1}}$$

Nella Figura 86 è riportato lo schema di un tipico sistema ricevente, nel quale sono presenti:

- Antenna
- Amplificatore a basso rumore LNA
- Down converter D.C. (con oscillatore locale L.O.)
- Amplificatore a frequenza intermedia IF

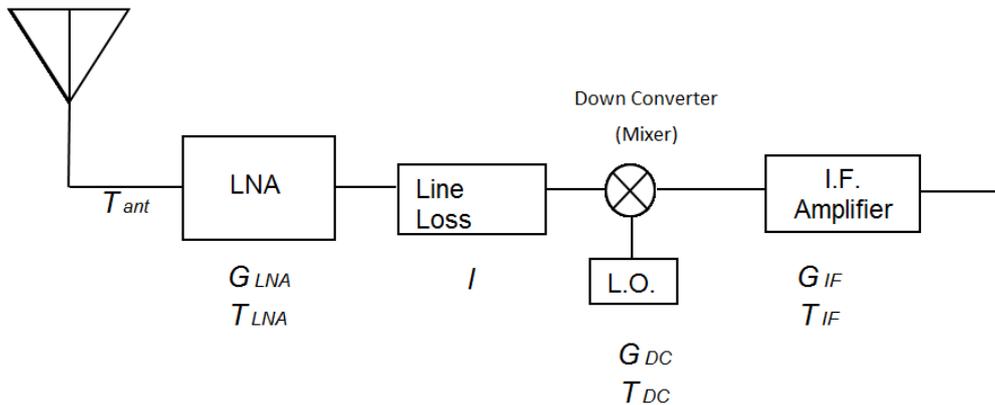


Figura 86 – Schema del sistema ricevente

Nel caso in esame si avrà:

$$T_S = T_{ant} + T_{LNA} + \frac{T_0(l-1)}{G_{LNA}} + \frac{T_{DC}}{G_{LNA} \cdot \frac{1}{l}} + \frac{T_{IF}}{G_{LNA} \cdot \frac{1}{l} \cdot G_{DC}}$$

dove T_{ant} , T_{LNA} , T_{DC} e T_{IF} sono rispettivamente le temperature di rumore dell'antenna, dell'amplificatore a basso rumore, del mixer e dell'amplificatore a frequenza intermedia, mentre $T_0(l-1)$ è la temperatura di rumore del cavo, la cui perdita è indicata con l . G indica invece il guadagno.

Per migliorare le prestazioni del sistema conviene porre l'LNA il più possibile vicino all'antenna (per ridurre le perdite prima dell'LNA stesso). Nelle antenne paraboliche o Cassegrain l'LNA è disposto direttamente in prossimità del feed: in questo modo le perdite di blocking vengono aumentate leggermente, ma quelle della catena antenna-ricevitore diminuiscono notevolmente.

In questa fase preliminare non è possibile determinare con precisione le varie temperature di rumore. E' stato calcolato il rapporto G/T_S necessario per ottenere vari margini di link:

- Margine pari a 2 dB: $G/T_S = 10.8$ dB/K
- Margine pari a 3 dB: $G/T_S = 11.8$ dB/K
- Margine pari a 4 dB: $G/T_S = 12.8$ dB/K

Considerando le proprietà dell'antenna della Tabella 20 ($G_r = 35.7$ dBi) e perdite di linea pari a 0.3 dB, le temperature di rumore di sistema necessarie per ottenere vari margini di link sono le seguenti:

- Margine pari a 2 dB: $T_S = 286$ K
- Margine pari a 3 dB: $T_S = 226$ K
- Margine pari a 4 dB: $T_S = 180$ K

3.6. Perdite

3.6.1. Perdita di puntamento

Nel caso in cui l'antenna di trasmissione non sia perfettamente allineata con l'antenna di ricezione (Figura 87) la potenza del segnale ricevuto sarà inferiore: non verrà sfruttato il massimo del guadagno dell'antenna.

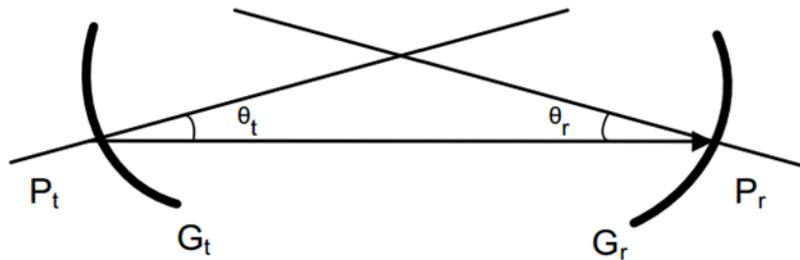


Figura 87 – Disallineamento tra antenna trasmittente ed antenna ricevente [13]

Poiché il valore del guadagno d'antenna in funzione dell'angolo di puntamento θ è dato dalla seguente relazione:

$$G(\theta) = G_{max} - 12 \left(\frac{\theta}{\theta_{3dB}} \right)^2$$

il valore in dB della perdita di puntamento, rispettivamente in trasmissione ed in ricezione, è dato da:

$$L_{pointing,T} = 12 \left(\frac{\theta_t}{\theta_{3dB}} \right)^2$$

$$L_{pointing,R} = 12 \left(\frac{\theta_r}{\theta_{3dB}} \right)^2$$

dove θ_{3dB} è l'ampiezza del cono dell'antenna a -3 dB.

Nel caso in esame vengono assunti i seguenti valori:

- Antenna trasmittente: $L_{pointing,T} = 3$ dB.

Nel caso di una tipica antenna patch (il cui diagramma di radiazione è riportato nella Figura 88) questo valore corrisponde ad un disallineamento di circa 30°. L'analisi relativa al data transfer amount (capitolo 0) era stata condotta considerando tre casi: antenna isotropa, antenna con cone half angle pari a 60° e antenna con cone half angle pari a 30°. Il caso peggiore, dal punto di vista della visibilità, si ha ovviamente nel caso di minimo cone half angle (30°). (Nell'analisi corrente è stato fatto riferimento appunto al caso di visibilità peggiore).

- Antenna ricevente: $L_{pointing,R} = 3$ dB.

Nel caso di antenna parabolica una perdita di guadagno pari a 3 dB corrisponde ad un half power beamwidth pari a:

$$\theta_{3dB} = 70 \frac{\lambda}{d}$$

La larghezza del fascio d'antenna l corrispondente a θ_{3dB} è pari a $S \cdot \sin \theta_{3dB}$ (dove S rappresenta la distanza tra ground station e satellite: 1584 km quando $\delta=20^\circ$, 700 km quando il satellite si trova allo zenith).

	Svalsat	Roma
d [m]	3.7	3
θ_{3dB}	2.36°	3°
l (con $S=1584$ km) [km]	65	83
l (con $S=700$ km) [km]	29	37

Tabella 21 – Half power beamwidth e larghezza del fascio

Poiché il massimo errore ϵ che si commette in riferimento alla posizione del satellite utilizzando le TLE è minore di l , è lecito l'utilizzo dei parametri d'antenna sopracitati.

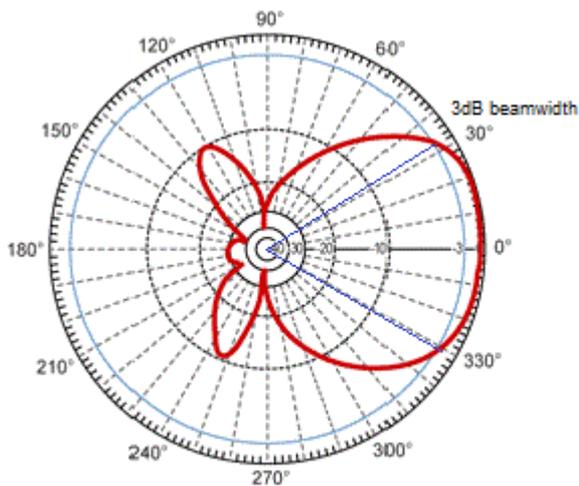


Figura 88 – Radiation pattern dell'antenna patch

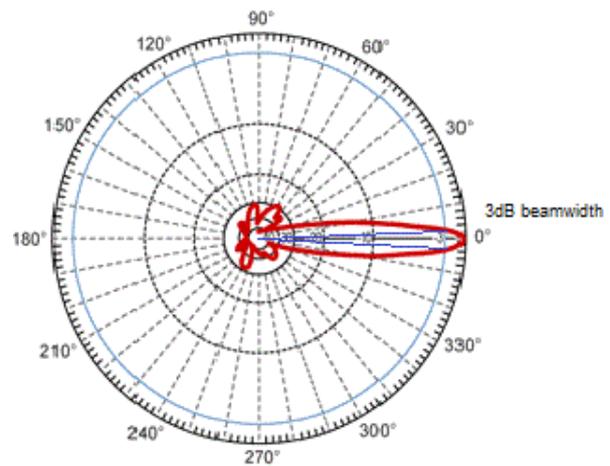


Figura 89 – Radiation pattern dell'antenna parabolica

3.6.2. Perdita di polarizzazione

Per la polarizzazione si considera la direzione del campo elettrico E dell'onda ricevuta (o irradiata) dall'antenna in direzione ortogonale a quella di propagazione. Il caso più generale è quello di polarizzazione ellittica: in un periodo la proiezione del vettore E su un piano perpendicolare alla direzione di propagazione dell'onda descrive un'ellissi (Figura 90). La perdita di polarizzazione è dovuta al disallineamento tra il piano di polarizzazione dell'antenna trasmittente e quello dell'antenna ricevente ed è data da:

$$L_{polarization} = \frac{1 + (1 - AR_1^2) \cdot (1 - AR_2^2) \cdot \cos(2\vartheta) + 4 \cdot AR_1 \cdot AR_2}{2 \cdot (1 + AR_1^2) \cdot (1 + AR_2^2)}$$

dove AR_1 è il rapporto assiale della polarizzazione dell'onda incidente, AR_2 è il rapporto assiale della polarizzazione dell'antenna ricevente e ϑ è l'angolo compreso tra la direzione di polarizzazione dell'onda incidente e la direzione di polarizzazione dell'antenna ricevente (Figura 91).

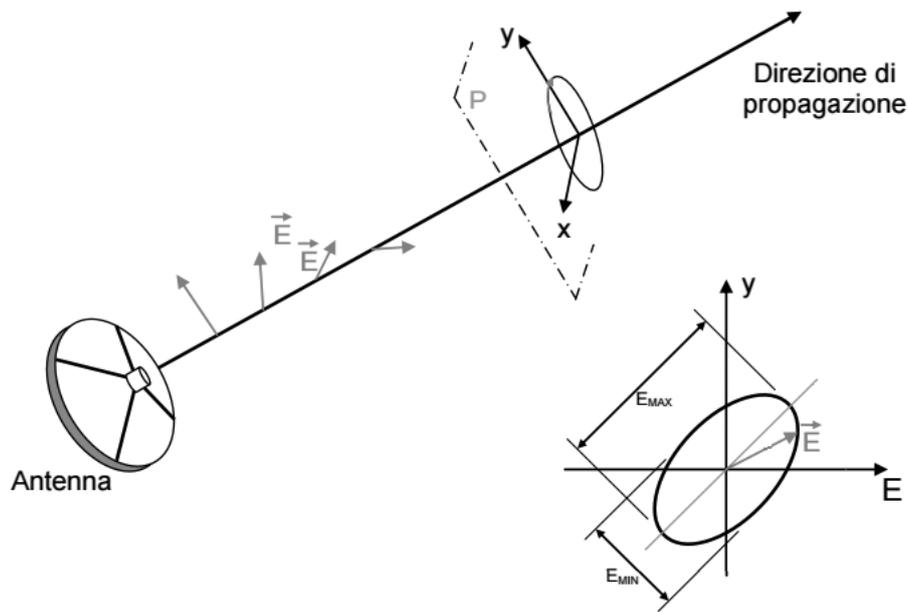


Figura 90 – Esempio di polarizzazione ellittica [13]

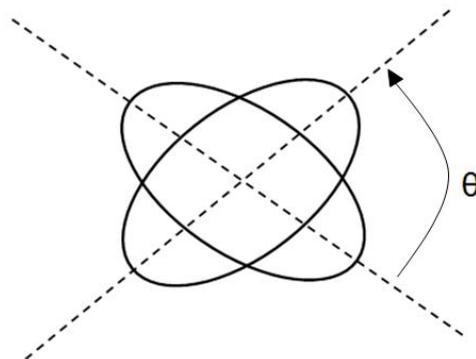


Figura 91 – Angolo di polarizzazione

Il rapporto assiale AR è il rapporto tra l'asse maggiore e l'asse minore dell'ellisse:

$$AR = \frac{E_{max}}{E_{min}}$$

Se tale rapporto è unitario la polarizzazione è circolare, se invece l'ellisse degenera in una retta il rapporto assiale tende ad infinito e la polarizzazione è lineare.

Nel caso in esame vengono considerate:

- Antenna trasmittente con polarizzazione circolare (AR_1 pari a 1, o 0 dB);
- Antenna ricevente con polarizzazione lineare (nel caso ideale si avrebbe $AR_2 \rightarrow \infty$; nel caso reale si può assumere AR_2 pari a 1000, o 30 dB).

La perdita di polarizzazione (indipendente, in questo particolare caso, dal valore di ϑ) assume un valore pari a 3 dB.

3.6.3. Perdite atmosferiche

Le perdite atmosferiche più consistenti, nel caso in esame, sono quelle ionosferiche, quelle dovute all'assorbimento molecolare e quelle dovute alla pioggia.

3.6.3.1. Perdite ionosferiche

Sono dovute all'interazione tra onde elettromagnetiche e particelle cariche presenti nella ionosfera, ossia nello strato più alto dell'atmosfera. La presenza di tali particelle è dovuta principalmente all'azione della radiazione solare. L'interazione provoca vari effetti, quali assorbimento, rotazione di Faraday, scintillazione. Tuttavia, poiché il modulo delle attenuazioni ionosferiche è inversamente proporzionale a f^2 , questo disturbo è rilevante solo a basse frequenze. Nel caso in esame ($f = 2.4$ GHz) è pari a 0.1 dB.

3.6.3.2. Perdite dovute all'assorbimento molecolare

I gas che compongono l'atmosfera terrestre causano un assorbimento del segnale. In condizioni normali solo l'ossigeno ed il vapore d'acqua danno un contributo significativo. Gli altri gas diventano un problema solo in condizioni di aria secca e nel caso di frequenze superiori a 70 GHz.

Come è possibile osservare in Figura 92, l'assorbimento atmosferico nel caso in esame ($f = 2.4$ GHz) è scarso, pari a circa 0.135 dB allo zenith (è dipendente quasi esclusivamente dall'ossigeno: il contributo del vapore d'acqua è infatti trascurabile a frequenze inferiori ai 4 GHz).

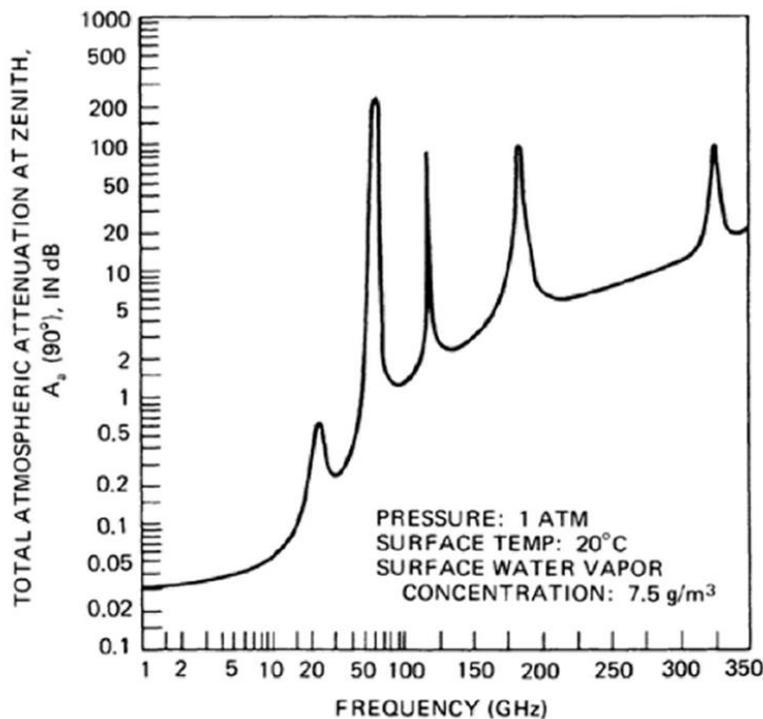


Figura 92 – Attenuazione dovuta all'assorbimento atmosferico vs. frequenza

Il grafico si riferisce ad un satellite allo zenith, ovvero nel caso di angolo di elevazione ϑ pari a 90° . Nel caso peggiore ($\delta=20^\circ$, corrispondente al limite di visibilità, ovvero all'angolo di mascheramento) si ha:

$$L_{absorption} = \frac{L_{absorption,90^\circ}}{\sin \delta} = \frac{0.135}{\sin(20^\circ)} = 0.4 \text{ dB}$$

3.6.3.3. Perdite dovute alla pioggia

Questa attenuazione dipende dal tasso di piovosità, dalla frequenza del segnale, dalla polarizzazione e dalla località. Viene calcolata come:

$$L_{rain} = \gamma_R \cdot D_{rain}$$

dove γ_R è l'attenuazione specifica [dB/km] e D_{rain} è lo slant range del segnale che giace al di sotto del punto di congelamento nell'atmosfera. Si assume infatti che la pioggia si origini a questo livello. Quest'ultimo, in riferimento alla Figura 93, viene calcolato tramite la seguente formula:

$$D_{rain} = \frac{h_{rain} - h_{antenna}}{\sin(\delta)}$$

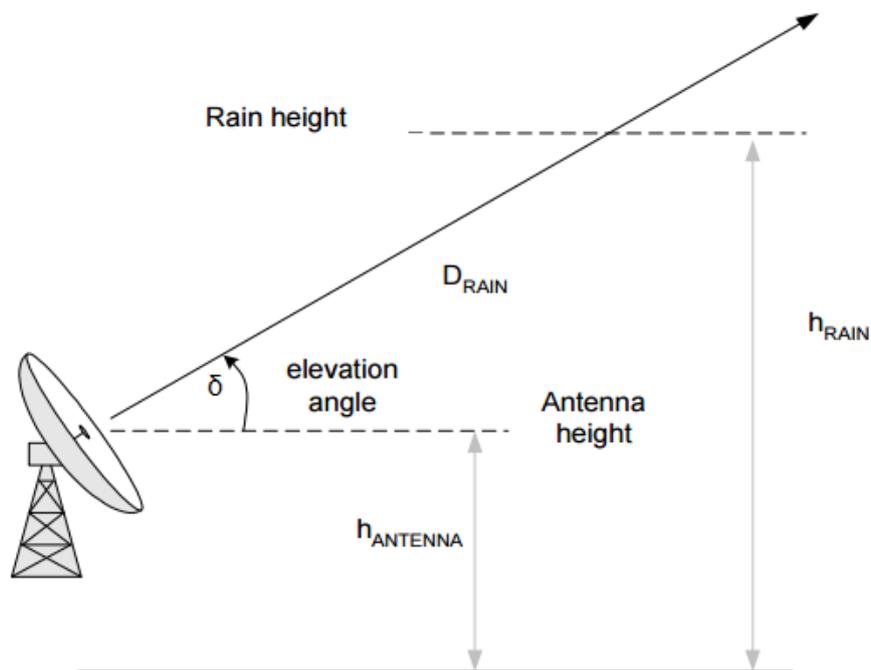


Figura 93 – Determinazione di D_{rain}

h_{rain} , in base alla raccomandazione ITU-R P.839, assume i seguenti valori [18]:

$$h_{rain} = \begin{cases} 5 - 0.075(\varphi - 23) & \varphi > 23 & \text{Emisfero N} \\ 5 & 0 \leq \varphi \leq 23 & \text{Emisfero N} \\ 5 & 0 \geq \varphi \geq -21 & \text{Emisfero S} \\ 5 + 0.1(\varphi + 21) & -71 \leq \varphi \leq -21 & \text{Emisfero S} \\ 0 & \varphi < -71 & \text{Emisfero S} \end{cases}$$

L'attenuazione specifica γ_R viene calcolata tramite la seguente legge empirica [17]:

$$\gamma_R = k \cdot R^\alpha$$

Dove k e α sono delle costanti che dipendono dalla frequenza e dalla polarizzazione, mentre R è il tasso di piovosità (rainfall rate) misurato in mm/ora (Tabella 22). Quest'ultimo varia a seconda dei seguenti parametri:

- Zona considerata, rappresentata in Figura 94 (esistono 15 zone: la zona A è la meno piovosa, la zona Q è la più piovosa);
- % di tempo (in un anno) in cui si ha interruzione del segnale.

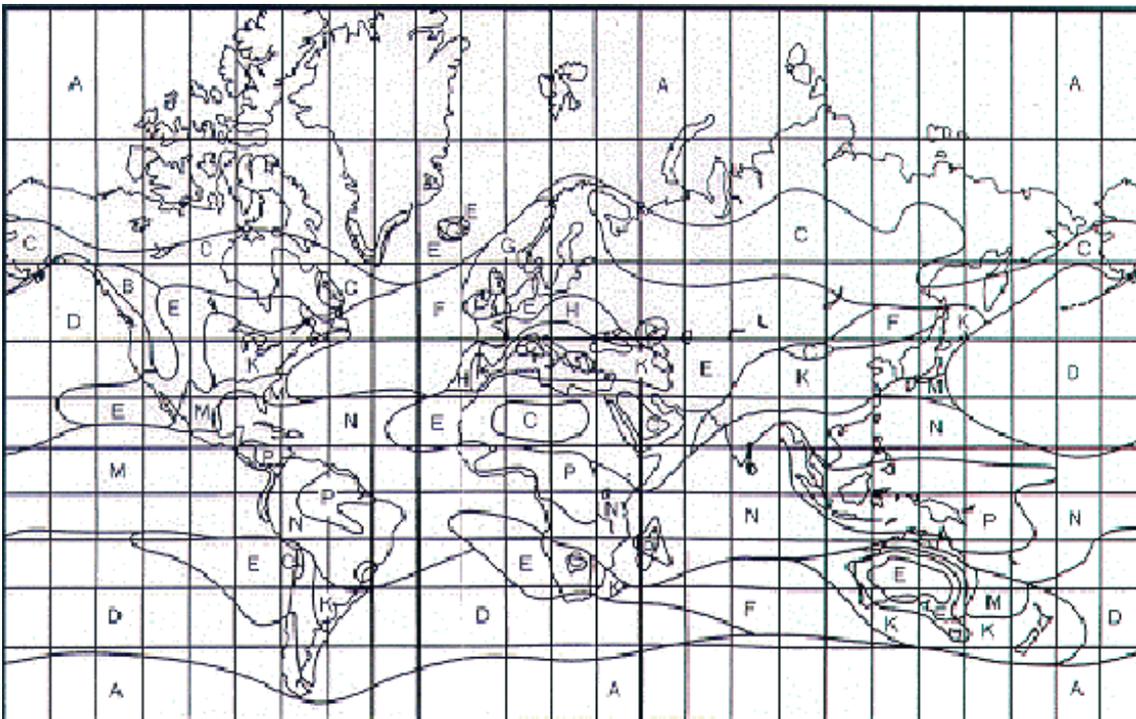


Figura 94 – Regioni ITU

Percentage of time R exceeded	Zone														
	A	B	C	D	E	F	G	H	J	K	L	M	N	P	Q
1.0	<0.1	0.5	0.7	2.1	0.6	1.7	3	2	8	1.5	2	4	5	12	24
0.3	0.8	2	2.8	4.5	2.4	4.5	7	4	13	4.2	7	11	15	34	49
0.1	2	3	5	8	6	8	12	10	20	12	15	22	35	65	72
0.03	5	6	9	13	12	15	20	18	28	23	33	40	65	105	96
0.01	8	12	15	19	22	28	30	32	35	42	60	63	95	145	115
0.003	14	21	26	29	41	54	45	55	45	70	105	95	140	200	142
0.001	22	32	42	42	70	78	65	83	55	100	150	120	180	250	170

Tabella 22 – Rainfall rate

I coefficienti a e b , nel caso di polarizzazione circolare o lineare, vengono calcolati tramite le seguenti formule [17]:

$$k = \frac{1}{2} \cdot [k_H + k_V + (k_H - k_V) \cdot \cos^2 \delta \cdot \cos(2\tau)]$$

$$\alpha = \frac{1}{2k} \cdot [k_H \alpha_H + k_V \alpha_V + (k_H \alpha_H - k_V \alpha_V) \cdot \cos^2 \delta \cdot \cos(2\tau)]$$

dove δ è l'angolo di elevazione e τ è il tilt angle di polarizzazione relativo all'orizzontale (pari a 45° nel caso di polarizzazione circolare). I pedici H e V si riferiscono rispettivamente a polarizzazione orizzontale e verticale. (I loro valori, al variare della frequenza, sono riportati nel documento “*Recommendation ITU-R P.838-3*”). Viene ora calcolata l'attenuazione dovuta alla pioggia nel caso della ground station situata a Svalsat e nel caso di quella situata a Roma.

	Svalsat	Roma
φ	78.22°	42°
h_{rain} [km]	$5 - 0.075(\varphi - 23) = 0.8585$	$5 - 0.075(\varphi - 23) = 3.575$
H_{antenna} [km]	0	0.014
δ	20°	20°
D_{rain}	2.5101	10.4117
Regione	A	K
$R_{0.001\%}$ [mm/hr]	22	100
k_H	0.0001321	0.0001321
k_V	0.0001464	0.0001464
α_H	1.1209	1.1209
α_V	1.0085	1.0085
k	$1.3925 \cdot 10^{-4}$	$1.3925 \cdot 10^{-4}$
α	1.0618	1.0618
γ_R [dB/km]	0.0037	0.0185
L_{rain} [dB]	0.0093	0.1934

Tabella 23 – Attenuazione dovuta alla pioggia

3.7. E_b/N_0 richiesto

Il valore del rapporto E_b/N_0 richiesto viene ricavato a partire dal BER (bit error rate), il quale viene imposto in fase di progettazione. Assumendo un BER pari a 10^{-6} e modulazione di tipo QPSK si ottiene un valore di E_b/N_0 richiesto pari a 10.5 dB, come è possibile osservare in Figura 95. Occorre considerare un margine di 1 dB dovuto alle perdite di implementazione: il sistema reale presenterà infatti alcune differenze rispetto al progetto che considera elementi ideali.

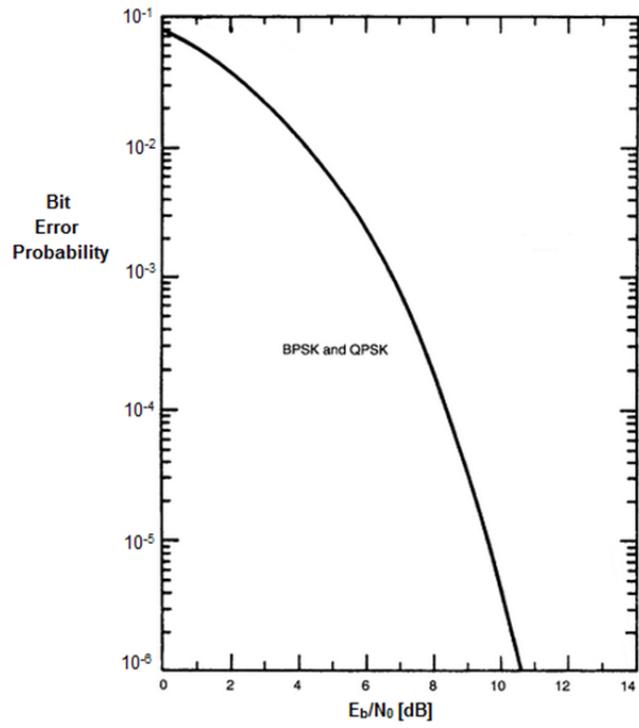


Figura 95 - Bit error probability

3.8. Downlinkink budget

Viene riportata la tabella del downlink budget, che riassume tutti i risultati ottenuti.

	Svalsat	Roma	
Spacecraft			
Spacecraft Transmitter Power Output	1		W
	0		dBW
	30		dBm
Spacecraft Total Transmission Line Losses	0,17		dB
Spacecraft Antenna Gain	8		dBi
Spacecraft EIRP	7,83		dBW
Downlink Path			
Spacecraft Antenna Pointing Loss	3		dB
S/C-to-Ground Antenna Polarization Loss	3		dB
Path Loss	164,08		dB
Atmospheric Loss	0,4		dB
Ionospheric Loss	0,1		dB
Rain Loss	0	0,2	dB
Isotropic Signal Level at Ground Station	-162,75	-162,95	dBW
Ground Station			
Ground Station Antenna Pointing Loss	3		dB
Ground Station Antenna Gain	/	35,7	dBi
Ground Station Total Transmission Line Losses	/	0,3	dB
Ground Station Effective Noise Temperature	/	226	K
Ground Station Figure of Merrit (G/T)	12,5	11,8	dB/K
G.S. Signal-to-Noise Power Density (S/N ₀)	75,35	74,5	dBHz
System Desired Data Rate	10 ⁶		bps
	60		dBHz
Telemetry System E _b /N ₀ for the Downlink	15,35	14,5	dB
Demodulation Method Seleted			
Demodulation Method Seleted	QPSK		
Telemetry System Required E _b /N ₀	10,5		dB
Demodulator Implementation Loss	1		dB
E _b /N ₀ Threshold	11,5		dB
System Link Margin			
System Link Margin	3,85	3	dB

Tabella 24 – Downlink budget

3.9. Iterazione dei risultati

L'analisi precedente è stata condotta considerando un angolo di mascheramento pari a 20° e un bit rate pari a 1 Mbps. Sono stati calcolati nuovi margini di link considerando un angolo di mascheramento pari a 10° , nel caso di bit rate R pari a 1 Mbps e a 500 Kbps (nel caso fosse possibile diminuire R a seguito di un aumento del tempo di collegamento).

Lasciando invariati gli altri parametri ed utilizzando un angolo di mascheramento δ pari a 10° si ottengono i seguenti valori di slant range, attenuazione di spazio libero, attenuazione atmosferica e dovuta alla pioggia:

δ	10°
Slant range	2155 km
Free space path loss	167 dB
Atmospheric Loss	0.8 dB
Rain Loss	Svalsat: 0 dB Roma: 0.4 dB

Tabella 25 – Nuovi parametri con $\delta=10^\circ$

Nella Tabella 26 e nella Tabella 27 vengono riportati i nuovi margini di link, rispettivamente nel caso di ground station situata a Svalsat e a Roma.

Svalsat	Link margin [dB]
R = 1 Mbps	0.8 dB
R = 500 Kbps	3.8 dB

Tabella 26 – Link margin con $\delta=10^\circ$ (Svalsat)

Nel caso della ground station situata a Roma, mantenendo un valore di G/T pari a 11.8 dB/K (come quello considerato nella Tabella 24) si ottiene un margine di link negativo (pari a -0.3 dB). Mantenendo un bit rate pari a 1 Mbps è necessario aumentare il valore della figura di merito G/T . In alternativa, qualora fosse possibile diminuire il valore di R , si otterrebbe un link margin positivo con valori inferiori di G/T .

Roma		Link margin [dB]
R = 1 Mbps	G/T = 13 dB/K	0.9
	G/T = 14 dB/K	1.9
R = 500 Kbps	G/T = 10 dB/K	0.9
	G/T = 11 dB/K	1.9

Tabella 27 – Link margin con $\delta=10^\circ$ (Roma)

3.10. Conclusioni sul downlink budget

I parametri che influenzano il link budget sono numerosi e connessi tra loro. In questa fase preliminare non è possibile giungere ad una soluzione univoca e definitiva: occorre, invece, tenere in considerazione varie ipotesi e iterare i risultati ottenuti, al fine di valutare quali possano essere le soluzioni migliori a seguito di variazioni in termini di tempo di collegamento, numero di ground stations, sistema trasmittente e sistema ricevente.

Le variabili che entrano in gioco nell'analisi del collegamento sono molte soprattutto per quanto riguarda la ground station di Roma: questa infatti, essendo una stazione di tipo privato, va progettata su misura.

Il requisito principale che deve essere soddisfatto riguarda il margine minimo del link, che deve essere maggiore o uguale a 3 dB.

Nell'analisi sono stati considerati un angolo di mascheramento pari a 20° ed un'orbita di altezza pari a 700 km. È necessario che vengano rispettate le seguenti condizioni:

$$\left\{ \begin{array}{l} EIRP \geq 4.8 \text{ dB} \quad \text{con } \vartheta \leq 30^\circ \\ \frac{G}{T} \geq 11.8 \text{ dB} \end{array} \right.$$

Il primo parametro deve essere rispettato dal costruttore del sistema trasmittente satellitare. Poiché $EIRP = P_t + G_t$, il costruttore può prevedere l'aumento di uno dei due termini e la riduzione dell'altro, purché la loro somma non sia inferiore ai 4.8 dB richiesti su un'ampiezza minima del cono pari a 30° . (Nella Tabella 24 il valore dell'EIRP è pari a 7.8 dB in quanto si riferisce al punto di massimo guadagno; il valore di 4.8 dB si riferisce invece al bordo del cono di semiapertura pari a 30°).

Il secondo parametro, G/T , riguarda invece il sistema ricevente. Per migliorarne le prestazioni è possibile utilizzare un'antenna con guadagno maggiore oppure cercare di ottenere una temperatura di sistema T_s inferiore. Aumentare il guadagno significa aumentare le dimensioni dell'antenna e quindi ridurre il fascio. Valgono infatti le relazioni: $G_r = 10 \log \left[\eta_A \cdot \left(\frac{\pi \cdot d}{\lambda} \right)^2 \right]$ (che lega il diametro al guadagno) e $\theta_{3dB} = 70 \frac{\lambda}{d}$ (che lega invece il diametro all'ampiezza del fascio). L'ampiezza del fascio deve però sempre essere compatibile con la precisione della conoscenza della posizione del satellite e con la risoluzione dei rotori dell'antenna ricevente. Di conseguenza un aumento elevato delle dimensioni dell'antenna ricevente potrebbe provocare una difficoltà realizzativa del sistema.

Al fine di ridurre la temperatura del sistema occorre invece:

- Evitare le perdite davanti all'LNA (ponendolo il più vicino possibile all'antenna);
- Utilizzare un LNA con il maggior guadagno possibile:
il termine G_{LNA} compare infatti al denominatore nella formula per il calcolo di T_s (si veda la formula a pagina 16);
- Utilizzare un LNA con figura di rumore minore possibile:
infatti $T_{LNA} = T_0(10^{NF/10} - 1)$ e T_{LNA} , insieme a $T_{antenna}$, è quella che dà il maggior contributo alla temperatura di rumore del sistema.

In questa analisi è stato considerato inizialmente un angolo di mascheramento δ pari a 20° . Diminuendo tale valore (e aumentando perciò lo slant range) si ottiene un aumento del tempo di collegamento, ma al contempo un aumento dell'attenuazione di spazio libero e delle attenuazioni atmosferiche. Impostando un angolo di mascheramento pari a 10° e lasciando invariati gli altri parametri si ottiene un margine di link positivo (anche se minore dei 3 dB richiesti) per la ground station di Svalsat (analogamente per Trollsat) ma non per Roma, come è stato riportato nel paragrafo §3.9. Questo è dovuto al ridotto valore di G/T della stazione ricevente.

Nuove analisi del tempo di collegamento con valori inferiori di δ dovranno dimostrare o negare la possibilità di utilizzo di un bit rate R inferiore a 1 Mbps. A tale scopo occorrerà utilizzare il grafico rappresentato in Figura 76.

Utilizzando un bit rate R inferiore diminuisce il rumore del canale trasmissivo e aumenta il rapporto E_b/N_0 (vale la relazione $\frac{E_b}{N_0} = \frac{P_R}{N_0} - R$).

A seguito di una diminuzione dell'angolo di mascheramento potrebbe inoltre essere possibile diminuire il numero di ground stations e ciò implicherebbe una riduzione dei costi.

Nell'analisi effettuata è stata considerata una potenza di trasmissione pari a 1 W, valore piuttosto basso. Considerando una potenza di trasmissione maggiore (ad esempio pari a 2 W) si ottiene un cono di visibilità in cui il valore di EIRP pari a 4.8 dB non corrisponderà più a 30° come nel caso precedente, ma corrisponderà ad un angolo maggiore. In questo modo il tempo di visibilità di ogni ground station aumenta e potrebbe essere possibile, anche in questo caso, ridurre il numero di stazioni a terra.

4. Power budget

Il power budget di un satellite viene eseguito con lo scopo di verificare il bilancio tra potenza media disponibile e potenza media assorbita dai carichi e di dimensionare il sistema di potenza, nello specifico pannelli solari e pacco batteria. Questo sottosistema comprende:

- Pannelli solari, i quali costituiscono la fonte primaria di energia. La potenza disponibile è funzione della superficie dei pannelli stessi, delle loro caratteristiche fisiche, ottiche e costruttive e dell'assetto del satellite;
- Batterie, le quali costituiscono la fonte secondaria di energia;
- Scheda di processamento e regolazione (PDU), la quale regola la distribuzione della potenza elettrica ai vari carichi, alla massima efficienza. In ogni fase di missione e per ogni carico vale la relazione:

$$P(t) = V(t) \cdot I(t)$$

La PDU provvede anche alla regolazione del bus, adottando gli opportuni sistemi di protezione. Nella Figura 96 è rappresentata una scheda PDU realizzata dalla IMT Srl.



Figura 96 – Esempio di PDU

Nella Figura 97 è riportato lo schema del sottosistema di potenza.

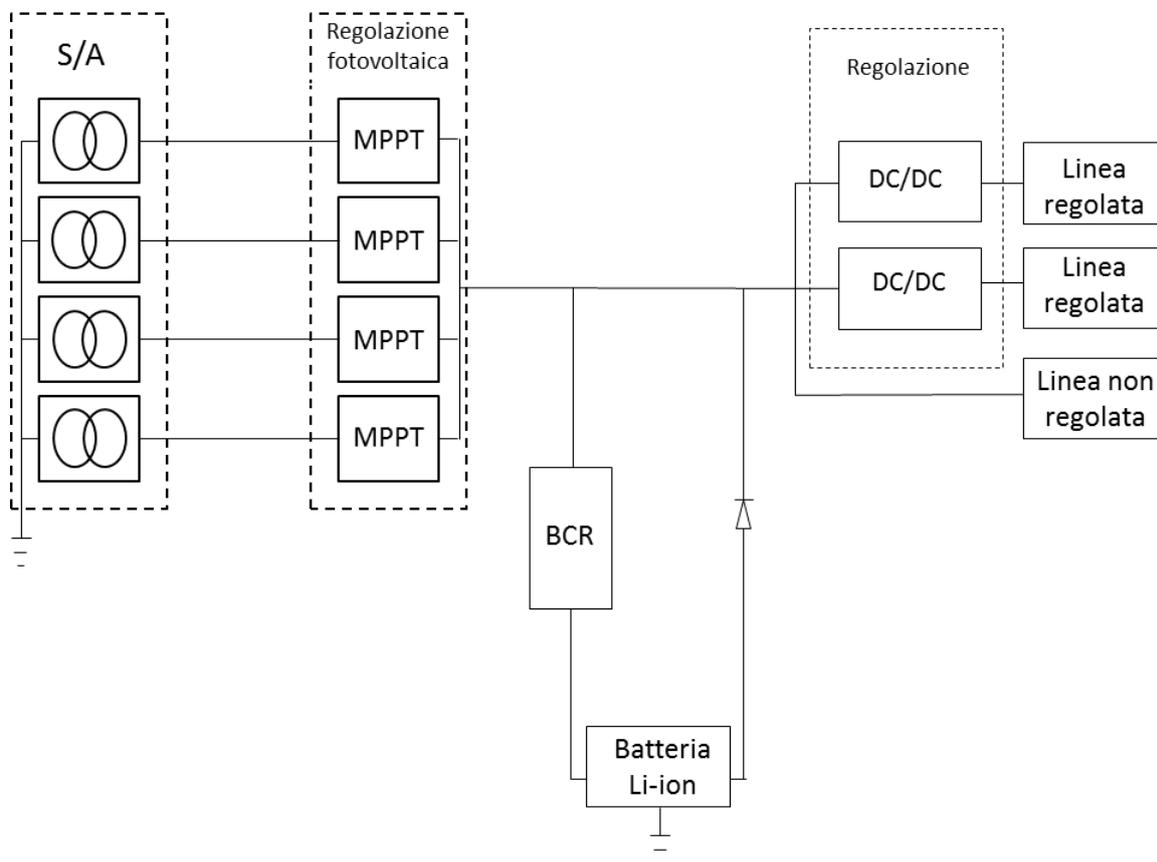


Figura 97 – Schema del sistema di potenza

Per la massimizzazione dell'energia prodotta dal sistema fotovoltaico viene utilizzata la metodologia MPPT (maximum power point tracking). Questo è un sistema non dissipativo che estrae dinamicamente dal pannello solare la potenza istantaneamente richiesta, fino al massimo valore possibile. Nella Figura 98 sono rappresentate le tipiche curve tensione-corrente e tensione-potenza per una cella solare. Nella curva $V-I$ è evidenziato il punto di massima potenza (MPP), ovvero il punto di funzionamento tale per cui il prodotto $V \cdot I$ è massimo. V_{OC} indica la tensione di open-circuit e I_{SC} la corrente di short-circuit.

Dei convertitori DC/DC, disposti in serie al pannello, regolano la tensione (sia in fase di carica che in fase di scarica delle batterie) a dei valori standard prestabiliti (nel caso dei cubesat generalmente compresi tra 3.3 V e 5 V). E' presente anche un bus non regolato la cui tensione sarà variabile, pari a quella istantanea presente ai capi delle batterie. Dei BCR

regoleranno la carica delle batterie agli ioni di litio. Il tutto è corredato con sistemi di misura della corrente e della temperatura, nonché sistemi di protezione sulla corrente assorbita.

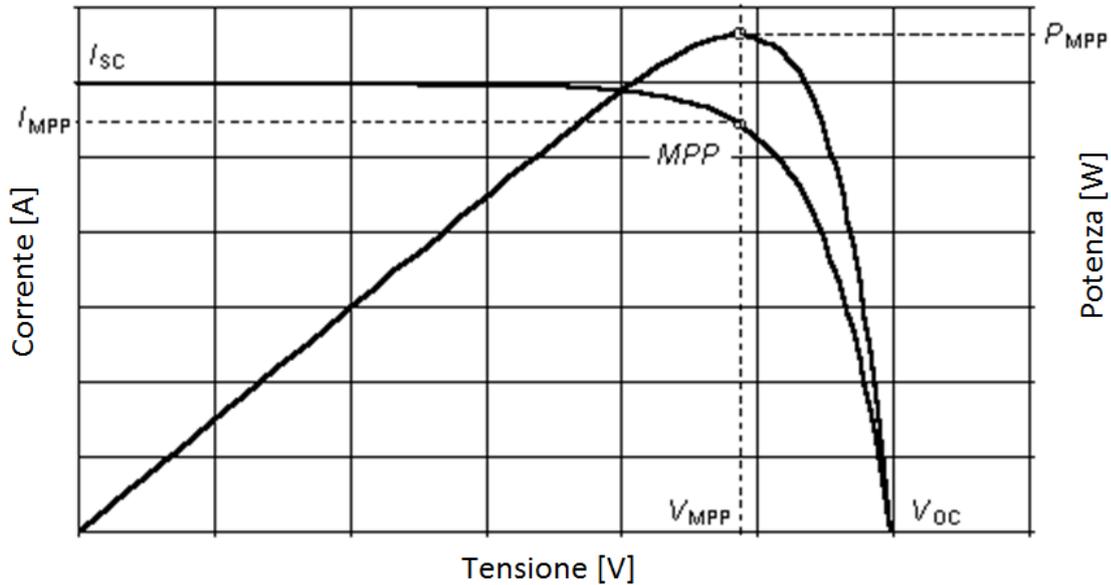


Figura 98 – Curve V-I e V-P per una cella solare

4.1. Consumi di potenza

Nella Tabella 28 sono riportati i consumi stimati dei vari sottosistemi nel cubesat, sia nel caso di sunlight che nel caso di eclissi. Il consumo di potenza nominale del payload (pari a 5 W) è stato fornito come dato di specifica dallo IAPS. È stata adottata una contingenza C del 20% vista la fase preliminare dello studio. Nella tabella i pedici “s” ed “e” indicano rispettivamente sunlight ed eclissi.

Sottosistema		P [W]	C	Duty cycle Sunlight [%]	P _s [W]	Duty cycle eclissi [%]	P _e [W]
Payload		5	0.2	100	6	100	6
OBDH		0.2	0.2	100	0.2	100	0.2
TLC	RX command	0.3	0.2	100	0.4	100	0.4
	TX telemetry (UHF band)	7	0.2	0.64	0.1	0.36	0
	TX data (S band)	10	0.2	0.8	0.1	0.4	0
	TX beacon (UHF band)	1.6	0.2	30	0.6	15	0.3
ACS	Logic	0.2	0.2	100	0.2	100	0.2
	Reaction wheels	4.5	0.2	50	2.7	10	0.5
Processing data		1	0.2	1	0.0	0	0
TCS		5	0.2	30	1.8	30	1.8
Tot:					12.1		9.5

Tabella 28 – Consumo di potenza dei sottosistemi

I consumi previsti sono dunque pari a 12.1 W e 9.5 W rispettivamente durante la fase di sunlight e di eclissi.

4.2. Dimensionamento dei pannelli solari

La potenza totale richiesta ai pannelli solari, P_{sa} , è data dalla somma della potenza richiesta nel periodo d'illuminazione P_s e da quella richiesta nel periodo d'eclissi P_e . Vale la seguente equazione di bilancio:

$$\int_0^{T_s} P_{sa}(t)dt = \int_0^{T_s} P_s(t)dt + \int_0^{T_e} P_e(t)dt$$

dove T_s e T_e indicano rispettivamente il periodo di sunlight e quello d'eclissi. Nel primo integrale compare solo T_s in quanto il pannello solare produce potenza solo nella fase

d'illuminazione. È necessario modificare l'equazione di bilancio tenendo conto delle efficienze dei percorsi di distribuzione di energia: X_s per il percorso pannello solare – carico (durante la fase d'illuminazione) e X_e per il percorso pannello solare – batteria – carico (per la fase d'eclissi). L'equazione diventa:

$$\int_0^{T_s} P_{sa}(t) dt = \int_0^{T_s} \frac{P_s(t)}{X_s} dt + \int_0^{T_e} \frac{P_e(t)}{X_e} dt$$

Applicando il teorema della media integrale e risolvendo in funzione di P_{sa} si ottiene [11]:

$$P_{sa} = \frac{\frac{P_s}{X_s} T_s + \frac{P_e}{X_e} T_e}{T_s}$$

Nel caso in esame il percorso di distribuzione dell'energia è dato da:

- MPPT e DC/DC durante la fase d'illuminazione, dunque $X_s = \eta_{MPPT} \cdot \eta_{DC/DC}$
- MPPT, BCR e DC/DC durante la fase d'eclissi, dunque $X_e = \eta_{MPPT} \cdot \eta_{BCR} \cdot \eta_{DC/DC}$

E' possibile quindi riscrivere l'equazione precedente come:

$$P_{sa} = \frac{\frac{P_s}{\eta_{MPPT} \cdot \eta_{DC/DC}} T_s + \frac{P_e}{\eta_{MPPT} \cdot \eta_{BCR} \cdot \eta_{DC/DC}} T_e}{T_s}$$

Il circuito MPPT, BCR, DC/DC che compone la PDU è stato realizzato dalla IMT Srl; i valori delle corrispondenti efficienze sono riportati nella Tabella 29, insieme agli altri parametri necessari al calcolo di P_{sa} .

Poiché i pannelli solari devono essere dimensionati in riferimento al worst case, è stata considerata un'orbita SSO mezzogiorno-mezzanotte (di altezza pari a 700 km), rappresentata in Figura 99. In riferimento alla figura valgono le seguenti relazioni:

$$\theta_e = 2 \arcsin\left(\frac{R_E}{r}\right)$$

$$T_E = T \frac{\theta_e}{2\pi}$$

dove T è il periodo orbitale, dato da:

$$T = 2\pi \sqrt{\frac{r^3}{\mu}}$$

Il periodo di sunlight T_s viene calcolato come differenza $T - T_E$. In questa fase preliminare non è stato considerato il periodo di penombra.

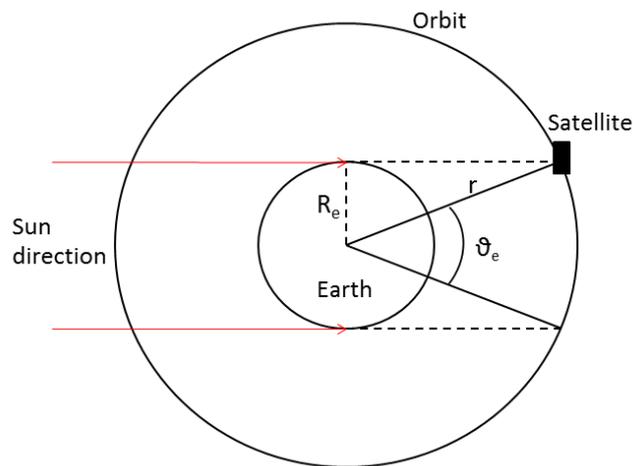


Figura 99 – Angolo corrispondente all'eclissi

Dati	Unità di misura	Valore
η_{MPPT}	%	95
η_{BCR}	%	90
$\eta_{DC/DC}$	%	90
T_s	s	3807
T_e	s	2116
P_s	W	12,1
P_e	W	9,5
P_{sa}	W	21

Tabella 29 – Parametri per il calcolo di P_{sa}

La potenza totale richiesta ai pannelli solari è molto elevata: ciò costituisce una criticità del sistema.

Per il dimensionamento dei pannelli solari sono stati presi in considerazione i dati relativi alle celle a tripla giunzione InGaP/GaAs/Ge prodotte da Azur Space modello “TJ Solar Cell 3G30C-Advanced”, le quali sono rappresentate in Figura 100 e le cui caratteristiche sono riportate nella Tabella 30.

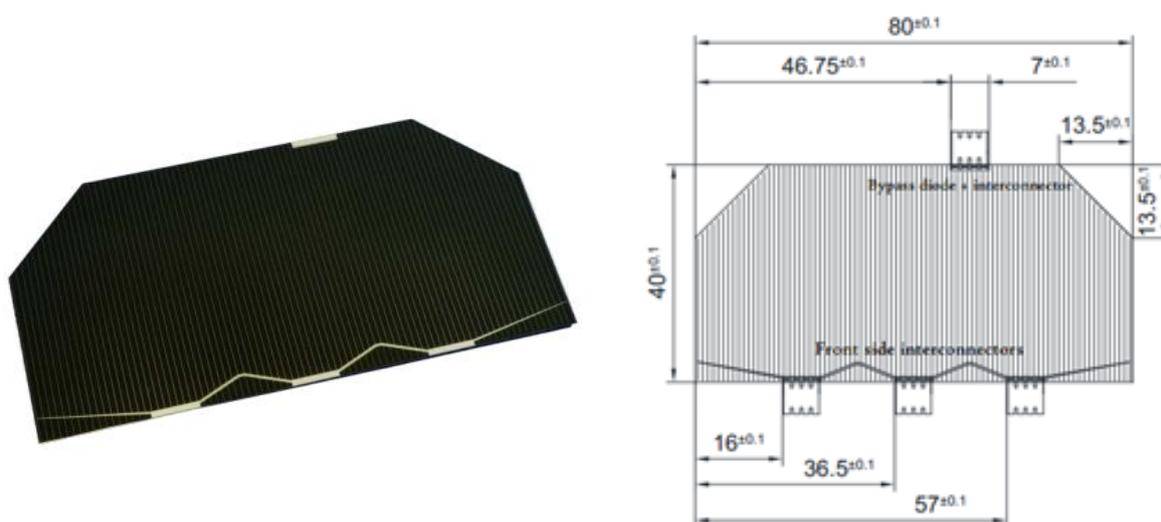


Figura 100 – Cella solare Azur Space e relativo layout

Design and Mechanical Data

Base Material	GaNP/GaAs/Ge on Ge substrate
AR-coating	TiO _x /Al ₂ O ₃
Dimensions	40 x 80 mm ± 0.1 mm
Cell Area	30.18 cm ²
Average Weight	≤ 86 mg/cm ²
Thickness (without contacts)	150 ± 20 μm
Contact Metallization Thickness (Ag/Au)	4 – 10 μm
Grid Design	Grid system with 3 contact pads

Electrical Data

		BOL	2,5E14	5E14	1E15
Average Open Circuit V _{oc}	[mV]	2700	2616	2564	2522
Average Short Circuit I _{sc}	[mA]	520.2	518.5	514.0	501.9
Voltage at max. Power V _{mp}	[mV]	2411	2345	2290	2246
Current at max. Power I _{mp}	[mA]	504.4	503.2	500.6	486.6
Average Efficiency η _{bare} (1367 W/m ²)	[%]	29.5	28.6	27.8	26.5
Average Efficiency η _{bare} (1353 W/m ²)	[%]	29.8	28.9	28.1	26.8

Standard: CASOLBA 2005 (05-20MV1, etc); Spectrum: AMO WRC = 1367 W/m²; T = 28 °C

@fluence 1MeV [e/cm²]

Acceptance Values

Voltage V _{op}	2350 mV
Min. average current I _{op avg} @ V _{op}	505 mA
Min. individual current I _{op min} @ V _{op}	475 mA

Shadow protection

Integrated protection diode T = 25°C ± 3°C	V _{forward} (620 mA) ≤ 2.5 V I _{reverse} (2.8 V) ≤ 100 μA
---	--

Temperature Gradients

			BOL	2E14	5E14	1E15
Open Circuit Voltage	ΔV _{oc} /ΔT↑	[mV/°C]	- 6.2	- 6.5	- 6.6	- 6.7
Short Circuit Current	ΔI _{sc} /ΔT↑	[mA/°C]	0.36	0.33	0.35	0.38
Voltage at max. Power	ΔV _{mp} /ΔT↑	[mV/°C]	- 6.7	- 6.8	- 7.1	- 7.2
Current at max. Power	ΔI _{mp} /ΔT↑	[mA/°C]	0.24	0.20	0.24	0.28

@fluence 1MeV [e/cm²]

Threshold Values

Absorptivity	≤ 0.91 (with CMX 100 AR)
Pull Test	> 1.6 N at 45° welding test (with 12.5μm Ag stripes)
Status	Qualified

Tabella 30 – Caratteristiche delle celle solari Azur Space 3G30C-Advanced

4.2.1. Degradazione dovuta alla radiazione solare

La degradazione dovuta alla radiazione solare, che è stata calcolata utilizzando il software *Spennis*, dipende dal tipo di orbita, dalla durata della missione, dal tipo di attività solare e dalla presenza o meno di coverglass. Sono stati considerati i seguenti parametri in input:

- Orbita: SSO mezzogiorno-mezzanotte, h=700km
- Inizio della missione: 1 gennaio 2018
- Durata della missione: 3 anni
- Attività solare: massima
- Modello del flusso di protoni: National Space Science Data Center AP-8
- Modello del flusso di elettroni: National Space Science Data Center AE-8
- Celle solari: Azur Space 3G, con coverglass 150 μm

I modelli AP-8 ed AE-8 contengono una mappa dei flussi omnidirezionali di protoni ed elettroni intrappolati attorno alla Terra, nell'intervallo di valori di energia pari a 0.1-400 MeV per i protoni e 0.04-7 MeV per gli elettroni. Nella Tabella 31 e nella Figura 101 sono riportati gli output del programma.

Coverglass thickness			Total			Trapped electrons	Trapped protons		
g cm ⁻²	mils	micron	P _{max}	V _{oc}	I _{sc}	P _{max} , V _{oc} , I _{sc}	P _{max}	V _{oc}	I _{sc}
0.0000	0.0	0.00	2.692E+15	1.539E+15	2.808E+15	6.743E+11	2.691E+15	1.538E+15	2.808E+15
0.0059	1.0	25.40	2.089E+13	2.060E+13	1.436E+13	6.065E+11	2.028E+13	2.000E+13	1.375E+13
0.0177	3.0	76.20	9.779E+12	1.131E+13	5.574E+12	5.287E+11	9.250E+12	1.078E+13	5.045E+12
0.0354	6.0	152.40	6.736E+12	8.557E+12	3.699E+12	4.524E+11	6.284E+12	8.105E+12	3.246E+12
0.0707	12.0	304.80	5.388E+12	6.787E+12	2.691E+12	3.526E+11	5.035E+12	6.434E+12	2.338E+12
0.1179	20.0	508.00	4.504E+12	5.781E+12	2.167E+12	2.687E+11	4.235E+12	5.512E+12	1.898E+12
0.1768	30.0	762.00	4.030E+12	5.227E+12	1.897E+12	2.011E+11	3.829E+12	5.026E+12	1.696E+12
0.3536	60.0	1524.00	3.317E+12	4.347E+12	1.505E+12	9.558E+10	3.221E+12	4.252E+12	1.409E+12
User defined coverglass thickness									
0.0348	5.9	150.00	6.794E+12	8.612E+12	3.734E+12	4.540E+11	6.340E+12	8.158E+12	3.279E+12

Tabella 31 – 1MeV equivalent electron fluences (cm⁻²)

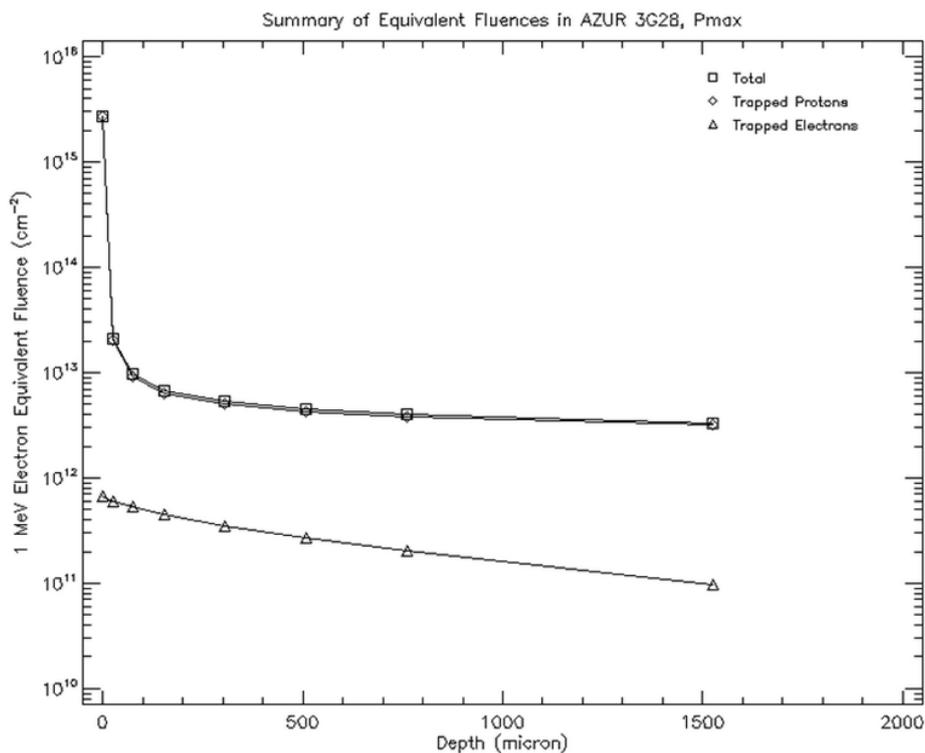


Figura 101 - Equivalent fluences nelle celle solari Azur 3G

Nel caso in esame il flusso equivalente di elettroni è pari a $6.794 \cdot 10^{12} e/cm^2$. In riferimento ai parametri elettrici della Tabella 30 occorre dunque fare riferimento alla colonna corrispondente ad un flusso di $2.5 \cdot 10^{14} e/cm^2$, ossia ad una degradazione a fine vita pari all'1%.

4.2.2. Degradazione dovuta all'aumento di temperatura

I valori riportati nella sezione “*Electrical data*” della Tabella 30 si riferiscono ad una temperatura operativa pari a 28°C. La temperatura dei pannelli solari in orbita raggiungerà però i 70°C circa. Occorre calcolare i valori di V_{Pmax} e I_{Pmax} considerando un aumento di temperatura ΔT pari a 42°C. Con l'aumento di temperatura si verifica nella cella solare un lieve aumento di corrente ed una notevole diminuzione di tensione, come si può vedere nella Figura 102. Complessivamente si verifica dunque una diminuzione della potenza erogata.

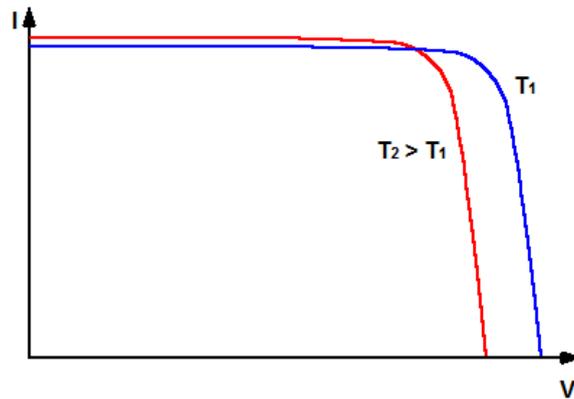


Figura 102 – Effetto della temperatura

Come è riportato nella sezione “*Temperature gradients*” della Tabella 30 (nella seconda colonna, corrispondente ad un flusso di $2.5 \cdot 10^{14} \text{ e/cm}^2$), le variazioni di tensione e di corrente in funzione della temperatura sono rispettivamente pari a :

$$\frac{\Delta V_{Pmax}}{\Delta T} = -6.8 \text{ mV}/^\circ\text{C}$$

$$\frac{\Delta I_{Pmax}}{\Delta T} = 0.2 \text{ mA}/^\circ\text{C}$$

Nel caso in esame si verificherà perciò una variazione dei valori di tensione e di corrente della cella solare rispettivamente pari a:

$$\Delta V_{Pmax,tot} = \frac{\Delta V_{Pmax}}{\Delta T} \cdot \Delta T = -6.8 \cdot 42 = -285.6 \text{ mV}$$

$$\Delta I_{Pmax,tot} = \frac{\Delta I_{Pmax}}{\Delta T} \cdot \Delta T = 0.2 \cdot 42 = 8.4 \text{ mA}$$

I valori di tensione e corrente della cella solare alla temperatura di 70°C saranno perciò pari a:

$$V_{Pmax,\Delta T} = V_{Pmax} + \Delta V_{Pmax,tot} = 2345 - 285.6 = 2059.4 \text{ mV}$$

$$I_{Pmax,\Delta T} = I_{Pmax} + \Delta I_{Pmax,tot} = 503.2 + 8.4 = 511.6 \text{ mA}$$

La potenza ideale erogata dalla cella solare sarà dunque pari a:

$$P_{\Delta T} = V_{Pmax,\Delta T} \cdot I_{Pmax,\Delta T} = 1.05 \text{ W}$$

L'efficienza della cella passa di conseguenza dal valore di 28.9% al valore di 25.7%.

4.2.3. Calcolo del margine di potenza

La massima potenza reale della cella solare (in condizioni EOL) viene calcolata considerando l'efficienza delle giunzioni. Non viene considerata una diminuzione di potenza in funzione dell'angolo di incidenza in quanto, essendo una missione di osservazione del sole, si assume che i pannelli solari siano sempre perpendicolari al sun-vector. Si ottiene quindi:

$$P_{max,cella} = V_{Pmax,\Delta T} \cdot I_{Pmax,\Delta T} \cdot \eta_{giunzioni}$$

Il numero di celle necessarie a fornire la potenza richiesta P_{sa} è dato da:

$$n. \text{ celle tot} = \frac{P_{sa}}{P_{max,cella}}$$

Su ogni pannello solare vengono disposte 6 celle, perciò tale valore verrà approssimato per eccesso ad un multiplo di 6. Il numero di pannelli solari necessari a soddisfare la richiesta di potenza è dato da:

$$n. \text{ pannelli solari} = \frac{n. \text{ celle tot}}{n. \text{ celle/pannello}}$$

La potenza totale generata dai pannelli solari OAP (orbital average power) è data da:

$$OAP = n. \text{ pannelli} \cdot n. \text{ celle/pannello} \cdot P_{max,cella}$$

Il margine di potenza ed il suo valore percentuale sono dati rispettivamente da:

$$\text{Margin} = \text{OAP} - P_{sa}$$

$$\text{Margin \%} = \frac{\text{Margin}}{P_{sa}} \cdot 100$$

Nella Tabella 32 sono riportati i valori dei parametri necessari per il calcolo di OAP e del margine di potenza.

Dati	Unità di misura	Valore
$V_{P_{max},\Delta T}$	V	2.06
$I_{P_{max},\Delta T}$	A	0.5
$\eta_{giunzioni}$	%	98
$P_{max,cella}$	W	1.03
n. celle tot		24
n. celle su pannello		6
n. pannelli necessari		4
OAP	W	24.7
Margin	W	3.7
	%	18

Tabella 32 – Parametri per il calcolo di OAP e del margine di potenza

Nella Figura 103 è riportato un prototipo di pannello solare realizzato dalla IMT Srl.

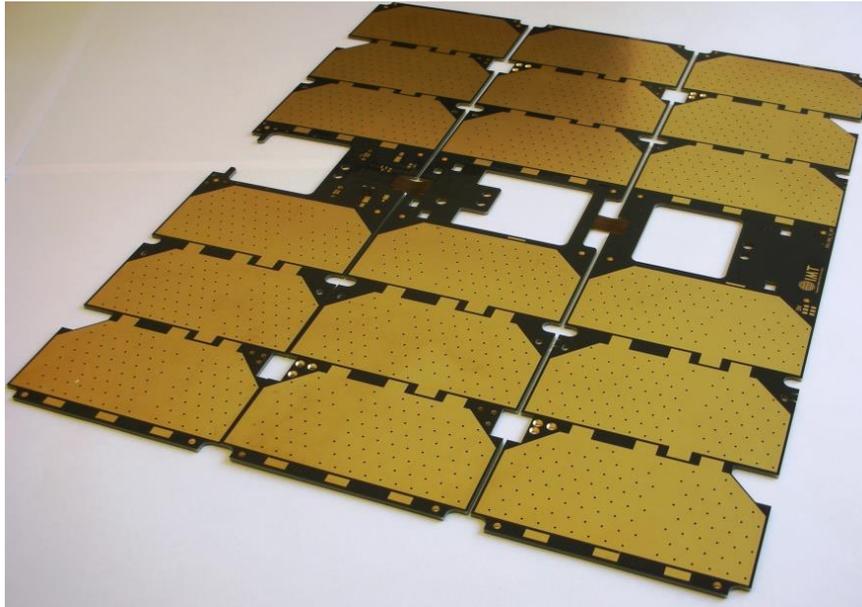


Figura 103 – Prototipo di pannello solare 6S3P

4.3. Dimensionamento del pacco batterie

Le batterie, che costituiscono la sorgente secondaria di energia, devono erogare potenza sia in fase di eclissi, ovvero quando la sorgente primaria non è disponibile, sia quando occorre soddisfare dei requisiti di erogazione di picchi di potenza in fase di sunlight. Esse immagazzinano energia sotto forma chimica e la convertono in energia elettrica.

Nel progetto in esame verranno utilizzate batterie agli ioni di litio. Esse hanno un'elevata energia specifica (pari a 150 Wh/kg) ed un'elevata tensione nominale (3.6 V). Nella Figura 104 è rappresentato un esempio di pacco batterie realizzato dalla IMT Srl.

Durante 3 anni di missione le batterie dovranno essere in grado di sostenere circa 16000 cicli di carica/scarica (pari cioè al numero di orbite effettuate dal satellite, 14.5 al giorno). Test effettuati dalla IMT Srl hanno dimostrato che per poter realizzare tale numero di cicli è necessaria una DoD pari all'8%.

La potenza che deve essere erogata dal pacco batterie per soddisfare la richiesta dei carichi in fase di eclissi è pari a:

$$P_{batt} = \frac{P_e}{\eta_{DC/DC}} = \frac{9.5}{0.5} = 10.5 \text{ W}$$

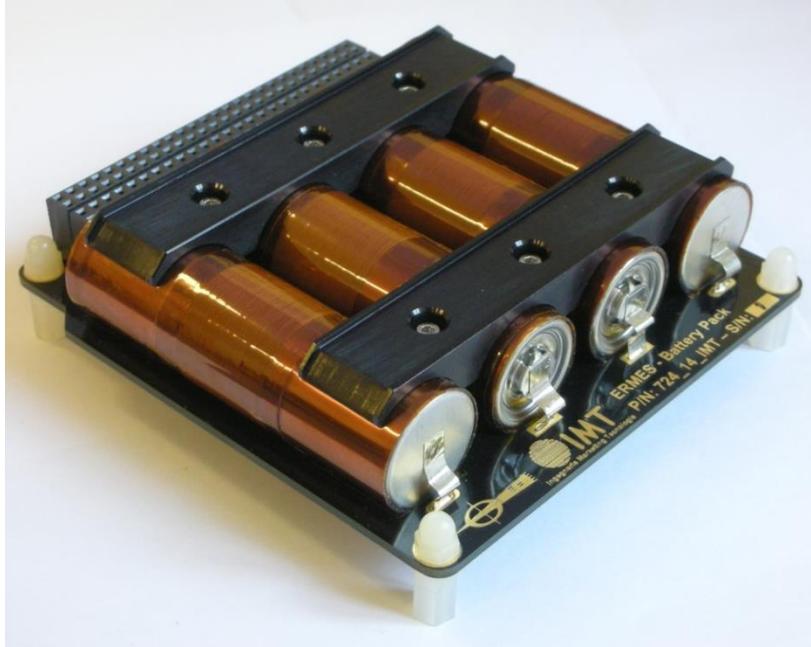


Figura 104 – Esempio di pacco batterie

La capacità (in $W \cdot h$) nel periodo d'eclissi sarà pari a:

$$C_e = \frac{P_{batt} \cdot T_e}{3600} = \frac{10.5 \cdot 2116}{3600} = 6.17 \text{ Wh}$$

Tale valore deve essere pari all'8% della capacità totale del pacco batterie, per cui:

$$C_{tot} = \frac{C_e}{0.08} = 77 \text{ Wh}$$

Una cella agli ioni di Litio ha una capacità circa pari a 10 Wh. Di conseguenza il numero minimo di celle necessarie sarà pari a 8. Lo studio della disposizione in serie/parallelo deriva da un'analisi dell'architettura più dettagliata, che non può essere richiamata in questa fase.

4.4. Conclusioni sul power budget

L'analisi è stata condotta considerando un'orbita sun-sincrona mezzogiorno-mezzanotte (di altezza pari a 700 km). Essa rappresenta il worst case per il dimensionamento del sottosistema di potenza, essendo soggetta alla maggiore percentuale di tempo d'eclissi (nel caso in esame pari al 36% dell'intero periodo orbitale).

Nella Tabella 28 sono riportati i consumi di potenza dei vari sottosistemi. Considerando una contingenza pari al 20% sono stati stimati consumi di potenza pari a:

- 12 W in sunlight
- 9.5 W in eclissi.

Tali consumi sono molto elevati rispetto ai tipici valori dei cubesat. Ciò costituisce di conseguenza un elemento di criticità del sistema.

Per il dimensionamento dei pannelli solari sono stati considerati i seguenti parametri:

- celle solari Azur Space a tripla giunzione InGaP/GaAs/Ge modello "TJ Solar Cell 3G30C-Advanced" (con potenza in condizioni EOL pari a 1 W)
- 6 celle solari su ogni pannello
- durata della missione pari a 3 anni
- efficienze di MPPT, BCR e DC/DC rispettivamente pari a 95%, 90% e 90%
- massima attività solare

Dall'analisi è emerso che il numero di pannelli solari necessari è pari a 4. In tali condizioni la potenza media generata dai pannelli solari risulta pari a 24.7 W; si ottiene un margine di potenza pari a 3.7 W, corrispondente al 18% della potenza richiesta dai carichi.

Per il dimensionamento del pacco batterie sono state invece considerate celle agli ioni di litio, in quanto possiedono un'elevata energia specifica (pari a 150 Wh/kg) ed un'elevata tensione nominale (3.6 V). E' emersa la necessità di utilizzare un numero minimo di batterie pari a 8.

5. Conclusioni

Questo lavoro deriva da un progetto congiunto IMT Srl/IAPS volto alla realizzazione di una missione per lo studio della polarizzazione dei flares solari mediante nanosatellite. In particolare questo lavoro di tesi si basa sulle analisi preliminari della missione. Queste hanno definito la fattibilità della missione stessa, e ne hanno evidenziato le criticità.

Il lavoro ha riguardato un'indagine iniziale sui lanci dei cubesat, sia passati che programmati per il futuro, al fine di individuare le orbite più probabili. A seguito di tale analisi è emerso che le orbite più frequentemente utilizzate sono le sun-sincrone e quelle con inclinazione compresa tra i 40° e i 50°. Le analisi successive sono dunque state svolte considerando questo tipo di orbite (e talvolta anche le equatoriali). La prima analisi effettuata è stata quella relativa all'andamento del β angle (ovvero dell'angolo compreso tra il sun-vector e il piano orbitale). Ricordando che valori elevati di β angle corrispondono a basse percentuali di tempo d'eclissi, è stato riscontrato che:

- l'orbita SSO alba-tramonto presenta la maggiore percentuale di tempo trascorso in sunlight;
- l'orbita SSO mezzogiorno-mezzanotte presenta la maggiore percentuale di tempo trascorso in eclissi;
- le orbite non equatoriali e non SSO presentano un andamento oscillatorio del β angle (dovuto al termine perturbativo J_2).

Poiché la missione in esame è basata sull'osservazione del sole, il caso migliore è quello dell'orbita SSO alba-tramonto (pur comportando un accurato studio termico del satellite).

Sono state proposte due configurazioni di cubesat:

- 1) a petalo: i pannelli solari sono dispiegati lungo due assi mutuamente perpendicolari;
- 2) a libro: i pannelli solari sono dispiegati lungo un unico asse.

Successivamente le analisi condotte hanno riguardato il decadimento orbitale, l'impatto con debris e le massime coppie di disturbo, al fine di individuare una configurazione migliore di cubesat tra le due proposte.

Dall'analisi relativa al decadimento orbitale è emerso che:

- nel caso dell'orbita SSO alba-tramonto l'altezza orbitale ideale è di circa 650 km (il decadimento orbitale è il più lungo in assoluto) e la configurazione 2 di cubesat decade in tempi più lunghi;
- negli altri tipi di orbita l'altezza ideale è di circa 700 km e il tempo di decadimento è circa uguale per le due configurazioni di cubesat.

È stata svolta quindi un'analisi per valutare il rischio dovuto all'impatto con debris. È necessario limitare la probabilità di impatto del satellite sia per la riuscita della missione, sia per evitare il rilascio di nuovi debris causati dall'impatto stesso (in base a norme e raccomandazioni internazionali, quali ECSS-U-AS-10C, IADC-02-01/§5.4). A seguito dell'analisi è emerso che:

- le due configurazioni di cubesat sono soggette circa allo stesso numero di impatti;
- per altezze inferiori a 800 km il numero di impatti complessivi aumenta all'aumentare della quota;
- la quasi totalità degli impatti è causata da debris dalle dimensioni molto ridotte, che non causano la penetrazione del satellite;
- vengono soddisfatte le norme internazionali per la mitigazione dei debris.

Dall'analisi relativa alle coppie di disturbo agenti sul satellite è emerso che:

- all'aumentare dell'altezza orbitale la coppia totale diminuisce;
- la configurazione 1 di cubesat risulta avere una coppia totale di disturbo leggermente inferiore rispetto alla configurazione 2;
- per orbite basse (di altezza inferiore ai 500 km) la coppia aerodinamica è elevata; in tal caso si riscontrerebbero problemi sull'ACS al fine di mantenere i requisiti di puntamento e stabilità richiesti.

A seguito di queste analisi è possibile affermare che:

- nessuna delle due configurazioni di cubesat mostra sensibili vantaggi rispetto all'altra. La scelta verrà effettuata in base a studi successivi quali lo studio d'imbarco del payload sul satellite;
- la minima altezza orbitale è pari a 600 km: in caso contrario il decadimento orbitale sarebbe molto rapido e la coppia aerodinamica molto elevata. Ciò avrebbe un notevole impatto sul controllo d'assetto (poiché occorre soddisfare i requisiti di puntamento del payload). Viene quindi esclusa la possibilità di lanciare il cubesat dalla ISS (la quale orbita a 400 km di altezza).

È emersa una criticità relativa alle comunicazioni, a causa della quantità elevata di dati scientifici da trasmettere. La missione studierà flares di classe M5 e X10. I primi, aventi frequenza circa giornaliera, generano 7 MB di dati. I secondi, aventi frequenza stimata mensile, generano invece 1 GB di dati. Il bit-rate raccomandato è pari a 1 Mbps (banda S). Sono state considerate ground-stations situate a Roma, a Malindi ed in prossimità dei poli (Svalsat e Trollsat). E' emerso che l'architettura, in particolare quella della rete di terra, dipende dal tipo di orbita utilizzata.

Considerando un cone half angle pari a 60° è possibile ottenere un trasferimento completo dei dati utilizzando le seguenti ground stations:

- orbita di media inclinazione (circa 45°): con ground station situata a Roma;
- orbita equatoriale: con ground station situata a Malindi;
- orbita SSO: con ground station situata a Roma.

Considerando invece un cone half angle pari a 30° è possibile ottenere un trasferimento completo dei dati utilizzando le seguenti ground stations:

- orbita di media inclinazione (circa 45°): con ground stations situate a Roma e a Malindi;
- orbita equatoriale: con ground station situata a Malindi;
- orbita SSO: con ground stations situate a Roma e a Svalsat.

È stato successivamente eseguito il link budget relativo ai dati scientifici: in fase di progettazione è molto più complesso ottenere un link margin positivo nel caso di downlink dei dati, a causa dei bassi livelli di potenza disponibili a bordo del satellite. (L'uplink dei comandi e il downlink delle telemetrie saranno invece delle semplici trasmissioni in banda UHF/VHF). I parametri che influenzano il link budget sono numerosi e connessi tra loro. Il requisito principale che deve essere soddisfatto riguarda il minimo link margin, che deve essere maggiore o uguale a 3 dB.

Sono stati considerati i seguenti parametri:

- frequenza: banda S
- bit rate = 1 Mbps
- modulazione BPSK/QPSK e $BER=10^{-6}$
- $EIRP \geq 4.8$ dB nel bordo del cono del fascio d'antenna di semiapertura pari a 30°

Sono state definite due tipologie di ground station: una professionale, con prestazioni elevate sia in termini di performances che affidabilità del servizio, ed una privata. A titolo di esempio sono state considerate:

- ground station situata a Svalsat (stazione professionale): l'antenna, facente parte della rete KSAT, presenta una figura di merito G/T_s (guadagno su temperatura del sistema) pari a 12.5 dB/K;
- ground station situata a Roma (stazione privata): l'antenna deve essere progettata e costruita su misura. È stato stimato un valore minimo di G/T_s pari a 11.8 dB (al fine di ottenere un link margin di 3 dB).

È stato quindi calcolato il valore risultante di E_b/N_0 (dove E_b rappresenta l'energia per bit e N_0 la densità spettrale di rumore):

- $E_b/N_0 = 15.3$ dB nel caso della ground station situata a Svalsat
- $E_b/N_0 = 14.5$ dB nel caso della ground station situata a Roma

Considerando un BER pari a 10^{-6} , questi valori rendono possibile il collegamento satellitare.

L'ultima analisi effettuata riguarda il power budget. Poiché i pannelli solari devono essere dimensionati in relazione al worst case, è stata considerata un'orbita SSO mezzogiorno-mezzanotte (di altezza pari a 700 km): il tempo trascorso in eclissi è pari al 36% dell'intero periodo orbitale.

Sono stati stimati consumi di potenza pari a 12 W in sunlight e 9.5 W in eclissi. Tali consumi sono molto elevati rispetto ai valori tipici per i cubesat. Ciò costituisce quindi un ulteriore elemento critico del sistema. In particolare è stato considerato un consumo di potenza da parte del payload pari a 5 W, con duty cycle del 100% sia in fase di sunlight che di eclissi. Verranno utilizzate celle solari a tripla giunzione prodotte dalla Azur Space, con potenza in condizioni EOL pari a 1 W. Dall'analisi è emerso che, ponendo 6 celle solari su ogni pannello, il numero di pannelli solari necessari è pari a 4. Si ottiene un margine di potenza poco inferiore a 4 W, corrispondente al 18% della potenza richiesta dai carichi.

Per il dimensionamento del pacco batterie sono state invece considerate celle agli ioni di litio; si è rivelato necessario utilizzare un numero minimo di batterie pari a 8.

BIBLIOGRAFIA

- [1] *CubeSat Design Specification (CDS) Rev. 13* – Cal Poly
- [2] *ECSS-U-AS-10C Space sustainability: adoption notice of ISO 24113*
- [3] *NASA standard 8719.14/§4.5-1 Limiting debris generated by collisions with large objects when operating in Earth orbit*
- [4] Inter-agency space debris coordination committee, *IADC 04-06: Support to the IADC Space Debris Mitigation Guidelines*
- [5] P. Soffitta, *A Cubesat for X-ray polarimetry in astrophysics*, 6th European CubeSat Symposium
- [6] P. Fortescue, J. Stark, *Spacecraft Systems Engineering*, 4th Edition, Wiley
- [7] V. A. Chobotov, *Orbital mechanics*, Third Edition (AIAA Education)
- [8] J. Larson and R. Wertz, *Space mission analysis and design*, 3rd edition, Space Technology Library
- [9] W. Heitler, *Quantum theory of radiation*, International Series of Monographs on Physics, Oxford, Clarendon, 1954, 3rd ed.
- [10] Thomas A. Milligan, *Modern Antenna Design*, 2nd edition, Wiley-Interscience
- [11] A. Francesconi, *Impianti e sistemi aerospaziali 1*, Università degli studi di Padova
- [12] E. Lorenzini, *Astrodinamica: perturbazioni orbitali*, Università degli studi di Padova
- [13] E. Limiti, *Elettronica per lo spazio*, Università degli studi di Roma Tor Vergata
- [14] A. Negri, G. Manzetti, *Cubesat/IAPS: Preliminary Mission Study*
- [15] Roger L. Freeman, *Fundamentals of Telecommunications*, 2nd edition, Wiley-Interscience
- [16] Simon Saunders, Alejandro Aragón-Zavala, *Antennas and Propagation for Wireless Communication Systems*, 2nd edition, Wiley
- [17] Recommendation ITU-R P.838-3: *Specific attenuation model for rain for use in prediction methods*

- [18] Recommendation ITU-R P.839: *Rain height model for prediction methods*
- [19] J.I. Vette, *AE/AP Trapped Particle Flux Maps 1966-1980*
- [20] Rauschenbach, *Solar cell array design handbook: The Principles and Technology of Photovoltaic energy conversion*, Springer
- [21] Ernesto Limiti, *Elettronica per lo spazio*, Università degli Studi di Roma Tor Vergata
- [22] A. Siahpush and J. Gleave, *A brief survey of attitude control systems for small satellites using momentum concepts*, Conference Proceedings, 2nd Annual AIAA/USU Conference on Small Satellites
- [23] A. Chin, R. Coelho, L. Brooks, R. Nugent, J. Puig-Suar, *Standardization Promotes Flexibility: A Review of CubeSats' Success*, Cal Poly San Luis Obispo, 6th Responsive Space Conference
- [24] J. Puig-Suari, R. Nugent, R. Munakata, A. Chin, R. Coelho, *The CubeSat: The Picosatellite Standard for Research and Education*, Aerospace Engineering Department, California Polytechnic State University
- [25] Brenda Lidia Escobar Mendez, *Link Budget for NTNU Test Satellite*, Norwegian University of Science and Technology
- [26] O. L. de Weck, *Attitude Determination and Control, Space Systems Product Development*, Department of Aeronautics and Astronautics Massachusetts Institute of Technology
- [27] Masoud Salehi and John G. Proakis, *Communication Systems Engineering*, Prentice Hall, Upper Saddle River, New Jersey
- [28] Carlos Jorge Rodrigues Capela, *Protocol of communications for Vorskut satellite, Link budget*, Master Degree in Electrical Engineering , Universidade do Porto
- [29] M. Zubair, Z. Haider, S. A. Khan, J. Nasir, *Atmospheric influences on satellite communications*, Department of Electrical Engineering, COMSATS Institute of Information Technology, Park Road, Islamabad
- [30] <http://cubesat.org/index.php/missions/past-launches>
- [31] <http://www.zarya.info/Diaries/Launches/>
- [32] <http://space.skyrocket.de/index.html>

- [33] <http://spaceflightservices.com/>
- [34] <https://www.qb50.eu/>
- [35] <http://orbitaldebris.jsc.nasa.gov>
- [36] <http://www.ksat.no/>
- [37] http://www.asi.it/it/agenzia/basi_e_centri/
- [38] http://www.esa.int/Our_Activities/Operations/
- [39] <http://www.rfhamdesign.com/>
- [40] <http://www.azurspace.com>
- [41] <http://www.clyde-space.com/>

RINGRAZIAMENTI

Alla fine di questo lavoro desidero ringraziare il mio tutor, ing. Andrea Negri, che mi ha seguita durante tutta la durata dello stage e mi ha insegnato molte cose. Ringrazio l'ingegner Massimo Perelli per avermi dato la possibilità di lavorare a questo progetto e tutti gli ex-colleghi della IMT Srl che mi hanno accolta come un'amica. Un ringraziamento al mio relatore, prof. Alessandro Francesconi. Infine un grazie di cuore alla mia famiglia, che ha sempre creduto in me, e a tutti i miei amici.