

TESI DI LAUREA
IN
INGEGNERIA AEROSPAZIALE
INDIRIZZO SPAZIALE

**Veicolo Riutilizzabile a Bassa Spinta per
Missioni Lunari basato sulla Stazione
Spaziale Internazionale**

Diego Ferrati

Anno Accademico 2011-2012

T276





UNIVERSITA' DEGLI STUDI DI PISA

**Tesi di Laurea in Ingegneria Aerospaziale
Indirizzo Spaziale**

Veicolo Riutilizzabile a Bassa Spinta per Missioni Lunari basato sulla Stazione Spaziale Internazionale

Candidato

Diego Ferrati

Relatori

Prof. Ing. S. Marcuccio

Ing. P. Pergola

Anno Accademico 2011-2012

*Alla mia famiglia,
questa è la Vostra Laurea*

SOMMARIO

La Luna ha sempre rappresentato uno dei maggiori interessi delle agenzie spaziali mondiali sin dall'inizio dell'era spaziale. Dal primo passaggio ravvicinato di una sonda sovietica, avvenuto nel 1959, decine di missioni hanno esplorato il nostro satellite, effettuando anche allunaggi con sbarco di uomini e riporto di campioni di roccia. A 50 anni da quella prima missione l'interesse verso la Luna è ancora vivo e sta spingendo le agenzie spaziali allo sviluppo di programmi per una vera e propria colonizzazione.

Lo studio svolto in questa tesi ha come obiettivo la definizione di una missione lunare da effettuarsi con un veicolo riutilizzabile a bassa spinta. Come stazione orbitante per il ripristino del veicolo si è scelta la Stazione Spaziale Internazionale, dotata di punti di attracco per veicoli visitanti. Il particolare profilo di missione introduce una serie di problematiche operative, come la manovra di attracco e le metodologie di sostituzione dei sottosistemi durante i periodi di ormeggio. Si effettua quindi una ricerca sui vincoli che gli attracchi impongono sulla massa e sulle dimensioni del veicolo. Successivamente si ipotizza una strategia di avvicinamento e attracco che, in base alle informazioni presenti in letteratura, è quanto più si avvicina a una soluzione operativa plausibile.

Una volta formulate delle possibili soluzioni alle problematiche di missione, il lavoro si incentra sull'analisi della missione vera e propria, costituita da un trasferimento lunare comprensivo di viaggio di ritorno. Si studiano diversi livelli di potenza propulsiva, ottenibili con combinazioni di propulsori elettrici esistenti, con lo scopo di ottenere la configurazione propulsiva più adatta allo scopo. L'analisi in questione fornisce informazioni sulle masse iniziale e finale del veicolo, e sui tempi di missione. Si effettua quindi una primo selezione delle configurazioni migliori in base ai requisiti di missione.

Le configurazioni scelte sono simulate tramite un propagatore orbitale in modo da ottenere risultati più realistici. In base ai nuovi risultati si arriva alla selezione della configurazione propulsiva migliore. Una volta fissata la potenza propulsiva, si effettua un dimensionamento più raffinato di tutti i sottosistemi e del veicolo nel suo complesso, tramite un programma di modellazione 3D. In particolare viene concepita una

disposizione dei sottosistemi che ne permetta la facile rimozione e sostituzione senza compromettere la funzionalità del sistema globale.

ABSTRACT

The Moon has represented one of main objectives for space agencies since the beginning of space age. Our natural satellite has been explored since 1959, when a soviet space probe made the first lunar fly-by in history. Since that mission, all the world's space agencies invested a lot of energy and money in the lunar exploration, sending astronauts and collecting lunar samples. Today the Moon represents the first step of humanity as it expands beyond Erath orbit, and the space agencies are developing practical plans to colonize it.

This thesis deals with the preliminary design of a low thrust space vehicle capable to carry a fixed payload in lunar orbit. After the lunar orbiting, this vehicle can return in low orbit and dock to the International Space Station, in order to permit the propellant refill and subsystem replacement. After the berthing period the vehicle will be ready to start a new lunar mission. The ISS offers various types of berthing points, each of them characterized by weight and dimensional limits. Each berthing point has to be analyzed in order to evaluate the potential compatibility with the space vehicle developed in this work. Furthermore it is necessary to define a feasible and reliable docking maneuver, inspired to existing strategies.

A numerical method has been developed for the preliminary mission analysis. In this analysis several existing ion thrusters, fed with different power levels, are taken into consideration. Comparing the results of this first analysis, mainly composed by spacecraft wet/dry mass and mission duration, two propulsive solutions are selected.

The propulsive solutions resulting by the first analysis are verified by means of an orbit propagator, in order to obtain more realistic results about mission duration and propellant consumption. In this section, for each transfer maneuver several transfer strategies have been tested. The analysis of the simulation results permits the definition of a suitable mission strategy and the selection of the double T6 as the best propulsive configuration. According to the operating power of the electric propulsion system, all spacecraft subsystems are selected between the available space instrumentation or, when it is necessary, estimated in terms of mass and dimensions. By means of a computer-aided design software, the entire vehicle is assembled in order to make it an easier

subsystem substitution without compromising the overall functionality and respecting the load and size limits.

RINGRAZIAMENTI

Desidero innanzitutto ringraziare il Prof. Salvo Marcuccio per avermi dato la possibilità di svolgere questo interessante lavoro, degna conclusione di un gratificante percorso di studi.

Ringrazio sentitamente il mio correlatore, Pierpaolo, per la sua professionalità, la sua gentilezza e la sua pazienza, tre doti difficili da trovare in una sola persona. Allo stesso modo ringrazio Andrea, Cosmo e Ivan, per essere sempre stati presenti con i loro preziosi consigli e la loro esperienza.

Un grazie particolare va ai miei familiari. La loro costante presenza e le loro fervide speranze sono state lo stimolo più grande anche nei momenti più difficili della mia carriera universitaria. Come quando un ciclista, esaurendo ogni fibra del suo essere per vincere la montagna che ha davanti, trova forza e sostegno dal tifo che le persone gli offrono lungo il percorso.

E' impossibile elencare tutte le persone che hanno condiviso con me le esperienze e le speranze legate al mondo universitario, sostenendomi e incoraggiandomi. Chi dovesse identificarsi in queste poche righe, può ritenersi in qualche modo coautore del lavoro che tiene in mano.

L'ultimo ringraziamento, ma non il meno importante, va a Gianna, con la quale ho strettamente condiviso i momenti più belli di questi ultimi anni.

INDICE

ELENCO DELLE FIGURE.....	XI
ELENCO DELLE TABELLE.....	XV
ELENCO DEI SIMBOLI UTILIZZATI.....	XIX
INTRODUZIONE	1
1.1 Esplorazione lunare: storia e interessi attuali.....	1
1.2 Motivazione e obiettivo del lavoro.....	4
1.3 Struttura del lavoro.....	5
DEFINIZIONE DELLA MISSIONE	7
2.1 Obiettivo della missione	7
2.2 Requisiti di missione	8
2.3 Problematiche di missione	10
2.4 Permanenza su Stazione Spaziale Internazionale.....	12
2.5 Compatibilità con il lanciatore.....	17
2.6 Definizione manovre di prossimità	18
2.7 Sistema propulsivo per il trasferimento.....	22
2.8 Sostituibilità dei sottosistemi	25
2.8.1 Pannelli Solari.....	27
2.8.2 Batterie ricaricabili	28
2.8.3 Propulsori elettrici	28
2.8.4 Serbatoi di propellente.....	28
2.8.5 Elettronica di bordo	29
2.8.6 Payload	29
ANALISI PRELIMINARE DI MISSIONE.....	31
3.1 Veicoli a bassa spinta: configurazioni generali.....	31
3.2 Sottosistemi Imbarcati	33
3.3 Ipotesi sul bilancio di massa	40

3.3.1	Massa fissa	41
3.3.2	Massa variabile.....	43
3.3.3	Definizione della massa finale	45
3.4	Ipotesi sul bilancio di potenza.....	46
3.4.1	Bilancio di potenza del trasferimento orbitale	48
3.4.2	Bilancio di potenza delle manovre di prossimità	50
3.4.3	Bilancio di potenza della permanenza lunare	51
3.4.4	Gruppo batterie.....	51
3.4.5	Dimensionamento dei pannelli solari	52
3.5	Introduzione all'analisi della missione	53
3.6	Analisi delle perturbazioni orbitali.....	55
3.6.1	Coppia di resistenza atmosferica.....	56
3.6.2	Coppia di pressione di radiazione solare	58
3.6.3	Coppia di gradiente di gravità	60
3.6.4	Coppia dovuta al campo magnetico terrestre.....	62
3.6.5	Somma dei contributi perturbativi.....	64
3.7	Spesa di propellente per il controllo di assetto.....	65
3.7.1	Propellente per il trasferimento orbitale	65
3.7.2	Propellente per le manovre di prossimità	68
3.8	Analisi di missione	69
3.8.1	Livelli di potenza e propulsori esaminati.....	73
3.9	Risultati dell'analisi.....	79
	SIMULAZIONE DELLA MISSIONE	85
4.1	Introduzione a SATSLab	85
4.2	Simulazione delle configurazioni propulsive scelte	86
4.2.1	Simulazione del trasferimento di andata.....	88
4.2.2	Simulazione della fuga lunare	97
4.2.3	Simulazione del trasferimento di ritorno	100
4.3	Analisi e confronto dei risultati.....	111
	DISEGNO PRELIMINARE DEL VEICOLO	113
5.1	Scelta dei sottosistemi imbarcati	116

5.1.1	Sistema di generazione e accumulo di potenza.....	116
5.1.2	Sistema propulsivo	121
5.1.3	Sistema di determinazione e controllo dell'assetto	125
5.1.4	Sistema di comando e archiviazione dati.....	131
5.1.5	Sistema di comunicazione dei dati	133
5.1.6	Struttura portante e baie rimovibili	137
5.1.7	Dispositivi per il controllo termico	138
5.1.8	Interfacce meccaniche per la cattura e l'attracco	139
5.2	Bilancio di potenza del veicolo	139
5.2.1	Bilancio di potenza delle manovre di prossimità	140
5.2.2	Bilancio di potenza del trasferimento orbitale	141
5.2.3	Bilancio di potenza della permanenza lunare	142
5.3	Bilancio di massa del veicolo.....	143
5.4	Posizionamento dei componenti e disegno del veicolo	144
CONCLUSIONI.....		153
6.1	Conclusioni	153
6.2	Sviluppi futuri	155
BIBLIOGRAFIA.....		157
APPENDICE A.....		169
APPENDICE B		171

ELENCO DELLE FIGURE

Figura 1: Operazioni lunari previste fino all'anno 2030 [19]	3
Figura 2: Piattaforme della Stazione Spaziale Internazionale [40]	13
Figura 3: Strategia di avvicinamento alla ISS [56]	18
Figura 4: Disposizione dei propulsori di assetto dell'ATV	20
Figura 5: Manovra di avvicinamento ipotizzata.....	22
Figura 6: Propulsore a effetto Hall [74,75].....	23
Figura 7: Propulsore a griglia elettrostatica [73,76].....	24
Figura 8: Rappresentazioni artistiche di Deep Space 1 [92], Hayabusa [93], SMART-1 [94], Dawn [95]	33
Figura 9: Configurazione indicativa del veicolo	35
Figura 10: Disposizione ipotetica dei sottosistemi esterni.....	36
Figura 11: Assetto di volo del veicolo	38
Figura 12: Disposizione ipotetica dei sottosistemi interni.....	39
Figura 13: Densità atmosferica – Modello MSIS-90	56
Figura 14: Area esposta – condizione di massima perturbazione	58
Figura 15: Area esposta – condizione di massima perturbazione	59
Figura 16: Dimensioni lineari del veicolo	60
Figura 17: Sistemi τ_B e τ_0	61
Figura 18: Quote di azione delle perturbazioni.....	64
Figura 19: Metodo di calcolo ricorsivo	72
Figura 20: Albero di applicazione del metodo.....	73
Figura 21: Propulsore PPS1350 [73].....	74
Figura 22: Propulsore T6 [113].....	75
Figura 23: Propulsore PPS5000	76
Figura 24: Propulsore SPT100 [73].....	77
Figura 25: Propulsore SPT140.....	78
Figura 26: Propulsore SPT200.....	79
Figura 27: Criterio di scelta delle soluzioni più adatte.....	82
Figura 28: Interfaccia di dialogo SATSLab.....	86
Figura 29: Variazione di a nel trasferimento di andata	95
Figura 30: Variazione di e nel trasferimento di andata.....	95
Figura 31: Correzione di i nel trasferimento di andata.....	95
Figura 32: Correzione di e nel trasferimento di andata	96
Figura 33: Potenza generata nel volo di andata	96
Figura 34: Potenza assorbita dai sottosistemi nel volo di andata.....	97
Figura 35: Profondità di scarica delle batterie nel volo di andata.....	97
Figura 36: Variazione di e per la fuga lunare.....	98

Figura 37: Potenza generata durante la fuga lunare	99
Figura 38: Potenza assorbita dai sottosistemi durante la fuga lunare	99
Figura 39: Profondità di scarica delle batterie durante la fuga lunare	99
Figura 40: Variazione di a nel trasferimento di ritorno (1° fase)	108
Figura 41: Variazione di i nel trasferimento di ritorno (1° fase)	108
Figura 42: Variazione di e nel trasferimento di ritorno (1° fase)	108
Figura 43: Variazione di a nel trasferimento di ritorno (2° fase)	109
Figura 44: Variazione di e nel trasferimento di ritorno (2° fase)	109
Figura 45: Potenza generata nel volo di ritorno (2° fase)	110
Figura 46: Potenza assorbita dai sottosistemi nel volo di ritorno (2° fase)	110
Figura 47: Profondità di scarica delle batterie nel volo di ritorno (2° fase)	110
Figura 48: Configurazione esterna del veicolo	114
Figura 49: Confronto con i limiti dimensionali del JEM-EF	114
Figura 50: Dimensioni principali del veicolo	115
Figura 51: Numerazione delle facce del veicolo	115
Figura 52: Meccanismo di rotazione dei pannelli solari MOOG Tipo 2 [140]	118
Figura 53: Batteria SAFT VES 180 [81]	119
Figura 54: Unità di controllo e distribuzione della potenza EADS Astrium [128]	120
Figura 55: Possibile allocazione delle PCDU	121
Figura 56: Unità di controllo del flusso di Xenon Marotta SP05 [137]	123
Figura 57: Serbatoio ATK No. 80400-1 [138]	124
Figura 58: Sensore di Sole SSBV [141]	125
Figura 59: Sensore di stelle Comtech [142]	126
Figura 60: Propulsore VACCO per il controllo di assetto [67]	128
Figura 61: Dettaglio propulsori per controllo di assetto	129
Figura 62: Modi di attivazione dei propulsori per il controllo del veicolo	130
Figura 63: Computer di bordo OBC695 [144]	131
Figura 64: Unità di archiviazione dei dati SSTL [145]	132
Figura 65: Antenna ad alto guadagno SSTL [146]	134
Figura 66: Trasmettitore SSTL XTx400 [147]	134
Figura 67: Antenna elicoidale SSTL [148]	135
Figura 68: Elettronica di comunicazione su banda S – Da sinistra: trasmettitore, amplificatore, ricevitore [149,150,151]	136
Figura 69: Schema di rimozione delle baie mobili	137
Figura 70: Veicolo in configurazione assemblata	144
Figura 71: Dettaglio baia centrale	145
Figura 72: Estrazione delle strutture posteriori	146

Figura 73: Dettaglio baia posteriore e traversa motori	147
Figura 74: Dettaglio baia comunicazioni	148
Figura 75: Vista frontale del veicolo con pannelli retratti	148
Figura 76: Esploso delle strutture del veicolo	150

ELENCO DELLE TABELLE

Tabella 1: Caratteristiche dei punti di attracco	15
Tabella 2: Prestazioni dei bracci robotici	16
Tabella 3: Caratteristiche dei pannelli solari ipotizzati	43
Tabella 4: Contributi alla massa finale del veicolo	46
Tabella 5: Consumi energetici dei sottosistemi	47
Tabella 6: Bilancio energetico di trasferimento	48
Tabella 7: Caratteristiche batteria VES 180 [81]	49
Tabella 8: Bilancio energetico di avvicinamento alla ISS	50
Tabella 9: Prestazioni del sottosistema di accumulo di energia elettrica	52
Tabella 10: Orbite ISS e Luna [34,99].....	53
Tabella 11: Caratteristiche del PPS1350 [110,111]	74
Tabella 12: Caratteristiche del T6 [112,113,114]	75
Tabella 13: Caratteristiche del PPS5000 [116,117]	76
Tabella 14: Caratteristiche del SPT100 [118,119,121]	77
Tabella 15: Caratteristiche del SPT140 [120,121]	78
Tabella 16: Caratteristiche del SPT200 [119,122]	79
Tabella 17: Impiego dei propulsori sui vari livelli d potenza	80
Tabella 18: Caratteristiche delle soluzioni soddisfacenti il vincolo di massa.....	81
Tabella 19: Caratteristiche delle soluzioni scelte	83
Tabella 20: Parametri di impostazione di SATSLab	87
Tabella 21: Elementi orbitali della ISS [34]	87
Tabella 22: Elementi orbitali della Luna [99]	88
Tabella 23: Prima strategia di andata	89
Tabella 24: Prima strategia di andata – Risultati.....	89
Tabella 25: Seconda strategia di andata.....	90
Tabella 26: Seconda strategia di andata – Risultati.....	90
Tabella 27: Terza strategia di andata.....	90
Tabella 28: Terza strategia di andata – Risultati	91
Tabella 29: Quarta strategia di andata	91
Tabella 30: Quarta strategia di andata – Risultati	91
Tabella 31: Quinta strategia di andata	92
Tabella 32: Quinta strategia di andata – Risultati	92
Tabella 33: Sesta strategia di andata.....	92
Tabella 34: Sesta strategia di andata – Risultati.....	93
Tabella 35: Settima strategia di andata.....	93
Tabella 36: Settima strategia di andata – Risultati	93

Tabella 37: Risultati strategie per trasferimento di andata	94
Tabella 38: Fuga lunare - Risultati	98
Tabella 39: Prima strategia di ritorno	100
Tabella 40: Prima strategia di ritorno – Risultati	100
Tabella 41: PPS5000 - Prove sul semi asse maggiore di controllo su <i>e</i>	102
Tabella 42: Coppia T6 – Prove sul semi asse maggiore di controllo su <i>e</i> (“×” = simulazione interrotta per impatto in atmosfera)	102
Tabella 43: Seconda strategia di ritorno	103
Tabella 44: Seconda strategia di ritorno – Risultati	103
Tabella 45: Terza strategia di ritorno.....	103
Tabella 46: Terza strategia di ritorno – Risultati.....	104
Tabella 47: PPS5000 – Prove sulle correzioni intermedie.....	105
Tabella 48: Coppia T6 – Prove sulle correzioni intermedie (“×” = simulazione interrotta per impatto in atmosfera)	106
Tabella 49: Quarta strategia di ritorno.....	106
Tabella 50: Quarta strategia di ritorno – Risultati.....	107
Tabella 51: Risultati strategie per trasferimento di ritorno	107
Tabella 52: PPS5000 - Confronto dei risultati	111
Tabella 53: Coppia T6 – Confronto dei risultati	111
Tabella 54: Caratteristiche dei pannelli solari.....	117
Tabella 55: Caratteristiche dispositivo SADA [140].....	118
Tabella 56: Caratteristiche sottosistema di accumulo di energia [81]..	119
Tabella 57: Caratteristiche unità PCDU [96,128]	120
Tabella 58: Caratteristiche propulsore T6 [115,130].....	122
Tabella 59: Caratteristiche unità PPU [96,133]	122
Tabella 60: Caratteristiche unità XFCU [137]	123
Tabella 61: Massa e volume di propellente	124
Tabella 62: Caratteristiche serbatoio di propellente	125
Tabella 63: Caratteristiche sensore di Sole [141].....	126
Tabella 64: Caratteristiche sensore di stelle [143]	127
Tabella 65: Caratteristiche ruota di reazione [124]	127
Tabella 66: Caratteristiche propulsore di assetto [67]	128
Tabella 67: Caratteristiche computer di bordo [144].....	132
Tabella 68: Caratteristiche unità di archiviazione dati [145]	133
Tabella 69: Caratteristiche antenna ad alto guadagno [146].....	134
Tabella 70: Caratteristiche trasmettitore su banda X [147]	135
Tabella 71: Caratteristiche antenna elicoidale [148]	136
Tabella 72: Caratteristiche elettronica di comunicazione su banda S [149,150,151]	136
Tabella 73: Contributi delle strutture al bilancio di massa	138
Tabella 74: Bilancio di potenza per le manovre di prossimità.....	140

Tabella 75: Bilancio di potenza per il trasferimento orbitale.....	141
Tabella 76: Bilancio di potenza della permanenza lunare	142
Tabella 77: Bilancio di massa del veicolo e confronto con dati precedenti	143
Tabella 78: Prestazioni sul trasporto del <i>payload</i>	151
Tabella 79: Intervalli di quota 1-5.....	169
Tabella 80: Intervalli di quota 6-11	170
Tabella 81: Risultati per controllo chimico e 3 missioni (1-6 kW).....	172
Tabella 82: Risultati per controllo chimico e 3 missioni (7-12 kW)....	173
Tabella 83: Risultati per controllo chimico e 4 missioni (1-6 kW).....	174
Tabella 84: Risultati per controllo chimico e 4 missioni (7-12 kW)....	175
Tabella 85: Risultati per controllo a gas freddo e 3 missioni (1-6 kW)	176
Tabella 86: Risultati per controllo a gas freddo e 3 missioni (7-12 kW)	177
Tabella 87: Risultati per controllo a gas freddo e 4 missioni (1-6 kW)	178
Tabella 88: Risultati per controllo a gas freddo e 4 missioni (7-12 kW)	179

ELENCO DEI SIMBOLI UTILIZZATI

a	Semi asse maggiore dell'orbita
e	Eccentricità dell'orbita
i	Inclinazione dell'orbita
Ω	Ascensione retta del nodo ascendente
ω	Argomento del perigeo
u	Argomento della latitudine
g_0	Accelerazione di gravità al livello del mare
ΔV	Variazione di velocità orbitale
I_{SP}	Impulso specifico
C_{GB}	Capacità totale delle batterie
C_{BATT}	Capacità della singola batteria
P_{GB}	Potenza di carica delle batterie
P_{GP}	Potenza del sistema propulsivo
S_{PAN}	Superficie dei pannelli solari
K	Numero missioni dei pannelli solari
m_{PAN}	Massa dei pannelli solari
ρ_{PAN}	Densità dei pannelli solari
v_{ISS}	Velocità orbitale della Stazione Spaziale Internazionale
v_{LUNA}	Velocità orbitale della Luna
Δm	Massa di propellente per il trasferimento
m_i	Massa iniziale
m_f	Massa finale
Δt	Tempo di missione
F_A	Forza aerodinamica
M_A	Coppia aerodinamica
ρ_a	Pressione atmosferica
p_a	Pressione atmosferica
S	Superficie aerodinamica
C_D	Coefficiente di resistenza aerodinamica
b_a	Braccio di momento aerodinamico
F_S	Forza di pressione di radiazione solare
M_S	Coppia di pressione di radiazione solare
v	Fattore d'ombra
P_S	Pressione di radiazione solare
C_R	Coefficiente di radiazione
Φ_E	Flusso solare
c	Velocità della luce

b_S	Braccio di momento di pressione solare
L	Lunghezza caratteristica del veicolo
m_S	Massa della struttura principale
I_X	Momento di inerzia su asse di rollio
I_Y	Momento d'inerzia su asse di imbardata
I_Z	Momento d'inerzia su asse di beccheggio
m_S	Massa struttura principale
M_G	Coppia di gradiente di gravità
μ	Parametro gravitazionale terrestre
R_C	Distanza dal centro della Terra
M_M	Coppia di campo magnetico terrestre
m_m	Momento di dipolo magnetico
m_m'	Densità di momento di dipolo magnetico
B	Intensità del campo magnetico terrestre
μ_m	Intensità di dipolo magnetico terrestre
t_{RR}	Tempo di saturazione della ruota di reazione
m_{RR}	Momento generato dalla ruota di reazione
t_D	Tempo di desaturazione
M_{RCS}	Momento generato dai propulsori di assetto
T_{RCS}	Spinta del propulsore di assetto
b_{RCS}	Braccio del propulsore di assetto
v_u	Velocità di scarico utile
p_e	Pressione esterna all'ugello
N_D	Numero di desaturazioni
Δm_D	Massa di propellente per desaturazione
Δm_{avv}	Massa di propellente per manovra di avvicinamento
Δm_{all}	Massa di propellente per manovra di allontanamento
m_h	Massa fissa
m_v	Massa dipendente dalla potenza
m_β	Massa dell'elettronica di propulsione
m_{TK}	Massa dei serbatoi
m_{att}	Massa di propellente per il controllo di assetto
m_{prox}	Massa di propellente per il controllo di prossimità
m_{RCS}	Massa dell'impianto di controllo di assetto
m_R	Massa del singolo propulsore di assetto
m_{PO}	Massa del singolo propulsore orbitale
n_{PO}	Numero totale di propulsori orbitali imbarcati
t_{PO}	Vita operativa del propulsore orbitale

INTRODUZIONE

1.1 Esplorazione lunare: storia e interessi attuali

La Luna ha rappresentato uno degli obiettivi principali durante la Corsa allo Spazio. Il primo tentativo di esplorazione del nostro satellite, la missione denominata Luna 1, fu lanciata dall'Unione Sovietica nel 1959. L'obiettivo era quello di impattare sulla superficie lunare, ma la sonda mancò il bersaglio di circa 6000 Km. Lo stesso anno un secondo tentativo simile, Luna 2, portò al primo impatto di un oggetto artificiale sulla superficie lunare. Una terza sonda, Luna 3 appartenente allo stesso programma, effettuò la prima esplorazione della faccia nascosta della Luna [1].

Anche la NASA avviò il Programma Ranger, e dopo una serie di sfortunati tentativi riuscì nel 1962, con il Ranger 4, a impattare la superficie lunare [1,2]. Seguì, parallelamente ai programmi sovietici Luna e Zond, una lunga serie di missioni di esplorazione fotografica (Programma Lunar Orbiter) e prove di allunaggio (Programma

Capitolo I - Introduzione

Surveyor) [3,4,5]. Il 16 Luglio 1969, data passata alla storia come passo fondamentale del progresso umano, la sonda Apollo 11 effettuò il primo allunaggio con equipaggio a bordo. Successive missioni dello stesso Programma Apollo portarono altri equipaggi di astronauti sul suolo lunare [6].

Successivamente le due nazioni in corsa, URSS e USA, iniziarono a perdere interesse verso la Luna. La conquista spaziale si era già spostata verso gli altri pianeti del Sistema Solare. L'ultima missione del programma sovietico Luna, Luna 24, risale al 1976. Bisognerà aspettare il 1990 per vedere di nuovo una sonda lunare, stavolta giapponese (Hiten), effettuare osservazioni ravvicinate sul nostro satellite naturale. Da allora lo spazio lunare non sarebbe più stato prerogativa delle grandi potenze militari [7,8,9].

All'inizio del XXI secolo nuove potenze economiche si sono affacciate al di fuori dell'atmosfera terrestre e si sono inoltrate nello Spazio dando inizio a una seconda corsa verso la Luna [10,11]. L'Agenzia Spaziale Europea (ESA) ha lanciato SMART-1 nel 2003, la CNSA ha inviato le prime sonde cinesi a partire dal 2007, e nel 2008 anche una sonda indiana ha raggiunto la superficie lunare [12,13,14]. Anche la NASA, in risposta a questo rinnovato interesse, ha avviato nuovi programmi di esplorazione lunare lanciando ben tre sonde tra il 2009 e il 2011 [15,16,17,18].

Gli interessi delle agenzie spaziali verso la conquista della Luna, stimolati in gran parte da questioni di prestigio nazionalista, hanno sempre avuto i più disparati obiettivi scientifici. Inizialmente si effettuò una mappatura fotografica della superficie lunare, e successivamente si sperimentò la possibilità di portare equipaggi umani sulla stessa. Le missioni attuali sono destinate a una mappatura più dettagliata non solo dei profili orografici, ma anche dei campi gravitazionale e magnetico. Vengono anche effettuati studi di "abitabilità umana", supportati da missioni come LCROSS [16] che, nel 2009, ha accertato la presenza di acqua sotto la superficie lunare. Questi rilevamenti, unitamente ai test per allunaggi morbidi, fanno pensare a concrete intenzioni per una colonizzazione vera e propria del nostro satellite naturale, prevista per un futuro non molto lontano.

Questa prospettiva è più che sufficiente a motivare importanti sforzi nello sviluppo di sonde di nuova generazione, con l'obiettivo sempre più concreto di proiettare l'umanità verso lo Spazio. In Figura 1 è riportata

Veicolo Riutilizzabile a Bassa Spinta per Missioni Lunari basato sulla Stazione Spaziale Internazionale

schematicamente la prevista evoluzione delle attività umane sul nostro satellite naturale fino all'anno 2030.

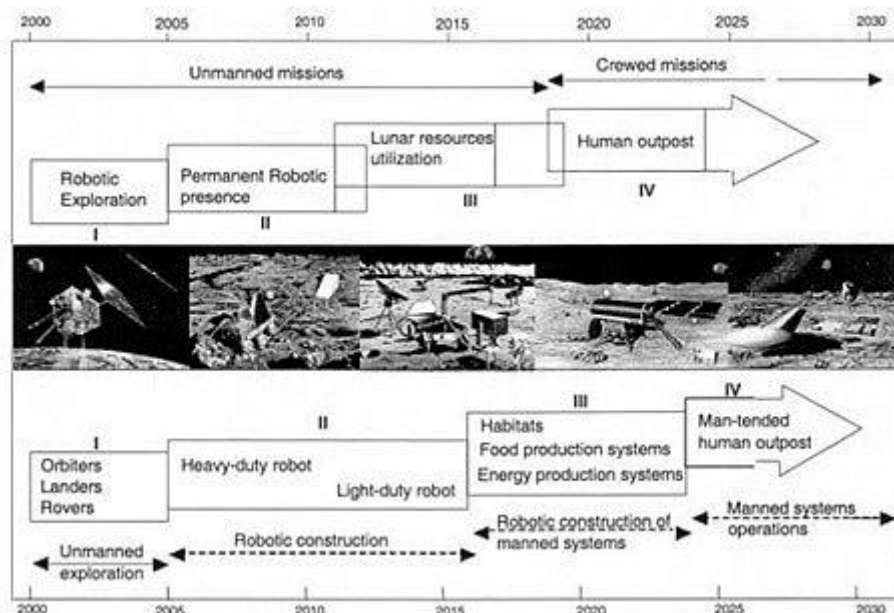


Figura 1: Operazioni lunari previste fino all'anno 2030 [19]

Le previsioni raffigurate in Figura 1 si basano sui progetti che sono già in avanzato stato di sviluppo presso le agenzie spaziali e su quelli che sono ancora in fase propositiva.

Oltre allo studio di una ipotetica abitabilità dell'ambiente lunare, queste missioni scientifiche possono anche avere un significativo ritorno per le attività terrestri. Oltre alla conoscenza accurata di un nuovo ambiente che, rappresenta una indiscussa ricchezza culturale in ambito astronomico, si possono scoprire nuovi aspetti scientifici convertibili in vantaggiose applicazioni terrestri.

Viste le nuove prospettive, le agenzie spaziali stanno sviluppando piattaforme interplanetarie di nuova generazione. Esistono addirittura cataloghi su cui si può consultare una vasta gamma di piattaforme interplanetarie destinate al trasporto di strumentazione scientifica per conto di Centri di Ricerca, Forze Armate o Enti Televisivi.

1.2 Motivazione e obiettivo del lavoro

Lo scopo di questo lavoro è proprio lo studio di un veicolo automatico a bassa spinta che possa trasportare un determinato carico scientifico (*payload*) in orbita lunare. Si impiegano propulsori elettrici, in modo da ridurre i consumi di propellente e ottenere quindi un veicolo di massa contenuta. Questo veicolo seguirà un innovativo profilo di missione. Infatti esso, oltre alle funzioni lunari, dovrà essere capace di rientrare su di una piattaforma di rifornimento orbitante attorno alla Terra, e dovrà essere ripristinabile, quindi utilizzabile per più missioni successive. Come piattaforma di rifornimento viene scelta la Stazione Spaziale Internazionale, capace di ospitare veicoli esterni. Un veicolo lunare dotato di questa capacità si distinguerebbe dai comuni veicoli spaziali che solitamente sono “sacrificabili”, cioè terminano la singola missione con la distruzione sulla superficie lunare o nell’atmosfera terrestre. Fa eccezione, ovviamente, lo Space Shuttle.

Un veicolo del genere, la cui concezione gli conferirebbe una vita teoricamente infinita, offre interessanti prospettive di tipo tecnologico ed economico. La ripristinabilità, cioè la possibilità di recuperare il veicolo, rifornirlo, sostituire i componenti usurati e installare un nuovo carico pagante per la successiva missione, offre molti vantaggi. Basti pensare ai costi legati alla costruzione di nuove piattaforme lunari, alla messa in orbita delle stesse, e ai componenti che sono ancora potenzialmente validi dopo la vita utile dell’oggetto. Un veicolo ripristinabile deve essere progettato, costruito e lanciato una volta soltanto. Inoltre esso verrà distrutto solo dopo un certo numero di missioni, quando sarà diventato obsoleto nella sua interezza e quindi apparirà più giustificata la sua distruzione.

In un’epoca di rinnovato interesse verso la Luna, un veicolo del genere potrebbe rappresentare la giusta soluzione operativa per gli enti che vogliono inviare strumenti scientifici in orbita lunare. Inoltre, data la peculiarità del profilo di missione, si affronterebbero soluzioni operative mai esplorate in precedenza.

Alla luce di queste considerazioni questo lavoro si propone di definire un veicolo a bassa spinta capace di portare un certo carico pagante in orbita lunare, rientrare sull’orbita della Stazione Spaziale ed essere ripristinato in modo da poter affrontare successive missioni. Per questo veicolo si deve disegnare un adeguato profilo di missione che gli permetta di assolvere a tutte le funzioni richieste.

Veicolo Riutilizzabile a Bassa Spinta per Missioni Lunari basato sulla Stazione Spaziale Internazionale

Per prima cosa si ricercano e si fissano le condizioni iniziali operative, come ad esempio i vincoli imposti dalla Stazione Spaziale e dalle manovre in sua prossimità, oppure i limiti sui tempi di missione richiesti. In base alle condizioni di partenza si procede con l'ideazione di possibili profili di missione e soluzioni progettuali, confrontandoli tra loro e valutandone fattibilità e convenienza. L'analisi deve portare alla selezione della soluzione che più soddisfa i requisiti iniziali.

1.3 *Struttura del lavoro*

Nel capitolo due sono definiti i requisiti della missione e le problematiche legate alla stessa. La missione di trasferimento lunare, l'attracco alla Stazione Spaziale Internazionale (ISS) e il disegno del veicolo sono tutti aspetti del lavoro che, successivamente, sono analizzati parallelamente, in quanto dipendenti l'uno dall'altro. Sono quindi elencate e descritte tutte le problematiche legate a questi aspetti così da poter formulare ipotesi di missione ed effettuare un primo dimensionamento del veicolo.

Il capitolo tre riporta una prima soluzione progettuale del veicolo e una prima analisi di missione. Si analizzano veicoli e strategie di missione già esistenti e sperimentate che, sotto le dovute ipotesi, sono adattati al caso in questione. Quindi si ha un primo disegno del veicolo e del profilo di missione. Sono definiti i vari sottosistemi imbarcati e, infine, valutate diverse configurazioni propulsive al fine di scegliere quelle più adatte al caso. Questa scelta viene effettuata in base alle prestazioni del veicolo, come ad esempio il tempo di missione e le spesa di propellente.

Il capitolo quattro riporta i risultati di simulazioni più accurate delle soluzioni propulsive scelte, effettuate con l'ausilio del propagatore SATSLab sviluppato presso ALTA SpA. Questo affinamento delle soluzioni di trasferimento termina con la scelta del propulsore adatto.

Il capitolo cinque vede una seconda definizione di pesi e ingombri dei vari sottosistemi, e quindi un disegno del complessivo finale del veicolo. Infine sono riportati i risultati di un affinamento della simulazione orbitale per la configurazione finale scelta

Capitolo I - Introduzione

DEFINIZIONE DELLA MISSIONE

In questo capitolo si definiscono gli obiettivi della missione e i requisiti di progetto per il veicolo in studio. Questo, per assolvere la missione assegnatagli, deve avere determinate caratteristiche fisiche, e in più deve essere dotato dei sottosistemi necessari al controllo e alla sopravvivenza nell'ambiente spaziale. Lo studio in questione evidenzia una serie di problematiche legate al particolare profilo di missione che il veicolo deve seguire. In base alle informazioni disponibili si formulano delle soluzioni teoriche con l'obiettivo di rispondere a tali problematiche.

2.1 Obiettivo della missione

La missione che si vuole eseguire ha un obiettivo scientifico che si può considerare lo scopo principale: trasportare una certa quantità di strumenti scientifici in orbita lunare. Tuttavia esistono anche le fasi di attracco e ripristino del veicolo che, sebbene non siano incluse negli

Capitolo 2 – Definizione della Missione

interessi scientifici e commerciali, rappresentano la maggior difficoltà in questo studio.

Di seguito sono brevemente elencati gli obiettivi di una singola missione:

- Trasporto di un payload scientifico nei pressi della Luna
- Ritorno e attracco sulla Stazione Spaziale Internazionale
- Preparazione alla missione successiva

Da questo elenco di funzioni si evince come si susseguono le varie fasi di missione. Queste si possono ordinare come: separazione dalla ISS, trasferimento lunare, permanenza lunare e successiva fuga, ritorno in LEO, attracco alla ISS, ripristino del veicolo. Come si vedrà più avanti, per realizzare le varie fasi di missione si dovranno affrontare molte problematiche di tipo tecnico e operativo.

2.2 *Requisiti di missione*

Vediamo nel dettaglio i requisiti progettuali che devono essere soddisfatti.

- Il veicolo dovrà trasportare un carico scientifico. Questo carico ha una massa di 60 kg e un assorbimento energetico minimo di 100 W. Quindi, oltre al trasporto sarà necessario fornire alla strumentazione scientifica una adeguata alimentazione elettrica e linee di trasmissione dei dati.
- La missione richiesta consiste di un volo di andata, costituito dal trasferimento dalla ISS alla Luna con cattura da parte di quest'ultima, e di un ritorno, cioè una fuga lunare seguita dal trasferimento verso la ISS. Si prevede l'impiego di una strategia di spinta tangenziale.
- Il tempo di volo, nel quale non sono incluse le fasi di permanenza attorno alla ISS e alla Luna, è la somma dei tempi di trasferimento di andata e di ritorno. Questo tempo deve essere inferiore o uguale a 18 mesi. Nel tempo di missione si include anche il breve periodo di fuga lunare.

Veicolo Riutilizzabile a Bassa Spinta per Missioni Lunari basato sulla Stazione Spaziale Internazionale

- Il veicolo deve essere in grado di effettuare almeno 4 missioni lunari durante tutta la sua vita operativa. I tempi di missione possono variare ma devono, in media, rispettare il vincolo del punto precedente.
- Si deve garantire una adeguata generazione di energia elettrica. Inoltre una riserva dovrà essere accumulata per la sopravvivenza dei sottosistemi nelle situazioni in cui viene meno la generazione di energia, come durante le eclissi. Per la generazione di energia elettrica si prevede di dotare il veicolo di una adeguata superficie di pannelli solari. Per l'accumulo di energia è necessario dimensionare un gruppo di batterie ricaricabili.
- Si deve garantire il controllo dell'assetto per consentire la giusta strategia di spinta e il puntamento dei vari strumenti.
- E' necessaria una adeguata dotazione avionica per gestire il veicolo e il *payload*.
- Il veicolo deve essere capace di scambiare dati con le stazioni di terra, con la ISS e con eventuali satelliti ripetitori.
- Il veicolo deve rispettare i vincoli dimensionali del lanciatore che lo porterà in orbita.
- Il veicolo deve avere un sistema propulsivo di prestazioni adeguate che gli permetta di effettuare il trasferimento. Si prevede di usare propulsori elettrici, con strategia di spinta tangenziale e spegnimento durante le eclissi.
- Il veicolo deve avere un punto di attracco sulla Stazione Spaziale.
- Una volta sganciato, o durante l'avvicinamento, il veicolo deve essere capace di effettuare la manovre in prossimità della ISS in modo preciso e sicuro.
- I sottosistemi che necessitano di sostituzione devono essere facilmente rimovibili, durante il periodo di ormeggio alla ISS.

- Si deve valutare la deteriorabilità dei sottosistemi, per stabilire con quale frequenza essi devono essere sostituiti. In particolare si richiede che i pannelli solari abbiano una vita operativa di tre o quattro missioni.

Tutti questi requisiti sono fondamentali per il successo di ogni missione. Per rispondere adeguatamente a tali necessità si dovranno affrontare varie problematiche, alcune mai affrontate prima.

2.3 *Problematiche di missione*

Le maggiori problematiche di missione sorgono dall'analisi delle operazioni in prossimità della Stazione Spaziale. Non mancano comunque questioni da risolvere riguardanti la missione lunare. I requisiti dettati da queste due situazioni, prossimità ISS e trasferimento lunare, influiscono sia separatamente che congiuntamente sulla progettazione del veicolo.

Gli aspetti di cui si è tenuto conto in questo studio sono brevemente elencati di seguito:

- Si devono cercare porte di attracco sulla Stazione Spaziale Internazionale, dove il veicolo possa permanere durante le operazioni di ripristino. Le caratteristiche delle eventuali porte disponibili influiscono inevitabilmente sulla progettazione del veicolo, soprattutto sulla sua massa e le sue dimensioni.
- Il lanciatore, allo stesso modo dei punti di ormeggio sulla ISS, impone limiti dimensionali e di peso. Se questi dovessero essere troppo restrittivi si deve valutare la possibilità di lanciare il veicolo in configurazione ridotta (senza propellente o altre parti) o addirittura in parti separate, per poi essere assemblato e rifornito sulla Stazione Spaziale. Questa eventualità comporterebbe ulteriori difficoltà operative come lo stoccaggio delle parti e la loro manipolazione in orbita.
- Le manovre di *rendezvous* tra i veicoli spaziali comportano dei rischi [20]. Nel caso in studio un minimo errore durante la manovra di avvicinamento causerebbe la perdita del veicolo e,

Veicolo Riutilizzabile a Bassa Spinta per Missioni Lunari basato sulla Stazione Spaziale Internazionale

nella peggior ipotesi, una collisione con la Stazione Spaziale. Manovre di prossimità sono già eseguite da altri veicoli, ma questi arrivano da quote inferiori, e non dalla Luna. Inoltre questi “visitatori”, come ad esempio lo Space Shuttle o l’Automated Transfer Vehicle (ATV), hanno caratteristiche diverse da quelle dell’ipotetico veicolo che si vuole studiare [21,22,23,24].

- Essendo le manovre di prossimità le fasi più delicate di tutta la missione, è necessario dotare il veicolo di un adeguato sistema di controllo. Bisogna valutare varie soluzioni di controllo, di tipo chimico o elettrico, che siano dedicate solo a questa fase di missione oppure destinate anche al controllo durante il trasferimento orbitale. Tale scelta influisce inevitabilmente sulla massa del veicolo e sulla complessità dello stesso.
- Anche il requisito di sostituibilità dei sottosistemi introduce una nuova difficoltà progettuale. Bisogna decidere quali apparati si degraderanno dopo una o più missioni. Inoltre è necessario un posizionamento ottimale che ne faciliti la rimozione. Altra sfida progettuale è la massimizzazione della vita di parti ingombranti come i pannelli solari, e questo va inevitabilmente ad appesantire il veicolo.
- Far vivere i pannelli per più missioni potrebbe richiedere lo sviluppo di un sistema di retrazione degli stessi. Nell’eventualità in cui i vincoli sulle porte di attracco non consentano il mantenimento dei pannelli in posizione estesa, è necessario retrarli prima di attraccare alla ISS.
- La missione lunare viene effettuata con l’ausilio di propulsori elettrici. Essendo i tempi di trasferimento relativamente lunghi, probabilmente di diversi mesi, è necessario scegliere la configurazione propulsiva più adatta alla missione in studio. Questa è una scelta difficile vista la gran quantità di propulsori disponibili sul mercato che sono messi a confronto. Successivamente, nel Cap. 4, diverse strategie di trasferimento dovranno essere prima concepite e poi confrontate. Anche queste decisioni influiranno sul disegno finale del veicolo.
- Tutti i sottosistemi imbarcati hanno una massa, un volume, un consumo energetico e dissipano un certo calore. E’ necessario studiare un posizionamento interno di tali sottosistemi che

soddisfi tutti i requisiti dimensionali, energetici e di controllo termico.

Nel prossimo paragrafo tutti questi aspetti sono analizzati nel dettaglio e viene riportata una serie di soluzioni studiate per rispondere a queste problematiche, cioè si fissano alcune variabili progettuali, in modo da poter fare un primo dimensionamento del veicolo.

2.4 Permanenza su Stazione Spaziale Internazionale

La Stazione Spaziale Internazionale, che dovrebbe restare in orbita almeno fino al 2020 [25], è stata scelta come la base ideale dove effettuare il ricovero del veicolo lunare. Questa ospita regolarmente navicelle cargo per il rifornimento e strumenti scientifici, agganciati ad appositi supporti, e fornisce ad essi assistenza tecnica ed energetica. I veicoli più grandi hanno dimensioni dell'ordine delle decine di metri e pesano decine di tonnellate [21,22,23,24]. Tra questi il più famoso è lo Space Shuttle che ha fatto visita alla ISS più volte nell'ultimo ventennio [22,23,24,26]. Esistono poi veicoli di rifornimento senza equipaggio come gli ATV [21,27] statunitensi o gli HTV [28,29] giapponesi, anch'essi pesanti varie tonnellate. Questi veicoli di grandi dimensioni, dopo essersi avvicinati alla ISS, si agganciano con dei sistemi chiamati CBM, che sta per Common Berthing Mechanism (Sistema di Aggancio Comune) [30]. Queste grandi porte pressurizzate, che consentono l'accesso umano ai veicoli visitanti, hanno un diametro esterno della struttura di 80 pollici (circa due metri) [31]. Il veicolo che si sta studiando non ha ancora delle dimensioni definite ma, visto il piccolo carico pagante che deve essere trasportato, si prevede che le sue dimensioni siano molto inferiori a quelle di un ATV. Prevedendo dimensioni lineari dell'ordine del metro si capisce che un sistema di attracco di tipo CBM sarebbe troppo grande e ingiustificato per un veicolo di queste dimensioni. Inoltre, essendo il veicolo automatico, non è prevista la necessità di accesso umano.

La Stazione Spaziale offre diversi punti di ormeggio per carichi di dimensioni ridotte, prevalentemente esperimenti scientifici e sistemi aggiuntivi che servono al funzionamento della Stazione stessa [33,34,35,36,39]. Questi carichi non raggiungono la ISS autonomamente

Veicolo Riutilizzabile a Bassa Spinta per Missioni Lunari basato sulla Stazione Spaziale Internazionale

ma sono trasportati dalle grandi navicelle e poi posizionati con l'ausilio di bracci robotici [22,23,24]. Generalmente i vari punti di ormeggio offrono servizi utili quali alimentazione elettrica e scambio dati, ma richiedono limiti dimensionali che vanno rispettati. In Figura 2 sono rappresentate le piattaforme che offrono ospitalità a questi carichi minori.

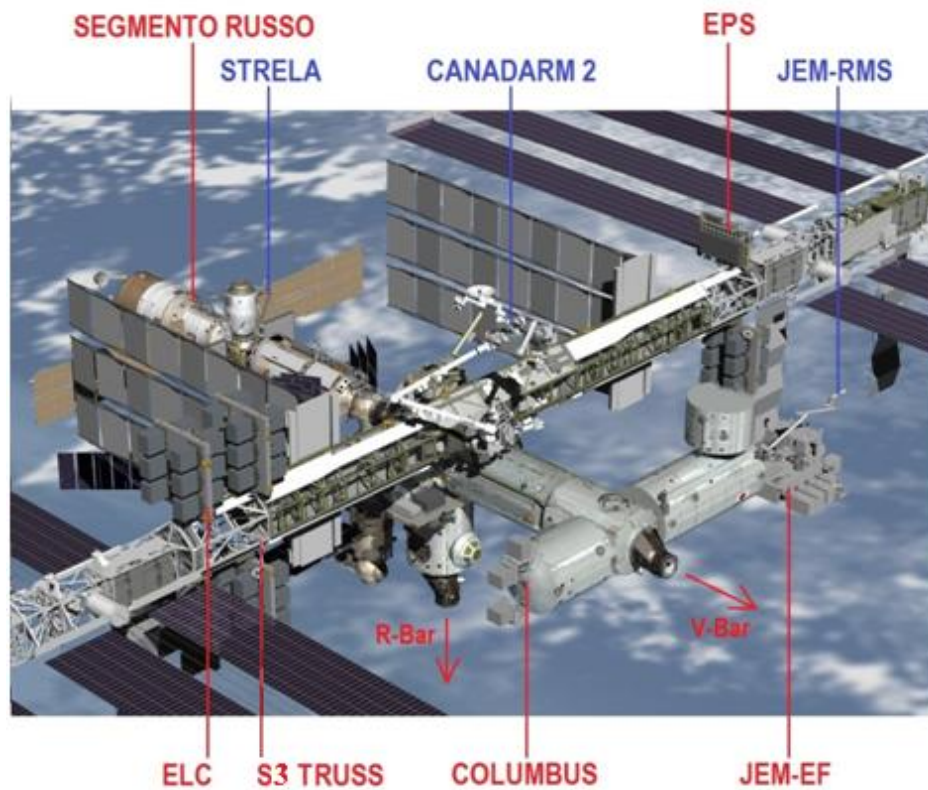


Figura 2: Piattaforme della Stazione Spaziale Internazionale [40]

Le direzioni denominate V-Bar e R-Bar, rispettivamente riferite al vettore velocità della ISS sulla sua orbita e alla direzione verso il centro della Terra, sono illustrate in Figura 2.

Di seguito si riporta una breve descrizione delle piattaforme disponibili. Caratteristiche più dettagliate sono riportate in Tabella 1.

- JEM-EF (Kibo) [38,39]. L'acronimo JEM sta per Japanese Experiment Module, ed è l'unico modulo abitabile costruito e gestito dall'agenzia spaziale nipponica, la JAXA (Japan

Capitolo 2 – Definizione della Missione

Aerospace Exploration Agency). Questo modulo dispone di una piattaforma dedicata ai carichi scientifici esterni, nell'aspetto somigliante a una sorta di "terrazza", la Exposed Facility (EF) [39]. Questa piattaforma si trova sul lato anteriore sinistro della ISS, come si vede in Fig. 1. Quasi tutti i punti di ormeggio disponibili sulla EF hanno una capacità massima di 500 kg, mentre altri tre possono ospitare carichi fino a 2500 kg.

- COLUMBUS [41]. Il modulo europeo Columbus, situato in posizione speculare a quella del JEM, dispone di attracchi esterni con capacità massima di 226 kg. Attualmente diversi esperimenti scientifici di piccole dimensioni sono agganciati a questo modulo [43].
- SEGMENTO RUSSO [42]. I moduli gestiti dall'Agenzia Spaziale Russa, situati sul lato "posteriore" della ISS, ospitano alcuni carichi scientifici esterni di piccole dimensioni. Purtroppo non è stato possibile ottenere informazioni dettagliate sulla capacità di carico di questi attracchi. Tuttavia i carichi tipici sono molto leggeri rispetto all'ipotetico veicolo che si vuole studiare [43].
- ITS S3/P3 [44]. I segmenti laterali della Stazione Spaziale (ITS, *Integrated Truss Segments*) denominati S3/P3, dove S sta per *Starboard* (tribordo) e P sta per *Port* (babordo), possono ospitare grossi carichi esterni o piattaforme logistiche come le ELC e le ESP [34]. Il limite massimo di carico è di 4.990 kg [45].
- ELC [43]. La piattaforma Express Logistic Carrier, derivata da un programma della NASA, viene inviata sulla ISS con una serie di carichi già installati. Questo supporto viene installato sulle travature laterali (*Truss S3/P3*), in prossimità dei grandi pannelli solari della Stazione Spaziale [34,44]. Attualmente quattro ELC si trovano sulla Stazione Spaziale, tutte trasportate dallo Space Shuttle e posizionate tramite il braccio robotico Canadarm2 [22,23,46]. Questo braccio di servizio è capace di raccogliere tutti i carichi fissati alle ELC per spostarli e riposizionarli. La maggior parte dei punti di attracco ha un limite di massa teorico di 227 kg [47]. Tuttavia alcuni carichi attualmente installati superano tale limite. Il più grande è un serbatoio di ammoniaca che raggiunge la massa di 766 kg, agganciato al ELC-1 [46].

*Veicolo Riutilizzabile a Bassa Spinta per Missioni Lunari basato sulla
Stazione Spaziale Internazionale*

- EPS [48]. La Express Pallet System è una piattaforma simile alle ELC, ed è agganciata al segmento laterale S3 [34]. Ogni EPS dispone di sei attacchi per *payloads* esterni, con limite di massa teorico di 225 kg [49].

Tutte le porte di attracco descritte forniscono ai *payloads* alloggiati alimentazione elettrica e canali per trasmissione dati.

In Tabella 1 sono riassunti i limiti di carico e di dimensione delle piattaforme.

Piattaforma	Limiti massa	Dimensioni max
JEM-EF	12 attacchi esterni 9 <i>payloads</i> da 500 kg 3 <i>payloads</i> da 2500 kg	1,85 x 1,00 x 0,80 m
Columbus	4 <i>payloads</i> da 290 kg	1,36 x 1,13 x 0,86 m
Segmento Russo	2 o più <i>payloads</i> di massa ridotta	Dimensioni ridotte
ITS S3/P3	4.990 kg	30 m ³
ELC (singola)	12 attacchi esterni <i>Payloads</i> fino a 766 kg	2,03 x 1,44 x 1,04 m
EPS (singola)	6 attacchi esterni 225 kg	1 m ³

Tabella 1: Caratteristiche dei punti di attracco

Dai dati di Tabella 1 si nota che i punti di attracco di maggior capacità sono quelli giapponesi da 2500 kg e gli ITS con capacità di 4.990 kg . Queste masse sono ben al di sopra della massa prevista del veicolo in studio, stimata inferiore o uguale alla tonnellata. Tuttavia, per rendere plausibile una ulteriore posizione di ormeggio, stavolta situata sulla ELC-1, si considera anche il limite di 766 Kg, riferito al massimo carico attualmente presente su tale piattaforma. Si preferirà quindi la soluzione progettuale che rispetti anche tale limite. Un requisito di alleggerimento in tal senso, oltre a rendere disponibile una ulteriore posizione di attacco sulla ISS, porterebbe alla realizzazione di un veicolo meno pesante e meno ingombrante, quindi più versatile e meno costoso.

Capitolo 2 – Definizione della Missione

Si riporta anche una descrizione della capacità dei vari bracci robotici di servizio installati sulla Stazione Spaziale [37,39]. Questi dispositivi possono fornire un supporto fondamentale alle manovre di prossimità. Inoltre, una volta attraccato il veicolo, essi possono intervenire per facilitare la rimozione dei sottosistemi da sostituire.

- CANADARM 2 [37]. Il Mobile Servicing System (MSS), meglio conosciuto come Canadarm2, è un braccio robotico capace di spostare carichi in tutti i punti della Stazione Spaziale. La base del Canadarm2 si muove su delle rotaie che attraversano la ISS trasversalmente. Inoltre tale base si può sganciare per essere fissata provvisoriamente in altri punti della ISS. Il braccio può utilizzare un dispositivo SPDM (Special Purpose Dexterous Manipulator), una sorta di “mano” meccanica all’estremità, concepita per effettuare interventi di maggior precisione. Purtroppo questo dispositivo paga la maggiore “destrezza” con una capacità di carico minore [37].
- JEM-RMS [39]. Il modulo giapponese dispone di un proprio braccio di servizio capace di spostare carichi su tutta la Exposed Facility. Anche in questo caso si possono eseguire lavori di precisione con un apposito dispositivo di estremità detto SFA (Small Fine Arm) [39]. Il JEM-RMS può anche cooperare con il Canadarm2 per effettuare lavori più delicati.
- STRELA CRANES [50]. I moduli russi dispongono di due piccole gru di servizio dalla portata limitata, chiamate Strela. In futuro si prevede l’installazione del European Robotic Arm, un braccio europeo di maggiori capacità che servirà tutto il segmento russo [51].

Anche questi bracci hanno dei limiti di carico, riassunti in Tabella 2.

Braccio robotico	Portata massima	Piattaforme servite
Canadarm 2	Main arm 20.900 kg SPDM 600 kg	Estendibile a tutta la Stazione Spaziale
JEM-RMS	Main arm 7.000 kg SFA 300 kg	JEM-EF
Strela	Carichi minori	Segmento russo

Tabella 2: Prestazioni dei bracci robotici

Veicolo Riutilizzabile a Bassa Spinta per Missioni Lunari basato sulla Stazione Spaziale Internazionale

Il veicolo dovrà essere provvisto di interfacce meccaniche compatibili che ne permettano la cattura e il fissaggio nella posizione definitiva.

2.5 *Compatibilità con il lanciatore*

I lanciatori presi in considerazione per portare il veicolo sulla ISS sono l'Ariane 5, il nuovo razzo Vega, previsto operativo a partire dal 2012, e il Soyuz-ST.

Il lanciatore Ariane 5, grande razzo capace di portare fino a venti tonnellate di payload in orbita bassa (LEO) [52], potrebbe imbarcare il veicolo in questione all'interno dei moduli di rifornimento più grandi solitamente destinati alla Stazione Spaziale. L'Ariane 5 viene attualmente impiegato per portare in orbita le grandi navicelle di servizio ATV, destinate all'attracco sulla ISS [53]. Il veicolo verrebbe poi rimosso dalla stiva di tali moduli e spostato sul proprio attracco, pronto a cominciare la sua prima missione.

Il razzo Vega è molto più piccolo dell'Ariane, infatti può portare un carico di soli 1500 kg in orbita bassa [54]. Tale limite di massa è comunque al di sopra dei possibili valori previsti per il veicolo in esame. Usando questo lanciatore, il veicolo verrebbe immesso in LEO e si avvicinerebbe autonomamente alla Stazione Spaziale. In questo modo si potrebbero effettuare delle utili prove di volo di prossimità e di attracco ancor prima di affrontare la prima missione operativa.

Il Soyuz è un lanciatore russo capace di portare in orbita carichi di varie tonnellate [55]. Per la precisione, nel caso in cui l'orbita di arrivo sia quella della Stazione Spaziale, il carico massimo trasportabile è di 5.950 kg [55], quindi anch'esso si presta bene al lancio del veicolo.

Tutti i lanciatori presi in considerazione sono capaci di portare in orbita il veicolo in studio. In questo lavoro non viene analizzata l'interfaccia meccanica tra veicolo e lanciatore.

2.6 Definizione manovre di prossimità

La manovra di avvicinamento alla Stazione Spaziale è la fase più delicata dell'intera missione. Definiamo brevemente i requisiti di tale manovra: un veicolo propulso elettricamente proveniente da una quota più alta della ISS (quindi “da sopra”), deve avvicinarsi e attraccare su una delle piattaforme prima descritte, senza creare situazioni di pericolo. Si tratta quindi di un rendez vous tra un veicolo a propulsione elettrica e una stazione orbitante. Purtroppo non esistono casi storici di attracchi da parte di veicoli a bassa spinta, e in letteratura non si trovano linee guida o studi dedicati a tali tipi di manovre. Questo impedisce di definire una strategia attuabile con certezza, ma se ne può studiare una variante ipotetica ispirata a casi simili, con il solo fine di poter quantificare certe necessità come il mass budget di attracco e il sistema di controllo di assetto.

Gli unici veicoli che visitano la ISS sono, come già detto, lo Space Shuttle e altri veicoli di servizio di grandi dimensioni e dotati di propulsori chimici. E' necessario quindi analizzare queste strategie collaudate e adattare al caso in esame. Di seguito viene descritta la manovra eseguita dal veicolo di servizio ATV-001 [56]. Questo primo ATV, denominato Jules Verne, ha raggiunto la ISS nel 2008 [57]. Come si vede in Figura 3 tutte le traiettorie sono riferite al sistema di riferimento bidimensionale R-V solidale alla Stazione. R punta verso il centro della Terra e V identifica la velocità vettoriale della Stazione.

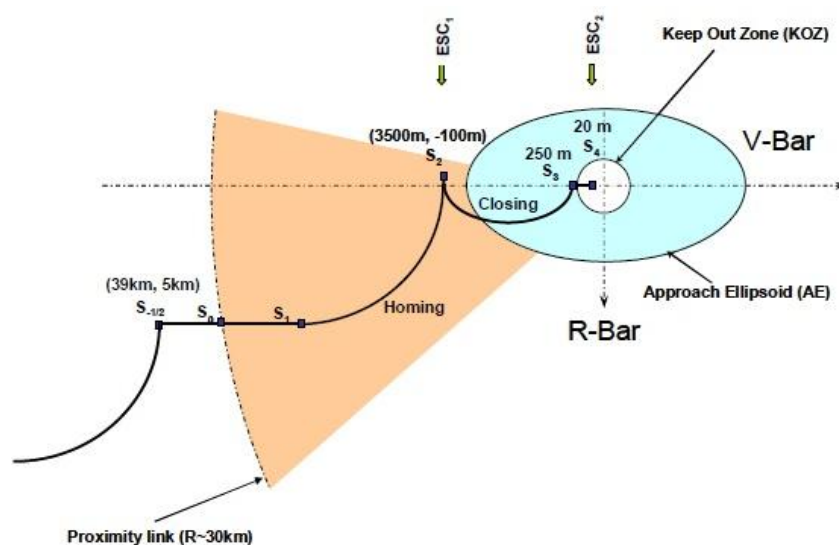


Figura 3: Strategia di avvicinamento alla ISS [56]

Veicolo Riutilizzabile a Bassa Spinta per Missioni Lunari basato sulla Stazione Spaziale Internazionale

L'ATV viene lanciato dalla Terra e raggiunge una quota di apogeo circa 5 km sotto la ISS, e circa 40 km dietro la stessa (punto S-1/2). A questo punto uno sparo di circolarizzazione mantiene il veicolo sull'orbita di attesa. Su questa orbita il veicolo si avvicina gradualmente alla ISS fino al punto S1, all'interno del raggio di comunicazione e GPS relativo (RGPS) della ISS. Successivamente una manovra alla Hohmann lo porta al "waiting point" S2. Qui viene richiesta l'autorizzazione per entrare nel "ellissoide di approccio". Ottenuta questa, il veicolo viene portato su di un'orbita ellittica con perigeo più basso della ISS, di modo da rifarlo in una posizione più avanzata, appena 300 metri dietro la Stazione (punto S3). Da questo punto in poi l'avvicinamento avviene in modo rettilineo forzato dai razzi. La velocità di avvicinamento alla ISS in questa ultima fase è di circa 7 cm/s [58]. Questo avvicinamento porta l'ATV ad attraccare, in maniera autonoma, al modulo russo Zvezda posto sul lato posteriore della ISS [57,59].

Dal punto S-1/2 fino all'attracco sul modulo russo il ΔV complessivo delle manovre è di circa 10 m/s [60]. Tutte queste manovre sono eseguite impiegando solamente i razzi di controllo di assetto. Infatti, come avviene anche per lo Space Shuttle, non è consentito l'impiego dei motori principali durante le manovre di prossimità. L'intera manovra di avvicinamento del Jules Verne ha una durata di circa cinque ore [61].

Il veicolo di servizio HTV, veicolo di rifornimento giapponese analogo all'ATV, segue una strategia simile, con la differenza che non attracca autonomamente ma viene prima catturato dal braccio robotico Canadarm2 [62]. Per entrare nel raggio di azione del braccio robotico, il veicolo si porta autonomamente "sotto" la Stazione Spaziale, dove viene poi agganciato e portato nella posizione finale. Nel momento in cui viene catturato il veicolo si trova 10 metri sotto la verticale della ISS [62]. Si considererà quindi, nel caso in studio, la possibilità di impiegare il Canadarm2 per concludere la manovra di attracco, terminando la fase di volo autonomo proprio al di sotto della ISS.

Essendo definite le manovre eseguite dai veicoli ATV e HTV, si può ipotizzare una variante a propulsione elettrica che si ispiri a tale strategia. Come punto di partenza si considera il punto S-1/2, con la differenza che stavolta il veicolo si immette sull'orbita di parcheggio provenendo "dall'alto". Una volta ottenuta la circolarizzazione su tale orbita si spengono i motori orbitali e si dà inizio all'avvicinamento vero e proprio. I motori orbitali, con la loro ridotta spinta, non sarebbero

capaci di compiere le manovre successive. Bisogna quindi adottare un adeguato sistema di controllo RCS (Reaction Control System, Sistema di Controllo di Reazione) [63,64], cioè un gruppo di propulsori secondari che eseguano le manovre di avvicinamento portando il veicolo in prossimità della Stazione Spaziale. I veicoli della famiglia ATV, come gli HTV, dispongono di un cospicuo gruppo di razzi chimici che provvedono al controllo e alla frenatura del veicolo. L'ATV-001 dispone di 28 razzi di assetto disposti come in Figura 4 [65].



Figura 4: Disposizione dei propulsori di assetto dell'ATV

I razzi di controllo dell'ATV, alimentati a bipropellente liquido (monometilidrazina e tetraossido di azoto), generano una spinta di 200 N ciascuno [65], garantendo il controllo dell'intero veicolo, che ha una massa a pieno carico di circa 20 tonnellate [53]. L'idea seguita in questo studio è quella di fare una semplice scalatura di tale impianto in modo da avere le stesse accelerazioni sul veicolo lunare in studio. Avendo questo una massa limite approssimativa di 1000 Kg, e adottando la stessa disposizione di propulsori, sarà necessario che ognuno di essi generi una spinta di circa 10 N. Questo impianto avrà anche lo scopo di assicurare l'assetto durante il trasferimento orbitale. Sono disponibili sul mercato propulsori a monopropellente o a gas freddo che generano la spinta richiesta, come il MRE-4.0 [66] o il VACCO Cold Gas Thruster [67]. Ovviamente il tipo di tecnologia scelta va a influire sulla massa e la complessità dell'impianto.

Le navicelle di tipo ATV mantengono i pannelli solari estesi anche durante le manovre di attracco e durante il periodo di permanenza sulla ISS. Questi pannelli non sembrano intralciare la manovra di attracco,

Veicolo Riutilizzabile a Bassa Spinta per Missioni Lunari basato sulla Stazione Spaziale Internazionale

restando questi a una certa distanza dai moduli della Stazione Spaziale. Nel caso in studio l'ingombro dei pannelli solari non è ancora stato definito ma si prevede che sia sproporzionato rispetto alle dimensioni del veicolo, come di solito avviene per i veicoli a propulsione elettrica viste le necessità energetiche dei motori. Ad esempio la missione europea a propulsione elettrica SMART-1 [68], che ha raggiunto la Luna nel 2004, necessitava di pannelli con "apertura alare" di ben 14 metri per servire un veicolo di soltanto un metro di lato [69]. Neppure il punto di attracco sulla ISS è ancora ben definito, e molto probabilmente sarà necessario l'intervento di terzi elementi come i bracci robotici, il cui movimento potrebbe essere intralciato dalla presenza di elementi sporgenti sul veicolo. Per motivi di sicurezza si sceglie di studiare la possibilità di effettuare l'intera manovra di avvicinamento a pannelli retratti. Sorge quindi un ulteriore problema: i pannelli necessitano di un sistema di retrazione. Solitamente nei satelliti l'estrazione dei pannelli avviene dopo il lancio e non è reversibile, visto che la missione terminerà con la distruzione dell'intera piattaforma. Nel caso in studio, la necessità di rendere il veicolo più compatto per l'avvicinamento impone lo sviluppo di un meccanismo di dispiegamento reversibile, come ad esempio un meccanismo pantografico azionato da attuatori elettrici [70,71]. Inoltre effettuare l'avvicinamento con i pannelli ripiegati significa non avere generazione elettrica per tutto il tempo necessario a completare la manovra. E' quindi necessario assicurare una adeguata riserva di energia per l'esecuzione di questa manovra, che come si è già detto ha una durata di circa cinque ore. Si deve quindi dimensionare un gruppo di batterie capace di far sopravvivere i propulsori di assetto e i sistemi di guida e comunicazione per questo lasso di tempo. Queste considerazioni valgono sia per la fase di avvicinamenti che per quella di allontanamento.

Avendo esaminato tutti gli aspetti delle varie sotto fasi, si possono disegnare le manovre di avvicinamento e attracco ipotizzate nel suo complesso. Questo disegno è riportato in Figura 5. Come si è già detto, la strategia raffigurata si basa su tutte le informazioni raccolte ed è puramente teorica. Nel presente lavoro questa fase non verrà sviluppata ulteriormente.

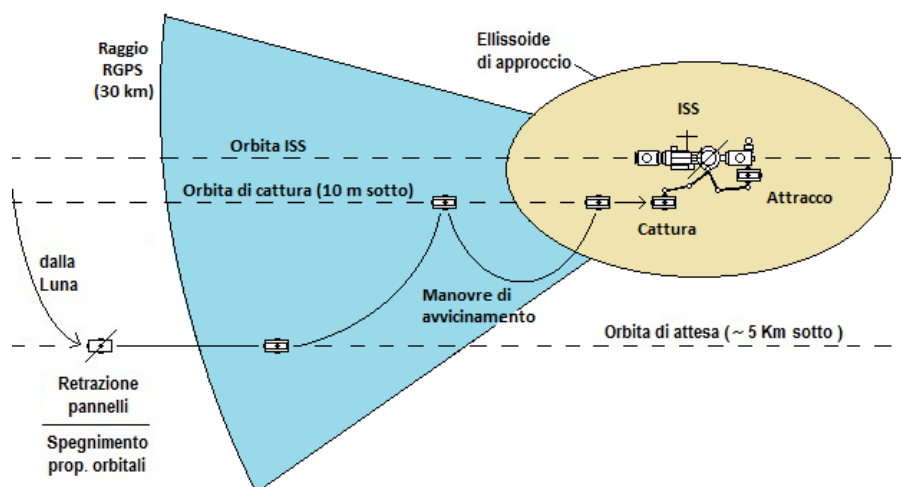


Figura 5: Manovra di avvicinamento ipotizzata

La procedura di allontanamento del veicolo è speculare a quella di avvicinamento. Nella stessa maniera questa può essere suddivisa in due fasi, una vincolata e una “libera”. Nella prima fase il veicolo viene rimosso dalla porta di attracco con l’uso del braccio robotico e viene liberato a una certa distanza dalla Stazione Spaziale. A questo punto il veicolo è indipendente e quindi inizia la seconda fase di allontanamento autonomo mediante l’impiego dei propulsori di assetto. A una certa distanza dalla ISS sono poi azionati i propulsori orbitali e sono dispiegati i pannelli. Ha così inizio il trasferimento verso la l’orbita lunare.

2.7 Sistema propulsivo per il trasferimento

Come già definito nelle specifiche sviluppate in Sez. 2.2, il veicolo dispone di un sistema propulsivo a bassa spinta. Si prevede di utilizzare propulsori a effetto Hall oppure di tipo ionico a griglia elettrostatica [72], il cui funzionamento si basa sull’accelerazione del propellente tramite forze di tipo elettrico.

Nei propulsori effetto Hall (HET, Hall Effect Thrusters) viene generato un plasma tra due cilindri coassiali con pareti dielettriche (Figura 6) [73].

Veicolo Riutilizzabile a Bassa Spinta per Missioni Lunari basato sulla Stazione Spaziale Internazionale

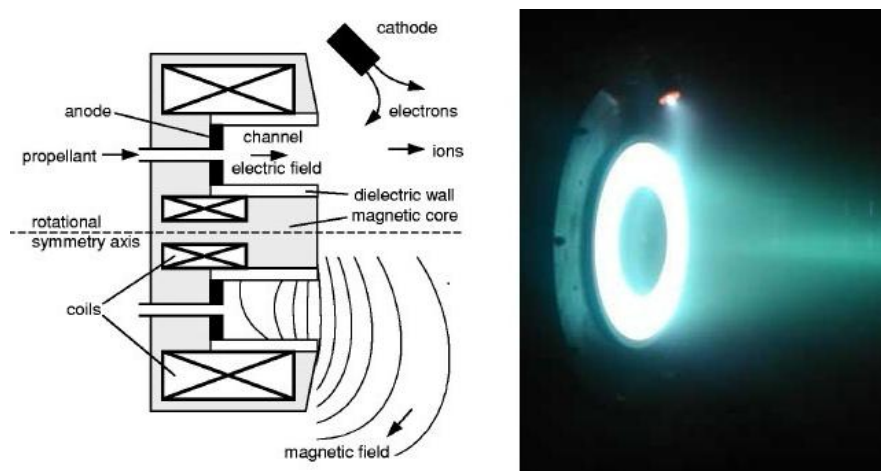


Figura 6: Propulsore a effetto Hall [74,75]

Il plasma viene generato a partire da un propellente, tipicamente Xenon, iniettato attraverso l'anodo. La differenza di potenziale tra catodo e anodo genera un flusso di elettroni che entrano nel canale e sono intrappolati dal campo magnetico all'interno del canale stesso. Questo campo magnetico viene realizzato con degli avvolgimenti circolari attorno al canale (Figura 6). Questi elettroni con il loro moto spiraleggiante vanno a collidere con gli atomi di Xenon, ionizzandoli. Si avranno quindi una certa quantità di ioni Xenon con carica positiva che verranno accelerati dal campo elettrico. Avendo questi ioni una massa molto più grande degli elettroni, è per loro impossibile curvare la propria traiettoria verso il catodo, e quindi escono dal cilindro e vengono proiettati nello spazio a gran velocità. Questo flusso di massa genera la spinta per reazione, che chiaramente è diretta nella direzione opposta. Gli elettroni generati dalla ionizzazione si spostano invece verso l'anodo, aggiungendosi a quelli prodotti al catodo. Questo eccesso fa sì che parte degli elettroni generati dal catodo, invece che dirigersi verso l'anodo già saturo della propria corrente elettronica, si disperdano all'esterno del cilindro andando a neutralizzare il flusso di ioni in uscita. In questo modo si ha un getto di atomi di Xenon a carica nulla, e si evita l'accumulo di carica negativa sul veicolo propulso.

Nei propulsori ionici a griglia elettrostatica il propellente Xenon viene immesso in una camera cilindrica e bombardato con elettroni generati da un catodo, come mostrato in Figura 7 [73].

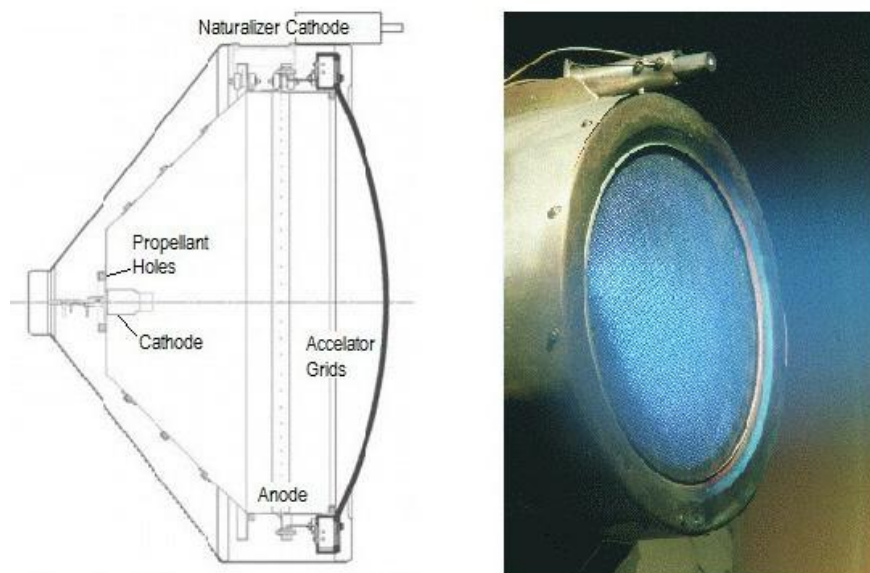


Figura 7: Propulsore a griglia elettrostatica [73,76]

Il bombardamento ionizza il gas producendo ioni ed elettroni. Gli ioni, di carica positiva, vengono accelerati da griglie con carica negativa e proiettati verso l'esterno. Gli elettroni presenti nella camera vengono catturati dall'anodo collocato all'uscita dalla camera. L'eccesso di elettroni viene poi smaltito al catodo esterno e va a neutralizzare il getto di ioni in uscita. In questo modo sia il getto che il veicolo rimangono elettrostaticamente neutri.

Il vantaggio principale offerto dall'uso della propulsione elettrica, al posto di quella chimica, è l'elevato impulso specifico che caratterizza questi dispositivi. L'impulso specifico è un indice di quanto efficiente è l'impiego del propellente per effettuare una determinata manovra orbitale. Nei propulsori chimici il propellente viene eiettato al di fuori degli ugelli a velocità dell'ordine del km/s, con impulsi specifici intorno ai 200-300 s. I propulsori elettrici accelerano il propellente a velocità di un ordine di grandezza superiori a quelle dei razzi chimici. La grande velocità di scarico consente di ottenere impulsi specifici dell'ordine delle migliaia di secondi, permettendo la realizzazione delle manovre orbitali con consumi molto ridotti. Questo consente di ridurre le dimensioni dei veicoli e limitare i costi del propellente. Questa maggiore efficienza viene però pagata con spinte molto basse, dell'ordine dei decimi di Newton. In Tabella 3 è riportato un confronto tra le prestazioni tipiche di propulsori elettrici e chimici.

*Veicolo Riutilizzabile a Bassa Spinta per Missioni Lunari basato sulla
Stazione Spaziale Internazionale*

Tipo di propulsione	Impulso specifico (s)	Spinta (N)
Elettrica (propulsore ionico)	≥ 3000	$10^{-3} - 0,2$
Chimica (bipropellente)	~ 300	4 – 500
Rapporto di grandezza Elettrica/Chimica	10^1	10^{-4}

Tabella 3: Prestazioni tipiche propulsori elettrici e chimici [77]

Sul mercato sono disponibili diversi modelli di propulsori elettrici, di tipo Hall e ionici a griglia, con dimensioni e prestazioni diverse. La scelta dello specifico propulsore è condizionata da aspetti legati sia all'analisi del trasferimento orbitale, sia alla progettazione del veicolo e dei suoi sottosistemi. La maggior parte dell'energia elettrica generata dal veicolo sarà destinata al sistema propulsivo, essendo questo molto esigente da quel punto di vista, quando operativo. Ne consegue che il complesso di pannelli solari, componente di rilievo del veicolo, avrà dimensioni dipendenti quasi esclusivamente dal propulsore scelto. Stesso discorso vale per gli attuatori dei pannelli e per l'intero sistema di gestione della potenza. Inoltre la tecnologia del propulsore e le sue prestazioni influiscono pesantemente sulla quantità di propellente necessario alla missione, e quindi anche sulla massa e le dimensioni dell'intero veicolo. Infine anche l'analisi di missione dipende fortemente dal propulsore attraverso la sua spinta e, indirettamente, dalla massa dei sottosistemi e del propellente necessari al suo funzionamento. E' quindi necessario, dopo aver scelto un gruppo più ristretto di modelli plausibili, considerare ognuno di questi e valutare tutte le conseguenze su dimensioni e prestazioni del veicolo.

2.8 Sostituibilità dei sottosistemi

Il veicolo in studio, come tutti i veicoli spaziali, contiene sottosistemi elettronici che sono soggetti a deterioramento. Il tempo di missione, i cicli di lavoro e l'aggressivo ambiente spaziale causano una graduale perdita di efficienza di questi apparati. Se questi non sono opportunamente dimensionati potrebbero scendere a livelli di efficienza

Capitolo 2 – Definizione della Missione

insufficienti alla sopravvivenza del veicolo, causando il fallimento della missione o, nel peggiore dei casi, un evento catastrofico in fase di attracco alla Stazione Spaziale. Dovendo il veicolo effettuare più missioni di lunga durata (stimata intorno agli 1-2 anni) intervallate da periodi di ormeggio sulla Stazione Spaziale, è necessario determinare cosa conviene sostituire ad ogni attracco e cosa invece può vivere per più missioni. I periodi di sosta sulla Stazione Spaziale sono una buona occasione per intervenire sul veicolo, però queste operazioni comportano rischi aggiuntivi e influiscono sul disegno dell'assemblaggio. Ad esempio, se tutti gli apparati degradabili fossero "monouso" il veicolo sarebbe più leggero, ma questo appesantirebbe il lavoro dell'equipaggio della ISS in sede di ripristino. Inoltre la necessità di rimuovere parti interne al veicolo influisce sul posizionamento delle stesse, in quanto la sostituzione va facilitata, ma complica la funzionalità del sistema. Al contrario una durata eccessiva dei sottosistemi ridurrebbe tale lavoro al solo rifornimento di propellente e sostituzione del carico pagante, ma costringerebbe al sovradimensionamento di buona parte del veicolo.

Il veicolo deve essere concepito e assemblato in modo da facilitare la rimozione di tutte le parti che devono essere sostituite. Essendo questo un requisito molto importante, se ne terrà conto già nel disegno preliminare. Tale disegno e la giustificazione delle scelte nella disposizione dei componenti sono riportati in Sez. 3.

In Tabella 4 sono brevemente elencati i sottosistemi presi in considerazione in questo studio.

Funzioni generali	Sottosistemi
Generazione e accumulo di energia	Pannelli solari & SADA, batterie, elettronica di potenza
Propulsione	Propulsori orbitali, serbatoi, elettronica e linee di alimentazione
Controllo di assetto	Sensori di Sole e stelle, propulsori di assetto, ruote di reazione e elettronica
Gestione dati e comunicazioni	Computer, archivi magnetici, ricevitori/trasmittitori e antenne
Controllo termico	Schermature e radiatori
Struttura	Travi e pannelli
Payload	Strumentazione scientifica

Tabella 4: Sottosistemi imbarcati

Veicolo Riutilizzabile a Bassa Spinta per Missioni Lunari basato sulla Stazione Spaziale Internazionale

I sottosistemi che necessitano di sostituzione periodica vengono di seguito elencati:

- Pannelli solari
- Batterie ricaricabili
- Propulsori elettrici
- Serbatoi di propellente
- Apparatii elettronici
- *Payload*

Vengono ora descritte nel dettaglio le problematiche che affliggono questi apparati, e vengono proposte possibili soluzioni riguardanti la progettazione di essi.

2.8.1 Pannelli Solari

Le celle solari sono soggette all'azione alternata della radiazione solare (cicli luce/eclissi) che ne causa l'invecchiamento. Anche le particelle intrappolate nelle fasce di Van Allen [78,79] e i micrometeoriti vaganti danneggiano le celle. Per questo i pannelli solari dei satelliti vengono sovradimensionati, calcolando una superficie che fornisce una potenza di "inizio vita" (BOL, Begin Of Life). Tale potenza diminuisce nel tempo, infatti i satelliti hanno pannelli sovradimensionati in modo che la potenza disponibile sia sempre superiore a quella minima necessaria, fino alla fine della missione. La potenza minima corrisponde alla potenza di "fine vita" (EOL, End Of Life).

Nel caso in esame tuttavia, vista la necessità di far vivere i pannelli per più missioni lunari e quindi per tempi molto lunghi, questa "discesa" di efficienza fornirebbe livelli di potenza molto diversi per ogni missione. La potenza BOL disponibile per la prima missione sarebbe sproporzionata rispetto alla necessità nominale del sistema propulsivo, quindi si effettua un dimensionamento di "potenza media". In questo caso si considera la potenza nominale del sistema propulsivo come potenza di "media vita" (MOL, Middle Of Life), e non come potenza EOL. In questo modo lo spreco di potenza nelle prime missioni viene ridotto, al solo costo di avere, nelle ultime missioni, livelli di potenza poco inferiori al nominale. In questo studio si assume una perdita annua di efficienza del 10% per le celle solari [80]. Questo valore viene

mantenuto costante per tutta la vita operativa dei pannelli solari. L'ipotesi di mantenere questo dato per più missioni successive è sicuramente cautelativa. Infatti questo significa considerare la velocità di degrado delle celle solari costante e uguale a quella del primo trasferimento, mentre nella realtà questo calo di efficienza tende ad attenuarsi col passare del tempo [80].

2.8.2 Batterie ricaricabili

Le batterie sono soggette a continui cicli di carica e scarica dovuti al susseguirsi di eclissi. Questi cicli a lungo andare ne limitano la capacità di accumulo. E' necessario dimensionare un gruppo di batterie di adeguata capacità e stimare il numero di cicli che esse dovranno sopportare durante ogni missione. Esistono modelli per impiego spaziale che possono subire anche decine di migliaia di cicli [81]. Basti pensare alle batterie installate sui satelliti che operano per lunghi periodi in orbita bassa (LEO), dove le eclissi sono frequenti e possono oscurare oltre un terzo di orbita.

2.8.3 Propulsori elettrici

I motori di tipo elettrico sono soggetti a fenomeni di erosione delle superfici interne, con effetti negativi sulla vita operativa. C'è la possibilità che i tempi di funzionamento per ogni missione siano, complessivamente, superiori alla vita stessa del propulsore. Si può ovviare a questo problema installando più stadi propulsivi da utilizzare in sequenza. Ovviamente la presenza di più stadi appesantisce il veicolo ed infittisce la rete di alimentazione e gestione dei propulsori.

2.8.4 Serbatoi di propellente

Prima di iniziare la missione successiva il veicolo dovrà essere rifornito di propellente. Non essendo specificata la possibilità di riempire i serbatoi all'interno del veicolo, si prevede di rimuovere anche questi per essere sostituiti con serbatoi pieni.

2.8.5 Elettronica di bordo

Gli apparati elettronici come computers e archivi di memoria sono molto sensibili alle radiazioni presenti nell'ambiente cosmico. L'attività solare, i raggi cosmici e le particelle intrappolate nelle fasce di Van Allen influenzano il funzionamento degli strumenti elettronici e ne limitano la vita operativa [82,83]. E' necessario proteggere tali sistemi mediante apposite schermature [84]. In questo studio tali protezioni non sono dimensionate, e non sono incluse nel bilancio di massa del veicolo, si prevede comunque la sostituzione degli apparati elettronici.

2.8.6 Payload

Oltre a questi sottosistemi anche il carico scientifico deve essere rimosso a fine missione, non per problemi di invecchiamento ma per lasciare spazio a un nuovo carico utile.

Capitolo 2 – Definizione della Missione

ANALISI PRELIMINARE DI MISSIONE

3.1 Veicoli a bassa spinta: configurazioni generali

Per iniziare a fare un primo disegno del veicolo ci si riferisce a configurazioni già esistenti e collaudate. In particolare, per prendere spunto da casi più vicini a quello in studio, si analizzeranno brevemente sonde a bassa spinta che hanno effettuato missioni lunari o interplanetarie. Queste sonde, anche se concepite da diverse agenzie spaziali, presentano una configurazione generale simile. Di seguito sono brevemente descritti questi veicoli, in ordine cronologico di lancio:

- Deep Space 1 (NASA), sonda americana lanciata nell'Ottobre del 1998 e destinata alla sperimentazione di nuove tecnologie spaziali, tra le quali la propulsione elettrica come sistema di propulsione primario. La sonda ha effettuato due fly-by con corpi celesti, l'asteroide Braille e la cometa Borrelly. Il corpo del satellite aveva dimensioni di 1,5 x 1,1 x 1,1 metri, mentre i pannelli avevano un'apertura di 11,8 metri. La massa al lancio

era di 490 kg (377 kg a vuoto). I pannelli generavano una potenza di 2400 W ad inizio vita, destinata principalmente al funzionamento del propulsore NSTAR sviluppato NASA [85].

- Hayabusa (JAXA), sonda giapponese lanciata nel Maggio 2003 [86] e destinata alla sperimentazione di sistemi di navigazione e propulsione elettrica. La missione mirava a raccogliere e riportare sulla Terra campioni raccolti sull'asteroide Itokawa. La sonda aveva un peso al lancio di 510 kg, di cui 66 kg di propellente xenon. Le dimensioni erano simili a quelle del Deep Space 1, infatti essa misurava 1,6x1,1x1,0 m. I pannelli solari erano due strutture lunghe circa 6 metri ciascuna. Questi producevano una potenza di 2600 W. L'apparato propulsivo per il trasferimento era composto da quattro motori elettrostatici a griglia sviluppati dalla JAXA, aventi ciascuno una potenza nominale di 350 W [87,88].
- SMART 1 (ESA), sonda europea lanciata nel Settembre 2003 [68], con lo scopo di testare varie tecnologie tra cui la propulsione elettrica. SMART-1 ha mappato e analizzato la Luna, prima di impattarvi nel 2006, concludendo la propria missione. SMART-1 aveva dimensioni poco inferiori al Deep Space 1 di cinque anni prima. La massa al lancio era di 370 kg, di cui 82 di propellente xenon (stessa riserva di Deep Space 1). I pannelli solari, di apertura alare di 14 m, generavano una potenza di circa 1850 W, mentre il propulsore, un PPS1350 sviluppato dalla Snecma, aveva un assorbimento variabile fino a 1190 W [89].
- Dawn (NASA), sonda americana lanciata nel Settembre 2007 e destinata allo studio degli asteroidi Vesta (2011) e Cerere (2015), nella fascia di asteroidi compresa tra Marte e Giove. DAWN è un veicolo di notevoli dimensioni, con una massa al lancio di 1240 kg, di cui 450 di propellente xenon. I pannelli solari hanno un'apertura di 21 m [90], con una superficie totale di 36 m², e un output di potenza di 10,3 kW. Il grosso veicolo è spinto da tre propulsori a griglia elettrostatica, sviluppati dalla NASA, della potenza di 2600 W ciascuno [91].

In Figura 1, sono raffigurate le sonde sopra elencate per evidenziarne somiglianze e differenze.

Veicolo Riutilizzabile a Bassa Spinta per Missioni Lunari basato sulla Stazione Spaziale Internazionale



Figura 8: Rappresentazioni artistiche di Deep Space 1 [92], Hayabusa [93], SMART-1 [94], Dawn [95]

Come si vede le piattaforme esaminate hanno un corpo centrale, di forma poligonale, che contiene tutti i sottosistemi, compresi i propulsori e le antenne per la comunicazione. I pannelli solari sono installati ai lati del corpo centrale, ed hanno forma rettangolare. Anche le antenne sono montate lateralmente, sulle facce non occupate da pannelli e propulsori. Solitamente sul lato motori e sui lati che portano i pannelli non vi sono altri sottosistemi esterni.

3.2 Sottosistemi Imbarcati

Il veicolo necessita di una serie di sottosistemi che sono vitali per il funzionamento e il controllo dello stesso. Questi sottosistemi di bordo si possono suddividere nei seguenti gruppi:

- Sistema di generazione e accumulo di potenza. Questo è composto principalmente dai pannelli solari e dalle batterie, i quali servono a garantire la potenza necessaria a tutti gli altri strumenti nelle varie fasi di missione. Serve anche una unità di

controllo (PCDU, Power Control and Distribution Unit), in modo da poter controllare e distribuire la potenza generata [96]. I pannelli solari devono inoltre disporre di un dispositivo di rotazione (SADA, Solar Array Drive Assembly) che li orienti verso il Sole, quando questo è visibile.

- Dispositivi di propulsione. Fanno parte di questi i propulsori orbitali e la loro elettronica di gestione, i propulsori di assetto (RCS, Reaction Control System), i serbatoi di propellente l'impianto di alimentazione. Nel caso in cui si usino propulsori di assetto che funzionano con propellente diverso da quello utilizzato per i propulsori orbitali è necessario includere i serbatoi di propellente dedicati.
- Controllo di assetto. Per bilanciare le perturbazioni orbitali e orientare il veicolo nelle varie manovre si considera un sistema di controllo sui 3 assi, costituito da quattro ruote di reazione, di cui una ridondante per aumentare l'affidabilità del controllo [98]. Per la desaturazione delle ruote ci si riferisce ai propulsori di assetto già descritti nei sistemi di propulsione. L'orientamento del veicolo è rilevato tramite sensori di Sole (*sun sensors*) e di stelle (*star trackers*). Per determinare l'assetto di un satellite servono almeno due rilevamenti vettoriali, ottenibili con un'opportuna combinazione di questi sensori [96].
- Elettronica di bordo. Il veicolo è controllato da un computer. Questo serve anche a interpretare i comandi esterni, elaborare i dati scientifici e archiviare le informazioni in una memoria interna.
- Sistemi di comunicazione. Per ricevere le istruzioni dal comando a terra il veicolo è dotato di un sistema di comunicazione che mantiene i contatti col centro di controllo a terra. Questo sistema è costituito da antenne e apparati di trasmissione/ricezione. Inoltre questo apparato trasmette dati sulla navigazione, sullo stato dei sistemi e sui rilevamenti scientifici.
- Controllo termico. Tutte le parti devono essere mantenute entro gli intervalli di temperatura operativi. Si ipotizza l'impiego di sistemi passivi come schermi isolanti e radiatori, che non sono però dimensionati in questo studio. Si riporta comunque un ipotetico contributo nel bilancio di massa.

Veicolo Riutilizzabile a Bassa Spinta per Missioni Lunari basato sulla Stazione Spaziale Internazionale

- **Struttura.** Questa contiene fisicamente tutti i sottosistemi. Può essere realizzata in alluminio o materiali compositi [97].
- **Dispositivi di attracco.** Il veicolo necessita di un meccanismo di attracco compatibile con la porta sulla Stazione Spaziale. Si prevede inoltre l'intervento dei bracci robotici in aiuto alla manovra di avvicinamento. Pertanto è necessario includere un secondo dispositivo di fissaggio, opportunamente posizionato, per permettere la cattura del veicolo durante l'avvicinamento.

A tutti questi dispositivi bisogna aggiungere il *payload* scientifico. Gli strumenti che costituiscono questo carico sono posizionati in una apposita stiva interna al veicolo. Ai fini del disegno di sistema, di questo *payload* si assume di conoscere il requisito sulla massa (60 kg) e il requisito sulla potenza (100 W). In Figura 9 è riportata una configurazione plausibile per il veicolo, ispirata ai casi visti in Sez. 3.1, e cioè un poligono centrale con pannelli solari rettangolari.

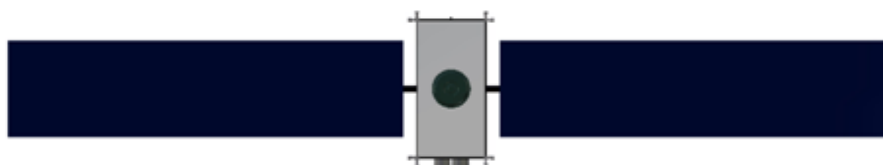


Figura 9: Configurazione indicativa del veicolo

Conoscendo tutti i sottosistemi imbarcati si può ipotizzare una configurazione di prima approssimazione del veicolo. Questa configurazione non è definitiva, infatti è solo a una prima idea di come si intende disporre i componenti. Come già detto si fa riferimento alle sonde interplanetarie prima esaminate, introducendo però le modifiche necessarie come il gruppo di sottosistemi sostituibili e i dispositivi di attracco. In Figura 10 è riportata una vista di tale disegno preliminare, dove sono rappresentati soltanto i sottosistemi che si trovano all'esterno del veicolo, mentre i sottosistemi interni sono in trasparenza.

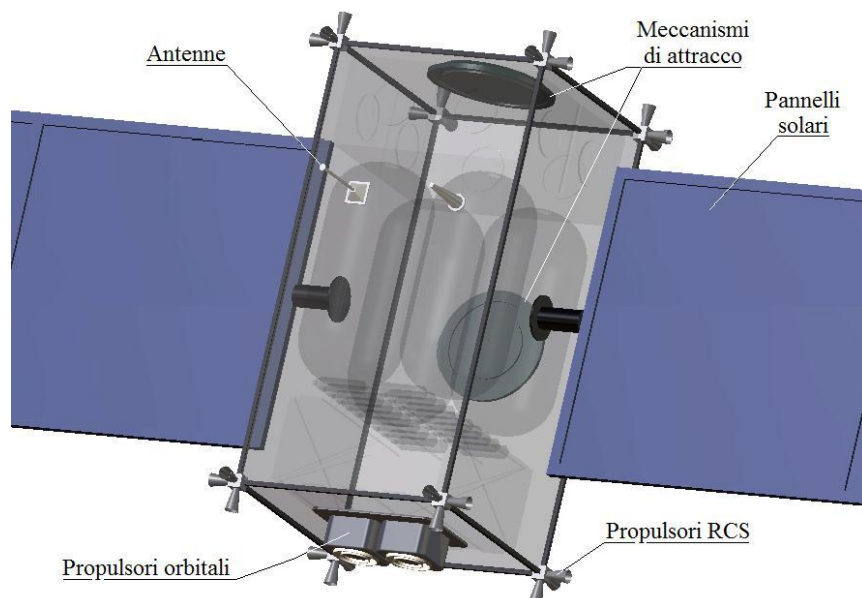


Figura 10: Disposizione ipotetica dei sottosistemi esterni

Come si può vedere questa prima idea di veicolo è costituita da un corpo centrale a forma di parallelepipedo, e due pannelli solari che si estendono ai lati. Altri sottosistemi sono visibili all'esterno del veicolo: i propulsori orbitali e di assetto, l'antenna di comunicazione, i meccanismi di attracco e i dispositivi SADA. Per semplicità non sono riportati i sensori di Sole e di stelle, considerati irrilevanti per questo primo disegno ipotetico, ed il meccanismo di estensione reversibile dei pannelli solari. Il gruppo di propulsori di assetto è disposto in modo approssimativo.

La disposizione degli apparati esterni dipende dall'assetto e dalla traiettoria di missione seguita. Come specificato nei requisiti di missione si deve utilizzare una strategia propulsiva tangenziale a bassa spinta. Questa strategia propulsiva disegna una spirale intorno alla Terra. Seguendo questa strategia si ha che il "lato motori" è sempre rivolto posteriormente. Si deduce che anche le altre superfici sono grosso modo fisse, nel loro orientamento, rispetto alla direzione radiale (verso il centro della Terra) e alla direzione del vettore velocità. In altre parole esiste una superficie del veicolo che è sempre rivolta, con buona approssimazione, verso la Terra. In Figura 3 questa superficie è quella

*Veicolo Riutilizzabile a Bassa Spinta per Missioni Lunari basato sulla
Stazione Spaziale Internazionale*

che porta le antenne di comunicazione. Tutte queste considerazioni sono determinanti nella scelta della posizione dei vari componenti esterni.

I propulsori, come già accennato, si trovano sul lato posteriore. Il numero di propulsori non è ancora stato definito (viene definito in Sez. 3.9), a scopo illustrativo ne sono rappresentati due.

I pannelli solari e relativi dispositivi SADA sono disposti lungo l'asse trasversale del veicolo. La posizione e la rotazione dei pannelli garantiscono il miglior compromesso tra funzionalità e illuminazione degli stessi. Il veicolo opera in un intervallo di inclinazioni comprese tra 18° (Luna) e 52° (ISS) [34]. Quindi senza mai allontanarsi eccessivamente dal piano dell'eclittica, cioè il piano che contiene il Sole. Quando il veicolo si trova in prossimità della Luna, il suo piano di trasferimento orbitale è molto vicino al piano dell'orbita lunare, che a sua volta è quasi coplanare al piano dell'eclittica (questo ha sull'eclittica un ciclo di oscillazione con valore massimo di $\pm 5^\circ$) [99].

Le antenne di comunicazione sono posizionate in modo tale da non avere ostacoli tra le antenne stesse e la Terra. In questo primo disegno le antenne sono posizionate sulla superficie inferiore del veicolo, cioè quella che è sempre rivolta verso la Terra. Una disposizione più realistica potrebbe essere quella impiegata sul veicolo SMART-1. Questa prevede due antenne su di un lato, una a basso guadagno (banda S) e una a medio guadagno, e una terza antenna a basso guadagno sul lato opposto [100]. Tuttavia, in questo primo disegno, si posizionano soltanto due antenne rappresentative.

I due meccanismi di attracco, uno compatibile con il braccio robotico e l'altro con la piattaforma di ormeggio, sono posizionati sul lato opposto alle antenne e sul lato frontale, rispettivamente. Il meccanismo compatibile con il braccio di servizio viene posizionato sul lato superiore, opposto alla Terra, per permettere la cattura del veicolo come descritto in Sez. 2.6. Il veicolo viene poi agganciato alla Stazione Spaziale tramite l'altro meccanismo.

I propulsori di assetto sono raggruppati ai vertici del veicolo. Questi devono essere orientati in modo tale da permettere la desaturazione periodica delle ruote di reazione, e in più devono assicurare la spinta necessaria alle manovre di avvicinamento. La disposizione di Figura 3 è preliminare.

I sensori di Sole e i sensori di stelle hanno dimensioni ridotte e possono essere posizionati su qualsiasi faccia del veicolo, senza intralciare gli altri dispositivi. La disposizione dovrà essere tale da poter effettuare “triangolazioni” per determinare l’assetto del veicolo. Si prevede l’istallazione di tre sensori di Sole e tre sensori di stelle.

Nel disegno non sono riportati accorgimenti relativi al controllo termico dei sottosistemi. In questa prima analisi sono considerati solo come contributo al bilancio di massa.

In Figura 11 viene rappresentato schematicamente l’assetto di volo del veicolo rispetto alla Terra. In questa figura non sono riportati tutti i sistemi prima descritti. Si noti il movimento rotatorio, possibile grazie all’utilizzo dei SADA, che permette ai pannelli solari di inseguire la luce solare.

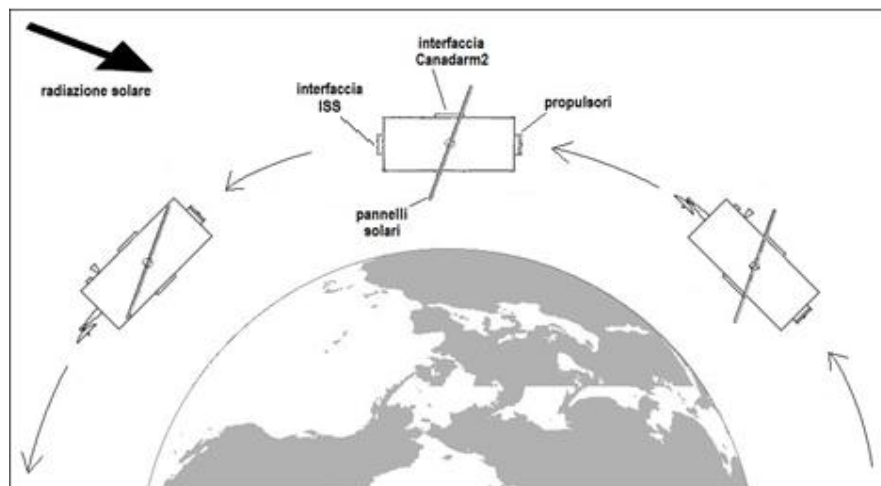


Figura 11: Assetto di volo del veicolo

All’interno del veicolo sono stati preliminarmente allocati gli altri sottosistemi. Questi sono i serbatoi, il *payload*, le ruote di reazione, le batterie e l’elettronica di gestione. In Figura 12 è rappresentata una prima configurazione interna del veicolo.

Veicolo Riutilizzabile a Bassa Spinta per Missioni Lunari basato sulla Stazione Spaziale Internazionale

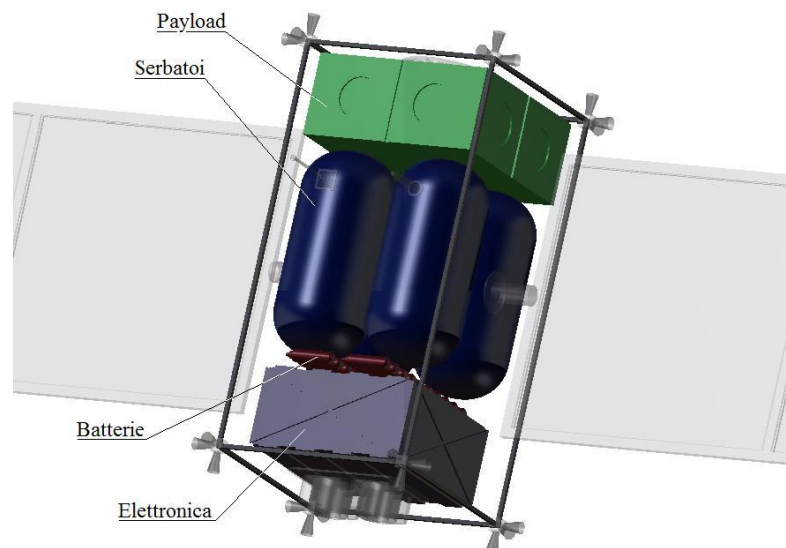


Figura 12: Disposizione ipotetica dei sottosistemi interni

In sottosistemi di Figura 12 non sono stati dimensionati e servono solo a dare un'idea di come il veicolo potrebbe essere assemblato. Si riportano comunque una serie di criteri generali che determinano tale posizionamento.

I serbatoi del propellente sono posizionati simmetricamente e centralmente in modo che il loro progressivo svuotamento non provochi uno spostamento eccessivo del centro di massa del veicolo. Inoltre questi rappresentano la parte più pesante del veicolo per buona parte della missione.

Il sottosistema di gestione e distribuzione della potenza (PCDU) viene posizionato in prossimità dei propulsori, che assorbono gran parte della potenza. Anche l'elettronica di gestione dei propulsori è situata in questa zona. Questi sottosistemi, insieme a computer, archivi magnetici ed elettronica di comunicazione, sono contenuti in una scatola rimovibile dalla propria baia.

Gli strumenti scientifici costituenti il *payload* sono installati nella parte anteriore all'interno di una apposita scatola, anch'essa rimovibile.

Le batterie possono essere incluse o meno nella scatola dell'elettronica. Nel caso in cui si decidesse di non inscatolarle con l'elettronica

verrebbero comunque raggruppate in una rastrelliera rimovibile, per facilitarne la sostituzione tra una missione e l'altra.

Le ruote di reazione, non rappresentate in Figura 12 per motivi di semplicità, sono posizionate nelle vicinanze del centro di massa del veicolo.

3.3 Ipotesi sul bilancio di massa

In questo capitolo si effettua un primo calcolo della massa finale del veicolo. Una volta calcolata la massa finale, si può effettuare l'analisi del trasferimento orbitale e calcolare la massa di propellente da imbarcare, e quindi la massa a pieno carico. Per fare questo è necessario stilare un elenco delle masse dei vari sottosistemi. Non essendo ancora specificate le prestazioni del veicolo e le potenze in gioco, su molti componenti si può solo effettuare una stima preliminare di massa e dimensioni.

Prima di andare avanti è bene fare una considerazione importante. L'analisi in questione presenta una serie di variabili che si concatenano tra loro e hanno effetti retroattivi. Per questo non è possibile calcolare in modo chiuso le masse iniziale e finale del veicolo. Inoltre per la variabile potenza si ipotizzano vari livelli di interesse, ottenibili con i propulsori disponibili in commercio. Tutte le situazioni prese in considerazione sono analizzati separatamente e parallelamente.

Anche una volta fissata una potenza propulsiva non è possibile calcolare in forma chiusa la massa di propellente necessaria. Infatti dalla potenza scelta dipende la superficie dei pannelli solari, quindi anche l'entità delle perturbazioni orbitali che dipendono dalla superficie totale del veicolo (momenti di resistenza aerodinamica e di radiazione solare). Da queste ultime dipende la quantità di propellente necessario al mantenimento dell'assetto. Infine la presenza di più o meno propellente imbarcato influisce sui tempi di missione, e quindi di nuovo sulla superficie dei pannelli (il cui dimensionamento, come già detto in Sez. 2.8.1, dipende anche dai tempi di degradazione). E' quindi necessario effettuare un calcolo di tipo ricorsivo.

Veicolo Riutilizzabile a Bassa Spinta per Missioni Lunari basato sulla Stazione Spaziale Internazionale

Prima di procedere con l'analisi della missione è necessario trovare una espressione ragionevole della massa finale del veicolo. Per affrontare analiticamente il problema si effettua una suddivisione dei sottosistemi. Questi sono distinti in sistemi con massa indipendente dalla potenza installata e sistemi dipendenti da essa.

3.3.1 Massa fissa

La massa fissa è costituita da tutte le parti che, in questo studio, si ritengono indipendenti dalle potenze in gioco e dal tipo di missione. Di seguito si elencano le parti che sono ipotizzate fisse.

Carico pagante. La massa del *payload* è definita dalla specifica (Sez. 2.2) e non dipende dai propulsori orbitali.

Sensori di stelle e di Sole. Sistemi passivi per l'orientamento, di massa ridotta, non dipendenti dalle scelte sulle prestazioni del veicolo.

Meccanismi di attracco. Definiti dai requisiti di interfaccia con il braccio robotico di servizio e le piattaforma di ormeggio.

Antenne di comunicazione. Dispositivi per la comunicazione con le stazioni di Terra.

Elettronica di controllo, comunicazione, elaborazione dati. Il computer, i dispositivi di comunicazione, le antenne minori e gli archivi magnetici si ipotizzano indipendenti dalle dimensioni e dalle prestazioni del veicolo in studio.

Struttura. In realtà si avrebbe una lieve variazione di massa della struttura, dovendo questa contenere un volume di propellente dipendente dalla potenza. Tuttavia, essendo questa una prima stima, si considera trascurabile questa variazione nell'intervallo di potenze investigate.

Propulsori di assetto. La quantità di propulsori di assetto è definita da una scalatura iso-accelerazione eseguita tra l'ATV [21,53] e il veicolo in studio assumendo una massa limite di 1000 kg, descritta in Sez. 2.6. Questi si considerano indipendenti dalla potenza e dalle dimensioni del veicolo poiché si suppone che questo, nella sua configurazione finale, abbia una massa a pieno carico minore o uguale alla tonnellata. Si

prevede quindi, in questa prima approssimazione, di installare 28 propulsori di assetto. Questi propulsori possono essere alimentati a monopropellente oppure a gas freddo. Si assumono, nei due casi studiati, una massa di 0,5 kg per il propulsore chimico [66] e una massa di 0,38 kg per il propulsore a gas freddo [67].

SADA. Questi meccanismi servono a ruotare i pannelli solari quindi potrebbero servirne di più grandi in caso di generazione di grandi potenze. Tuttavia la variazione di massa è trascurabile, quindi anche questo sottosistema si considera fisso.

PCDU. Anche l'unità di controllo e distribuzione della potenza viene considerata invariante. In realtà questo sottosistema può variare a seconda delle potenze in gioco, ma si preferisce semplificare questa prima analisi. Questa è l'ipotesi più forte in questo bilancio di massa, infatti questo componente può arrivare a pesare diverse decine di kg alle alte potenze.

Ruote di reazione e loro elettronica. Esistono vari modelli di ruote di reazione che però non influirebbero molto sulla massa totale del veicolo, quindi si assume un valore di massa indicativo.

Tubature e cablaggi. Queste sono parti di minor rilevanza, quindi la loro massa viene considerata fissa.

Batterie. Le batterie servono a tenere in vita diversi sottosistemi, come il computer di bordo, l'elettronica di controllo di assetto e i dispositivi di comunicazione, durante i periodi di inattività dei pannelli solari. Non è previsto il loro impiego per l'alimentazione dei motori, vista la specifica sullo spegnimento degli stessi durante le eclissi, quindi non vi è dipendenza dalla potenza propulsiva. Tuttavia vi è una forte dipendenza dalla potenza elettrica assorbita dai sottosistemi di navigazione, controllo e comunicazione. Basti pensare che il veicolo durante l'avvicinamento alla Stazione Spaziale, stimato della durata di circa 5 ore, deve sopravvivere con la sola energia elettrica immagazzinata nelle batterie. Come descritto in Sez. 3.4 questa manovra è la più gravosa dal punto di vista energetico, e quindi in base a essa si dimensiona il gruppo batterie. Essendo fissati i requisiti, anche di natura energetica, di tale fase di missione, si può fissare la quantità di batterie da imbarcare. Il dimensionamento del gruppo batterie viene effettuato, con le dovute ipotesi, in Sez. 3.4. Solitamente le batterie non sono dimensionate considerando la massima profondità di scarica, cioè senza scaricarsi

*Veicolo Riutilizzabile a Bassa Spinta per Missioni Lunari basato sulla
Stazione Spaziale Internazionale*

completamente a ogni ciclo. Per questo motivo si assume, in questa prima analisi, di limitare la profondità di scarica (DOD, Depth Of Discharge) al 50%.

3.3.2 Massa variabile

La massa variabile è costituita da tutte le parti la cui massa dipende dalle variabili di missione, in particolar modo dalla potenza propulsiva richiesta e dell'analisi di missione. Queste masse sono di seguito elencate e si riportano le ipotesi in base alle quali, in questo studio, queste masse sono quantificate e relazionate alle variabili di missione.

Pannelli solari. A parità di tecnologia di realizzazione delle celle, la potenza generata dai pannelli solari dipende dalla loro superficie. Si capisce che il dimensionamento di questa superficie dipende fortemente dalla potenza propulsiva scelta. Per stimare la massa dei pannelli si ipotizza l'impiego di celle solari di nuova concezione che saranno disponibili nel futuro prossimo. Le attuali celle multigiunzione realizzate in GaInP/GaAs/Ge una efficienza del 32% [78]. Prevedendo di realizzare il veicolo in un futuro prossimo, si ipotizza un valore di efficienza del 35% per le celle solari. In Tabella 3 sono riassunte le caratteristiche dei pannelli solari ipotizzate in questo studio. Viene riportata l'efficienza di tali celle (percentuale di energia solare trasformata in energia elettrica) e l'ipotetica densità dei pannelli solari, basata sulle stime dei futuri progressi tecnologici nel campo delle celle solari [101].

Tipologia Celle	Materiale	Efficienza	Densità
Celle Multigiunzione	GaInP/GaAs/Ge	35%	2,5 Kg/m ²

Tabella 3: Caratteristiche dei pannelli solari ipotizzati

Per l'energia solare in ingresso si assume il valore medio di 1367 W/m². Come già visto in Sez. 3.3 si deve dimensionare la superficie di inizio vita dei pannelli solari, in base al tempo di vita stimato degli stessi, mediante un calcolo ricorsivo.

Propulsori orbitali. Ogni modello di propulsore orbitale ha una propria massa. A seconda della potenza si possono richiedere più propulsori operanti in parallelo. Inoltre la loro vita operativa, se inferiore al tempo

di missione, rende necessaria l'installazione di più stadi propulsivi da accendere in sequenza.

Elettronica di gestione dei propulsori. Questi circuiti costituiscono una parte non trascurabile della massa del propulsore. Inoltre questa massa varia molto a seconda della tecnologia scelta, cioè se si decide di impiegare propulsori a griglia elettrostatica o ad effetto Hall. Si assume di definire la massa di tali circuiti tramite un coefficiente β dipendente dalla potenza del propulsore. I coefficienti assunti per propulsori elettrici a effetto Hall e a griglia elettrostatica sono, rispettivamente, $\beta_{\text{HALL}}=7$ kg/kW e $\beta_{\text{GRID}}=5$ kg/kW.

Serbatoi di propellente. La potenza propulsiva installata influisce sulla massa di propellente necessaria al completamento della missione. Una maggior quantità di propellente occupa un maggior volume, quindi richiede serbatoi con struttura più pesante. Dall'analisi dei serbatoi utilizzati in campo spaziale si ipotizza una massa pari all'8% di quella di propellente imbarcato. Tale percentuale deriva da una analisi statistica, effettuata in questo studio, esaminando un campione significativo di serbatoi per impiego spaziale prodotti dalla ATK [102].

Propellente per controllo di assetto orbitale. Il veicolo necessita di una certa quantità di propellente destinato al controllo dell'assetto durante il trasferimento orbitale. Questo propellente dipende principalmente dall'entità delle perturbazioni orbitali, che a loro volta dipendono dal profilo di missione e dalle caratteristiche del veicolo.

Propellente per il controllo di prossimità. Il propellente per le manovre di prossimità alla Stazione Spaziale dipende dalle necessità che caratterizzano tali manovre (Sez. 2.6) e dalla massa del veicolo. Anche questa porzione di propellente viene inclusa nella massa iniziale, anche se in realtà, all'inizio del trasferimento lunare, una parte di questa è già stata consumata nella manovra di separazione e allontanamento dalla Stazione Spaziale.

Impianto alimentazione RCS. Questo è l'impianto che alimenta i propulsori di assetto. Esso comprende i serbatoi e il propellente dedicati, e le tubazioni di alimentazione dei propulsori. La massa dei serbatoi viene ricavata come il 10% della massa di propellente dedicato. Con la stessa percentuale si calcola la massa della rete di tubazioni. Per il caso di propulsori a gas freddo non si introduce la percentuale sui serbatoi, potendo l'impianto attingere dai serbatoi di xeno principali. La massa di

*Veicolo Riutilizzabile a Bassa Spinta per Missioni Lunari basato sulla
Stazione Spaziale Internazionale*

propellente dedicata al controllo d'assetto non si può stabilire a priori in quanto dipendente dall'entità delle perturbazioni orbitali e da altre variabili, e necessita quindi dello svolgimento dell'analisi di missione. Per questo motivo l'impianto di alimentazione dei propulsori di assetto viene incluso nelle masse variabili (diversamente da quanto avviene per gli stessi propulsori di assetto, dove numero e disposizione derivano da un requisito sull'attracco alla Stazione Spaziale).

3.3.3 Definizione della massa finale

Per avere una visione d'insieme dei contributi alla massa a vuoto, questi sono riportati in Tabella 4. La contingenza rappresenta una percentuale di incertezza sulla massa degli apparati. La porzione di massa fissa viene indicata con il termine m_u , mentre il termine m_v viene usato più avanti per indicare il contributo variabile (al momento non ancora definito).

Sottosistema	Massa (kg)	Quantità (Nr)	Conting. (%)	Totale (kg)
Payload	60	1	0	60,0
Sensori di stelle	0,3	3	5	0,95
Sensori di Sole	0,1	3	5	0,31
Meccanismi di attracco	3,0	2	15	6,90
Antenne esterne	1,0	1	10	1,10
Elettroniche varie	15	1	10	16,5
Struttura	50	1	10	55,0
Propulsori assetto	Ch: 0,5 Cg: 0,36	28	10	15,4 11,0
SADA	1,16	2	5	2,44
PCDU	5	1	15	5,75
Ruote di reazione	2	4	15	9,20
Controllo termico	7	1	15	8,05
Cablaggi, tubature	5	1	15	5,75
Gruppo batterie	Da bilancio di potenza			M_{BT}
Totale massa fissa m_u				Ch: $188+M_{BT}$ Cg: $183+M_{BT}$
Contributi variabili	Dipendenza			
Pannelli solari	Da bilancio di potenza e analisi di missione			
Propulsori orbitali	Vari modelli da esaminare			

Elettronica propulsori	Da potenza scelta, coefficiente β (kg/kW)
Serbatoi propellente	Da analisi di missione (propellente totale)
Propell. assetto orbitale	Da analisi di missione (perturbazioni orbitali)
Propell. manovre ISS	Da analisi di missione (massa veicolo)
Alimentazione RCS	Da analisi di missione (propell. controllo assetto)

Tabella 4: Contributi alla massa finale del veicolo

Si noti la separazione di valori alla voce propulsori di assetto. Le sigle Ch e Cg stanno a indicare il caso chimico (Ch) e a gas freddo ($Cold\ gas$, Cg).

Una volta definiti questi contributi, con l'analisi di missione si deve calcolare la quantità di propellente effettivamente necessario per il completamento della missione. Si deve calcolare anche il propellente necessario al mantenimento dell'assetto e all'esecuzione delle manovre di attracco e di separazione.

3.4 *Ipotesi sul bilancio di potenza*

In questo capitolo si effettua un primo bilancio energetico dei vari sottosistemi, in particolare delle batterie ricaricabili e dei pannelli solari.

In base ai requisiti dei sottosistemi è necessario dimensionare i pannelli solari e le batterie in modo da permettere il funzionamento del veicolo per l'intera durata della missione. Queste fasi sono il trasferimento orbitale, la permanenza nell'orbita lunare e le manovre in prossimità della Stazione Spaziale. Per alcune di queste fasi bisogna considerare i periodi di illuminazione solare e i periodi di eclissi.

In Tabella 5 vengono riportati tutti i sottosistemi che assorbono energia. Per quanto riguarda i propulsori di assetto, non avrebbe senso considerarli tutti attivi contemporaneamente. Inoltre questi vengono impiegati diversamente nelle varie situazioni. Durante le manovre di prossimità questi propulsori devono provvedere alla propulsione e al controllo del veicolo senza l'ausilio dei propulsori orbitali. In questa situazione, più gravosa, per analizzare l'aspetto energetico si ipotizza di avere otto propulsori accesi in modo continuativo per tutta la durata della manovra. Al contrario, durante il trasferimento orbitale l'impiego

*Veicolo Riutilizzabile a Bassa Spinta per Missioni Lunari basato sulla
Stazione Spaziale Internazionale*

dei propulsori di assetto è molto meno frequente, quindi in questa prima analisi energetica si suppone di averne soltanto quattro sempre attivi.

A seconda del tipo di propulsore di assetto impiegato, chimico o a gas freddo (xenon), cambia la necessità energetica associata. I due casi sono studiati parallelamente introducendo valori di assorbimento di 15 W per i motori chimici [66] e 20 W per i propulsori a gas freddo [67].

Sottosistema	Potenza (W)	Quantità (Nr)	Conting. (%)	Totale (W)
Payload	100	1	0	100
Sensori di stelle	2,0	3	5	6,3
Sensori di Sole	0,1	3	5	0,32
Elettroniche varie	125	1	10	137,5
Propulsori assetto	Ch: 15,0 Cg: 20,0	4 / 8	5	63 / 126 84 / 168
SADA	8,6	2	10	18,9
Ruote di reazione	3,0	4	10	13,2
Propulsori orbitali	Potenza di ordine superiore alle altre			

Tabella 5: Consumi energetici dei sottosistemi

Non è ancora specificata la potenza dei propulsori orbitali, ma si ha la certezza che, nelle situazioni in cui questi sono attivi, essa costituisce il contributo predominante

Nei passaggi successivi, per semplificare la presentazione del metodo, si riporta il calcolo nel solo caso che prevede propulsori di assetto alimentati a gas freddo. Per il caso chimico sono riportati direttamente i risultati.

Si analizzano separatamente le diverse fasi di missione che questi sottosistemi devono affrontare. Vengono riportati gli assorbimenti dei sottosistemi attivi e le sorgenti di potenza disponibili nelle varie situazioni. Si introduce l'ipotesi, semplificativa e cautelativa, di avere tutti gli assorbimenti agenti in modo continuativo, cosa che generalmente non si verifica in uno scenario operativo realistico.

3.4.1 Bilancio di potenza del trasferimento orbitale

Durante il trasferimento orbitale si ha il maggior flusso di energia, essendo attivi sia i propulsori orbitali che i pannelli solari. E' bene però distinguere due situazioni operative, una in presenza di luce solare e una in caso di eclissi. In Tabella 6 sono schematizzate tali situazioni operative.

Assorbimento Potenza (prop. RCS a gas freddo)	Potenza (W)	Sole (On/Off)	Eclissi (On/Off)
Payload	100,0	Off	Off
Sensori di stelle	6,3	On	On
Sensori di Sole	0,32	On	On
Elettroniche varie	137,5	On	On
Propulsori assetto	84	On	On
SADA	18,9	On	On
Ruote di reazione	13,2	On	On
Gruppo propulsori orbit.	P_{GP}	On	Off
Ricarica batterie	P_B	On	Off
Totale (W)		$P_{GP} + P_B + 260$	260
Generazione Potenza			
		Sole (On/Off)	Eclissi (On/Off)
Pannelli solari		On	Off
Batterie		Off	On
Durata (minuti)		55	36

Tabella 6: Bilancio energetico di trasferimento

Nella tabella i termini P_{GP} e P_B identificano, rispettivamente, la potenza destinata al gruppo di propulsori orbitali e la potenza per la ricarica delle batterie.

Durante le eclissi i motori orbitali sono spenti e i restanti sottosistemi sono tenuti in vita dalle batterie. Al contrario, nei periodi di luce, i pannelli solari sono completamente estesi e provvedono all'alimentazione di tutti i sottosistemi, comprese le batterie che hanno bisogno di ricaricarsi. Si ipotizza che le batterie debbano avere una capacità tale da fornire 260 Watt continuativi per 36 minuti, cioè per la durata massima di una eclissi in orbita bassa [103]. Come già detto si impone un limite di scarica (DOD) del 50%. In tale situazione è necessaria una capacità complessiva del gruppo batterie data dalla Eq. 1.

*Veicolo Riutilizzabile a Bassa Spinta per Missioni Lunari basato sulla
Stazione Spaziale Internazionale*

$$C_{GB} = 2 \times (260 \text{ Watt}) \times (0,6 \text{ h}) = 312 \text{ Wh} \quad (1)$$

La parte di energia che viene scaricata sarà la metà (Eq. 2).

$$J_{GB} = (260 \text{ Watt}) \times (0,6 \text{ h}) = 156 \text{ Wh} \quad (2)$$

Questa energia dovrà essere di nuovo fornita alle batterie durante il periodo di luce. Quindi i pannelli solari, oltre all'alimentazione dei propulsori orbitali e degli altri sottosistemi, dovranno garantire un eccesso di potenza per caricare le batterie. Questo eccesso si può calcolare come in Eq. 3.

$$P_{GB} = \left(\frac{156 \text{ Wh}}{0,92 \text{ h}} \right) = 170 \text{ W} \quad (3)$$

Dove $0,92 \text{ h}$ è la durata della fase di luce ipotizzata. Quindi i pannelli solari dovranno fornire una potenza totale P_{TOT} data dalla somma di tutti i contributi, come mostrato in Eq. 4.

$$P_{TOT} = P_{GP} + P_{GB} + 260 \text{ W} = P_{GP} + 430 \text{ W} \quad (4)$$

Si scelgono batterie al litio per impiego spaziale VES 180 prodotte dalla SAFT [81]. Si sceglie questo perché, in termini di densità di energia immagazzinabile (Wh/kg), è attualmente il migliore sul mercato [104]. In Tabella 7 sono riportate le caratteristiche della batteria scelta:

Modello batteria	SAFT VES 180
Densità di capacità	175 Wh/kg
Massa batteria	1,11 kg
Vita	60.000 cicli al 20% DOD

Tabella 7: Caratteristiche batteria VES 180 [81]

Dalle prestazioni in tabella si deduce che una singola batteria VES 180 ha una capacità definita dalla Eq. 5.

$$C_{BATT} = (175 \text{ Wh}) \times (1,11 \text{ Kg}) = 194 \text{ Wh} \quad (5)$$

Capitolo 3 – Analisi Preliminare di Missione

Si può facilmente dedurre il numero di batterie necessarie e la loro massa m_{BT} , come mostrato in Eq. 6.

$$Nr. Batterie \Rightarrow \left(\frac{312 Wh}{194 Wh} \right) = 1,61 \Rightarrow 2 Batterie \quad (6)$$

$$Massa Batterie \Rightarrow m_{BT} = 2,22 \text{ kg}$$

Allo stesso modo, per il caso di propulsori chimici, si ottiene la stessa quantità di batterie, mentre l'eccesso di energia richiesto ai pannelli, rispetto alla quota destinata ai propulsori orbitali P_p , è di circa 395 W.

Ovviamente questi valori rispondono alle necessità della sola fase di trasferimento orbitale, e non rappresentano la scelta finale. I calcoli precedenti non includono ulteriori coefficienti di sicurezza viste le ipotesi già molto cautelative su cui si basano.

3.4.2 Bilancio di potenza delle manovre di prossimità

In base ai valori di potenza elencati in Sez. 3.4 e alle informazioni sulle manovre di prossimità riportate in Sez. 2.6 si riassume gli aspetti energetici della manovra di avvicinamento in Tabella 8.

Assorbimento Potenza (propulsori RCS a gas freddo)	Stato (On/Off)	Potenza (W)
Payload	Off	100,0
Sensori di stelle	On	6,3
Sensori di Sole	On	0,32
Elettroniche varie	On	143,8
Propulsori assetto	On	168
SADA	Off	18,9
Ruote di reazione	On	13,2
Totale		331,6
Generazione Potenza	Stato (On/Off)	
Pannelli solari	Off	
Batterie	On	
Durata	5 ore	

Tabella 8: Bilancio energetico di avvicinamento alla ISS

*Veicolo Riutilizzabile a Bassa Spinta per Missioni Lunari basato sulla
Stazione Spaziale Internazionale*

In questa fase di missione i pannelli solari, per motivi di sicurezza, sono retratti e quindi inattivi. Anche in questo caso è necessario valutare la quantità di batterie necessarie. La capacità si può valutare, sempre considerando una DOD del 50%, come mostrato in Eq. 7.

$$C_{GB} = 2 \times (331,6 \text{ W}) \times (5 \text{ h}) = 3316 \text{ Wh} \quad (7)$$

E quindi si calcolano le caratteristiche del gruppo batterie, come in Eq.8.

$$\text{Nr. Batterie} \Rightarrow \left(\frac{3316 \text{ Wh}}{194 \text{ Wh}} \right) = 17,09 \Rightarrow 18 \text{ Batterie} \quad (8)$$

$$\text{Massa Batterie} \Rightarrow m_{BT} = 19,98 \text{ kg}$$

Al completamento della manovra di attracco, l'alimentazione elettrica della Stazione Spaziale provvederà alla successiva ricarica del gruppo batterie.

Per la versione con propulsori di assetto chimici, procedendo con la stessa analisi, si ottiene che sono necessarie quindici batterie, per una massa totale di 16,7 kg.

3.4.3 Bilancio di potenza della permanenza lunare

In questo lavoro le operazioni nel periodo di permanenza in orbita lunare non sono analizzate nel dettaglio. Si suppone comunque di avere i propulsori quasi sempre spenti, i pannelli estesi e il *payload* attivo. Inoltre le eclissi sono di breve durata. Per questo motivo si ritiene che la riserva di energia stabilita nello studio della manovra di attracco sia sufficiente a garantire anche le operazioni lunari.

3.4.4 Gruppo batterie

Con le analisi precedenti si sono definite le caratteristiche del gruppo batterie, basate sui requisiti per le manovre di prossimità alla Stazione Spaziale. Queste caratteristiche sono riassunte in Tabella 9.

Modello batteria	SAFT VES 180
Quantità	18 unità
Massa complessiva	19,98 kg
Capacità totale	3492 Wh

Tabella 9: Prestazioni del sottosistema di accumulo di energia elettrica

3.4.5 Dimensionamento dei pannelli solari

La potenza richiesta ai pannelli solari, come già visto, dipende da vari fattori, e si può esprimere per i due casi in studio come nelle Eq. 9.

$$\begin{aligned}
 \text{Caso chimico} \quad P_{TOT} &= P_{GP} + P_{GB} + 260 \text{ W} = P_{GP} + 430 \text{ W} \\
 \text{Caso cold gas} \quad P_{TOT} &= P_{GP} + P_{GB} + 260 \text{ W} = P_{GP} + 395 \text{ W}
 \end{aligned} \quad (9)$$

Cioè la potenza propulsiva P_{GP} più un eccesso destinato ai vari sottosistemi, batterie incluse. La massa dei pannelli solari viene calcolata nelle Eq. 10 introducendo la loro densità ed efficienza, ρ_{PAN} e η_{PAN} .

$$m'_{PAN} = \rho_{PAN} \times S'_{PAN} \quad S'_{PAN} = \frac{P_{TOT}}{\eta_{PAN}} \quad (10)$$

Le quantità ρ_{PAN} e η_{PAN} sono state definite in Sez. 3.3.2, e valgono rispettivamente $2,5 \text{ kg/m}^2$ e 35% . L'apice sui termini di massa e superficie, sta ad indicare che questi valori non sono definitivi. Infatti nel calcolo della superficie dei pannelli solari è necessario considerare la degradazione temporale, dipendente dai tempi di missione, quindi dalla potenza, dalle perturbazioni, e di nuovo dalla superficie stessa dei pannelli. Questo aspetto introduce una "ricorsività" in tale calcolo. Si riporta in Eq. 11 l'espressione della superficie di inizio vita, espressa in funzione del tempo di missione medio.

$$\begin{aligned}
 S_{PAN} &= \frac{S'_{PAN}}{(1 - \alpha_y)^{(KT_y)}} \\
 \alpha_y &= 0,1 \quad K = 4
 \end{aligned} \quad (11)$$

Dove α_y rappresenta la percentuale di degradazione annua (10% [80]), definita in Sez. 2.8.1, e K è il numero di missioni che i pannelli devono

*Veicolo Riutilizzabile a Bassa Spinta per Missioni Lunari basato sulla
Stazione Spaziale Internazionale*

effettuare. Il termine T_y è il tempo di missione a cui sono aggiunti 30 giorni assunti per la permanenza lunare. Tale tempo è espresso in anni. Questa espressione della superficie di pannelli permette di ottenere la massa corretta degli stessi, definita in Eq. 12.

$$m_{PAN} = S_{PAN} \rho_{PAN} \quad (12)$$

Come già detto il dimensionamento appena visto è riferito al caso di propulsori di assetto alimentati a gas freddo. Per l'analisi del caso che prevede l'impiego di razzi chimici si procede allo stesso modo. Il confronto dei risultati finali permetterà la scelta della soluzione migliore.

3.5 Introduzione all'analisi della missione

Per lo studio del trasferimento orbitale si assumono una serie di ipotesi. Il veicolo si considera inizialmente appartenente alla stessa orbita della Stazione Spaziale, perché da essa si è separato. Utilizzando una strategia di spinta tangenziale il veicolo aumenta gradualmente la sua quota, disegnando una traiettoria simile a una spirale. Oltre alla "salita" orbitale è necessario effettuare un cambiamento di inclinazione ed eseguire una circolarizzazione in prossimità dell'orbita lunare. E' previsto lo spegnimento dei propulsori nei periodi di eclissi. Con le stesse ipotesi si studia il trasferimento di ritorno alla ISS. In Tabella 10 sono riportati i valori approssimati, assunti in questo studio, degli elementi orbitali di interesse delle orbite di partenza [34] e di arrivo [99].

Estremi	Semi asse maggiore	Inclinazione	Eccentricità
Orbita ISS	6720 Km	52°	0,005
Orbita Lunare	384400 Km	18°	0,05

Tabella 10: Orbite ISS e Luna [34,99]

L' inclinazione della Luna rispetto al piano equatoriale varia tra 18,30° e 28,60° con un periodo di circa 18,6 anni [99]. Il veicolo dovrà effettuare più voli lunari nell'arco di diversi anni, dovendo quindi raggiungere diverse inclinazioni lunari. Per questo, a scopo cautelativo, nell'analisi della singola missione si considera l'inclinazione lunare minima, cioè quella più distante dal valore di partenza di 52°. Si studia la singola missione come l'insieme dei trasferimenti di andata e di ritorno, e la

fuga lunare. In questa prima analisi non si considerano le operazioni lunari, essendo queste dipendenti dalle richieste del *payload*.

Per stimare il ΔV totale di missione si utilizza l'equazione di Edelbaum [105]. Questa equazione permette di ricavare il ΔV necessario per un trasferimento, a bassa spinta, tra due orbite circolari non coplanari. Si trascura la leggera eccentricità che si ha nelle due orbite del caso in studio. Dalle Eq. 13 si ricava il risultato desiderato.

$$\begin{aligned} v_i = v_{ISS} = 7,70 \text{ km/s} \quad v_f = v_{Luna} = 1,02 \text{ km/s} \\ \Delta i = 34^\circ = 0,59 \text{ rad} \end{aligned} \quad (13)$$

$$\text{Edelbaum} \Rightarrow \Delta V_{ISS-Luna} = \sqrt{v_i^2 + v_f^2 - 2v_i v_f \cos\left(\frac{\pi}{2} \Delta i\right)} = 7,15 \text{ km/s}$$

Questo valore è riferito al solo volo di andata, quindi per l'intera missione composta da andata e ritorno si assume un valore doppio, cioè un ΔV_{TOT} di 14,3 km/s. L'apice indica che anche questo valore non è definitivo. Infatti per includere anche il ΔV di fuga dalla Luna, manovra che non viene analizzata in questo studio, si assume per l'intera missione un ΔV maggiorato di 16 km/s. Conoscendo il ΔV_{TOT} , si può usare l'equazione di Tsiolkowsky [106] per ricavare la spesa di propellente per il compimento della missione. Come già detto in questo studio si esaminano vari livelli di potenza propulsiva ottenuti con diversi modelli di propulsori orbitali. Prima di introdurre tali propulsori si descrive l'analisi teorica che si intende effettuare. Secondo la relazione di Tziolkowsky la massa iniziale del veicolo è data da:

$$m_i = m_f \exp\left(\frac{\Delta V}{g_0 I_{SP}}\right) \quad (14)$$

Dove m_f è la massa a vuoto del veicolo, I_{SP} è l'impulso specifico dei propulsori orbitali e g_0 è l'accelerazione di gravità terrestre al livello del mare. La spesa di propellente necessaria ai trasferimenti orbitali è data dalla Eq. 15.

$$\Delta m = m_i - m_f \quad (15)$$

Adesso introduciamo una ipotesi sul calcolo del tempo di missione. Questo tempo Δt viene espresso in funzione della variazione totale di

*Veicolo Riutilizzabile a Bassa Spinta per Missioni Lunari basato sulla
Stazione Spaziale Internazionale*

velocità ΔV_{TOT} attraverso l'accelerazione media del veicolo a_{AV} . Questa accelerazione media dipende dalla spinta propulsiva T_P e dalla massa media del veicolo m_{AV} , come mostrato dalla Eq. 16.

$$\Delta t' = \frac{\Delta V_{TOT}}{a_{AV}} = \frac{\Delta V_{TOT} \times m_{AV}}{T_P} = \frac{\Delta V_{TOT} \times \left[\frac{m_i + m_f}{2} \right]}{T_P} \quad (16)$$

L'apice sta a indicare che la Eq. 17 non tiene conto dei periodi di eclissi. Il tempo di missione reale è definito dalla Eq. 52, riportata in Sez. 3.8.

L'analisi fin qui condotta sarebbe sufficiente se il veicolo avesse una massa finale ben definita. In questo studio si considerano aspetti aggiuntivi come, ad esempio, l'azione delle perturbazioni orbitali e la degradazione dei pannelli solari. Una formulazione più dettagliata della massa del veicolo è riportata nel in Sez. 3.8.

3.6 *Analisi delle perturbazioni orbitali*

In questo paragrafo si quantificano gli effetti delle perturbazioni orbitali, e quindi si calcola la spesa di propellente destinata al controllo di assetto durante il trasferimento.

Un satellite in orbita è soggetto a una serie di coppie perturbative che ne variano gradualmente l'assetto. Questi momenti devono essere bilanciati mediante i sistemi di controllo dell'assetto. In questa analisi si considerano le seguenti azioni perturbative:

- Coppia di resistenza atmosferica
- Coppia di pressione di radiazione solare
- Coppia di gradiente di gravità
- Coppia di campo magnetico terrestre

Queste perturbazioni non sono costanti ma variano con la quota e le caratteristiche del veicolo. Di seguito si effettua una stima della loro entità.

3.6.1 Coppia di resistenza atmosferica

Gli effetti della resistenza aerodinamica sono particolarmente rilevanti per satelliti in orbita bassa. I modelli che descrivono l'atmosfera, come ad esempio il MSIS-90, forniscono i valori di densità fino a 900 km di altezza [107]. I valori di densità dipendono molto dall'attività solare, che ha un ciclo di circa 11 anni. A scopo cautelativo ci si riferisce ai valori che il modello fornisce in condizioni di alta attività solare, cioè in condizioni di massima densità. In Figura 13 viene riportata una interpolazione approssimata della densità in funzione della quota, sviluppata in questo studio per visualizzare meglio i dati del modello MSIS-90. I valori di densità utilizzati nel grafico sono relativi ai periodi di massima attività solare.

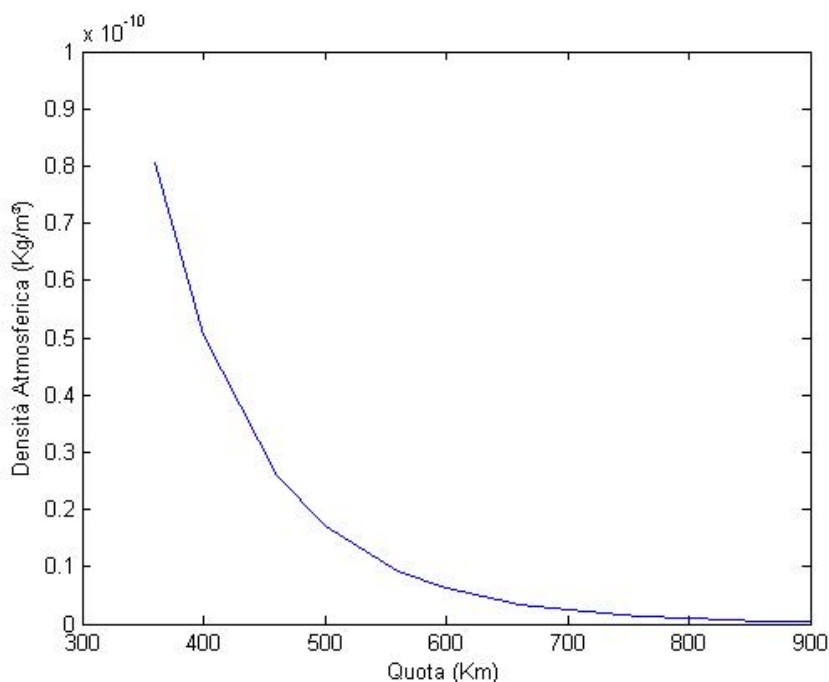


Figura 13: Densità atmosferica – Modello MSIS-90

*Veicolo Riutilizzabile a Bassa Spinta per Missioni Lunari basato sulla
Stazione Spaziale Internazionale*

Dal grafico di Figura 13 si capisce che, a quote superiori ai 900 km, si può benissimo trascurare l'effetto perturbativo atmosferico. L'entità di tale perturbazione dipende, oltre che dalla quota operativa, dalla velocità orbitale (sempre funzione della quota), dalla forma del satellite e dal suo orientamento. Per prima cosa è necessario valutare la forza che agisce sul satellite, e che quindi genera il momento perturbativo. Si ricorre quindi alla Eq. 17 per determinare la resistenza aerodinamica.

$$F_A = \frac{1}{2} \rho_a S C_D V^2 \quad (17)$$

Dove F_a è la forza di perturbazione, ρ_a è la densità atmosferica, S è la superficie del veicolo proiettata nella direzione del moto, C_D è il coefficiente di resistenza aerodinamica e V è la velocità lineare del veicolo sulla propria orbita. Per ottenere la coppia perturbativa è necessario moltiplicare la forza ricavata per il braccio di momento (b_a), che è rappresentato dalla distanza, sempre vista proiettata nella direzione del moto, tra il baricentro del veicolo e il punto di applicazione della forza aerodinamica. Si ottiene così la Eq. 18.

$$M_A = \frac{1}{2} \rho_a S C_D V^2 b_a \quad (18)$$

Il veicolo, nella sua ascesa, deve attraversare zone con diverse densità atmosferiche a diverse velocità. Si deve quindi trovare un modo semplificato per quantificare la forza F_a senza dover sviluppare modelli matematici troppo complicati. L'idea è quella di considerare diversi intervalli di quota, tra 350 km e 900 km, e assegnare a questi valori costanti di densità atmosferica e velocità del veicolo. Successivamente si calcolano i valori medi di queste due grandezze. Questa media pesata si basa sul tempo che il veicolo trascorre in ogni intervallo. Si considerano intervalli di quota di 50 km. Il procedimento di calcolo dei valori medi di densità e velocità è descritto nel dettaglio in Appendice 1.

Si deve valutare la superficie esposta del veicolo. Si assume che tale area sia quella dei pannelli solari, che è la parte preponderante, più due metri quadrati che rappresentano, in maniera cautelativa, il contributo della superficie della struttura centrale del veicolo. In Figura 14 è riportata una vista frontale che rappresenta le ipotetiche proporzioni del veicolo. I pannelli solari, essendo muniti di un sistema di inseguimento del Sole, non sono sempre orientati perpendicolarmente alla direzione del moto

(posizione di massima resistenza aerodinamica). Tuttavia in questa analisi, a scopo cautelativo, si assume che questi pannelli siano sempre orientati in tal modo, come se fossero fissi.

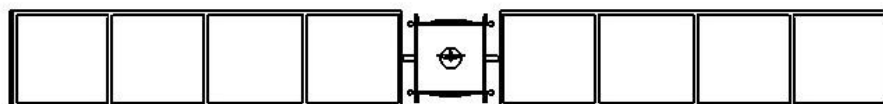


Figura 14: Area esposta – condizione di massima perturbazione

Per quanto riguarda il coefficiente di resistenza aerodinamica C_D , dopo un'analisi statistica di altri satelliti lanciati, si assume un valore di 2,5 [96]. Vista la configurazione del veicolo non si introducono coefficienti di portanza aerodinamica, essendo tale effetto trascurabile rispetto alla resistenza.

Il veicolo, nel suo aspetto frontale, presenta una doppia simmetria quasi perfetta. Gli unici elementi che disturbano questa simmetria possono essere i piccoli dispositivi che sono installati esternamente, come antenne e sensori. Data questa incertezza il veicolo si considera non perfettamente simmetrico, e si assume quindi che il centro aerodinamico, sia leggermente spostato rispetto al baricentro. Per questa distanza, (b_a), su cui la forza aerodinamica genera il momento di disturbo, si assume un valore cautelativo di 5 cm.

Si hanno ora tutti gli elementi per calcolare l'entità della coppia aerodinamica, con la sola superficie dei pannelli solari dipendente dal confronto di potenze propulsive che viene effettuato in Sez. 3.9.

3.6.2 Coppia di pressione di radiazione solare

Questo disturbo è legato alla radiazione solare che investe la superficie esterna del veicolo. Questa radiazione genera una forza che, allo stesso modo di quanto accade per la resistenza aerodinamica, può generare un momento perturbativo. Si fa uso della Eq. 19 [108] per determinare tale forza.

$$F_S = v P_S C_R A \quad (19)$$

Veicolo Riutilizzabile a Bassa Spinta per Missioni Lunari basato sulla Stazione Spaziale Internazionale

Dove ν è un coefficiente di ombra, P_S è la pressione solare, C_R è un coefficiente di radiazione e A è la superficie del veicolo proiettata nella direzione di propagazione della radiazione solare. Come coefficiente C_R si assume un valore di 1,3, caratteristico delle celle solari [108]. Il termine ν viene assunto unitario, cioè si considera il veicolo sempre esposto alla luce solare, anche se in realtà vi sono i periodi di eclissi. La pressione P_S viene definita in Eq. 20 [107] come il rapporto tra il flusso di energia solare che investe il veicolo, Φ_E , e la velocità della luce c .

$$P_S = \frac{\Phi_E}{c} = \frac{1386 \text{ W / m}^2}{3 \times 10^8 \text{ m / s}} = 4,62 \text{ N / m}^2 \quad (20)$$

Per la superficie di azione della pressione solare si considera la superficie dei pannelli solari più 3 m² rappresentanti, in maniera cautelativa, il contributo della struttura centrale del veicolo. In Figura 15 è riportata una ipotetica configurazione del veicolo vista perpendicolarmente al flusso di radiazione solare.

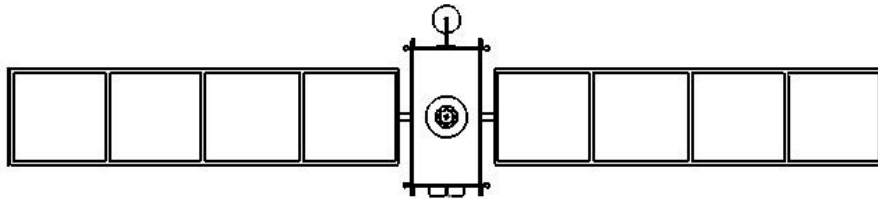


Figura 15: Area esposta – condizione di massima perturbazione

Come nel caso della resistenza aerodinamica si deve ipotizzare un braccio, su cui la forza genera il momento di perturbazione. Il veicolo, visto lateralmente o superiormente, presenta elementi che lo rendono asimmetrico, come l'antenna ad alto guadagno e i propulsori. In questo caso si assume un braccio (b_S) più lungo, cioè di 20 cm. La coppia di perturbazione è data dalla Eq. 21

$$M_S = \nu P_S C_R A b_S \quad (21)$$

A differenza della coppia di resistenza atmosferica la perturbazione solare non ha limiti di quota. Infatti questa agisce sia alla quota della Stazione Spaziale che sull'orbita lunare, quindi la si considera sempre presente. In questa analisi, per motivi di semplicità, non si considerano gli effetti di albedo terrestre e lunare.

3.6.3 Coppia di gradiente di gravità

La coppia di gradiente di gravità deriva dal fatto che le varie parti di un satellite non si trovano alla stessa distanza dal centro della Terra. Questo significa che sono soggette a valori diversi di accelerazione di gravità. Queste differenze generano una coppia risultante che tende a ruotare il veicolo. L'entità di questa coppia dipende dai momenti di inerzia del veicolo sui tre assi [107]. Per ricavare facilmente i momenti d'inerzia nel sistema solidale τ_B , I_X , I_Y e I_Z , è necessario fare delle ipotesi. Per prima cosa si assume che il corpo centrale del veicolo abbia distribuzione di massa omogenea. Assumendo inoltre che questo oggetto sia un parallelepipedo di altezza L e base quadrata di lato $L/2$, e tralasciando momentaneamente il contributo dei pannelli solari, si possono definire i momenti di inerzia riferendosi alla Figura 16 e alle Eq. 22.

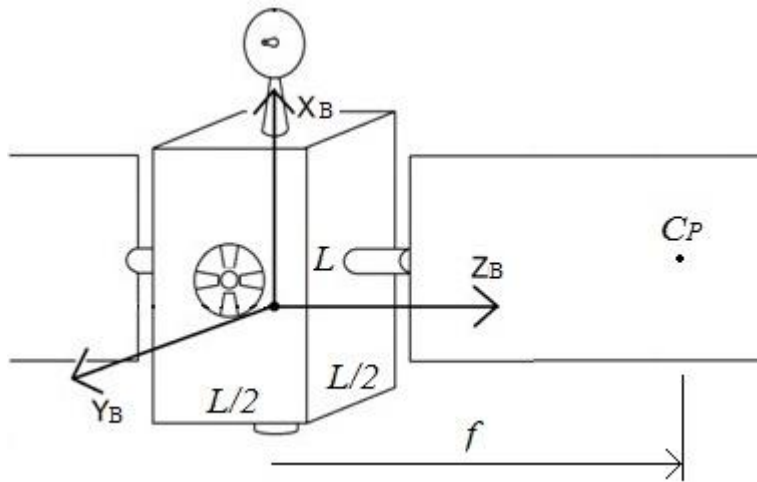


Figura 16: Dimensioni lineari del veicolo

$$I_x = \frac{m_s L^2}{24} \quad I_y = \frac{5m_s L^2}{48} \quad I_z = \frac{5m_s L^2}{48} \quad (22)$$

In letteratura [96] esistono relazioni che, in base a dati statistici su veicoli spaziali, permettono di ricavare la lunghezza L in funzione della massa m_s del parallelepipedo. La relazione usata è:

*Veicolo Riutilizzabile a Bassa Spinta per Missioni Lunari basato sulla
Stazione Spaziale Internazionale*

$$L = 0,25\sqrt[3]{m_s} \quad (23)$$

E' necessario includere anche il contributo dei pannelli solari. Ogni semipannello si schematizza con la propria massa $m_{PAN}/2$ concentrata nel baricentro C_P del pannello stesso, posto a una distanza f dall'asse x (all'incirca metà lunghezza del pannello). Le espressioni finali dei momenti d'inerzia diventano quindi:

$$\begin{aligned} I_X &= \frac{m_s L^2}{24} + m_{PAN} f^2 \\ I_Y &= \frac{5m_s L^2}{48} + m_{PAN} f^2 \\ I_Z &= \frac{5m_s L^2}{48} + \frac{m_{PAN}}{12} \left((2)^2 + (0,05)^2 \right) \end{aligned} \quad (24)$$

Dove le lunghezze di 2 metri e 0,05 metri nella terza equazione sono, rispettivamente, larghezza e spessore (di primo tentativo) dei pannelli solari, per includere il contributo di questi anche sull'asse di minor inerzia. Conoscendo i tre momenti di inerzia si possono esprimere le tre componenti, nel sistema solidale τ_B , della coppia generata dal gradiente di gravità. La Eq. 25 [107] riporta l'espressione delle tre componenti.

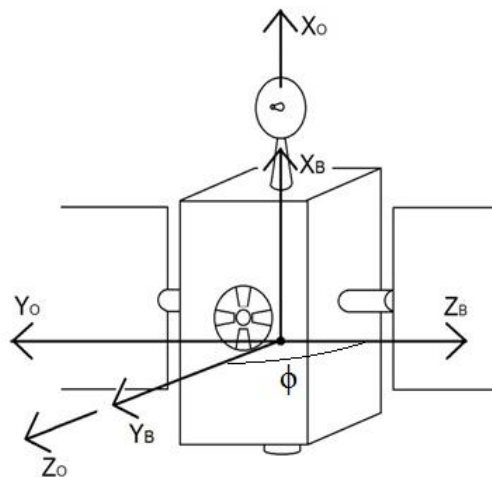


Figura 17: Sistemi τ_B e τ_0

$$[\bar{M}_G]_{\tau_B} = \begin{bmatrix} M_{G_X} \\ M_{G_Y} \\ M_{G_Z} \end{bmatrix} = \frac{3\mu}{R_C^3} \begin{bmatrix} (I_Z - I_Y) \text{sen}\phi \cos\phi \cos^2\theta \\ (I_Z - I_X) \cos\phi \text{sen}\theta \cos\theta \\ (I_X - I_Y) \text{sen}\phi \text{sen}\theta \cos\theta \end{bmatrix} \quad (25)$$

Dove μ è il parametro gravitazionale della terra e R_C è la distanza tra il veicolo e il centro della Terra. Il termine ϕ è l'angolo compreso tra l'asse z_B della terna solidale e l'asse z_0 della terna orbitale, mentre θ è, nella stessa coppia di terne, l'angolo compreso tra l'asse x_B e l'asse x_0 . Come illustrato in Figura 17, la terna orbitale è composta da un asse x_0 che identifica il vettore velocità del veicolo, un asse z_0 diretto verso il centro della Terra e un asse y_0 orientato in modo da formare una terna levogira. Gli angoli ϕ e θ , insieme al terzo angolo ε , identificano l'assetto del veicolo. In base alla Eq. 25 un assetto perfetto, cioè con angoli nulli, annullerebbe l'effetto del gradiente di gravità, ma sarebbe una condizione impossibile. Per questo motivo si ipotizza un errore di 2 gradi per gli angoli di interesse, in modo includere in questa analisi l'effetto perturbativo del gradiente di gravità. I parametri utilizzati in questo calcolo sono quindi:

$$\mu = 398.600 \text{ Km}^3 / \text{s}^2 \quad R_C = 6720 \text{ Km} \quad \phi = 88^\circ \quad \theta = 2^\circ \quad (26)$$

Il valore scelto per R_C è il raggio medio ipotizzato per l'orbita della Stazione Spaziale. A questa quota si hanno le coppie di disturbo massime agenti sul veicolo. A scopo cautelativo, e per semplificare l'analisi, si ipotizza che queste coppie di disturbo rimangano le stesse anche a quote superiori. Per calcolare il valore di coppia risultante si sommano vettorialmente le tre componenti trovate:

$$M_G = \left(M_{G_X}^2 + M_{G_Y}^2 + M_{G_Z}^2 \right)^{1/2} \quad (27)$$

Questa perturbazione si considera agente fino alla quota di 30.000 km [107].

3.6.4 Coppia dovuta al campo magnetico terrestre

La presenza di parti magnetizzate e il passaggio di corrente elettrica all'interno del veicolo generano un momento di dipolo magnetico \bar{m}_m

*Veicolo Riutilizzabile a Bassa Spinta per Missioni Lunari basato sulla
Stazione Spaziale Internazionale*

che interagisce con il campo magnetico terrestre \vec{B} . Questa interazione genera coppie che perturbano l'assetto del veicolo stesso [107]. La coppia generata è data da:

$$\vec{M}_M = \vec{m}_m \times \vec{B} \quad (28)$$

Nel caso in studio si considera, a scopo cautelativo, il valore massimo della coppia generata, fornito dalla Eq 29.

$$M_M = m_m B \quad (29)$$

Questa è la condizione in cui momento di dipolo magnetico e campo magnetico terrestre sono ortogonali. Per la definizione del momento di m_m ci si riferisce al modello NASA [107] che divide i satelliti in tre classi, in base a dati statistici preesistenti. In tale modello esistono tre classi con diverse densità di momento di dipolo magnetico. Si considera, cautelativamente, il veicolo in studio appartenente alla Classe III, cioè quella con massima densità di dipolo. In questa situazione si ha il valore di densità $m_m' = 10^{-2} \text{Am}^2/\text{kg}$, valore che deve poi essere moltiplicato per la massa del veicolo. Per quanto riguarda il valore del campo magnetico B , esso dipende dalla posizione del satellite rispetto al piano equatoriale geomagnetico. Questo piano è inclinato di circa $11,5^\circ$ rispetto al piano equatoriale, tuttavia per orbite con inclinazione lontana dai 90° si può trascurare questa differenza [107]. In queste condizioni si può definire la posizione del satellite sulla propria orbita tramite due parametri: l'inclinazione i e l'argomento della latitudine u , misurato a partire dal nodo ascendente. Le componenti del campo magnetico si possono esprimere in base a questi parametri, mediante la Eq. 30 [107].

$$[\vec{B}]_{\tau_0} = \begin{bmatrix} B_x \\ B_y \\ B_z \end{bmatrix} = \frac{\mu_m}{R_C^3} \begin{bmatrix} \sin i \cos u \\ -\cos i \\ 2 \sin u \sin i \end{bmatrix} \quad (30)$$

L'intensità del dipolo magnetico terrestre ha un valore $\mu_m = 8 \times 10^{15} \text{Wb m}$ [107]. R_C è la distanza del veicolo dal centro della Terra, e in base alle stesse considerazioni cautelative sulla coppia di gradiente di gravità, si considera per questo valore il raggio iniziale della Stazione Spaziale. Infatti a tale quota la perturbazione di campo magnetico presenta l'intensità massima. Queste componenti sono sommate vettorialmente e moltiplicate per il valore di m_m prima trovato.

$$M_M = m_m \left(B_X^2 + B_Y^2 + B_Z^2 \right)^{1/2} \quad (31)$$

Questa perturbazione viene considerata agente fino alla quota di 30.000 km [107].

3.6.5 Somma dei contributi perturbativi

Le varie perturbazioni sono sommate in modo da ottenere l'azione totale che deve essere bilanciata con le ruote di reazione. Ovviamente i vari contributi si sommano negli intervalli di quota in cui vengono supposti agenti. In Figura sono mostrate schematicamente le quote di azione delle perturbazioni.

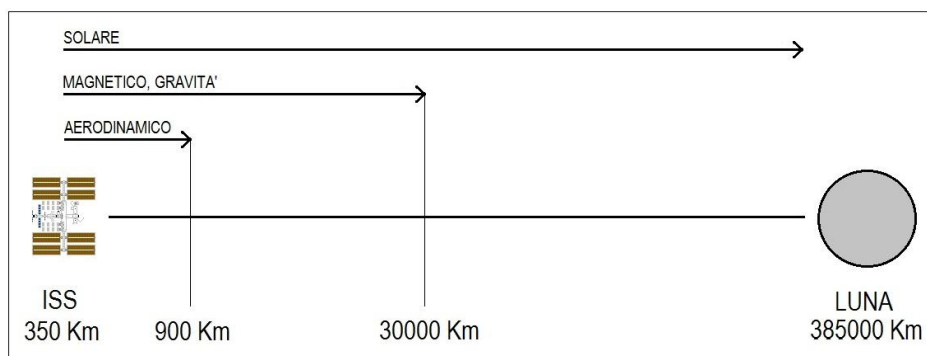


Figura 18: Quote di azione delle perturbazioni

In pratica si devono analizzare tre intervalli, il primo compreso tra le quote di 350 km e 900 km in cui si sommano tutti gli effetti, il secondo dai 900 km ai 30.000 km, dove si esclude l'azione aerodinamica, ed infine il terzo tra i 30.000 km e l'orbita lunare, in cui si ha solo l'effetto della pressione di radiazione solare.

3.7 Spesa di propellente per il controllo di assetto

In questo paragrafo si definiscono le metodologie impiegate per il calcolo del propellente destinato a controllare il veicolo durante il trasferimento orbitale e durante le manovre di attracco e separazione.

3.7.1 Propellente per il trasferimento orbitale

Svolgendosi il trasferimento su tre intervalli di quota, sui quali agiscono le perturbazioni in combinazioni diverse, è necessario calcolare tre diverse spese di propellente per il controllo dell'assetto. Nel primo intervallo, con limite superiore di 900 km di quota, si considera la somma dei moduli di tutte le coppie di perturbazione prima viste.

$$M_{900} = M_A + M_S + M_G + M_M \quad (32)$$

Questa coppia deve essere costantemente bilanciata dalla rotazione accelerata delle ruote di reazione. Quando una di queste raggiunge la velocità massima di progetto, e quindi non è più in grado di accumulare momento di quantità di moto, deve essere frenata. La reazione a questa frenatura, che agisce sulla struttura del veicolo, deve essere bilanciata da uno "sparo di desaturazione", eseguito mediante i propulsori di assetto [107]. Questi propulsori sono gli stessi che vengono impiegati per le manovre di prossimità alla Stazione Spaziale. Ogni desaturazione comporta una spesa di propellente. Conoscendo il numero totale di desaturazioni si risale facilmente alla spesa di propellente totale.

Non conoscendo l'entità delle perturbazioni è impossibile stabilire ora il modello di ruote di reazione adatto. Per svolgere questa analisi preliminare si assume di impiegare un modello di ruota conosciuto e di dimensioni ragionevoli, in questo caso il VF MR 8.0, prodotto dalla Valley Forge [124]. Le prestazioni di interesse per questo studio sono il momento generato continuamente da ogni ruota M_{RR} , solitamente espresso in mN-m, e il massimo momento della quantità di moto accumulabile m_{RR} , misurato in N-m-s.

Si prevede di installare quattro ruote di reazione, in modo da coprire tutti gli assi di perturbazione possibili con almeno due ruote alla volta.

Il valore di momento continuativo M_{RR} è il più importante per la scelta finale della ruota da installare, infatti esso deve essere superiore alla coppia massima che perturba il moto del veicolo. Il valore di massimo momento di quantità di moto accumulabile, m_{RR} , influisce invece sulla frequenza delle desaturazioni, quindi sul loro numero complessivo. Conoscendo la coppia di disturbo agente sul veicolo, sul primo intervallo con limite di quota di 900 km, si può calcolare il tempo che impiega la ruota di reazione a saturarsi.

$$t_{RR} = \frac{m_{RR}}{M_{900}} \quad (33)$$

Questo è il tempo che trascorre tra due desaturazioni. Si può risalire al numero totale di desaturazioni nell'intervallo dei 900 km conoscendo il tempo di ascesa a tale quota.

$$N_{D-900} = \frac{\Delta t_{900}}{t_{RR}} \quad (34)$$

Il tempo di ascesa ai 900 km, Δt_{900} , si può calcolare conoscendo la massa iniziale del veicolo e la spinta propulsiva, ragionando come descritto in Sez. 3.5. Il passo successivo è il calcolo del tempo di desaturazione, t_D , cioè il tempo di sparo dei propulsori di assetto. Per trovare questo tempo è necessario conoscere la spinta dei propulsori, T_{RCS} , e la lunghezza del braccio su cui questi generano il momento di desaturazione, b_{RCS} . Per il braccio b_{RCS} si assume il valore del lato minore, $L/2$, stimato in Sez. 3.5.3. Per la spinta si è già stabilito il valore di 10 N, ottenuta con i propulsori descritti in Sez. 2.6 [66,67], uno a monopropellente e l'altro a gas freddo. Si ipotizza che per lo sparo di desaturazione vengano impiegati quattro propulsori alla volta. Il valore di spinta dei propulsori di assetto non influisce sulla spesa di propellente, tuttavia serve a calcolare la durata della singola desaturazione, tramite la Eq. 35. A fare la differenza sulla spesa di propellente tra i due casi, chimico e gas freddo, è l'impulso specifico. Il braccio di momento b_{RCS} , che si può immaginare come la distanza tra il propulsore di assetto e il baricentro del veicolo, dipende dalle dimensioni del veicolo, quindi anche su questa dimensione interviene la ricorsività dell'analisi globale. Conoscendo la coppia generata dai quattro propulsori di assetto, M_{RCS} , si può calcolare il tempo necessario a smaltire il momento di quantità di moto contenuto nella ruota di reazione m_{RR} , ovvero la durata della singola desaturazione.

*Veicolo Riutilizzabile a Bassa Spinta per Missioni Lunari basato sulla
Stazione Spaziale Internazionale*

$$t_D = \frac{m_{RR}}{M_{RCS}} = \frac{m_{RR}}{4T_{RCS}b_{RCS}} \quad (35)$$

Nelle fasi successive interviene l'impulso specifico dei propulsori di assetto. Si valutano i due casi in esame, per il caso con motori chimici si ha un impulso specifico di 217 s [66], mentre per i propulsori a xeno si assume un impulso specifico di 30 s [109]. Questi valori sono riferiti ai modelli di propulsori descritti in Sez. 2.6. La spinta generata da un propulsore è data dalla Eq. 36 [107].

$$T_{RCS} = -v_u \frac{dm}{dt} + (p_e - p_a)A \quad (36)$$

Dove v_u la velocità di uscita del propellente, dm/dt è la portata massica di propellente, p_e è la pressione all'uscita dell'ugello, A è l'area di uscita dell'ugello e p_a è la pressione esterna. Il secondo termine a secondo membro della Eq. 36 di solito viene trascurato perché molto piccolo rispetto al primo termine [107]. Integrando l'equazione rimanente sul tempo di desaturazione si ottiene:

$$T_{RCS} = -v_u \frac{dm}{dt} \quad \Rightarrow \quad T_{RCS}t_D = g_0 I_{SP_RCS} \Delta m_D \quad (37)$$

Dove Δm_D è la spesa di propellente per la singola desaturazione. Ricavando Δm_D e moltiplicandolo per il numero complessivo di desaturazioni N_{D-900} si ottiene la massa totale di propellente destinata al controllo dell'assetto nel primo intervallo.

$$\Delta m_{900} = \Delta m_D N_{D-900} \quad (38)$$

Allo stesso modo si procede per gli altri intervalli di quota. Per determinare i tempi di attraversamento degli intervalli successivi, Δt_{30K} tra 900 km e 30.000 km e Δt_{LUNA} tra 30.000 km e la quota lunare, si considera come massa iniziale del veicolo quella di uscita dall'intervallo precedente. Per ogni intervallo, in base alle masse di ingresso e uscita, si deriva l'accelerazione media del veicolo. Le varie coppie di perturbazione sono così sommate.

$$\begin{aligned} M_{30K} &= M_S + M_G + M_M \\ M_{LUNA} &= M_S \end{aligned} \quad (39)$$

Nell'analisi di una missione intera si tiene conto anche del viaggio di ritorno, assumendo per questa, in modo cautelativo, la stessa spesa di propellente che si ha all'andata. Si ha infine:

$$m_{att} = 2 \times (\Delta m_{900} + \Delta m_{30K} + \Delta m_{LUNA}) \quad (40)$$

Dove la dicitura “att” sta per *attitude* (assetto). Nella realtà i tempi di ritorno sono inferiori a quelli di andata, a causa della minore massa del veicolo, e quindi serve un minor numero di desaturazioni.

3.7.2 Propellente per le manovre di prossimità

Come descritto in Sez. 2.6, per la manovra di avvicinamento si ha una variazione di velocità di 10 m/s [61], mentre per la manovra di allontanamento, supposta meno complicata come accade per l'HTV [28], si ipotizza un valore di 5 m/s. Nella determinazione della spesa di propellente interviene anche la massa del veicolo, che è molto diversa nelle due manovre. Le due situazioni sono studiate separatamente, considerando la massa finale m_f durante l'avvicinamento e la massa iniziale m_0 durante l'allontanamento. Si riporta la Eq. 14 con indici generici, identificando con l'indice 1 il valore di partenza e con l'indice 2 il valore finale.

$$m_2 = m_1 \left(\frac{\Delta V}{g_0 I_{SP}} \right) \quad (41)$$

Alla massa iniziale di avvicinamento si sostituisce la massa finale del veicolo m_f , mentre come massa iniziale di allontanamento si assume la massa iniziale del m_i . In questo modo si può esprimere, con buona approssimazione, la spesa di massa nelle due situazioni.

*Veicolo Riutilizzabile a Bassa Spinta per Missioni Lunari basato sulla
Stazione Spaziale Internazionale*

$$\begin{aligned}\Delta m_{avv} &= m_{avv_1} - m_{avv_2} = m_{avv_1} - m_{avv_1} \left(\frac{g_0 I_{SP}}{\Delta V_{avv}} \right) = m_f - m_f \left(\frac{g_0 I_{SP}}{\Delta V_{avv}} \right) \\ \Delta m_{all} &= m_{all_1} - m_{all_2} = m_{all_1} - m_{all_1} \left(\frac{g_0 I_{SP}}{\Delta V_{all}} \right) = m_i - m_i \left(\frac{g_0 I_{SP}}{\Delta V_{all}} \right)\end{aligned}\quad (42)$$

Dove le diciture *avv.* e *all.* sono riferite rispettivamente all'avvicinamento e all'allontanamento. La porzione di propellente per le manovre di prossimità è quindi data da:

$$m_{prox} = \Delta m_{avv} + \Delta m_{all} \quad (43)$$

Indicando con “*prox*” tutto l'intervallo di prossimità. Si noti che questa massa dipende, oltre che dalla massa del veicolo, dall'impulso specifico dei propulsori. Anche in questo caso è necessario analizzare due casi parallelamente, uno che prevede motori chimici e l'altro basato su propulsori a gas freddo. Infatti sia la massa del veicolo che l'impulso specifico dei razzi dipendono da tale scelta.

3.8 *Analisi di missione*

A questo punto si hanno tutti gli elementi per poter esprimere analiticamente la massa iniziale del veicolo. Richiamando i termini m_h e m_v per indicare rispettivamente la massa fissa e la massa dipendente da potenza propulsiva e missione, si possono esplicitare in una equazione le informazioni contenute in Tab. 2.

$$m_f = m_h + m_v = m_h + m_{PAN} + m_{GP} + m_{\beta} + m_{TK} + m_{att} + m_{prox} + m_{RCS} \quad (44)$$

Dove m_{GP} indica la massa del gruppo di propulsori orbitali (elettronica esclusa), m_{β} è il contributo dipendente dai coefficiente β , m_{TK} indica la massa dei serbatoi vuoti, m_{RCS} è la massa dell'impianto di alimentazione dei propulsori di assetto. Si presenta l'analisi del caso che prevede l'impiego di propulsori di assetto a alimentati a xenon, mentre i risultati del caso chimico, ottenuti parallelamente con lo stesso metodo, vengono riportati nella presentazione dei risultati. Nel caso scelto, riprendendo le analisi svolte in Sez. 3.3.3 e in Sez. 3.4.4, si può esprimere il termine m_h .

$$m_h = 183 \text{ kg} + m_{BT} \cong 203 \text{ kg} \quad (45)$$

Si esplicitano anche gli altri termini della Eq. 43.

$$\begin{aligned} m_{PAN} &= S_{PAN} \rho_{PAN} & m_{GP} &= m_{PO} n_{PO} & m_{\beta} &= \beta P_{TOT} \\ m_{TK} &= 0,08 \Delta m & m_{RCS} &= [28m_R + 0,1(m_{att} + m_{prox})] \end{aligned} \quad (46)$$

Nella definizione del termine m_{RCS} il coefficiente $0,1$ rappresenta il contributo, del 10%, derivante dalle tubature del propellente di assetto e riferito alla massa totale di propellente dedicato al controllo di assetto ($m_{att} + m_{prop}$). Nel caso di impianto chimico si introduce un coefficiente doppio, $0,02$, per introdurre anche il contributo derivante dai serbatoi di propellente dedicati. Il termine m_{PO} è la massa del singolo propulsore orbitale (elettronica esclusa) e n_{PO} è il numero totale di propulsori imbarcati. Questo numero dipende dal rapporto tra la potenza propulsiva totale e la potenza del singolo motore, e dalla vita operativa di quest'ultimo. Infatti se la vita operativa del propulsore scelto è inferiore al tempo di missione ottenuto dall'analisi di missione, è necessario imbarcare uno o più stadi aggiuntivi per consentire il completamento della missione. Il termine n_{PO} è quindi dato da:

$$n_{PO} = \left(\frac{P_{GP}}{P_{PO}} \right) \left(\frac{\Delta t}{t_{PO}} \right) \quad (47)$$

Dove t_{PO} è la vita operativa del propulsore orbitale scelto. Il termine $0,08$ nella quarta delle Eq. 46 quantifica la massa dei serbatoi m_{TK} , infatti rappresenta la percentuale $\beta=8\%$ definita in Sez. 3.3.2 sul bilancio di massa. La dipendenza di questo contributo da Δm , se esplicitata, cambia la forma della Eq. 44. Infatti, ricordando la Eq. 14, si può esprimere il Δm in questo modo:

$$\Delta m = m_i - m_f = m_f \exp(\Delta V / g_0 I_{SP}) - m_f = m_f (\exp(\Delta V / g_0 I_{SP}) - 1) \quad (48)$$

Detto questo, la Eq. 44 diventa:

$$m_f = m_h + m_v = m_h + m_{PAN} + m_{GP} + m_{\beta} + 0,08(m_i - m_f) + m_{att} + m_{prox} + m_{RCS} \quad (49)$$

E quindi:

*Veicolo Riutilizzabile a Bassa Spinta per Missioni Lunari basato sulla
Stazione Spaziale Internazionale*

$$m_f = m_h + m_v = m_h + m_{PAN} + m_{GP} + m_\beta + 0,08 \left[m_f \left(\exp(\Delta V / g_0 I_{SP}) - 1 \right) \right] + m_{att} + m_{prox} + m_{RCS} \quad (50)$$

Come si vede compaiono termini m_f anche a secondo membro. Portando a sinistra tutti i termini m_f si ha:

$$m_f = \frac{m_h + m_{PAN} + m_{GP} + m_\beta + m_{att} + m_{prox} + m_{RCS}}{1,08 - 0,08 \exp(\Delta V / g_0 I_{SP})} \quad (51)$$

Questa è l'espressione della massa finale utilizzata nell'analisi ricorsiva in questione. La massa iniziale m_i viene derivata da quella finale m_f sempre tramite la Eq. 14.

Per il calcolo del tempo di missione si impiega la Eq. 16. Questa equazione, come già descritto in Sez. 3.5, è riferita ai periodi in cui i propulsori orbitali sono attivi. Il tempo ottenuto $\Delta t'$ viene quindi moltiplicato per una costante che tiene conto dei tempi di eclissi in cui non vi è propulsione.

$$\Delta t = 1,3 \Delta t' \quad (52)$$

L'intero metodo ricorsivo utilizzato in questo studio viene schematizzato in Figura 19.

In pratica, si ipotizza una prima massa finale, costituita dalle sole masse fisse conosciute. La Eq. 14 fornisce una prima massa iniziale, a pieno carico. Dalle masse iniziale e finale, facendo uso delle ipotesi e dei metodi visti nei paragrafi precedenti, si derivano tutte le informazioni di interesse, tra cui le quattro informazioni di massa che hanno effetto retroattivo, cioè le grandezze in uscita (*Valori Output*). Si inseriscono quindi dei valori di ingresso (*Valori Input*), identici alle corrispondenti masse in uscita, nel bilancio di massa che definisce una nuova massa finale (come descritto dalla Eq. 51). Ripetendo tutta la procedura si ottengono nuovi valori in uscita, ovviamente maggiorati. Si introducono quindi nuovi valori di ingresso, e si ripete la procedura finché non si completa la convergenza tra *input* e *output*. Si arresta la procedura in corrispondenza di un errore inferiore al chilogrammo.

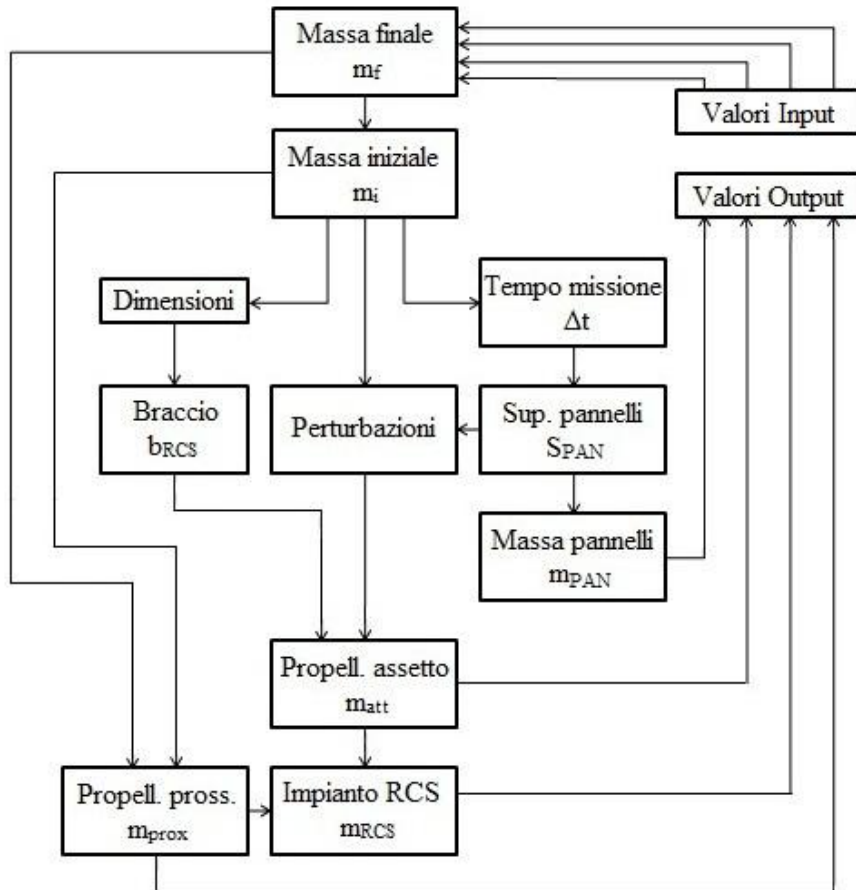


Figura 19: Metodo di calcolo ricorsivo

Questo metodo viene applicato separatamente per i due casi di controllo di assetto (chimico e a xenon), per le tre o quattro missioni di durata dei pannelli solari, per ogni livello di potenza (da 1 kW a 12 kW), e per ogni propulsore esaminato (sei modelli in tutto). In Figura 20 è riportato un albero che schematizza l'applicazione del metodo ai molteplici casi.

Veicolo Riutilizzabile a Bassa Spinta per Missioni Lunari basato sulla Stazione Spaziale Internazionale

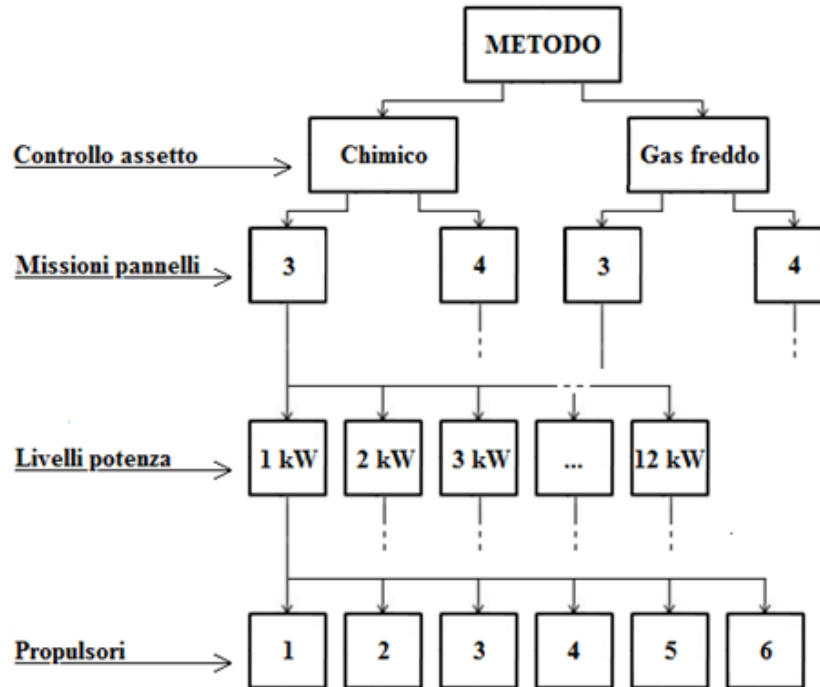


Figura 20: Albero di applicazione del metodo

Avendo ora un quadro generale della metodologia di studio, si possono descrivere i livelli di potenza e i modelli di propulsori esaminati.

3.8.1 Livelli di potenza e propulsori esaminati

Nell'analisi in questione si studiano dodici livelli indicativi di potenza propulsiva, da 1 kW a 12 kW. Come già detto in Sez. 2.8.1, questi livelli di potenza sono intesi come valori di metà vita dei pannelli (MOL, Middle of Life). L'analisi in questione fornisce quindi tempi di missione "medi", che devono poi essere confrontati con i requisiti di progetto.

Con diverse combinazioni di motori esistenti in commercio, si possono ottenere le potenze corrispondenti ai livelli indicati. Per gruppi di più propulsori, funzionanti in parallelo, si considerano multipli della potenza nominale. Per ogni propulsore, a scopo semplificato, si ipotizza che la spinta sia costante ai diversi livelli di potenza di impiego.

Di seguito sono brevemente descritti i propulsori presi in esame.

PPS1350 [110]. Il PPS1350 è un propulsore a effetto Hall, prodotto dalla francese Snecma. E' stato impiegato con successo nella missione SMART-1, totalizzando circa 5000 ore di accensione [73]. La Figura 21 mostra un modello di PPS1350.

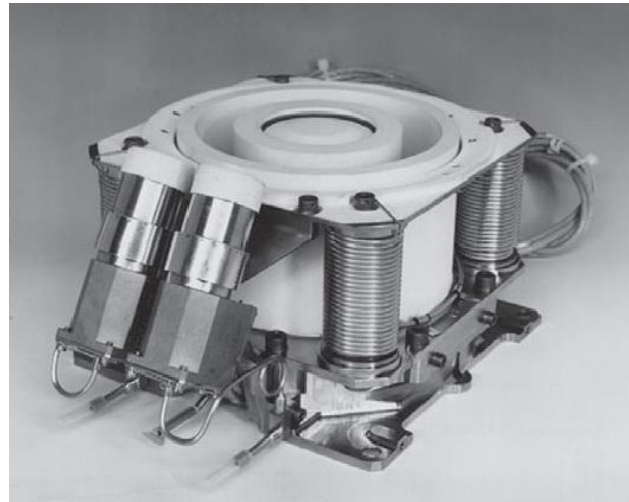


Figura 21: Propulsore PPS1350 [73]

In Tabella 11 sono riportate le prestazioni del propulsore.

Modello	PPS1350 (Hall)
Potenza nominale	1.500 W
Spinta	88 mN
Impulso Specifico	1.650 s
Efficienza	55%
Vita operativa	>10.500 ore
Massa (esclusa elettronica)	5,3 kg

Tabella 11: Caratteristiche del PPS1350 [110,111]

Questo propulsore viene studiato per livelli di 1 kW e 2 kW. Per livelli maggiori si considerano multipli della potenza nominale, cioè 3 kW, 4,5 kW, 6 kW, 7,5 kW e 9 kW. Non si considerano combinazioni di potenza superiore poiché il numero di propulsori che sarebbe necessario operare in parallelo diventa eccessivo.

T6 [113]. Il propulsore T6, prodotto dalla britannica Qinetiq, è un propulsore a griglia elettrostatica. Nell'analisi in questione è l'unico

Veicolo Riutilizzabile a Bassa Spinta per Missioni Lunari basato sulla Stazione Spaziale Internazionale

propulsore basato su questa tecnologia, mentre gli altri presi in considerazione in questo studio sono tutti propulsori a effetto Hall. Per la precisione si tratta di un propulsore di tipo Kaufman, cioè dispone di un “deflettore” che migliora la diffusione degli elettroni prodotti dal catodo [113]. In Figura 22 è visibile un modello di T6 alle durante un test nei laboratori del Jet Propulsion Laboratory, in California.

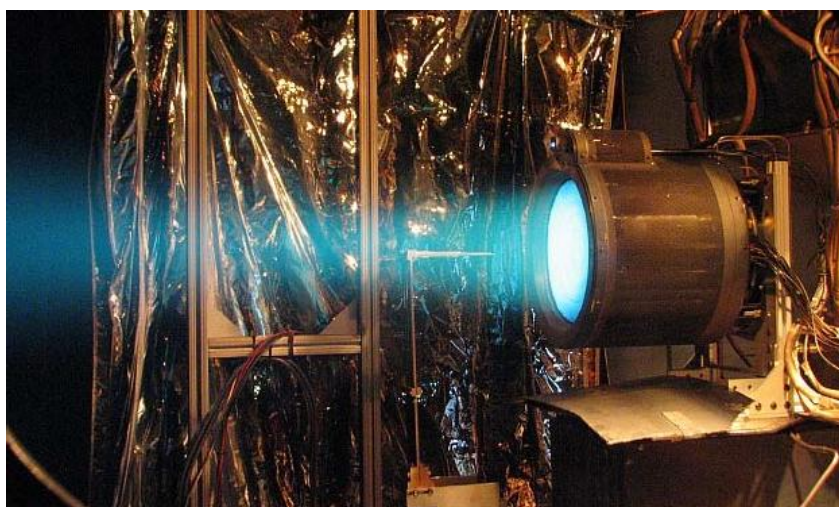


Figura 22: Propulsore T6 [113]

Si prevede di impiegare tale propulsore nella missione BepiColombo destinata all’ esplorazione di Mercurio [114]. In Tabella 12 sono riportate le caratteristiche del propulsore T6.

Modello	T6 (griglia elettr.)
Potenza nominale	4.500 W
Spinta	150 mN
Impulso Specifico	4.500 s
Efficienza	66%
Vita operativa	>15.000 ore
Massa (esclusa elettronica)	8,0 kg

Tabella 12: Caratteristiche del T6 [112,113,114]

Questo propulsore viene studiato per livelli di 4 e 5 kW. Si valutano anche coppie da 8, 9 e 10 kW, e la tripla da 12 kW.

PPS5000 [116]. Il PPS5000 è un propulsore a effetto Hall sviluppato dalla Snecma. In Figura 23 è riportata l’immagine di un prototipo di PPS5000.

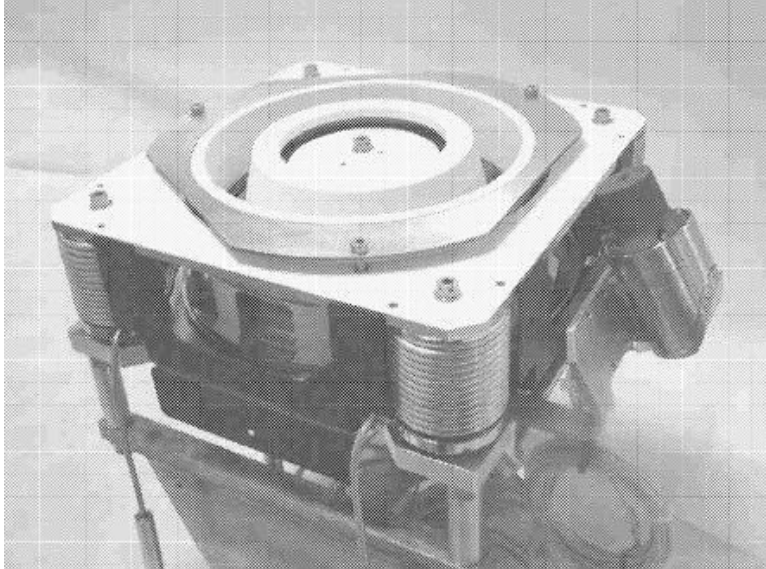


Figura 23: Propulsore PPS5000

In Tabella 13 sono riportate le caratteristiche del PPS5000.

Modello	PPS-5000 (Hall)
Potenza nominale	5.000 W
Spinta	235 mN
Impulso Specifico	2.300 s
Efficienza	50%
Vita operativa	10.000 ore
Massa (esclusa elettronica)	12,0 kg

Tabella 13: Caratteristiche del PPS5000 [116,117]

Questo propulsore viene studiato per 4, 5 e 6 kW, e per livelli superiori in coppie da 9, 10 e 11 kW.

SPT100 [118]. I propulsori a effetto Hall della famiglia SPT sono di produzione russa. Il modello SPT100 è già stato impiegato sul GALS, satellite russo per comunicazioni [118]. Un esemplare di SPT100 è illustrato in Figura 24.

Veicolo Riutilizzabile a Bassa Spinta per Missioni Lunari basato sulla Stazione Spaziale Internazionale

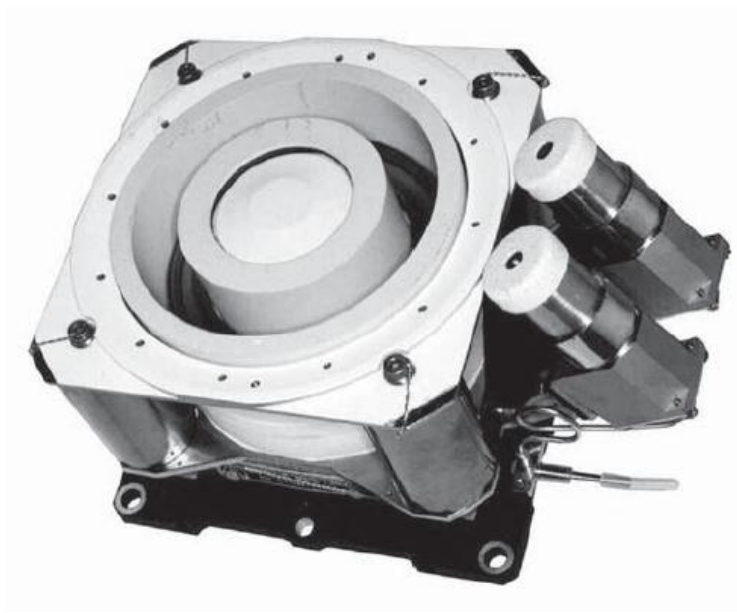


Figura 24: Propulsore SPT100 [73]

Le sue caratteristiche sono simili a quelle del propulsore europeo, come si vede in Tabella 14.

Modello	SPT100 (Hall)
Potenza nominale	1.500 W
Spinta	80 mN
Impulso Specifico	1.600 s
Efficienza	50%
Vita operativa	7.000 ore
Massa (esclusa elettronica)	4,0 kg

Tabella 14: Caratteristiche del SPT100 [118,119,121]

Questo propulsore viene studiato per livelli di 1 kW e 2 kW. Per potenze superiori si considerano multipli della potenza nominale fino a 9 kW, allo stesso modo di come viene fatto con il propulsore PPS-1350.

SPT140 [120]. Il propulsore a effetto Hall SPT140 appartiene alla famiglia degli SPT russi, ed è una versione maggiorata del SPT100. In Figura 25 è riportata una immagine del SPT140.



Figura 25: Propulsore SPT140

Il SPT140 si può vedere come il corrispondente russo dei T6 e PPS-5000. Le caratteristiche del propulsore sono riportate in Tabella 15.

Modello	SPT140 (Hall)
Potenza nominale	4.500 W
Spinta	250 mN
Impulso Specifico	1.800 s
Efficienza	55%
Vita operativa	10.000 ore
Massa (esclusa elettronica)	8,0 kg

Tabella 15: Caratteristiche del SPT140 [120,121]

Questo propulsore viene studiato per potenze di 4 e 5 kW, come anche in coppia per 8, 9 e 10 kW, e in tripla da 12 kW.

SPT200 [122]. Il propulsore a effetto Hall SPT200 ha una potenza superiore ai già visti SPT100 e SPT140. In Figura 26 è visibile il grosso propulsore montato su di un apposito supporto per i test sperimentali.

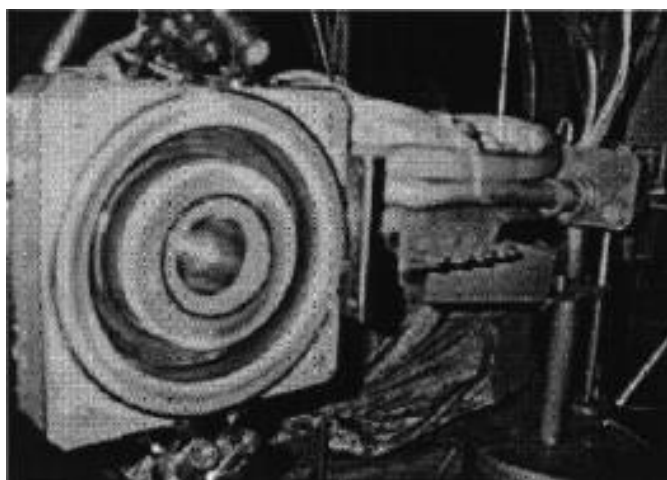


Figura 26: Propulsore SPT200

In Tabella 16 sono riportate le caratteristiche del propulsore.

Modello	SPT200 (Hall)
Potenza nominale	10.000 W
Spinta	500 mN
Impulso Specifico	2.800 s
Efficienza	63%
Vita operativa	15.000 ore
Massa (esclusa elettronica)	12,0 kg

Tabella 16: Caratteristiche del SPT200 [119,122]

Il SPT200 viene studiato per potenze di 9, 10 e 11 kW.

3.9 Risultati dell'analisi

Ogni livello di potenza si può ottenere con uno o più propulsori, scelti tra quelli prima descritti. In Tabella 17 sono riportate le configurazioni propulsive prese in esame. In particolare si evidenziano il numero di motori, azionati in parallelo, necessari e la potenza risultante esatta, non sempre uguale a quella indicativa. I propulsori vengono assegnati ai vari livelli di potenza seguendo le indicazioni sulle potenze di impiego riportate in Sez. 3.8.1. Per il PPS-1350 e il SPT-100 si limita l'impiego ai 9 kW, per evitare di installare gruppi di motori troppo numerosi.

Capitolo 3 – Analisi Preliminare di Missione

Propulsori		PPS1350	T6	PPS5000	SPT100	SPT140	STP200
Livelli							
1 kW	Quantità	1	-	-	1	-	-
	Potenza	1,0 kW	-	-	1,0 kW	-	-
2 kW	Quantità	1	-	-	1	-	-
	Potenza	2,0 kW	-	-	2,0 kW	-	-
3 kW	Quantità	2	-	-	2	-	-
	Potenza	3,0 kW	-	-	3,0 kW	-	-
4 kW	Quantità	3	1	1	3	1	-
	Potenza	4,5 kW	4,0 kW	4,0 kW	4,5 kW	4,0 kW	-
5 kW	Quantità	3	1	1	3	1	-
	Potenza	4,5 kW	5,0 kW	5,0 kW	4,5 kW	5,0 kW	-
6 kW	Quantità	4	-	1	4	-	-
	Potenza	6,0 kW	-	6,0 kW	6,0 kW	-	-
7 kW	Quantità	5	-	-	5	-	-
	Potenza	7,5 kW	-	-	7,5 kW	-	-
8 kW	Quantità	5	2	-	5	2	-
	Potenza	7,5 kW	8,0 kW	-	7,5 kW	8,0 kW	-
9 kW	Quantità	6	2	2	6	2	1
	Potenza	9,0 kW	9,0 kW	9,0 kW	9,0 kW	9,0 kW	9,0 kW
10 kW	Quantità	-	2	2	-	2	1
	Potenza	-	10 kW	10 kW	-	10 kW	10 kW
11 kW	Quantità	-	-	2	-	-	1
	Potenza	-	-	11 kW	-	-	11 kW
12 kW	Quantità	-	3	-	-	3	-
	Potenza	-	12 kW	-	-	12 kW	-

Tabella 17: Impiego dei propulsori sui vari livelli di potenza

L'analisi ricorsiva descritta in Sez. 3.8 si applica a tutte le situazioni propulsive riportate in Tabella 17. Una volta ottenuti i risultati si procede alla selezione delle soluzioni migliori. I risultati di questa analisi per ogni caso esaminato sono riportati in Appendice 2.

Per prima cosa si confrontano le due varianti con propulsori di assetto a monopropellente oppure a gas freddo. La variante chimica, grazie al maggiore impulso specifico (220 s contro i 30 s dell'altra soluzione), necessita di una riserva di propellente minore. Al contrario la variante del veicolo con controllo di assetto a gas freddo risulta essere più pesante. Tuttavia, l'aggravio di massa non è eccessivo, infatti molte soluzioni a gas freddo rimangono entro i limiti di massa imposti. Inoltre l'impianto a gas freddo non necessita di serbatoi dedicati, potendo attingere direttamente dai serbatoi principali, e l'intero impianto di alimentazione risulta essere più semplice. Anche le operazioni di rifornimento durante l'ormeggio sulla Stazione Spaziale sono

*Veicolo Riutilizzabile a Bassa Spinta per Missioni Lunari basato sulla
Stazione Spaziale Internazionale*

semplificate se non si hanno serbatoi aggiuntivi. In base a queste considerazioni si sceglie la soluzione con controllo di assetto alimentato a gas freddo, in questo caso xenon.

Per continuare la selezione delle configurazioni disponibili si applicano dei filtri sulle grandezze di interesse. Questi filtri sono imposti con la seguente priorità:

- 1. Soluzioni di massa ridotta, e in particolare quelle che non eccedono la massa iniziale di 766 kg, in modo da permettere un eventuale ricovero sulle piattaforme ELC, oltre che sulle capienti JEM-EF e ITS S3/P3, come descritto in Sez. 2.4.
- 2. Soluzioni che permettono di utilizzare i pannelli solari per più missioni.
- 3. Soluzioni che prevalgono dal punto di vista del tempo di missione (tempo massimo di 18 mesi, dai requisiti descritti in Sez. 2.2).

Le soluzioni che soddisfano il primo criterio sulla massa sono riportate in Tabella 18.

Controllo a gas freddo (xenon)					
		3 Missioni		4 Missioni	
Propulsori		T6	PPS5000	T6	PPS5000
Livelli					
4 kW	m_i (kg)	485	670	497	674
	m_f (kg)	338	330	346	332
	Δt (mesi)	22,2	17,0	23,0	17,1
	Pr. x St.	1 x 1	1 x 1	1 x 1	1 x 1
5 kW	m_i (kg)	551	-	602	-
	m_f (kg)	384	-	419	-
	Δt (mesi)	26,7	-	27,9	-
	Pr. x St.	1 x 1	-	1 x 2	-
8 kW	m_i (kg)	719	-	746	-
	m_f (kg)	501	-	519	-
	Δt (mesi)	16,6	-	16,9	-
	Pr. x St.	2 x 1	-	2 x 1	-

Tabella 18: Caratteristiche delle soluzioni soddisfacenti il vincolo di massa

Le caselle “Pr. x St.” indicano il numero di propulsori attivi in parallelo e il numero di stadi necessari, quest’ultimo superiore all’unità quando il tempo di missione supera la vita operativa del propulsore.

Queste soluzioni sono successivamente filtrate in base agli altri requisiti elencati. Per chiarire meglio il criterio di scelta, la selezione delle soluzioni viene raffigurata nello schema di Figura 27.

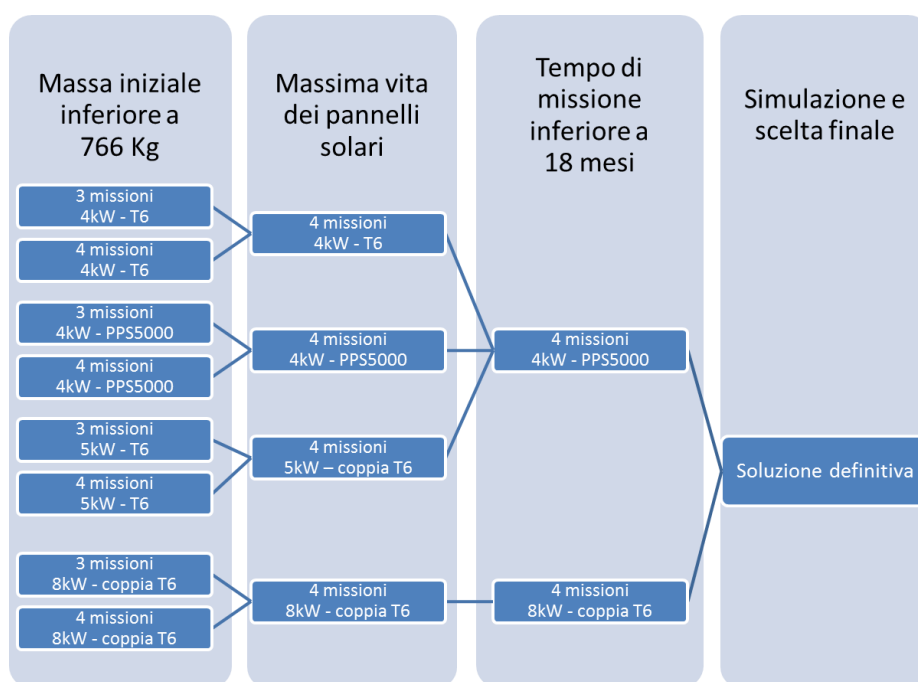


Figura 27: Criterio di scelta delle soluzioni più adatte

Come si vede dalle tabelle in Appendice 2 ben otto soluzioni soddisfano il vincolo sulla massa, tutte motorizzate con propulsori PPS5000 e T6. Vista la trascurabile differenza di massa, si escludono i pannelli dimensionati su tre missioni prevedendo invece una vita utile del veicolo di quattro missioni. Infine si hanno solo due configurazioni che soddisfano il limite di tempo, una motorizzata con un singolo PPS5000 e l’altra con una coppia di T6 agenti parallelamente. In pratica sono state selezionate le due soluzioni che meglio incorporano le caratteristiche di semplicità, leggerezza, longevità e rapidità. In Tabella 19 sono riassunte le caratteristiche delle due soluzioni scelte.

*Veicolo Riutilizzabile a Bassa Spinta per Missioni Lunari basato sulla
Stazione Spaziale Internazionale*

Configurazione propulsiva	4 kW – PPS5000	8 kW – coppia T6
Potenza MOL	4,0 kW	8,0 kW
Potenza BOL stimata	5,2 kW	10,4 kW
Potenza EOL stimata	3,1 kW	6,1 kW
Massa iniziale	674 kg	746 kg
Massa finale	332 kg	519 kg
Massa propellente	342 kg	227 kg
Propulsori	Singolo PPS5000	Coppia di T6
N° stadi propulsori	1	1
Spinta totale	235 mN	300 mN
Accelerazione media	$4,68 \times 10^{-4} \text{ m/s}^2$	$4,74 \times 10^{-4} \text{ m/s}^2$
Δt missione medio	514 gg – 17,1 mesi	508 gg – 16,9 mesi
Superficie pannelli BOL	12,5 m ²	23,4 m ²
Vita pannelli	4 missioni	4 missioni

Tabella 19: Caratteristiche delle soluzioni scelte

Queste sono le soluzioni finali della prima analisi descritta in questo capitolo. In Sez. 4 si effettua la simulazione delle due configurazioni con l'obiettivo di ottenere risultati più realistici e decidere quale sia la migliore.

Capitolo 3 – Analisi Preliminare di Missione

SIMULAZIONE DELLA MISSIONE

In questo capitolo si effettua una simulazione più accurata delle due configurazioni scelte in Sez. 3.9. Per effettuare la simulazione si fa uso del propagatore orbitale SATSLab, sviluppato presso Alta S.p.A [123].

4.1 *Introduzione a SATSLab*

SATSLab (*Spacecraft Attitude, Trajectory & Subsystem Laboratory*) è un simulatore che calcola la posizione, la velocità, e quindi lo stato dei sottosistemi per un veicolo spaziale [123]. Grazie a questo simulatore è possibile tenere conto della spinta generata da un propulsore elettrico e degli effetti sulla traiettoria orbitale causati da altre perturbazioni tipiche dell'ambiente spaziale (resistenza atmosferica, pressione di radiazione solare, influenze da terzo corpo e anomalie gravitazionali terrestri). Il simulatore dispone di finestre di dialogo in cui si introducono informazioni sull'orbita (elementi orbitali) e sul veicolo (massa, sistema

propulsivo e di generazione di potenza, superficie di pannelli solari). Si possono simulare diverse strategie di spinta chiedendo al simulatore di variare uno o più elementi orbitali, parallelamente o in sequenza. In Figura 28 è illustrata l'interfaccia grafica di SATSLab.



Figura 28: Interfaccia di dialogo SATSLab

Al termine della simulazione è possibile ottenere informazioni dettagliate sulla variazione degli elementi orbitali e della massa del veicolo, nonché sul comportamento dei sottosistemi durante la missione.

4.2 Simulazione delle configurazioni propulsive scelte

Prima di avviare la simulazione è necessario impostare le condizioni iniziali dell'orbita e le perturbazioni orbitali che si vogliono considerare. Si analizzano separatamente il trasferimento verso la Luna, la fuga lunare e il trasferimento di ritorno sull'orbita della Stazione Spaziale. In tutte le simulazioni si considerano agenti le perturbazioni dovute a resistenza atmosferica, pressione di radiazione solare, non omogeneità del campo gravitazionale terrestre e influenza gravitazionale di terzi corpi. In Tabella 20 sono riportate le condizioni di simulazione comuni alle varie fasi di missione.

*Veicolo Riutilizzabile a Bassa Spinta per Missioni Lunari basato sulla
Stazione Spaziale Internazionale*

Parametri	Valore impostato	
	PPS5000	2 x T6
Potenza generata	4.500 W costanti	8.500 W costanti
Potenza richiesta dai sottosistemi	260 W	260 W
Spinta propulsiva	235 mN	300 mN
Impulso specifico	2.300 s	4.500 s
Efficienza teorica	67%	82%
Capacità batterie	3.492 Wh	3.492 Wh
Minima carica delle batterie	70%	70%
Coefficiente aerodinamico	2,5	2,5
Superficie aerodinamica	15 m ²	26 m ²
Coefficiente di riflessione	1,0	1,0
Superficie di radiazione solare	15 m ²	26 m ²
Armoniche zonali	J ₁ ,J ₂ ,J ₃ ,J ₄ ,J ₅ ,J ₆	J ₁ ,J ₂ ,J ₃ ,J ₄ ,J ₅ ,J ₆
Terzi corpi	Sole, Luna	Sole, Luna

Tabella 20: Parametri di impostazione di SATSLab

A scopo cautelativo, come superficie esposta alla resistenza aerodinamica e alla radiazione solare si considera la superficie di celle solari stimata in prima analisi (Tabella 19, Sez. 3.9) maggiorata di due metri quadri e arrotondata per eccesso. Sono impostate le condizioni di spegnimento dei propulsori nei periodi di eclissi e in caso di superamento della DOD limite. Le prestazioni dei motori sono costanti nei periodi di accensione e indipendenti dall'energia generata.

Gli elementi orbitali assunti per l'orbita della ISS, considerata come orbita di partenza per il trasferimento di andata e come orbita di arrivo per il trasferimento di ritorno, sono riportati in Tabella 21.

Elemento orbitale ISS	Valore
Semi asse maggiore (<i>a</i>)	6.720 km
Eccentricità (<i>e</i>)	0,005
Inclinazione (<i>i</i>)	52°

Tabella 21: Elementi orbitali della ISS [34]

Per identificare l'orbita lunare si assumono gli elementi orbitali riportati in Tabella 22.

Elemento orbitale Luna	Valore
Semi asse maggiore (a)	385.000 km
Eccentricità (e)	0,05
Inclinazione (i)	18°

Tabella 22: Elementi orbitali della Luna [99]

Per il confronto e la scelta delle strategie di trasferimento si considerano la massa del veicolo e il tempo di trasferimento.

Tutte le simulazioni sono interrotte quando gli elementi orbitali dell'orbita differiscono da quelli richiesti di una quantità trascurabile. Per gli elementi orbitali della Luna si considera uno scostamento di 1000 km per il semi asse maggiore e di 0,01 per l'eccentricità. Per gli elementi orbitali della Stazione Spaziale si assumono scostamenti di 10 km per il semi asse maggiore e di 0,001 per l'eccentricità. In entrambi i casi si considera uno scostamento sull'inclinazione di 1°.

Per tutte le simulazioni si considera un tempo massimo di propagazione di 400 giorni. Per questo si regola l'impostazione di arresto della simulazione su tale tempo massimo.

4.2.1 Simulazione del trasferimento di andata

Si considera il veicolo inizialmente parcheggiato su di un'orbita che ha elementi orbitali identici a quella della ISS, riportati in Tabella 21. Questa è la situazione in cui termina la manovra di allontanamento dalla Stazione Spaziale e inizia il trasferimento orbitale. L'orbita di arrivo, cioè l'orbita lunare, è definita dagli elementi riportati in Tabella 22. Si simulano diverse strategie di trasferimento, cioè diverse sequenze di variazione degli elementi orbitali. Tra i dati immessi nel simulatore vi sono le masse iniziali delle due configurazioni propulsive esaminate, riportate in Sez. 3.9, 674 kg per la variante con un propulsore PPS5000 e 746 kg per la variante con due T6.

In questa analisi non si effettua un vero e proprio *rendezvous* con la Luna, infatti il veicolo raggiunge autonomamente l'orbita finale, senza sfruttare gli effetti vantaggiosi dovuti a una cattura lunare. Questa ipotesi facilita la simulazione del trasferimento non richiedendo di identificare una specifica finestra di tempo per la missione e fornisce risultati

Veicolo Riutilizzabile a Bassa Spinta per Missioni Lunari basato sulla Stazione Spaziale Internazionale

conservativi grazie al fatto che non si tiene conto dell'effetto attrattivo della Luna nelle ultime fasi del trasferimento.

4.2.1.1 - 1° Strategia - Variazione combinata di (a,i,e)

Per questa strategia si impiega la funzione di SATSLab che permette la variazione contemporanea degli elementi orbitali. I tre elementi, semi asse maggiore, eccentricità ed inclinazione, sono variati simultaneamente [123]. L'obiettivo impostato sul simulatore SATSLab è riassunto in Tabella 23.

Elemento variato	Target
Semi asse maggiore (<i>a</i>)	385.000 km
Eccentricità (<i>e</i>)	0,05
Inclinazione (<i>i</i>)	18°

Tabella 23: Prima strategia di andata

I risultati della prima strategia, per le due configurazioni propulsive esaminate, sono riportati in Tabella 24.

Risultati	PPS5000	2 x T6
Massa iniziale	674 kg	746 kg
Massa propellente	222 kg	188 kg
Massa finale	452 kg	558 kg
Tempo trasferimento	275 gg	347 gg

Tabella 24: Prima strategia di andata – Risultati

La richiesta di mantenere l'eccentricità entro il valore richiesto (0,05) rallenta il trasferimento impedendo di fatto di ottenere una traiettoria veloce e poco costosa. L'elevata variazione del semi-asse maggiore richiesta, infatti, comporta inevitabilmente una variazione istantanea dell'eccentricità dell'orbita anche oltre il valore imposto ostacolando la realizzazione del trasferimento.

4.2.1.2 - 2° Strategia - Variazione combinata di (a,i), correzione di (e)

Questa strategia differisce dalla prima per il fatto che la variazione di eccentricità viene effettuata successivamente al cambiamento di semi

Capitolo 4 – Simulazione della Missione

asse maggiore ed inclinazione. Gli obiettivi impostati sul simulatore sono riassunti in Tabella 25.

Elemento variato	Target
Semi asse maggiore (a)	385.000 km
Inclinazione (i)	18°
Eccentricità (e)	0,05

Tabella 25: Seconda strategia di andata

I risultati della seconda strategia, per le due configurazioni propulsive esaminate, sono riportati in Tabella 24.

Risultati	PPS5000	2 x T6
Massa iniziale	674 kg	746 kg
Massa propellente	206 kg	128 kg
Massa finale	468 kg	618 kg
Tempo trasferimento	255 gg	245 gg

Tabella 26: Seconda strategia di andata – Risultati

In questo caso, l'aver spostato il vincolo sull'eccentricità nella fase finale del trasferimento permette di ridurre il tempo di volo e la quantità di propellente consumato.

4.2.1.3 - 3° Strategia – Aumento di (a) e variazione combinata di (i,e)

In questo caso viene prima variato il semi asse maggiore, fino al *target* stabilito. Successivamente si variano contemporaneamente l'inclinazione e l'eccentricità. Gli obiettivi impostati sul simulatore sono riassunti in Tabella 27.

Elemento variato	Target
Semi asse maggiore (a)	385.000 km
Inclinazione (i)	18°
Eccentricità (e)	0,05

Tabella 27: Terza strategia di andata

I risultati della terza strategia, per le due configurazioni propulsive esaminate, sono riportati in Tabella 28.

*Veicolo Riutilizzabile a Bassa Spinta per Missioni Lunari basato sulla
Stazione Spaziale Internazionale*

Risultati	PPS5000	2 x T6
Massa iniziale	674 kg	746 kg
Massa propellente	199 kg	120 kg
Massa finale	475 kg	626 kg
Tempo trasferimento	238 gg	225 gg

Tabella 28: Terza strategia di andata – Risultati

Lo spostamento della variazione di inclinazione ad “alta quota” permette di guadagnare qualche giorno sui tempi di trasferimento.

4.2.1.4 - 4° Strategia – Cambio di (i) e variazione combinata di (a, e)

In questo caso viene prima variata l’inclinazione, fino al *target* stabilito. Successivamente si variano contemporaneamente il semi asse maggiore e l’eccentricità. Gli obiettivi impostati sul simulatore sono riassunti in Tabella 29.

Elemento variato	Target
Inclinazione (i)	18°
Semi asse maggiore (a)	385.000 km
Eccentricità (e)	0,05

Tabella 29: Quarta strategia di andata

I risultati della quarta strategia, per le due configurazioni propulsive esaminate, sono riportati in Tabella 28.

Risultati	PPS5000	2 x T6
Massa iniziale	674 kg	746 kg
Massa propellente	308 kg	>300 kg
Massa finale	366 kg	<400 kg
Tempo trasferimento	408 gg	>400 gg

Tabella 30: Quarta strategia di andata – Risultati

Come si vede la variazione di inclinazione a “bassa quota” allunga considerevolmente i tempi di trasferimento. Infatti in orbita bassa, essendo la velocità orbitale del veicolo molto elevata, è necessario imporre una variazione di velocità maggiore per variare l’inclinazione.

Capitolo 4 – Simulazione della Missione

4.2.1.5 - 5° Strategia – Variazione separata nell'ordine (a,i,e)

Si impiega ora la funzione di SATSLab che consente di variare gli elementi orbitali separatamente e consecutivamente, includendo tutte le manovre in una sola simulazione. Gli elementi orbitali sono variati nell'ordine di semi asse maggiore, inclinazione ed eccentricità. Gli obiettivi impostati sul simulatore sono riassunti in Tabella 31.

Elemento variato	Target
Semi asse maggiore (<i>a</i>)	385.000 km
Inclinazione (<i>i</i>)	18°
Eccentricità (<i>e</i>)	0,05

Tabella 31: Quinta strategia di andata

I risultati della quinta strategia, per le due configurazioni propulsive esaminate, sono riportati in Tabella 32.

Risultati	PPS5000	2 x T6
Massa iniziale	674 kg	746 kg
Massa propellente	202 kg	126 kg
Massa finale	472 kg	620 kg
Tempo trasferimento	245 gg	235 gg

Tabella 32: Quinta strategia di andata – Risultati

In questo caso i risultati sono simili alla terza strategia esaminata.

4.2.1.6 - 6° Strategia – Variazione separata nell'ordine (a,e,i)

Questa strategia prevede la variazione sequenziale degli elementi orbitali nell'ordine di semi asse maggiore, eccentricità ed inclinazione. Gli obiettivi impostati sul simulatore sono riassunti in Tabella 33.

Elemento variato	Target
Semi asse maggiore (<i>a</i>)	385.000 km
Eccentricità (<i>e</i>)	0,05
Inclinazione (<i>i</i>)	18°

Tabella 33: Sesta strategia di andata

*Veicolo Riutilizzabile a Bassa Spinta per Missioni Lunari basato sulla
Stazione Spaziale Internazionale*

I risultati della sesta strategia, per le due configurazioni propulsive esaminate, sono riportati in Tabella 34.

Risultati	PPS5000	2 x T6
Massa iniziale	674 kg	746 kg
Massa propellente	201 kg	121 kg
Massa finale	473 kg	625 kg
Tempo trasferimento	242 gg	228 gg

Tabella 34: Sesta strategia di andata – Risultati

In questo caso si hanno tempi di trasferimento e consumi molto simili a quelli ottenuti con la quinta strategia. Infatti le due strategie differiscono soltanto per l'inversione dell'ordine di esecuzione delle due manovre finali.

4.2.1.7 - 7° Strategia – Variazione separata nell'ordine (i,a,e)

Questa strategia prevede la variazione sequenziale degli elementi orbitali nell'ordine di inclinazione, semi asse maggiore ed eccentricità. Gli obiettivi impostati sul simulatore sono riassunti in Tabella 35.

Elemento variato	Target
Inclinazione (<i>i</i>)	18°
Semi asse maggiore (<i>a</i>)	385.000 km
Eccentricità (<i>e</i>)	0,05

Tabella 35: Settima strategia di andata

I risultati della settima strategia, per le due configurazioni propulsive esaminate, sono riportati in Tabella 34.

Risultati	PPS5000	2 x T6
Massa iniziale	674 kg	746 kg
Massa propellente	294 kg	190 kg
Massa finale	380 kg	556 kg
Tempo trasferimento	383 gg	396 gg

Tabella 36: Settima strategia di andata – Risultati

In questo caso, come accadeva per la 4° strategia, la variazione di inclinazione effettuata a bassa quota provoca una considerevole dilatazione dei tempi di volo.

4.2.1.8 - Scelta della strategia di andata migliore

Dall'analisi dei vari casi risulta che la strategia migliore, per entrambe le configurazioni propulsive, è la terza, sia dal punto di vista del tempo di trasferimento che dal punto di vista della spesa di propellente. Il confronto di tutte le strategie è riportato in Tabella 37.

Strategia	Elementi variati	PPS5000		2 × T6	
		Propellente (kg)	Tempo (gg)	Propellente (kg)	Tempo (gg)
1°	(a,i,e)	222	275	188	347
2°	(a,i), e	206	255	128	245
3°	a, (i,e)	199	238	120	225
4°	i, (a,e)	308	408	> 300	> 400
5°	a, i, e	202	245	126	235
6°	a, e, i	201	242	121	228
7°	i, a, e	294	383	190	396

Tabella 37: Risultati strategie per trasferimento di andata

Nella seconda colonna di Tabella 37, gli elementi orbitali che sono fatti variare contemporaneamente sono riportati tra parentesi. Dal confronto dei risultati si nota il vantaggio tecnologico del propulsore T6 che permette di risparmiare 79 kg di propellente al costo di un prolungamento della missione di soltanto 13 giorni.

Si riportano gli andamenti temporali degli elementi orbitali derivanti dalla simulazione del trasferimento di andata, seguendo la terza strategia esaminata, impiegando la configurazione propulsiva basata sul propulsore T6. In Figura 29 e in Figura 30 sono rappresentate la variazione comandata di semi asse maggiore e il conseguente aumento di eccentricità durante la prima fase di trasferimento lunare.

Veicolo Riutilizzabile a Bassa Spinta per Missioni Lunari basato sulla Stazione Spaziale Internazionale

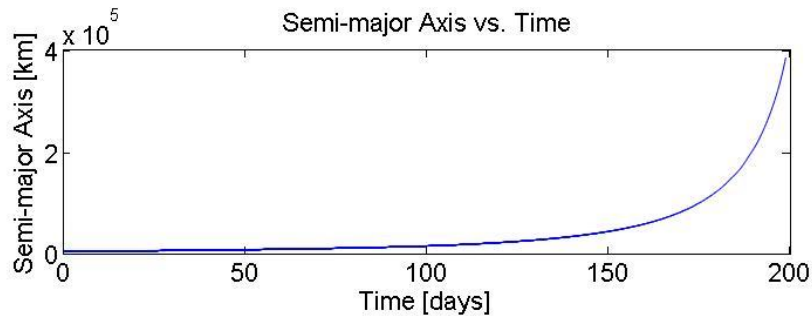


Figura 29: Variazione di a nel trasferimento di andata

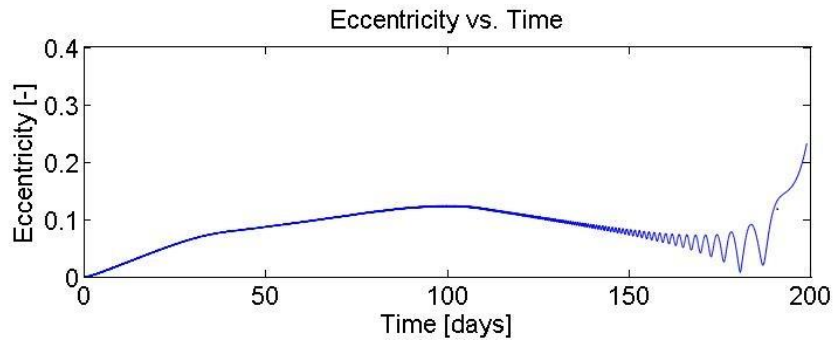


Figura 30: Variazione di e nel trasferimento di andata

Questa prima fase di incremento di a è seguita dalla correzione simultanea di eccentricità ed inclinazione, rappresentata in Figura 31 e in Figura 32.

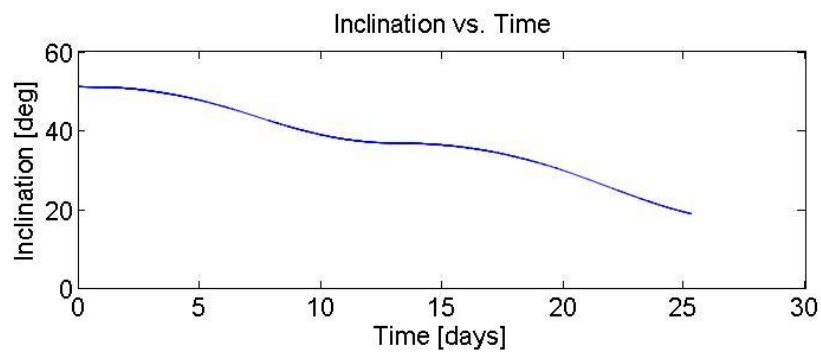


Figura 31: Correzione di i nel trasferimento di andata

Capitolo 4 – Simulazione della Missione

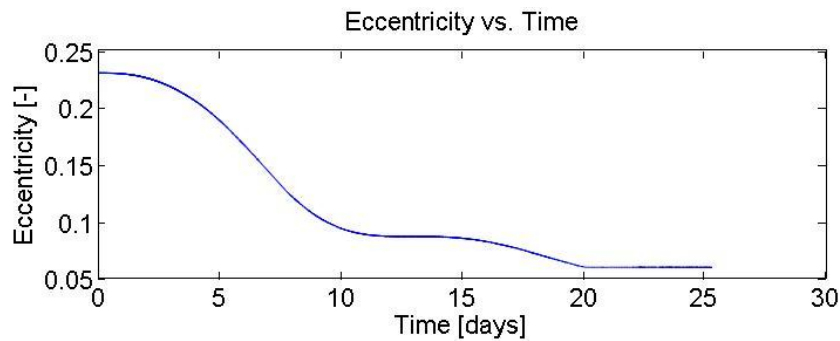


Figura 32: Correzione di e nel trasferimento di andata

La seconda fase di simulazione comprende anche un'istruzione sul mantenimento del semi asse maggiore, ottenuto dalla prima fase, che altrimenti tenderebbe a variare durante quest'ultima manovra.

Dopo aver presentato gli aspetti orbitali della simulazione, si riportano alcuni grafici che mostrano i flussi energetici dei sottosistemi durante il trasferimento verso la Luna. In Figura 33 e Figura 34 sono visibili la potenza generata e la potenza consumata durante i primi istanti del volo di andata. Tale andamento, dovuto al susseguirsi di eclissi, rimane uguale fino al giorno 108. Nel periodo successivo il veicolo è sempre illuminato e si ha generazione costante di potenza da parte dei pannelli solari.

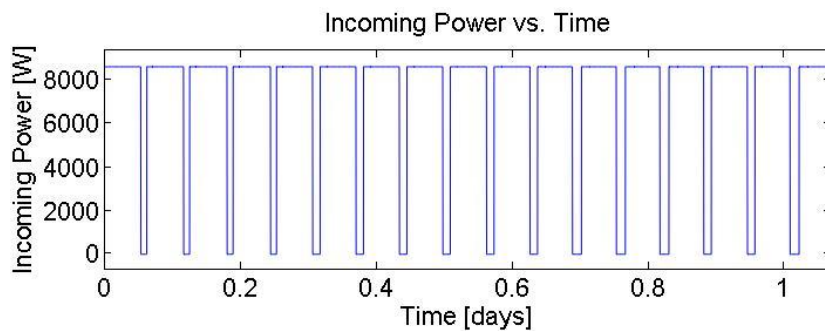


Figura 33: Potenza generata nel volo di andata

Veicolo Riutilizzabile a Bassa Spinta per Missioni Lunari basato sulla Stazione Spaziale Internazionale

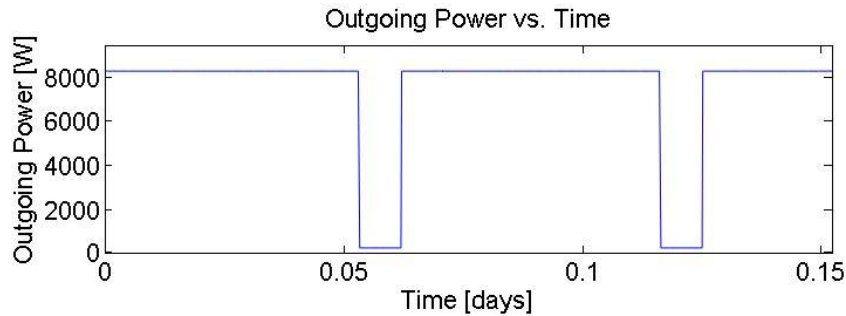


Figura 34: Potenza assorbita dai sottosistemi nel volo di andata

In Figura 35 è riportata la scarica delle batterie. La linea rossa rappresenta il limite minimo di scarica impostato in SATSLab.

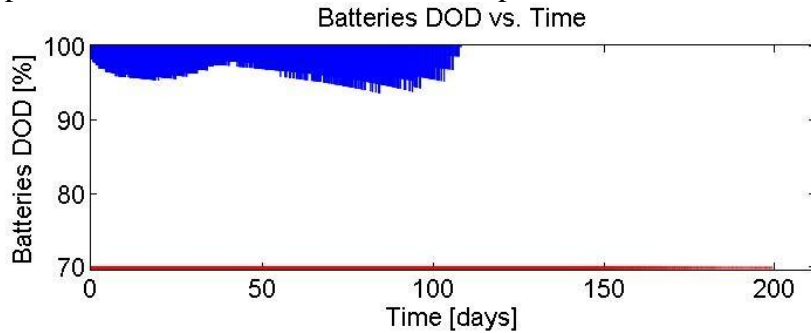


Figura 35: Profondità di scarica delle batterie nel volo di andata

Come si nota la generosa capacità energetica stabilita in fase di dimensionamento preliminare è più che sufficiente a sostenere i sottosistemi durante i periodi di eclissi. Questo anche grazie al fatto che si è scelto di spegnere i propulsori orbitali durante tali periodi.

4.2.2 Simulazione della fuga lunare

Si considera il veicolo inizialmente parcheggiato su di un'orbita selenocentrica circolare, a una quota di 460 km sulla superficie lunare. Per simulare la fuga lunare si introduce nel simulatore il comando di aumento di semiasse maggiore, imponendo come condizione di fine simulazione il raggiungimento dell'eccentricità unitaria. Si inserisce, come obiettivo da raggiungere, un semiasse di 100.000 km, anche se, visto il limite imposto sull'eccentricità, la simulazione si arresta prima

del raggiungimento di tale obiettivo. I risultati della simulazione della fuga lunare sono riportati in Tabella 38.

Risultati	PPS5000	2 x T6
Massa iniziale	477 kg	626 kg
Massa propellente	27 kg	17 kg
Massa finale	450 kg	609 kg
Tempo trasferimento	30 gg	31 gg

Tabella 38: Fuga lunare - Risultati

Come si può notare, i valori di massa iniziale introdotti nel simulatore sono i valori finali della simulazione del volo di andata, nel caso della migliore strategia scelta in Sez. 4.2.1 (terza strategia). Le eventuali spese di tempo e propellente relative alla permanenza lunare non sono incluse in questa analisi. Anche in questo caso le due configurazioni propulsive impiegano circa lo stesso tempo per abbandonare la Luna, ma con il T6 si ha una notevole riduzione dei consumi.

Per la fuga lunare effettuata con la configurazione propulsiva dotata di propulsore T6 si riportano, in Figura 36, Figura 37 e Figura 38, gli andamenti dell'eccentricità e dei flussi energetici. Come si vede in Figura 36 la simulazione si arresta al raggiungimento dell'eccentricità unitaria, che rappresenta la condizione di fuga.

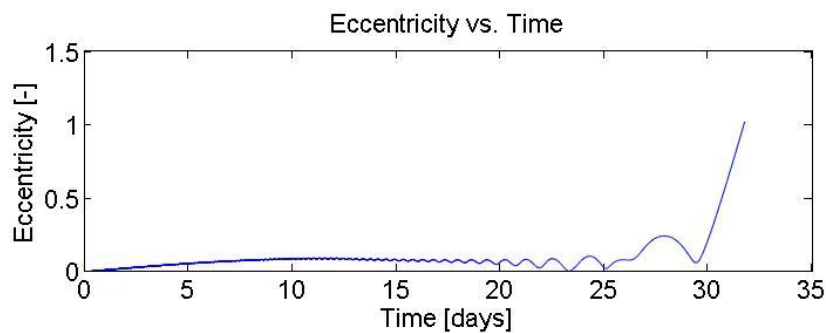


Figura 36: Variazione di e per la fuga lunare

Veicolo Riutilizzabile a Bassa Spinta per Missioni Lunari basato sulla Stazione Spaziale Internazionale

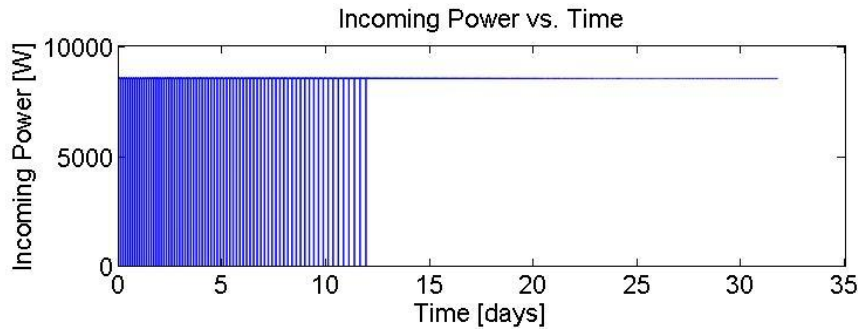


Figura 37: Potenza generata durante la fuga lunare

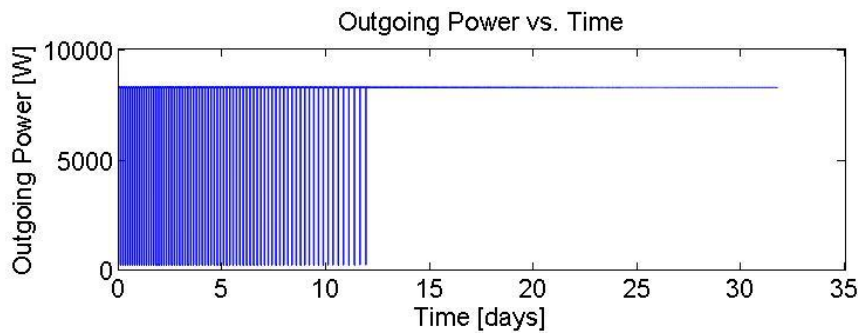


Figura 38: Potenza assorbita dai sottosistemi durante la fuga lunare

L'andamento dei cicli di carica delle batterie, durante la fuga lunare, è riportata in Figura 39.

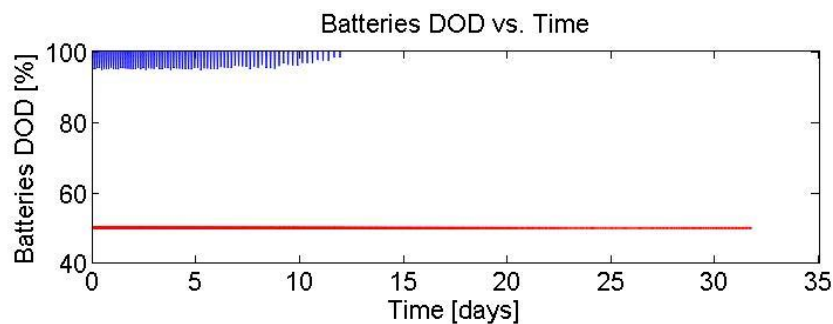


Figura 39: Profondità di scarica delle batterie durante la fuga lunare

Si notino gli effetti dei periodi di eclissi che si verificano nei primi 13 giorni, quando il veicolo è ancora vicino alla Luna.

4.2.3 Simulazione del trasferimento di ritorno

Si considera il veicolo inizialmente parcheggiato su di un'orbita geocentrica che ha elementi orbitali identici a quella della Luna, riportati in Tabella 22. Questa è una ipotesi cautelativa poiché, effettuando la fuga lunare in modo opportuno, il veicolo si immetterebbe su di un'orbita geocentrica di semi asse maggiore inferiore a quello della Luna, quindi in una situazione più vantaggiosa rispetto a quella considerata.

L'orbita di arrivo, cioè l'orbita della Stazione Spaziale, è definita dagli elementi riportati in Tabella 21. Anche in questo caso si simulano diverse strategie di trasferimento, cioè diverse sequenze di variazione degli elementi orbitali. Le masse iniziali introdotte nel simulatore sono le masse finali della simulazione della fuga lunare.

4.2.3.1 - 1° Strategia - Variazione combinata di (a,i,e)

Allo stesso modo di come si è fatto per la simulazione del volo di andata, si valuta una strategia di cambiamento simultaneo dei tre parametri orbitali. Gli obiettivi impostati sul simulatore sono riassunti in Tabella 39.

Elemento variato	Target
Semi asse maggiore (a)	6.720 km
Eccentricità (e)	0,005
Inclinazione (i)	52°

Tabella 39: Prima strategia di ritorno

I risultati della prima strategia, per le due configurazioni propulsive esaminate, sono riportati in Tabella 40.

Risultati	PPS5000	2 x T6
Massa iniziale	450 kg	609 kg
Massa propellente	>200 kg	>200 kg
Massa finale	<200 kg	<400 kg
Tempo trasferimento	>400 gg	>400 gg

Tabella 40: Prima strategia di ritorno – Risultati

Veicolo Riutilizzabile a Bassa Spinta per Missioni Lunari basato sulla Stazione Spaziale Internazionale

In questo caso il simulatore tende a mantenere l'orbita approssimativamente circolare sin dai primi istanti del trasferimento. La riduzione di semi asse maggiore causa un naturale incremento dell'eccentricità, la quale eccede facilmente il limite imposto (0,005). In questa situazione il simulatore è costretto a intervenire frequentemente su di essa, rallentando così la diminuzione di semi asse maggiore. Questo provoca un allungamento dei tempi di trasferimento, che eccedono il limite temporale imposto per tutte le simulazioni (400gg).

4.2.3.2 - 2° Strategia - Variazione combinata di (a,i) e correzione di (e)

Questa strategia di ritorno differisce dalla prima per lo spostamento della manovra di variazione di eccentricità a bassa quota. La mancanza di controllo sull'eccentricità, nelle prime fasi di trasferimento, porta però il veicolo su orbite molto eccentriche con quote di perigeo molto basse. Queste oscillazioni sempre più ampie del raggio (distanza dal centro della Terra) portano all'impatto del veicolo in atmosfera terrestre prima che questo inizi la manovra di variazione di eccentricità provocando quindi l'interruzione della simulazione. Per ovviare a questo problema è necessario correggere il valore dell'eccentricità a una quota superiore a quella di arrivo, in modo da limitare l'aumento eccessivo di questo elemento. Per stabilire in corrispondenza di quale valore del semi asse maggiore convenga iniziare a ridurre l'eccentricità dell'orbita si simulano diversi valori di prova compresi tra 6.720 km e 200.000 km per entrambe le configurazioni propulsive in esame. Avendo fallito il primo tentativo in cui è stato comandato di iniziare la correzione di e solo dopo aver soddisfatto la condizione $a=6720$ km (e inclinazione di 52°), si effettuano tentativi con valori superiori del semi asse maggiore di arrivo. Si stabiliscono quindi i valori di a che possono essere raggiunti senza che si verifichi la distruzione del veicolo in atmosfera terrestre (e quindi l'interruzione della simulazione). Gli elementi orbitali e la massa del veicolo al raggiungimento del valore impostato di a sono usati come dati di partenza per simulare la seconda fase di missione, in cui viene comandato il completamento della riduzione di a con controllo sull'eccentricità.

I risultati delle prove per il veicolo motorizzato con il PPS5000, sono riportati in Tabella 41.

Capitolo 4 – Simulazione della Missione

Semi asse maggiore di partenza (km)	Semi asse maggiore di controllo su <i>e</i> (km)	Tempo di trasferimento (gg)
385.000	6.720	×
--	10.000	×
--	15.000	×
--	20.000	×
--	25.000	×
--	30.000	×
--	50.000	181
--	75.000	177
--	90.000	174
--	100.000	173
--	110.000	174
--	125.000	175
--	150.000	175
--	200.000	176

Tabella 41: PPS5000 - Prove sul semi asse maggiore di controllo su *e* (“×” = simulazione interrotta per impatto in atmosfera)

Le prove per la versione con doppio T6 sono riportate in Tabella 42.

Semi asse maggiore di partenza (km)	Semi asse maggiore di controllo su <i>e</i> (km)	Tempo di trasferimento (gg)
385.000	6.720	×
--	10.000	×
--	15.000	×
--	20.000	×
--	25.000	×
--	30.000	229
--	50.000	211
--	75.000	204
--	90.000	205
--	100.000	200
--	110.000	201
--	125.000	200
--	150.000	200
--	200.000	201

Tabella 42: Coppia T6 – Prove sul semi asse maggiore di controllo su *e* (“×” = simulazione interrotta per impatto in atmosfera)

I simboli “×” stanno a significare che si è verificato l’impatto in atmosfera prima di raggiungere la quota intermedia desiderata. Si nota

Veicolo Riutilizzabile a Bassa Spinta per Missioni Lunari basato sulla Stazione Spaziale Internazionale

che in entrambi i casi i tempi diminuiscono all'aumentare del semi asse maggiore intermedio, fino a 100.000 km. Al di sopra di tale valore non si hanno più vantaggi sensibili nell'aumento di questa variabile. Si sceglie quindi di iniziare a limitare l'eccentricità in corrispondenza di questo valore del semi asse maggiore. Gli obiettivi impostati sul simulatore sono riassunti in Tabella 43.

Elemento variato	Target
Semi asse maggiore (<i>a</i>)	100.000 km
Inclinazione (<i>i</i>)	52°
Semi asse maggiore (<i>a</i>)	6.720
Eccentricità (<i>e</i>)	0,005

Tabella 43: Seconda strategia di ritorno

I risultati della seconda strategia, per le due configurazioni propulsive esaminate, sono riportati in Tabella 44.

Risultati	PPS5000	2 x T6
Massa iniziale	450 kg	609 kg
Massa propellente	144 kg	105 kg
Massa finale	306 kg	504 kg
Tempo trasferimento	173 gg	200 gg

Tabella 44: Seconda strategia di ritorno – Risultati

Si noti inoltre che con questa strategia “spezzata” a 100.000 km si ha che il cambio di inclinazione viene effettuato totalmente ad alta quota. Questo provoca una riduzione dei tempi di trasferimento.

*4.2.3.3 - 3° Strategia - Variazione combinata di (*a,e*) e cambio di (*i*)*

Si effettua una prova di trasferimento di ritorno alla ISS con controllo sull'eccentricità, seguita poi da un cambio di inclinazione effettuato a bassa quota. Gli obiettivi impostati sul simulatore sono riassunti in Tabella 45.

Elemento variato	Target
Semi asse maggiore (<i>a</i>)	6.720 km
Eccentricità (<i>e</i>)	0,005
Inclinazione (<i>i</i>)	52°

Tabella 45: Terza strategia di ritorno

I risultati della terza strategia, per le due configurazioni propulsive esaminate, sono riportati in Tabella 46.

Risultati	PPS5000	2 x T6
Massa iniziale	450 kg	609 kg
Massa propellente	>200 kg	>200 kg
Massa finale	<200 kg	<400 kg
Tempo trasferimento	>400 gg	>400 gg

Tabella 46: Terza strategia di ritorno – Risultati

In controllo continuo sull'eccentricità e la manovra di cambio di inclinazione effettuata in orbita bassa aumentano considerevolmente i tempi di trasferimento. Infatti anche in questo caso, come nella prima strategia, i tempi di volo eccedono il limite temporale imposto per tutte le simulazioni (400gg).

4.2.3.4 - 4° Strategia - Variazione separata nell'ordine (*i, a, e*)

Questa strategia consiste nell'effettuare il cambio di inclinazione alla quota massima, e successivamente scendere sull'orbita della Stazione Spaziale, dove poi correggere l'eccentricità dell'orbita. Questa è la funzione di SATSLab che permette di variare gli elementi orbitali desiderati separatamente e consecutivamente, effettuando una sola simulazione. Anche in questo caso si presenta il problema dell'aumento eccessivo di eccentricità, durante il trasferimento di ritorno, che porta il veicolo a impattare in atmosfera, come descritto in Sez. 4.2.3.2. E' quindi necessario controllare l'eccentricità in modo da impedirne un eccessivo aumento. L'idea è quella di effettuare una o più correzioni di *e* intermedie, in modo da effettuare un trasferimento di ritorno a "gradini", evitando il raggiungimento di valori di eccentricità sconvenienti. Dalle prove risulta che servono un minimo di tre correzioni di eccentricità intermedie per poter effettuare la manovra di riduzione di semi asse maggiore da 385.000 km a 6.720 km. Il criterio di scelta di questi tre gradini intermedi si può capire meglio con l'ausilio di Tabella 47 e di Tabella 48. In pratica si effettua una prima prova con una sola correzione di eccentricità, e si aumenta la quota finché non si ottiene la stabilizzazione del veicolo su questa orbita intermedia. Successivamente il simulatore fa scendere il veicolo verso l'orbita di arrivo, ottenendo comunque l'impatto. Serve quindi una seconda orbita intermedia, da trovare allo stesso modo di come si è fatto nel primo caso. Risultando

Veicolo Riutilizzabile a Bassa Spinta per Missioni Lunari basato sulla Stazione Spaziale Internazionale

anche questa insufficiente per il completamento del trasferimento, si aggiunge una terza orbita correttiva. Da quest'ultima il veicolo riesce finalmente a scendere sull'orbita della Stazione Spaziale. Per le varie orbite intermedie si provano variazioni di semi asse maggiore per confrontare i diversi tempi di trasferimento.

In Tabella 47 sono riportati i semi assi maggiori di prova e i tempi di trasferimento per il caso motorizzato con singolo PPS5000.

Orbita di partenza (km)	1° Circ.	2° Circ.	3° Circ.	Orbita di arrivo (km)	T_R (gg)
385.000	6.720	×			
--	10.000	×			
--	20.000	×			
--	30.000	×			
--	40.000	6.720	×		
--	--	7.000	×		
--	--	8.000	×		
--	--	8.500	6.720	×	
--	--	--	7.000	6.720	197
--	--	--	7.500	6.720	×
--	--	9.000	7.000	×	
--	50.000	8.500	7.000	6.720	198
--	75.000	8.500	7.000	6.720	184
--	100.000	8.500	7.000	6.720	191
--	125.000	8.500	×		
--	150.000	8.500	×		
--	175.000	8.500	×		
--	200.000	8.500	×		

Tabella 47: PPS5000 – Prove sulle correzioni intermedie
 (“×” = simulazione interrotta per impatto in atmosfera)

In Tabella 48 sono riportati i semi assi maggiori di prova e i tempi di trasferimento per la configurazione con i due propulsori T6.

Orbita di partenza (km)	1° Circ.	2° Circ.	3° Circ.	Orbita di arrivo (km)	T_R (gg)
385.000	6.720	×			
--	10.000	×			
--	20.000	×			
--	30.000	6.720	×		
--	--	7.000	×		
--	--	8.000	6.720	×	
--	--	--	7.000	6.720	224
--	--	--	7.500	6.720	×
--	--	8.500	6.720	×	

Capitolo 4 – Simulazione della Missione

--	--	--	7.000	6.720	238
--	--	--	7.500	6.720	×
--	--	9.000	7.000	×	
--	40.000	8.500	7.000	6.720	228
--	50.000	8.500	7.000	6.720	225
--	75.000	8.500	7.000	6.720	219
--	100.000	8.500	7.000	6.720	201
--	125.000	8.500	7.000	6.720	216
--	150.000	8.500	×		
--	175.000	8.500	×		
--	200.000	8.500	×		

Tabella 48: Coppia T6 – Prove sulle correzioni intermedie (“×” = simulazione interrotta per impatto in atmosfera)

Il simbolo “×” sta a significare che il veicolo è sceso sotto la quota minima di perigeo (impatto in atmosfera) prima di raggiungere l’obiettivo sul semi asse maggiore assegnato. Con T_R si indica il tempo di trasferimento per il ritorno, mentre la riga in grassetto identifica la strategia migliore.

Una volta definite le quote ottimali, si riporta in Tabella 49 la sequenza di istruzioni inserite nel simulatore.

Elemento variato	Target	
	PPS5000	2 x T6
Inclinazione (i)	52°	52°
Semi asse maggiore (a)	75.000 km	100.000 km
Eccentricità (e)	0,005	0,005
Semi asse maggiore (a)	8.500 km	8.500 km
Eccentricità (e)	0,005	0,005
Semi asse maggiore (a)	7.000 km	7.000 km
Eccentricità (e)	0,005	0,005
Semi asse maggiore (a)	6.720 km	6.720 km
Eccentricità (e)	0,005	0,005

Tabella 49: Quarta strategia di ritorno

Per le correzioni intermedie si impone un valore di eccentricità di 0,005, cioè uguale a quello dell’orbita finale di arrivo.

I risultati della quarta strategia, per le due configurazioni propulsive esaminate, sono riportati in Tabella 50.

*Veicolo Riutilizzabile a Bassa Spinta per Missioni Lunari basato sulla
Stazione Spaziale Internazionale*

Risultati	PPS5000	2 x T6
Massa iniziale	450 kg	609 kg
Massa propellente	148 kg	106 kg
Massa finale	302 kg	503 kg
Tempo trasferimento	184 gg	201 gg

Tabella 50: Quarta strategia di ritorno – Risultati

La scelta delle giuste combinazioni di quote di correzione permette di ottenere tempi di trasferimento ridotti, di poco superiori a quelli ottenuti con la seconda strategia di ritorno.

4.2.3.5 Scelta della strategia di ritorno migliore

Dall'analisi delle simulazioni dei trasferimenti di ritorno risulta che la strategia migliore è la seconda, cioè quella che prevede la variazione di semi asse maggiore ed inclinazione fino a 100.000 km, e successivamente la continuazione della riduzione di a con controllo sull'eccentricità. Il confronto tra i risultati delle varie strategie è riportato in Tabella 51.

Strategia	Elementi variati	PPS5000		2 x T6	
		Propellente (kg)	Tempo (gg)	Propellente (kg)	Tempo (gg)
1°	(a, i, e)	> 200	> 400	> 200	> 400
2°	$(a, i), e$	144	173	105	200
3°	$(a, e), i$	> 200	> 400	> 200	> 400
4°	i, a, e	148	184	106	201

Tabella 51: Risultati strategie per trasferimento di ritorno

Nella seconda colonna di Tabella 51, gli elementi orbitali che sono fatti variare contemporaneamente sono riportati tra parentesi. Anche in questo caso la configurazione dotata di propulsore T6 eccelle in quanto a consumo di propellente, permettendo il risparmio di circa 40 kg di xenon al solo costo di prolungare il trasferimento di circa 27 giorni.

Si riportano i grafici per il volo di rientro, effettuato seguendo la seconda strategia sperimentata per questa parte di missione, impiegando la motorizzazione basata sul propulsore T6. Come descritto in Sez. 4.2.3.2 la prima fase di trasferimento prevede la discesa a 100.000 km di quota

accompagnata dal cambio di inclinazione. In Figura 40 e Figura 41 sono riportate le variazioni temporali dei due elementi.

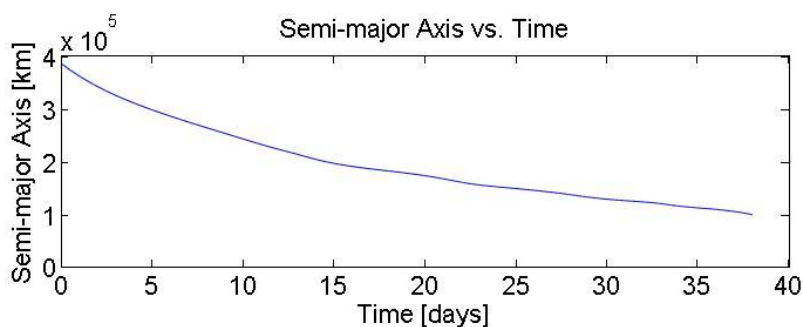


Figura 40: Variazione di a nel trasferimento di ritorno (1° fase)

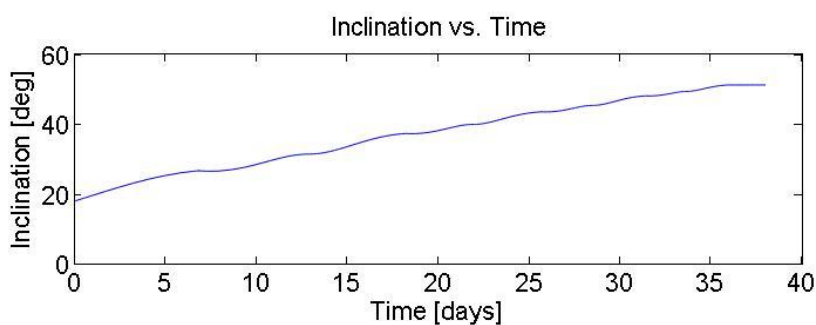


Figura 41: Variazione di i nel trasferimento di ritorno (1° fase)

Le variazioni di a ed i comandate al simulatore provocano il naturale aumento di eccentricità durante la discesa. Questa variazione è riportata in Figura 42.

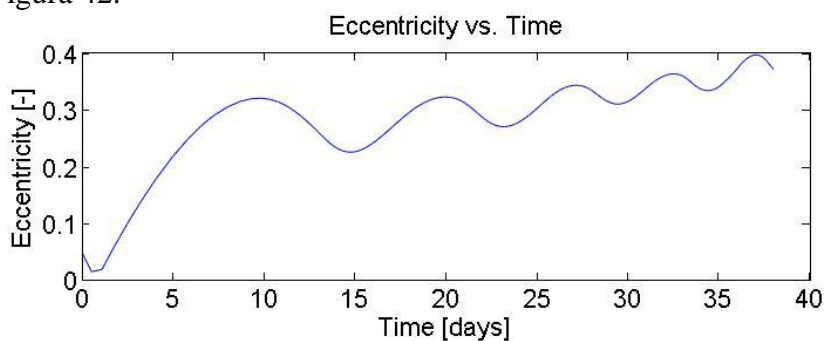


Figura 42: Variazione di e nel trasferimento di ritorno (1° fase)

Si riportano inoltre i grafici della seconda fase di trasferimento, in cui il veicolo scende al di sotto dei 100.000 km ed entra in gioco il controllo

Veicolo Riutilizzabile a Bassa Spinta per Missioni Lunari basato sulla Stazione Spaziale Internazionale

sull'eccentricità. Gli andamenti temporali di semi asse maggiore ed eccentricità sono riportati in Figura 43 e Figura 44.

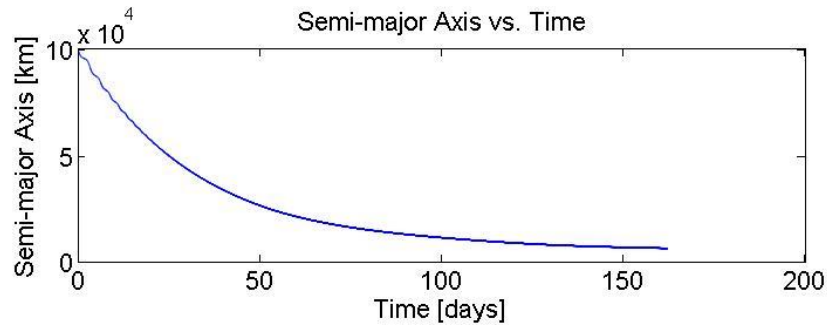


Figura 43: Variazione di a nel trasferimento di ritorno (2° fase)

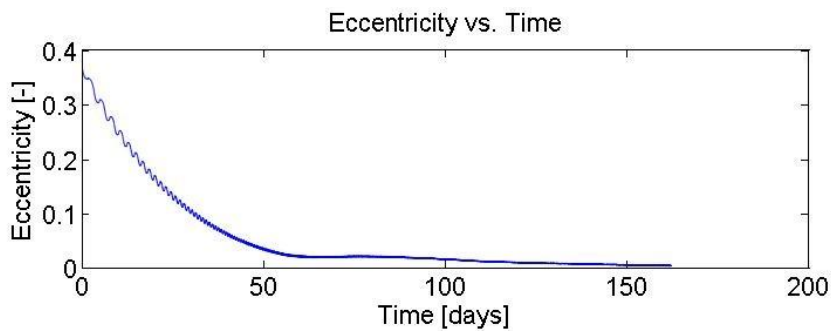


Figura 44: Variazione di e nel trasferimento di ritorno (2° fase)

Come si vede il vincolo sull'eccentricità corregge l'orbita fino alla fine del trasferimento di ritorno.

L'entità dei flussi energetici è simile a quella del volo di andata, con la sola differenza che gli effetti delle eclissi sono concentrati nella fase finale del trasferimento anziché in quella iniziale. Si riportano per motivi di completezza, in Figura 45 e Figura 46 i grafici per la seconda fase di discesa nella quale si verificano le eclissi.

Capitolo 4 – Simulazione della Missione

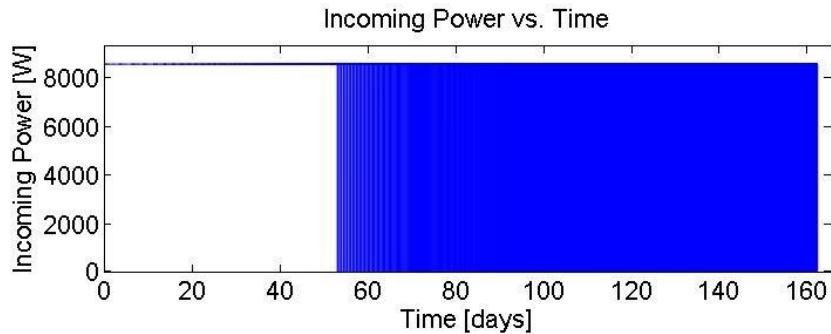


Figura 45: Potenza generata nel volo di ritorno (2° fase)

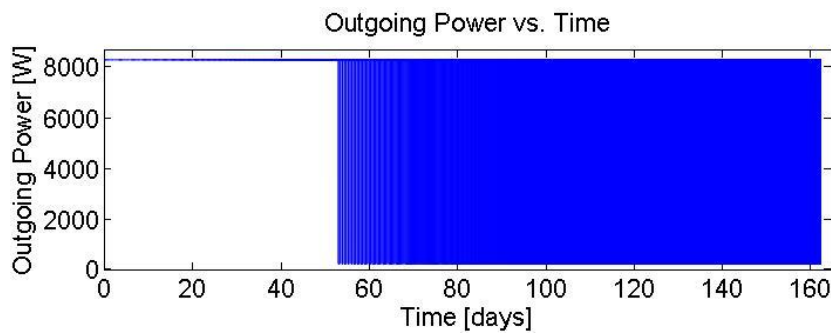


Figura 46: Potenza assorbita dai sottosistemi nel volo di ritorno (2° fase)

Si riporta inoltre, in Figura 47, l'andamento dei cicli energetici delle batterie per la seconda fase di discesa.

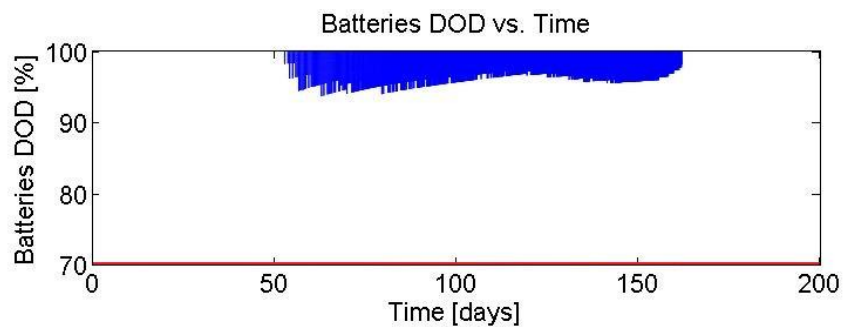


Figura 47: Profondità di scarica delle batterie nel volo di ritorno (2° fase)

Anche in questa fase di missione, grazie alla generosa riserva di energia stabilita in Sez. 3, non si supera il limite minimo di scarica delle batterie.

4.3 Analisi e confronto dei risultati

Considerando i risultati delle tre strategie migliori si ottengono il tempo di missione e il propellente consumato totali per entrambe le configurazioni propulsive. Questi risultati sono confrontati con quelli di prima analisi, descritti in Tabella 19, Sez. 3.9. Tale confronto è riportato in Tabella 52 e in Tabella 53.

4 kW – PPS5000	Prima stima	Simulazione
Massa iniziale	674 kg	674 kg
Massa finale	331 kg	306 kg
Massa propellente	343 kg	368 kg
Tempo di missione	514 gg 17,1 mesi	441 gg 14,7 mesi

Tabella 52: PPS5000 - Confronto dei risultati

8 kW – Coppia T6	Prima stima	Simulazione
Massa iniziale	746 kg	746 kg
Massa finale	519 kg	504 kg
Massa propellente	227 kg	242 kg
Tempo di missione	508 gg 16,9 mesi	456 gg 15,2 mesi

Tabella 53: Coppia T6 – Confronto dei risultati

La differenza più rilevante, come già accennato in Sez. 4.2.1, Sez. 4.2.2 e Sez. 4.2.3, è sul consumo di propellente che pende a favore del propulsore a griglia elettrostatica, grazie all'elevato impulso specifico. Infatti la variante dotata di T6 necessita di ben 126 kg di xenon in meno per completare la missione. Questo risparmio di propellente alleggerisce il veicolo anche a fronte dell'aggravio di massa dovuto alla maggiore potenza installata, derivante principalmente dai pannelli solari e dall'elettronica di controllo. Inoltre questa versione presenta una generosa massa a vuoto che lascia ampi margini di carico nella fase di definizione dell'assemblaggio del veicolo. Viene quindi scelta questa motorizzazione per il disegno definitivo del veicolo.

DISEGNO PRELIMINARE DEL VEICOLO

In questo capitolo si descrivono i sottosistemi impiegati per la realizzazione del veicolo, in base alla configurazione scelta in Sez. 4.3. Si descrivono inoltre i criteri utilizzati per il posizionamento dei sottosistemi selezionati al fine di soddisfare i requisiti di funzionalità e di intercambiabilità descritti in Sez. 2. In Figura 48 è presentato il veicolo nella configurazione con i pannelli solari in dispiegamento, per evidenziare il meccanismo di apertura/chiusura. La superficie sulla quale sono posizionate le antenne di comunicazione mostrata in Figura 48, è quella che durante il trasferimento è rivolta verso la Terra al fine di permettere in ogni istante la comunicazione da e verso la stazione a Terra.

Capitolo 5 –Disegno Preliminare del Veicolo

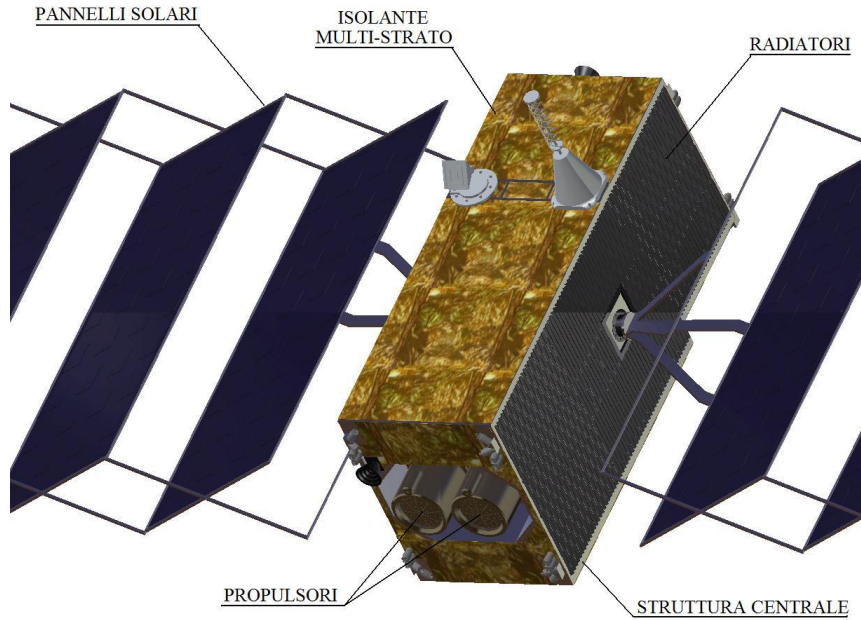


Figura 48: Configurazione esterna del veicolo

Come limiti dimensionali esterni per il veicolo nella configurazione con pannelli solari retratti si adottano quelli relativi ai punti di attracco del JEM-EF [39], descritto in Sez. 2.4, essendo questi i più stringenti tra tutte le porte di attracco utilizzabili.

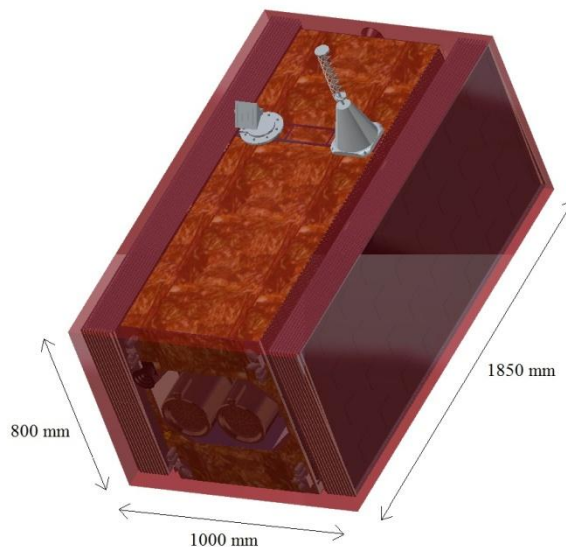


Figura 49: Confronto con i limiti dimensionali del JEM-EF

Veicolo Riutilizzabile a Bassa Spinta per Missioni Lunari basato sulla Stazione Spaziale Internazionale

Questo modulo può accogliere oggetti dalle dimensioni massime di $1,85 \times 1,00 \times 0,80$ m [39]. In Figura 49 è rappresentato il veicolo, con pannelli solari retratti, all'interno dei limiti dimensionali del JEM-EF (rappresentati come volume in rosso). In Figura 50 sono riportate tre viste del veicolo con pannelli solari aperti.

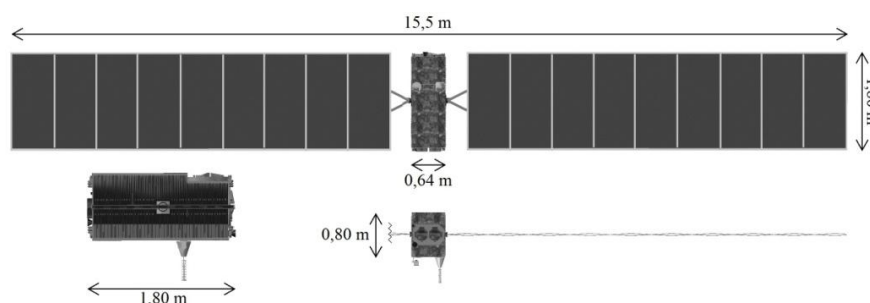


Figura 50: Dimensioni principali del veicolo

Per identificare facilmente le facce esterne del veicolo nella descrizione del posizionamento dei sottosistemi, queste sono numerate come mostrato in Figura 51.

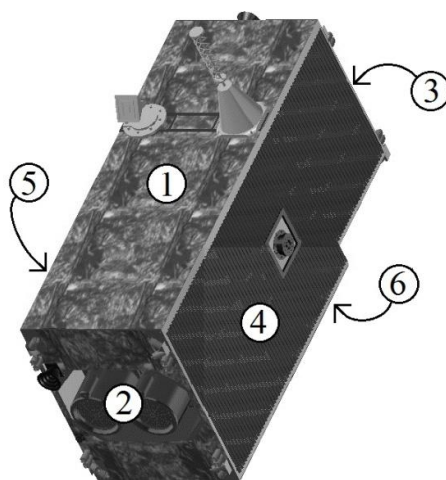


Figura 51: Numerazione delle facce del veicolo

La faccia 1 è sempre rivolta verso il *nadir*, e cioè verso la Terra, la faccia 2 è il lato posteriore dove sono collocati i propulsori. Opposta a questa, in posizione frontale, si trova la faccia 3. Le facce laterali 4 e 5 si trovano, rispettivamente, a sinistra e a destra del veicolo, rispetto alla

direzione del moto. Infine la faccia 6 guarda verso lo *zenith*, nella direzione opposta alla Terra.

5.1 Scelta dei sottosistemi imbarcati

Come già accennato in fase di analisi preliminare (Sez. 3.2) il veicolo necessita di una struttura e di una serie di sottosistemi per poter affrontare la missione in studio. Nel caso del veicolo in studio i vari componenti possono essere classificati nei seguenti gruppi:

- Sistema di generazione, accumulo e gestione della potenza
- Sistema propulsivo
- Sistema di determinazione e controllo dell'assetto
- Sistema di comando e archiviazione dei dati
- Sistema di trasmissione e ricezione dei dati
- Struttura portante e baie rimovibili
- Dispositivi per il controllo termico
- Interfacce meccaniche di cattura e attracco

I sistemi sopraelencati sono descritti in questo paragrafo e sono riportate le caratteristiche di interesse per il completamento di questo studio.

5.1.1 Sistema di generazione e accumulo di potenza

Questo sistema trasforma l'energia solare in energia elettrica, che viene poi distribuita agli altri sistemi in modo da garantirne il funzionamento. Si descrivono i sottosistemi scelti per svolgere questa funzione.

5.1.1.1 Pannelli solari

I pannelli solari sono costituiti da tre parti fondamentali: le celle solari, il foglio di supporto e la struttura portante. Le celle solari sono i dispositivi che effettivamente trasformano la radiazione solare in potenza elettrica. Queste celle sono fissate su di un sottile foglio metallico, il quale è a sua volta ancorato alla travatura che costituisce la struttura portante dei pannelli.

*Veicolo Riutilizzabile a Bassa Spinta per Missioni Lunari basato sulla
Stazione Spaziale Internazionale*

Le attuali celle multi giunzione realizzate in GaAs/ GaInP/Ge forniscono efficienze del 32% e densità di potenza di 360-500 W/kg [78,125]. La ricerca attuale mira al raggiungimento, in un futuro prossimo, di densità di potenza di 1000 W/kg [125]. In questo studio il valore considerato per la densità di potenza è pari a 500 W/kg.

Per quanto riguarda il foglio portante, lo sviluppo di nuove tecnologie di lavorazione ha portato alla realizzazione di spessori dell'ordine delle decine di μm [126]. Per i pannelli in studio si adotta un foglio di molibdeno con spessore di 50 μm , realizzabile grazie alle ultime tecnologie di produzione dei pannelli solari per impiego spaziale [127].

La struttura portante deve permettere la retrazione dei pannelli in fase di avvicinamento alla ISS, e la successiva estensione durante la partenza. Per la realizzazione di tale meccanismo ci si ispira a strutture pantografiche già studiate [70,71], dotate di giunti motorizzati. In questo studio non si effettua una verifica strutturale approfondita di un meccanismo del genere, ma se ne stima soltanto il contributo approssimativo al bilancio di massa. Tale contributo si determina pesando, tramite un programma di modellazione 3D, la ipotetica struttura rappresentata in Figura 48. Le dimensioni di tale struttura, a scopo cautelativo, sono state opportunamente sovrastimate.

In Tabella 54 si riportano le caratteristiche fin'ora definite per le parti che compongono i pannelli solari e una stima delle masse dei componenti. La superficie di pannelli solari deriva dal bilancio di potenza svolto in Sez. 5.2. Tale superficie corrisponde a quella ipotizzata nell'analisi preliminare (Sez. 3) e poi impostata nel simulatore (Sez.4).

Pannelli solari	
Efficienza celle	35%
Densità celle	500 W/kg
Superficie totale	26 m ²
Densità foglio di supporto	0,514 kg/m ²
Massa totale celle	19 kg
Massa totale foglio di supporto	14 kg
Massa meccanismo reversibile	47 kg
Massa totale	80 kg

Tabella 54: Caratteristiche dei pannelli solari

Come si vede in Figura 48 la superficie di pannelli solari è suddivisa in rettangoli, di dimensioni di 1,80 × 0,80 m, in modo da rientrare nelle

dimensioni limite di Figura 49 quando il meccanismo è retrato. Nel disegno concepito per questo lavoro, quando ognuna delle due strutture pantografiche viene retratta i vari pannelli si affiancano l'uno all'altro occupando una dimensione laterale di circa 10 cm. Per lasciare un margine dimensionale in tal senso, e in previsione di lavori di raffinamento del meccanismo pantografico (non svolti in questo studio), si lascia ai lati del satellite uno spessore libero di 18 cm per lato. Questo spazio è stato ottenuto ottimizzando la disposizione dei componenti interni con il fine di restringere il più possibile la struttura principale.

5.1.1.2 Meccanismi di orientamento dei pannelli solari

Il SADA (*Solar Array Drive Assembly*) è un dispositivo che permette ai pannelli solari di ruotare in modo da garantire le migliori condizioni di illuminazione e di massimizzare la quantità di energia prodotta. Per il veicolo in questione, dotato di una struttura fotovoltaica molto pesante, si impiega il modello MOOG *Type 2* [140], capace di generare una coppia torcente massima di 11 Nm. Una immagine del dispositivo è riportata in Figura 52. Si installano, sul veicolo in studio, due dispositivi SADA, uno per ogni pannello.



Figura 52: Meccanismo di rotazione dei pannelli solari MOOG Tipo 2 [140]

Le caratteristiche di questo dispositivo sono riassunte in Tabella 55.

Meccanismo di rotazione dei pannelli solari (SADA)	
Modello	MOOG Type 2
Massa	3,5 kg
Dimensioni	211 × 113 (diametro) mm

Tabella 55: Caratteristiche dispositivo SADA [140]

Veicolo Riutilizzabile a Bassa Spinta per Missioni Lunari basato sulla Stazione Spaziale Internazionale

5.1.1.3 Sottosistema di immagazzinamento dell'energia

Questo sottosistema è composto da batterie ricaricabili per impiego spaziale. Il modello scelto è la SAFT VES 180 [81], attualmente la batteria con il maggior rapporto capacità energetica-massa disponibile sul mercato [104]. Una immagine della VES 180 è riportata in Figura 53.



Figura 53: Batteria SAFT VES 180 [81]

Dall'analisi preliminare, svolta in Sez. 3.4, risulta che sono necessarie 18 batterie per garantire la potenza elettrica necessaria al funzionamento dei sottosistemi durante i periodi di eclissi e durante il docking. In Sez. 5.2 si effettua un bilancio di potenza aggiornato con i nuovi sottosistemi, in base al quale sono necessarie 22 batterie. Si decide quindi, a scopo cautelativo, di installare un totale di 24 batterie sul veicolo. Si riportano in Tabella 56 le caratteristiche del sottosistema di accumulo di energia.

Sottosistema di accumulo di energia	
Modello batteria	SAFT VES 180
Lunghezza	250 mm
Diametro	50 mm
Densità di capacità	175 Wh/kg
Massa singola batteria	1,11 kg
Capacità singola batteria	194 Wh
Quantità	24
Massa totale	27 kg
Capacità totale	4.656 Wh

Tabella 56: Caratteristiche sottosistema di accumulo di energia [81]

Per le batterie si impone una profondità di scarica (DOD) massima del 50%, quindi la capacità di energia utilizzata è la metà di quella realmente disponibile.

5.1.1.4 Unità di controllo e distribuzione della Potenza

La PCDU (*Power Conditioning and Distribution Unit*) gestisce il flusso di potenza in arrivo dai pannelli solari e lo distribuisce ai vari sottosistemi, sotto il comando del computer di bordo [128].



Figura 54: Unità di controllo e distribuzione della potenza EADS Astrium [128]

Per il veicolo in questione si sceglie di impiegare la PCDU di alta potenza prodotta dalla EADS Astrium [128]. Questa può controllare fino a 5,5 kW, quindi se ne installano due funzionanti in parallelo, essendo la potenza totale generata pari a 9,5 kW. La configurazione con doppia PCDU, oltre a poter gestire la potenza generata dai pannelli solari, introduce una ridondanza nell'impianto elettrico che permetterebbe il funzionamento del veicolo anche in caso di guasto di una delle due unità. In Figura 54 è riportata una immagine del modello di PCDU scelto. In Tabella 57 sono elencate le prestazioni e le caratteristiche fisiche della PCDU impiegata.

Unità di controllo e condizionamento della potenza (PCDU)	
Modello	Astrium High Power PCDU
Potenza controllata	Fino a 5,5 kW
Massa	22,5 kg
Dimensioni	605 × 300 × 212 mm
Efficienza	95%
Potenza assorbita con propulsori operativi	475 W
Potenza assorbita in eclissi	18 W
Potenza assorbita in avvicinamento alla ISS	23 W

Tabella 57: Caratteristiche unità PCDU [96,128]

Considerando un'efficienza del 95% [96], in sede di bilancio di potenza (Sez. 5.2), la quota di potenza assorbita da questo strumento viene

Veicolo Riutilizzabile a Bassa Spinta per Missioni Lunari basato sulla Stazione Spaziale Internazionale

calcolata come il 5% della potenza totale richiesta da tutti i restanti sottosistemi nelle varie fasi di missione.

Prendendo a riferimento l'impianto elettrico dell'ATV [129], ogni semi-pannello è collegato a entrambe le PCDU. In questo modo si ottiene un bilanciamento della potenza in entrata nelle due PCDU anche quando, in particolari condizioni di assetto, i due pannelli non sono illuminati allo stesso modo. In Figura 55 è visibile un possibile schema di collegamento tra i pannelli solari e le PCDU per il veicolo in studio. Con questa configurazione entrambe le PCDU ricevono potenza elettrica anche se uno dei due semi-pannelli si trova all'ombra della struttura del veicolo. Il tipo di collegamento proposto è possibile in quanto la PCDU Astrium può attingere da due canali di potenza paralleli [128].

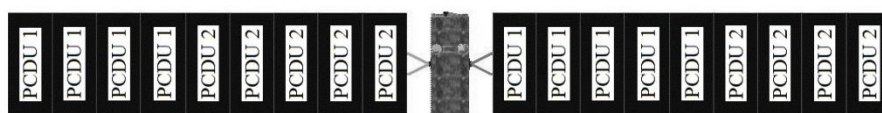


Figura 55: Possibile allocazione delle PCDU

Quella di Figura 55 è solo una configurazione esemplificativa e può essere riformulata in modo da migliorarne la funzionalità.

5.1.2 Sistema propulsivo

Questo sistema è composto dai propulsori e dai dispositivi che ne controllano l'alimentazione e l'orientamento.

5.1.2.1 Propulsori ionici a griglia

Per generare la spinta necessaria al trasferimento orbitale si impiegano due propulsori Qinetiq T6 di tipo a griglia elettrostatica, prodotti dalla Qinetiq britannica [113]. Il propulsore e il livello di potenza di impiego sono stati descritti in fase di analisi di missione, in Sez. 3.8 e in Sez. 3.9. Si riportano comunque, in Tabella 58, le caratteristiche di interesse per il disegno del veicolo.

Propulsore ionico	
Modello	Qinetiq T6
Potenza media di impiego	4,0 kW
Massa (senza elettronica)	8 kg
Diametro	180 × 220 (diametro) mm

Tabella 58: Caratteristiche propulsore T6 [115,130]

5.1.2.2 Unità di controllo della potenza propulsiva

La PPU (*Power Processing Unit*) regola la potenza elettrica e il flusso di propellente in ingresso ai propulsori, in modo da attivarli e alimentarli sotto il comando del computer di bordo [131]. La massa e le dimensioni di questo dispositivo dipendono dalla potenza propulsiva che deve essere controllata e dalla tecnologia di funzionamento del propulsore [132]. Si decide di installare sul veicolo due PPU, collegate ognuna a entrambi i propulsori, in modo da avere il controllo su questi anche in caso di guasto di una unità allo stesso modo di quanto è stato deciso per il sistema propulsivo, sempre basato sui motori T6, della missione BepiColombo [131]. Per stimare la massa delle PPU da installare sul veicolo in studio si ipotizza una densità di 3 kg/kW [133]. Dovendo ogni PPU gestire una potenza di 4 kW, si ha una massa di 12 kg per ogni unità. Per quanto riguarda l'efficienza, utile a stabilire la quota di potenza assorbita dallo strumento, si considera un valore del 95% [96]. Le caratteristiche della ipotetica PPU installata sono riassunte in Tabella 59.

Unità di controllo della potenza propulsiva (PPU)	
Massa	12 kg
Potenza controllata	4,0 kW
Potenza assorbita	200 W

Tabella 59: Caratteristiche unità PPU [96,133]

5.1.2.3 Unità di controllo del flusso di Xenon

La XFCU (*Xenon Flow Control Unit*) ha il compito di regolare il flusso di propellente che viene inviato ai propulsori. Questo dispositivo è situato sulla linea fluida del propellente, tra i serbatoi e i propulsori, ed è controllato dalla PPU [134,136].

Veicolo Riutilizzabile a Bassa Spinta per Missioni Lunari basato sulla Stazione Spaziale Internazionale



Figura 56: Unità di controllo del flusso di Xenon Marotta SP05 [137]

Per il *Large Platform Mission Project* [135], meglio conosciuto come progetto *Alphabus* destinato allo sviluppo di grandi piattaforme di telecomunicazione europee, si prevede l'impiego di propulsori Qinetiq T6 alimentati da XFCU modello Marotta SP05 [136,137]. Il modello di XFCU scelto è rappresentato in Figura 56, mentre le caratteristiche dello strumento sono riassunte in Tabella 60.

Unità di controllo del flusso di propellente (XFCU)	
Massa	0,5 kg
Dimensioni esterne	128 × 79 × 42 mm
Potenza assorbita	10 W

Tabella 60: Caratteristiche unità XFCU [137]

5.1.2.4 Meccanismo di orientamento dei propulsori

Ogni propulsore è montato su di un meccanismo di orientamento che serve a mantenere il vettore spinta nella direzione del centro di massa del veicolo. Un meccanismo del genere è in via di sviluppo per i propulsori T6 previsti per la missione BepiColombo [131]. Questo meccanismo permette la rotazione del propulsore sui due assi non coincidenti con la direzione di propulsione, e ha una massa di 11 kg.

5.1.2.5 Serbatoi di propellente

I serbatoi di propellente devono contenere lo Xenon per il trasferimento orbitale, ottenuto dalle simulazioni di Sez. 4, più la porzione dedicata al controllo di assetto e alle manovre in prossimità della Stazione Spaziale, definita in Sez. 3. Si assume una pressione di stivaggio del propellente di

200 atmosfere, in corrispondenza della quale si ha una densità di 2,5 kg/l [139]. La massa e il volume totali di propellente sono riportati in Tabella 61. Il produttore ATK [102] fornisce una vasta gamma di serbatoi di varie dimensioni e forme. Il propellente può essere immagazzinato in uno o più serbatoi disposti in modo da limitare il più possibile gli ingombri esterni del veicolo, senza eccedere i limiti imposti dalla piattaforma JEM-EF [39].

Massa di propellente Xenon necessaria	
Massa per trasferimento orbitale	242 kg
Massa per controllo orbitale	43 kg
Massa per prossimità ISS	30 kg
Massa totale	315 kg
Pressione di stivaggio	200 atm
Densità propellente	2,5 kg/l
Volume occupato	126 l

Tabella 61: Massa e volume di propellente

L'analisi dell'ingombro di varie disposizioni di serbatoi porta alla scelta di una configurazione con doppio serbatoio modello ATK 80400-1 [138]. Il modello di serbatoio scelto è rappresentato in Figura 57.



Figura 57: Serbatoio ATK No. 80400-1 [138]

Il serbatoio è realizzato in titanio rivestito di materiale composito. In Tabella 62 sono riassunte le caratteristiche del serbatoio impiegato.

Veicolo Riutilizzabile a Bassa Spinta per Missioni Lunari basato sulla Stazione Spaziale Internazionale

Serbatoio di propellente	
Modello	ATK No. 80400-1
Volume	67 l
Massima pressione operativa	310 atm
Massa a vuoto	10 kg
Dimensioni	660 × 406 (diametro) mm

Tabella 62: Caratteristiche serbatoio di propellente

Il confronto di Tabella 61 e Tabella 62 conferma la necessità di installare due serbatoi di propellente, ottenendo così un volume totale di 134 litri. Questa scelta, oltre a soddisfare i requisiti dimensionali del veicolo prima descritti, permette di avere un margine di volume per poter stoccare una eventuale quantità aggiuntiva di propellente.

5.1.3 Sistema di determinazione e controllo dell'assetto

Per la determinazione dell'assetto del veicolo si impiegano una serie di sensori opportunamente posizionati sul veicolo. Il controllo attivo è affidato completamente alle ruote di reazione e ai propulsori di assetto.

5.1.3.1 Sensore di Sole

Il sensore di sole è uno strumento capace di determinare l'orientamento del veicolo rispetto alla posizione del Sole [141]. In Figura 58 è visibile il modello adottato per il veicolo in studio, prodotto dalla britannica SSBV.



Figura 58: Sensore di Sole SSBV [141]

Si prevede di installare tre sensori sui lati 2, 3 e 6 del veicolo, identificabili in Figura 51. Questo modello di sensore di Sole, scelto anche per le sue ridotte dimensioni, permette grazie al suo ampio campo visivo (140°) e alla disposizione scelta di vedere il Sole in tutte le situazioni operative [141]. Le caratteristiche del sensore di Sole SSBV sono riassunte in Tabella 63.

Sensore di Sole	
Modello	SSBV Fine Sun Sensor
Massa	0,035 kg
Dimensioni esterne	34 × 32 × 21 mm
Potenza assorbita	< 1 W
Campo di visuale	140°

Tabella 63: Caratteristiche sensore di Sole [141]

5.1.3.2 Sensore di stelle

Il sensore di stelle è un dispositivo in grado di determinare l'orientamento di un veicolo rispetto alle stelle acquisendo l'immagine delle costellazioni e confrontale con le immagini di cui dispone in memoria [142]. Per il veicolo in studio si sceglie un modello di dimensioni ridotte prodotto dalla Comtech AeroAstro [143], visibile in Figura 59.



Figura 59: Sensore di stelle Comtech [142]

In Tabella 64 sono riassunte le caratteristiche di questo strumento.

Veicolo Riutilizzabile a Bassa Spinta per Missioni Lunari basato sulla Stazione Spaziale Internazionale

Sensore di stelle	
Modello	Comtech Miniature Star Tracker
Massa	0,375 kg
Dimensioni esterne	60 × 77 × 77 mm
Potenza assorbita	< 2 W
Campo di visuale	33° × 24°

Tabella 64: Caratteristiche sensore di stelle [143]

Il veicolo viene dotato di tre sensori di stelle, in modo da poter effettuare triangolazioni spaziali con elevata precisione. I tre sensori sono disposti sui lati 2, 3 e 6.

5.1.3.3 Ruote di reazione

Le ruote di reazione hanno il compito di generare un momento che si oppone alla coppia di perturbazione orbitale risultante, in modo da mantenere invariato l'assetto del veicolo. Per generare tale momento queste vengono messe in rotazione accelerata, trasmettendo un momento di reazione alla struttura del veicolo attraverso il motore elettrico che le comanda. Si adotta una disposizione tetraedrica, costituita cioè da tre ruote agenti sugli assi corpo del veicolo per bilanciare le azioni perturbative, più una quarta disposta trasversalmente che fornisce una ridondanza su tutti e tre gli assi [98]. Si scelgono ruote VF MR 2.0 [124] prodotte dalla Valley Forge, per le loro elevate capacità nel generare momento di reazione e accumulare momento di quantità di moto. Le prestazioni del modello di ruota adottata sono riportate in Tabella 65.

Ruota di reazione	
Modello	Valley Forge MR 2.0
Massa	2,0 kg
Dimensioni esterne	100 × 170 (diametro) mm
Potenza massima assorbita	17,5 W
Momento massimo generabile	0,02 Nm
Momento quantità di moto max.	2,0 Nms

Tabella 65: Caratteristiche ruota di reazione [124]

5.1.3.4 Propulsori per il controllo di assetto

Questi propulsori hanno il compito di desaturare periodicamente le ruote di reazione e controllare il veicolo durante le manovre in prossimità della Stazione Spaziale.

Capitolo 5 –Disegno Preliminare del Veicolo

La desaturazione è una manovra che viene effettuata ogni volta che le ruote di reazione, a causa del moto rotante accelerato che le caratterizza, raggiungono la velocità angolare massima di progetto, ovvero si saturano. Queste devono quindi essere frenate e il momento di reazione risultante, agente sulla struttura del veicolo, deve essere bilanciato da un opportuno azionamento dei propulsori di controllo di assetto.

Dall'analisi dei requisiti e delle problematiche di missione, svolta in Sez. 2, si è stabilito di impiegare 28 propulsori di questo tipo. Per il disegno del veicolo effettuato in questo capitolo si decide, a scopo cautelativo, di portare questo numero a 32 unità, cioè quattro propulsori per ogni vertice della struttura centrale. Il modello scelto è il propulsore a gas freddo VACCO da 8,9 N [67]. In Figura 60 è riportata un'immagine del propulsore scelto.



Figura 60: Propulsore VACCO per il controllo di assetto [67]

Le prestazioni e le dimensioni del propulsore sono riassunte in Tabella 66.

Propulsore per controllo di assetto	
Modello	VACCO 2lbf Cold Gas Thruster
Massa	0,38 kg
Dimensioni esterne	32 × 32 × 67 mm
Potenza assorbita	20 W
Spinta	8,9 N
Impulso specifico (Xenon)	30 s

Tabella 66: Caratteristiche propulsore di assetto [67]

Veicolo Riutilizzabile a Bassa Spinta per Missioni Lunari basato sulla Stazione Spaziale Internazionale

In Figura 61 è riportato un dettaglio del lato posteriore del veicolo (lato 1 di Figura 51) con i propulsori di assetto evidenziati in rosso, in modo da visualizzarne meglio disposizione e l'orientamento. In Figura 62 sono visualizzati i possibili modi di attivazione dei propulsori per il controllo di assetto che permettono di ottenere rotazioni sui tre assi oppure l'accelerazione/decelerazione del veicolo. Le frecce rosse identificano la direzione del getto di scarico espulso dai propulsori. La forza generata per reazione ha, ovviamente, direzione opposta alle frecce rosse.

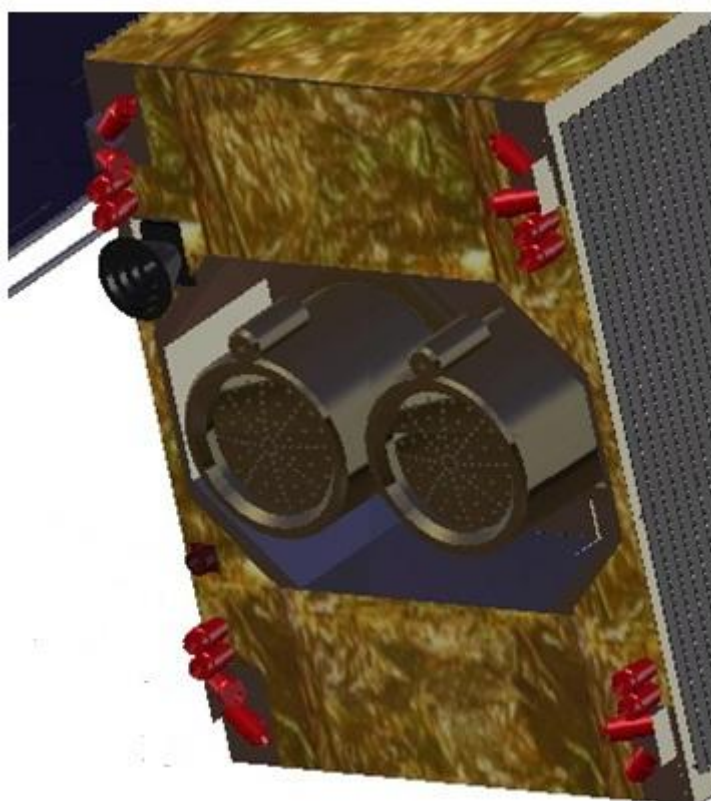


Figura 61: Dettaglio propulsori per controllo di assetto

Per ottenere il controllo sul beccheggio si possono azionare i propulsori in modo opportuno, come illustrato in Figura 62.

La stessa disposizione di propulsori per controllo di assetto è presente sul lato anteriore del veicolo.



Figura 62: Modi di attivazione dei propulsori per il controllo del veicolo

Il controllo sull'asse di rollio avviene per mezzo di due propulsori (più altri due analoghi sul lato anteriore) disposti in modo tale da avere il massimo braccio su cui generare momento di controllo. Lo stesso criterio è stato utilizzato per posizionare i propulsori che agiscono sull'asse di imbardata del veicolo. Gli otto propulsori disposti

Veicolo Riutilizzabile a Bassa Spinta per Missioni Lunari basato sulla Stazione Spaziale Internazionale

parallelamente hanno lo scopo di accelerare il veicolo durante le manovre di prossimità alla Stazione Spaziale, sostituendo di fatto i propulsori orbitali che sono spenti in tali situazioni. Altri otto propulsori sono analogamente posizionati sul lato anteriore, in modo da ottenere un'azione frenante sul veicolo. La forza accelerativa/decelerativa massima ottenibile è di circa 70 N, attivando otto propulsori alla volta. Considerando la massa a pieno carico del veicolo (746 kg), si possono ottenere valori di accelerazione pari a circa $0,09 \text{ m/s}^2$, e cioè il doppio rispetto a quelli ottenibili con il veicolo ATV [65], descritto in Sez. 2. Questa manovrabilità può risultare fondamentale durante le manovre di attracco/separazione dalla ISS.

Quella di Figura 61 è una configurazione preliminare che si presta a migliorie nella disposizione e nell'orientamento dei propulsori in modo da rendere il controllo più efficace.

5.1.4 Sistema di comando e archiviazione dati

5.1.4.1 Computer di bordo

Il veicolo è dotato di un computer di bordo OBC695 [144] prodotto dalla Surrey Satellite Technology Ltd. (SSTL).



Figura 63: Computer di bordo OBC695 [144]

Questo strumento svolge la funzione di controllo dei sottosistemi ed elabora i dati di missione e i comandi inviati da Terra. Il computer OBC695 può accogliere schede di espansione fornite dall'utilizzatore, e

inoltre può essere riprogrammato in volo. La versione scelta è dotata di protezione dalle radiazioni cosmiche e doppia ridondanza elettronica. In Figura 63 è riportata un'immagine del computer di bordo privato della scatola di protezione, con le schede elettroniche in vista. E' possibile notare lo spessore di metallo destinato a proteggere i circuiti dalle radiazioni cosmiche durante i voli interplanetari. Le caratteristiche del modello di computer scelto sono riassunte in Tabella 67.

Computer di bordo	
Modello	SSTL OBC695 Radiation Tolerant Flight Computer
Massa	1,5 kg
Dimensioni esterne	306 × 167 × 30 mm
Potenza assorbita	7 W

Tabella 67: Caratteristiche computer di bordo [144]

5.1.4.2 Unità di archiviazione dati

L'unità di archiviazione dei dati prodotta dalla SSTL [145] ha una capacità di 16 Gb, con possibilità di espansione fino a 128 Gb.



Figura 64: Unità di archiviazione dei dati SSTL [145]

Anche in questo caso, come avviene per il computer di bordo, è prevista una cospicua barriera metallica per limitare le probabilità di danni da

Veicolo Riutilizzabile a Bassa Spinta per Missioni Lunari basato sulla Stazione Spaziale Internazionale

radiazioni durante i voli interplanetari. Un'immagine dell'unità di archiviazione è riportata in Figura 64. Le caratteristiche fisiche di questa unità sono riassunte in Tabella 68.

Unità di archiviazione dati	
Modello	SSTL High Speed Data Recorder
Massa	1,0 kg
Dimensioni esterne	320 × 170 × 55 mm
Potenza assorbita	15 W

Tabella 68: Caratteristiche unità di archiviazione dati [145]

5.1.5 Sistema di comunicazione dei dati

I sottosistemi che compongono il sistema di comunicazione svolgono le funzioni di ricezione dei dati di controllo remoto del veicolo e di trasmissione dei dati relativi alla telemetria e allo stato dei sottosistemi a terra. Il sistema di telecomunicazione installato sul veicolo in studio è composto da un'antenna orientabile ad alto guadagno, operante nella banda X [146], e un'antenna fissa elicoidale operante nella banda S [147]. Le comunicazioni sono gestite dal computer di bordo attraverso i dispositivi elettronici di trasmissione e ricezione cui sono collegate le antenne.

5.1.5.1 Sottosistema di trasmissione su banda X

Si sceglie di impiegare l'antenna ad alto guadagno prodotta dalla SSTL [146]. L'angolo di apertura del campo di trasmissione di questa antenna è molto ristretto ma il meccanismo di puntamento permette comunque di trasmettere in tutte le direzioni. In Figura 65 è riportata un'immagine dell'antenna montata sul meccanismo di puntamento. Il trasmettitore XTx400 [147], sempre fornito da SSTL, permette la trasmissione dei dati di missione a terra attraverso l'antenna ad alto guadagno orientabile. Il trasmettitore utilizzato è rappresentato in Figura 66.



Figura 65: Antenna ad alto guadagno SSTL [146]

Le caratteristiche fisiche di questa antenna sono riportate in Tabella 69.

Antenna ad alto guadagno	
Modello	SSTL High Gain X-band Antenna
Massa	2,7 kg
Altezza	276 mm
Diametro massimo	190 mm
Potenza assorbita	3,5 W

Tabella 69: Caratteristiche antenna ad alto guadagno [146]



Figura 66: Trasmettitore SSTL XTx400 [147]

Veicolo Riutilizzabile a Bassa Spinta per Missioni Lunari basato sulla Stazione Spaziale Internazionale

Le caratteristiche del trasmettitore su banda X sono riassunte in Tabella 70.

Trasmettitore su banda X	
Modello	SSTL XTx400 X-Band Transmitter
Massa	4,0 kg
Dimensioni	215 × 205 × 135 mm
Potenza assorbita	55 W

Tabella 70: Caratteristiche trasmettitore su banda X [147]

5.1.5.2 Sottosistema di trasmissione su banda S

Il produttore SSTL fornisce una strumentazione completa per la trasmissione su banda S. Questa strumentazione è composta principalmente da una antenna, un trasmettitore, un ricevitore e un amplificatore [148,149,150,151]. L'antenna elicoidale [148] non è orientabile ma presenta un campo di emissione a forma di cardioide che permette di coprire ampi angoli di trasmissione. Questa antenna elicoidale è rappresentata in Figura 67.



Figura 67: Antenna elicoidale SSTL [148]

Le caratteristiche fisiche di questa antenna sono riportate in Tabella 71.

Antenna ad alto guadagno	
Modello	SSTL S-band Quadrifilar Helix Antenna
Massa	0,5 kg
Altezza	500 mm
Dimensioni base	100 × 100 mm

Tabella 71: Caratteristiche antenna elicoidale [148]

I dispositivi di comunicazione su banda S, trasmettitore, amplificatore e ricevitore, sono rappresentati in Figura 68.



Figura 68: Elettronica di comunicazione su banda S – Da sinistra: trasmettitore, amplificatore, ricevitore [149,150,151]

Le caratteristiche fisiche dell'elettronica di comunicazione su banda S sono riassunte in Tabella 72.

Elettronica comunicazione banda S	
Modello	SSTL S-Band Transmitter, Amplifier, Receiver
Massa totale	< 5 kg
Dimensioni trasmettitore	200 × 191 × 80 mm
Dimensioni amplificatore	190 × 135 × 57 mm
Dimensioni ricevitore	190 × 135 × 60 mm
Potenza totale assorbita	73 W

Tabella 72: Caratteristiche elettronica di comunicazione su banda S [149,150,151]

5.1.6 Struttura portante e baie rimovibili

Con l'ausilio di un programma di modellazione tridimensionale si sono disegnate la struttura principale del veicolo e delle baie mobili che facilitano la rimozione dei sottosistemi in fase di sostituzione dei componenti. Nel disegno di questi componenti si è tenuto conto dei limiti dimensionali imposti dalla piattaforma JEM-EF [39], descritti all'inizio di questo capitolo. Per la realizzazione delle varie parti si prevede di impiegare alluminio 7075-T6, data la leggerezza e le proprietà meccaniche di questa lega.

La baia rimovibile posteriore permette la rimozione di tutte le elettroniche di potenza, del sistema propulsivo e del sistema di comando e archiviazione dati, ed è estraibile dal lato posteriore del veicolo. Questa baia è a sua volta dotata di una traversa indipendente che permette la facile rimozione dei soli propulsori e batterie.

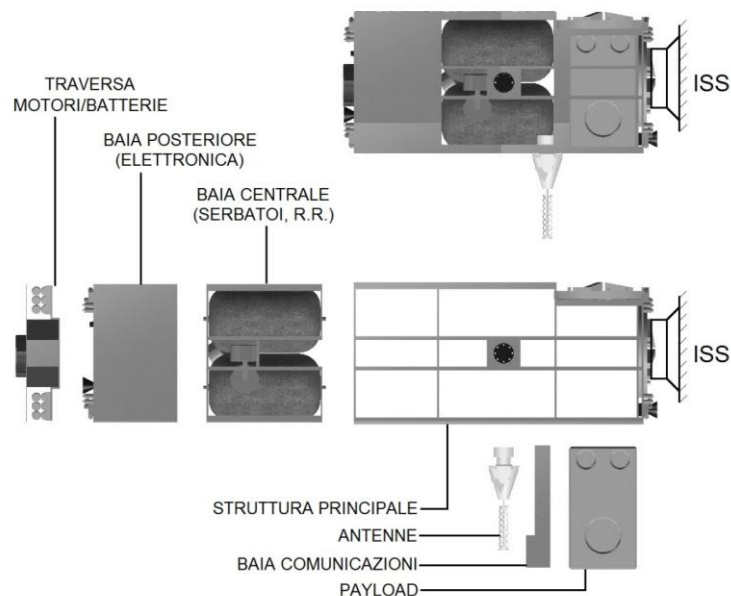


Figura 69: Schema di rimozione delle baie mobili

La baia rimovibile centrale, estraibile posteriormente una volta rimossa la baia posteriore, contiene i serbatoi e le ruote di reazione.

Capitolo 5 –Disegno Preliminare del Veicolo

La baia rimovibile delle comunicazioni contiene tutti gli strumenti dedicati alla trasmissione e alla ricezione dei dati. Questa viene estratta dal lato inferiore del veicolo, dove si trovano le antenne. Queste ultime sono fissate a una traversa esterna che ne facilita la rimozione.

Le baie posteriore e delle comunicazioni sono rivestite con pannelli di alluminio per limitare l'impatto delle radiazioni cosmiche sui circuiti elettrici contenuti. Per lo spessore del rivestimento di alluminio si assume, in via preliminare, uno spessore di 1,5 mm.

Lo spazio che rimane nella zona frontale della struttura principale è destinata ad accogliere la scatola contenente il *payload*, anch'essa rimovibile dal lato inferiore del veicolo.

Le masse di struttura e baie rimovibili, dimensionate in modo cautelativo, sono misurate con l'ausilio di un programma di modellazione 3D e sono riportate in Tabella 73.

Massa struttura e sotto-strutture rimovibili	
Struttura principale	24 Kg
Baia posteriore	8,0 kg
Baia centrale	13 kg
Baia comunicazioni	2,0 kg
Traversa motori	2,0 kg
Traversa antenne	< 1 kg
Totale strutture	50 kg

Tabella 73: Contributi delle strutture al bilancio di massa

Il disegno e la modularità della varie baie mobili è visibile in Figura 69.

5.1.7 Dispositivi per il controllo termico

In questo studio non si effettua un bilancio termico dettagliato sul veicolo. Si prevede comunque di installare radiatori sulle superfici laterali 4 e 5 (Figura 51), supponendo che queste non siano quasi mai investite dalla luce solare. I radiatori hanno la funzione di disperdere il calore in eccesso, generato dal flusso solare che investe il veicolo e dai sottosistemi interni, verso lo spazio profondo tramite irraggiamento. Si prevede inoltre l'applicazione di rivestimenti isolanti multi-strato sulle superfici esposte alla luce solare. In questo studio non sono effettuati un

Veicolo Riutilizzabile a Bassa Spinta per Missioni Lunari basato sulla Stazione Spaziale Internazionale

dimensionamento e una scelta del rivestimento isolante da applicare sul veicolo. Si adotta comunque, in via preliminare e a scopo rappresentativo, un rivestimento multi-strato color oro, caratterizzato dall'elevato rapporto assorbività/emissività termica.

Basandosi sulle densità tipiche di tali dispositivi di controllo termico [96], si assume un contributo totale al bilancio di massa di 15 kg.

5.1.8 Interfacce meccaniche per la cattura e l'attracco

Il veicolo è dotato di due meccanismi di aggancio che ne permettono la manipolazione da parte dei bracci robotici di servizio e il successivo attracco sulla porta di ormeggio della Stazione Spaziale Internazionale. Questi dispositivi hanno forma circolare e diametro massimo di 570 mm [152]. Per la massa si stima un valore di 10 kg per ogni dispositivo, per un totale di 20 kg..

5.2 Bilancio di potenza del veicolo

In questo paragrafo si riportano gli assorbimenti di potenza dei vari sottosistemi e si confrontano con le potenze disponibili nelle varie situazioni di missione. Nel bilancio di potenza si considerano tutti i sottosistemi costantemente attivi alle massime potenze di impiego, riportate per ogni sottosistema in Sez. 5.1. Questa ipotesi è fortemente cautelativa, e si decide quindi di non introdurre contingenze sui valori di potenza che terrebbero conto di eventuali richieste addizionali di potenza durante le fasi operative.

Si considera realisticamente di utilizzare contemporaneamente soltanto 4 dei 32 propulsori per il controllo di assetto, durante le fasi di trasferimento e permanenza lunare. Per le manovre in prossimità della Stazione Spaziale, essendo in questo caso il veicolo manovrato dai soli propulsori di assetto, se ne considerano 8 sempre attivi.

Si analizzano tre situazioni tipiche della missione che il veicolo deve affrontare, ovvero le manovre di prossimità alla Stazione Spaziale, il trasferimento orbitale e la permanenza lunare.

5.2.1 Bilancio di potenza delle manovre di prossimità

Quando il veicolo si muove nelle vicinanze della Stazione Spaziale non dispone della potenza generata dai pannelli solari e della spinta dei propulsori orbitali, come descritto in Sez. 2.6. In questa fase di missione si impiegano le batterie per l'alimentazione dei sottosistemi e i propulsori di assetto per il controllo del veicolo. La situazione energetica relativa a questa fase di missione è riassunta in Tabella 74.

Sottosistemi	Quantità	Potenza Tot. (W)
Propulsori T6	2	-
PPU	2	-
XFCU	2	-
Sistema puntamento T6	2	-
PCDU	2	23
SADA	2	-
Batterie	24	-
Sensori di assetto	3+3	6
Ruote di reazione	4	70
Propulsori di assetto	8	160
Computer & Data S.	1	22
Comunicazioni	1	131
Payload	1	-
Totale (W)		412
Potenza disponibile		
Pannelli solari (W)		-
Batterie (sul tempo di manovra) (W)		466

Tabella 74: Bilancio di potenza per le manovre di prossimità

Per soddisfare questa esigenza di potenza per tutta la durata stimata della manovra di attracco, che è di circa 5 ore [61], e considerando un limite di scarica delle batterie del 50%, è necessario disporre di una riserva energetica di 4.120 Wh, corrispondente a 22 batterie VES 180 [81]. Per ragioni di sicurezza si sceglie di installare 24 batterie per una capacità totale di 4.656 Wh, che si riducono a 2.328 Wh considerando il limite sulla profondità di scarica. Con questa riserva di energia si ottiene la

*Veicolo Riutilizzabile a Bassa Spinta per Missioni Lunari basato sulla
Stazione Spaziale Internazionale*

potenza disponibile di 466 W per le 5 ore di durata della manovra, riportata in Tabella 74.

5.2.2 Bilancio di potenza del trasferimento orbitale

In questa fase di missione si presentano due situazioni di interesse, una con veicolo illuminato e propulsori orbitali accesi, e una con veicolo in eclissi e propulsori orbitali inattivi. La situazione energetica del veicolo è riassunta in Tabella 75.

Sottosistemi	Quantità	Potenza Luce (W)	Potenza Eclissi (W)
Propulsori T6	2	8000	-
PPU	2	400	-
XFCU	2	20	-
Sistema puntamento T6	2	10	-
PCDU	2	475	18
SADA	2	20	-
Ricarica batterie	24	243	-
Sensori di assetto	3+3	6	6
Ruote di reazione	4	70	70
Propulsori di assetto	4	80	80
Computer & Data S.	1	22	22
Comunicazioni	1	131	131
Payload	1	-	-
Totale (W)		9.477	327
Potenza disponibile			
Pannelli solari (W)		9.500	-
Batterie (sul tempo di eclissi) (W)		-	3.880

Tabella 75: Bilancio di potenza per il trasferimento orbitale

Dal bilancio di potenza risulta che sono necessari 9,5 kW per alimentare i sottosistemi durante le fasi di luce, diversamente da quanto è stato stimato in Sez. 3.4 (8,5 kW). Tuttavia la superficie fotovoltaica necessaria a generare tale potenza è di circa 26 m², che corrisponde al valore di superficie sovrastimato utilizzato per l'analisi preliminare e per la simulazione della missione. Quindi questa discrepanza di potenza non compromette l'analisi fin qui svolta.

5.2.3 Bilancio di potenza della permanenza lunare

Per questa fase di missione, come si è fatto per il trasferimento orbitale, si distinguono le situazioni di veicolo illuminato e veicolo in eclissi. Si ipotizza inoltre di avere i propulsori orbitali quasi sempre spenti. I pannelli solari sono estesi e il *payload* attivo in modo continuativo. Dall'analisi energetica di questa fase si ottiene la potenza disponibile per il funzionamento del *payload* in entrambe le fasi di missione. La situazione energetica della fase di permanenza lunare è riportata in Tabella 76.

Sottosistemi	Quantità	Potenza Luce (W)	Potenza Eclissi (W)
Propulsori T6	2	-	-
PPU	2	-	-
XFCU	2	-	-
Sistema puntamento T6	2	-	-
PCDU	2	475	233
SADA	2	20	-
Batterie	24	109	-
Sensori di assetto	3+3	6	6
Ruote di reazione	4	70	70
Propulsori di assetto	4	80	80
Computer & Data S.	1	22	22
Comunicazioni	1	131	131
Totale (W)		913	542
Potenza disponibile			
Pannelli solari (W)		9.500	-
Batterie (sul tempo di eclissi) (W)		-	4.656
Potenza al <i>payload</i> (W)		8.587	4.114

Tabella 76: Bilancio di potenza della permanenza lunare

Per la fase di permanenza lunare, considerando un'orbita circolare selenocentrica a una quota di 400 km sulla superficie lunare, si prevede una durata della fase di illuminazione di 2,5 ore e una durata dell'eclissi di 0,5 ore. In base a questi tempi si sono calcolate le potenze di carica/scarica delle batterie, riportate in Tabella 76. Il *payload* ha a disposizione un eccesso di potenza di circa 8,5 kW nei periodi di luce e

*Veicolo Riutilizzabile a Bassa Spinta per Missioni Lunari basato sulla
Stazione Spaziale Internazionale*

di circa 4 kW nei periodi di eclissi. Alternativamente, in caso di inattività prolungata dei pannelli solari, la potenza minima di 100 W dedicata al *payload* è garantita per un tempo di circa 20 ore.

5.3 Bilancio di massa del veicolo

Si riportano in Tabella 77 le masse definite in Sez. 5.1 in modo da ottenere la massa totale a vuoto del veicolo.

Sottosistemi imbarcati	Massa (kg)	Quantità	Cont. (%)	Massa cautelativa (kg)
Struttura pannelli	47	1	20	56,4
Celle solari + supporto	33	1	10	36,3
SADA	3,5	2	5	7,4
Batterie	1,11	24	5	28,0
PCDU	22,5	2	5	47,3
Propulsore T6	8,0	2	5	16,8
PPU	12	2	20	28,8
XFCU	0,5	2	5	1,1
Sistema puntamento T6	11	2	20	26,4
Serbatoi	10	2	5	21
Sensori di sole	0,035	3	5	0,11
Sensori di stelle	0,375	3	5	1,2
Ruote di reazione	2,0	4	5	8,4
Propulsori di assetto	0,38	32	5	12,8
Computer di bordo	1,5	1	5	1,6
Unità archiviazione dati	1,0	1	5	1,1
Antenne + elettronica	12	1	5	12,6
Struttura veicolo	50	1	20	60
Controllo termico	15	1	20	18
Rivestimenti alluminio	16	1	20	19,2
Dispositivi di attracco	10	2	20	24
Cablaggi / tubazioni	10	1	20	12
Payload	60	1	5	63
Totale (kg)				501,5
Totale da simulazione (kg)				504
Totale da prima analisi (kg)				519

Tabella 77: Bilancio di massa del veicolo e confronto con dati precedenti

Questa massa è confrontata con i valori ottenuti dalla simulazione effettuata in Sez. 4 e dalla prima analisi di Sez. 3.

La massa a vuoto ottenuta in questa analisi è molto vicina a quella derivante dalle simulazioni di Sez. 4. Per i componenti di cui si conosce la massa esatta si applica una contingenza del 5%, mentre per le parti che non sono state dimensionate ma soltanto stimate si applica una contingenza del 20%.

5.4 Posizionamento dei componenti e disegno del veicolo

La definizione del posizionamento dei componenti deve soddisfare il requisito sulla modularità degli stessi e deve garantire la funzionalità del sistema globale. La soluzione scelta in questo studio è riportata in Figura 70.

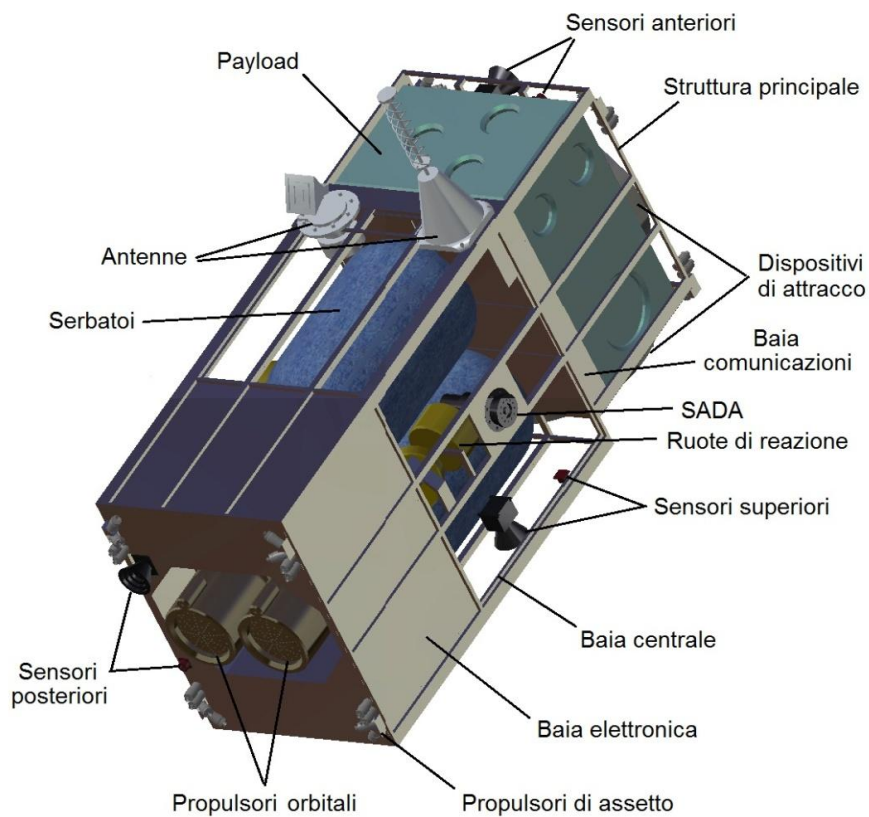


Figura 70: Veicolo in configurazione assemblata

Veicolo Riutilizzabile a Bassa Spinta per Missioni Lunari basato sulla Stazione Spaziale Internazionale

Nella configurazione di Figura 70 sono stati rimossi i pannelli solari e i rivestimenti termici in modo da visualizzare meglio la posizione dei sottosistemi e dei singoli componenti.

Il requisito di partenza per la definizione del posizionamento finale dei sottosistemi è costituito dalla necessità di installare i serbatoi, i SADA e le ruote di reazione in posizione centrale. I serbatoi a pieno carico hanno una massa minima di 335 kg (Tabella 61 e Tabella 62) e rappresentano quindi la parte più pesante del veicolo. Per questo si preferisce posizionarli al centro del veicolo, in modo da non causare spostamenti eccessivi del centro di massa dovuti al progressivo esaurimento della massa di propellente. Stesso discorso vale per i pannelli solari che pesano complessivamente 80 kg. Questi inoltre, data la loro estensione superficiale, causano il maggior contributo perturbativo per effetto di resistenza aerodinamica e pressione di radiazione solare, quindi è preferibile fissarli in prossimità del centro di massa del veicolo in modo da minimizzare il braccio su cui le coppie perturbative sono generate. Per quanto riguarda le ruote di reazione, dovendo queste generare momenti agenti sui tre assi del veicolo, è preferibile posizionarle in prossimità del centro di massa dello stesso. I requisiti sul posizionamento di serbatoi, SADA e ruote di reazione portano alla configurazione di Figura 70.

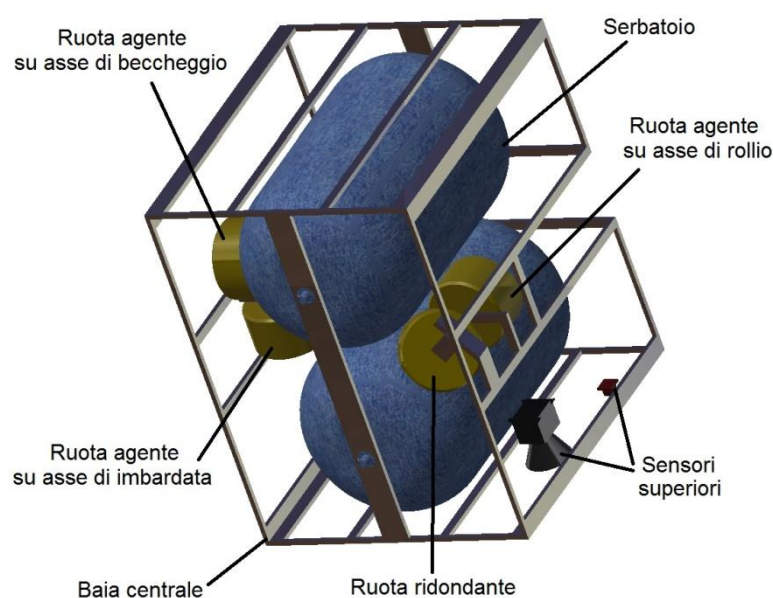


Figura 71: Dettaglio baia centrale

I serbatoi e le ruote di reazione sono fissati alla baia centrale, estraibile dal lato posteriore del veicolo, raffigurata nel dettaglio in Figura 71. I dispositivi SADA, invece rimangono solidali alla struttura principale.

Per semplificare il collegamento elettrico dei componenti e le protezioni in alluminio, gli strumenti che gestiscono le potenze elettriche sono raggruppati sul lato posteriore del veicolo, in prossimità dei propulsori. In questa baia, che è estraibile dal lato posteriore del veicolo (Figura 72), si trovano anche le unità di controllo del flusso di Xenon, posizionate tra i serbatoi e i propulsori orbitali.

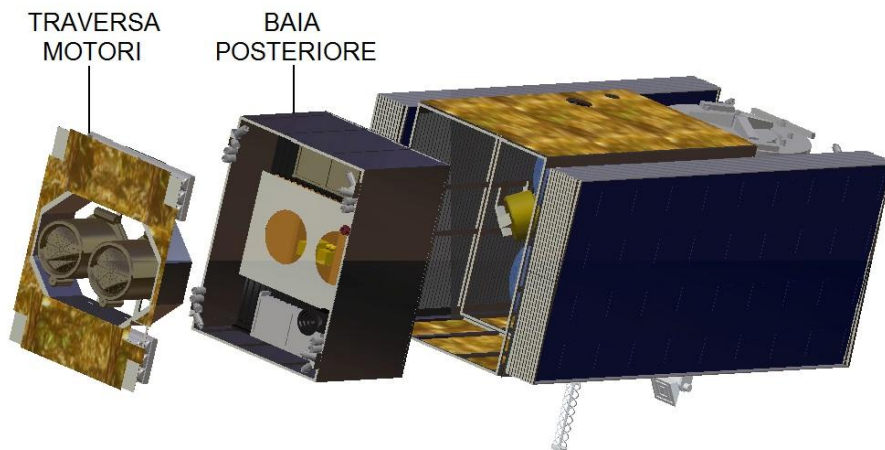


Figura 72: Estrazione delle strutture posteriori

Come illustrato in Figura 72 vi è la possibilità di estrarre una traversa interna che porta soltanto i propulsori e le batterie prevedendo di dover sostituire queste parti con maggior frequenza rispetto agli altri strumenti elettronici.

Si riportano, in Figura 73, le immagini dettagliate della baia posteriore e della traversa estraibile, private del rivestimento di alluminio. La disposizione dei componenti nella baia posteriore permette uno sfruttamento ottimale degli spazi interni e non compromette la funzionalità del sistema globale. I propulsori sono incassati nella struttura per evitare il fenomeno dello *sputtering*, cioè l'interazione di una parte del plasma emesso dal propulsore con gli strumenti che si trovano nelle vicinanze. Per limitare questo effetto si è deciso di

Veicolo Riutilizzabile a Bassa Spinta per Missioni Lunari basato sulla Stazione Spaziale Internazionale

incassare il sensore di Sole e la parte elettronica dei sensori di stelle all'interno del rivestimento di alluminio.

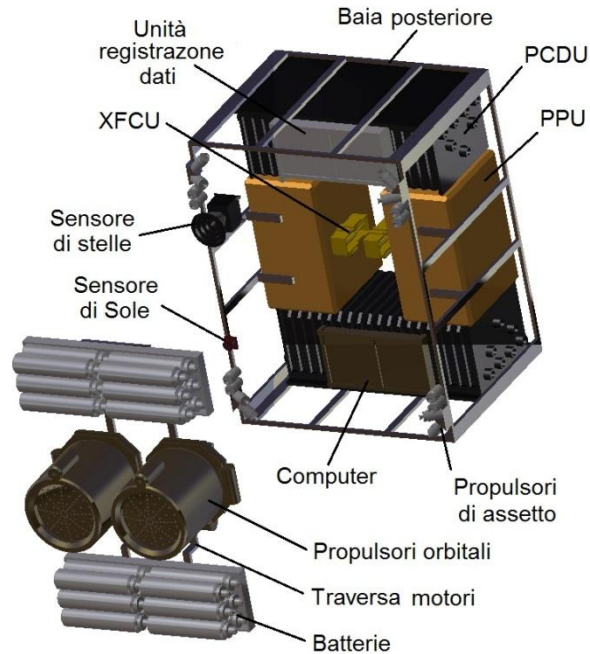


Figura 73: Dettaglio baia posteriore e traversa motori

Per ragioni di spazio le elettroniche di comunicazione sono raggruppate in una baia posta di fronte ai serbatoi, anch'essa rivestita da pannelli di alluminio. In prossimità di questa baia, sul lato rivolto verso la Terra, si trovano le antenne di comunicazione. La baia delle comunicazioni è estraibile lateralmente, sull'unico lato non coperto da altri sistemi, mentre le antenne sono montate su di una traversa che ne facilita la rimozione. In Figura 74 è riportata un'immagine della baia delle comunicazioni privata del rivestimento di alluminio.

Come si può notare questa baia dispone di spazio vuoto che può essere impiegato per caricare ulteriori strumenti elettronici, come ad esempio elementi accessori al *payload*, che si trova nella baia adiacente. Quindi questa baia, oltre a contenere gli strumenti di trasmissione dati, può offrire un discreto margine volumetrico alla strumentazione scientifica imbarcata.

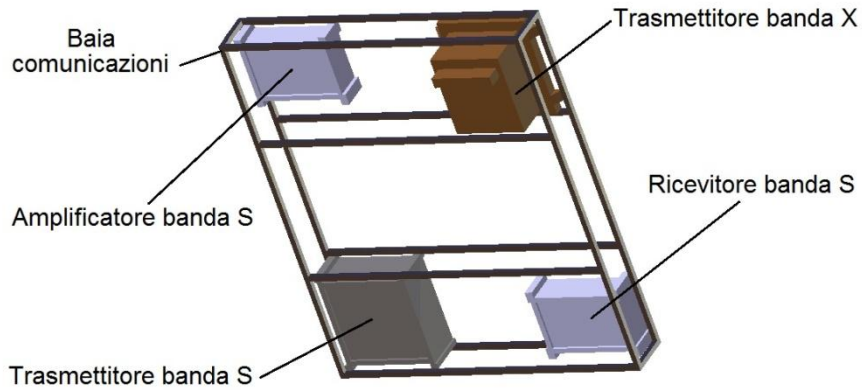


Figura 74: Dettaglio baia comunicazioni

I meccanismi di attracco sono posti uno superiormente, per permettere ai bracci di servizio di catturare il veicolo mentre questo staziona in prossimità della ISS, e uno anteriormente per permettere l'attracco alla porta di ormeggio. Questi dispositivi sono meglio rappresentati nella vista frontale-superiore del veicolo riportata in Figura 75.

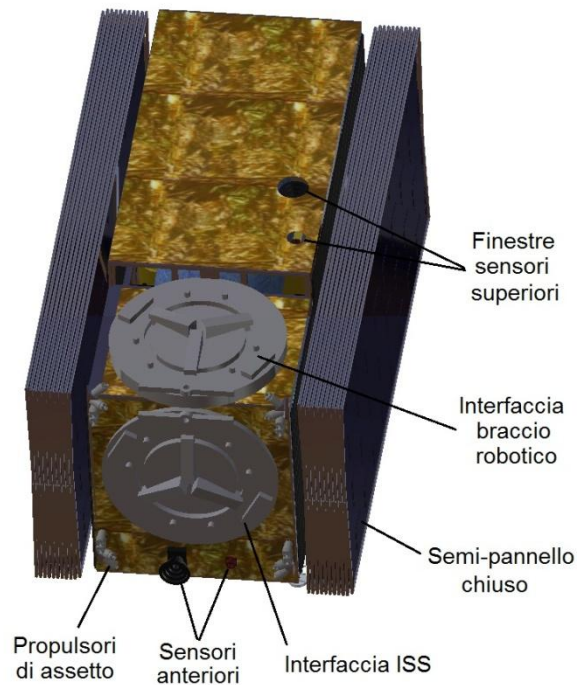


Figura 75: Vista frontale del veicolo con pannelli retratti

*Veicolo Riutilizzabile a Bassa Spinta per Missioni Lunari basato sulla
Stazione Spaziale Internazionale*

Questa vista rappresenta la configurazione del veicolo durante la fase di avvicinamento alla Stazione Spaziale e ai relativi bracci robotici di servizio.

In Figura 76 è rappresentato il veicolo disassemblato e sono evidenziate le direzioni di estrazione delle parti interne. E' possibile apprezzare la modularità del veicolo che permette di sostituire una o più parti senza danneggiare o movimentare le altre. In particolare i propulsori orbitali e i serbatoi devono essere rimossi dopo ogni missione, e con la configurazione rappresentata in Figura 76 questa operazione è sufficientemente semplificata.

La scatola del *payload* è situata in posizione frontale, ed ha visibilità su tre lati, mentre gli altri lati sono coperti dai meccanismi di attracco e dai serbatoi. Il *payload* è estraibile lateralmente, allo stesso modo di come accade per la baia delle comunicazioni.

Come si può notare in Figura 76 la struttura della baia centrale è disegnata in modo da poter essere rimossa senza essere intralciata dai SADA. Questi dispositivi sono fissati alla struttura principale ma occupano, con buona parte della loro lunghezza, lo spazio interno della baia centrale.

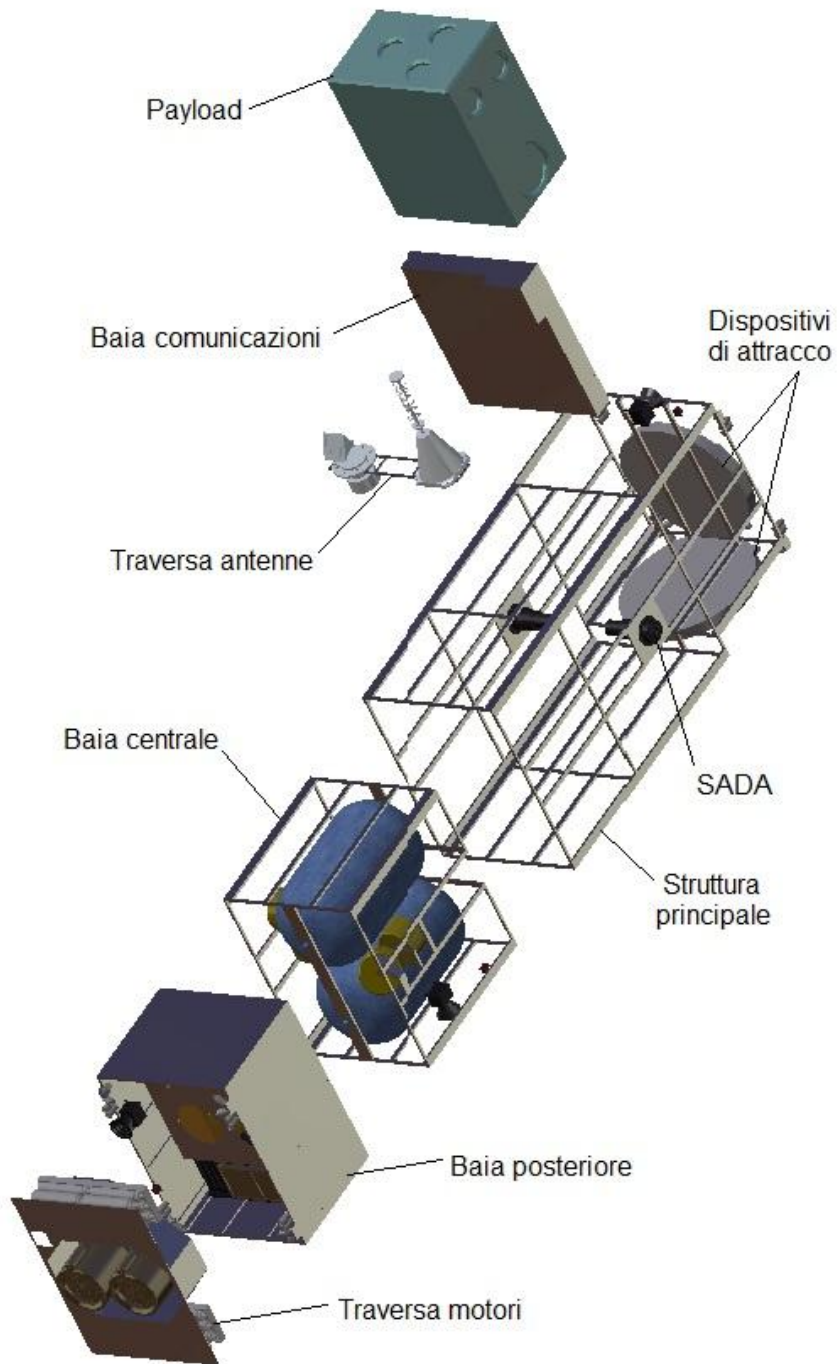


Figura 76: Esploso delle strutture del veicolo

*Veicolo Riutilizzabile a Bassa Spinta per Missioni Lunari basato sulla
Stazione Spaziale Internazionale*

Le prestazioni globali del veicolo di interesse per la scelta e il dimensionamento del *payload* sono riassunte in Tabella 78.

Prestazioni sul <i>payload</i>	
Massa totale imbarcabile	60 kg
Volume disponibile	0,174 m ³ (0,015 m ³ opzionali in baia comunicazioni)
Dimensioni scatola <i>payload</i>	725 × 600 × 400 mm (600 × 280 × 90 mm opzionali in baia comunicazioni)
Potenza disponibile stimata in orbita lunare	Luce: 8,5 kW Eclissi: 4 kW per 0,5 ore Eclissi: 100 W per 20 ore
Tempo di trasferimento lunare	225 gg (7,5 mesi)

Tabella 78: Prestazioni sul trasporto del *payload*

Capitolo 5 –Disegno Preliminare del Veicolo

CONCLUSIONI

6.1 Conclusioni

Il lavoro svolto in questa tesi ha portato alla definizione di un veicolo spaziale capace di portare un carico scientifico di massa prestabilita in orbita lunare e rientrare in orbita bassa per poi attraccare alla Stazione Spaziale Internazionale. Qui il veicolo viene ripristinato in modo da affrontare le successive missioni lunari. Al fine di definire tale veicolo si è svolta un'analisi delle varie manovre orbitali, valutando le problematiche legate al particolare profilo di missione e alla necessità di effettuare un ripristino dei sistemi di bordo durante i periodi di ormeggio sulla Stazione Spaziale Internazionale. Per il carico scientifico è stata stabilita una massa minima di 60 kg e una fornitura di potenza non inferiore ai 100 W.

L'analisi delle manovre di attracco effettuate da veicoli spaziali esistenti ha portato alla definizione di una strategia simile che è stata adattata al

Capitolo 6 –Conclusioni

caso in studio. Inoltre è stata effettuata una ricerca dei possibili punti di attracco della Stazione Spaziale Internazionale su cui il veicolo potrebbe stazionare nei periodi di inattività, ricercandone soprattutto i limiti dimensionali e le destinazioni di impiego, in modo da valutarne la compatibilità con il veicolo in studio. Questa ricerca ha portato alla selezione di una serie di punti di ormeggio che sono solitamente usati per ospitare carichi scientifici e moduli di servizio temporanei. E' stata inoltre valutata la vita operativa dei sottosistemi in modo da stabilire quali debbano essere sostituiti e introdurre dei primi accorgimenti che ne facilitano la sostituzione.

Sono state valutate diverse tipologie di sistema propulsivo basate su propulsori esistenti, alimentate con diversi livelli di potenza tra 1 kW e 12 kW, e sono state messe a confronto per poter selezionare quelle più adatte allo scopo. Per fare ciò è stato sviluppato un modello matematico di ordine ridotto che tiene conto delle perturbazioni orbitali e delle tecnologie impiegate sia per il sistema propulsivo che per il sistema di controllo dell'assetto. Il modello fornisce le masse iniziale e finale del veicolo, il tempo di missione e la massa di propellente dedicata al controllo di assetto.

Il confronto delle varie soluzioni ha portato alla selezione di due configurazioni propulsive, una motorizzata con un singolo propulsore ad effetto Hall PPS5000 operante a 4 kW, e l'altra con una coppia di propulsori ionici T6 a griglia elettrostatica operanti a 8 kW.

Le due soluzioni selezionate in prima analisi sono state successivamente simulate mediante il propagatore orbitale SATSLab che ha permesso di ottenere dati più precisi sui consumi di propellente e sui tempi di missione. In fase di simulazione sono state sperimentate diverse strategie per il trasferimento lunare, per la fuga lunare e per il trasferimento di ritorno alla Stazione Spaziale Internazionale. Il confronto tra queste strategie ha permesso di definire un profilo di missione soddisfacente dal punto di vista del consumo di propellente e del tempo totale di esecuzione. Il confronto dei risultati per le due configurazioni simulate ha evidenziato il vantaggio tecnologico del T6 a griglia elettrostatica, rappresentato principalmente dall'elevato impulso specifico, e quindi dal basso consumo di propellente, che tale tecnologia permette di ottenere. La scelta finale, su cui si è concentrata un'analisi dettagliata di sistema, è quindi ricaduta sulla coppia di T6 alimentati a 8 kW.

Veicolo Riutilizzabile a Bassa Spinta per Missioni Lunari basato sulla Stazione Spaziale Internazionale

In base alla potenza propulsiva richiesta sono stati selezionati i sottosistemi e le strutture che andranno a costituire il veicolo. La scelta del sistema propulsivo condiziona direttamente la massa di sistemi come l'elettronica di gestione della potenza e i pannelli solari, contributi preponderanti alla massa totale del veicolo. La tecnologia propulsiva scelta permette però di ridurre notevolmente la massa di propellente necessaria al completamento della missione, riducendo così la massa a pieno carico del veicolo e l'ingombro dei serbatoi.

Una volta selezionati e dimensionati i vari sottosistemi si è definito un assemblaggio tale da non eccedere i limiti dimensionali imposti dalle porte di attracco e permettere la facile rimozione delle parti da sostituire. Il risultato finale è un veicolo che soddisfa i requisiti sul trasferimento lunare, sulle manovre in prossimità della Stazione Spaziale Internazionale, sui limiti dimensionali delle porte di attracco e sui servizi richiesti dal *payload* imbarcato. Per quest'ultimo è stato rispettato il limite minimo sulla massa, mentre il sistema di generazione di potenza mette a disposizione ben 8,5 kW nei periodi di luce in orbita lunare (4kW in eclissi), rientrando ampiamente nel vincolo stabilito.

6.2 *Sviluppi futuri*

Il lavoro svolto è un dimensionamento preliminare del veicolo che si vuole realizzare, ed è servito a fare delle scelte progettuali partendo da risultati di prima stima, ottenuti con criteri analitici basati fondamentalmente sulle ipotesi di missione effettuate. Un possibile sviluppo futuro è rappresentato da una definizione più accurata della strategia di missione basata soprattutto sulla configurazione del veicolo, che dovrà essere sviluppata parallelamente. Infatti il modello utilizzato per l'analisi preliminare può essere migliorato introducendo ipotesi sulla missione e sui sottosistemi più realistiche e raffinando gli strumenti matematici su cui si basa.

Anche il disegno finale del veicolo si presta a miglioramenti di tipo logico e strutturale. Le strutture portanti sono frutto di un dimensionamento di massima che risponde più a vincoli dimensionali che a requisiti sulla resistenza meccanica. Un dimensionamento strutturale adeguato porterebbe senza dubbio a un alleggerimento di queste strutture.

Capitolo 6 –Conclusioni

L'adozione di sottosistemi di nuova concezione permetterebbe la realizzazione di un veicolo più leggero ed affidabile. Ad esempio per le celle solari si prevede di ottenere, in un futuro prossimo, efficienze superiori al 40% e densità fino a 1000 W/kg. In questa situazione, sul veicolo in studio, si risparmierebbero oltre 3 m² di superficie fotovoltaica e circa 10 kg di massa. L'alleggerimento della struttura e dei sottosistemi ridurrebbe i tempi di missione e i consumi di propellente o, alternativamente, permetterebbe di caricare un *payload* maggiorato.

Infine una analisi termica accurata, non svolta in questo lavoro, permetterebbe di dimensionare in modo più dettagliato le strutture di controllo termico in modo da mantenere i vari sottosistemi all'interno dei campi di temperatura operativi.

BIBLIOGRAFIA

1. W. T. Huntress Jr., V. I. Moroz, I. L. Shevaley, *Lunar and Planetary Robotic Exploration Missions in the 20th Century*. Space Science Reviews, No. 107, pp. 541–649, 2003.
2. Amy Paige Snyder, *NASA and Planetary Exploration*. Exploring the Unknown, Vol. 5, Exploring the Cosmos, Ch. 2, 2001.
3. CIA Historical Review Program Release as Sanitized, *The Soviet Space Program*. National Intelligence Estimate, No. 11-1-69, 1969.
4. D. E. Browker, J. K. Hughes, *Lunar Orbiter Photographic Atlas of the Moon*. NASA SP-206, Scientific and Technical Information Office, 1971.
5. E. H. Kloman, *Unmanned Space Project Management, Surveyor and Lunar Orbiter*. NASA SP-4901, Scientific and Technical Information Office, 1972.
6. P. Pognant, *La conquista della Luna, Storia delle Missioni Apollo*. Alenia Spazio, Torino, 1969.
7. C. Pieters, *Robotic Mission to the Moon: Science and Exploration*. 3rd Space Exploration Conference and Exhibit, Denver, Colorado, 2008.
8. *NASA History Program Office, Lunar Exploration Timeline*. B78-84.
9. W. S. Koon, M. W. Lo, J. E. Marsden, S. D. Ross, *Low Energy Transfer to the Moon*. Celestial Mechanics and Dynamical Astronomy, No. 81, pp. 63-73, 2001.
10. P. D. Spudis, *The New Space Race*. Lunar Planetary Institute-USRA, 2010.
11. S. Mohanty, *Indian Space Program*. EarthToOrbit (E2O) Company, 2008.

Bibliografia

12. B. Bussey, *SMART-1 – Europe at the Moon*. Lunar and Planetary Information Bulletin, Lunar and Planetary Institute, Feb. 2005.
13. J. Ping, X. Su, Q. Huang, J. Yan, *New Selenodetic Results in Chang'e-1 Mission*. 42nd Lunar and Planetary Science Conference, 2011.
14. D. Karnik, *Indians Lunar Programmes: Chandrayaan-1 and Beyond*. 2nd Global Space Developmental Summit, Nov. 2009.
15. R. Vondrak, *Lunar Reconnaissance Orbiter (LRO) Mission Overview*. NASA Goddard Space Flight Center, Greenbelt, Maryland, 2008.
16. *LCROSS Impact Finds Water on the Moon*. PHYSorg.com, Nov. 2009.
17. K. K. Khurana, *Lunar Science with ARTEMIS: A Journey from the Moon's Exosphere to its Core*. Planetary Science Decadal Survey, 2011.
18. NASA Grail Launch Press Kit, *Gravity Recovery and Interior Laboratory (GRAIL) Launch*. Aug. 2011.
19. B. H. Foing, G. Racca, *SMART-1 Mission, Technology and Science: with Solar Power to the Moon*. 5th IAA International Conference on Low Cost Planetary Missions, ESTEC, Sep. 2003.
20. W. Fehse, *Automated Rendezvous and Docking of Spacecraft*. Cambridge University Press, 2003.
21. *Jules Verne Automated Transfer Vehicle (ATV)*. Mission Press Kit, ESA, Feb. 2008.
22. *Space Shuttle Mission STS-133*. Mission Press Kit, NASA, Feb. 2011.
23. *Space Shuttle Mission STS-134*. Mission Press Kit, NASA, Apr. 2011.
24. *Space Shuttle Mission STS-135*. Mission Press Kit, NASA, Jul. 2011.
25. United States Government Accountability Office, *International Space Station: Approaches for Ensuring Utilization Through 2020 are Reasonable but Should be Revisited as NASA Gains More Knowledge of ON-Orbit Performance*. Report to Congressional Committees, Dec. 2011.
26. Scientific and Technical Information Office, *NASA Historical Data Book, Human Spaceflight*. NASA SP-4012, Vol. 7, Ch. 3.
27. *ATV Johannes Kepler*. Mission Information Kit, ESA, Jan. 2011.
28. *HTV-1*. Mission Press Kit, JAXA, Sep. 2009.

*Veicolo Riutilizzabile a Bassa Spinta per Missioni Lunari basato sulla
Stazione Spaziale Internazionale*

29. *HTV2 (Kounotori 2)*. Mission Press Kit, JAXA, Jan. 2011.
30. R. J. McLaughlin, W. H. Warr, *The Common Berthing Mechanism (CBM) for the International Space Station*. 2001-01-2135, Society of Automotive Engineers, 2001.
31. E. Illi, *Space Station Common Berthing Mechanism*. NASA Archive, N92-25086.
32. *STS-134 Mission Summary: Space Shuttle Endeavour*. NASA Mission Summary, Mar. 2011.
33. *Goddard Team Develops New Carriers for ISS*. PHYSorg.com, Nov. 2009.
34. Research Announcement for ISS Experiments Relevant to Study Global Climate, *Annex 1: Additional Technical Information on ISS Capabilities and Background Information*. ESA Document, 2011.
35. B. Patti, *The ISS as an Observing Science Platform*. The Sustainable Utilization of the ISS Beyond 2015, pp. 28-35, 60th International Astronautical Congress, Daejeon, Republic of Korea, Oct. 2009.
36. J. Bryant, *Hyperspectral Earth Imaging: A Technology and Value-Demonstrator on the International Space Station*. The Sustainable Utilization of the ISS Beyond 2015, pp. 42-48, 60th International Astronautical Congress, Daejeon, Republic of Korea, Oct. 2009.
37. *Mobile Servicing System Canadarm2*. Datasheet, MDA Corporation.
38. KAWASAKI K, *Overview of JEM-EF on ISS*. Proceedings of the RIKEN Symposium, Saitama, 2008.
39. *Kibo Exposed Facility, User Handbook*. JAXA, Sep. 2010
40. *The Space Station as an Interplanetary Transport Vehicle*. Universe Today.
41. *Columbus Payload Accommodation Handbook*. Astrium, 2001.
42. A. Markov, A. Kaleri, *Development of the ISS Russian Segment in 2010-2020*. S.P. Korolev Rocket and Space Corporation Energia, May 2011.
43. M. Zell, *ISS as an Observing Science Platform*. ESA, D/HSF, 10 Years ISS Symposium, UNESCO/Paris, Jul. 2008.
44. International Space Station Payloads Office, *Overview of Attached Payload Accommodations and Environments on the International Space Station*. NASA/TP-2007-214768, NASA Johnson Space Center, Houston, Texas, Sep. 2007.
45. W. H. Gerstenmaier, *the International Space Station as a Test Bed*. NASA.

Bibliografia

46. *Space Shuttle Mission STS-129*. Mission Press Kit, NASA, Oct. 2009.
47. C. L. Galliard, *Access to Space*. Space Test Program, Department of Defence.
48. M. Steiner, F. Bauer, *Express Pallet*. ARISS-I Meeting, ESTEC, Mar. 2004.
49. R. D. Andresen, G. Peters, *European External Payloads Selected for Early Utilization on the International Space Station*. ESA Bulletin 98, Jun. 1999.
50. *First Visit to an Outpost in Orbit*. STS-89 Press Kit, NASA, May 1999.
51. *European Robotic Arm (ERA)*. Datasheet, ESA Document No. ESA-HSO-COU-007, Rev. 2.0.
52. *Ariane 5 User's Manual*. Arianespace, Issue 5, Rev. 1, Jul. 2011.
53. *ATV Jules Verne Launch Kit*. EADS Astrium, Korou, Mar. 2008.
54. *Vega User's Manual*. Arianespace, Issue 3, Rev. 0, Mar. 2006.
55. Politecnico di Milano, *Soyuz-ST*. Datasheet, Dec. 2002.
56. P. Labourdette, E. Julien, F. Chemama, D. Carbonne, *ATV Jules Verne Mission Maneuver Plan*. 21st International Symposium on Space Flight Dynamics, Toulouse, France, 2009.
57. *Jules Verne Automated Transfer Vehicle Re-Entry*. Information Kit, ESA, Sep. 2008.
58. *ATV: A Cargo Hug For The International Space Station*. (URL: <http://www.astrium.eads.net/>)
59. *Zvezda: Cornerstone for Early Human Habitation of the International Space Station*. Jul. 2007 (URL: www.shuttlepresskit.com)
60. W. Harwood, *Ariane 5 Rocket Launches European Cargo Ship On Station Resupply Mission*. Feb. 2011.
61. *ATV Johannes Kepler – Operation Timeline to Docking*. (URL: http://blogs.esa.int/atv/files/2011/02/Docking_timeline_for_blog_Johannes_Kepler_L1_2011-02-20_V06.pdf)
62. *HTV-1 Mission Press Kit*. Rev. A, Sep. 2009.
63. *Attitude and Articulation Control System*. Basics of Space Flight, Section 2, Ch. 11, JPL/NASA.
64. *Spacecraft Attitude Control During Thrusting Maneuvers*. NASA Space Vehicle Design Criteria (Guidance and Control), NASA SP-8059, Feb. 1971.
65. *200N Bipropellant Thrusters for ESA's ATV*. Datasheet, EADS Astrium.

*Veicolo Riutilizzabile a Bassa Spinta per Missioni Lunari basato sulla
Stazione Spaziale Internazionale*

66. *MRE-4.0 Monopropellant Thruster*. Datasheet, Northrop Grumman Space Technology Propulsio System.
67. *2 lbf Cold Gas Thruster*. Datasheet, 48003040, VACCO Space Products.
68. O. Camino, M. Alonso, et al, *SMART-1: Europe's Lunar Mission Paving The Way For New Cost Effective Ground Operations (RCSGSO)*. ESA SP-601, 6th International Symposium on Reducing the Costs of Spacecraft Ground Systems and Operations (RCSGSO), ESA/ESOC, Darmstadt, Germany, Jun. 2005.
69. N. Calder, B. Battrick, M. Talevi, *SMART-1: By Sun Power to the Moon*. ESA BR-191, Jun. 2003.
70. T. G. Stern, M. Cornwall, et al, *Deployable Retractable Photovoltaic Concentrator Solar Array Assembly For Space Applications*. United States Patent No. 5131955, Jul. 1992.
71. Honeybee Robotics, *Synchronizd Solar Array Deployment Mechanism*. New York, NY.
72. I. J. E. Jordan, *Electric Propulsion: Which One for my Spacecraft*. 744 Space System I Course, JHU, Whiting School of Engineering, Dec. 2000.
73. D. M. Goebel, I. Katz, *Fundamentals of Electric Propulsion: Ion and Hall Thrusters*. JPL Space Science Propulsion and Technology Series, 2008.
74. Laboratoires Plasma et Conversion d'Energie, *Hall Effect Thrusters For Satellite Propulsion*. Toulouse, France, Feb. 2008.
75. Hall Thruster Experiment (HTX), Princeton Plasma Physics Laboratory (<http://htx.pppl.gov/>)
76. J. G. Watson, *Deep Space 1 Ion Engine Passes 8000 Hours Endurance Test*. JPL Public Informatio Office, Pasadena, California, Oct. 1997.
77. P. Erichsen, *Spacecraft Propulsion: A Brief Introduction*. Mar. 2005.
78. S. Bailey, R. Raffaele, *Space Solar Cells and Arrays*. Handbook of Photovoltaic Science and Engineering, 2003.
79. NASA Goddard Spaceflight Center, *The Van Allen Belts*. May 2011.
80. J. H. Saleh, D. E. Hastings, D. J. Newman, *Spacecraft Design Lifetime*. Journal of Spacecraft and Rockets, Massachussets Institute of Technology, Cambridge, Massachussets, Vol. 39, No. 2, 2002.

Bibliografia

81. *VES 180 Rechargeable Lithium Battery*. Datasheet, SAFT, 2008.
82. Center of Studies and Activities for Space, *The Space Environment*. Padova, Italy, 2011.
83. I. Baylakoglu, M. Hudaverdi, *Reliability Concerns of Radiation Effects on Space Electronics*. Space Technology Research Institute, Ankara, Turkey.
84. *Space Radiation Protection*. NASA Space Vehicle Design Criteria (Structures), NASA SP-8054, Jun. 1970.
85. *Deep Space 1 Launch*. Press Kit, NASA, Oct. 1998.
86. *Overview of Electric Propulsion Activities in Japan: Ion Thrusters*. Komurasaki et al, Joint Propulsion Conference, 2007.
87. H. Kuninaka, *Hayabusa Asteroid Sample Return Mission*. JSPEC/JAXA.
88. T. Kubota, T. Hashimoto, et al, *Guidance and Navigation Scheme for Hayabusa Asteroid Exploration and Sample Return Mission*. ESA Workshop on GNC for Small Body Missions, Nov. 2005.
89. ESA Technical and Quality Management, *Electric Propulsion on SMART-1*. ESA Bulletin 129, Feb. 2007.
90. C. T. Russel, A. Coradini, et al, *DAWN: A Journey to the Beginning of the Solar System*. Space Physics Center, UCLA, 2005.
91. M. D. Rayman, T. C. Fraschetti, et al, *Dawn: A Mission in Development for Exploration of Main Belt Asteroids Vesta and Ceres*. ACTA Astronautica 58, pp. 605-616, 2006.
92. J. L. Rovey, *Deep Space Propulsion System*. Missouri S&T Physics Colloquium, Jan. 2010.
93. *What is the Asteroid Explorer Hayabusa*. Mission Press Kit, JAXA.
94. *SMART-1*. Universe Today (URL: <http://www.universetoday.com/91162/smart-1/>)
95. *DAWN Launch: Mission to Vesta and Ceres*. Mission Press Kit, NASA, Sep. 2007.
96. W. J. Larson, J. R. Wertz, *Space Mission Analysis and Design*. 3rd Edition, Space Technology Library.
97. *Spacecraft Composites*. Datasheet, Surrey Satellite Technology Ltd., Guilford, United Kingdom.
98. L. Liu, *Jitter and Basic Requirements of the Reaction Wheels Assembly in the Attitude Control System*. Aug. 2007.

Veicolo Riutilizzabile a Bassa Spinta per Missioni Lunari basato sulla Stazione Spaziale Internazionale

99. A. Dove, S. Robbins, C. Wallace, *The Lunar Orbit Throughout Time and Space*. ASTR 5835, Planetary Seminar, Sep. 2005.
100. D. Guissepe, D. Racca, B. Foing, *SMART-1 Description*. National Space Science Data Center, ID: 2003-043C.
101. J. M. Merrill, *Air Force Space Power Technology Development*. Air Force Research Laboratory.
102. *Propellant and Pressurant Tanks*. (URL: <http://www.psi-pci.com>)
103. H. J. de Graaf, *Electric Power Subsystems in Satellites*. Symposium Advanced Battery Technology in Automotive and Aerospace, Helmond, May 2010.
104. D. Kahawala, H. Chaurasia, *Mission Proposal: ORACLE*. Apophis Mission Design Competiton, The Planetary Society, Aug. 2007.
105. T. N. Edelbaum, *Propulsion Requirements for Controllable Satellites*. ARS Journal, pp. 1079-1089, 1961.
106. D. Vallado, *Fundamentals of Astrodynamics and Application*. Space Technology Library, 2nd edition, 2002.
107. G. Mengali, A. Quarta, *Fondamenti di Meccanica del Volo Spaziale*. Pisa University Press, 2006.
108. M. R. Delgado, *Modeling the Space Environment: Radiation Pressure*. E.T.S.I.A., Universidad de Madrid, Apr. 2008.
109. B.T.C. Zandbergen, *Modern Liquid Propellant Rocket Engines*. Delft University of Technology, Faculty of Aerospace Engineering, Delft, The Netherlands, Mar. 2000.
110. *PPS1350 Stationary Plasma Thruster*. Datasheet, Snecma, SAFRAN Group, Evry, France.
111. I. Hrbud, *Electric Propulsion*. Propulsion and Energy, Aerospace America, Dec. 2007.
112. J. S. Snyder, D. M. Goebel, et all, *Performance Evaluation of the T6 Thruster Engine*. 46th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, Nashville, Tennessee, Jul. 2010.
113. C. Neugebauer, P. Janu, R. Schermann, *Electric Propulsion Pointing Mechanism for Bepi Colombo*. RUAG Space GmbH, Vienna, Austria.
114. I. M. A. Rudwan, N. C. Wallace, M. Kelly, *Dispenser Temperature Profile Measurement and Discharge Current Division in the T5&T6 Kaufman-type Ion Thrusters*. IEOC-2007-170, 30th International Electric Propulsion Conference, Florence, Italy, Sep. 2007.

Bibliografia

115. E Greaney, *Mission to Mercury*. Catalyst, Secondary Science Review, Apr. 2010.
116. O. Duchemin, P. Dumazert, et al, *Development and Testing of a High-Power Hall Thruster*. IEPC-03-0032, 28th Electric Propulsion Conference, Toulouse. France, Mar. 2003.
117. D. Pagnon, S. Pellerin, et al, *Measurement and Modelling of the Inside Channel Deposition of the Sputtered Ceramics on HET PPSX000-ML*. 30th International Electric Propulsion Conference, Florence, Italy, Sep. 2007.
118. C. E. Garner, J. R. Brophy, et al., *Performance Evaluation and Life Testing of the SPT-100*. AI AA-94-2856.
119. S. Yung, M. Cheng, *Modeling of Hall Thruster Lifetime and Erosion Mechanism*. Massachusetts Institute of Technology, 2007.
120. D. Manzella, J. Hamley, et al, *Operational Characteristics of the SPT-140 Hall Thruster*. AIAA-97-2919, 33rd Joint Propulsion Conference, Seattle, Washington, Jul. 1997.
121. B. Wood, E. Gasparini, et al, *The Development of a Multi-Purpose Thruster Orientation Mechanism*. 14th European Space Mechanism & Tribology Symposium, Constance, Germany, Sep. 2011.
122. B. Arhipov, L. Krochak, et al, *Investigation of SPT-200 Operating Characteristics at Power Levels up to 12 kW*. IEPC-97-132.
123. A. Ruggiero, P. Pergola, S. Marcuccio, *Joint Trajectory and Energy Management Simulation of Low Thrust Missions*. IEPC-2011-260, 32nd International Electrical Propulsion Conference, Wiesbaden, Germany, Sep. 2011.
124. *Momentum/Reaction Wheels*. Datasheets, Valley Forge Composite Technology Inc., Covington, Kentucky.
125. K. M. Edmonson, D. C. Law, et al, *Flexible III-V Multijunction Solar Blanket*. Spectrolab Inc., Sylmar, California.
126. N. G. Dhere, S. R. Ghongadi, M. B. Pandit, *Lightweight CIGS2 Thin Film Solar Cells on Stainless Steel Foil*. Florida Solar Energy Center, Cocoa, Florida.
127. V. K. Kapur, M. Fisher, R. Roe, *Fabrication of Light Weight CIGS Solar Cells for Space Power Applications*. International Sola Electric Technology, Inglewood, California, 2001.
128. *High Power PCDU*. Datasheet, EADS Astrium Satellite Equipment.
129. R. Ameziane, J. C. Guyot, et al, *Concepts, Development and Validation of ATV Energy Management with a Coupled Power*,

*Veicolo Riutilizzabile a Bassa Spinta per Missioni Lunari basato sulla
Stazione Spaziale Internazionale*

- Thermal and On-Board Software Simulator*. European Conference for Aerospace Science (EUCASS), Avignon, France, Jun. 2006.
130. M. H. Corbett, *In-Situ Measurements of Discharge Plasma Characteristics During Thrust Operation of the T6 Gridded Ion Thruster*. IEPC-2009-151, International Electric Propulsion Conference, University of Michigan, Ann Arbor, Michigan, Sep. 2009.
131. A. N. Grubisic, S. Clark, et al, *Qualification of the T6 Ion Thruster for the BepiColombo Mission to the Planet Mercury*. IEPC-2011-234, International Electric Propulsion Conference, Wiesbaden, Germany, Sep. 2011.
132. N. Croisard, M. Vasile, et al, *Preliminary Space Mission Design Under Uncertainty*. University of Glasgow, United Kingdom, 2009.
133. C. Casaregola, G. Cesaretti, M. Andrenucci, *The European Prospects on High Power Electric Propulsion Technology for Future In-Space Operations*. Alta S.p.A., Pisa, May 2011.
134. C. E. Lazarovici, R. A. Lowell, J. W. Swonger, *Distributed Power Architecture for Electric Propulsion*. Electric Propulsion & Plasma Engineering (CEPPE) Laboratory, Colorado State University.
135. *T6 Ion Propulsion System Predevelopment Activities for Alphas*. ESA Telecommunications and Integrated Applications, Nov. 2009.
136. R. A. de la Fuente, *Validacion de Aisladores de Alta Tension, 1,8 kW, como Soportes Estructurales y Conductores Termicos Compatibles con el Entorno Espacial*. Universidad Pontificia Comillas, Madrid, Jul. 2008.
137. *Marotta Xenon Flow Control Unit Model No. SP05*. Datasheet, Marotta UK Ltd., United Kingdom.
138. *ATK Pressurant Tank No. 80400-1*. Datasheets, ATK Products.
139. J. M. Houston, N. R. Whetten, *High Pressure, High Resolution Xenon X-Ray Detector Array*. United States Patent No. 4394578, Jul. 1983.
140. *MOOG Type 2 Solar Array Drive Assembly*. Datasheet, MOOG Inc, USA.
141. *Fine Sun Sensor*. Datasheet, SSBV Space & Ground System, Portsmouth, United Kingdom.
142. K. D. Diaz, *Performance Analysis of a Fixed Point Star Tracker Algorithm for Use Onboard a Picosatellite*. California Polytechnic State University, Aug. 2006.

Bibliografia

143. *Comtech Miniature Star Tracker*. Datasheet, Comtech AeroAstro Inc., Ashburn, Virginia.
144. *OBC695 Radiation Tolerant Flight Computer*. Datasheet, Surrey Satellite Technology Ltd., Guilford, United Kingdom.
145. *High Speed Data Recorder*. Datasheet, Surrey Satellite Technology Ltd., Guilford, United Kingdom.
146. *High Gain X-band Antenna*. Datasheet, Surrey Satellite Technology Ltd., Guilford, United Kingdom.
147. *X-band Trasmmitter*. Datasheet, Surrey Satellite Technology Ltd., Guilford, United Kingdom.
148. *S-band Quadrifilar Helix Antenna*. Datasheet, Surrey Satellite Technology Ltd., Guilford, United Kingdom.
149. *S-Band Transmitter*. Datasheet, Surrey Satellite Technology Ltd., Guilford, United Kingdom.
150. *S-Band High Power Amplifier*. Datasheet, Surrey Satellite Technology Ltd., Guilford, United Kingdom.
151. *S-band Receiver*. Datasheet, Surrey Satellite Technology Ltd., Guilford, United Kingdom.
152. K. C. Wu, J. N. Cruz, et all, *Systems Analysis and Structural Design of an Unpressurized Cargo Delivery Vehicle*. American Institute of Aeronautics and Astronautics.

APPENDICI

APPENDICE A

Densità media in base al modello MSIS-90

In Tabella 79 e in Tabella 80 sono riportati i dati impiegati per la determinazione della densità media e della velocità media nell'intervallo di quota tra la Stazione Spaziale e 900 km. La media pesata viene effettuata su intervalli di 50 km, fino a una quota massima di 900 km. I tempi di attraversamento dei vari intervalli e il tempo totale di uscita dai 900 km dipendono, nel loro valore assoluto, dalla spinta propulsiva e dalla massa del veicolo, cioè da due grandezze che nell'analisi preliminare non sono ancora state definite. Questo non è un problema poiché le proporzioni di tali tempi rimangono invariate, e quindi non si ha influenza sui valori finali di densità e velocità.

Intervalli 1-5	1	2	3	4	5
Quota inf. (km)	350	400	450	500	550
Quota sup. (km)	400	450	500	550	600
Densità (kg/m ³)	1,03E-10	5,04E-11	3,23E-11	1,70E-11	1,13E-11
Vel. iniziale (m/s)	7701,65	7673,16	7644,982	7617,111	7589,54
Vel. finale (m/s)	7673,16	7644,98	7617,111	7589,543	7562,27
Vel. media (m/s)	7687,41	7659,07	7631,046	7603,327	7575,91
ΔV (m/s)	28,4931	28,1792	27,87097	27,56835	27,2712
M iniziale (kg)	1000	998,241	996,5049	994,7905	993,098
M finale (kg)	998,241	996,505	994,7905	993,0977	991,426
M media (kg)	999,121	997,373	995,6477	993,9441	992,262
Tempo (s)	8372,95	8266,22	8161,667	8059,236	7958,87
Tempo (gg)	2,32582	2,29617	2,26713	2,238677	2,2108

Tabella 79: Intervalli di quota 1-5

Appendice A

A scopo cautelativo le densità riportate sono quelle riferite al limite inferiore di ogni intervallo, e cioè le massime dell'intervallo stesso.

Intervalli 6-11	6	7	8	9	10	11
Quota inf. (km)	600	650	700	750	800	850
Quota sup. (km)	650	700	750	800	850	900
Densità (kg/m ³)	6,20E-12	4,20E-12	2,38E-12	1,65E-12	9,59E-13	6,74E-13
Vel. iniziale (m/s)	7562,27	7535,29	7508,6	7482,19	7456,05	7430,19
Vel. finale (m/s)	7535,29	7508,6	7482,19	7456,05	7430,19	7404,6
Vel. media (m/s)	7548,78	7521,95	7495,39	7469,12	7443,12	7417,39
ΔV (m/s)	26,9793	26,6926	26,4109	26,1342	25,8622	25,595
M iniziale (kg)	991,426	989,775	988,144	986,533	984,941	983,369
M finale (kg)	989,775	988,144	986,533	984,941	983,369	981,815
M media (kg)	990,6	988,959	987,338	985,737	984,155	982,592
Tempo (s)	7860,5	7764,08	7669,56	7576,89	7486,01	7396,88
Tempo (gg)	2,18347	2,15669	2,13043	2,10469	2,07945	2,05469

Tabella 80: Intervalli di quota 6-11

Per la massa del veicolo alla partenza si sceglie il valore limite di 1000 kg, ipotizzato in Sez. 2.6. Per la propulsione si assume di impiegare un propulsore PPS1350, impiegato nella missione SMART-1, la cui spinta è di 88 mN.

$$\rho_{AV} = \frac{\sum_{i=1}^{11} \rho_i \Delta t_i}{\Delta t_{TOT}} = \frac{\sum_{i=1}^{11} \rho_i \Delta t_i}{\sum_{i=1}^{11} \Delta t_i} = 2,19 \times 10^{-11} \text{ Kg} / \text{m}^3$$

$$V_{AV} = \frac{\sum_{i=1}^{11} V_{AV_i} \Delta t_i}{\Delta t_{TOT}} = \frac{\sum_{i=1}^{11} V_{AV_i} \Delta t_i}{\sum_{i=1}^{11} \Delta t_i} = 7554 \text{ m} / \text{s}$$
(53)

Con i dati di Tabella 79 e Tabella 80, e le Eq. 53, si può procedere al calcolo delle medie pesate di densità e velocità. Indicando con il pedice i le grandezze riferite a ogni intervallo, e con Δt_{TOT} il tempo totale di ascesa ai 900 km. Le grandezze ρ_{AV} e V_{AV} , cioè i valori medi cercati, vengono poi utilizzati nella Eq. 18, Sez. 3.5.1.

APPENDICE B

Risultati dell'analisi preliminare

I risultati dell'analisi preliminare sono riportati in Tabella 81, Tabella 82, Tabella 83, Tabella 84, Tabella 85, Tabella 86, Tabella 87 e Tabella 88. Per ogni caso di controllo di assetto i risultati sono separati in base al requisito sulla vita dei pannelli (tre o quattro missioni). Le caselle “*Pr. x St.*” indicano il numero di propulsori attivi in parallelo e il numero di stadi necessari, quest'ultimo superiore all'unità quando il tempo di missione supera la vita operativa del propulsore.

Si noti l'inadeguatezza dei propulsori PPS1350 e SPT100, studiati per i primi tre livelli di potenza (1 kW, 2 kW e 3 kW), alla propulsione del veicolo con impianto a gas freddo. Infatti nel modello matematico utilizzato i tempi di missione si allungano molto, come aumentano di conseguenza le dimensioni dei pannelli solari e il numero di stadi necessari. Questo provoca, per questi livelli di potenza, la non convergenza dei valori “*input*” e “*output*” del modello matematico, descritti nel in Sez. 3.8. Per livelli di potenza superiori (4-9 kW) le combinazioni di questi propulsori “*minori*” diventano efficaci ma non reggono comunque il confronto con gli altri modelli più prestanti.

Come si può notare il prolungamento della vita dei pannelli solari, in modo da coprire quattro missioni, provoca un aumento delle masse e dei tempi di missione. Questo “*appesantimento*” è ovviamente dovuto alla maggiore superficie di celle solari necessaria.

Appendice B

Controllo chimico - 3 missioni		1 kW - 6 kW					
Propulsori		PPS1350	T6	PPS5000	SPT100	SPT140	STP200
Livelli							
1 kW	m _i (kg)	936	-	-	1.045	-	-
	m _f (kg)	348	-	-	377	-	-
	Δt (mesi)	58,9	-	-	71,3	-	-
	Pr. x St.	1 x 4	-	-	1 x 6	-	-
2 kW	m _i (kg)	1.007	-	-	1.141	-	-
	m _f (kg)	375	-	-	412	-	-
	Δt (mesi)	62,7	-	-	78,0	-	-
	Pr. x St.	1 x 4	-	-	1 x 7	-	-
3 kW	m _i (kg)	975	-	-	1.056	-	-
	m _f (kg)	363	-	-	381	-	-
	Δt (mesi)	30,6	-	-	36,1	-	-
	Pr. x St.	2 x 2	-	-	2 x 3	-	-
4 kW	m _i (kg)	916	414	584	940	711	-
	m _f (kg)	341	288	289	339	288	-
	Δt (mesi)	19,1	18,8	14,9	21,4	16,1	-
	Pr. x St.	3 x 2	1 x 1	1 x 1	3 x 2	1 x 1	-
5 kW	m _i (kg)	1.076	485	720	1.119	948	-
	m _f (kg)	401	338	354	404	383	-
	Δt (mesi)	22,5	21,8	18,4	25,5	21,4	-
	Pr. x St.	3 x 2	1 x 1	1 x 2	3 x 3	1 x 2	-
6 kW	m _i (kg)	1.086	-	782	1.204	-	-
	m _f (kg)	404	-	385	435	-	-
	Δt (mesi)	17,1	-	20,0	20,7	-	-
	Pr. x St.	4 x 1	-	1 x 2	4 x 2	-	-

Tabella 81: Risultati per controllo chimico e 3 missioni (1-6 kW)

*Veicolo Riutilizzabile a Bassa Spinta per Missioni Lunari basato sulla
Stazione Spaziale Internazionale*

Controllo chimico - 3 missioni		7 kW – 12 kW					
Propulsori		PPS1350	T6	PPS5000	SPT100	SPT140	STP200
Livelli							
7 kW	m _i (kg)	1.161	-	-	1.301	-	-
	m _f (kg)	432	-	-	470	-	-
	Δt (mesi)	14,6	-	-	17,7	-	-
	Pr. x St.	5 x 1	-	-	5 x 2	-	-
8 kW	m _i (kg)	1.161	546	-	1.298	1.038	-
	m _f (kg)	432	380	-	469	40	-
	Δt (mesi)	14,5	12,5	-	17,7	11,8	-
	Pr. x St.	5 x 1	2 x 1	-	5 x 2	2 x 1	-
9 kW	m _i (kg)	1.234	571	865	1.392	1.082	728
	m _f (kg)	460	398	426	503	438	407
	Δt (mesi)	12,9	13,0	11,1	15,9	12,3	9,2
	Pr. x St.	6 x 1	2 x 1	2 x 1	6 x 2	2 x 1	1 x 1
10 kW	m _i (kg)	-	593	892	-	1.122	756
	m _f (kg)	-	413	439	-	454	422
	Δt (mesi)	-	13,5	11,4	-	12,8	9,5
	Pr. x St.	-	2 x 1	2 x 1	-	2 x 1	1 x 1
11 kW	m _i (kg)	-	-	930	-	-	786
	m _f (kg)	-	-	458	-	-	439
	Δt (mesi)	-	-	11,9	-	-	9,9
	Pr. x St.	-	-	2 x 1	-	-	1 x 1
12 kW	m _i (kg)	-	638	-	-	1.213	-
	m _f (kg)	-	444	-	-	490	-
	Δt (mesi)	-	9,7	-	-	9,1	-
	Pr. x St.	-	3 x 1	-	-	3 x 1	-

Tabella 82: Risultati per controllo chimico e 3 missioni (7-12 kW)

Appendice B

Controllo chimico - 4 missioni		1 kW - 6 kW					
Propulsori		PPS1350	T6	PPS5000	SPT100	SPT140	STP200
Livelli							
1 kW	m _i (kg)	958	-	-	1.069	-	-
	m _f (kg)	357	-	-	386	-	-
	Δt (mesi)	59,9	-	-	72,9	-	-
	Pr. x St.	1 x 4	-	-	1 x 6	-	-
2 kW	m _i (kg)	1.033	-	-	1.180	-	-
	m _f (kg)	385	-	-	426	-	-
	Δt (mesi)	64,7	-	-	81,1	-	-
	Pr. x St.	1 x 4	-	-	1 x 7	-	-
3 kW	m _i (kg)	984	-	-	1.068	-	-
	m _f (kg)	367	-	-	386	-	-
	Δt (mesi)	30,9	-	-	36,2	-	-
	Pr. x St.	2 x 2	-	-	2 x 3	-	-
4 kW	m _i (kg)	923	418	590	954	718	-
	m _f (kg)	344	291	290	345	290	-
	Δt (mesi)	19,4	19,0	15,1	21,7	16,2	-
	Pr. x St.	3 x 2	1 x 1	1 x 1	3 x 2	1 x 1	-
5 kW	m _i (kg)	1.084	492	759	1.185	955	-
	m _f (kg)	404	342	374	428	386	-
	Δt (mesi)	22,8	22,3	19,1	27,2	21,7	-
	Pr. x St.	3 x 2	1 x 1	1 x 2	3 x 3	1 x 2	-
6 kW	m _i (kg)	1.102	-	794	1.221	-	-
	m _f (kg)	410	-	391	441	-	-
	Δt (mesi)	17,4	-	20,4	21,0	-	-
	Pr. x St.	4 x 1	-	1 x 2	4 x 2	-	-

Tabella 83: Risultati per controllo chimico e 4 missioni (1-6 kW)

*Veicolo Riutilizzabile a Bassa Spinta per Missioni Lunari basato sulla
Stazione Spaziale Internazionale*

Controllo chimico - 4 missioni		7 kW - 12 kW					
Propulsori		PPS1350	T6	PPS5000	SPT100	SPT140	STP200
Livelli							
7 kW	m _i (kg)	1.168	-	-	1.318	-	-
	m _f (kg)	434	-	-	476	-	-
	Δt (mesi)	14,7	-	-	18,1	-	-
	Pr. x St.	5 x 1	-	-	5 x 2	-	-
8 kW	m _i (kg)	1.169	553	-	1.300	1.052	-
	m _f (kg)	435	385	-	469	425	-
	Δt (mesi)	14,7	12,6	-	17,8	11,8	-
	Pr. x St.	5 x 1	2 x 1	-	5 x 2	2 x 1	-
9 kW	m _i (kg)	1.251	579	871	1.409	1.089	733
	m _f (kg)	466	403	429	509	440	410
	Δt (mesi)	13,1	13,2	11,1	16,1	12,4	9,2
	Pr. x St.	6 x 1	2 x 1	2 x 1	6 x 2	2 x 1	1 x 1
10 kW	m _i (kg)	-	604	904	-	1.136	766
	m _f (kg)	-	421	445	-	459	428
	Δt (mesi)	-	13,7	11,6	-	12,9	9,6
	Pr. x St.	-	2 x 1	2 x 1	-	2 x 1	1 x 1
11 kW	m _i (kg)	-	-	935	-	-	791
	m _f (kg)	-	-	461	-	-	442
	Δt (mesi)	-	-	12,0	-	-	10,0
	Pr. x St.	-	-	2 x 1	-	-	1 x 1
12 kW	m _i (kg)	-	646	-	-	1.226	-
	m _f (kg)	-	449	-	-	496	-
	Δt (mesi)	-	9,8	-	-	9,3	-
	Pr. x St.	-	3 x 1	-	-	3 x 1	-

Tabella 84: Risultati per controllo chimico e 4 missioni (7-12 kW)

Appendice B

Controllo cold gas - 3 missioni		1 kW - 6 kW					
Propulsori		PPS1350	T6	PPS5000	SPT100	SPT140	STP200
Livelli							
1 kW	m _i (kg)	>2.000	-	-	>2.000	-	-
	m _f (kg)	>1.000	-	-	>1.000	-	-
	Δt (mesi)	>100	-	-	>100	-	-
	Pr. x St.	>1 x 10	-	-	>1 x 10	-	-
2 kW	m _i (kg)	>2.000	-	-	>2.000	-	-
	m _f (kg)	>1.000	-	-	>1.000	-	-
	Δt (mesi)	>100	-	-	>100	-	-
	Pr. x St.	>1 x 10	-	-	>1 x 10	-	-
3 kW	m _i (kg)	>2.000	-	-	>2.000	-	-
	m _f (kg)	>1.000	-	-	>1.000	-	-
	Δt (mesi)	>100	-	-	>100	-	-
	Pr. x St.	>2 x 10	-	-	>2 x 10	-	-
4 kW	m _i (kg)	1.108	485	670	1269	907	-
	m _f (kg)	413	338	330	458	367	-
	Δt (mesi)	23,2	22,2	17,0	28,6	20,4	-
	Pr. x St.	3 x 2	1 x 1	1 x 1	3 x 3	1 x 2	-
5 kW	m _i (kg)	1.743	551	825	1.840	1.181	-
	m _f (kg)	649	384	406	710	478	-
	Δt (mesi)	36,3	26,7	21,2	38,3	26,9	-
	Pr. x St.	3 x 3	1 x 1	1 x 2	3 x 3	1 x 2	-
6 kW	m _i (kg)	1.486	-	863	1.896	-	-
	m _f (kg)	553	-	425	684	-	-
	Δt (mesi)	23,4	-	22,6	32,5	-	-
	Pr. x St.	4 x 2	-	1 x 2	4 x 3	-	-

Tabella 85: Risultati per controllo a gas freddo e 3 missioni (1-6 kW)

*Veicolo Riutilizzabile a Bassa Spinta per Missioni Lunari basato sulla
Stazione Spaziale Internazionale*

Controllo cold gas - 3 missioni		7 kW - 12 kW					
Propulsori		PPS1350	T6	PPS5000	SPT100	SPT140	STP200
Livelli							
7 kW	m _i (kg)	1.367	-	-	1.714	-	-
	m _f (kg)	509	-	-	619	-	-
	Δt (mesi)	17,2	-	-	23,3	-	-
	Pr. x St.	5 x 1	-	-	5 x 2	-	-
8 kW	m _i (kg)	1.904	719	-	2.641	1.416	-
	m _f (kg)	709	501	-	954	573	-
	Δt (mesi)	23,6	16,6	-	36,3	15,9	-
	Pr. x St.	5 x 2	2 x 1	-	5 x 3	2 x 1	-
9 kW	m _i (kg)	2.003	777	1.121	2.667	1.491	945
	m _f (kg)	746	541	552	963	603	528
	Δt (mesi)	20,8	18,0	14,6	30,6	16,7	12,0
	Pr. x St.	6 x 2	2 x 1	2 x 1	6 x 3	2 x 1	1 x 1
10 kW	m _i (kg)	-	838	1.189	-	1.548	998
	m _f (kg)	-	583	585	-	626	558
	Δt (mesi)	-	19,3	15,5	-	17,3	12,7
	Pr. x St.	-	2 x 1	2 x 1	-	2 x 1	1 x 1
11 kW	m _i (kg)	-	-	1.238	-	-	1.088
	m _f (kg)	-	-	610	-	-	608
	Δt (mesi)	-	-	16,2	-	-	13,5
	Pr. x St.	-	-	2 x 1	-	-	1 x 1
12 kW	m _i (kg)	-	892	-	-	1.673	-
	m _f (kg)	-	621	-	-	676	-
	Δt (mesi)	-	13,6	-	-	12,5	-
	Pr. x St.	-	3 x 1	-	-	3 x 1	-

Tabella 86: Risultati per controllo a gas freddo e 3 missioni (7-12 kW)

Appendice B

Controllo cold gas - 4 missioni		1 kW - 6 kW					
Propulsori		PPS1350	T6	PPS5000	SPT100	SPT140	STP200
Livelli							
1 kW	m _i (kg)	>2.000	-	-	>2.000	-	-
	m _f (kg)	>1.000	-	-	>1.000	-	-
	Δt (mesi)	>100	-	-	>100	-	-
	Pr. x St.	>1 x 10	-	-	>1 x 10	-	-
2 kW	m _i (kg)	>2.000	-	-	>2.000	-	-
	m _f (kg)	>1.000	-	-	>1.000	-	-
	Δt (mesi)	>100	-	-	>100	-	-
	Pr. x St.	>1 x 10	-	-	>1 x 10	-	-
3 kW	m _i (kg)	>2.000	-	-	>2.000	-	-
	m _f (kg)	>1.000	-	-	>1.000	-	-
	Δt (mesi)	>100	-	-	>100	-	-
	Pr. x St.	>2 x 10	-	-	>2 x 10	-	-
4 kW	m _i (kg)	1.116	497	674	1273	908	-
	m _f (kg)	416	346	332	460	367	-
	Δt (mesi)	23,4	23,0	17,1	29,1	20,5	-
	Pr. x St.	3 x 2	1 x 1	1 x 1	3 x 3	1 x 2	-
5 kW	m _i (kg)	1.767	602	832	1.865	1.189	-
	m _f (kg)	658	419	410	717	481	-
	Δt (mesi)	37,0	27,9	21,6	38,7	27,0	-
	Pr. x St.	3 x 3	1 x 2	1 x 2	3 x 3	1 x 2	-
6 kW	m _i (kg)	1.502	-	883	1.908	-	-
	m _f (kg)	559	-	434	689	-	-
	Δt (mesi)	23,6	-	23,3	33,0	-	-
	Pr. x St.	4 x 2	-	1 x 2	4 x 3	-	-

Tabella 87: Risultati per controllo a gas freddo e 4 missioni (1-6 kW)

*Veicolo Riutilizzabile a Bassa Spinta per Missioni Lunari basato sulla
Stazione Spaziale Internazionale*

Controllo cold gas - 4 missioni		7 kW - 12 kW					
Propulsori		PPS1350	T6	PPS5000	SPT100	SPT140	STP200
Livelli							
7 kW	m _i (kg)	1.377	-	-	1.712	-	-
	m _f (kg)	513	-	-	618	-	-
	Δt (mesi)	17,3	-	-	23,6	-	-
	Pr. x St.	5 x 1	-	-	5 x 2	-	-
8 kW	m _i (kg)	1.940	746	-	2.495	1.421	-
	m _f (kg)	722	519	-	901	575	-
	Δt (mesi)	23,9	16,9	-	36,8	16,1	-
	Pr. x St.	5 x 2	2 x 1	-	5 x 3	2 x 1	-
9 kW	m _i (kg)	1.994	796	1.146	2.649	1.489	963
	m _f (kg)	742	554	563	956	602	538
	Δt (mesi)	21,0	18,4	14,9	30,8	16,7	12,3
	Pr. x St.	6 x 2	2 x 1	2 x 1	6 x 3	2 x 1	1 x 1
10 kW	m _i (kg)	-	870	1.214	-	1.550	1.011
	m _f (kg)	-	606	598	-	627	565
	Δt (mesi)	-	20,1	15,7	-	17,4	13,0
	Pr. x St.	-	2 x 1	2 x 1	-	2 x 1	1 x 1
11 kW	m _i (kg)	-	-	1.278	-	-	1.072
	m _f (kg)	-	-	629	-	-	599
	Δt (mesi)	-	-	16,8	-	-	13,8
	Pr. x St.	-	-	2 x 1	-	-	1 x 1
12 kW	m _i (kg)	-	906	-	-	1.669	-
	m _f (kg)	-	631	-	-	675	-
	Δt (mesi)	-	13,9	-	-	12,6	-
	Pr. x St.	-	3 x 1	-	-	3 x 1	-

Tabella 88: Risultati per controllo a gas freddo e 4 missioni (7-12 kW)