

POLITECNICO DI TORINO

Corso di Laurea Magistrale in Ingegneria Aerospaziale
Orientamento Spazio



**Politecnico
di Torino**

Tesi di Laurea Magistrale

Analisi di traiettorie per missioni verso Asteroidi Near-Earth con flyby multipli

Relatore

Prof. Lorenzo CASALINO

Candidato

Emanuele Angelo MALETTA

DICEMBRE 2023

Sommario

Negli ultimi decenni l'interesse nei confronti della *Space Industry* è cresciuto esponenzialmente, la quale ha assunto un ruolo sempre più centrale nell'economia globale. Questo fervore intorno al settore spaziale oltre a permettere la nascita di missioni a budget molto elevato ha incoraggiato la proliferazione di investimenti verso progetti di costo relativamente basso ma comunque molto interessanti da un punto di vista scientifico. "Asteroid Nodal Intersection Multiple Encounters" (ANIME) è un concept di missione presentato in risposta al bando dell'Agenzia Spaziale Italiana (ASI) per lo sviluppo di missioni facenti uso di satelliti CubeSat. Questa proposta si pone come obiettivo l'esplorazione di tre asteroidi Near-Earth (NEA), classe di corpi celesti interessante sia per ragioni di sicurezza planetaria, per via del potenziale rischio di collisione con la Terra, sia per ragioni scientifiche legate allo studio della genesi del Sistema Solare. La proposta originale di ANIME prevedeva il lancio del satellite a fine 2026, il quale durante la sua vita operativa avrebbe compiuto due fly-by e un rendezvous presso tre NEA, rispettivamente gli asteroidi 2006 HZ51, 2004 QD14 e 2000 SG344.

Questo lavoro di tesi si pone l'obiettivo di sviluppare e studiare traiettorie alternative rispetto a quella già proposta, analizzando finestre di lancio differenti e scegliendo dei set di asteroidi diversi rispetto al set menzionato sopra. La selezione degli asteroidi è stata fatta in base ai requisiti di missione e le traiettorie sono state poi generate utilizzando codici che fanno uso di tecniche di ottimizzazione. Le soluzioni sono state poi analizzate e confrontate, ponendo particolare attenzione verso le missioni caratterizzate dai minori consumi e da una durata contenuta.

La tesi, quindi, mostra la fattibilità di missioni a basso budget propulsivo per l'osservazione ravvicinate di asteroidi Near-Earth, trovando delle traiettorie che possono essere molto interessanti per la ricerca scientifica. L'esplorazione del Sistema Solare nelle regioni più vicine alla Terra viene provato quindi essere accessibile anche per sistemi spaziali di massa ridotta senza dover ricorrere a missioni di durata troppo elevata, il che può essere utile per lo sviluppo di missioni future analoghe.

In recent decades, the interest in the Space Industry has grown exponentially, playing an increasingly central role in the global economy. This excitement surrounding the space sector, in addition to enabling the development of high-budget missions, has encouraged investments in relatively low-cost yet scientifically compelling projects. "Asteroid Nodal Intersection Multiple Encounters" (ANIME) is a mission concept presented in response to the call for proposals from the Italian Space Agency (ASI) for the development of missions utilizing CubeSat satellites. This proposal aims to explore three Near-Earth Asteroids (NEA), a class of celestial bodies of interest for both planetary security reasons, due to the potential risk of collision with Earth, and scientific reasons related to the study of the origin of the Solar System. The original ANIME proposal envisioned the satellite's launch at the end of 2026. The satellite, during its operational lifetime, would have conducted two fly-bys and a rendezvous with three NEAs, specifically the asteroids 2006 HZ51, 2004 QD14, and 2000 SG344.

The objective of this thesis work is to develop and study alternative trajectories to the one already proposed, analyzing different launch windows and selecting a different set of asteroids from the one mentioned above. The selection of asteroids was based on mission requirements, and the trajectories were generated by software which used optimization techniques. The solutions were then analyzed and compared, with a particular focus on missions characterized by lower propellant consumption and shorter duration.

This thesis demonstrates the feasibility of low-propellant budget missions for close observation of Near-Earth asteroids, identifying trajectories that can be highly relevant for scientific research. The exploration of the Solar System in regions closest to Earth is shown to be accessible even for space systems with reduced mass without the need for excessively long-duration missions. This can be valuable for the development of similar future missions.

Indice

Elenco delle tabelle	VII
Elenco delle figure	VIII
1 Introduzione	1
1.1 Caratteristiche della missione	2
1.2 Asteroidi Near-Earth	4
1.2.1 Interesse scientifico dei NEA per la missione	6
2 Richiami di meccanica orbitale	9
2.1 Legge di gravitazione universale e problema degli N-corpi	9
2.2 Equazione della traiettoria	10
2.3 Patched-conics approximation	12
2.4 Sistemi di riferimento	13
2.5 Parametri orbitali	15
2.6 Manovre a bassa spinta con propulsione elettrica	16
3 Teoria del controllo ottimale	17
3.1 Modelli matematici del problema	17
3.1.1 Scelta del tipo di trasferta	19
3.1.2 Scelta delle equazioni del moto	19
3.1.3 Rappresentazione equazioni del moto	20
3.2 Funzione Obiettivo	21
3.3 Metodi risolutivi	22
4 Asteroidi di Rendezvous e processo di lavoro	25
4.1 Asteroidi di rendezvous	26
4.2 Strumenti utilizzati per generare le traiettorie.	29
4.2.1 Processo iterativo integrazione traiettorie	30
5 Soluzioni	32

6	Analisi traiettorie	35
6.1	Traiettorie rendezvous con 2000 SG344	35
6.1.1	Traiettoria diretta	36
6.2	Traiettorie rendezvous con 2017 SV19	40
6.2.1	Traiettoria diretta	40
6.2.2	Traiettoria 21: flyby 2008 WM64 - 2009 XO	46
6.2.3	Traiettoria 22: flyby 2008 WM64 - 1999 LK1	50
6.3	Traiettorie rendezvous con 2008 UA202	54
6.3.1	Traiettoria diretta	55
6.3.2	Traiettoria 31: flyby 2009 EK1 - 2003 HF2	59
6.3.3	Traiettoria 32: flyby 2009 EK1 - 2001 HB	64
6.3.4	Traiettoria 33: flyby 2002 SZ - 2005 YU55	65
6.4	Traiettorie rendezvous con 2018 TG6	70
6.4.1	Traiettoria diretta	71
6.4.2	Traiettoria 41: flyby 1988 TA - 2014 YQ15	75
6.4.3	Traiettoria 42: flyby 2004 VC17 - OLJATO	80
6.4.4	Traiettoria 43: flyby 2004 VC17 - NEREUS	83
6.5	Traiettorie rendezvous con 2020 OK5	87
6.5.1	Traiettoria diretta	87
7	Conclusioni	93
7.1	Soluzioni più interessanti	94
7.2	Considerazioni finali	95
	Bibliografia	97

Elenco delle tabelle

1.1	Confronto tra le specifiche della missione ANIME e tra le ipotesi considerate per lo sviluppo di traiettorie alternative	4
4.1	Date di partenza nell'intorno delle quali i consumi per raggiungere i corrispondenti asteroidi di rendezvous sono minimi.	28
5.1	Traiettorie: Istanti temporali di flyby e rendezvous.	33
5.2	Traiettorie: Spinta nominale e consumi	33
6.1	Informazioni traiettoria diretta verso 2000 SG344 di durata minima.	36
6.2	Informazioni traiettoria diretta verso 2017 SV19 di durata minima.	40
6.3	Informazioni traiettoria 21.	47
6.4	Informazioni traiettoria 22	51
6.5	Informazioni traiettoria diretta verso 2008 UA202 di durata minima.	55
6.6	Informazioni traiettoria 31	61
6.7	Informazioni traiettoria 32	65
6.8	Informazioni traiettoria 33	68
6.9	Informazioni traiettoria diretta verso 2018 TG6 di durata minima. .	71
6.10	Informazioni missione 41	77
6.11	Informazioni missione 42	81
6.12	Informazioni missione 43	84
6.13	Informazioni traiettoria diretta verso 2020 OK5 di durata minima. .	87

Elenco delle figure

1.1	Rappresentazione schematica tipologie NEA [<i>Image courtesy of JPL.</i>]	5
1.2	Numero di asteroidi nella main belt per diversi valori di semiasse maggiore. E' possibile osservare la presenza delle lacune di Kirkwood. Immagine presa da Ferraz-Mello [15].	8
3.1	Schema degli aspetti principali che definiscono un modello matematico che descriva una traiettoria spaziale. Da [19].	18
3.2	Schematizzazione approcci risolutivi. Da [19]	23
4.1	Lista dei parametri associati ad un elenco di asteroidi del Sistema Solare, contenuti all'interno di tabelle ASCII scaricabili sul sito NASA/JPL [22].	26
4.2	Massa finale del satellite in funzione del tempo di partenza per missioni dirette. Gli asteroidi di rendezvous sono quelli riportati nella legenda.	28
6.1	Traiettoria Terra-2000 SG344 rappresentata sul piano 3D nel sistema di riferimento eliocentrico.	37
6.2	Rappresentazione in un grafico tempo-raggio della traiettoria Terra-2000 SG344.	37
6.3	Massa del satellite e spinta fornita dal propulsore in funzione del tempo per la traiettoria Terra-2000 SG344.	38
6.4	Spinta fornita dal propulsore in funzione del tempo lungo le 3 dimensioni per la traiettoria Terra-2000 SG344.	38
6.5	Variazione di alcuni parametri orbitali nel tempo per la traiettoria Terra-2000 SG344.	39
6.6	Traiettoria Terra-2017 SV19 di durata minima, rappresentata sul piano 3D nel sistema di riferimento eliocentrico.	41
6.7	Rappresentazione in un grafico tempo-raggio della traiettoria Terra-2017 SV19 di durata minima.	41

6.8	Variazione di alcuni parametri orbitali nel tempo per la traiettoria Terra-2017 SV19 di durata minima.	42
6.9	Andamento afelio e perielio del satellite nel tempo per la traiettoria Terra-2017 SV19 di durata minima.	43
6.10	Massa del satellite e spinta fornita dal propulsore in funzione del tempo per la traiettoria Terra-2017 SV19 di durata minima.	43
6.11	Rappresentazione in un grafico tempo-raggio della traiettoria Terra-2017 SV19 di durata 9.	44
6.12	Andamento afelio e perielio del satellite nel tempo per la traiettoria Terra-2017 SV19 di durata 9.	44
6.13	Rappresentazione in un grafico tempo-raggio della traiettoria Terra-2017 SV19 di durata 12.	45
6.14	Andamento afelio e perielio del satellite nel tempo per la traiettoria Terra-2017 SV19 di durata 12.	46
6.15	Massa del satellite e spinta fornita dal propulsore in funzione del tempo per la traiettoria Terra-2017 SV19 di durata 12.	46
6.16	Traiettoria 21, rappresentata sul piano 3D nel sistema di riferimento eliocentrico.	47
6.17	Rappresentazione in un grafico tempo-raggio della traiettoria 21.	48
6.18	Andamento afelio e perielio del satellite nel tempo per la traiettoria 21.	48
6.19	Variazione di alcuni parametri orbitali nel tempo per la traiettoria 21.	49
6.20	Massa del satellite e spinta fornita dal propulsore in funzione del tempo per la traiettoria 21	50
6.21	Traiettoria 22, rappresentata sul piano 3D nel sistema di riferimento eliocentrico.	51
6.22	Rappresentazione in un grafico tempo-raggio della traiettoria 22.	52
6.23	Andamento afelio e perielio del satellite nel tempo per la traiettoria 22.	53
6.24	Variazione di alcuni parametri orbitali nel tempo per la traiettoria 22.	53
6.25	Massa del satellite e spinta fornita dal propulsore in funzione del tempo per la traiettoria 22	54
6.26	Traiettoria Terra-2008 UA202 di durata minima, rappresentata sul piano 3D nel sistema di riferimento eliocentrico.	55
6.27	Rappresentazione in un grafico tempo-raggio della traiettoria Terra-2008 UA202 di durata minima.	56
6.28	Massa del satellite e spinta fornita dal propulsore in funzione del tempo per la traiettoria Terra-2008 UA202 di durata minima.	56
6.29	Variazione di alcuni parametri orbitali nel tempo per la traiettoria Terra-2008 UA202 di durata minima.	57

6.30	Andamento afelio e perielio del satellite nel tempo per la traiettoria Terra-2008 UA202 di durata minima.	58
6.31	Rappresentazione in un grafico tempo-raggio della traiettoria Terra-2008 UA202 di durata 12.	59
6.32	Variazione di alcuni parametri orbitali nel tempo per la traiettoria Terra-2008 UA202 di durata 12.	59
6.33	Andamento afelio e perielio del satellite nel tempo per la traiettoria Terra-2008 UA202 di durata 12.	60
6.34	Massa del satellite e spinta fornita dal propulsore in funzione del tempo per la traiettoria Terra-2008 UA202 di durata 12.	60
6.35	Traiettoria 31, rappresentata sul piano 3D nel sistema di riferimento eliocentrico.	61
6.36	Rappresentazione in un grafico tempo-raggio della traiettoria 31. . .	62
6.37	Andamento afelio e perielio del satellite nel tempo per la traiettoria 31.	63
6.38	Variazione di alcuni parametri orbitali nel tempo per la traiettoria 31.	63
6.39	Massa del satellite e spinta fornita dal propulsore in funzione del tempo per la traiettoria 31	64
6.40	Traiettoria 32, rappresentata sul piano 3D nel sistema di riferimento eliocentrico.	65
6.41	Rappresentazione in un grafico tempo-raggio della traiettoria 32. . .	66
6.42	Andamento afelio e perielio del satellite nel tempo per la traiettoria 32.	66
6.43	Variazione di alcuni parametri orbitali nel tempo per la traiettoria 32.	67
6.44	Massa del satellite e spinta fornita dal propulsore in funzione del tempo per la traiettoria 32	67
6.45	Traiettoria 33, rappresentata sul piano 3D nel sistema di riferimento eliocentrico.	68
6.46	Rappresentazione in un grafico tempo-raggio della traiettoria 33. . .	69
6.47	Andamento afelio e perielio del satellite nel tempo per la traiettoria 33.	70
6.48	Variazione di alcuni parametri orbitali nel tempo per la traiettoria 33.	70
6.49	Massa del satellite e spinta fornita dal propulsore in funzione del tempo per la traiettoria 33	71
6.50	Traiettoria Terra-2018 TG6 di durata minima, rappresentata sul piano 3D nel sistema di riferimento eliocentrico.	72
6.51	Rappresentazione in un grafico tempo-raggio della traiettoria Terra-2018 TG6 di durata minima.	73
6.52	Andamento afelio e perielio del satellite nel tempo per la traiettoria Terra-2018 TG6 di durata minima.	73

6.53	Variazione di alcuni parametri orbitali nel tempo per la traiettoria Terra-2018 TG6 di durata minima.	74
6.54	Massa del satellite e spinta fornita dal propulsore in funzione del tempo per la traiettoria Terra-2018 TG6 di durata minima.	74
6.55	Rappresentazione in un grafico tempo-raggio della traiettoria Terra-2018 TG6 di durata 12.	75
6.56	Andamento afelio e perielio del satellite nel tempo per la traiettoria Terra-2018 TG6 di durata 12.	76
6.57	Variazione di alcuni parametri orbitali nel tempo per la traiettoria Terra-2018 TG6 di durata 12.	76
6.58	Massa del satellite e spinta fornita dal propulsore in funzione del tempo per la traiettoria Terra-2018 TG6 di durata 12.	77
6.59	Traiettoria 41, rappresentata sul piano 3D nel sistema di riferimento eliocentrico.	78
6.60	Rappresentazione in un grafico tempo-raggio della traiettoria 41. . .	78
6.61	Andamento afelio e perielio del satellite nel tempo per la traiettoria 41.	79
6.62	Variazione di alcuni parametri orbitali nel tempo per la traiettoria 41.	79
6.63	Massa del satellite e spinta fornita dal propulsore in funzione del tempo per la traiettoria 41.	80
6.64	Traiettoria 42, rappresentata sul piano 3D nel sistema di riferimento eliocentrico.	81
6.65	Rappresentazione in un grafico tempo-raggio della traiettoria 42. . .	82
6.66	Andamento afelio e perielio del satellite nel tempo per la traiettoria 42.	83
6.67	Variazione di alcuni parametri orbitali nel tempo per la traiettoria 42.	83
6.68	Massa del satellite e spinta fornita dal propulsore in funzione del tempo per la traiettoria 42.	84
6.69	Traiettoria 43, rappresentata sul piano 3D nel sistema di riferimento eliocentrico.	85
6.70	Rappresentazione in un grafico tempo-raggio della traiettoria 43. . .	85
6.71	Andamento afelio e perielio del satellite nel tempo per la traiettoria 43.	86
6.72	Variazione di alcuni parametri orbitali nel tempo per la traiettoria 43.	86
6.73	Massa del satellite e spinta fornita dal propulsore in funzione del tempo per la traiettoria 43.	87
6.74	Traiettoria Terra-2020 OK5 di durata minima, rappresentata sul piano 3D nel sistema di riferimento eliocentrico.	88
6.75	Rappresentazione in un grafico tempo-raggio della traiettoria Terra-2020 OK5 di durata minima.	88

6.76	Andamento afelio e perielio del satellite nel tempo per la traiettoria Terra-2020 OK5 di durata minima.	89
6.77	Variazione di alcuni parametri orbitali nel tempo per la traiettoria Terra-2020 OK5 di durata minima.	90
6.78	Massa del satellite e spinta fornita dal propulsore in funzione del tempo per la traiettoria Terra-2020 OK5 di durata minima.	90
6.79	Rappresentazione in un grafico tempo-raggio della traiettoria Terra-2020 OK5 di durata 12.	91
6.80	Andamento afelio e perielio del satellite nel tempo per la traiettoria Terra-2020 OK5 di durata 12.	91
6.81	Variazione di alcuni parametri orbitali nel tempo per la traiettoria Terra-2020 OK5 di durata 12.	92
6.82	Massa del satellite e spinta fornita dal propulsore in funzione del tempo per la traiettoria Terra-2020 OK5 di durata 12.	92

Capitolo 1

Introduzione

L'interesse verso il cosmo e lo stupore verso i segreti che questo cela è da sempre uno dei tratti caratteristici delle civiltà umane. A partire dagli anni '50 e dalla corsa allo spazio che ha caratterizzato la guerra fredda, arrivando alla moderna *space economy*, tempo e risorse sono state investite nell'esplorazione dell'Universo, che affascina l'umanità sin dall'alba dei tempi. Se prima l'esplorazione dello spazio era appannaggio principalmente degli enti governativi, negli ultimi anni, grazie soprattutto al crescente interesse delle aziende private, il settore spaziale ha assunto un ruolo sempre più centrale nell'economia globale. La *Space Foundation*, una organizzazione no profit che si occupa del settore spaziale, ha stimato che al 2023 il valore della space economy ammonta a 546 miliardi di dollari, un aumento dell'8% rispetto all'anno precedente, tendenza che non sembra andare in calo[1]. L'introduzione sul mercato dei nanosatelliti e in particolare dei CubeSat ha avuto un grande impatto sull'industria, dando il via a missioni a budget ridotti, ma che possono essere comunque di forte interesse scientifico o tecnico. Il progetto **ANIME** (Asteroid Nodal Intersection Multiple Encounters) si pone come obiettivo l'esplorazione di tre asteroidi near-Earth (*NEA*). L'attuale proposta di missione prevede il lancio di un satellite CubeSat a fine 2026, con una traiettoria progettata affinché ANIME compia due *flyby*, uno attorno all'asteroide 2006 HZ51, uno all'asteroide 2004 QD14, per poi compiere un *rendezvous* con l'asteroide 2000 SG344 a Settembre 2028.

Lo scopo del lavoro di tesi qui presentato è quello di ricercare traiettorie alternative per il satellite, compiendo *flyby* e *rendezvous* con asteroidi Near Earth differenti ma tenendo fissi alcuni parametri di progetto della missione originale. Questo studio è importante nel caso in cui si debba posticipare la missione e la finestra di lancio del 2026 quindi non sia più praticabile. Nel primo capitolo si esporrà la missione, le caratteristiche tecniche del satellite e i parametri di progetto fondamentali (1.1). Sempre nel primo capitolo si esporranno brevemente le caratteristiche scientifiche di interesse degli asteroidi near-Earth (1.2). Nel secondo capitolo verranno fatti degli

accenni di meccanica orbitale (2) per poi nella sezione successiva venir esposto in breve il metodo numerico che il codice implementato utilizza per la risoluzione delle equazioni in gioco (3). Nel quarto capitolo verranno presentati gli asteroidi selezionati per il rendezvous ed esposto il processo di lavoro per la ricerca delle traiettorie (4). Se nel quinto capitolo si esporranno tutte le traiettorie possibili studiate (5), nel sesto capitolo queste verranno commentate e analizzate più nel dettaglio, individuando le più interessanti(6), per poi trarre delle conclusioni nella settima e ultima parte di questa tesi (7).

1.1 Caratteristiche della missione

"Asteroid Nodal Intersection Multiple Encounters" (ANIME) è un concept di missione presentato in risposta al bando indetto dall'*Agenzia Spaziale Italiana (ASI)* per lo sviluppo di nuove missioni facenti uso di satelliti CubeSat. I CubeSat sono una tipologia di satelliti miniaturizzati con dimensioni standardizzate. Il CubeSat standard è di dimensione $10\text{cm} \times 10\text{cm} \times 10\text{cm}$ corrispondente ad $1U$, ovvero un'unità. E' possibile aumentare la dimensione di un CubeSat aggiungendo unità, quindi rendendolo più grande lungo una certa dimensione. La missione, come già menzionato, prefissa un lancio nominale a fine 2026, compiendo i flyby intorno a 2006 HZ51 e 2004 QD14 rispettivamente in Giugno 2027 e Dicembre 2027, per poi compiere il rendezvous con 2000 SG344 a Settembre 2028. Entrambi gli asteroidi di flyby sono classificati come Potentially Hazardous Asteroids (PHAs) (si faccia riferimento al paragrafo 1.2). La missione ha quindi una durata prevista di circa 2 anni.

Per compiere tale missione si fa uso di un satellite CubeSat 12U di massa iniziale 21 kg^1 . Questo porta a bordo un singolo propulsore a ioni modello *Busek BIT-3* che produce una spinta nominale di 1 mN , un impulso specifico di 2100 s e una quantità di propellente disponibile di 1.5 kg . Utilizzando la *Legge di Tsiolkowsky*:

$$\Delta V = I_{sp}g_0 \log \frac{m_i}{m_f} \quad (1.1)$$

si può calcolare il valore di ΔV che il propulsore è in grado di generare, ovvero 1.525 km/s . La potenza disponibile al propulsore dipende dall'inverso del quadrato della distanza dal Sole, considerando costante l'impulso specifico e l'efficienza. Nella traiettoria esaminata la potenza disponibile oscilla tra i 60 e i 70 W . Il duty cycle introdotto è del 90% , che si abbassa a 70% 15 giorni prima di flyby e rendezvous.

¹Le specifiche del progetto ANIME riportate in questo paragrafo sono state ricavate direttamente dal report della missione[2]

Per le osservazioni degli asteroidi il satellite trasporta a bordo la *Near Earth Multiple Objects Camera (NEMOCAM)*, telescopio Ritchey-Chrétien modificato derivante da una camera Simera Sense Ltd TriScape 100, che è in grado di osservare lo spettro $400 - 670nm$, con un filtro Bayer RGB. Attraverso questa camera è possibile ottenere immagini con una risoluzione dell'ordine del decimetro per quanto riguarda gli asteroidi di fly-by e del centimetro per l'asteroide di rendezvous. Questa camera però ha il problema di avere una vita garantita nello spazio di 2 anni, il che limita la durata massima della missione.

Case Study Nello studio compiuto in questa tesi per la ricerca di traiettorie alternative alcune delle specifiche della missione ANIME esposte sopra sono mantenute invariate mentre altre sono state opportunamente modificate. Sebbene infatti questo lavoro di tesi è costruito a partire da ANIME, quest'ultimo funge più da riferimento e da punto di partenza che da vincolo tecnico. Per questo motivo al fine di poter analizzare una gamma più ampia di traiettorie si è scelto di utilizzare per i calcoli e le iterazioni dei codici le seguenti ipotesi:

- La durata massima è stata estesa da 2 anni, 730 giorni circa, ovvero un vincolo imposto da limitazioni tecniche di un componente del satellite, a circa 870 giorni. Si ipotizza quindi che la camera abbia un ciclo di vita più lungo di quello teorico.
- La data di partenza è spostata a finestre di lancio a partire dal 2027, circa 4 anni dalla scrittura di questa tesi, per tenere conto dei tempi fisiologici di sviluppo di una missione spaziale.
- Impulso specifico 2100 s, massa propellente 1.5 kg e ΔV pari a circa 1.5 km/s sono delle specifiche rimaste invariate. Per quanto riguarda la spinta massima per alcune iterazioni si è considerata la possibilità di avere una spinta nominale doppia, ovvero 2 mN.
- Durante i fly-by si ipotizza che il tempo di permanenza del satellite nei pressi dell'asteroide sia nulla, oltre a non avere alcuna interazione di natura gravitazionale tra i due corpi.
- Tutte le analisi compiute sono fatte ipotizzando che il satellite abbia già compiuto l'escape dalla sfera di influenza della Terra. Lo studio della fase di lancio non è oggetto di questa tesi.

	ANIME	Ricerca traiettorie
Obiettivi	2 Fly-by, 1 rendezvous	2 Fly-by, 1 rendezvous
Durata missione	2 anni	~ 870 giorni
Impulso Specifico	2100 s	2100 s
Massa propellente	1.5 kg	1.5 kg
ΔV	1.525 km/s	1.525 km/s
Spinta nominale massima	1 mN	2 mN
Tempo permanenza flyby	Trascurabile (nullo)	Trascurabile (nullo)

Tabella 1.1: Confronto tra le specifiche della missione ANIME e tra le ipotesi considerate per lo sviluppo di traiettorie alternative

1.2 Asteroidi Near-Earth

I *Near-Earth Objects (NEO)* sono corpi celesti del sistema solare caratterizzati da un *perielio* q inferiore a $1.3AU$. I NEO possono essere a loro volta classificati in Near-Earth Asteroids (NEAs) e in *Near-Earth Comets (NECs)*, caratterizzati anche da un periodo orbitale P minore di 200 anni. Si possono suddividere i NEA in quattro categorie:

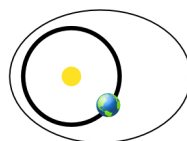
- **Amors:** NEA con semiasse maggiore più grande del raggio medio dell'orbita terrestre e perielio più grande dell'*afelio* terrestre. L'orbita risulta essere esterna all'orbita terrestre, ma interna a quella di Marte.
- **Apollos:** NEA con semiasse maggiore più grande del raggio medio dell'orbita terrestre e perielio più piccolo dell'*afelio* terrestre. L'orbita interseca quella terrestre.
- **Atens:** NEA con semiasse maggiore più piccolo del raggio medio dell'orbita terrestre e l'*afelio* più grande del perielio terrestre. L'orbita interseca quella terrestre
- **Atiras:** NEA con semiasse maggiore più piccolo del raggio medio dell'orbita terrestre e l'*afelio* più piccolo del perielio terrestre. L'orbita è completamente contenuta nell'orbita terrestre.

La figura 1.1 contiene una rappresentazione visiva delle orbite appena esposte. In quanto la classificazione dei NEA dipende unicamente dalla loro orbita, un asteroide può cambiare classe se soggetto a forze gravitazionali, come fly-by planetari, che comportano la variazione dei suoi parametri orbitali.

I *Potentially Hazardous Asteroids (PHAs)* sono asteroidi caratterizzati da una *Earth Minimum Orbit Intersection Distance (MOID)* di $0.05 AU$, parametro che

Amors

Earth-approaching NEAs with orbits exterior to Earth's but interior to Mars' (named after asteroid (1221) Amor)



$$a > 1.0 \text{ AU} \\ 1.017 \text{ AU} < q < 1.3 \text{ AU}$$

Apollos

Earth-crossing NEAs with semi-major axes larger than Earth's (named after asteroid (1862) Apollo)



$$a > 1.0 \text{ AU} \\ q < 1.017 \text{ AU}$$

Atens

Earth-crossing NEAs with semi-major axes smaller than Earth's (named after asteroid (2062) Aten)



$$a < 1.0 \text{ AU} \\ Q > 0.983 \text{ AU}$$

Atiras

NEAs whose orbits are contained entirely within the orbit of the Earth (named after asteroid (163693) Atira)



$$a < 1.0 \text{ AU} \\ Q < 0.983 \text{ AU}$$

(q = perihelion distance, Q = aphelion distance, a = semi-major axis)

Figura 1.1: Rappresentazione schematica tipologie NEA [Image courtesy of JPL.]

indica la distanza minima tra l'orbita terrestre e l'asteroide. Inoltre la *magnitudine assoluta* H deve essere minore di 22 [3]. La magnitudine è un parametro adimensionale che misura la luminosità di un oggetto su una scala logaritmica (un oggetto di magnitudine 1 sarà 100 volte più luminoso di un oggetto di magnitudine 6). Il *Jet Propulsion Laboratory (JPL)* definisce la magnitudine assoluta come la magnitudine che si registrerebbe se l'asteroide fosse piazzato ad 1 AU di distanza dall'osservatore e ad 1 AU dal Sole, con un angolo di fase nullo [4]. La magnitudine dipende da diversi parametri tra cui la dimensione del corpo. Senza soffermarsi troppo sull'equazione che lega le due grandezze, si può dire con buona approssimazione che un asteroide per essere classificato come PHA deve avere un diametro maggiore di 140 m circa. E' importante notare che i PHA non sono necessariamente destinati ad impattare la Terra in un futuro prevedibile, ma sono così classificati poiché rispetto agli altri NEO questi passano particolarmente vicini al nostro pianeta e per via delle loro dimensioni considerevoli l'impatto potrebbe avere delle conseguenze su scala globale.

1.2.1 Interesse scientifico dei NEA per la missione

Al 2023 solo sei NEA sono stati oggetto di missioni spaziali: Eros, 17 km di diametro [5]; Itokawa, 350 m [6]; Ryugu, 950 m [7]; Bennu, 500 m [8]; Toutatis, 5.5 km [9]; Didymos, 780 m, e la sua luna Dimorphos, 170 m, che costituiscono un sistema binario [10]. La missione in esame è una missione scientifica che si prefissa l'obiettivo di estendere le conoscenze che già si possiedono sugli asteroidi near-Earth. In particolare, è progettata al fine di poter soddisfare i seguenti requisiti scientifici [2]:

1. Determinare le proprietà fisiche di diversi NEA, di dimensioni diverse.
2. Determinare la natura fisica di PHA ad alto albedo.
3. Determinare il processo fisico che ha dato forma alla struttura della superficie dei NEA di piccole dimensioni.

Comprendere in maniera più approfondita i NEA è particolarmente importante per la comunità scientifica e sono diversi gli aspetti per cui risultano interessanti questi corpi celesti:

Sicurezza planetaria I PHA abbiamo visto essere NEA che più degli altri costituiscono un potenziale pericolo per la Terra. Ricercatori dell'*Imperial College* di Londra e dell'*Università dell'Arizona* hanno sviluppato un software capace di prevedere in prima approssimazione gli effetti dell'impatto di un asteroide sul suolo terrestre[11]. Un asteroide di diametro 140m, dimensione minima per classificare un PHA come tale, che entra nell'atmosfera del nostro pianeta, a seconda della densità, della velocità e dell'angolo di ingresso in atmosfera potrebbe causare terremoti, diversi crateri di piccole dimensioni (dovuti alla frammentazione del corpo in atmosfera) e un'onda d'urto in grado di provocare ingenti danni ad edifici, veicoli ed infrastrutture. Esiste un grande livello di diversità tra la popolazione dei NEA per quanto riguarda le loro proprietà fisiche e in quanto l'entità del pericolo, oltre che dalla traiettoria dell'oggetto, dipende principalmente da tali proprietà, diventa particolarmente importante studiare le caratteristiche di questi oggetti, così da poter classificare in maniera opportuna i PHA in base al loro livello di rischio.

Comprensione genesi corpi celesti L'interesse verso i NEA però non ha solo una ragione puramente pratica. Corpi di piccole dimensioni come gli asteroidi sono rappresentativi di quella che era la popolazione planetesimale (corpi rocciosi proto-planetari) caratteristica delle fasi primordiali del Sistema Solare. Studiare questi asteroidi diventa utile per comprendere meglio lo sviluppo e la formazioni dei pianeti del nostro Sistema e non solo. Il meccanismo di formazione planetaria e degli asteroidi infatti è del tutto analogo. La prima fase è data dalla formazione

di agglomerati particellari, *condrule*, derivanti dalla conglomerazione di polveri mediante urti e forze viscosi. Quando la dimensione degli aggregati raggiunge l'ordine del centimetro la velocità media delle collisioni supera un limite al di sopra del quale, in caso di urti, le particelle rimbalzano tra loro o si frammentano ma non vanno a conglomerarsi. Tuttora non è molto chiaro in che modo questi aggregati possano passare dunque da dimensioni dell'ordine del centimetro a dimensioni dell'ordine del kilometro [12]. Alcune teorie prevedono meccanismi di natura non puramente collisionale (presenza di materiali appiccicosi, ghiaccio, fenomeni magnetici o elettrici). Altri studi hanno mostrato che sbalzi di pressione su larga scala nei dischi proto-planetari causano un aumento della densità delle particelle, dando luogo a fenomeni gravitazionali che possono andare a formare planetesimi di dimensioni fino ai 1000km. Inoltre si possono formare vortici turbolenti che intrappolano le particelle aiutando l'aggregazione [13]. Lo studio della struttura degli asteroidi potrebbe aiutare a dimostrare o confutare alcune di queste teorie. Ad esempio l'osservazione di meteoriti primitivi (*condriti*) ha dimostrato proprio che questi sono costituiti fino all'80% da *condrule*. I NEA sono più facilmente raggiungibili rispetto agli asteroidi nella fascia principale, quindi indicati per missioni a basso costo e per questo ottimi obiettivi per missioni scientifiche con l'obiettivo di indagare la storia del Sistema Solare.

Comprensione origine NEA La stragrande maggioranza degli asteroidi nel Sistema Solare è localizzata in corrispondenza della fascia principale localizzata tra le orbite di Marte e di Giove, che contiene al suo interno circa un milione di oggetti. Risulta allora interessante indagare la provenienza degli asteroidi Near-Earth. Osservazioni degli asteroidi NEA mostrano con buona certezza che questi corpi non si siano formati nell'orbita attuale ma provengano dalla fascia principale. Il fenomeno principale che ha portato degli asteroidi a migrare da un'orbita vincolata alle orbite localizzate tra Marte e Giove alla traiettoria attuale è teorizzato essere la *risonanza di moto medio*, o risonanza orbitale. Per risonanza orbitale si intende qualsiasi sistema di due oggetti che orbitano intorno allo stesso corpo, tale per cui il loro moto medio è in un rapporto dato da numeri interi piccoli. I moti si dicono essere in questo caso *commensurati* e la risonanza è spesso definita come *commensurabilità*. In generale, l'interazione tra due corpi in risonanza dà luogo a regioni caratterizzate da particolari fenomeni gravitazionali [14]. All'interno della fascia principale esistono delle regioni, dette *Lacune di Kirkwood*, in cui la popolazione di asteroidi è particolarmente scarsa se non nulla. La presenza di queste lacune è giustificabile proprio dalla risonanza orbitale. La loro posizione corrisponde a periodi orbitali che sono frazioni intere del periodo di Giove (1.2).

Lo scenario classico di formazione dei NEA, sviluppato da G.W. Wetherill ed esposto da Morbidelli [16] prevede che la collisione di asteroidi nella fascia principale dia luogo alla formazione di asteroidi più piccoli dalla frammentazione di quelli più

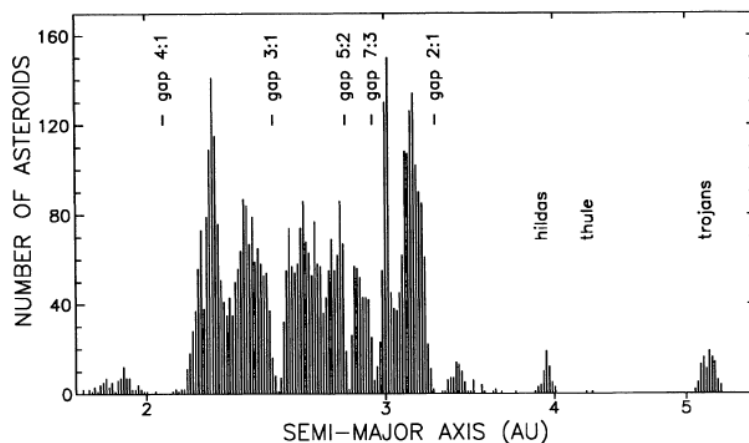


Figura 1.2: Numero di asteroidi nella main belt per diversi valori di semiasse maggiore. E' possibile osservare la presenza delle lacune di Kirkwood. Immagine presa da Ferraz-Mello [15].

grandi che hanno impattato. Alcuni di questi asteroidi vanno a finire nelle regioni di risonanza 3:1 o ν_6 (particolare risonanza dovuta al moto di precessione di Saturno). Studi hanno dimostrato che all'interno di queste lacune gli effetti gravitazionali presenti comportano un aumento di eccentricità delle orbite, che finiscono quindi per intersecare quelle di Marte e della Terra. Gli asteroidi interagiscono allora con questi due pianeti, ricevendo impulsi di velocità che modificano il valore del semiasse. L'oggetto è allora rimosso dalle regioni di risonanza e assume nuovi parametri orbitali, eventualmente posizionandosi in orbite di tipo Near Earth. Altri fenomeni, diversi dalla collisione, possono essere la causa della migrazione degli asteroidi in regioni di commensurabilità, come l'effetto Yarkowsky, spinta termica dovuta all'assorbimento e dunque il rilascio di energia solare da parte di corpi di piccole dimensioni (inferiori ai 40 km) [17].

Capitolo 2

Richiami di meccanica orbitale

In questo capitolo si fa una panoramica generale sulla meccanica orbitale, ponendo maggiore attenzione sui concetti fisici e matematici utili alla comprensione delle missioni descritte in questa tesi.

2.1 Legge di gravitazione universale e problema degli N-corpi

La *legge di gravitazione universale* descrive la forza gravitazionale agente tra due corpi, la quale risulta proporzionale al prodotto delle loro masse e inversamente proporzionale al quadrato della distanza. Cioè:

$$\vec{F} = -G \frac{Mm}{r^2} \frac{\vec{r}}{|\vec{r}|} \quad (2.1)$$

In cui $G = 6.67259 \times 10^{-11} m^3 kg^{-1} s^{-2}$ è la costante di gravitazione universale.

Per problema degli N-corpi si intende lo studio del moto individuale di N corpi dotati di massa (m_1, m_2, \dots) che interagiscono tra loro unicamente attraverso forze gravitazionali. Il satellite oggetto della tesi che viaggia verso gli asteroidi target è un corpo dotato di massa che risente dell'influenza gravitazionale di una serie di corpi celesti, su tutti il Sole e la Terra, ma in minor misura anche di altri pianeti del sistema solare e degli stessi asteroidi. Si considera allora un sistema di N-masse (m_1, m_2, \dots, m_N), ciascuna caratterizzata da sei gradi di libertà, ovvero tre vettori posizione e tre vettori velocità. Nel caso in cui si ipotizzi l'interazione reciproca di solo due corpi è necessario determinare 12 grandezze. Si parla in questo caso di problema dei due corpi. Si definisce un sistema di riferimento inerziale centrato in

un punto qualsiasi O. Le equazioni del moto in forma vettoriale per ciascuno dei due corpi sono:

$$\begin{aligned} m_2 \vec{r}_2'' &= -G \frac{m_1 m_2}{r^3} (\vec{r}_2 - \vec{r}_1) \\ m_1 \vec{r}_1'' &= -G \frac{m_1 m_2}{r^3} (\vec{r}_1 - \vec{r}_2) \end{aligned} \quad (2.2)$$

Queste sono equazioni differenziali vettoriali accoppiate di secondo ordine. Manipolando 2.2 si ottiene l'equazione del moto generalizzata:

$$\vec{r}'' = -\frac{\mu}{r^3} \vec{r} \quad (2.3)$$

con $\mu = G(m_1 + m_2)$. Questa equazione si semplifica ulteriormente se si assume che la massa di un corpo sia molto maggiore rispetto alla massa dell'altro. Si parla in questo caso di problema dei due corpi ristretto. Integrando le equazioni, considerando la conservazione della quantità di moto, è possibile descrivere in maniera univoca la traiettoria di un corpo. Purtroppo il modello a due corpi non è sempre sufficiente a descrivere la complessità del moto dei corpi celesti. La forza generica esercitata dalla massa i sulla massa j sarà definita dall'equazione:

$$\vec{F} = -G \frac{m_i m_j}{r_{ij}^2} \frac{\vec{r}_{ij}}{|\vec{r}_{ij}|} \quad (2.4)$$

Si può ricavare la legge del moto per il problema degli N-corpi:

$$\vec{r}_{ij}'' = -G \frac{m_i + m_j}{r_{ij}^3} \vec{r}_{ij} - G m_n \sum_{n=i,j}^N \left(\frac{\vec{r}_{nj}}{|\vec{r}_{nj}|^3} - \frac{\vec{r}_{ni}}{|\vec{r}_{ni}|^3} \right) \quad (2.5)$$

Il primo termine di questa equazione differenziale di secondo ordine fa riferimento alla forza che agisce tra i due corpi principali, nel caso di studio potrebbero essere satellite e Sole, mentre il secondo termine fa riferimento all'effetto dell'interazione gravitazionale con gli altri corpi facenti parte del sistema, che potrebbero costituire un disturbo. È possibile formulare in totale N-1 equazioni di questo tipo, accoppiate tra loro. Non esiste soluzione analitica a questo problema. Risulta necessario quindi ricorrere a metodi numerici e ad introdurre semplificazioni che riducano la possibilità del problema. Il *patched-conics approximation* è un metodo frequentemente utilizzato per risolvere problemi ad N-corpi nel case study di missioni interplanetarie.

2.2 Equazione della traiettoria

Risolvendo 2.3 è possibile ottenere l'equazione della traiettoria, relazione che permette di determinare l'orbita di una massa soggetta a forze gravitazionali

nell'ipotesi del problema dei due corpi. Tralasciando i passaggi, si ottiene una equazione scalare che descrive la traiettoria del corpo secondario rispetto al corpo principale. Definiamo come *conica* il luogo dei punti tale per cui la distanza dal fuoco e la distanza dalla direttrice è costante e tale costante è l'eccentricità. L'equazione della traiettoria si configura proprio come l'equazione di una conica in forma polare:

$$r = \frac{\frac{h^2}{\mu}}{1 + e \cos(\theta)} \quad (2.6)$$

Qui $\mu = GM$ riferita alla massa del corpo principale, e è l'eccentricità dell'ellisse descritta dall'orbita, h è il momento angolare mentre θ è l'anomalia vera, l'angolo tra \vec{r} e il vettore eccentricità $\vec{e} = \frac{1}{\mu} \vec{v} \times \vec{h}$ che è invariante. Il rapporto presente al numeratore è anche uguale al *semilatus rectum*, pari a:

$$p = a(1 - e^2) \quad (2.7)$$

Dove a è il semiasse maggiore dell'orbita. A seconda del valore dell'eccentricità, che può essere positivo, negativo o nullo, la forma dell'orbita sarà diversa, configurandosi come una diversa conica:

- $e = 0$: Circonferenza. Semiasse maggiore di zero.
- $e > 0, e < 1$: Ellisse. Semiasse maggiore di zero.
- $e = 1$: Parabola. Semiasse tendente all'infinito.
- $e > 1$: Iperbole. Semiasse minore di zero.

Noto il semiasse della conica è possibile determinare l'energia associata all'orbita:

$$E_g = -\frac{\mu}{2a} = \frac{v^2}{2} - \frac{\mu}{r} \quad (2.8)$$

L'energia associata ad un'orbita ellittica si capisce bene quindi sarà negativa ed maggiore, tenendo conto del segno, al crescere del semiasse.

Da questa formulazione è possibile calcolare dei valori di velocità caratteristici della traiettoria. Questi sono la velocità circolare, la velocità di escape e l'eccesso iperbolico di velocità:

$$\begin{aligned} v_c &= \sqrt{\frac{\mu}{r}} \\ v_e &= \sqrt{2}v_c \\ v_\infty &= \sqrt{-\frac{\mu}{a}} \end{aligned} \quad (2.9)$$

Il primo è la velocità dell'orbita circolare, di fatto un'ellisse degenera, ed è la velocità che un corpo m deve avere affinché possieda un'orbita circolare attorno ad

un corpo M . La velocità di escape è la velocità che un corpo deve avere per poter sfuggire dalla influenza gravitazionale del corpo principale, cioè per poter uscire dalla sfera di influenza di quel corpo (2.3). Un corpo che segue un'orbita iperbolica è in grado di sfuggire alla sfera di influenza del corpo principale con una velocità residua non nulla. Questa velocità rimanente per $r \rightarrow \infty$ è l'eccesso iperbolico di velocità.

2.3 Patched-conics approximation

Quando un oggetto si trova molto vicino ad un corpo celeste risentirà con buona approssimazione solo dell'influenza gravitazionale di quest'ultimo. Ad esempio, quando un corpo è in orbita intorno alla Terra allora per la determinazione della traiettoria è sufficiente considerare solo della forza gravitazionale esercitata dalla Terra, riducendo il tutto ad un problema dei due corpi. Quando il corpo si allontana sufficientemente dalla Terra l'influenza gravitazionale del pianeta si può considerare così bassa da essere trascurabile. L'oggetto allora risentirà solo dell'attrazione gravitazionale del Sole. Si definisce come *sfera di influenza (SOI)* la regione centrata nel corpo celeste all'interno della quale la sua influenza gravitazionale è predominante rispetto all'influenza gravitazionale di altri corpi celesti. Con buona approssimazione, l'estensione della sfera di influenza può essere calcolata come segue:

$$r_{SOI} = r_{12} \left(\frac{m_1}{m_2} \right)^{2/5} \quad (2.10)$$

Dove, per il sistema solare, m_2 indica la massa del Sole, m_1 la massa del corpo celeste per cui si vuole calcolare la sfera di influenza e r_{12} la distanza tra il corpo celeste e il Sole.

Si ipotizzi di voler compiere un volo interplanetario. Finché lo SC si trova all'interno della sfera di influenza del pianeta di partenza, l'attrazione gravitazionale del Sole abbiamo visto poter essere trascurata e la conica che descrive la traiettoria è data dal problema dei due corpi pianeta/SC. Quando si fuoriesce dalla sfera di influenza del pianeta lo SC segue una traiettoria eliocentrica, descritta solo dall'interazione gravitazionale col Sole. Infine al raggiungimento del pianeta target, l'oggetto entra nella sua sfera di influenza e termina la trasferta seguendo un'orbita definita dalla forza di gravità esercitata dal pianeta target. Lo SC quindi passa da una traiettoria con fuoco nel primo pianeta, una traiettoria con fuoco nel Sole e una traiettoria con fuoco nel secondo pianeta. Questo è il *patched conics*, un metodo per rappresentare trasferte interplanetarie come come una sequenza di traiettorie Kepleriane. Si passa dunque da avere un problema ad N-corpi ad avere una serie di problemi dei due corpi ristretto. Affinchè il patched conics funzioni ciascuna delle coniche deve essere

accordata all'interfaccia con quella precedente e successiva, in termini di velocità orbitale e posizione.

Per quanto riguarda le missioni sviluppate in questo lavoro di tesi, seppure l'approccio utilizzato è riconducibile al patched conics, non verrà studiata la fase geocentrica ma si considera che il satellite abbia già compiuto l'escape dalla sfera di influenza terrestre. Questo perché non è di nostro interesse studiare in che modo il vettore di lancio porti il satellite nell'orbita di partenza, in quanto quello che ci interessa è come arrivare da quell'orbita agli asteroidi da analizzare, quindi proprio la traiettoria nella fase eliocentrica.

2.4 Sistemi di riferimento

Per definire matematicamente la traiettoria di un corpo e rappresentarla graficamente è necessario determinare un sistema di riferimento caratterizzato da un certo sistema di coordinate. I sistemi di coordinate cartesiane sono definiti dalla posizione dell'origine degli assi, da come è orientato il piano fondamentale, dal verso dell'asse Z uscente dal piano fondamentale e dalla direzione dell'asse X sul piano fondamentale. I sistemi di riferimento poi si distinguono in sistemi inerziali, non soggetti ad accelerazioni, o non inerziali. I sistemi che verranno descritti a breve sono soggetti ad accelerazioni trascurabili e verranno per questo considerati dei sistemi inerziali. Si parlerà brevemente anche del sistema di riferimento temporali.

Sistema eliocentrico con eclittica

- Origine: Sole.
- Piano fondamentale: Eclittica, ovvero il piano su cui giace l'orbita terrestre.
- Asse Z : Verso l'emisfero che contiene Polaris, ovvero in direzione del momento angolare del moto di rivoluzione della Terra.

L'asse X è identificato dall'intersezione tra il piano equatoriale e la linea degli equinozi, cioè in direzione della retta congiungente l'equinozio di Primavera e il Sole. Quest'asse punta alla costellazione dell'Ariete. Il sistema di riferimento IAU76/J2000 è una particolare sistema di riferimento eliocentrico che usa i valori standard dell'*International Astronomical Union (IAU)* per definire il piano dell'eclittica. In quanto il piano dell'eclittica si sposta col tempo per via di fenomeni di precessione e nutazione quando si definiscono delle coordinate il sistema di riferimento deve essere fissato nello spazio e nel tempo, per tener conto di queste variazioni. Il sistema J2000 è riferito all'epoca del 1 Gennaio 2000 alle 12:00 GMT, cioè la terna di assi X, Y, Z si trova dove si trovavano in quell'istante temporale.

Questo sistema di riferimento è largamente utilizzato in astronomia e in astrodinamica in quanto definisce uno standard per descrivere la posizione e il moto dei corpi nel sistema solare. I parametri orbitali degli asteroidi e del satellite che saranno studiati nei prossimi capitoli fanno riferimento a questo sistema di riferimento.

Sistema geocentrico equatoriale (Earth Central Inertial ECI)

- Origine: Terra.
- Piano fondamentale: Piano equatoriale.
- Asse Z: Verso l'emisfero che contiene Polaris, come nel sistema eliocentrico.

L'asse X (\hat{I} in questo SR, gli assi sono I,J,K) è anche qui diretto verso il Sole all'equinozio di primavera, quindi in corrispondenza dell'intersezione tra il piano equatoriale e l'eclittica. Il sistema non segue il moto di rotazione della Terra intorno al proprio asse ma segue il suo moto di rivoluzione intorno al Sole. Per questo motivo è un sistema teoricamente non inerziale. Questo sistema è utile per studiare il moto dei corpi in orbita intorno alla terra. Anche in questo caso l'orientamento e la posizione del sistema di coordinate sono influenzati da fenomeni perturbativi e per questo è necessario indicare l'epoca a cui fa riferimento quel set di assi. Come già visto nel caso eliocentrico, l'epoca J2000 è largamente utilizzata.

Sistema perifocale

- Origine: Corpo principale che costituisce il fuoco dell'orbita.
- Piano fondamentale: Piano che contiene la traiettoria.
- Asse Z: In direzione del vettore momento angolare.

La direzione principale X ($\wedge p$ in questo sistema) è diretto lungo la linea degli apsi, verso il periastro, il punto dell'orbita più vicino al corpo principale. Questo sistema è particolarmente utile per studiare il moto del corpo su un'orbita generica.

Riferimenti Temporali: Julian Date Un *giorno siderale* è il tempo che impiega la Terra a compiere una rotazione completa intorno al proprio asse, a differenza del giorno solare che definisce il tempo affinché il Sole si ritrovi sullo stesso meridiano. La *Julian Date (JD)* in astronomia è una misura del tempo in cui le date sono rappresentate come il quantitativo di giorni siderali trascorsi a partire da una istante temporale fissato come origine, ovvero il 1° Gennaio 4713 AC alle 12:00 UTC. Il vantaggio di utilizzare questo conteggio è che non è soggetto agli errori tipici del calendario Gregoriano, influenzato dalla suddivisione in anni, mesi e settimane, che

comportano degli errori di consistenza. Si può comunque sempre convertire una data del calendario Gregoriano in Julian Day e viceversa. Il Modified Julian Day (MJD) è una forma ridotta del Julian Day. E' definita sottraendo 2 400 000.5 al Julian Day, che corrisponde alla data del 17 Novembre 1858 alle ore 00:00 UTC. Il .5 è introdotto così che la mezzanotte sia in linea con l'UTC.

2.5 Parametri orbitali

La traiettoria di un corpo orbitante e la posizione del corpo su tale orbita sono definiti in maniera univoca da un insieme di parametri. Il vettore momento angolare \vec{h} , il vettore eccentricità \vec{e} e l'energia dell'orbita E_g sono grandezze che caratterizzano l'orbita e rimangono costanti indipendentemente dalla posizione istantanea della massa. Il corpo inoltre può essere identificato direttamente dai vettori di stato posizione e velocità. Il modo più comunemente utilizzato per identificare un'orbita è però la determinazione dei sei elementi orbitali classici, che possono riferiti ad un sistema di riferimento geocentrico o eliocentrico a seconda del corpo principale di riferimento:

- Semiasse maggiore dell'orbita a .
- Eccentricità dell'orbita e .
- Argomento del periastro ω . Definito come l'angolo misurato sull'eclittica tra la linea dei nodi, ovvero l'intersezione tra l'eclittica e il piano equatoriale del corpo principale, e il periastro. In particolare la misura avviene a partire dal nodo ascendente, punto in cui il corpo nel suo moto attraversa il piano da sud a nord.
- Ascensione retta (o longitudine) del nodo ascendente Ω . Definito come l'angolo misurato sul piano fondamentale del sistema di riferimento tra l'asse X del sistema e il nodo ascendente, ovvero la linea dei nodi.
- Anomalia vera all'epoca θ . Definito come l'angolo misurato sull'eclittica tra il periastro e la posizione del corpo nell'istante temporale in esame. È l'unico dei parametri orbitali variabile nel tempo.
- Inclinazione del piano dell'orbita i . Definito come l'angolo tra il piano dell'orbita e il piano fondamentale. Si può anche definire come l'angolo tra l'asse Z del sistema di riferimento e il vettore momento angolare \vec{h} del corpo.

I primi due parametri definiscono la forma dell'orbita, identificando la geometria dell'ellisse descritta dalla traiettoria. L'argomento del periastro determina l'orientamento dell'orbita sul piano mentre l'anomalia vera identifica in maniera

univoca la posizione del corpo all'epoca in esame. Longitudine del nodo ascendente e inclinazione invece definiscono l'orientamento del piano orbitale nello spazio 3D.

2.6 Manovre a bassa spinta con propulsione elettrica

Le manovre orbitali sono operazioni compiute dal sistema orbitante per cambiare i parametri orbitali caratteristici della propria traiettoria. Il modo più semplice ed energeticamente conveniente per compiere una trasferta interplanetaria è compiere manovre a uno, due o tre impulsi, in cui il sistema propulsivo impartisce una spinta elevata allo SC in punti energeticamente convenienti in maniera istantanea. Il satellite mandato in orbita per la missione abbiamo visto essere un CubeSat con a bordo un propulsore a ioni. Un propulsore è definito da una serie di parametri caratteristici tra cui impulso specifico e spinta nominale. I propulsori a ioni sono propulsori elettrici basati sull'accelerazione di plasma freddo all'interno di un campo elettrico e sono caratterizzati da un basso valore di spinta nominale, $1 \div 2$ mN nel caso in esame. Per questo tipo di propulsori non è possibile effettuare manovre impulsive, risolvibili anche analiticamente, ma è necessario compiere manovre più complesse a spinta continua, per la cui risoluzione è necessario adottare metodi numerici di ottimizzazione. I propulsori elettrici sono scelti per la loro alta efficienza e bassi consumi, e sono quindi adatti per questo tipo di missioni a basso budget, per cui non è possibile trasportare elevate quantità di propellente a bordo. Lo svantaggio, oltre alla maggiore complessità risolutiva, sono i tempi di manovra più elevati rispetto alle manovre impulsive tipiche della propulsione chimica. Una possibile soluzione analitica di problemi a bassa spinta è l'approssimazione di Edelbaum, che introduce delle ipotesi tra cui orbite quasi circolari e orbite a bassa inclinazione. Questa approssimazione comunque non è stata usata nel caso in esame, per cui invece è stato adottato un approccio numerico e la teoria del controllo ottimale.

Capitolo 3

Teoria del controllo ottimale

L'ottimizzazione delle traiettorie spaziali può essere descritta come la ricerca di traiettorie che soddisfino criteri prefissati rispettando le condizioni al contorno del problema. Un problema di ottimizzazione si configura come la ricerca di una legge di controllo, ovvero l'evoluzione temporale del vettore dei controlli, per cui viene ottimizzato un parametro, detto indice di prestazione. La teoria del controllo ottimale è allora una tecnica per ricercare la soluzione ottimale di un problema. Un parametro che è importante minimizzare in molti casi è la quantità di propellente necessaria per compiere la manovra. Il problema di ottimizzazione si interpreta in questo caso allora come la ricerca dell'orbita che massimizzi la massa finale al termine della manovra. Questo approccio è necessario quando si implementano propulsori a bassa spinta per cui l'utilizzo di manovre impulsive non è praticabile e si deve determinare il profilo di spinta nel tempo. In generale il problema di ottimo non può essere risolto analiticamente ed è quindi necessario adottare metodi numerici. Per poter applicare i metodi che verranno esposti in seguito è necessario definire un modello matematico che descriva la dinamica del corpo, determinano quindi il set di equazioni più adatto.

3.1 Modelli matematici del problema

Un modello è un insieme di equazioni differenziali che rappresentano l'evoluzione dello stato di un sistema. Per un veicolo spaziale che viaggia nello spazio è il sistema di equazioni che descrive la dinamica del corpo, come variano cioè la sua posizione e la velocità nel tempo. In generale, le equazioni della dinamica possono essere scritte come:

$$\dot{\vec{x}} = f(\vec{x}(t), \vec{u}(t), t) \quad (3.1)$$

Dove t è la variabile temporale indipendente e $\vec{x}(t)$ il vettore delle variabili di stato di n componenti che descrive lo stato attuale del corpo, quindi contenente

posizione, velocità e massa. $\vec{u}(t)$ è il vettore dei controlli di m componenti, legato alle grandezze che agiscono da input per permettere al sistema di variare il proprio stato di moto. Esso è solitamente di dimensione diversa dal vettore di stato in quanto non tutte le variabili di stato possono essere controllate in maniera diretta [18].

Il modello che descrive il comportamento di un sistema non è univoco ed è possibile tener conto di determinati contributi e trascurarne altri nella sua definizione. Questo deve essere fatto al fine di ridurre la complessità del problema, che altrimenti risulterebbe di difficile implementazione. Introdurre delle ipotesi quindi è il primo passo per poter costruire un modello matematico adeguato. Per la definizione di traiettorie spaziali, come si può vedere schematizzato in figura 3.1 è necessario compiere due scelte principali a partire dalle quali si potranno costruire le equazioni caratteristiche del modello. La definizione del tipo di trasferta

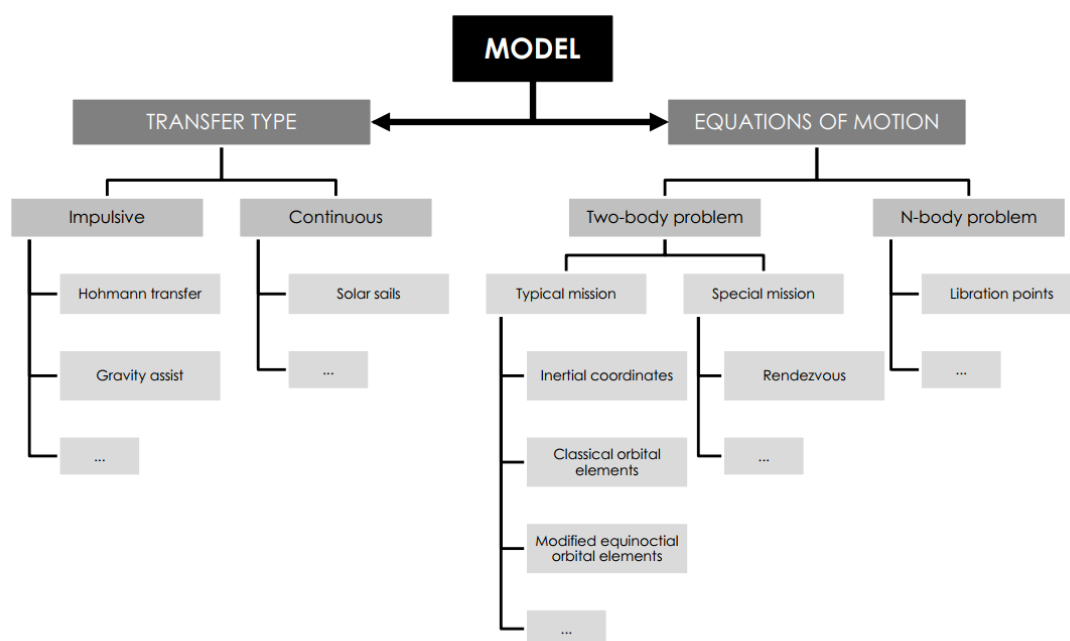


Figura 3.1: Schema degli aspetti principali che definiscono un modello matematico che descriva una traiettoria spaziale. Da [19].

influenza il comportamento del vettore dei comandi $\vec{u}(t)$ mentre le equazioni del moto definiscono la struttura delle equazioni differenziali caratteristiche della funzione $\vec{x} = f(\vec{x}(t), \vec{u}(t), t)$.

Nei paragrafi che seguono si cercherà di determinare quali sono state le scelte compiute per definire il modello utilizzato dai metodi di ottimizzazione per costruire le traiettorie oggetto di questo progetto di tesi.

3.1.1 Scelta del tipo di trasferta

La scelta del tipo di trasferta da adottare dipende dal sistema propulsivo utilizzato. Si parla principalmente di due modelli che descrivono il tipo di trasferta, ovvero quello impulsivo e quello continuo. Il modello impulsivo si adotta nel caso di propulsori chimici e in generale per propulsori capaci di fornire un valore elevato di spinta in un intervallo di tempo molto piccolo. Il vettore degli input si considera nullo $\vec{u}(t) = 0$ e la manovra dello spacecraft è considerato come una variazione di velocità istantanea ($\Delta v > 0$) con tempo di spinta tendente a zero [19]. Questo modello permette di simulare variazioni istantanee di velocità per manovre orbitali su grande scala ma necessita come detto di propulsori in grado di fornire una spinta grande.

Il modello continuo diventa necessario quando la durata della spinta è confrontabile rispetto alla durata della missione. Questo modello viene adottato quando il propulsore è caratterizzato da valori bassi di spinta nominale e la durata della spinta è confrontabile con la durata della missione, cioè quando non si possono avere variazioni di velocità istantanee. Questo modello quindi si contrappone a quello impulsivo in quanto il vettore dei comandi $\vec{u}(t) \neq 0$ e la velocità non varia in un intervallo temporale tendente a zero. Il livello di complessità di questo modello è maggiore, come è maggiore però la sua precisione per la descrizione di manovre a bassa spinta. Una rappresentazione generale di una trasferta descritta da un modello continuo è l'estensione dell'equazione del moto Newtoniana[19]:

$$\ddot{\vec{r}} = -G \sum_{i=1}^n \frac{m_i}{r^3} \vec{r} + \vec{\Gamma} \quad (3.2)$$

Dove $\vec{\Gamma}$ rappresenta il contributo di tutte quelle accelerazioni che agiscono sul corpo che non siano di natura gravitazionale, tra cui appunto la spinta fornita dal sistema propulsivo. Γ è una funzione del vettore dei controlli $\vec{u}(t)$ e con $\vec{u}(t)$.

Tra i due modelli descritti quello che si è scelto di adottare è chiaramente quello continuo, in quanto il più adatto per descrivere il comportamento di un sistema che porta a bordo un propulsore ionico, caratterizzato da bassi valori di spinta.

3.1.2 Scelta delle equazioni del moto

Per poter definire le equazioni del moto che governano la dinamica del problema è necessario decidere che tipo di ipotesi semplificatrici si vogliono introdurre, in particolare in termine di quanti corpi tenere in conto per la realizzazione del modello gravitazionale. Abbiamo visto infatti che si può adottare un approccio ad N-corpi oppure più comunemente ridurre il numero di corpi che influenzano gravitazionalmente il satellite, adottando quindi un modello a 2 o 3 corpi. Non ci si sofferma sul descrivere i due modelli, che sono stati già esposti in certa misura

nel Cap. 2. Si è già detto che per ipotesi si considera che il satellite abbia già compiuto l'escape dalla sfera di influenza della terra e che la massa degli asteroidi è trascurabile. Il problema dei due corpi, con il Sole come massa principale, risulta allora sufficiente per descrivere la dinamica dello spacecraft di nostro interesse ed è quindi stato scelto per la definizione del modello matematico. Il modello a due corpi più semplice che si può studiare è quello ristretto, in cui si considera che la massa del corpo orbitante è molto più piccola rispetto a quella del corpo principale. Utilizzando questo modello è possibile trascurare l'effetto gravitazionale dello spacecraft sul corpo celeste e inoltre si può ricorrere in questo modo ad un sistema di riferimento inerziale. Avere un sistema di riferimento inerziale è vantaggioso quando si parla di equazioni differenziali in quanto si può derivare senza tener conto del movimento del sistema di riferimento.

3.1.3 Rappresentazione equazioni del moto

Il modello matematico che descrive la dinamica del satellite nella sua traiettoria è quindi riconducibile ad un problema dei due corpi ristretto caratterizzato da una vettore dei controlli non nullo. Si è scelto poi di fare uso di un sistema di riferimento inerziale a coordinate sferiche, centrato nel Sole, più semplici da applicare e da differenziare. Il problema assume una forma generale del tipo:

$$\frac{\delta}{\delta t} \begin{bmatrix} \vec{r} \\ \dot{\vec{r}} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \vec{r} \\ -\frac{\mu}{r^3} \vec{r} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ \vec{\Gamma} \end{bmatrix} \quad (3.3)$$

In questo caso in $\vec{\Gamma}$ non si tiene conto di altri contributi che non siano le accelerazioni impartite al satellite da parte del sistema propulsivo. Quella che si ottiene derivando opportunamente il sistema di equazioni differenziali riportato sopra e applicando le considerazioni fatte fino ad ora è il seguente sistema:

$$\frac{\delta}{\delta t} \begin{bmatrix} r \\ \theta \\ \phi \\ u \\ v \\ w \\ m \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} u \\ \frac{v}{r \cos \phi} \\ \frac{w}{r} \\ -\frac{\mu}{r^2} + \frac{v^2}{r} + \frac{w^2}{R} \\ -\frac{uv}{r} + \frac{vw}{r} \tan \phi \\ -\frac{vw}{r} - \frac{v^2}{r} \tan \phi \\ 0 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \\ \frac{T}{m} \sin \gamma_t \\ \frac{T}{m} \cos \gamma_t \cos \psi_t \\ \frac{T}{m} \cos \gamma_t \sin \psi_t \\ \frac{T}{c} \end{bmatrix} \quad (3.4)$$

In questo sistema di equazioni (r, θ, ϕ) indicano la posizione del corpo in coordinate sferiche con r il raggio, θ la longitudine, cioè l'angolo azimutale e ψ la latitudine, cioè l'angolo polare. (u, v, w) rappresentano la velocità radiale, verso Est e verso Nord rispettivamente. Gli angoli γ_t e ψ_T sono gli angoli di elevazione e di heading della spinta T . Indicano quindi la direzione della forza applicata dai propulsori. c , per finire, è la velocità efficace di scarico, parametro caratteristico del sistema propulsivo che rappresenta la velocità teorica a cui i gas di scarico possono lasciare il razzo in assenza di altre influenze. Compare nella legge di Tsiolkowsky e, noto il ΔV -budget della missione, permette di calcolare i consumi del propulsore. Se vogliamo, è una misura dell'efficienza propulsiva del motore.

Questo sarà il sistema di equazioni a cui si applica la teoria del controllo ottimale per la ricerca di una soluzione, quindi di una traiettoria identificata dal vettore delle variabili di stato nei vari istanti temporali, che minimizzi i consumi.

3.2 Funzione Obiettivo

Il secondo elemento chiave per il processo di ottimizzazione di traiettorie spaziali è definire delle condizioni al contorno dette obiettivi, basati sui requisiti della missione. Gli obiettivi sono espressi matematicamente attraverso delle funzioni, chiamate *funzioni costo* o *funzioni obiettivo*. Tipiche funzioni costo possono tener conto della massa del combustibile, del ΔV totale o tempo di manovra e, nel caso di funzioni costo a più variabili, risulta necessario ottimizzare molteplici di questi parametri insieme. Si parla in quest'ultimo caso di funzioni ad obiettivo multiplo. La forma generale della funzione costo, nota come funzione costo di Bolza, è rappresentabile come segue[19]:

$$J(\vec{x}, \vec{u}, t) = h(\vec{x}(t_f), t_f) + \int_{t_0}^{t_f} g(\vec{x}(t), \vec{u}(t), t) dt \quad (3.5)$$

con t_0 e t_f il tempo iniziale e finale, \vec{x} il vettore di stato e \vec{u} quello dei controlli.

La funzione è divisa in due termini: il primo, detto di *Mayer*, dipende solo dalle condizioni finali; il secondo, detto di *Lagrange*, tiene conto dell'evoluzione dei parametri lungo tutto l'intervallo temporale in esame. Sebbene in linea di massima la funzione costo può essere espressa da entrambi i termini è molto più comune ricondursi ad una formulazione che presenti unicamente il termine di Mayer ($g = 0$) o di Lagrange ($h = 0$). Alcuni obiettivi infatti sono ottimizzabili utilizzando solo una delle due funzioni. Per l'ottimizzazione dell'accelerazione lungo la traiettoria ad esempio è necessario utilizzare una funzione costo di Lagrange, in quanto si deve tener conto della sua evoluzione nel tempo. Per l'ottimizzazione del ΔV è sufficiente utilizzare una formulazione di Mayer, in quanto quello che ci interessa è il valore finale del parametro.

La scelta della funzione obiettivo è un aspetto complesso nella formulazione del problema. Nel caso di studio si è scelto di optare per una formulazione abbastanza semplice della funzione obiettivo, ovvero:

$$J := m_f \tag{3.6}$$

Si vuole ottimizzare cioè la massa finale del satellite, quindi minimizzando i consumi caratteristici della missione. Non si tiene conto di come il combustibile viene consumato nei vari istanti della trasferta ma si è scelto di utilizzare una funzione costo di Mayer, che considera appunto solo il valore finale del parametro. Un altro parametro da ottimizzare sarebbe stata eventualmente la durata della missione. Di fatto però nella selezione delle traiettorie più interessanti verranno direttamente scartate quelle di durata troppo elevata, quindi non sarebbe risultato conveniente aumentare la complessità dell'ottimizzazione utilizzando una funzione ad obiettivo multiplo [20].

3.3 Metodi risolutivi

Nelle sezioni precedenti è stato definito il set di equazioni che descrivono la dinamica del corpo nella traiettoria da risolvere e la funzione costo che determina i parametri da minimizzare nella ricerca della soluzione di ottimo. Introducendo anche le condizioni al contorno, ovvero i vincoli del problema, si ha tutto il necessario per provare a risolvere il problema.

L'approccio risolutivo può essere analitico o numerico. L'approccio analitico permette di trovare una soluzione esatta delle equazioni ma non è applicabile per problemi ad elevata complessità se non inserendo forti ipotesi semplificatrici, come l'approssimazione di Edelbaum. L'approccio numerico è quello maggiormente utilizzato nel campo dell'ottimizzazione e permette di trovare una soluzione per sistemi di equazioni anche molto complessi, accettando però un certo grado di errore. Nel caso in esame si è scelto di utilizzare un metodo numerico. I diversi approcci numerici che è possibile adottare possono essere collocati in due macro-categorie, schematizzate in Fig. 3.2:

- **Metodi diretti.** La soluzione approssimata viene trovata attraverso una discretizzazione delle variabili di stato $\vec{x}(t)$ e dei controlli $\vec{u}(t)$. Il dominio temporale di interesse viene suddiviso in una sequenza di traiettorie elementari, su ciascuna delle quali vengono integrate le equazioni di stato. Risulta quindi necessario determinare delle condizioni di continuità all'interfaccia tra i vari intervalli. Sono metodi che forniscono una soluzione in un numero finito e predeterminato di passi con un ampio dominio di convergenza ma hanno lo svantaggio di trovare una soluzione che non sempre è ottimale.

- Metodi indiretti.** Sono metodi più complessi che si basano sul principio del calcolo variazionale. Il problema di ottimizzazione viene ricondotto alla determinazione di parametri, detti *moltiplicatori di Lagrange*, che soddisfino le condizioni di ottimo all’inizio e alla fine del processo. Questi moltiplicatori non hanno un significato fisico di per sé ma sono connessi ai parametri reali. Questi sono spesso definiti parametri di co-stato, in quanto evolvono insieme al vettore di stato. L’ottimizzazione si configura anche qui come la risoluzione di un sistema di equazioni differenziali ma in questo caso entrano in gioco dei parametri direttamente dipendenti dalla condizione di ottimo. Questi metodi sono caratterizzati da una maggiore precisione numerica e più indicati per processi di ottimizzazione ma hanno un dominio di convergenza più piccolo e sono caratterizzati da una scarsa robustezza.

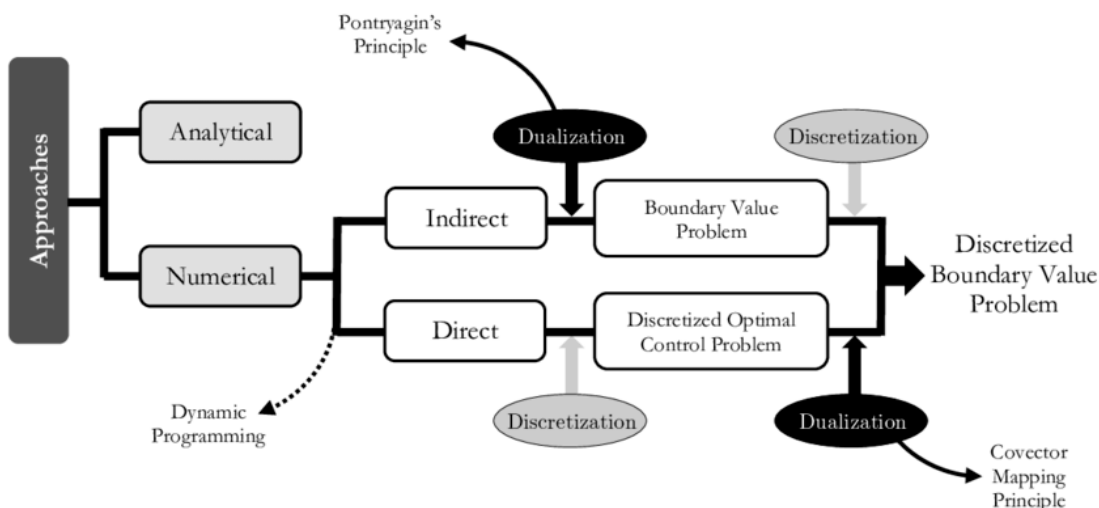


Figura 3.2: Schematizzazione approcci risolutivi. Da [19]

Per generare le traiettorie di ottimo oggetto di questo lavoro di tesi sono stati utilizzati codici che fanno uso di metodi indiretti. Il satellite in esame abbiamo visto essere caratterizzato da un valore contenuto di combustibile disponibile e una spinta molto bassa. Diventa necessario quindi ottimizzare al meglio possibile le traiettorie e ottenere soluzioni precise e i metodi indiretti sono indicati a questo scopo. Il metodo indiretto scelto è un metodo *multiple-shooting*. I metodi di shooting sono tecniche iterative per calcolare l’andamento delle variabili di stato conoscendo l’andamento dei controlli del sistema. Nel metodo di shooting il controllo è parametrizzato come segue:

$$\vec{u}(t) \approx \sum_{i=1}^m a_i \psi_i(t) \tag{3.7}$$

con ψ_i le leggi di controllo note mentre a_i sono coefficienti che rappresentano i parametri da determinare nell'ottimizzazione [19]. Nel caso di multiple-shooting l'intervallo di tempo viene suddiviso in $M+1$ sottointervalli, su ciascuno dei quali viene utilizzato il metodo single shooting. In questo caso però si devono determinare condizioni di continuità all'interfaccia tra le varie sezioni. Nel caso di studio i sottointervalli sono delimitati dai vari flyby che compie il satellite.

L'algoritmo scelto per la risoluzione delle equazioni differenziali ordinarie e per l'integrazione delle funzioni è un algoritmo di *Adams-Moulton*. L'algoritmo è un integratore multi-step, cioè in grado di mantenere le informazioni dei passi precedenti per una risoluzione più efficiente, il quale in base alla precisione che si richiede integra con un passo e ordine variabili. Il codice che utilizza Adams-Moulton è derivato da [21].

Per la risoluzione dei sistemi non lineari di equazioni algebriche sono stati adottati dei metodi basati su una estensione del metodo di Newton.

Su questa tesi non verranno approfonditi gli aspetti matematici legati alla teoria del controllo ottimale e al funzionamento dei codici di integrazione. A questo fine si rimanda ai lavori di tesi di Fabio Ferrari [18] e di Lorenzo Montagna [20], oltre che ai vari documenti citati nel corso di questo capitolo.

Capitolo 4

Asteroidi di Rendezvous e processo di lavoro

L'obiettivo di questo lavoro di tesi abbiamo già visto essere quello di trovare, attraverso metodi numerici, delle traiettorie a bassa spinta che rispettino i requisiti esposti nel paragrafo 1.1. Le traiettorie prevedono due flyby con due diversi asteroidi NEA e un rendezvous finale con un terzo NEA. Scegliere gli asteroidi giusti, di flyby e di rendezvous, diventa fondamentale per poter sviluppare missioni effettivamente realizzabili e realistiche ed è il cuore di tutto il processo di lavoro. In quanto i requisiti sono molto stringenti, in particolare le limitazioni in termini di ΔV e di combustibile, risulta necessario selezionare asteroidi con parametri orbitali relativamente simili a quelli della terra, che permettano quindi di compiere manovre poco dispendiose. Trovati gli asteroidi si iterano allora i codici che generano le traiettorie, che esporrò a breve, e tra quelle trovate si selezionano le più interessanti.

Il primo passo per lo sviluppo e lo studio delle traiettorie è la scelta degli asteroidi con i quali poter compiere il rendezvous. Dal sito della NASA-JPL [22] è possibile scaricare gratuitamente dei file ASCII contenenti gli elementi orbitali e parametri di magnitudine di milioni di asteroidi, calcolati nel sistema di riferimento eclittico eliocentrico J2000. Per ciascun asteroide sono riportate le informazioni mostrate nella figura 4.1. Tutti gli asteroidi, NEA compresi, sono classificabili in due macro-categorie, *Numbered* e *Unnumbered*. I primi sono corpi di cui si ha una conoscenza maggiore, in quanto sono stati soggetti a maggior studio e osservazione, e quindi per cui i parametri orbitali hanno una precisione più elevata. Gli oggetti invece finora soggetti a minori osservazioni e i cui parametri orbitali presentano un certo livello di incertezza sono classificati come *Unnumbered*. Per le analisi che verranno fatte in seguito si è scelto di tener conto solo degli asteroidi *Numbered* per quanto riguarda il flyby, manovra a durata molto più breve e per cui è necessaria

una maggior precisione, mentre per gli asteroidi di rendezvous in linea teorica si sono considerati sia asteroidi Numbered che Unnumbered.

ASCII File Column Headings

column	units	Description
Num		Number assigned to the asteroid or comet. Numbers are only assigned to secure short-period (<200 year) comets.
Name		Name given to the numbered asteroid or comet.
Designation		Unnumbered asteroid's provisional designation.
Epoch	(TDB)	Epoch of the elements represented as the Modified Julian Date (MJD), which is defined as the Julian date - 2400000.5.
a	(au)	Semimajor axis of the orbit (asteroids only).
q	(au)	Perihelion distance (comets only).
e		Eccentricity of the orbit.
i	(deg)	Inclination of the orbit with respect to the J2000 ecliptic plane.
w	(deg)	Argument of perihelion (J2000-Ecliptic).
Node	(deg)	Longitude of the ascending node (J2000-Ecliptic).
M	(deg)	Mean anomaly at epoch (asteroids only).
Tp		Time of perihelion passage (comets only), formatted as a calendar date (YYYYMMDD.DDD) where "YYYY" is the year, "MM" is the numeric month, and "DD.DDD" is the day and day fraction.
H	(mag)	Absolute magnitude (asteroids only and set to "99.00" when unknown).
G		Magnitude slope parameter (asteroids only and set to "0.00" when H is unknown).
Ref		Orbit solution reference.

Figura 4.1: Lista dei parametri associati ad un elenco di asteroidi del Sistema Solare, contenuti all'interno di tabelle ASCII scaricabili sul sito NASA/JPL [22].

4.1 Asteroidi di rendezvous

Gli asteroidi che sono stati scelti per il rendezvous finale e per cui sono state calcolate delle possibili traiettorie sono:

- **2000 SG344:** Asteroide unnumbered con orbita di tipologia Aten, quindi intersecante l'orbita terrestre. Questo oggetto è già stato scelto come asteroide di rendezvous nella missione ANIME. L'asteroide, pur non essendo classificato come PHA per via delle sue dimensioni ridotte (40m di diametro circa), ha un'alta probabilità di impatto, classificandosi al quarto posto nell'*ESA Risk List*, classifica stilata dall'ESA che identifica i NEO in base alla loro probabilità di impatto [23]. Al 16/09/2071 la probabilità di impatto è di 1/1000 e risulta essere l'asteroide più grande ad avere questo livello di probabilità. La probabilità di impatto cumulativa è di 1/354.
- **2017 SV19:** Asteroide unnumbered con orbita di tipologia Amor, quindi non intersecante l'orbita terrestre. Con il suo MOID di 0.0299442 AU e la sua magnitudine di 25, ovvero un diametro di circa 35m, non rientra nei PHA. Per via dei suoi parametri orbitali simili a quelli della terra e per via del suo close approach al 26/02/2029 risulta interessante per la missione in esame.
- **2008 UA202:** Asteroide unnumbered con orbita di tipologia Apollo, quindi Earth Crossing. Non rientra nella categorizzazione PHA pur avendo un MOID di 0.000278471 AU per via delle sue dimensioni decisamente contenute, circa 5 metri di diametro, corrispondenti ad una magnitudine di 29.4. È però riportato

nella ESA Risk List alla posizione 820 con una probabilità di impatto massima di $1/77519$ nel 12/10/2066 e cumulativa di $1/9009$. Inoltre il close approach con la terra avviene al 05/05/2027, 18/05/2028 e 20/10/2029, date che rientrano nella finestra temporale fissata per la missione.

- **2018 TG6:** Asteroide unnumbered con orbita di tipologia Apollo, Earth Crossing. Anche questo, con un MOID di $.00687158$ au, non rientra nei PHA per la sua dimensione ridotta, avendo un valore di magnitudine assoluta di 27.1 e quindi un diametro di circa 13m. Non riportato neanche nell'ESA Risk List è però interessante per i suoi close approach il 27/10/2029, 06/05/2030, 02/03/2031.
- **2020 OK5:** Asteroide unnumbered con orbita di tipologia Apollo, Earth Crossing. Con un MOID di $.0151988$ au e una magnitudine assoluta di 25.4 (30m di diametro circa) non rientra tra i PHA e nelle ESA Risk List. Passerà vicino alla terra il 11/09/2090 e il 03/02/2030.

Tutti questi asteroidi sono stati selezionati inizialmente in base ai loro parametri orbitali. Tutti presentano un valore di inclinazione dell'orbita intorno ad 1° rispetto a quella terrestre e afelio o perielio intorno ad 1 AU. Avere bassa inclinazione e absidi simili a quelli della terra rendono le manovre meno dispendiose. Sono poi asteroidi ottimali in termini di consumi nella finestra temporale su cui si prevede che possa avvenire il lancio. Gli asteroidi che rientrano nell'ESA Risk List sono interessanti da studiare per ragioni di sicurezza planetaria, per via della loro alta probabilità di impatto. Le ragioni scientifiche esposte nella sezione 1.2.1 sono valide per tutti gli asteroidi in esame.

Scelti gli asteroidi di rendezvous si deve allora determinare la data di partenza. Infatti a seconda dell'istante temporale in cui inizia la missione, la posizione reciproca tra la Terra, e quindi il satellite, e l'asteroide sarà diversa e quindi il ΔV da fornire sarà diverso. Al fine di determinare la partenza ottimale in termini di consumi, per ogni asteroide di rendezvous si calcolano traiettorie dirette (senza flyby) a durata fissata con partenza che varia in un range di 4 anni circa. Si osservano allora i consumi per ciascuna di queste missioni e si determina quale data di partenza è più conveniente in termini di combustibile utilizzato. L'andamento della massa finale del satellite in funzione dell'istante temporale di partenza è riportato in Figura 4.2.

Nel grafico si può vedere sull'asse delle ordinate la massa finale mentre sulle ascisse il tempo, che per comodità è stato normalizzato. Moltiplicando il tempo normalizzato per $t_{conv} = 58.1324$ (parametro calcolato a partire da grandezze costanti come il raggio medio Terra-Sole e la velocità circolare della Terra) e sommando a 51544 (Modified Julian Day del 1/01/2000) ottengo l'MJD della data di

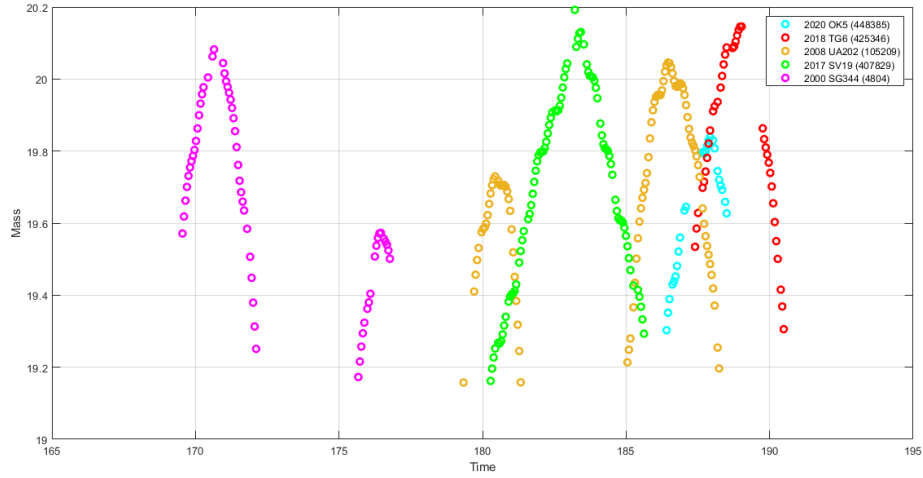


Figura 4.2: Massa finale del satellite in funzione del tempo di partenza per missioni dirette. Gli asteroidi di rendezvous sono quelli riportati nella legenda.

partenza. La durata della missione utilizzata per i calcoli è di $t_{durata} = 9$, ovvero 523 giorni circa. Dal grafico si osserva che in corrispondenza dei massimi locali di ciascuna curva si ha la data di partenza per cui la massa finale del satellite è maggiore, per cui quindi i consumi sono minimi. Per alcuni asteroidi di rendezvous, come 2000 SG344 e 2017 SV19 le date di partenza ottimali sono in teoria due, avendo due massimi locali. In realtà vedremo nei capitoli successivi che di fatto verrà tenuto conto solo l'istante temporale corrispondente al massimo assoluto. In tabella 4.1 è riportata la data ottimale per raggiungere ciascuno degli asteroidi di rendezvous, in base ai criteri appena esposti.

Asteroide rendezvous	Data di partenza ottimale
2000 SG344	28/02/2027 01/02/2028
2017 SV19	12/03/2029
2008 UA202	19/09/2028 07/09/2029
2018 TG6	01/02/2030
2020 OK5	25/11/2029

Tabella 4.1: Date di partenza nell'intorno delle quali i consumi per raggiungere i corrispondenti asteroidi di rendezvous sono minimi.

Le date ottenute sono chiaramente indicative e in realtà la partenza ottimale è influenzata da una serie di fattori di cui non si è tenuto conto. Per la costruzione del grafico è stata considerata una missione di durata 9, che non necessariamente sarà la durata delle missioni che studieremo nei capitoli successivi. Il dover accomodare dei flyby intermedi spesso allunga la missione e la presenza stessa del flyby comporta un aumento dei consumi che non è determinabile a priori ma dipende caso per caso a seconda di quale asteroide si vuole incontrare durante la traiettoria. Comunque sia questa analisi è utile per avere una data di riferimento, che sappiamo essere stata determinata utilizzando gli stessi criteri qualunque sia l'asteroide finale.

In questo lavoro di tesi il criterio adottato per la ricerca di missioni ottimali è stato quello di analizzare più traiettorie possibili, con asteroidi di flyby diversi e durate adeguate al set di asteroidi scelti, tutto ciò però sempre con una partenza nell'intorno della data ottimale riportata in 4.2. Un altro approccio possibile poteva essere quello di fissare la durata, fissare eventualmente gli asteroidi di flyby e spostare progressivamente la data di partenza, approccio parzialmente adottato in altri studi [20].

4.2 Strumenti utilizzati per generare le traiettorie.

In questa sezione si vuole esporre il processo di lavoro che è stato seguito per generare le varie soluzioni e gli strumenti di cui si è fatto uso. Questo è importante per poter contestualizzare le traiettorie che verranno mostrate, cioè comprendere da dove queste derivino, dare valore al lavoro di generazione, selezione e scrematura delle traiettorie ma soprattutto per essere in grado di interpretare al meglio i risultati ottenuti.

Per ottenere le traiettorie che verranno esposte nei capitoli successivi si è fatto uso di due strumenti principali, due codici di calcolo con funzioni diverse ma tra loro interdipendenti.

- **Codice generazione parametri traiettorie:** Questo codice, che per comodità da qui in poi verrà denominato *TRAJECTORY*, integra le traiettorie, utilizzando metodi numerici e tecniche di ottimizzazione. *TRAJECTORY* prende in input informazioni sulla missione da compiere, in particolare: i parametri del satellite all'istante iniziale, che fungono da condizione al contorno; i parametri degli asteroidi di flyby e rendezvous, che prenderà dal file di testo ASCII della NASA/JPL contenente gli elementi orbitali degli asteroidi numbered e unnumbered; informazioni sulla durata della missione, data di inizio ed eventualmente gli istanti temporali dell'incontro tra lo s/c e gli asteroidi intermedi; spinta nominale; una serie di parametri necessari all'integratore per generare le traiettorie di ottimo. Presi questi dati la subroutine di interazione

compie un numero di iterazioni fornito in input dall'utente. L'integrazione può andare o meno a convergenza. Se il risultato va a convergenza e l'utente lo reputa valido vengono generati in output una serie di file contenenti tutti i parametri che definiscono la missione, tra cui elementi orbitali, consumi, vettore posizione nel tempo e coordinate spaziali della traiettoria.

- **Codice ricerca asteroidi intermedi:** Questo codice, che chiameremo *FLY-BYSEARCH*, ha la funzione di ricercare gli asteroidi più indicati per compiere degli eventuali flyby in una missione prefissata. Al codice viene fornito in input: il file ASCII contenente i parametri orbitali degli asteroidi; un file contenente la posizione (r, θ, ϕ) in funzione del tempo dello SC all'interno della traiettoria per cui vogliamo cercare un flyby; l'intervallo temporale all'interno del quale si vuole che avvenga l'incontro con l'asteroide. Questo codice genera in output dei file contenenti informazioni sulle orbite di tutti quegli asteroidi che reputa eleggibili per un eventuale flyby, che cernita in base a quanto questi passino vicino allo SC, sia in termini di distanza sia in termini di sfasamento. Per essere più precisi, il codice seleziona quegli asteroidi che in corrispondenza dei nodi (e degli apsidi, nel caso di orbite con bassa inclinazione) passano sufficientemente vicini all'orbita terrestre. In questo modo si fa una scrematura di quegli asteroidi che non rientrano nella classificazione NEA. Si ottiene allora un set di asteroidi di cui si confronta la posizione ai nodi e agli apsidi con la posizione della terra e dello SC, con particolare attenzione alla $\Delta\theta$, che indica lo sfasamento tra i due corpi. Se lo sfasamento in corrispondenza di entrambi i nodi ed eventualmente ad entrambi gli apsidi supera una certa soglia non si tiene conto di quell'asteroide. Altrimenti viene salvato in un file contenente informazioni sull'orbita come il $\Delta\theta$ con la traiettoria dello SC e con l'orbita terrestre, la differenza tra i raggi e l'istante temporale in cui risulta più indicato compiere il flyby, corrispondente al tempo di passaggio al nodo/apside.

4.2.1 Processo iterativo integrazione traiettorie

Definita le funzione dei diversi codici utilizzati si prosegue in questa sezione con l'espone il metodo utilizzato per ottenere delle soluzioni che soddisfino i requisiti prefissati.

Per ognuno degli asteroidi scelti per il rendezvous finale esposti in Sez. 4.1 si è calcolata una traiettoria con trasferta diretta dall'escape della Terra all'asteroide, senza flyby intermedio, di durata normalizzata 9, ovvero circa 523 giorni, spinta nominale 1 mN e data di partenza decisa sulla base delle curve in figura 4.2. L'escape dall'orbita terrestre si considera già avvenuto e il consumo per compiere questa manovra è già tenuto in conto dal codice TRAJECTORY. I parametri di questa traiettoria diretta sono stati inseriti all'interno del codice FLYBYSEARCH ed è

stata generata una lista di asteroidi con caratteristiche che li rendono eleggibili per un eventuale flyby, lista solitamente costituita da una settantina di NEA. Di questi si selezionano quelli che hanno un valore di $\Delta\theta$ e Δr all'interno di un determinato range e hanno un valore di score (parametro che il codice genera per valutare la "bontà" di un asteroide) non superiore a qualche unità. Per ciascuno di questi asteroidi si tenta allora di generare, tramite TRAJECTORY, una traiettoria con un solo flyby, in corrispondenza dell'istante temporale indicato da FLYBYSEARCH. Tra le integrazioni che vanno effettivamente a convergenza vengono scartate direttamente quelle che sfiorano i requisiti di consumi e di ΔV oltre che quelle che necessitano di una spinta nominale maggiore di 1 mN, anche se nelle traiettorie a due flyby vedremo che in alcuni casi diamo per buone soluzioni con una spinta nominale di 2mN. Questo perché ho riscontrato che traiettorie le quali già con un solo flyby necessitavano di una spinta maggiore di quella nominale standard allora erano traiettoria che con l'aggiunta di un altro flyby sfioravano in termini di consumi. Inoltre in questo modo si è ristretto in maniera sufficiente il campo di studio.

I parametri delle traiettorie con un solo flyby sono a questo punto inseriti di nuovo all'interno di FLYBYSEARCH, trovando un nuovo set di asteroidi, vagliati seguendo lo stesso criterio utilizzato per le traiettorie dirette con solo rendezvous. Questi asteroidi sono i corpi che verranno scelti per compiere il secondo flyby. Bisogna far notare che l'ordine in cui avviene il passaggio nei pressi dell'asteroide dipende strettamente dall'orbita dei diversi corpi, quindi non necessariamente gli asteroidi trovati nella prima iterazione di FLYBYSEARCH vengono, a livello temporale, visitati dal satellite prima rispetto agli asteroidi trovati nella seconda iterazione. A questo punto si esegue TRAJECTORY immettendo le informazioni degli asteroidi trovati nella seconda iterazione di FLYBYSEARCH, così da ottenere soluzioni a due flyby. Si parla in totale di centinaia di combinazioni diverse tra asteroidi di rendezvous e asteroidi per il primo e per il secondo flyby. Tra quelle che vanno effettivamente a convergenza si tengono per buone solo le traiettorie che non eccedono i requisiti in termini di consumi e durata della missione. In questo caso si accettano anche le traiettorie con spinta nominale 2mN. Per quanto riguarda la durata, le traiettorie dirette abbiamo visto essere di durata 9. Con l'inserimento degli asteroidi di flyby è spesso stato necessario allungare la durata della missione.

Alla fine di questo processo di integrazione di centinaia di traiettorie, quelle che effettivamente soddisfano tutti i requisiti imposti, e che è quindi interessante analizzare, sono solo una decina. Nei due capitoli successivi verranno mostrate nel dettaglio.

Capitolo 5

Soluzioni

A seguito dei procedimenti esposti nel capitolo precedente, sono state trovate in totale 141 traiettorie con partenza dalla terra, due flyby intermedi e un rendezvous finale con asteroidi NEA. Di queste soluzioni però solo un numero ristretto è effettivamente accettabile. Infatti solo 24 rispettavano il requisito che imponeva un consumo di combustibile massimo di 1.5kg e un ΔV di 1.5km/s. A loro volta, tra le soluzioni per cui i consumi erano accettabili solo 8 avevano anche una durata della missione totale minore di quella prefissata, ovvero circa 2 anni e mezzo (durata 15 in termini di misura del tempo normalizzata). Il requisito del tempo della missione abbiamo già visto essere legato al ciclo di vita operativa delle strumentazioni a bordo del satellite. Già scegliendo di accettare missioni di durata 2 anni e mezzo significa fare un'ipotesi su un'eventuale estensione del tempo di funzionamento della camera sul CubeSat.

Nelle tabelle 5.1 e 5.2 nella pagina successiva sono riportate le informazioni principali delle 8 traiettorie con 2 flyby e un rendezvous e delle 5 traiettorie dirette di riferimento. Le traiettorie dirette riportate in tabella sono quelle traiettorie per cui è possibile raggiungere l'asteroide di rendezvous nel tempo più breve possibile, a parità di data di partenza. Nel capitolo successivo queste verranno confrontate con traiettorie analoghe di durata maggiore, non riportate in tabella, facendo delle considerazioni sui consumi. I diversi risultati sono numerati in base all'asteroide di rendezvous che caratterizza la traiettoria. Tra le traiettorie a due flyby se ne hanno due con rendezvous a 2017 SV19, tre con rendezvous a 2008 UA202 e tre con rendezvous a 2018 TG6. Non sono state trovate traiettorie che sotto i requisiti imposti riescano a compiere due flyby e a compiere infine un rendezvous con 2000 SG344 e 2020 OK5.

#	Asteroidi Traiettorie	Durata	t_0	t_{FB1}	t_{FB1}	t_{RV}
10	2000 SG344	5	170.6477	-	-	175.6477
20	2017 SV19	6	183.4236	-	-	189.4236
21	2008 WM64 - 2009 XO - 2017 SV19	14	183.4236	188.9186	191.4791	197.4236
22	2008 WM64 - 1999 LK1 - 2017 SV19	14.4869	183.4236	188.9164	191.4712	197.9105
30	2008 UA202	8	186.5128	-	-	194.5128
31	2009 EK1 - 2003 HF2 - 2008 UA202	14	186.5128	193.4263	197.0859	200.5127902
32	2009 EK1 - 2001 HB - 2008 UA202	13	186.5128	193.4282	197.2087	199.5128
33	2002 SZ - 2005 YU55 - 2008 UA202	13	186.5128	193.2863	197.4547	199.5127892
40	2018 TG6	6	189.0261	-	-	195.0261
41	1988 TA - 2014 YQ15 - 2018 TG6	9	189.0261	193.7108	194.9563	198.0261
42	2004 VC17 - Oljato - 2018 TG6	12	189.0261	194.4509	198.4824	201.0261
43	2004 VC17 - Nereus - 2018 TG6	12	189.0261	194.4261	195.2766	201.0261
50	2020 OK5	8	187.8741	-	-	195.8741

Tabella 5.1: Traiettorie: Istanti temporali di flyby e rendezvous.

#	Asteroidi Traiettorie	Spinta [mN]	m_f [kg]	Δm [kg]	ΔV [Km/s]
10	2000 SG344	1	20.0823	0.9177	0.8768
20	2017 SV19	1	19.8614	1.1386	1.1125
21	2008 WM64 - 2009 XO - 2017 SV19	1	19.8760	1.1240	1.0974
22	2008 WM64 - 1999 LK1 - 2017 SV19	1	19.8505	1.1495	1.1238
30	2008 UA202	1	19.9140	1.0860	1.0459
31	2009 EK1 - 2003 HF2 - 2008 UA202	1	19.7308	1.2692	1.2362
32	2009 EK1 - 2001 HB - 2008 UA202	1	19.7154	1.2846	1.2523
33	2002 SZ - 2005 YU55 - 2008 UA202	1	19.8700	1.1300	1.0915
40	2018 TG6	1	20.1080	0.8920	0.8609
41	1988 TA - 2014 YQ15 - 2018 TG6	1	20.1411	0.8589	0.8270
42	2004 VC17 - Oljato - 2018 TG6	1	19.8210	1.1790	1.1569
43	2004 VC17 - Nereus - 2018 TG6	2	19.5811	1.4189	1.4077
50	2020 OK5	1	19.7261	1.2739	1.2306

Tabella 5.2: Traiettorie: Spinta nominale e consumi

In Tab. 5.1 sono riportate le informazioni riguardanti gli aspetti temporali della missione, quindi durata, data di partenza, data in cui avvengono i vari flyby e data di rendezvous. Tutte le grandezze di tempo sono rappresentate in forma normalizzata, secondo la convenzione già esposta nella sezione 4.1 spiegando il diagramma in Fig. 4.2. I tempi di partenza delle diverse traiettorie che vediamo nella Tabella derivano proprio dalle considerazioni fatte in quella sezione. In Tab. 5.2 sono riportate informazioni riguardanti gli aspetti propulsivi delle traiettorie, quindi la spinta nominale, la massa finale del satellite, il consumo di combustibile e la ΔV totale fornita. Si fa notare come 43 sia l'unica missione per cui è necessaria una spinta doppia rispetto alla spinta nominale di 1mN. Per tutte le traiettorie riportate la velocità relativa tra il satellite e l'asteroide di rendezvous si assume nulla al termine della missione, mentre la velocità relativa tra il satellite e gli asteroidi di flyby è sempre sotto i 10km/s. Nel capitolo successivo si analizzeranno nel dettaglio le diverse traiettorie.

Capitolo 6

Analisi traiettorie

In questo capitolo si analizzano nel dettaglio le missioni riportate in 5.1 e 5.2. Per ciascuna traiettoria verranno mostrati e commentati gli andamenti di alcuni parametri orbitali, il profilo di spinta nel tempo della missione e il consumo. Inoltre verrà riportata una rappresentazione grafica della traiettoria nello spazio 3D. Su alcune delle soluzioni, considerate più interessanti, verrà posta maggiore attenzione rispetto ad altre. Il capitolo è suddiviso in sezioni, in ciascuna delle quali si studiano le traiettorie associate ad uno dei cinque asteroidi di rendezvous.

6.1 Traiettorie rendezvous con 2000 SG344

Lo studio di una traiettoria caratterizzata da un rendezvous finale con l'asteroide NEA 2000 SG344, di classificazione Aten, è stato ampiamente svolto nel contesto del progetto ANIME, come già descritto in 1.1. La missione prefissa il lancio al 24/11/2026, con primo flyby il 19/06/2027, secondo il 12/12/2027 e infine si ha un rendezvous con 2000 SG344 il 24/08/2028. Nel contesto di questa tesi si è provato a generare traiettorie con partenza intorno al 28/02/2027, finestra per cui risulta ottimale in termini di consumi il lancio di un satellite con obiettivo 2000 SG344. Purtroppo non si è riuscito a trovare soluzioni accettabili per missioni con due flyby, in quanto tutte le traiettorie che andavano a convergenza sforavano nei consumi o nella durata. Missioni ad un flyby non rientrano nel caso di studio di questa tesi, ma per il rendezvous a 2000 SG344 con lancio il 28/02/2027 si menziona che risultati interessanti si riscontrano compiendo il flyby con il PHA 2008 TZ3. Altre prove sono state svolte per una finestra di lancio diversa, ovvero in corrispondenza del secondo massimo sulla curva associata a 2000 SG344 sul grafico 4.2, ovvero intorno alla data 01/02/2028. Anche per questa finestra di lancio le missioni a due flyby non rispettavano i requisiti imposti, soprattutto considerando che il consumo

del solo rendezvous, per una missione di durata 9 (tempo normalizzato), era di 1.47 kg. Questa missione diretta non verrà mostrata.

Degli esempi di traiettorie a due flyby accettabili sono riportati nel lavoro di tesi magistrale di Lorenzo Montagna [20], il quale analizza traiettorie con partenza a fine 2025 e fine 2027.

6.1.1 Traiettoria diretta

Si studia brevemente la traiettoria diretta di durata minima circa 10 mesi, riferimento per la ricerca di missioni a due flyby con partenza il 28/02/2027 e rendezvous a 2000 SG344, schematizzata in 6.1. Questa è una traiettoria a consumo molto basso se la si confronta con le traiettorie dirette a durata minima per gli altri asteroidi di rendezvous. La missione in esame infatti ha durata 5, ovvero circa 10 mesi, la più breve esaminata. Il Δm è di 0.9177 kg mentre il ΔV è di 0.8768 km/s. Consumi leggermente più bassi si riscontrano solo nella missione diretta con rendezvous all'asteroide 2018 TG6, per cui si ha circa il 3% di combustibile utilizzato in meno. In quel caso però la durata è maggiore, ovvero più di 11 mesi. La traiettoria 10 è quindi interessante se si vuole scegliere una missione con partenza ad inizio 2027 e che raggiunga un NEA nel minor tempo possibile. In 6.1 è rappresentata la

	Data	ΔV (km/s)
Partenza	28/02/2027	-
-	-	-
-	-	-
2000 SG344	15/12/2027	0.8768

Tabella 6.1: Informazioni traiettoria diretta verso 2000 SG344 di durata minima.

traiettoria che segue il satellite in un piano tridimensionale, secondo un sistema di riferimento eliocentrico J2000. Tutte le traiettorie rappresentate in un piano eliocentrico riportate in questo capitolo saranno rappresentate in questo sistema di riferimento. In 6.2 è riportata la traiettoria del satellite in un grafico tempo-raggio, col tempo espresso in MJD e il raggio che indica la distanza dal Sole, in un sistema di riferimento eliocentrico. L'oggetto parte dalla Terra (escape) e compie una manovra che gli permette di entrare in contatto con la traiettoria di 2000 SG344, compiendo così il rendezvous. Si può notare come il satellite appare entrare in contatto con l'orbita quasi 2 mesi prima rispetto al termine della missione. Non è stato possibile però anticipare ulteriormente l'istante di rendezvous, in quanto la risoluzione delle equazioni non va a convergenza. Interessante è osservare l'andamento della spinta lungo la traiettoria, quindi la strategia propulsiva della manovra. In 6.3 è riportato l'andamento della spinta fornita dal propulsore e della

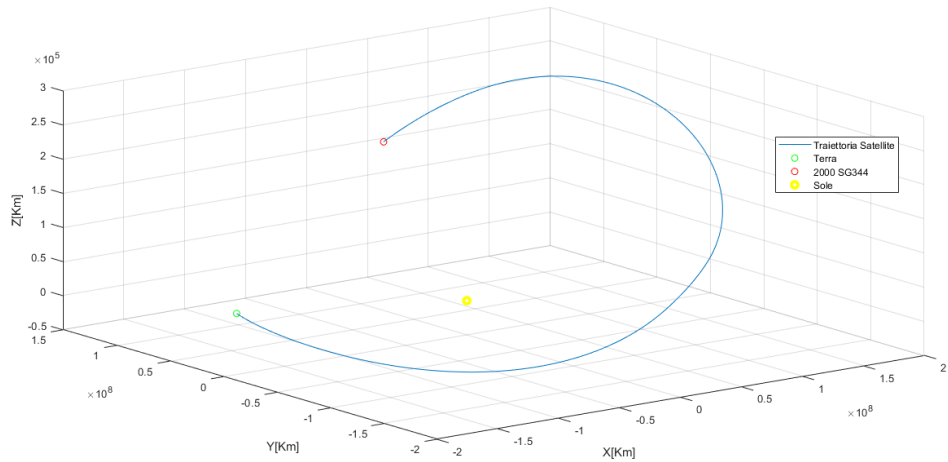


Figura 6.1: Traiettoria Terra-2000 SG344 rappresentata sul piano 3D nel sistema di riferimento eliocentrico.

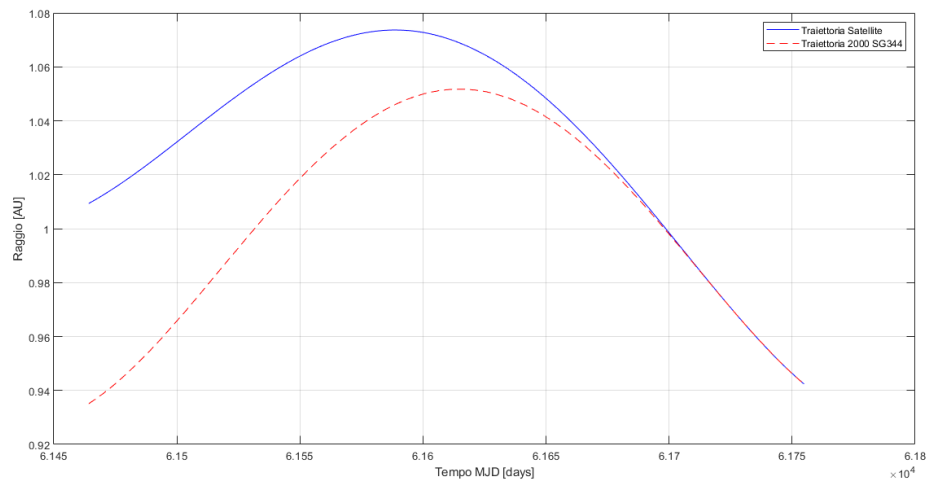


Figura 6.2: Rappresentazione in un grafico tempo-raggio della traiettoria Terra-2000 SG344.

massa del satellite nel tempo. In 6.4 si mostra la spinta lungo le 3 dimensioni. Si può vedere come il propulsore eserciti una spinta lungo la maggior parte della traiettoria. Si era detto come il satellite inizi ad entrare in contatto con l'orbita dell'asteroide dell'oggetto circa 2 mesi prima rispetto al tempo di rendezvous. La spinta in realtà cessa dopo, un mese prima del rendezvous, quindi si potrebbe

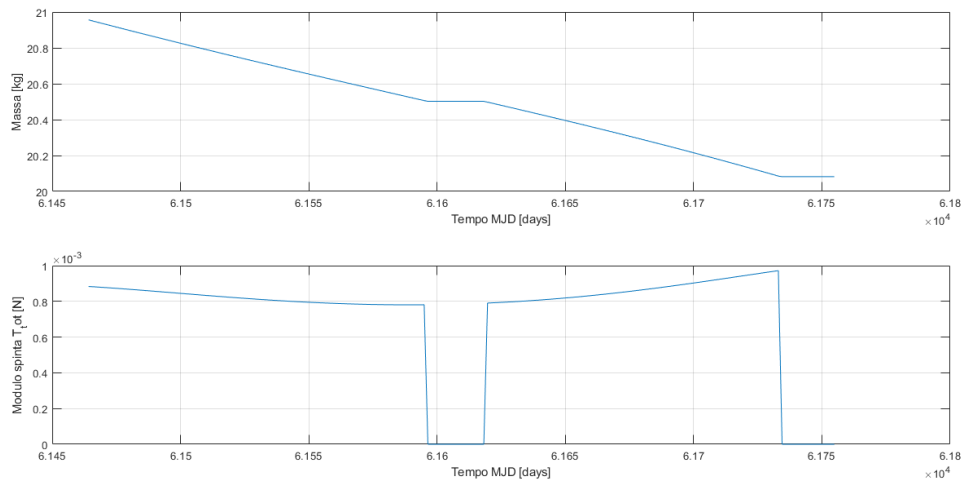


Figura 6.3: Massa del satellite e spinta fornita dal propulsore in funzione del tempo per la traiettoria Terra-2000 SG344.

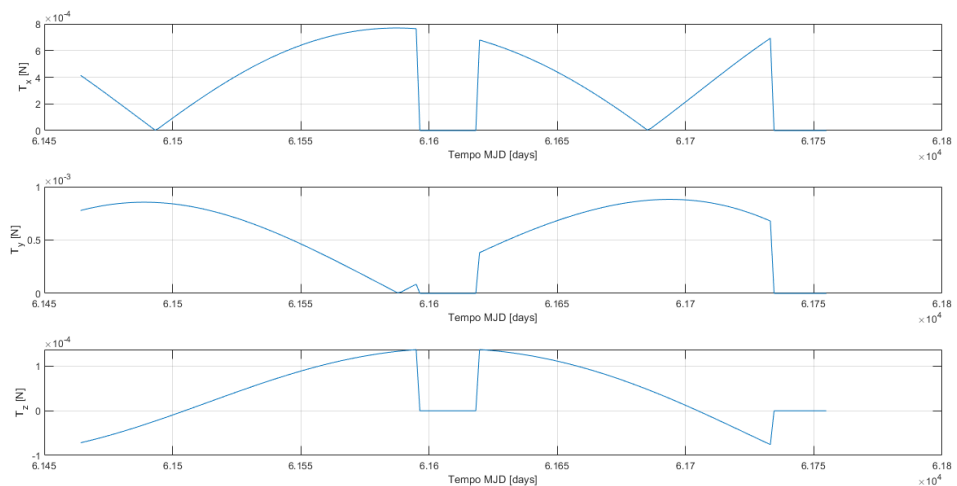


Figura 6.4: Spinta fornita dal propulsore in funzione del tempo lungo le 3 dimensioni per la traiettoria Terra-2000 SG344.

recuperare al massimo un mese in termini di durata della missione. La manovra è caratterizzata da virtualmente un unico arco propulso, con un intermezzo a spinta nulla della durata di circa 20 giorni. Una possibile spiegazione della difficoltà, anche per durate più lunghe, di inserire più di un flyby mantenendo i consumi nel limite imposto, sta nel fatto che l'asteroide è più veloce del satellite lungo tutta la

traiettoria. Da 6.2 si può osservare infatti che alla partenza il satellite ha un raggio maggiore di 1AU mentre l'asteroide lo ha molto minore. 2000 SG344 infatti è di categoria Aten e ha semiasse maggiore più piccolo del raggio medio dell'orbita della Terra. Per tutta la durata della traiettoria il satellite si trova a dover "inseguire" l'asteroide, in quanto il raggio dell'orbita di 2000 SG344 è osservabile essere sempre minore del raggio dello S/C e sappiamo che a raggio minore corrisponde velocità maggiore. Questo è anche il motivo per cui la spinta esercitata lungo praticamente tutto il percorso, perché bisogna appunto "fornire energia" (in modulo, col segno l'energia diminuisce, che equivale ad una diminuzione del semiasse) al satellite finché il suo raggio dell'orbita sia sufficientemente piccolo da poter compiere il rendezvous. Su 6.5 si vede l'andamento dell'energia che decresce, come menzionato sopra. Inclinatione ed eccentricità invece aumentano, poiché l'orbita di 2000 SG344 è più inclinata e più eccentrica dell'orbita di escape. In accordo con la teoria, l'inclinazione varia maggiormente a raggi più elevati. Avere una missione di questo tipo rende difficile inserire molteplici flyby, poiché comporta un grande aumento di consumi deviare una traiettoria costantemente propulsa. Tra le missioni a due flyby che vanno a convergenza quella a consumi minori è caratterizzata da una quantità di combustibile utilizzato di 1.75kg, praticamente un 15% in più di quello accettabile.

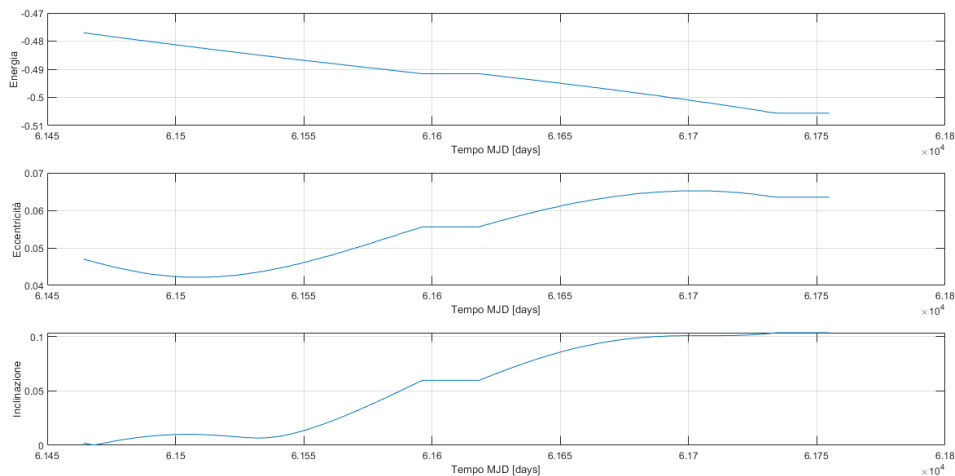


Figura 6.5: Variazione di alcuni parametri orbitali nel tempo per la traiettoria Terra-2000 SG344.

6.2 Traiettorie rendezvous con 2017 SV19

Per traiettorie aventi rendezvous con l'asteroide 2017 SV19 di categoria Amor è possibile inserire dei flyby rimanendo all'interno dei requisiti imposti. Le traiettorie risultanti sono tra le più lunghe di tutte quelle in esame ma i consumi sono però contenuti e per questo è bene tenerne conto. Verranno fatte delle considerazioni sulla traiettoria diretta di durata minima in relazione all'andamento peculiare di alcuni parametri orbitali. Questa verrà confrontata con una traiettoria sempre diretta ma di durata maggiore, osservandone le differenze in termini di consumi e in termini di strategia propulsiva.

6.2.1 Traiettoria diretta

La traiettoria per cui il satellite riesce a compiere un rendezvous con l'asteroide 2017 SV19 alla data di partenza ottimale, ovvero 11/03/2029, avrà durata minima di 6, cioè qualcosa in più di 11 mesi, come si vede in 6.2. La missione in questione è rappresentata nel sistema di riferimento eliocentrico J2000 in 6.6.

	Data	ΔV (km/s)
Partenza	12/03/2029	-
-	-	-
-	-	-
2017 SV19	23/02/2030	1.1125

Tabella 6.2: Informazioni traiettoria diretta verso 2017 SV19 di durata minima.

Un aspetto interessante di questa traiettoria lo si può osservare a partire dal grafico che rappresenta il raggio dell'orbita in funzione del tempo 6.7. Si è detto che 2017 SV19 è un asteroide di tipo Amor, quindi con orbita esterna all'orbita terrestre. Questo significa che il satellite su un'orbita di escape analoga a quella della Terra dovrà aumentare la propria quota per raccordarsi al target, poichè, come si può anche osservare dal grafico, parte da una quota inferiore. Quello che succede è che in corrispondenza intorno ad una MJD di 62290, quindi circa il 03/06/2029 il satellite supera la quota orbitale del NEA e poi procederà per il resto della manovra ad inseguire l'asteroide. Il satellite rallenta la propria rotazione, poichè l'asteroide è indietro trovandosi a quote più alte, come è dimostrato dall'andamento dell'energia in 6.8, la quale cresce subito all'inizio proprio per portare il satellite ad orbite meno veloci.

Se si osserva l'andamento dell'afelio e del perielio dell'orbita nel tempo in 6.9, in relazione a quanto detto fin'ora, si può vedere come l'apoastro cresca bruscamente all'inizio della manovra e si stabilizzi per buona parte della traiettoria ad un valore circa costante superiore al valore caratteristico di 2017 SV19. A fine missione il

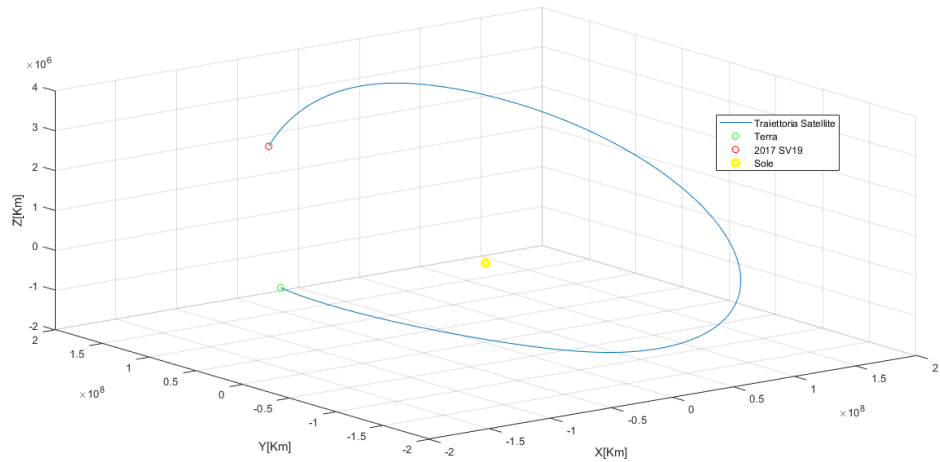


Figura 6.6: Traiettoria Terra-2017 SV19 di durata minima, rappresentata sul piano 3D nel sistema di riferimento eliocentrico.

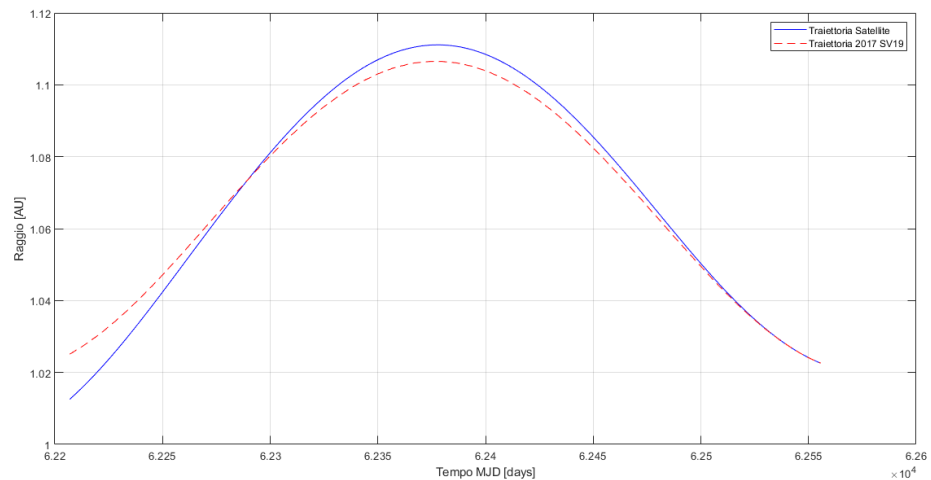


Figura 6.7: Rappresentazione in un grafico tempo-raggio della traiettoria Terra-2017 SV19 di durata minima.

parametro in questione si vede che decresce per raggiungere il valore target. La variazione dell'apoastro avviene proprio in corrispondenza dei punti dell'orbita a raggio minore, dove la teoria ci dice essere più conveniente variare l'afelio di un corpo. L'andamento mostrato è coerente con quanto detto prima, ovvero che il propulsore fornisce energia all'inizio per aumentare la quota e rallentare lo S/C,

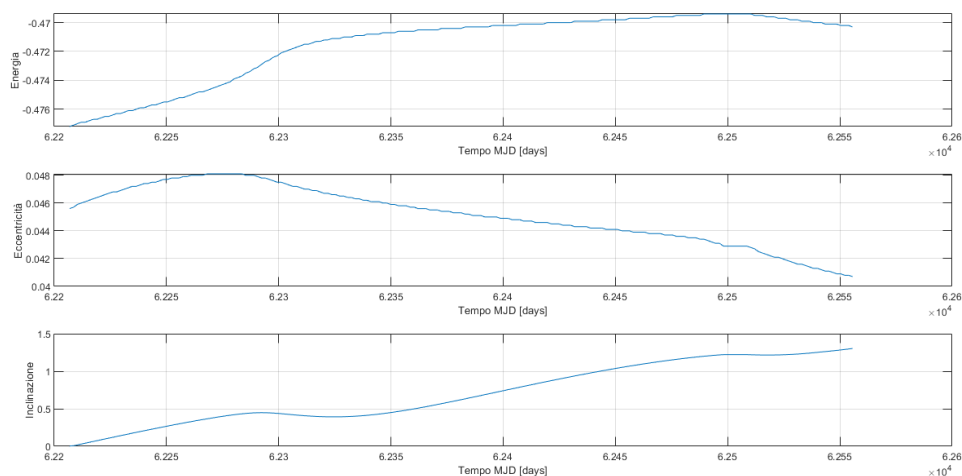


Figura 6.8: Variazione di alcuni parametri orbitali nel tempo per la traiettoria Terra-2017 SV19 di durata minima.

ma facendo così eccede i valori di target in termini di apoastro e di raggio. Questo tipo di manovra, seppur la migliore possibile per una traiettoria di questa durata, si capisce essere poco efficiente, poiché da un punto di vista propulsivo converrebbe raggiungere subito il valore di apoastro necessario, senza dover spingere una seconda volta per abbassarlo. Quando però la durata è vincolata in tal modo, al satellite, per poter raccordarsi in breve termine all'orbita target, conviene spingere tanto all'inizio a raggi bassi, in quanto conveniente, per poi fare gli ultimi aggiustamenti in prossimità dell'asteroide. Aumentando la durata però questo problema viene meno, almeno in parte. Per quanto riguarda l'andamento della spinta, come si vede in 6.10, questa è circa costante lungo tutta la manovra e perdura fino all'istante del rendezvous, con un piccolo intramezzo non propulso di 10 giorni. Il risultato sono consumi relativamente elevati, con un combustibile utilizzato di circa 1.1386 kg.

Come menzionato sopra, se si accetta di allungare la durata della missione alcuni dei problemi messi in luce per la traiettoria di durata 6 (11 mesi e mezzo) diminuiscono, con risultato minori consumi. Si mostra una traiettoria con partenza il 12/03/2029 e rendezvous sempre con l'asteroide 2017 SV19 ma di durata questa volta 9 (17,4 mesi). Osservando il grafico del raggio in funzione del tempo in 6.11 si vede che cambia poco rispetto alla missione di durata 6. In questo caso il risolutore non cerca effettivamente un'orbita alternativa ma essenzialmente fa seguire al satellite la stessa traiettoria vista prima, con il rendezvous che di fatto avviene prima del tempo finale. Questo è dimostrato anche dal grafico che mostra la variazione dell'apoastro in 6.12. Anche in questo caso l'afelio eccede il valore del target quando il propulsore fornisce energia all'inizio della traiettoria e anche qui

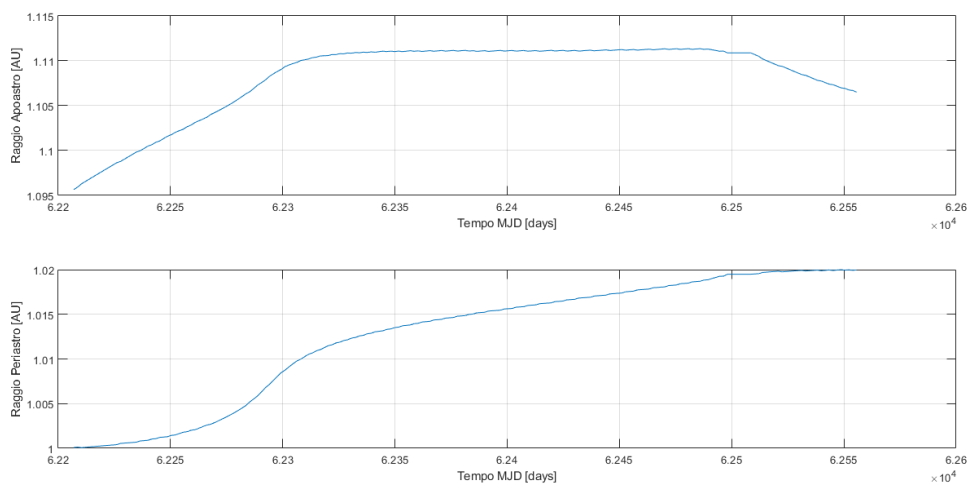


Figura 6.9: Andamento afelio e perielio del satellite nel tempo per la traiettoria Terra-2017 SV19 di durata minima.

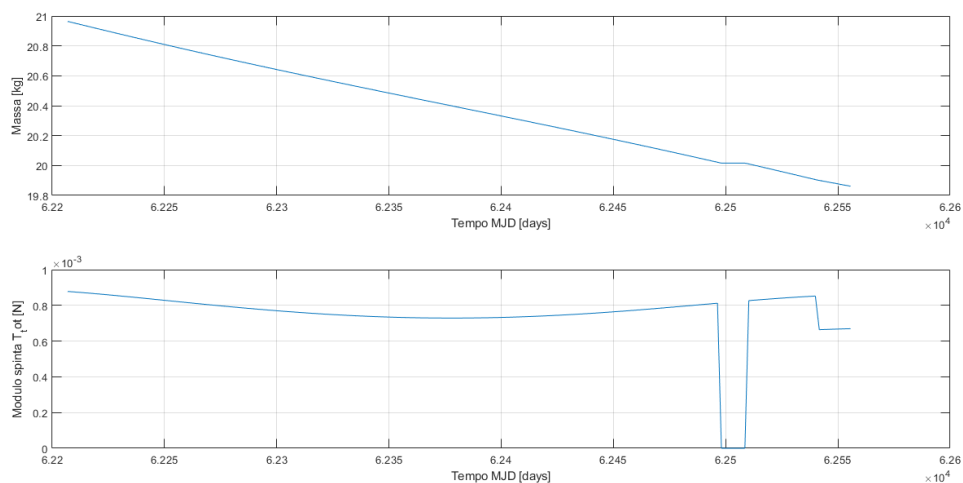


Figura 6.10: Massa del satellite e spinta fornita dal propulsore in funzione del tempo per la traiettoria Terra-2017 SV19 di durata minima.

lo scarto tra il valore massimo raggiunto e il valore finale è di circa 0.005AU.

Più interessante è invece la traiettoria di durata 12 (23 mesi circa). L'andamento del raggio nel tempo è mostrato in figura 6.13. Si può notare subito come anche qui il raggio del satellite ecceda quello dell'orbita dell'asteroide in una data vicina al 03/06/2029. In questo caso però lo SC non rimarrà in una traiettoria a quota

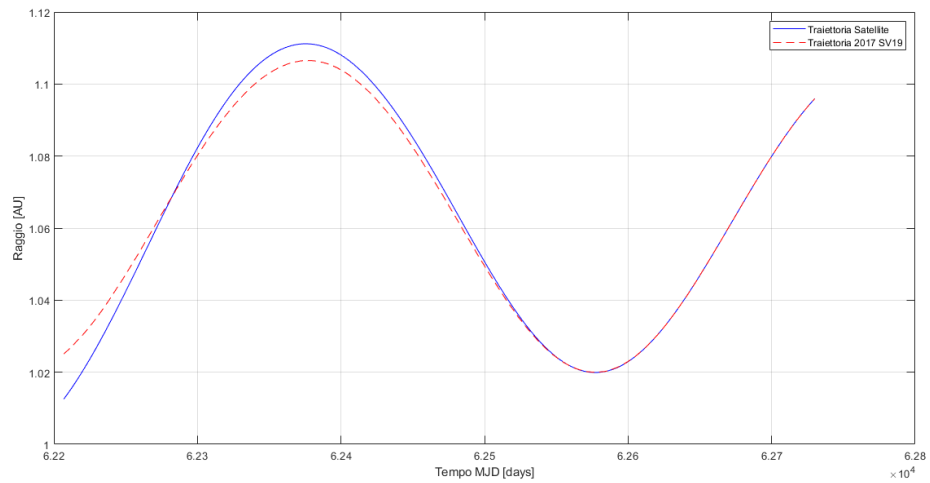


Figura 6.11: Rappresentazione in un grafico tempo-raggio della traiettoria Terra-2017 SV19 di durata 9.

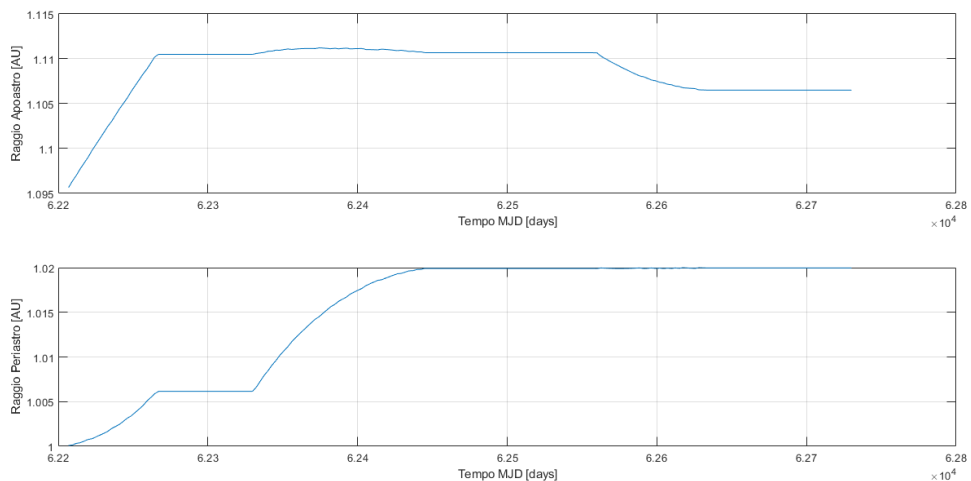


Figura 6.12: Andamento afelio e perielio del satellite nel tempo per la traiettoria Terra-2017 SV19 di durata 9.

maggiore per tutta la durata dalla manovra, ma ne seguirà una che incrocia l'orbita dell'asteroide per due volte prima del rendezvous finale. Questo grafico però non ci permette di comprendere se effettivamente questo approccio è più o meno conveniente rispetto a quello adottato per la missione di durata minore.

Si studia allora l'andamento dell'apogastro, mostrato in figura 6.14. Si può

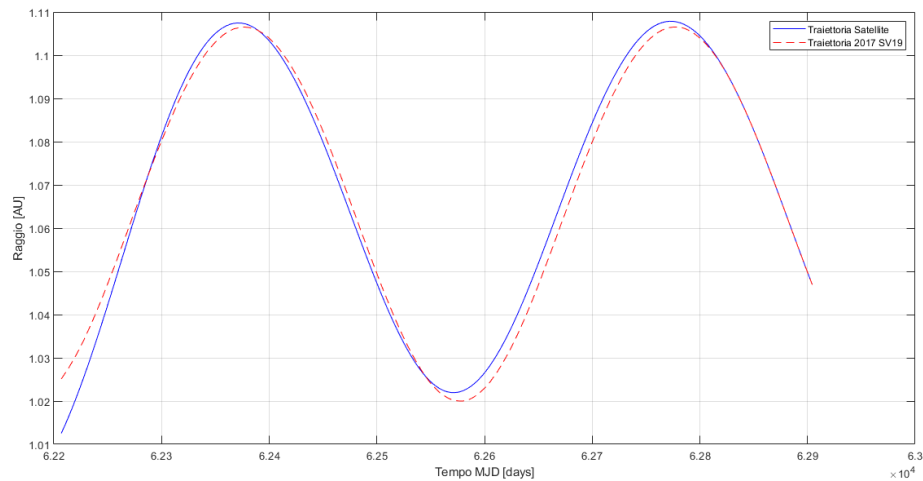


Figura 6.13: Rappresentazione in un grafico tempo-raggio della traiettoria Terra-2017 SV19 di durata 12.

notare come anche per questa missione l’afelio cresca bruscamente all’inizio per poi stabilizzarsi ad un valore maggiore di quello finale per buona parte della manovra. A differenza però del caso di durata 6 e 9 lo scarto tra la lunghezza massima dell’apoastro e quella finale è più piccola, 0.002AU circa, quindi più conveniente. Una cosa che bisogna far notare però è che si ottiene un andamento differente del periastro, che, come l’apoastro, raggiunge un certo valore massimo per poi decrescere al termine della manovra, mentre per durate minori questo cresce in maniera lineare. Variare il periastro è generalmente conveniente a raggi elevati, al contrario dell’apoastro che si varia a raggi piccoli. Questa piccola variazione finale (0.002AU circa anche qui) è quindi poco dispendiosa perchè avviene proprio nell’intorno del massimo del raggio.

La dimostrazione del fatto che la strategia propulsiva per la missione di durata 12 è conveniente sta proprio nei consumi. Il Δm è di solo 0.83 kg, contro il consumo di 1.14 kg della traiettoria di durata 6. Anche il ΔV è minore, 0.79 km/s contro i 1.11 km/s precedenti. Questo è anche intuitivo se si considera che si vuole raggiungere lo stesso obiettivo in un tempo dimezzato. Chiaramente il carico propulsivo della traiettoria di durata un anno sarà maggiore rispetto a quello della traiettoria di durata 2 anni, mostrato in 6.15. La spinta non è più continua lungo tutta la manovra, ma si alternano fasi non propulse a fasi propulse di durata contenuta. Se si accetta una missione di durata 2 anni circa allora questa è l’opzione migliore in termini di consumi per raggiungere 2017 SV19 in maniera diretta.

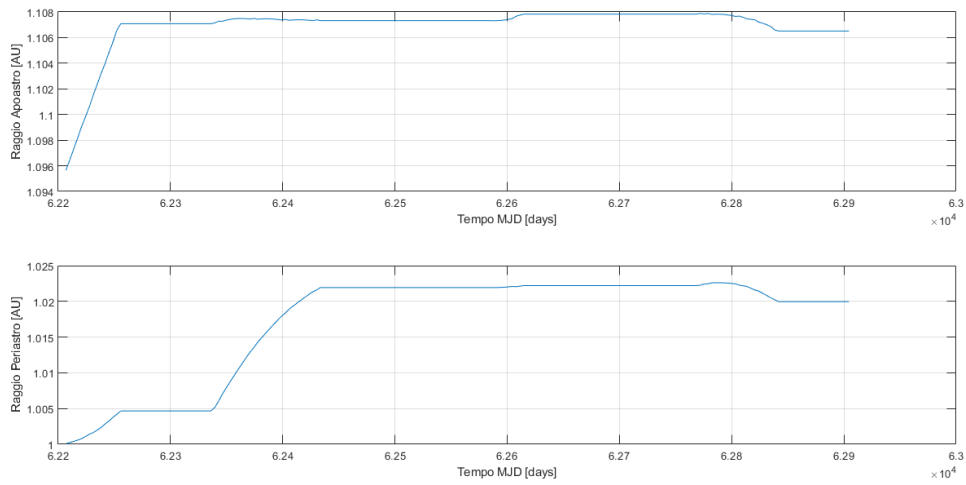


Figura 6.14: Andamento afelio e perielio del satellite nel tempo per la traiettoria Terra-2017 SV19 di durata 12.

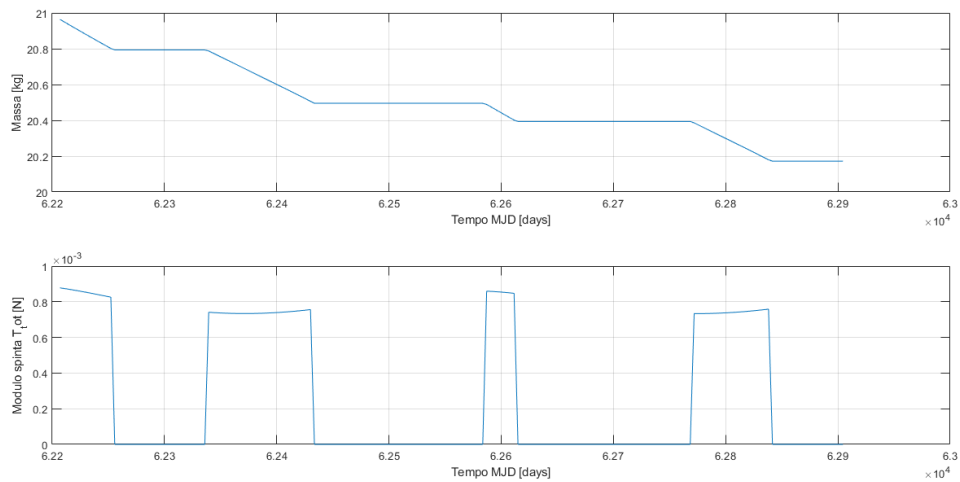


Figura 6.15: Massa del satellite e spinta fornita dal propulsore in funzione del tempo per la traiettoria Terra-2017 SV19 di durata 12.

6.2.2 Traiettoria 21: flyby 2008 WM64 - 2009 XO

La traiettoria Terra-2008 WM64 - 2009 XO è tra le soluzioni con i consumi minori che verranno analizzate ma è anche tra le più lunghe, con una durata di missione di 14, corrispondente a più di 27 mesi. Le date caratteristiche sono riportate in tabella 6.3, insieme con i ΔV associati a ciascun flyby e al rendezvous finale. In figura

6.16 si può vedere una rappresentazione della traiettoria nello spazio. L'asteroide 2008 WM64 è un asteroide Apollo di classificazione PHA e di diametro 0.276km circa. Nonostante il close approach avvenga nel 2028, si può vedere che il flyby non risulta particolarmente dispendioso in termini di ΔV . Ancora meno dispendioso è il flyby con 2009 XO, anche questo un asteroide Apollo classificato come PHA, con diametro 0.270km circa e un MOID molto piccolo, di soli 0.0019 AU. Il ΔV che è necessario fornire per compiere il flyby è di soli 52.3 m/s, non deviando quindi in maniera significativa la traiettoria. La maggior parte del consumo avviene proprio per compiere il rendezvous finale, costituendo più della metà del ΔV , ovvero 0.7221 km/s sui 1.0974 km/s complessivi.

	Data	ΔV (km/s)
Partenza	12/03/2029	-
2008 WM64	25/01/2030	0.3228
2009 XO	23/06/2030	0.0523
2017 SV19	04/06/2031	0.7221

Tabella 6.3: Informazioni traiettoria 21.

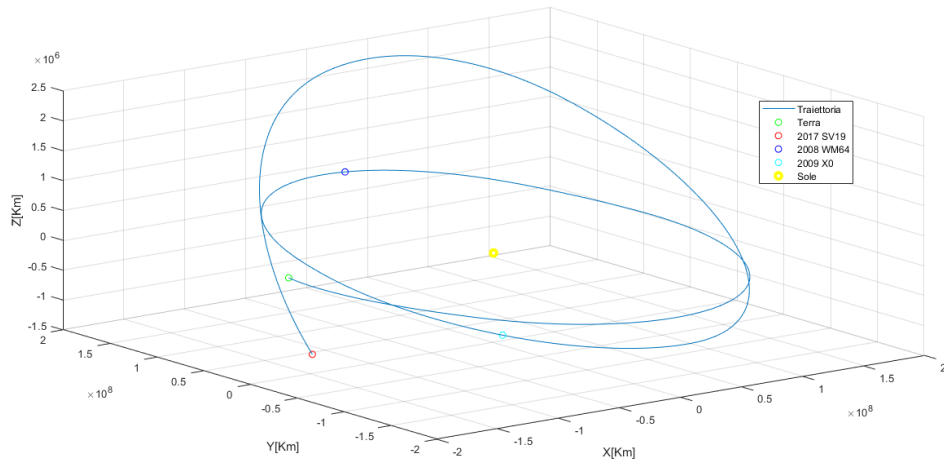


Figura 6.16: Traiettoria 21, rappresentata sul piano 3D nel sistema di riferimento eliocentrico.

Per comprendere la strategia propulsiva adottata in questa missione si mostra il grafico che rappresenta il raggio dell'orbita in funzione del tempo in 6.17 e l'andamento del perielio e dell'afelio in 6.18. I pallini rossi sulle curve di entrambe le figure rappresentano l'istante in cui avviene il flyby. Osservando l'andamento

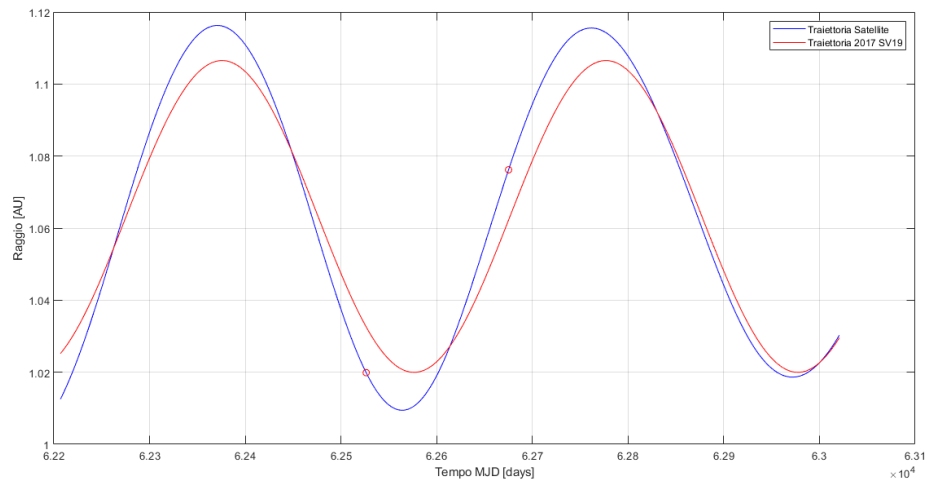


Figura 6.17: Rappresentazione in un grafico tempo-raggio della traiettoria 21.

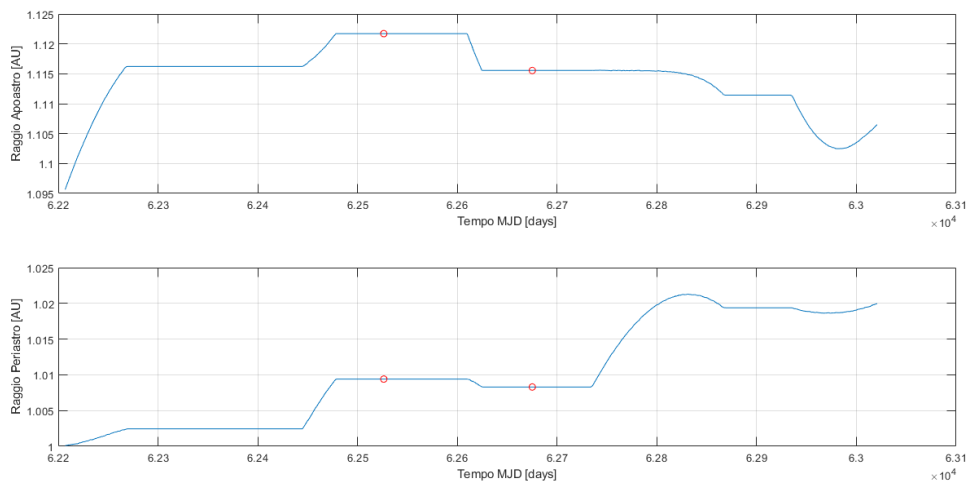


Figura 6.18: Andamento afelio e perielio del satellite nel tempo per la traiettoria 21.

del raggio si può notare come, similmente a quanto visto per la traiettoria diretta, intorno al 03/06/2029 il satellite, che era in anticipo rispetto all'asteroide di rendezvous, si pone su un'orbita con raggio localmente maggiore. Coerente con l'andamento della traiettoria senza flyby è anche l'andamento dell'afelio. Si può notare come anche in questo infatti che questo cresce bruscamente nei primi istanti, eccedendo il valore finale. Se nel caso diretto l'apogeo si mantiene praticamente

costante per tutta la traiettoria per poi diminuire solo alla fine, in questo caso l'afelio cresce ulteriormente per raggiungere 2008 WM64, per riportarsi ad un valore minore in corrispondenza del secondo flyby. Una cosa importante da far notare è che le variazioni di apoastro qui avvengono sempre nell'intorno di valori di minimo del raggio, che rende tali manovre convenienti da un punto di vista energetico. Se si osserva poi l'andamento dell'energia in figura 6.19 si capisce perché compiere il secondo flyby con 2009 XO è poco dispendioso.

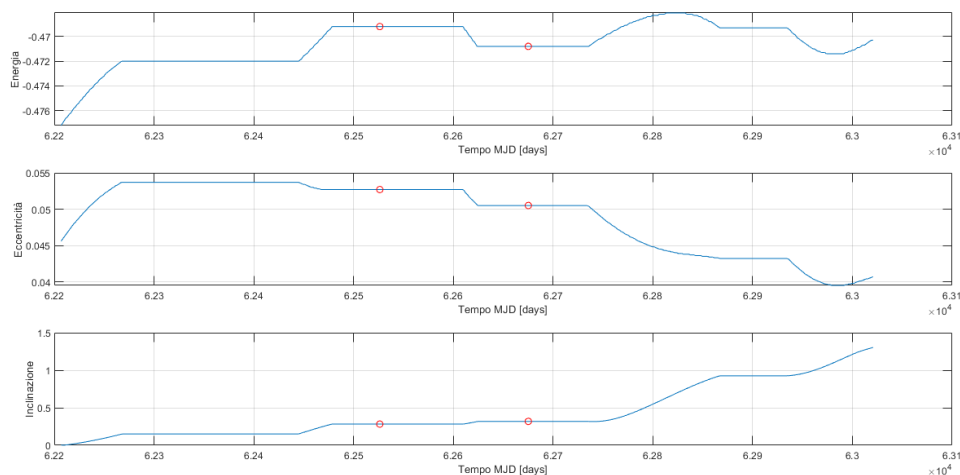


Figura 6.19: Variazione di alcuni parametri orbitali nel tempo per la traiettoria 21.

A proposito dell'andamento dell'energia dell'orbita, questa è coerente con l'andamento del periastro e del raggio dell'orbita, in quanto vediamo una grande crescita iniziale dell'energia che porta il satellite ad orbite più lente a raggio maggiore, per poi subire due salti in corrispondenza del flyby e variare alla fine coerentemente con l'andamento del perielio. Quest'ultimo vediamo seguire un andamento molto simile a quello della missione diretta di durata 12, con la differenza che il salto che inizia intorno alla data 62730 è di entità più grande, in quanto parte da un valore minore di perielio, ovvero 1.008, il valore associato all'orbita durante il secondo flyby. Questo salto però è comunque energeticamente conveniente in quanto avviene proprio in corrispondenza del raggio massimo. Le variazioni dei parametri orbitali descritte sono garantite attraverso 5 fasi propulse, come mostrato in 6.20.

La prima spinta avviene per compiere l'aumento di energia e variazione di apoastro descritta precedentemente. Le due successive servono a portare il satellite nelle due orbite di flyby. Per entrambi, la propulsione avviene giorni prima del flyby, il quale è svolto invece a propulsori spenti. La fase propulsa associata al primo flyby ha durata 40 giorni, mentre la seconda solo 20 giorni, molto brevi se

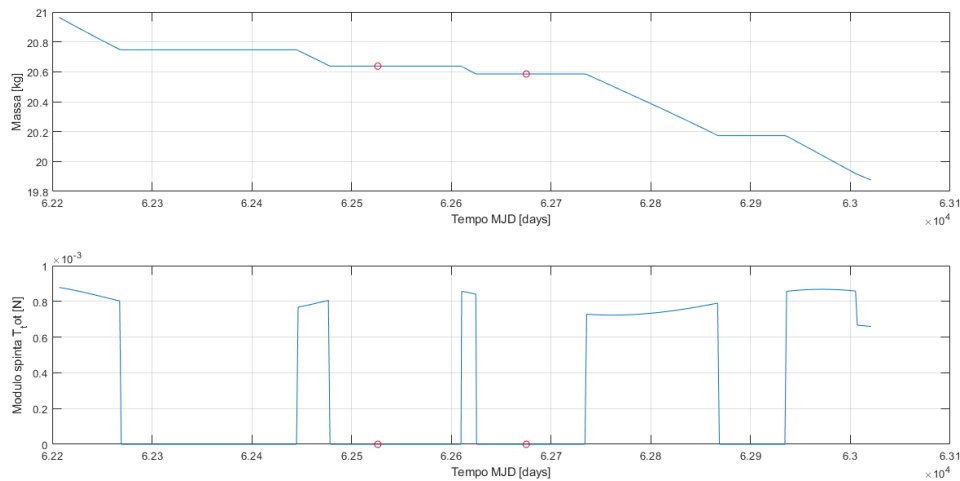


Figura 6.20: Massa del satellite e spinta fornita dal propulsore in funzione del tempo per la traiettoria 21

rapportate alla durata della missione, a differenza della traiettoria diretta a durata minima. La breve durata della spinta per raggiungere 2009 XO è una dimostrazione dei bassi consumi associati a quel flyby, come si può vedere anche dalla variazione di massa irrisoria, solo 0.05kg. Le ultime due fasi propulse sono le più lunghe e le più dispendiose in termini di consumi, in quanto sono quelle necessarie a compiere il rendezvous, che abbiamo già visto essere associato al maggior ΔV . In particolare, questi due intervalli di spinta permettono di accordare perielio ed afelio del satellite a quello di 2017 SV19 e consentono di variare eccentricità e inclinazione. L'eccentricità della traiettoria per i primi due flyby è maggiore rispetto a quella finale, 0.05 in corrispondenza del secondo asteroide intermedio contro i 0.04 finali. La spinta iniziale ha portato questo parametro ai valori associati ai due asteroidi intermedi mentre la penultima spinta in particolare la riporterà verso il valore associato a 2017 SV19. L'inclinazione cambia maggiormente durante la prima delle due spinte per il rendezvous, in quanto avviene a raggi più alti ed è per questo più energeticamente conveniente.

6.2.3 Traiettoria 22: flyby 2008 WM64 - 1999 LK1

La traiettoria Terra-2008 WM64-1999 LK1 è la traiettoria dalla durata maggiore tra quelle che verranno analizzate, ovvero 14.4869, corrispondente a circa 28 mesi. Le date caratteristiche della missione e i ΔV associati ai vari intervalli sono riportate in tabella 6.4. Nella figura 6.21 è presente una rappresentazione grafica della traiettoria nel sistema eliocentrico. L'asteroide 1999 LK1 è un asteroide Aten che non rientra

nella classificazione PHA per via delle sue piccole dimensioni, con un diametro stimato di circa 0.127km, sufficiente però per compiere osservazioni mediante il flyby e utile per indagini relative alla genesi dei corpi celesti. I consumi associati a questa missione sono maggiori rispetto alla traiettoria 21, ma comunque contenuti, se si considera che in ogni caso viene consumato solo il 76% del combustibile massimo che si può trasportare a bordo. Il ΔV necessario per compiere il flyby con 2008 WM64 è del tutto paragonabile a quello associato alla missione 21, ma il ΔV per eseguire il secondo flyby con 1999 LK1 è 3 volte maggiore a quello visto per 2009 XO. Si ha un guadagno però nei consumi associati al terzo segmento, per cui si ha $\Delta V = 0.6486$ km/s, minore del 0.7221 km/s della missione analizzata sopra.

	Data	ΔV (km/s)
Partenza	12/03/2029	-
2008 WM64	25/01/2030	0.3295
1999 LK1	23/06/2030	0.1456
2017 SV19	02/07/2031	0.6486

Tabella 6.4: Informazioni traiettoria 22

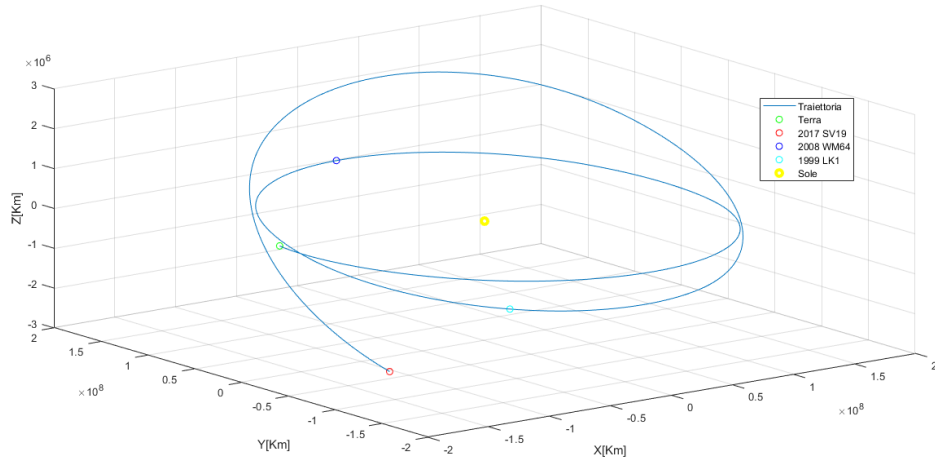


Figura 6.21: Traiettoria 22, rappresentata sul piano 3D nel sistema di riferimento eliocentrico.

Si mostrano ora gli andamenti del raggio dell'orbita in funzione del tempo e l'andamento della lunghezza degli apsidi nelle figure 6.22 e 6.23, per comprendere che tipo di manovre vengono compiute dal sistema. L'andamento del raggio dell'orbita è del tutto analogo a quanto già visto nell'analisi della traiettoria diretta

e della traiettoria 21. Più interessante è invece l'andamento dell'apoastro e del periastro. Come negli altri casi l'apoastro cresce inizialmente, eccedendo il valore di target, in risposta alla necessità di recuperare l'anticipo che il satellite ha rispetto all'asteroide di rendezvous. Il parametro si stabilizza ad un certo valore che diminuisce in prossimità del primo flyby. In quanto il primo flyby avviene con lo stesso asteroide e allo stesso istante temporale della missione 21 si capisce che il l'orbita del satellite in prossimità di 2008 WM64 non è la medesima della soluzione precedentemente e in particolare l'apoastro ha un valore minore, 1.11 AU contro gli 1.122 AU della soluzione 21. L'apoastro poi cresce di nuovo in prossimità del secondo asteroide, in corrispondenza del quale si ha un grande salto, raggiungendo un valore di 1.125 AU. L'andamento è di fatto analogo a quello già visto, con la differenza che i salti sono di entità diversa per accomodare un asteroide di flyby differente. Andamento paragonabile a quello della traiettoria 21 lo si riscontra anche per il periastro. Questo cresce fino a stabilizzarsi ad un valore che varia in prossimità del flyby. I due flyby sono compiuti assumendo un'orbita con un periastro praticamente uguale, mentre si è visto il grande salto in corrispondenza dell'apoastro.

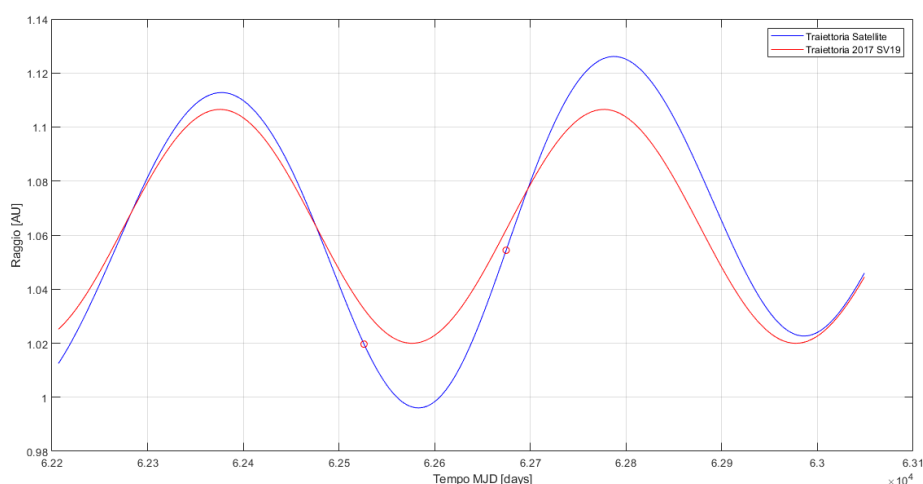


Figura 6.22: Rappresentazione in un grafico tempo-raggio della traiettoria 22.

Il comportamento di questi parametri si riscontra anche nell'andamento dell'energia mostrata in figura 6.24. L'energia cresce inizialmente, portando il satellite ad orbite più lente, per poi decrescere in corrispondenza del primo flyby, il che è coerente col fatto che in corrispondenza di 2008 WM64 sia afelio che perielio decrescono, quindi in pratica si riduce il semiasse dell'orbita, con risultato un'orbita a raggio minore, come anche vediamo nel grafico del raggio nel tempo. Per il

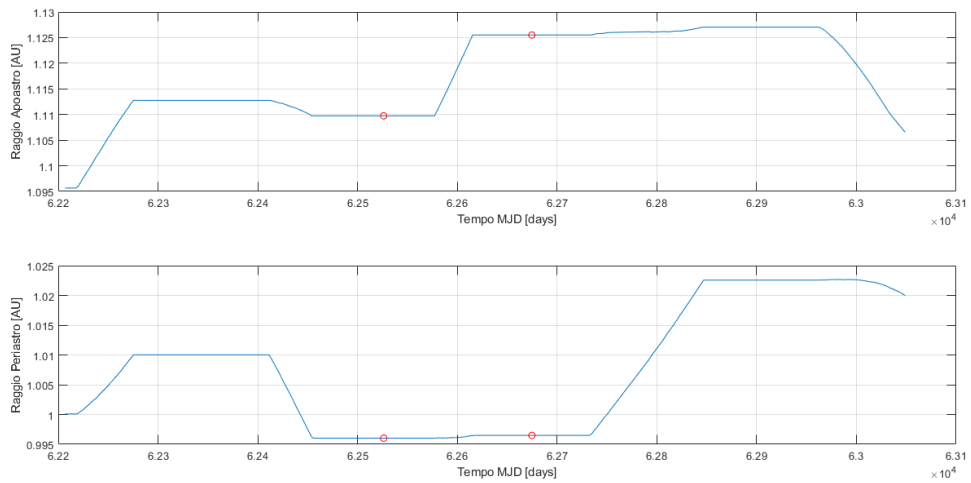


Figura 6.23: Andamento afelio e perielio del satellite nel tempo per la traiettoria 22.

secondo flyby sia afelio che perielio crescono quindi cresce l'energia della traiettoria. Dal punto di vista della strategia propulsiva, vediamo in 6.25 che si possono

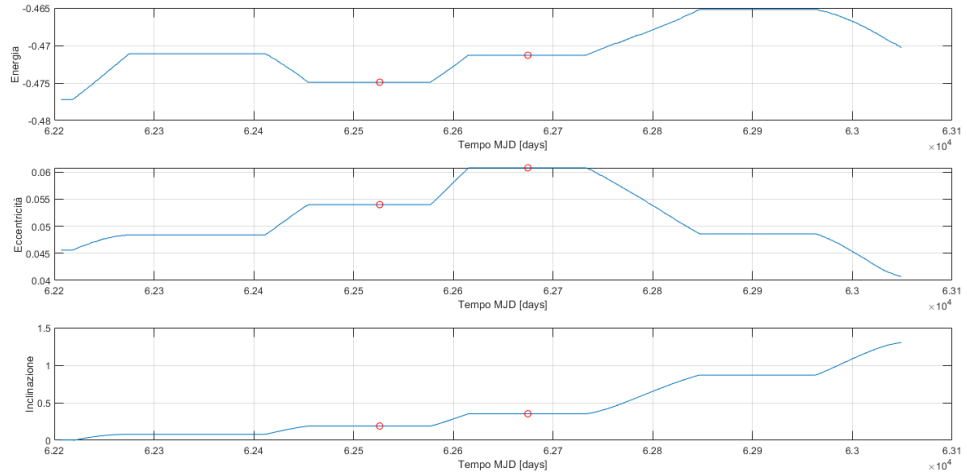


Figura 6.24: Variazione di alcuni parametri orbitali nel tempo per la traiettoria 22.

riscontrare 5 fasi propulse, di cui due associate al raggiungimento dei due asteroidi intermedi, una iniziale atta ad aumentare l'energia dell'orbita e due finali atte ad

accordare i parametri orbitali a quelli dell'asteroide di rendezvous. Si ricorda infatti che se per il flyby è sufficiente passare in prossimità del target per il rendezvous è necessario entrare nella stessa orbita dell'asteroide obbiettivo. Per concludere,

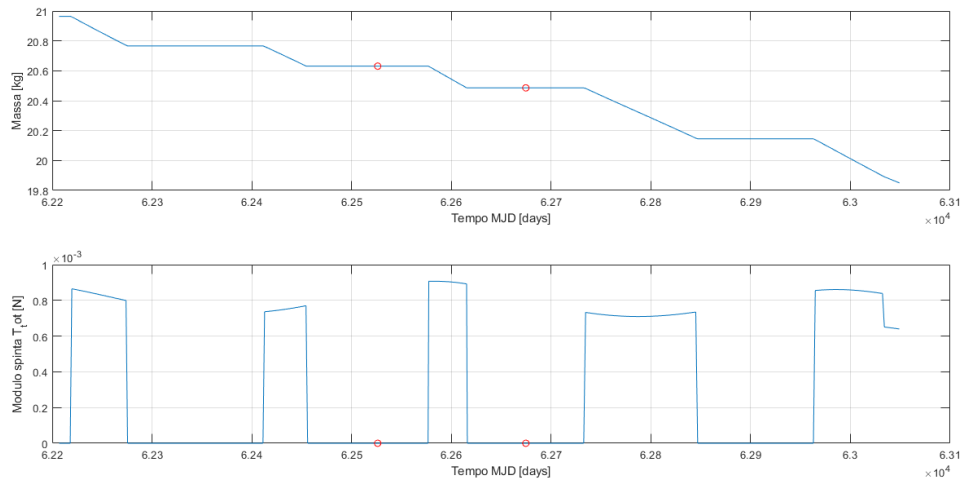


Figura 6.25: Massa del satellite e spinta fornita dal propulsore in funzione del tempo per la traiettoria 22

questa traiettoria è simile alla traiettoria 21 ma caratterizzata da consumi maggiori, una durata più lunga e il secondo asteroide di flyby è un asteroide di dimensioni minori, non rientrando nella classificazione PHA. Per questo motivo tra le missioni aventi come target 2017 SV19 sicuramente la più interessante è l'orbita passante per 2008 WM64 e 2009 XO e per questo suggerita tra le due.

6.3 Traiettorie rendezvous con 2008 UA202

Le traiettorie caratterizzate da un rendezvous finale con l'asteroide 2008 UA202 di tipologia Apollo sono di durata generalmente minore di quelle viste per 2017 SV19 e dai consumi paragonabili. Anche in questo caso la traiettoria diretta di durata minima verrà confrontata con traiettorie dirette di durata maggiore, per mettere in luce alcune particolarità nell'andamento di determinati parametri orbitali. Per questo asteroide di rendezvous sono state testate anche delle soluzioni con partenza intorno al 19/09/2028, ma sono risultate essere troppo dispendiose in termini di consumi e per questo non verranno analizzate.

6.3.1 Traiettoria diretta

La traiettoria avente rendezvous con l'asteroide 2008 UA202 senza flyby intermedi e partenza nella data 07/09/2029 avrà durata minima possibile di 8, ovvero 15 mesi circa. La si mostra nella figura 6.26. In termini di consumi si riscontra un Δm di 1.0860 kg e un ΔV di 1.0459 km/s.

	Data	ΔV (m/s)
Partenza	07/09/2029	-
-	-	-
-	-	-
2008 UA202	16/12/2030	1.0459

Tabella 6.5: Informazioni traiettoria diretta verso 2008 UA202 di durata minima.

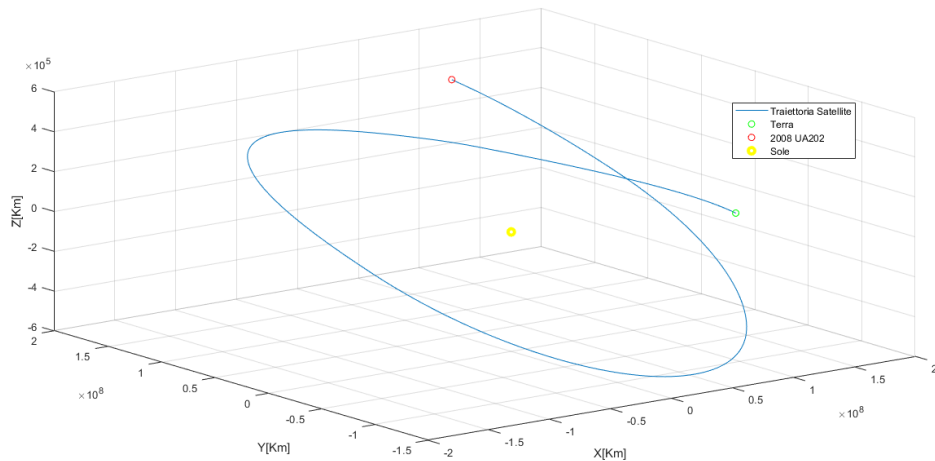


Figura 6.26: Traiettoria Terra-2008 UA202 di durata minima, rappresentata sul piano 3D nel sistema di riferimento eliocentrico.

Nel grafico 6.27 osserviamo l'andamento del raggio dell'orbita del satellite nel tempo, confrontata all'orbita del target. Si può vedere come l'asteroide all'inizio della missione si trovi nettamente in anticipo rispetto al satellite, il quale spingendo dalla partenza si immette su una traiettoria che al 10/12/2029 lo porta a raggi minori di 2008 UA202, riscontrabile dal profilo di spinta in figura 6.28. L'orbita che segue il satellite nella prima parte della missione è un'orbita meno eccentrica di quella dell'asteroide di rendezvous, come si può notare anche dalle due intersezioni tra la curva associata allo SC e la curva associata a 2008 UA202 sul grafico R-t,

e per questo per accordarsi con la traiettoria dell'obbiettivo l'eccentricità segue l'andamento mostrato in figura 6.29.

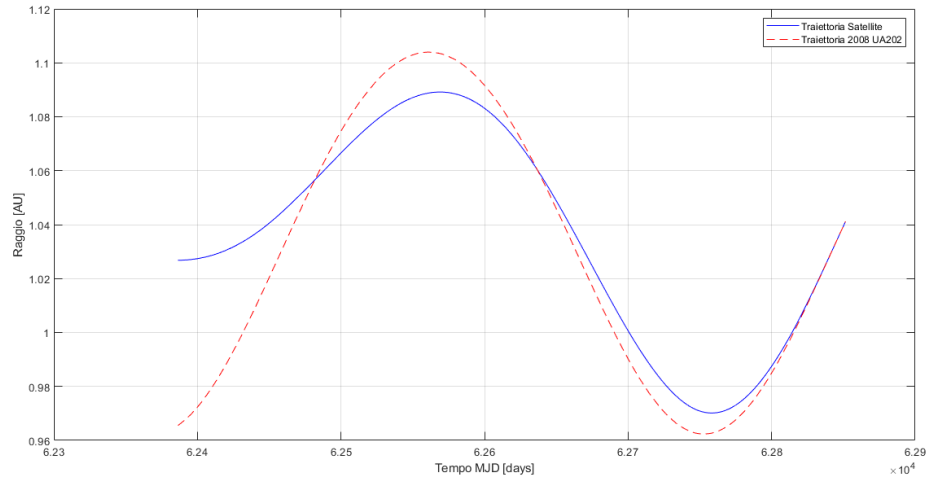


Figura 6.27: Rappresentazione in un grafico tempo-raggio della traiettoria Terra-2008 UA202 di durata minima.

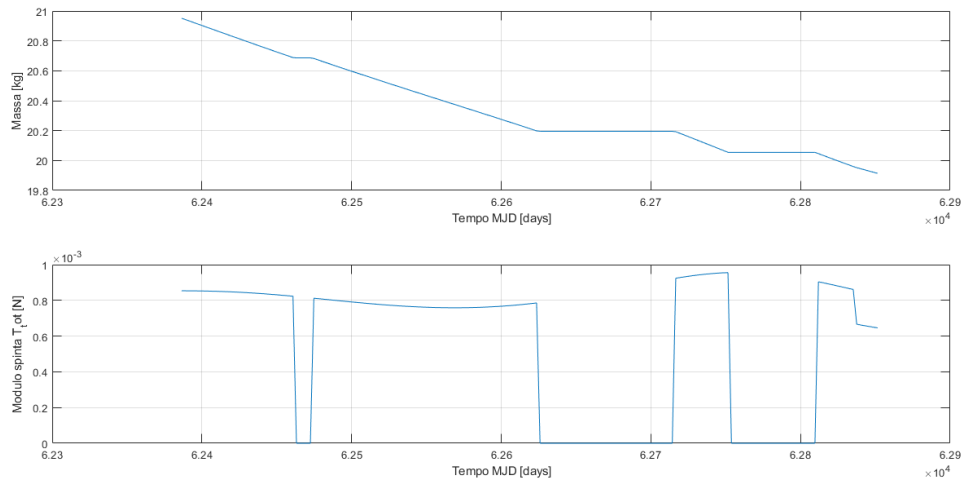


Figura 6.28: Massa del satellite e spinta fornita dal propulsore in funzione del tempo per la traiettoria Terra-2008 UA202 di durata minima.

Si analizza ora il comportamento dell'afelio e del perielio, mostrati in 6.30. 2008 UA202 è un asteroide Apollo, quindi con afelio maggiore di quello della Terra e perielio

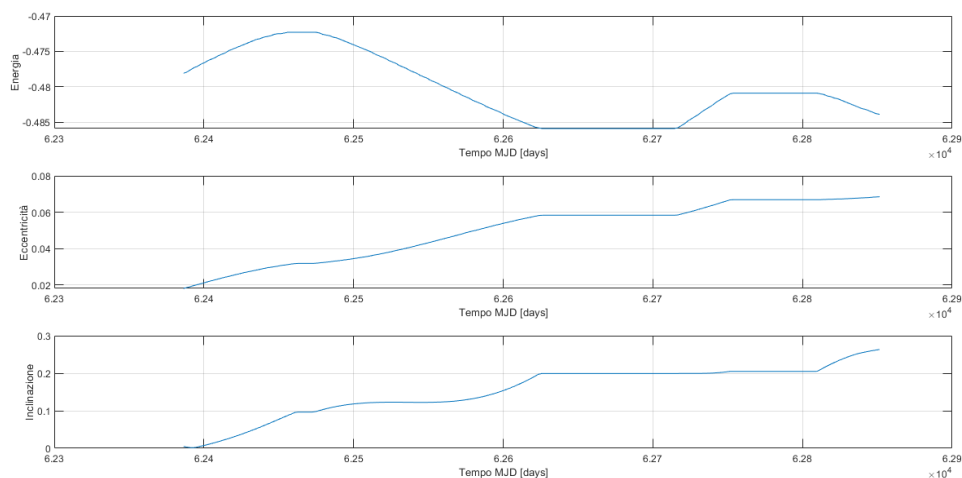


Figura 6.29: Variazione di alcuni parametri orbitali nel tempo per la traiettoria Terra-2008 UA202 di durata minima.

minore. Il primo quindi deve aumentare per il rendezvous e il secondo diminuire. L'apoastro dell'orbita è energeticamente conveniente variarlo a raggi bassi, infatti vediamo che aumenta una prima volta alla partenza e una seconda volta a partire dal 07/08/2030, in prossimità del minimo del raggio. Il periastro segue un andamento opposto, essendo energeticamente conveniente modificarlo a raggi elevati. Quindi si vede che la decrescita inizia a partire dal 30/11/2029, nell'intorno del massimo del raggio dell'orbita. Entrambi poi subiscono un piccolo aggiustamento nell'ultima parte della traiettoria, teoricamente sconveniente per quanto riguarda l'apoastro. L'andamento degli apsidi descritto si traduce nell'andamento dell'energia mostrato in 6.29, la quale prima cresce, poi decresce e poi cresce ancora, che equivale a dire che il semiasse prima diminuisce, ponendosi in un'orbita in anticipo, poi cresce tornando in ritardo e infine subisce degli aggiustamenti per compiere il rendezvous. Si vuole confrontare ora questa traiettoria con una traiettoria di durata maggiore, per vedere se aumentando la lunghezza si possa ottimizzare ulteriormente la strategia propulsiva. Si consideri una missione con la stessa data di partenza ma di durata 12, ovvero 23.3 mesi. I consumi associati a questa traiettoria sono minori rispetto a quelli della missione di durata minima. Il ΔV è di 0.8698 km/s mentre il Δm è di 0.91 kg. Osservando il grafico del raggio in funzione del tempo in figura 6.31, si nota come l'andamento sia analogo a quanto visto per la traiettoria di durata 8 con l'eccentricità che rimane a valori bassi per un tempo più lungo e il satellite si immette sull'orbita dell'asteroide in corrispondenza del massimo del raggio. Considerazioni possono essere fatte osservando l'andamento nel tempo dell'energia, dell'eccentricità e degli apsidi in 6.32 e 6.33. L'apoastro,

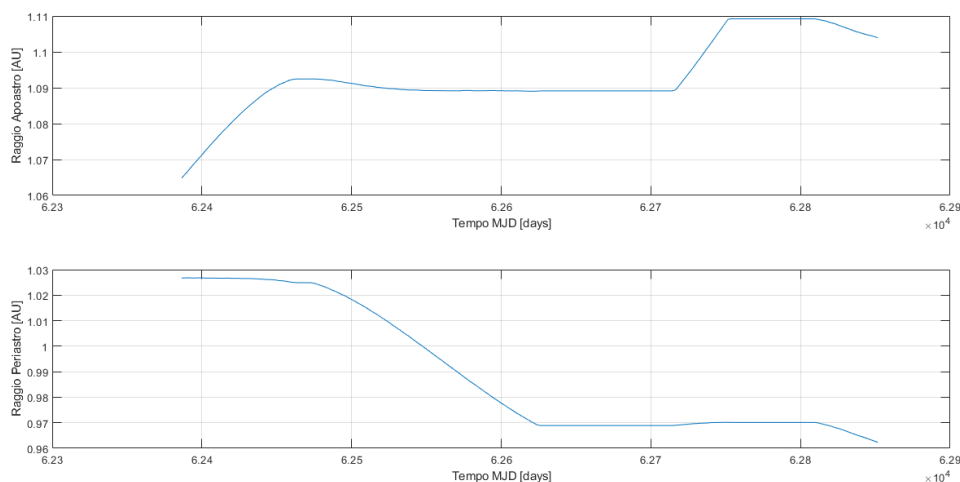


Figura 6.30: Andamento afelio e perielio del satellite nel tempo per la traiettoria Terra-2008 UA202 di durata minima.

a differenza del caso analizzato prima, non varia in due istanti differenti, ovvero all'inizio e alla fine della traiettoria, ma compie un'unico incremento nell'intorno del minimo del raggio nell'intorno del 06/09/2030. Il periastro al contrario subirà due decrementi, uno nell'intorno del 10/03/2030, uno nell'intorno 15/03/2031, ovvero i due massimi del raggio. Alla partenza si vede come sia apoastro che periastro rimangano costanti, il che comporta avere l'energia dell'orbita uguale. Alla partenza vediamo non variare neanche eccentricità e inclinazione. Questo ci suggerisce come nella prima fase dalla missione il satellite segua un'orbita non propulsa. Questo si può vedere dal grafico della spinta e dei consumi in 6.34, per cui si vede che la prima delle quattro fasi propulse inizia in corrispondenza dalla variazione del periastro nel 19/01/2030. Dal punto di vista dei consumi questo approccio è molto più vantaggioso. Si nota infatti la maggiore estensione delle fasi propulse nel caso a durata 8 in 6.28, in particolare quella iniziale corrispondente alla variazione dell'apoastro e, dopo una breve pausa, la seconda associata alla variazione del periastro. Questo perché la prima spinta non avviene esattamente in corrispondenza del minimo del raggio e la variazione del periastro avviene su un intervallo di tempo molto esteso. Maggiore è la durata della spinta, maggiori sono i consumi, a parità di spinta massima. Inoltre insieme con la modifica del valore degli apsi si ha anche una variazione dell'eccentricità. Una missione diretta di durata 2 anni è quindi conveniente se si vogliono ottimizzare i consumi. Estendere ulteriormente la missione a una durata di 15 non ha effetti positivi, in quando il satellite segue la stessa traiettoria per poi compiere il rendezvous nel punto stesso in cui lo compie per la missione 12, con ΔV e Δm praticamente identici.

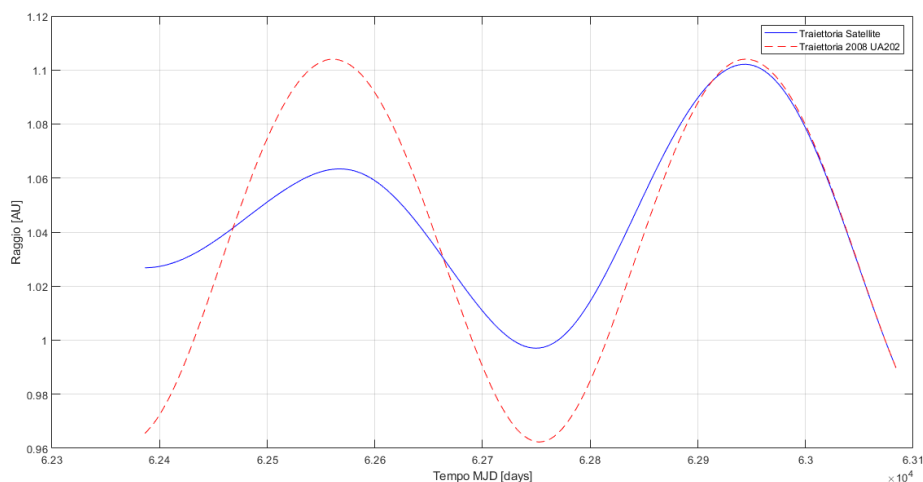


Figura 6.31: Rappresentazione in un grafico tempo-raggio della traiettoria Terra-2008 UA202 di durata 12.

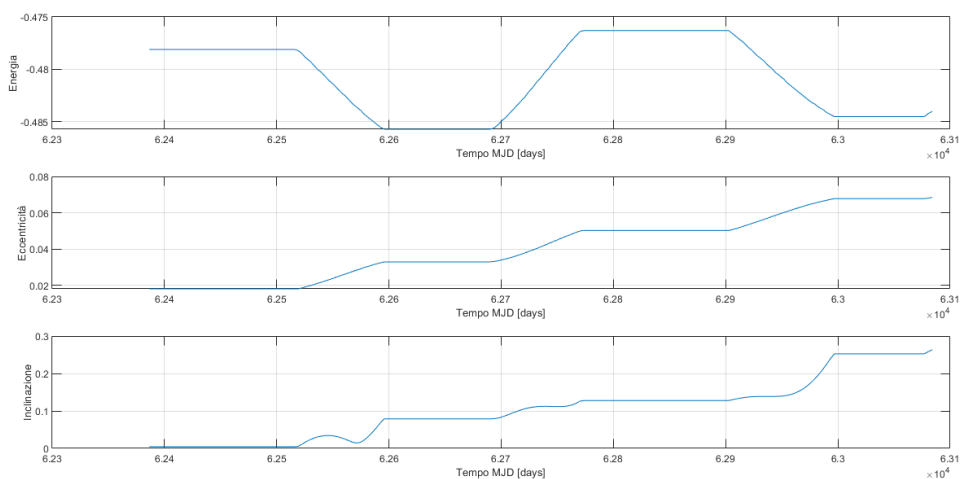


Figura 6.32: Variazione di alcuni parametri orbitali nel tempo per la traiettoria Terra-2008 UA202 di durata 12.

6.3.2 Traiettoria 31: flyby 2009 EK1 - 2003 HF2

La traiettoria Terra-2009 EK1-2003 HF2-2008 UA202 è una traiettoria a due flyby caratterizzata da consumi nella media ($\Delta m=1.2692$ kg, $\Delta V=1.2362$ km/s) e una durata tra le più lunghe, ovvero di 14, corrispondente a più di 27 mesi. Le date caratteristiche della missione e ΔV associati a ciascuna sequenza sono riportati in

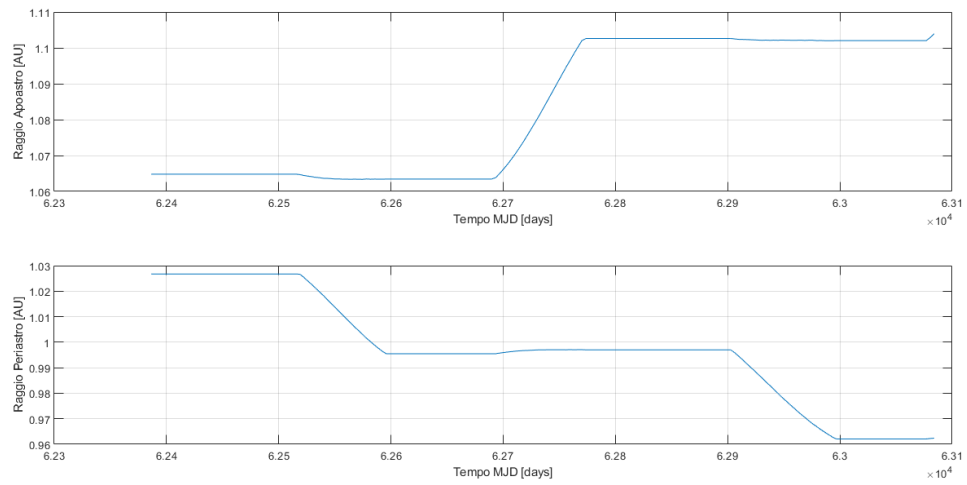


Figura 6.33: Andamento afelio e perielio del satellite nel tempo per la traiettoria Terra-2008 UA202 di durata 12.

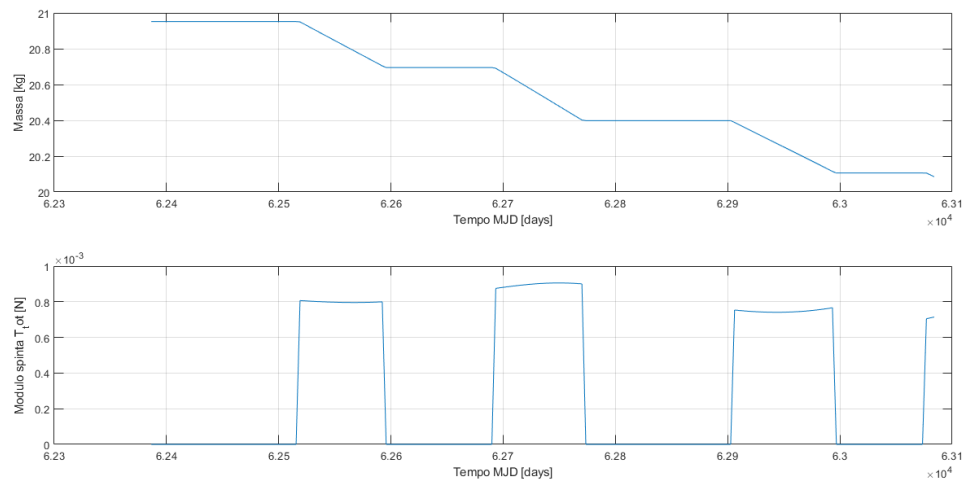


Figura 6.34: Massa del satellite e spinta fornita dal propulsore in funzione del tempo per la traiettoria Terra-2008 UA202 di durata 12.

tabella 6.6. In figura 6.35 è rappresentata la traiettoria nello spazio. L'asteroide 2009 EK1 è un asteroide Apollo classificato come PHA, con un diametro di circa 0.25km e un MOID di 0.03 AU. Il close approach è stimato avvenire il 26/11/2030, vicino alla data in cui è fissato il passaggio del satellite nella traiettoria in analisi. Il ΔV per raggiungerlo è però abbastanza elevato, ovvero 0.7854 km/s. Il motivo

sarà analizzato a breve. 2003 HF2 è anche lui un asteroide Apollo classificato come PHA, con una dimensione stimata maggiore del primo asteroide, ovvero 0.488km, e un MOID di 0.00307071 AU, quindi sicuramente più interessante dal punto di vista scientifico per quanto riguarda la sicurezza planetaria. Il ΔV per compiere il secondo flyby è molto basso, di soli 64m/s. Il ΔV associato all'ultima parte della traiettoria, ovvero per andare da 2003 HF2 a 2008 UA202, è di 0.3866 km/s. Si comprende allora come la maggior parte del consumo avvenga nella prima fase della missione, per portare il satellite all'orbita necessaria per compiere il primo flyby.

	Data	ΔV
Partenza	07/09/2029	-
2009 EK1	14/10/2030	0.7854
2003 HF2	15/05/2031	0.0642
2008 UA202	30/11/2031	0.3866

Tabella 6.6: Informazioni traiettoria 31

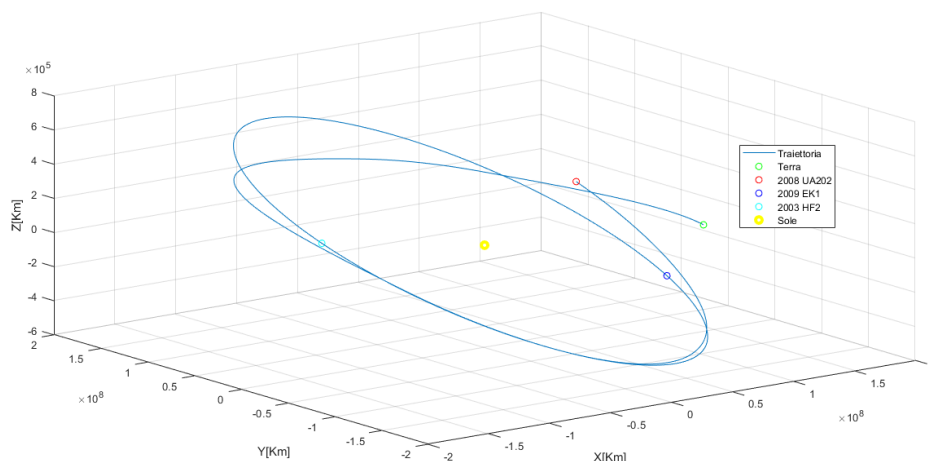


Figura 6.35: Traiettoria 31, rappresentata sul piano 3D nel sistema di riferimento eliocentrico.

In figura 6.36, 6.37 e 6.38 sono riportati rispettivamente il raggio dell'orbita in funzione del tempo, il valore degli apsi dell'orbita nel tempo e la variazione dei parametri di energia orbitale, eccentricità ed inclinazione. Dal grafico del raggio in funzione del tempo si può vedere come la traiettoria abbia un'eccentricità generalmente più alta, se confrontiamo con quanto visto per la traiettoria diretta

di durata 12. Il satellite anche in questo caso chiaramente parte in ritardo rispetto all'asteroide e segue un'orbita che lo porta ad avere velocità maggiore all'incirca nello stesso istante temporale, intorno al 20/12/2090. Il rendezvous per la missione diretta avveniva quando il target si trovava a distanza massima del sole, adesso invece avviene dopo un minimo. Per comprendere la strategia propulsiva e i consumi caratteristici di questa missione possiamo osservare l'andamento degli apsi. L'apoastro segue un andamento molto simile a quello visto per la missione di durata minima piuttosto che a quella di durata 12. Esso cresce all'inizio e si stabilizza su un valore che varia di poco nuovamente in corrispondenza del minimo del raggio, immediatamente prima del primo flyby. Il salto del valore dell'apoastro è di 0.032 AU tra la partenza e il flyby. Il secondo flyby vediamo invece avvenire a valori di afelio poco differenti rispetto al primo, di solo 0.001 AU. Infine per compiere il rendezvous finale con 2008 UA202 in corrispondenza dell'ultimo minimo il satellite compie gli ultimi aggiustamenti in termini di apoastro. Anche il periastro segue un andamento analogo a quello della missione di durata 12. Il salto tra il perielio iniziale e quello associato al primo flyby è elevato, 0.0686 AU, mentre il salto tra il primo e il secondo flyby è piccolo anche in questo caso, ovvero 0.007AU. L'andamento descritto della lunghezza degli apsi si traduce direttamente nell'andamento dell'energia associata all'orbita, per cui si ha una grande variazione iniziale per permettere al satellite di intercettare 2009 EK1 e una variazione successiva di entità minore.

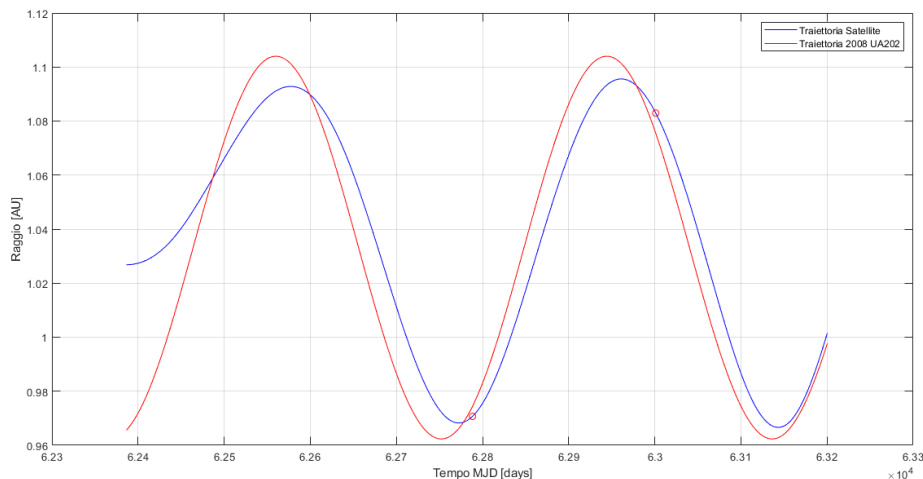


Figura 6.36: Rappresentazione in un grafico tempo-raggio della traiettoria 31.

Questo andamento dell'energia, e quindi di afelio e di perielio, associata ad una forte variazione dell'eccentricità prima del primo flyby, con un salto di 0.044, suggerisce il motivo per cui il consumo associato al primo flyby sia così più elevato

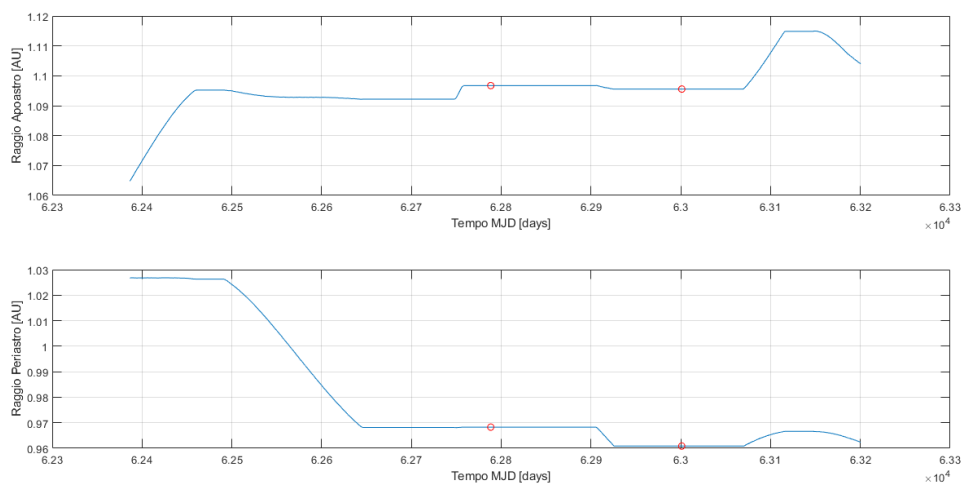


Figura 6.37: Andamento afelio e perielio del satellite nel tempo per la traiettoria 31.

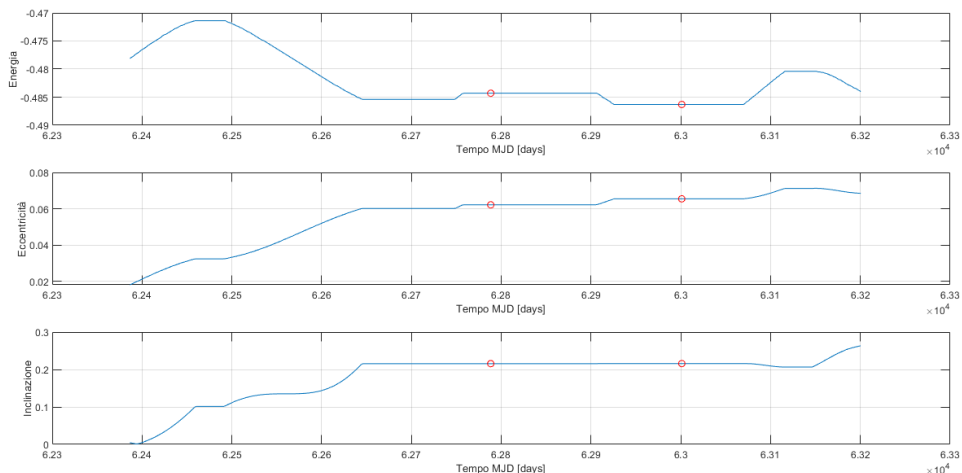


Figura 6.38: Variazione di alcuni parametri orbitali nel tempo per la traiettoria 31.

rispetto a quello associato al secondo flyby e al rendezvous. Il satellite per visitare 2099 EK1 deve variare di molto apoastro, periaastro, semiasse, eccentricità ed inclinazione, mentre la differenza tra il valore di questi parametri all'istante della visita al primo asteroide intermedio e il valore che bisogna che assumino per compiere il secondo flyby e il rendezvous è molto più piccola. La maggior parte

della spinta è esercitata nel primo anno di missione, durante il primo segmento di traiettoria. Questo si può osservare direttamente dal grafico della spinta nel tempo e dei consumi in figura 6.39. Si possono notare due fasi propulse iniziali molto estese, la prima di durata 70 giorni e la seconda 150 giorni, a cui è associato un consumo di 0.75kg, il 60% del combustibile totale utilizzato.

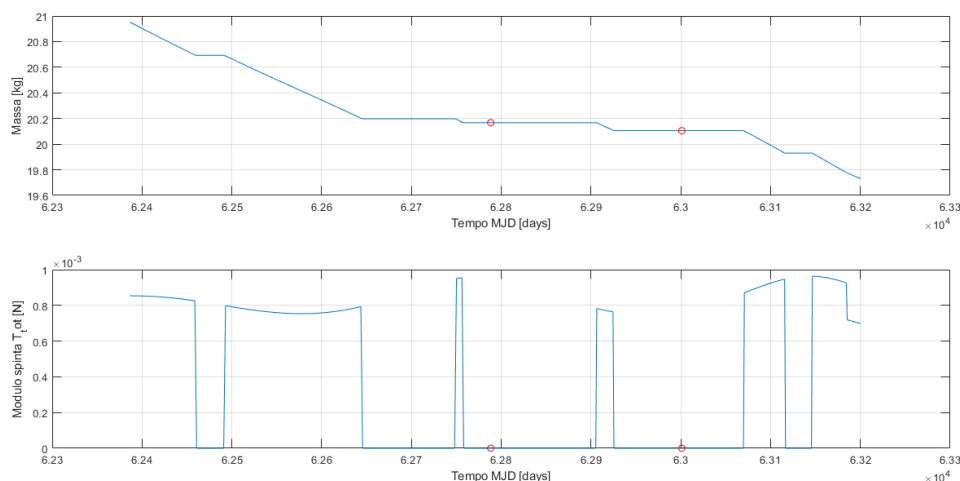


Figura 6.39: Massa del satellite e spinta fornita dal propulsore in funzione del tempo per la traiettoria 31

6.3.3 Traiettoria 32: flyby 2009 EK1 - 2001 HB

La traiettoria Terra-2009 EK1-2001 HB-2008 UA202 ha durata 13, corrispondente a 25 mesi circa, e consumi paragonabili a quelli visti per la traiettoria 31 ($\Delta m=1.2846\text{kg}$ e $\Delta V=1.2523\text{ km/s}$). La traiettoria è mostrata graficamente in 6.40. Il secondo flyby in questo caso avviene con il PHA 2001 HB di tipo Apollo, con diametro 0.25km e MOID 0.012 AU. In quanto il primo flyby avviene anche qui con 2009 EK1 ci si aspetta un comportamento dei parametri orbitali e dei consumi simile in corrispondenza del primo segmento di missione, come si può osservare già dai ΔV mostrati in tabella 6.7. L'andamento del raggio dell'orbita in funzione del tempo, rappresentato in 6.41 è del tutto analogo a quello visto per la traiettoria 31, con la differenza che il rendezvous è anticipato, circa 2 mesi prima rispetto al caso precedente, e avviene in corrispondenza della distanza minima dal Sole. Per quanto riguarda afelio e perielio riscontriamo anche in questo caso un andamento del tutto simile in figura 6.42. Il salto però tra apoastro al flyby con 2009 EK1 e il suo valore alla partenza è di 0.041 AU, maggiore rispetto alla missione vista prima. La variazione di eccentricità nel primo segmento di missione è di 0.0495, anche

	Data	ΔV (km/s)
Partenza	07/09/2029	-
2009 EK1	14/10/2030	0.9365
2001 HB	22/05/2031	0.1432
2008 UA202	03/10/2031	0.1726

Tabella 6.7: Informazioni traiettoria 32

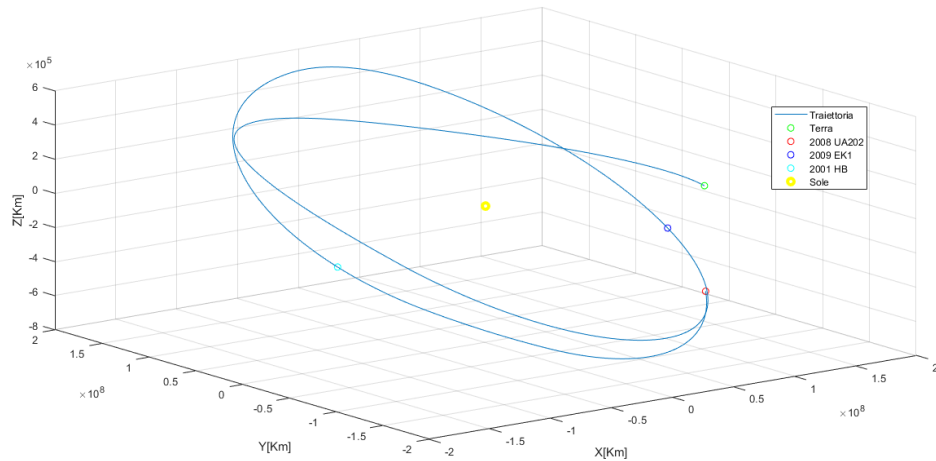


Figura 6.40: Traiettoria 32, rappresentata sul piano 3D nel sistema di riferimento eliocentrico.

questa più elevata di quanto visto per la missione 31. Ciò permette di comprendere il motivo per cui il ΔV associato al primo flyby è così alto, ovvero 0.9365 km/s, coerentemente con le considerazioni appena fatte e per le considerazioni fatte per la traiettoria avente flyby con 2003 HF2.

La strategia propulsiva è del tutto in linea con quanto detto e si può osservare una lunga fase propulsa della durata di 250 giorni, a cui sono associati la maggior parte dei consumi. Fino a 0.84 kg degli 1.2846 kg consumati sono utilizzati proprio durante questa prima spinta.

6.3.4 Traiettoria 33: flyby 2002 SZ - 2005 YU55

La traiettoria Terra-2002 SZ-2005 YU55-2008 UA202 è anche questa una traiettoria di durata 13 ma è la più economica tra le missioni studiate aventi rendezvous con 2008 UA202. Il Δm è di 1.13 kg mentre il ΔV è di 1.0915. La traiettoria nel sistema di riferimento eliocentrico è presentata in 6.45. L'asteroide associato al

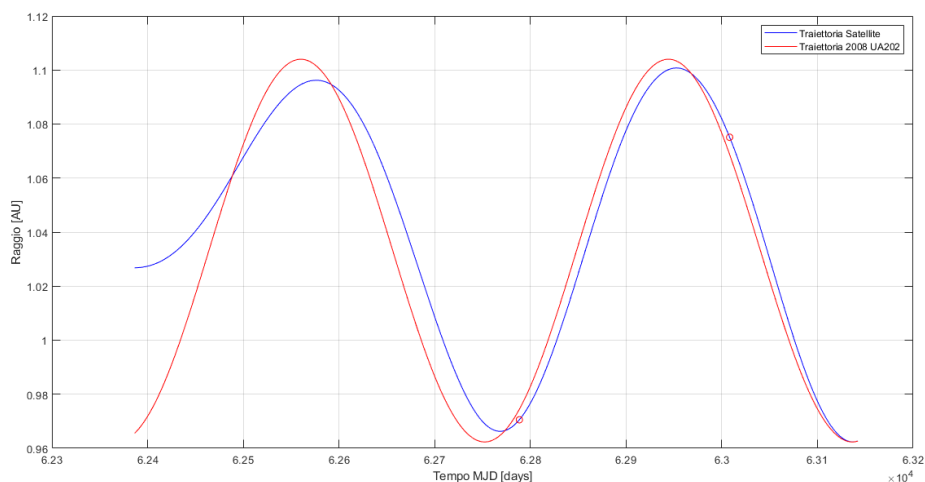


Figura 6.41: Rappresentazione in un grafico tempo-raggio della traiettoria 32.

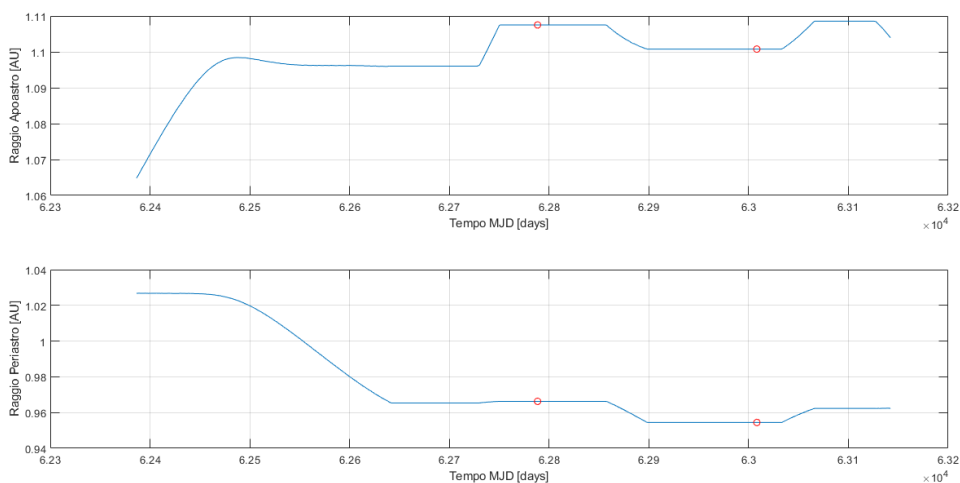


Figura 6.42: Andamento afelio e perielio del satellite nel tempo per la traiettoria 32.

primo flyby è 2002 SZ, asteroide PHA di tipologia Apollo, con diametro 0.280 km circa e un MOID di 0.00213897 AU. Il close approach è stimato avvenire il 30/09/2030, vicino alla data di flyby. Il secondo asteroide è 2005 YU55, un asteroide anche lui Apollo PHA. Si tratta di un asteroide di dimensioni relativamente elevate rispetto a quelli visti fino ad ora, 0.400km di diametro, e con un MOID molto piccolo di 0.000487662 AU. L'asteroide è particolarmente interessante poichè si

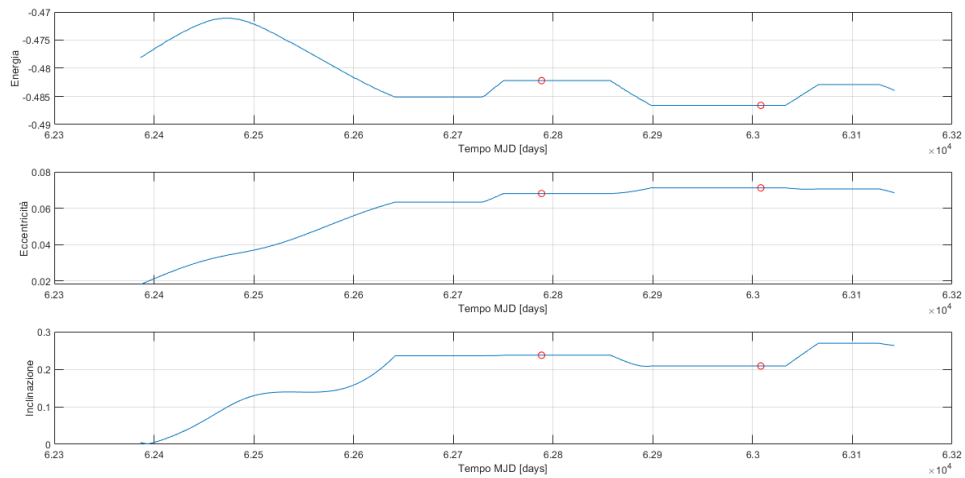


Figura 6.43: Variazione di alcuni parametri orbitali nel tempo per la traiettoria 32.

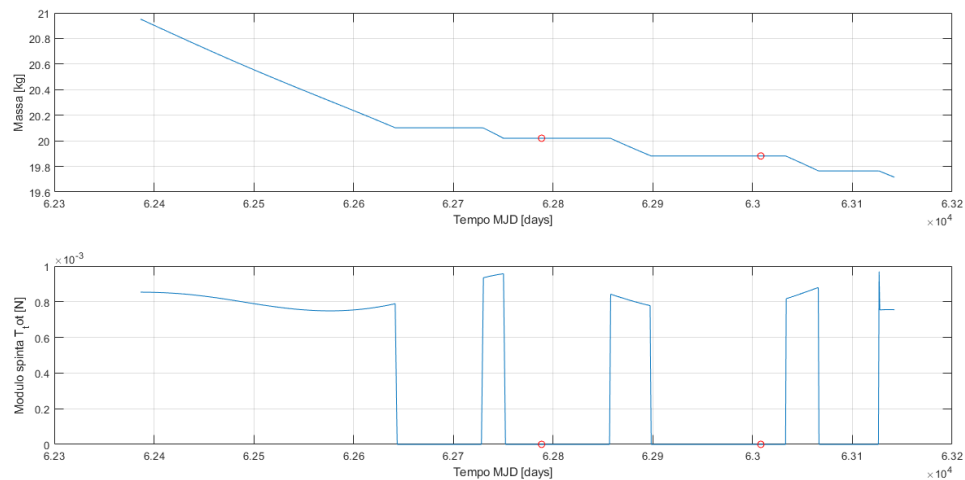


Figura 6.44: Massa del satellite e spinta fornita dal propulsore in funzione del tempo per la traiettoria 32

tratta dell'oggetto di maggiori dimensioni ad essere transitato ad una distanza minore della distanza lunare. Il ΔV associato alla missione, vediamo in tabella 6.8 , è distribuito equamente tra i vari segmenti della traiettoria, quindi ci si aspetta un profilo di spinta e un andamento dei parametri orbitali diverso rispetto a quanto visto per la missione 31 e 32.

	Data	ΔV (km/s)
Partenza	07/09/2029	-
2002 SZ	06/10/2030	0.3989
2005 YU55	06/06/2031	0.3383
2008 UA202	03/10/2031	0.3542

Tabella 6.8: Informazioni traiettoria 33

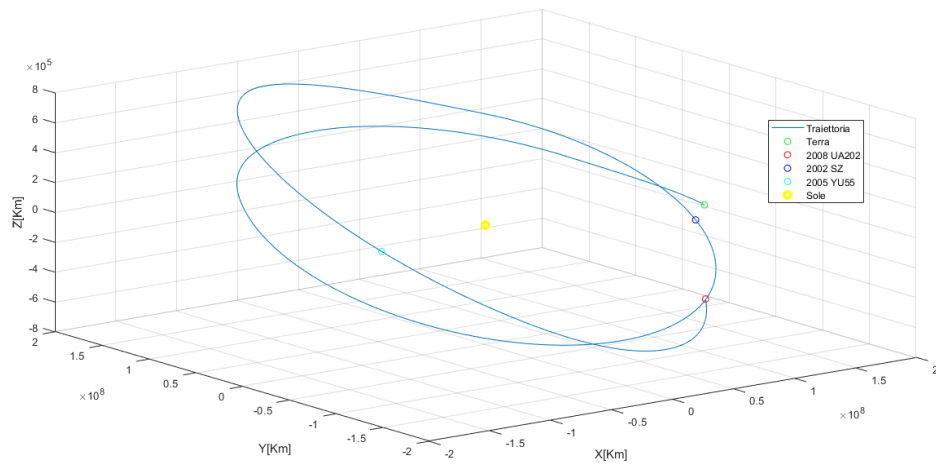


Figura 6.45: Traiettoria 33, rappresentata sul piano 3D nel sistema di riferimento eliocentrico.

In figura 6.46 è mostrato l'andamento del raggio dell'orbita nel tempo. Si può osservare come il satellite vada in anticipo rispetto all'asteroide di rendezvous all'incirca allo stesso istante per cui avviene in tutti gli altri casi. L'eccentricità dell'orbita appare variare in maniera uniforme lungo la traiettoria, a differenza di quanto riscontrato per le missioni 31 e 32. Questo è osservabile direttamente dall'andamento dell'eccentricità nel tempo rappresentato nel grafico in figura 6.48, dove si vede che il parametro tra la data di partenza e il primo flyby vari di 0.022 mentre tra il primo flyby e il rendezvous di 0.0276. Commentiamo adesso l'evoluzione della lunghezza degli apsidi, osservabile in figura 6.47. L'apoastro subisce un incremento iniziale alla partenza e un secondo incremento prima del primo flyby. Il salto tra il valore dell'apoastro iniziale e quello in corrispondenza di 2002 SZ è di 0.22 AU di entità minore del salto per raggiungere 2009 EK1. L'apoastro poi diminuisce di 0.007 AU per compiere il secondo flyby. Questo secondo salto non è estremamente efficiente in quanto avviene relativamente lontano dal punto dell'orbita a raggio minore ma è di entità molto piccola. Alla fine subisce un

incremento di 0.24 AU per compiere il rendezvous. Il periastro segue un andamento opposto, variando come già detto altre volte in corrispondenza dei massimi del raggio dell'orbita. La prima variazione che subisce il periastro per portarsi a valori che permettano il primo flyby è di entità 0.024 AU. Il secondo salto per compiere il secondo flyby è di 0.034 AU. L'ultima variazione per accordarsi all'orbita di rendezvous è molto piccola, di 0.0056 AU. Quindi per compiere il primo flyby variano sia apoastro che periastro, per il secondo flyby solo il periastro mentre per il rendezvous solo l'apoastro. Ciò corrisponde all'andamento dell'energia mostrato in 6.48.

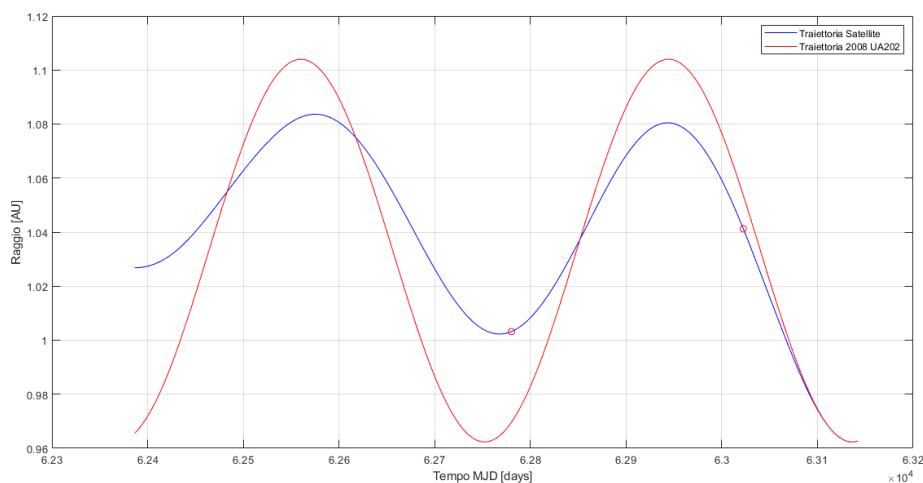


Figura 6.46: Rappresentazione in un grafico tempo-raggio della traiettoria 33.

Quanto detto corrisponde al profilo di spinta e di consumi in 6.49. Si hanno 6 fasi propulse totali, di cui due di durata molto ridotta, ovvero la terza e la quinta. La terza spinta avviene in prima del primo flyby e aggiusta leggermente semi-asse ed eccentricità del satellite. La quinta avviene esattamente in corrispondenza del secondo flyby, con durata meno di un giorno, e fa variare leggermente inclinazione ed energia. In quanto si sta parlando di propulsori low thrust, questa spinta virtualmente impulsiva non ha praticamente effetto in termini di consumi. Le altre fasi propulse sono quelle associate alle variazioni di afelio e perielio prima descritte, oltre che modificare come sempre eccentricità ed inclinazione. I consumi si vede bene essere distribuiti lungo la traiettoria. Tra partenza e flyby si utilizzano circa 0.40 kg di combustibile, tra il primo e il secondo flyby 0.33 kg e 0.34 kg per il rendezvous finale. Questa traiettoria tra quelle viste con rendezvous a 2008 UA202 è sicuramente la più interessante, avendo durata non particolarmente elevata, consumi bassi e distribuiti in maniera equilibrata lungo la traiettoria e target scientificamente interessanti.

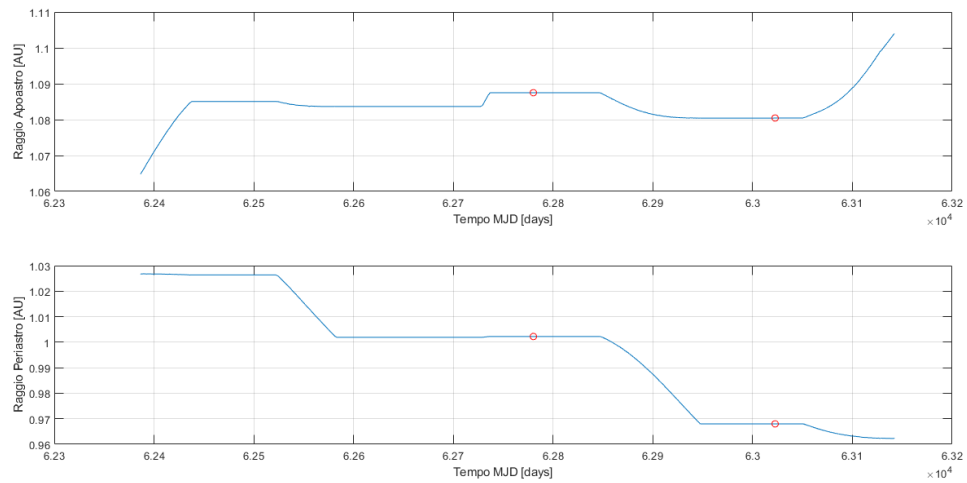


Figura 6.47: Andamento afelio e perielio del satellite nel tempo per la traiettoria 33.

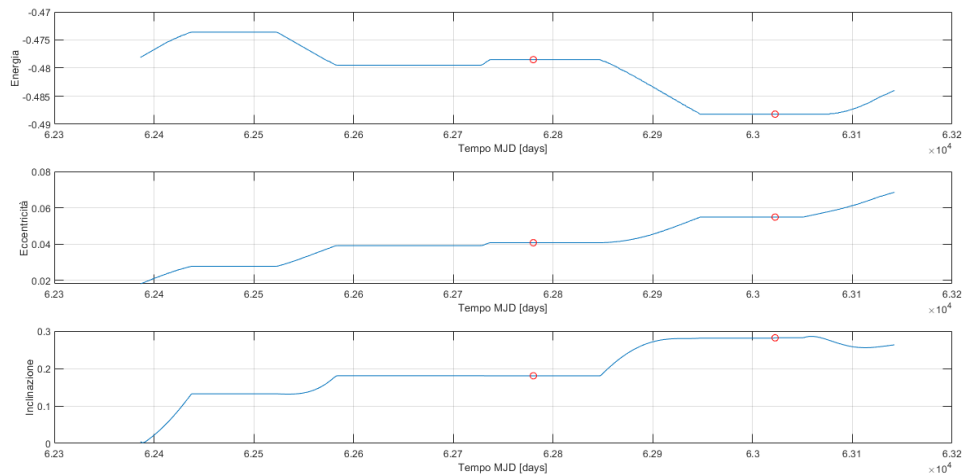


Figura 6.48: Variazione di alcuni parametri orbitali nel tempo per la traiettoria 33.

6.4 Traiettorie rendezvous con 2018 TG6

Le missioni con rendezvous finale con l'asteroide Apollo 2018 TG6 sono missioni da durate e consumi varie. La traiettoria 41 è la traiettoria con durata, ΔV e Δm più piccole tra tutte quelle analizzate in questa tesi. La traiettoria 42 ha parametri

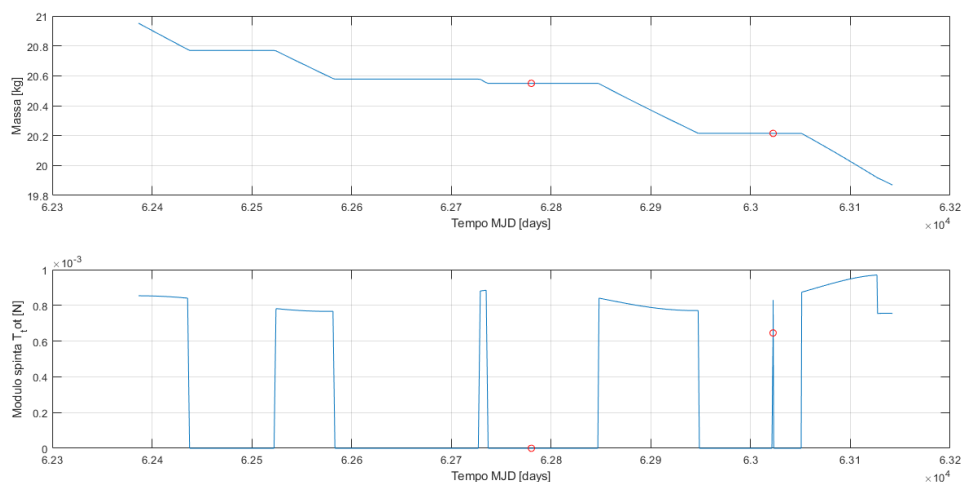


Figura 6.49: Massa del satellite e spinta fornita dal propulsore in funzione del tempo per la traiettoria 33

paragonabili a quelli visti fin'ora mentre la traiettoria 43 è quella dal ΔV e Δm più alto, oltre che essere l'unica possibile solo per spinte doppie rispetto alla spinta nominale.

6.4.1 Traiettoria diretta

La traiettoria avente rendezvous con l'asteroide 2018 TG6 e partenza il 31/01/2030 ha durata 6, la seconda più corta insieme a 2017 SV19, ma è anche la missione con i consumi più bassi tra le missioni con il solo rendezvous, con un ΔV di 0.8609 km/s e un Δm di 0.8270 kg. La traiettoria è rappresentata in figura 6.50.

L'andamento del raggio dell'orbita in funzione del tempo in 6.51 mostra che il

	Data	ΔV (km/s)
Partenza	01/02/2030	-
-	-	-
-	-	-
2018 TG6	15/01/2031	0.8608

Tabella 6.9: Informazioni traiettoria diretta verso 2018 TG6 di durata minima.

satellite per la quasi totalità della missione segue un'orbita in anticipo rispetto all'asteroide target e dalla eccentricità minore, per poi sovrapporsi con l'orbita di 2018 TG6 solo in corrispondenza del rendezvous. Per quanto riguarda l'andamento

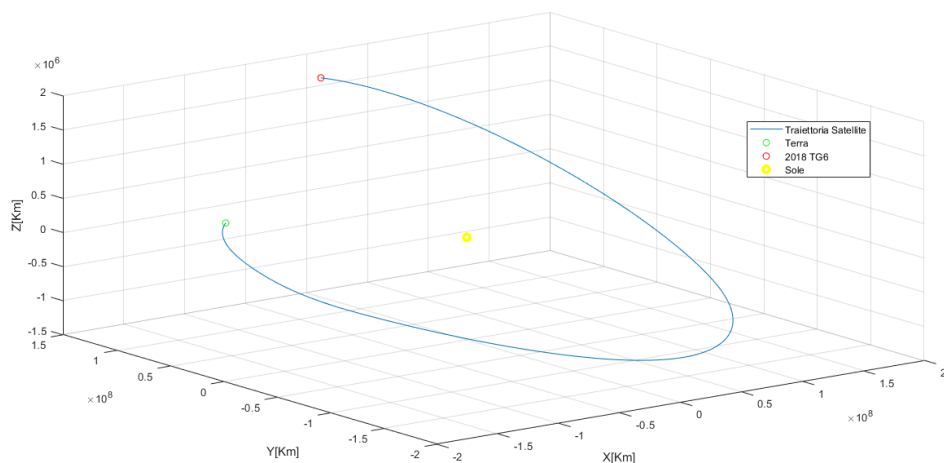


Figura 6.50: Traiettoria Terra-2018 TG6 di durata minima, rappresentata sul piano 3D nel sistema di riferimento eliocentrico.

dei parametri orbitali, in figura 6.52 si osserva che l'apoastro cresce all'inizio (con un salto di 0.017 AU) e alla fine della missione (0.039 AU), per rimanere invece costante lungo buona parte dell'orbita. Questo andamento è ottimale, in quanto la variazione dell'afelio avviene in corrispondenza dei punti dell'orbita per cui il satellite si trova a raggi orbitali minori. Il periastro d'altra parte varia per lo più una sola volta, con un salto di 0.0254 AU che termina in corrispondenza del massimo del raggio. Questo andamento si traduce nell'andamento dell'energia orbitali in figura 6.53, che aumenta all'inizio in risposta alla crescita dell'apoastro, diminuisce in corrispondenza della diminuzione del periastro e infine cresce di nuovo per l'aumento dell'apoastro che avviene per compiere il rendezvous. L'eccentricità varia più o meno uniformemente lungo l'orbita, mantenendosi sempre a valori minori di quella del target, come si può evincere osservando l'andamento del raggio. Il profilo di propulsione è rappresentato in figura 6.54

Interessante è adesso confrontare questa missione di durata minima ad una durata maggiore, come già fatto per le altre traiettorie dirette. Si analizza una missione di durata 12, corrispondente a circa 23 mesi, il doppio di quella appena discussa. I consumi associati a questa soluzione sono minori, con $\Delta m=0.8533$ kg e $\Delta V=0.821$ km/s. Il grafico del raggio orbitale in 6.55 mostra che il satellite segue un'orbita analoga a quella vista precedentemente nella prima parte della missione ma all'incirca in corrispondenza dell'istante temporale in cui per la missione di durata 6 inizia il rendezvous con 2018 TG6, intorno al 15/11/2030, il satellite si porta in ritardo rispetto all'asteroide e la traiettoria inizia ad aumentare la propria eccentricità fino a compiere il rendezvous finale. Quanto detto riguardo

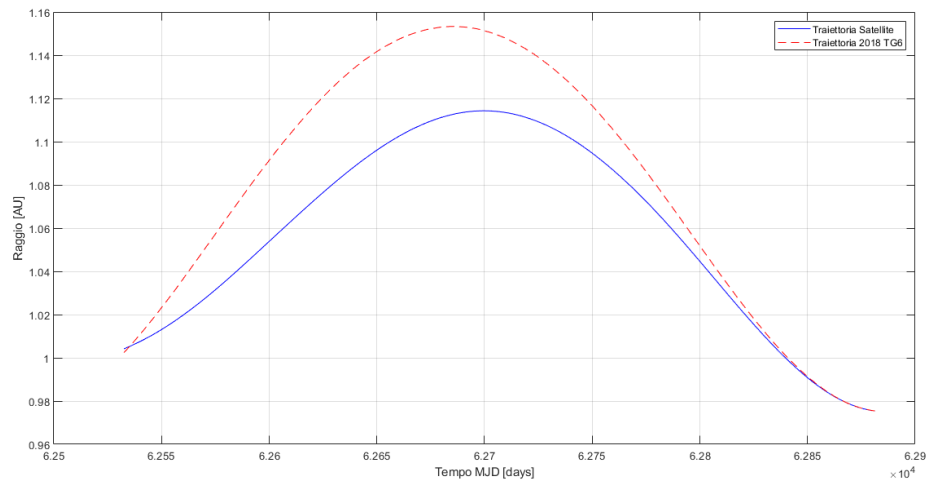


Figura 6.51: Rappresentazione in un grafico tempo-raggio della traiettoria Terra-2018 TG6 di durata minima.

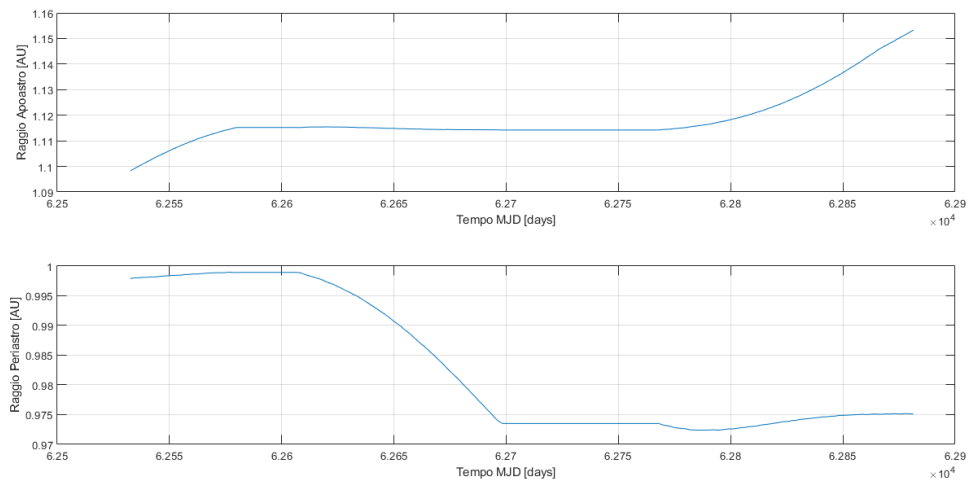


Figura 6.52: Andamento afelio e perielio del satellite nel tempo per la traiettoria Terra-2018 TG6 di durata minima.

riguardo all'eccentricità si può osservare nel grafico in 6.57, dove si vede che rimane circa costante, fatta eccezione un piccolo salto, fino proprio al 15/11/2030, data in cui inizia a crescere. L'apogeo in 6.56 segue anch'esso un andamento differente rispetto alla missione di durata minima. Vediamo che il parametro rimane costante fino al 15/11/2030 per poi subire un salto di 0.051 AU e un ulteriore salto di

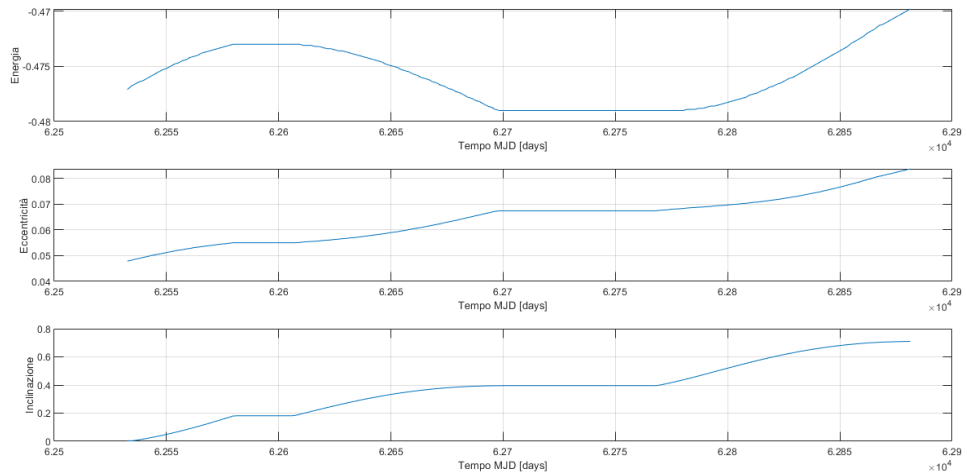


Figura 6.53: Variazione di alcuni parametri orbitali nel tempo per la traiettoria Terra-2018 TG6 di durata minima.

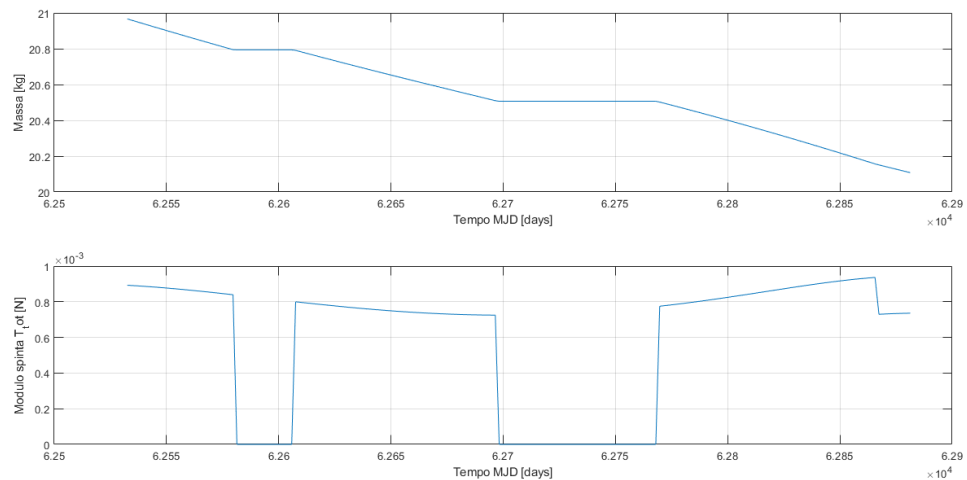


Figura 6.54: Massa del satellite e spinta fornita dal propulsore in funzione del tempo per la traiettoria Terra-2018 TG6 di durata minima.

entità molto minore in corrispondenza del rendezvous, di 0.005 AU. La variazione dell'afelio qui non è distribuita quindi su due fasi ma è concentrata principalmente nell'intorno del minimo del raggio orbitale a metà missione. L'andamento del periastro è invece più complesso rispetto al caso precedente. Subisce una prima diminuzione di piccola entità prima del primo massimo del raggio, seguita da un

piccolo aumento e da un salto su cui si concentra la maggior parte della variazione del parametro, di 0.0168 AU. Si ha poi una successiva decrescita in corrispondenza del rendezvous. Il comportamento descritto della lunghezza degli apsidi si traduce in un andamento dell'energia che nella fase finale è non dissimile dal suo andamento per una durata 6, fatta eccezione per il decremento finale assente per via del fatto che l'apoastro varia molto poco in corrispondenza del rendezvous. Nella prima metà di missione però rimane circa costante, così come eccentricità ed inclinazione. Dal punto di vista propulsivo questo comportamento dei parametri orbitali si

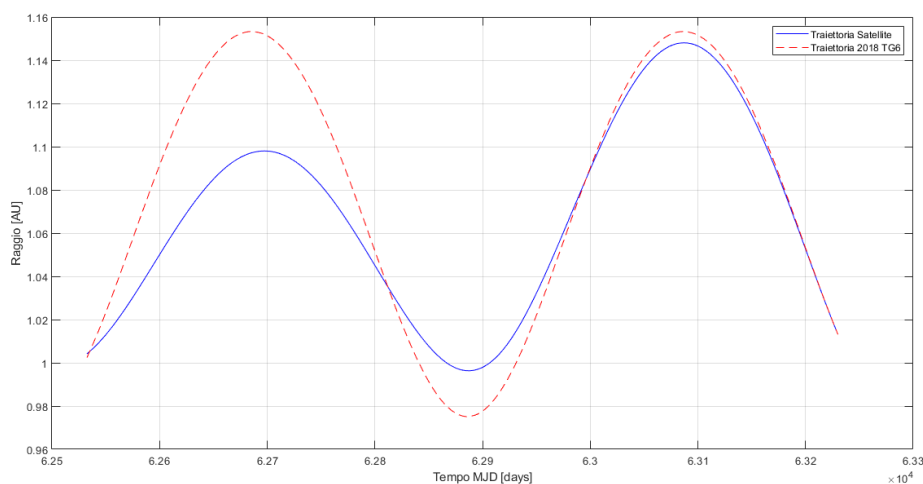


Figura 6.55: Rappresentazione in un grafico tempo-raggio della traiettoria Terra-2018 TG6 di durata 12.

traduce in una prima parte della missione per cui si ha una sola fase propulsa dall'estensione di soli 10 giorni, due fasi successive che corrispondono alla variazione di apoastro e perisastro, oltre che di eccentricità ed inclinazione, per poi avere due fasi propulse finali in corrispondenza del rendezvous necessarie a compiere gli ultimi aggiustamenti, in particolare inclinazione e perisastro.

6.4.2 Traiettoria 41: flyby 1988 TA - 2014 YQ15

La traiettoria Terra-1988 TA-2014 YQ15-2018 TG6 è sicuramente la più interessante tra tutte le soluzioni commentate in quest'tesi. Questa con il suo $\Delta V=0.8270$ km/s, $\Delta m=0.8589$ kg e la sua durata di 9, ovvero circa 17 mesi, è la missione a due flyby dalla durata e consumi minori. La traiettoria è rappresentata in 6.59. L'asteroide 1988 TA è un asteroide Apollo classificato come PHA, con un diametro relativamente elevato, 0.4 km, e un MOID di 0.00577225 AU. L'asteroide 2014 YQ15 è di categoria Aten e anche questo rientra nei PHA. Ha un diametro più

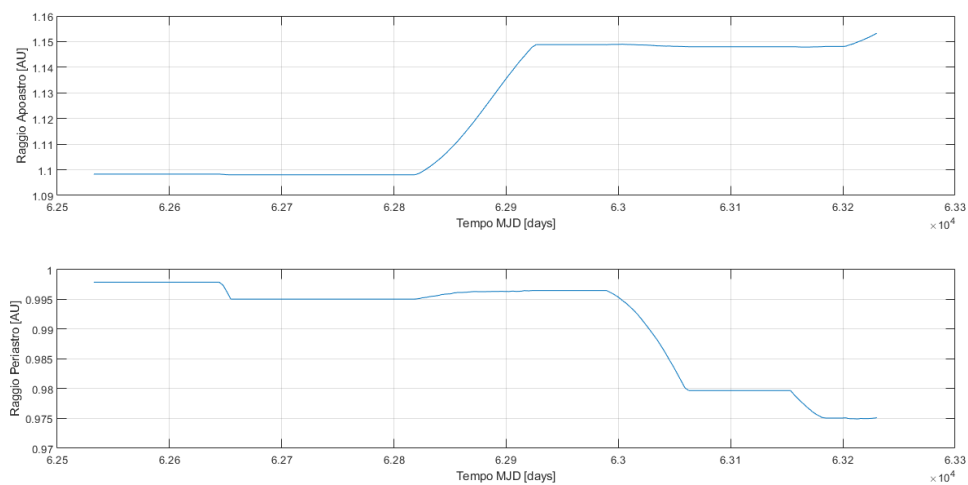


Figura 6.56: Andamento afelio e perielio del satellite nel tempo per la traiettoria Terra-2018 TG6 di durata 12.

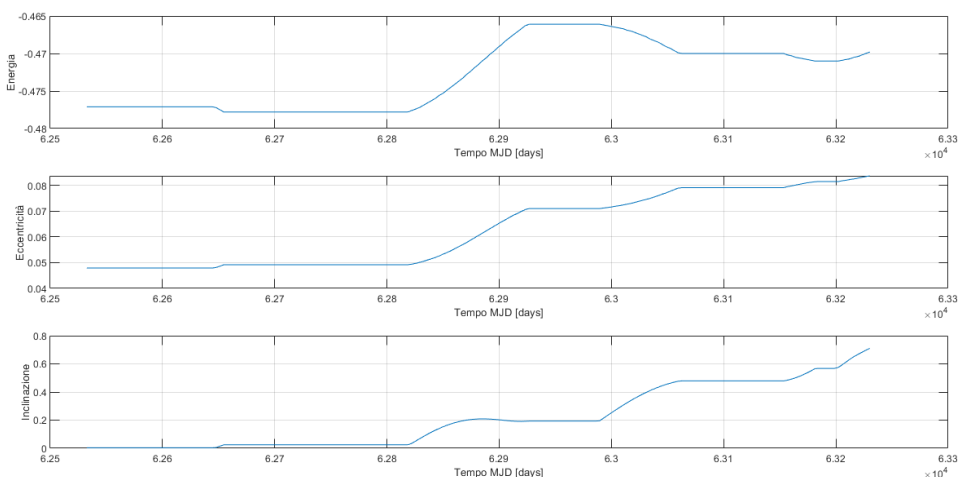


Figura 6.57: Variazione di alcuni parametri orbitali nel tempo per la traiettoria Terra-2018 TG6 di durata 12.

piccolo, 0.216 km circa, e un MOID di 0.00309796 au. Il ΔV associato ai due flyby è relativamente basso ma più o meno uguale per entrambi gli asteroidi, come si vede in 6.10.

Si procede come sempre a commentare il grafico del raggio orbitale nel tempo, rappresentato in figura 6.60. Questo segue un andamento analogo a quello visto

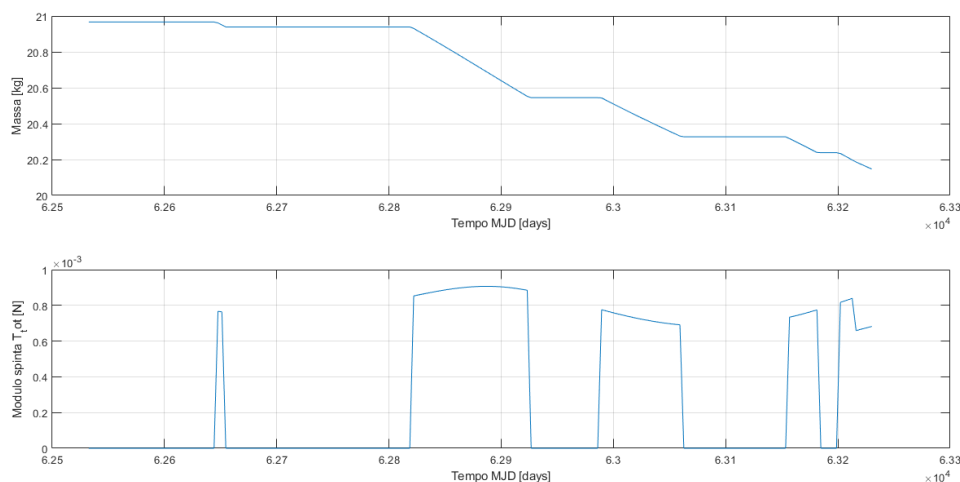


Figura 6.58: Massa del satellite e spinta fornita dal propulsore in funzione del tempo per la traiettoria Terra-2018 TG6 di durata 12.

	Data	ΔV (km/s)
Partenza	01/02/2030	-
1988 TA	31/10/2030	0.2181
2014 YQ15	11/01/2031	0.2548
2018 TG6	09/07/2031	0.3541

Tabella 6.10: Informazioni missione 41

per la missione diretta di durata 12, con il satellite che rimane in anticipo rispetto all'asteroide di rendezvous fino intorno all'istante del primo flyby, dove si porta a raggi maggiori, per poi compiere il rendezvous questa volta in corrispondenza del punto della traiettoria a raggio massimo. Il diagramma dell'eccentricità nel tempo in 6.62 ci mostra che questa rimane circa costante nella prima fase di missione, per poi crescere in corrispondenza del primo flyby, immediatamente successivo al momento in cui il satellite va in ritardo rispetto a 2018 TG6. Un andamento simile lo si può riscontrare per l'inclinazione.

Per comprendere l'andamento dell'energia orbitale si osserva l'andamento degli apsi dell'orbita nel tempo, in figura 6.61. Si vede che l'apoastro cresce anch'esso in corrispondenza del primo flyby e continua a crescere per il secondo flyby fino a stabilizzarsi al valore associato a 2018 TG6. Il periastro invece inizialmente varia allo stesso modo visto nella missione a durata 12, con un primo salto di 0.004 AU prima del massimo locale del raggio. La lunghezza del perielio decresce poi per compiere il primo flyby e compie un incremento di piccola entità successivo, 0.0016,

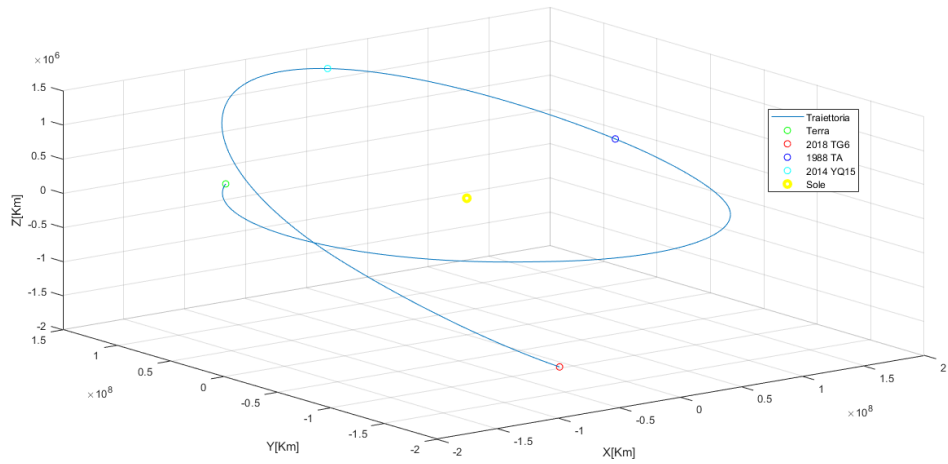


Figura 6.59: Traiettoria 41, rappresentata sul piano 3D nel sistema di riferimento eliocentrico.

per compiere il secondo flyby. La maggior parte della variazione è concentrata però in corrispondenza del rendezvous, per cui si riscontra una diminuzione di 0.014 AU. Questo è energeticamente conveniente poiché avviene quando il raggio assume valori vicini al massimo assoluto. Il comportamento dell'energia orbitale quindi

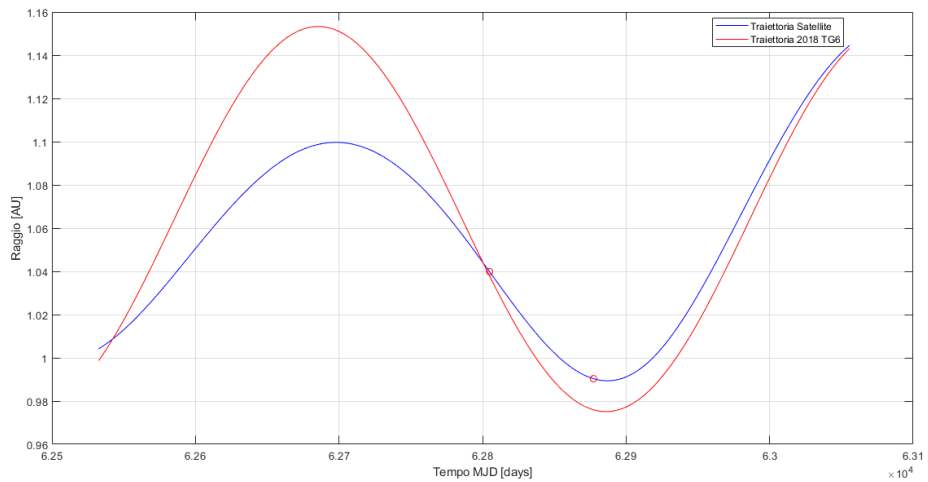


Figura 6.60: Rappresentazione in un grafico tempo-raggio della traiettoria 41.

è conforme con l'andamento della lunghezza degli apsidi. Varia poco all'inizio,

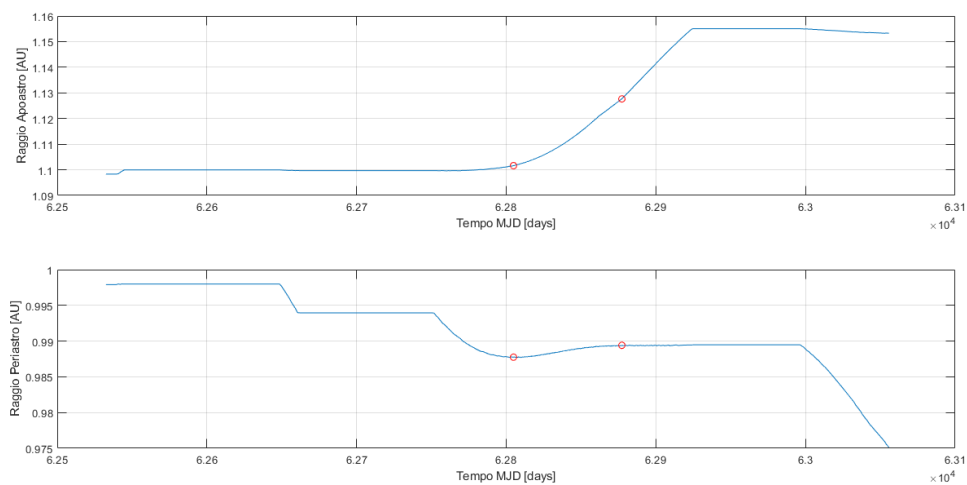


Figura 6.61: Andamento afelio e perielio del satellite nel tempo per la traiettoria 41.

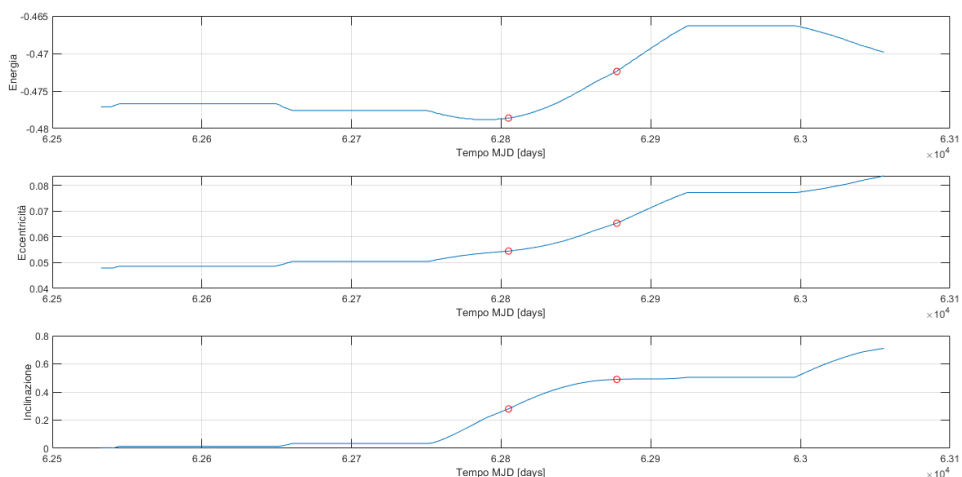


Figura 6.62: Variazione di alcuni parametri orbitali nel tempo per la traiettoria 41.

tenendo conto solo della variazione del periastro che comunque è di piccola entità, e inizia a crescere solo dopo il raggiungimento di 1988 TA.

Molto interessante è il profilo di spinta di questa missione, rappresentato in figura 6.63. Si hanno in totale 4 fasi propulse. La prima, di durata soli 10 giorni, è associata ad una piccolissima variazione di apoastro ed eccentricità, rispettivamente

0.003 AU e 0.007. La seconda è associata principalmente alla prima variazione di periastro, oltre che in minor parte anche ad un piccolo aumento di eccentricità ed inclinazione. La terza fase propulsa è quella più importante. Entrambi i flyby avvengono attraverso un'unico intervallo di spinta continuo, di intensità variabile e di durata 170 giorni. A questo corrisponde il principale aumento di apoastro della missione, alla variazione del periastro in corrispondenza del primo flyby e ad un forte incremento di eccentricità ed inclinazione dell'orbita. L'ultima fase propulsa è associata al rendezvous e serve ad aggiustare i parametri orbitali per sincronizzarli a quello di 2018 TG6. Il consumo di combustibile avviene quasi per lo più in corrispondenza della terza fase propulsa lungo i due flyby, ovvero circa 0.6 kg sui 0.892 kg totali, ovvero il 67%.

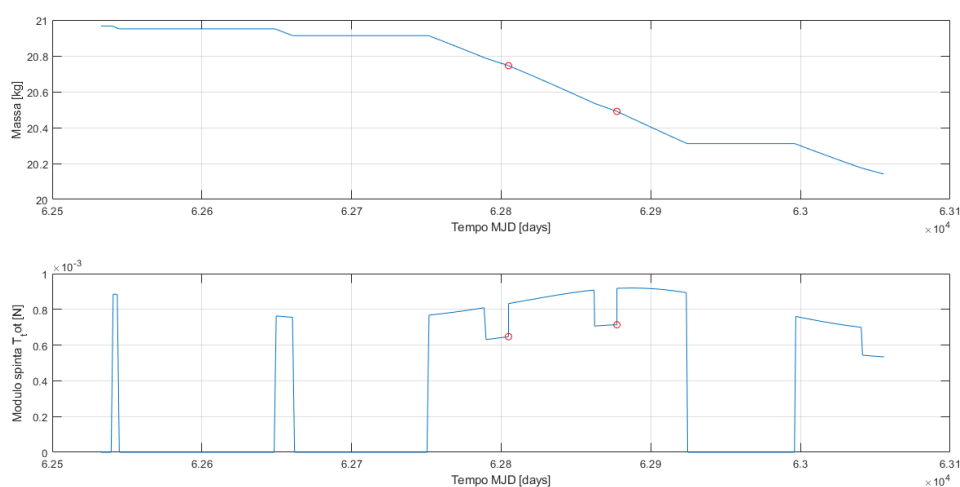


Figura 6.63: Massa del satellite e spinta fornita dal propulsore in funzione del tempo per la traiettoria 41.

6.4.3 Traiettoria 42: flyby 2004 VC17 - OLJATO

La traiettoria Terra-2004 VC17-Oljato-2018 TG6 ha durata 12, circa 2 anni, e consumi nella media, con $\Delta V=1.1569$ km/s e $\Delta m=1.1790$ km/s. La traiettoria è rappresentata in figura 6.64. L'asteroide 2004 VC17 incontrato nel primo flyby è un asteroide Apollo di categoria PHA. Si tratta di un asteroide dalle dimensioni relativamente elevate, con un diametro stimato di 0.688 km. Il MOID è di 0.00167482 AU. Oljato è anch'esso un PHA Apollo e si tratta dell'asteroide dalle dimensioni maggiori ta quelli incontrati in questa tesi, con un diametro di 1.8 km che lo rende più grande del 99% degli altri asteroidi [24]. Si tratta di un asteroide dall'orbita peculiare, con un semiasse maggiore di 2.1776 AU e un'eccentricità elevata, di

0.7113. Questa sua orbita lo pone appena fuori la risonanza 4:1 con Giove e si specula un'origine di natura cometaria [25]. Si tratta di un asteroide quindi interessante per le sue caratteristiche dal punto di vista scientifico. In 6.11 si può riscontrare che la manovra risulta più dispendiosa nelle prime fasi di missione, in corrispondenza del primo flyby, per poi avere dei consumi minori per compiere il secondo flyby e il rendezvous. Quindi, seppur Oljato abbia un'orbita così eccentrica e così estesa, l'intervallo temporale in cui avviene la missione rende facile il suo flyby, poichè abbastanza vicino alla data di close approach il 13/04/2028.

	Data	ΔV (km/s)
Partenza	01/02/2030	-
2004 VC17	31/12/2030	0.6477
Oljato	04/08/2031	0.3788
2018 TG6	30/12/2031	0.1304

Tabella 6.11: Informazioni missione 42

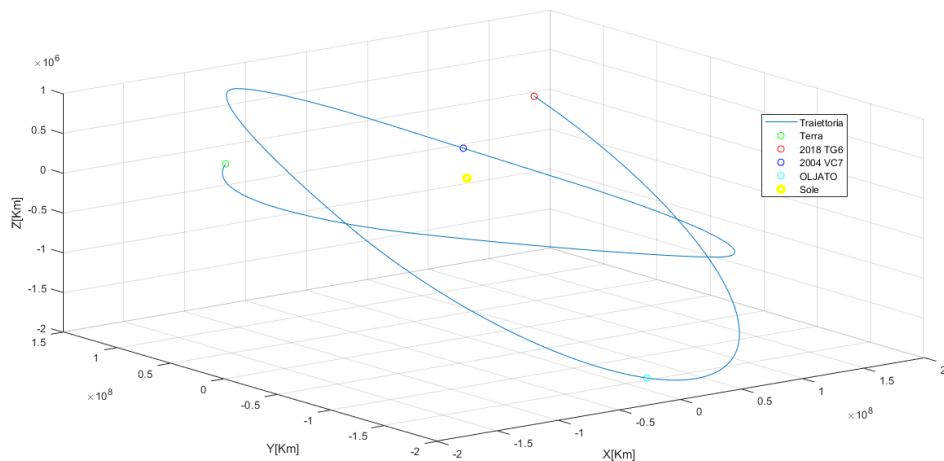


Figura 6.64: Traiettoria 42, rappresentata sul piano 3D nel sistema di riferimento eliocentrico.

Dal grafico 6.65 si vede come il flyby con Oljato avvenga in corrispondenza del massimo del raggio orbitale. L'eccentricità cresce molto all'inizio della missione per poi stabilizzarsi a valori analoghi a quelli dell'asteroide di rendezvous. Anche il valore del semiasse sembra stabilizzarsi ad una quantità simile a quella di 2018 TG6. Quanto detto è facilmente osservabile da 6.67, in cui vediamo infatti l'eccentricità subire un salto di 0.0296 per compiere il primo flyby per poi stabilizzarsi per tutta

la seconda metà della missione al valore associato al secondo flyby, che differisce rispetto al valore di rendezvous di soli 0.003. Anche l'energia, quindi il semiasse, dopo una prima fluttuazione iniziale che corrisponde all'aumento di apoastro e decrescita di periastro osservabile in 6.66 in corrispondenza della partenza, cresce fino a stabilizzarsi, dopo il primo flyby, ad un valore che aumenterà solo vicino al rendezvous. Anche l'inclinazione vediamo seguire un andamento simile, ovvero una variazione iniziale seguita da una stabilizzazione successiva. Quanto detto spiega perchè dalla 6.11 vediamo che il ΔV associato al primo flyby è così alto rispetto al secondo flyby e al rendezvous, perché appunto la maggiore variazione dei parametri orbitali avvengono nel primo anno circa di missione prima di passare per 2004 VC17, per poi subire piccoli aggiustamenti per raggiungere Oljato e 2018 TG6.

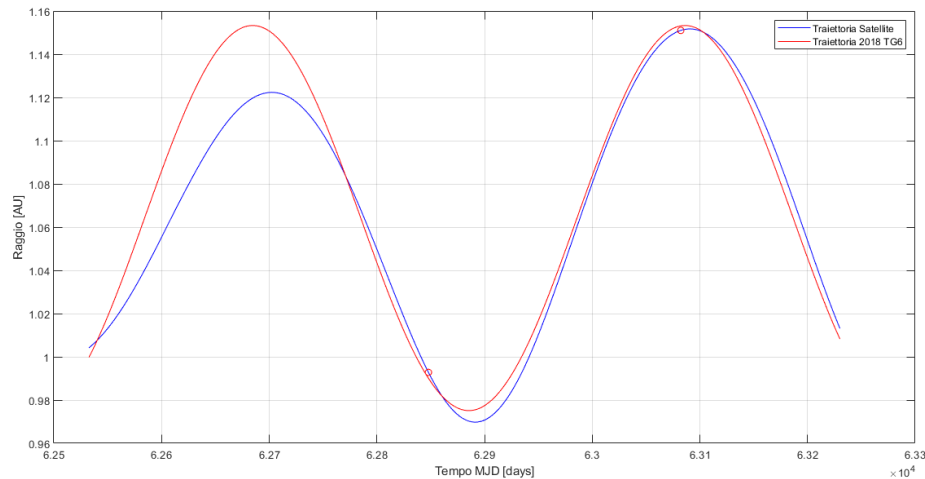


Figura 6.65: Rappresentazione in un grafico tempo-raggio della traiettoria 42.

Da un punto di vista propulsivo si possono osservare in 6.68 due fasi propulse iniziali più estese che permettono di compiere la prima variazione di apoastro, periastro ed eccentricità. La terza fase propulsa a cavallo del flyby con 2004 VC17 è associata principalmente alla variazione di semiasse in corrispondenza proprio del flyby. Le ultime due fasi propulse sono di piccola estensione e a queste è associato un consumo complessivo di combustibile di soli 0.13kg, in linea con le considerazioni fatte.

Questa traiettoria, pur non eccellendo nè in termini di durata nè in termini di consumi, è comunque una soluzione interessante, soprattutto per via degli asteroidi intermedi che incontra, di grandi dimensioni e interessanti dal punto di vista scientifico, se si fa riferimento soprattutto ad Oljato.

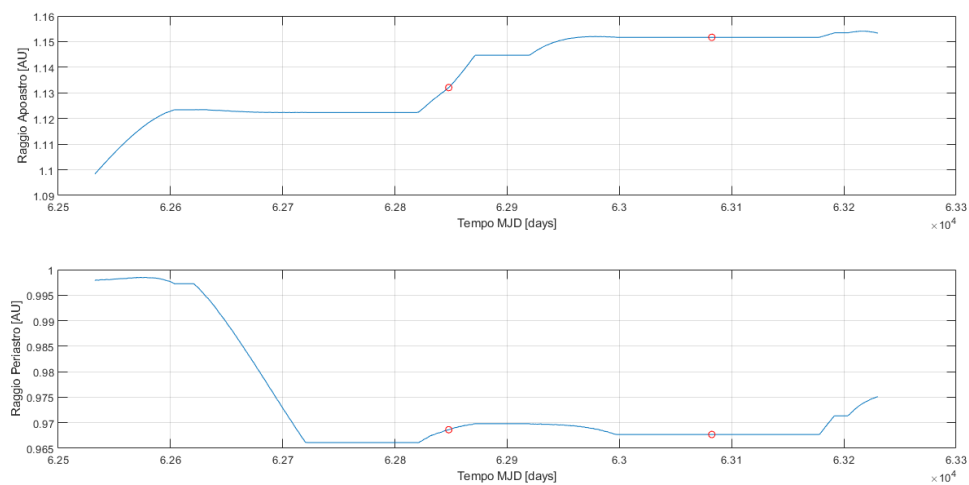


Figura 6.66: Andamento afelio e perielio del satellite nel tempo per la traiettoria 42.

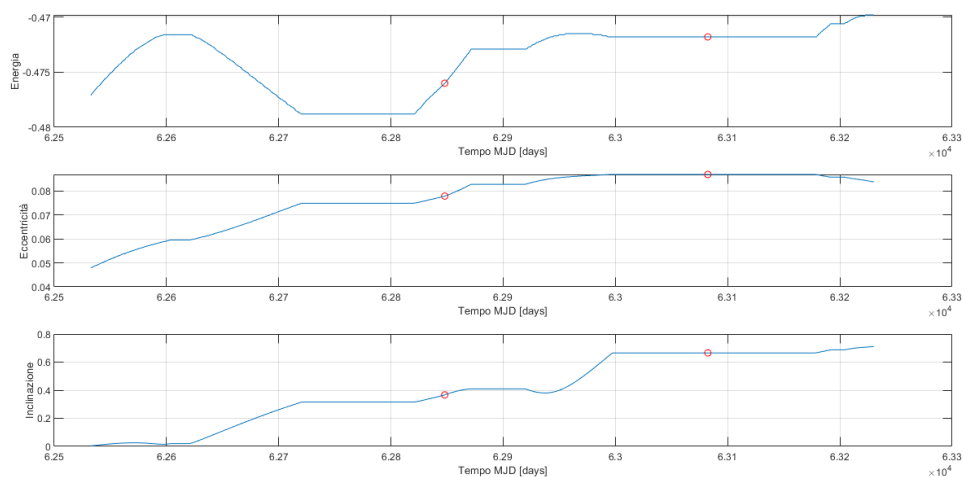


Figura 6.67: Variazione di alcuni parametri orbitali nel tempo per la traiettoria 42.

6.4.4 Traiettoria 43: flyby 2004 VC17 - NEREUS

La traiettoria Terra-2004 VC17-Nereus-2018 TG6 è una traiettoria di durata 12 e dai consumi elevati, con $\Delta m=1.4189$ kg e $\Delta V=1.4077$ km/s. La durata della missione può essere anche ridotta ad 11, con un risultante aumento dei consumi. La caratteristica di questa missione è che è effettuabile solo montando un propulsore

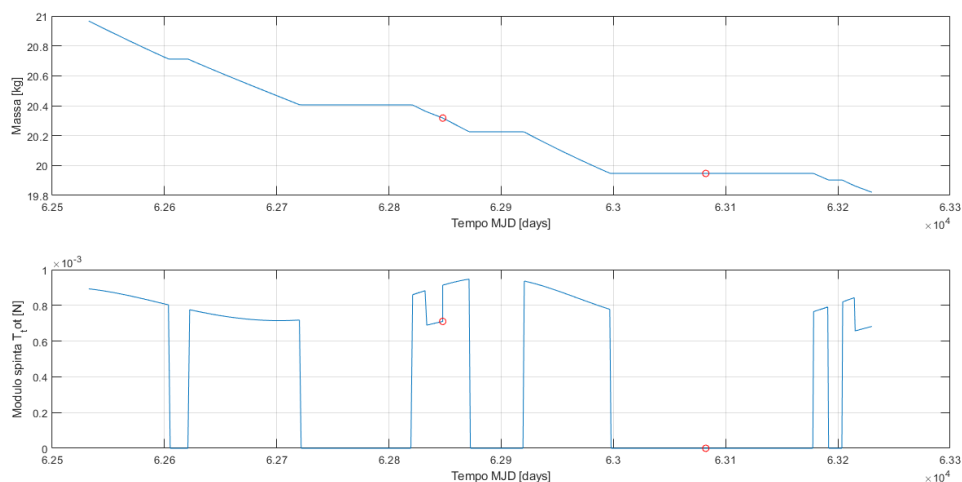


Figura 6.68: Massa del satellite e spinta fornita dal propulsore in funzione del tempo per la traiettoria 42.

che fornisca una spinta nominale di 2 mN, il doppio rispetto a quanto visto per tutte le altre traiettorie fin'ora analizzate. Si capisce come questa sia una traiettoria quindi non particolarmente vantaggiosa, né in termini di durata né in termini di consumi, oltre che necessitare di un sistema propulsivo importante. Verrà commentata brevemente per completezza. In tabella 6.12 si può vedere come la maggior parte dei consumi è concentrata nella prima parte della missione, prima del primo flyby. Il secondo flyby invece, con Nereus, avviene con un ΔV di soli 4m/s. Si capisce che quindi i parametri orbitali varieranno di molto all'inizio della traiettoria, per poi stabilizzarsi per il resto della missione. Nereus è un asteroide Apollo di classificazione PHA, con un diametro all'incirca di 330 m e un MOID di 0.0042594 AU.

	Data	ΔV
Partenza	01/02/2030	-
2004 VC17	11/12/2030	1.1554
NEREUS	30/01/2031	0.004
2018 TG6	30/12/2031	0.2479

Tabella 6.12: Informazioni missione 43

In 6.70 si può osservare un andamento del raggio dell'orbita simile a quello della missione 42, con i due flyby molto ravvicinati. In figura 6.71 e 6.72 si capisce il motivo per cui il secondo flyby è poco dispendioso in termini di consumi. I parametri

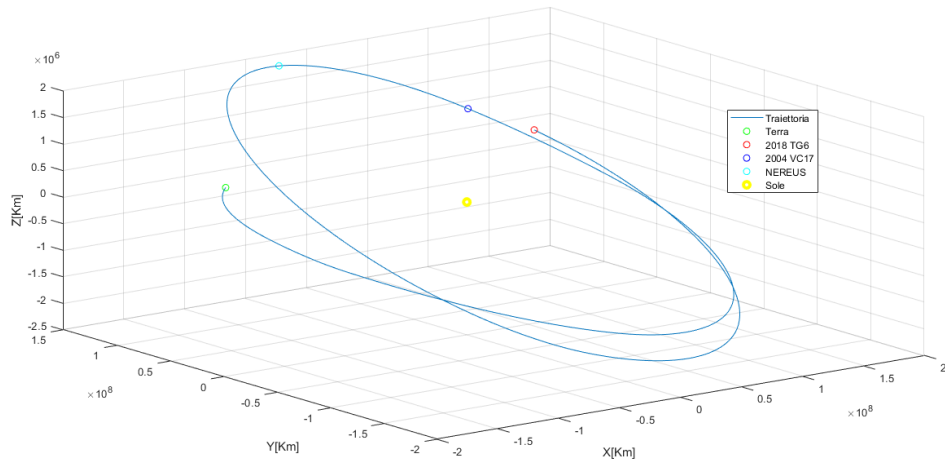


Figura 6.69: Traiettoria 43, rappresentata sul piano 3D nel sistema di riferimento eliocentrico.

orbitali dell'orbita in corrispondenza di 2004 VC17 e Nereus sono virtualmente uguali. La variazione della lunghezza degli apsidi, energia orbitale, eccentricità ed inclinazione avviene quasi esclusivamente nella prima fase della missione e in misura minore in corrispondenza del rendezvous.

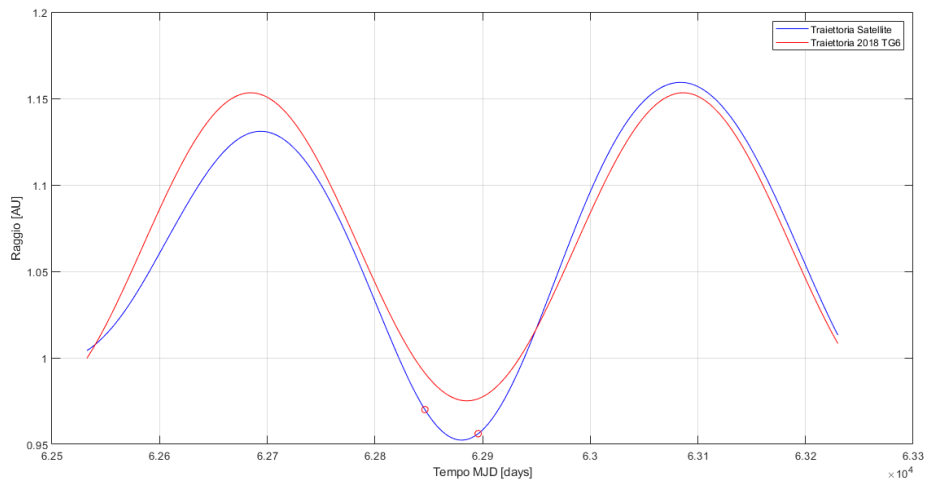


Figura 6.70: Rappresentazione in un grafico tempo-raggio della traiettoria 43.

Quanto detto si traduce in termini di spinta in due fasi propulse iniziali e una

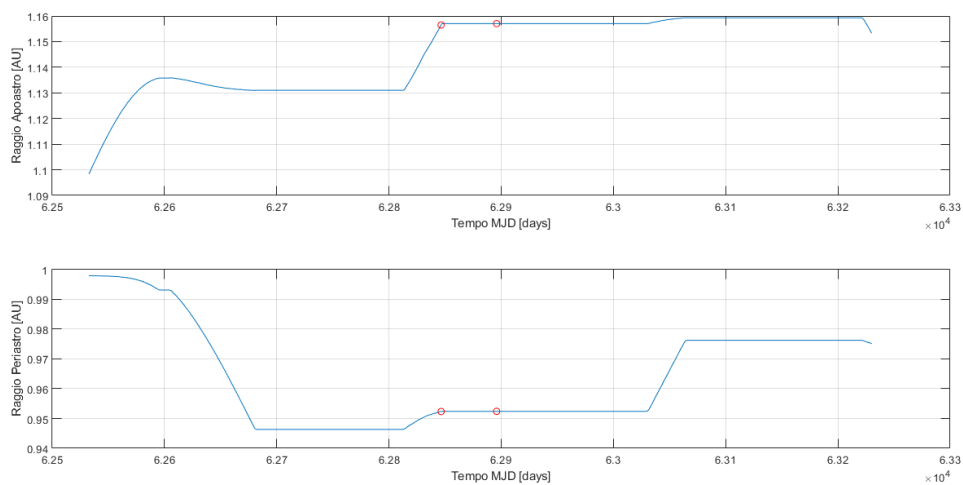


Figura 6.71: Andamento afelio e perielio del satellite nel tempo per la traiettoria 43.

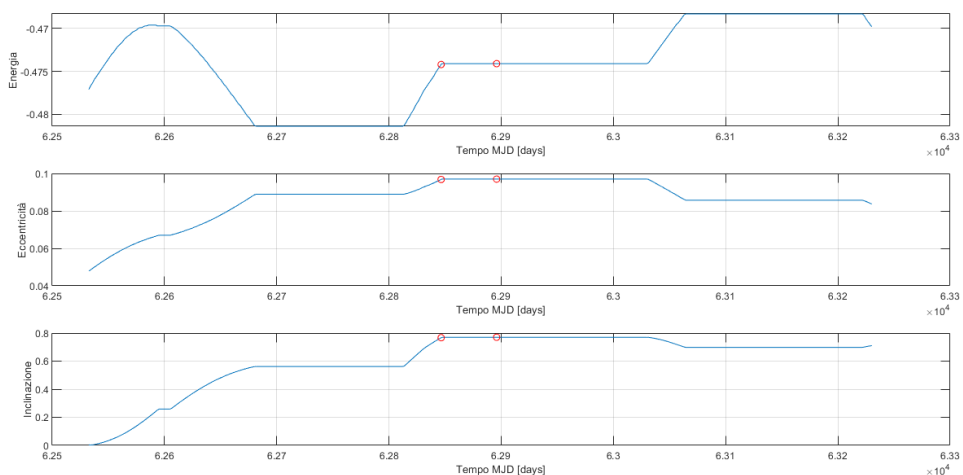


Figura 6.72: Variazione di alcuni parametri orbitali nel tempo per la traiettoria 43.

terza in corrispondenza del primo flyby su cui si concentrano la maggior parte dei consumi, ovvero 1.15 kg, mentre per il secondo flyby la spinta è praticamente istantanea con un consumo in massa di soli 4 grammi. Si hanno poi due fasi propulse finali associate ad un consumo di 0.24kg.

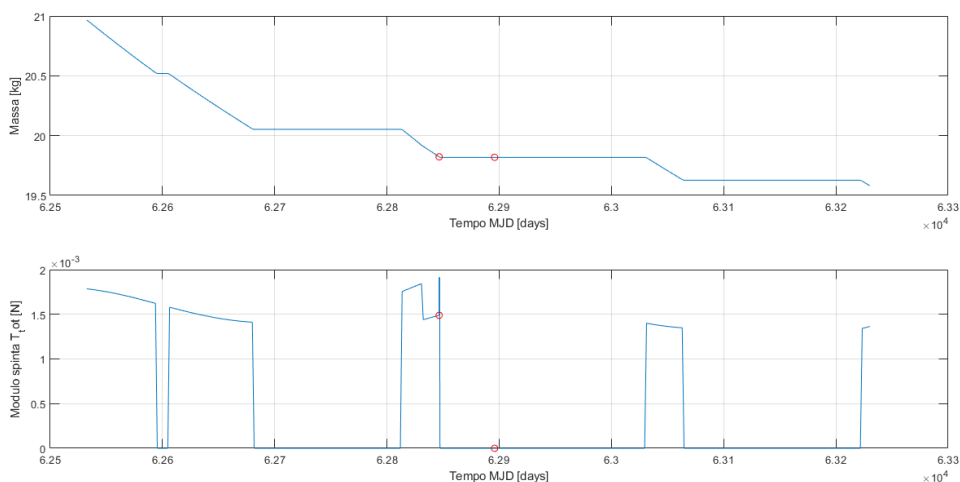


Figura 6.73: Massa del satellite e spinta fornita dal propulsore in funzione del tempo per la traiettoria 43.

6.5 Traiettorie rendezvous con 2020 OK5

Le missioni caratterizzate da un rendezvous con l'asteroide 2020 OK5 sono missioni dispendiose dal punto di vista dei consumi e per questo, con il budget di ΔV e di Δm a disposizione non è possibile compiere traiettorie che riescano a compiere due flyby. Si analizzano quindi solo le missioni dirette associate.

6.5.1 Traiettoria diretta

La traiettoria diretta verso 2020 OK5 con partenza al 25/11/2029 ha durata minima 8, corrispondente a 15 mesi e mezzo circa. Si tratta della traiettoria di durata minima più dispendiosa in termini di consumi tra tutte quelle analizzate in riferimento agli altri asteroidi di rendezvous, con un Δm di 1.2739 kg e un ΔV di 1.2306 km/s. In figura 6.74 è rappresentata la traiettoria del sistema di riferimento eliocentrico.

	Data	ΔV (km/s)
Partenza	25/11/2029	-
-	-	-
-	-	-
2020 OK5	05/03/2031	1.2306

Tabella 6.13: Informazioni traiettoria diretta verso 2020 OK5 di durata minima.

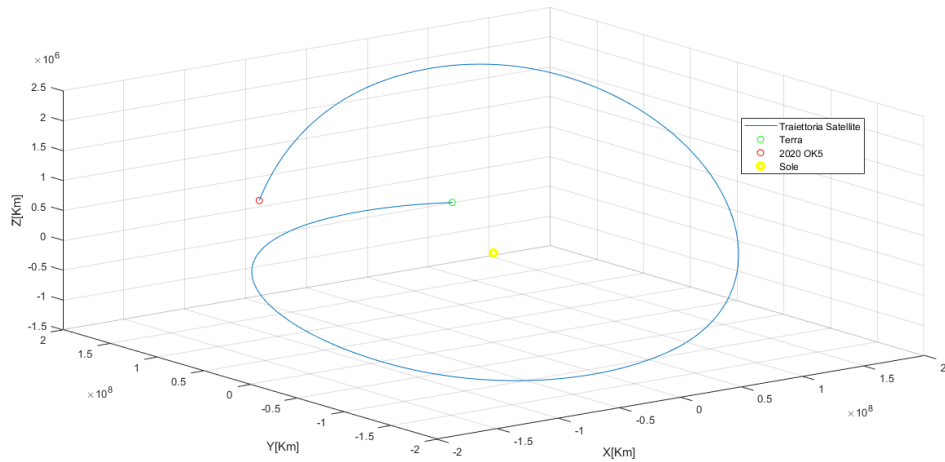


Figura 6.74: Traiettoria Terra-2020 OK5 di durata minima, rappresentata sul piano 3D nel sistema di riferimento eliocentrico.

L'andamento del raggio orbitale del satellite nel tempo, confrontato a quello dell'asteroide, è riportato in figura 6.75. Il satellite segue un'orbita meno eccentrica dell'asteroide target e con un semiasse minore. Dal 10/12/2029 il satellite si trova in anticipo rispetto all'asteroide di rendezvous. Il rendezvous invece avviene quando il satellite si trova a raggi maggiori e "insegue" 2020 OK5.

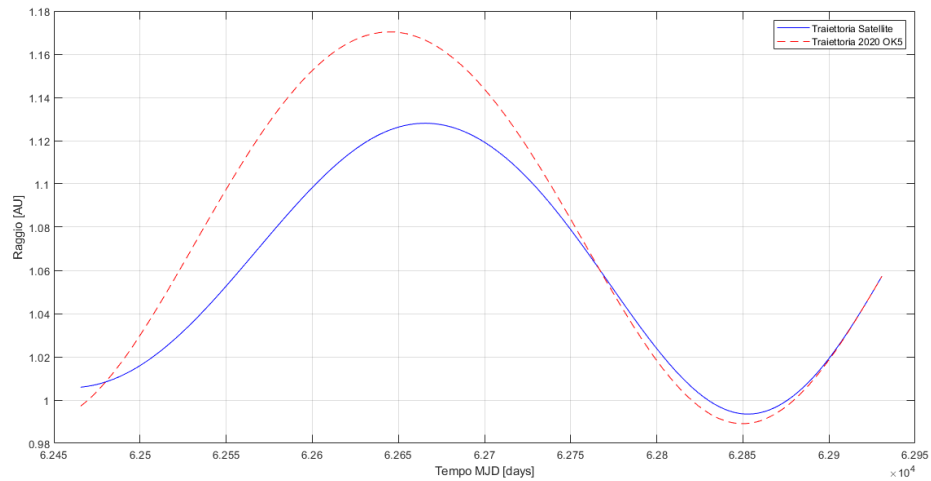


Figura 6.75: Rappresentazione in un grafico tempo-raggio della traiettoria Terra-2020 OK5 di durata minima.

Apoastro e periastro in 6.76 seguono un andamento abbastanza prevedibile. L'apoastro, come in molti altri casi per asteroidi Apollo, cresce principalmente ad inizio missione e a fine missione, a valori di raggio orbitale più bassi. Il periastro ha un andamento più peculiare, in quanto a seguito del primo decremento al primo massimo del raggio di circa 0.0148 AU, compie un piccolo salto successivo di 0.0034 AU per poi crescere di nuovo e decrescere al rendezvous. Queste fluttuazioni del valore del periastro potrebbero spiegare gli elevati consumi della missione, considerando anche che l'incremento che inizia il 27/08/2030 in corrispondenza di un minimo, che rende la variazione del periastro poco efficiente. In figura

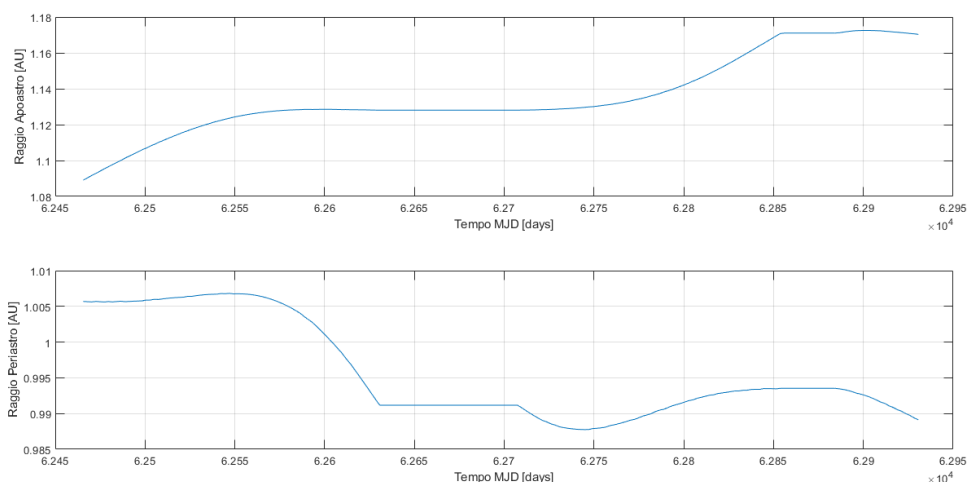


Figura 6.76: Andamento afelio e perielio del satellite nel tempo per la traiettoria Terra-2020 OK5 di durata minima.

6.77 vediamo che l'energia orbitale segue l'andamento della lunghezza degli apsid descritti e si può osservare come l'eccentricità cresca in maniera più o meno continua lungo tutta la traiettoria, per un incremento totale di 0.0435. Anche l'inclinazione cresce di 55° in totale circa. Il profilo di spinta in 6.78 mostra che le fasi propulse sono principalmente due, la prima per cui si ha principalmente l'incremento di eccentricità, inclinazione e apoastro, mentre per la seconda variano tutti i parametri descritti prima. La terza di durata minore e in corrispondenza del rendezvous permette di compiere gli ultimi aggiustamenti per compiere la manovra di rendezvous. Se si prova ad allungare la missione, portandola ad esempio ad una durata 12, si riscontra un certo guadagno in termini di consumi, con $\Delta V = 1.0931$ km/s e $\Delta m = 1.14$ kg. L'andamento del raggio orbitale, mostrato in 6.79, è del tutto analogo a quello visto per la traiettoria di durata minima, con una semplice posticipazione della fine della missione e quindi del rendezvous. Se l'apoastro segue un andamento simile a quello associato alla missione di durata 8, per il periastro si

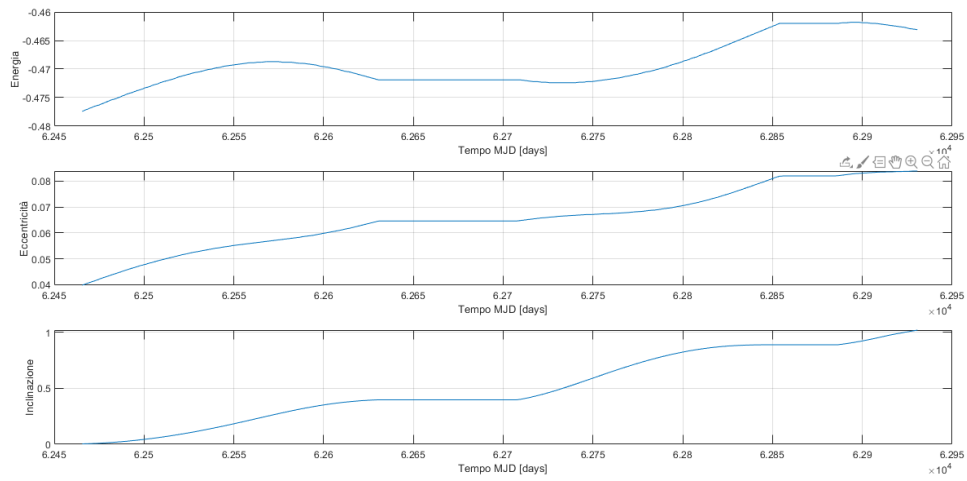


Figura 6.77: Variazione di alcuni parametri orbitali nel tempo per la traiettoria Terra-2020 OK5 di durata minima.

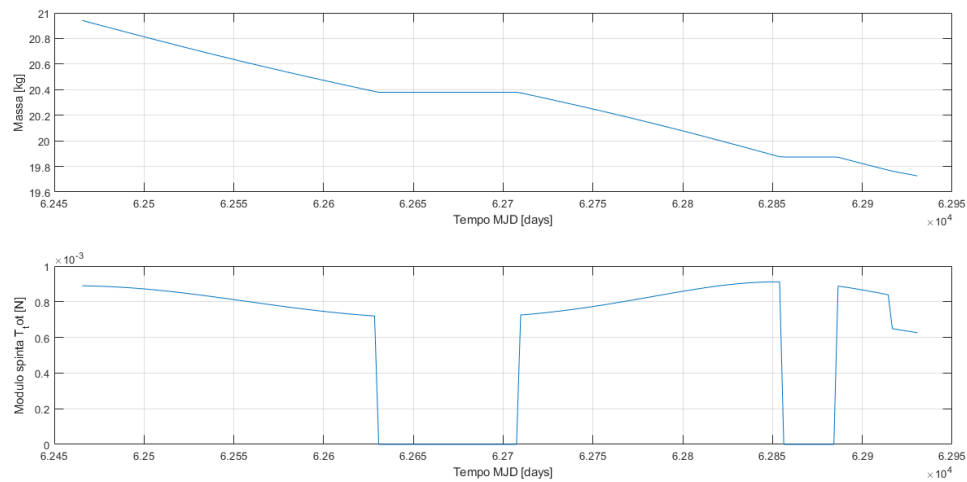


Figura 6.78: Massa del satellite e spinta fornita dal propulsore in funzione del tempo per la traiettoria Terra-2020 OK5 di durata minima.

può vedere un andamento più uniforme. Questo rimane costante nella prima fase della missione e dopo un iniziale incremento di 0.003 AU, anche questo sconsigliato dal punto di vista della manovra poichè avviene a raggio minimo, il periastro diminuisce per stabilizzarsi in prossimità del rendezvous. Questo si traduce in un andamento dell'energia orbitale, in 6.80 caratterizzato da meno fluttuazioni, che

potrebbe spiegare i minori consumi della missione rispetto a quella più breve.

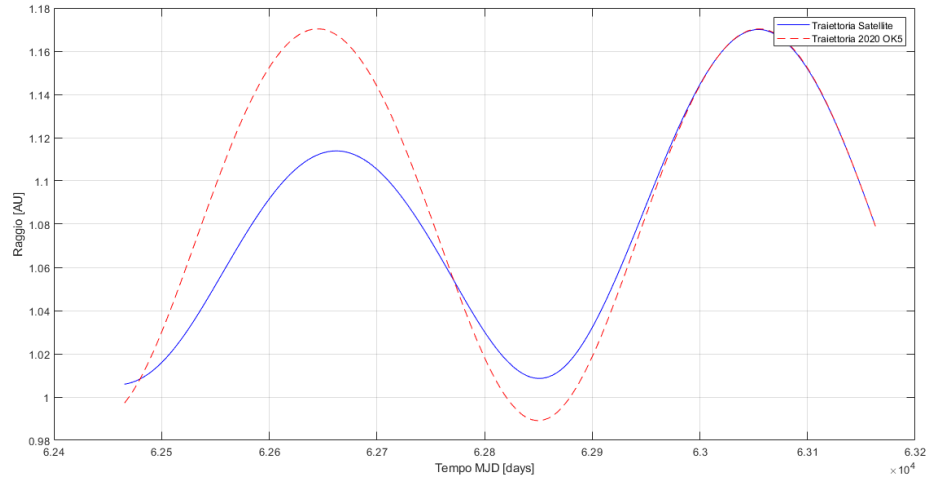


Figura 6.79: Rappresentazione in un grafico tempo-raggio della traiettoria Terra-2020 OK5 di durata 12.

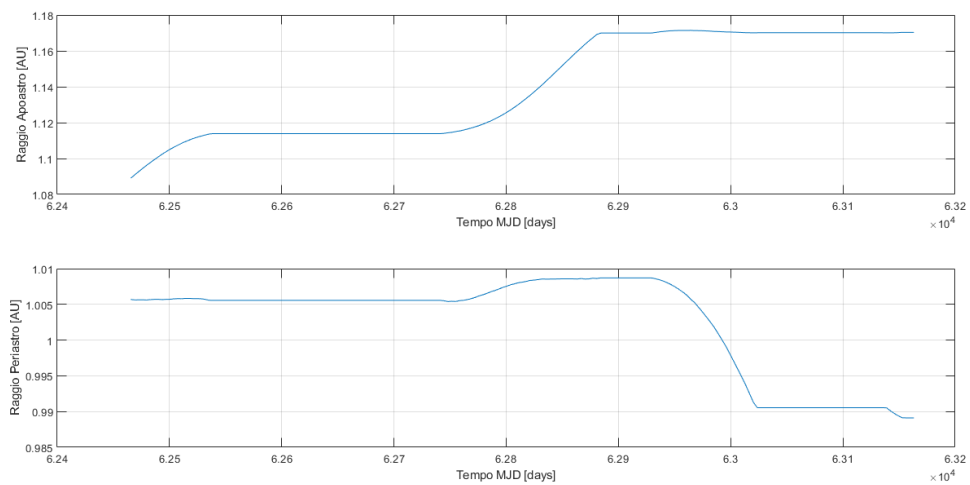


Figura 6.80: Andamento afelio e perielio del satellite nel tempo per la traiettoria Terra-2020 OK5 di durata 12.

Riguardo ai consumi si mostra il profilo di spinta in 6.82. L'estesa fase propulsa iniziale è sostituita con un una fase più breve e un esteso intervallo temporale per cui non si ha spinta, di durata 7 mesi. Si hanno in seguito due fasi propulse

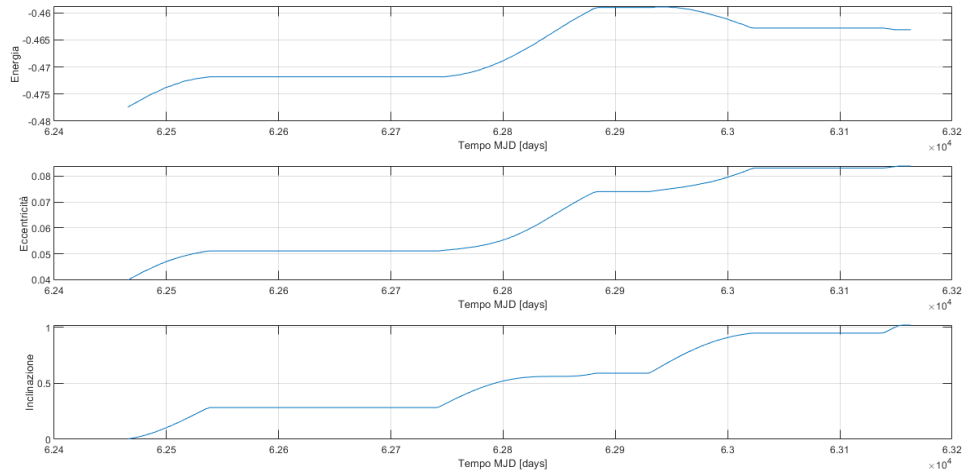


Figura 6.81: Variazione di alcuni parametri orbitali nel tempo per la traiettoria Terra-2020 OK5 di durata 12.

intermedie, per cui si ha il maggior ΔV fornito, e una finale di estensione piccola, associata alle ultime variazioni dei parametri per compiere il rendezvous.

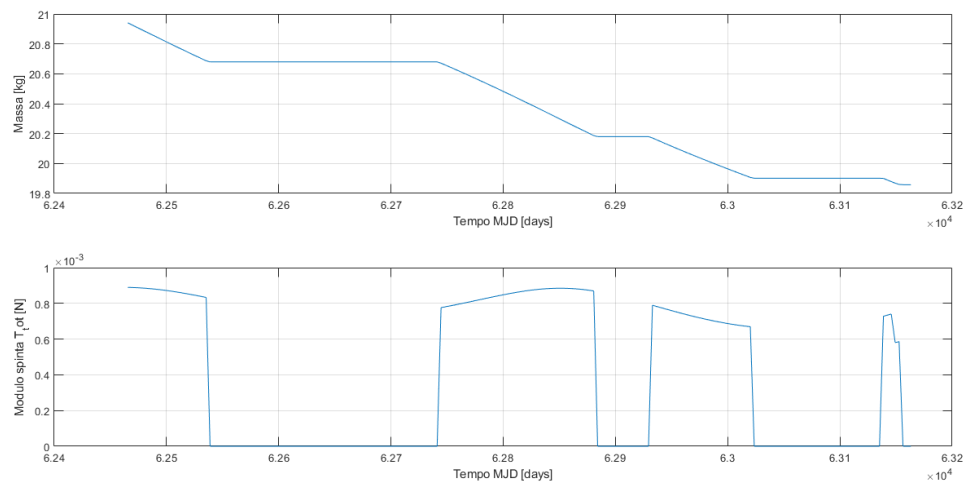


Figura 6.82: Massa del satellite e spinta fornita dal propulsore in funzione del tempo per la traiettoria Terra-2020 OK5 di durata 12.

Capitolo 7

Conclusioni

In quest'ultimo capitolo del presente lavoro di tesi si traggono le conclusioni sulle analisi svolte. Sono state studiate, più o meno nel dettaglio, un totale di 8 missioni. In queste missioni un satellite CubeSat compie, nel corso della sua traiettoria, due flyby con due asteroidi diversi per poi infine effettuare una manovra di rendezvous con un terzo. Le traiettorie in analisi eseguono flyby con un totale di 13 asteroidi numbered dalle proprietà più disparate, sia in termini di dimensioni che di orbita, ma quasi tutti classificati come PHA. In generale si può dire che gli asteroidi di dimensioni ridotte siano più interessanti da un punto di vista cosmogonico, poiché, mediante un'analisi della loro struttura, si può studiare la nascita e in particolare la crescita dei corpi celesti nelle fasi in cui la loro dimensione caratteristica era dell'ordine del metro. Lo studio degli asteroidi di dimensioni elevate è invece importante per motivi di sicurezza planetaria, in quanto il loro impatto con la Terra potrebbe costituire un pericolo reale per il pianeta ed è quindi bene conoscere bene composizione e orbita dei corpi con maggiore probabilità di collisione. Il rendezvous avviene invece con 5 asteroidi unnumbered che non rientrano nella categoria di PHA per via delle loro piccole dimensioni ma che sono comunque oggetto di studio per le ragioni di ricerca scientifica di cui si è parlato sopra. Le sequenze studiate hanno consumi e durate diverse. Per ciascun asteroidi di rendezvous propongo a seguire la missione che reputo più interessante. Per quanto riguarda 2000 SG344 e 2020 OK5 per cui, con i metodi utilizzati e i requisiti imposti, non si è riuscito a trovare soluzioni soddisfacenti, la traiettoria diretta è comunque un'opzione possibile se si vuole optare per una missione meno ambiziosa dal punto di vista della complessità. Missioni ad un solo flyby sono anche queste potenzialmente interessanti ma non sono stato oggetto di questo lavoro di tesi.

7.1 Soluzioni più interessanti

Traiettoria 21, Terra-2008 WM64 -2009 XO-2017 SV19 Questa missione è molto interessante dal punto di vista dei consumi, in quanto con il suo Δm complessivo di 1.1240 kg e il ΔV di 1.0974 km/s rientra tra le tre missioni meno dispendiose in termini di combustibile e di Delta-V budget. Gli asteroidi incontrati non sono particolarmente interessanti, con 2008 WM64 e 2009 XO relativamente piccoli e 2017 SV19 che non rientra nè tra gli asteroidi PHA nè nella ESA risk list. La più grande criticità di questa traiettoria è la sua durata di 27 mesi circa, sopra la media delle altre soluzioni studiate ma comunque inferiore rispetto alle sequenza 22, l'altra con rendezvuos con 2017 SV19.

Traiettoria 33, Terra-2002 SZ-2005 YU55-2008 UA202 Questa missione è caratterizzata da consumi analoghi alla soluzione 21, con $\Delta m=1.13$ kg e $\Delta V=1.0915$, e una durata inferiore, 25 mesi circa, comunque sopra i due anni che abbiamo visto essere un threshold importante per la componentistica di bordo. La soluzione è particolarmente interessante per quanto riguarda gli asteroidi che il satellite visita nella sua orbita. 2005 YU55 è un PHA dal diametro di 400m, dimensioni relativamente elevate se confrontate agli altri asteroidi di flyby, che ha la particolarità di essere l'asteroide di dimensioni maggiori ad aver mai transitato vicino alla Terra ad una distanza minore rispetto alla distanza lunare. Uno studio più approfondito del suo comportamento è quindi interessante per capire se possa costituire una minaccia per la sicurezza terrestre. 2008 UA202 con cui avviene il rendezvous è un asteroide molto piccolo, dal diametro di soli 4 metri circa. Viene riportato però nella ESA Risk List per la sua probabilità di impatto complessiva di 1/9009, che lo porta alla posizione 820 della classifica degli asteroidi con la più alta possibilità di entrare in contatto con il pianeta Terra.

Traiettoria 41, Terra-1988 TA-2014 YQ15-2018 TG6 Si tratta della missione a due flyby dai consumi più bassi, con $\Delta m=0.8589$ kg e $\Delta V= 0.8270$ km/s, inferiori persino a quelli associati a tutte le traiettorie dirette di durata minima. La sua durata è di soli 17.4 mesi, vantaggioso perché oltre ad essere ancora una volta la più breve tra tutte le soluzioni analizzate è anche inferiore ai 24 mesi, i due anni associati al ciclo di vita della camera montata sul satellite. Il problema di questa soluzione è che l'asteroide di rendezvous 2018 TG6 è di piccole dimensioni, 13 metri, non è un PHA e non rientra nell'ESA Risk List, quindi il suo interesse scientifico è puramente di natura cosmogonica. Questa missione è sicuramente quella da adottare se si vuole risparmiare in termine di combustibile da trasportare a bordo e si vuole una missione di durata breve che sicuramente soddisferà tutti gli obiettivi scientifici nel corso del suo ciclo di vita, incontrando asteroidi che seppure

non sono caratterizzati da proprietà particolari possono comunque costituire un interessante oggetto di studio.

Traiettoria 42, Terra-2004 VC17-Oljato-2018 TG6 Se si vuole invece visitare asteroidi dal forte interesse scientifico, questa soluzione è sicuramente da tenere in conto. I consumi e la durata sono nella media, con un $\Delta m=1.179$ kg e $\Delta V=1.1569$ km/s e un'estensione di 23 mesi. Il primo asteroide di flyby, 2004 VC17, è un PHA di categoria Apollo dalle dimensioni elevate, 0.688 km e un MOID piccolo, di 0.00167482 AU. Particolarmente interessante però è l'asteroide Oljato dall'orbita Apollo, che con un diametro di 1.8 km è tra i più grandi asteroidi del Sistema Solare. La sua orbita molto eccentrica (0.7113) e dal semiasse elevato se si considera che è un asteroide NEA (2.1776 AU) lo portano a regioni del Sistema Solare in risonanza con l'orbita gioviana. Inoltre la sua associazione con anomalie del campo magnetico conosciute come "Enhancements" del Campo Interplanetario (IFE) nel vento solare ha portato a speculazioni di natura e origine cometaria, mentre l'analisi spettroscopica ha mostrato che, invece, si trattava di un tipo E silicato tipico della fascia interna degli asteroidi o degli Hungaria. Le IFE potrebbero plausibilmente essere correlate a una cascata di detriti che coinvolge materiale secondario lungo l'orbita di Oljato[25]. Interessante potrebbe essere quindi studiare più da vicino la composizione dell'asteroide per cercare di avere una comprensione maggiore dell'origine di questo corpo celeste.

7.2 Considerazioni finali

L'obiettivo del lavoro di tesi, ovvero quello di trovare missioni alternative a quella proposta dal progetto ANIME, con data di lancio e asteroidi di rendezvous e flyby differenti, è stato soddisfatto. Le soluzioni trovate teoricamente attuabili sono molteplici ma solo una manciata rientrano nei requisiti imposti in fase di progetto e sono quelle commentate nel capitolo precedente. In quest'ultima parte della tesi viene fatto un breve elenco delle strategie che si potrebbero attuare per estendere il numero di soluzioni e ampliare le conoscenze relative a quelle che già sono state trovate. Si ricorda che quella effettuata è un'analisi di fattibilità iniziale e se si sceglie di adottare una delle traiettorie trovate è necessario studiare più nel dettaglio le caratteristiche dell'orbita.

- Il criterio di ricerca degli asteroidi intermedi per il flyby si basa sulla selezione di asteroidi che incontrano la traiettoria diretta del satellite in corrispondenza del loro passaggio ai nodi o all'afelio/perielio. Questo approccio è risultato essere opportuno ma potrebbe aver escluso asteroidi potenzialmente interessanti. Iterazioni future di questo lavoro possono mirare a cercare di intercettare i NEA in punti qualsiasi della loro orbita complicando di molto però il processo

di scrematura. Inoltre, l'approccio utilizzato per la generazione di traiettorie è stato quello di fissare data di partenza e asteroide di rendezvous e, variando la durata e gli asteroidi intermedi, sono state trovate tutte soluzioni che fanno riferimento alla stessa missione di base. Un altro approccio possibile è quello di fissare, invece che la data di partenza, la durata della missione e vedere per diverse finestre di lancio se è possibile eseguire un'orbita che compia il rendezvous ed eventualmente il flyby gli asteroidi voluti.

- Il modello a due corpi ristretto utilizzato per la ricerca delle soluzioni è risultato essere adatto per il tipo di missioni che sono state progettate, ma per alcune di queste potrebbe aver introdotto un certo livello di errore, nel caso in cui l'orbita del satellite intercettasse la sfera di influenza terrestre. Con analisi future si potrebbe tentare di individuare il segmento di traiettoria influenzato dalla forza gravitazionale terrestre, per pianificare intervalli di spinta che correggano l'errore introdotto da questo effetto gravitazionale estraneo al modello dei due corpi.
- Per generare le traiettorie di ottimo sono stati utilizzati metodi indiretti che, pur essendo estremamente precisi, hanno un dominio di convergenza ristretto. È possibile quindi che traiettorie potenzialmente buone siano state scartate poiché il codice non andava a convergenza. Utilizzando moltiplicatori di Lagrange leggermente differenti per una certa iterazione in alcuni casi potrebbe portare a ripescare sequenze inizialmente scartate. In generale però i metodi numerici hanno dimostrato essere opportuni per la ricerca delle soluzioni.
- Si deve dire poi che chiaramente alcuni dei requisiti di imposti in fase di progettazione della missione potrebbero essere rivisti con l'avanzare del progresso tecnologico. In particolare la durata della missione è fortemente limitata dal ciclo di vita teorica della NEMOCAM, il telescopio che il satellite porta a bordo per compiere le osservazioni dei satelliti e che può di fatto essere considerato il payload dello spacecraft. Utilizzando un componente analogo ma caratterizzato da una maggiore resistenza all'ambiente spaziale il numero di missioni eleggibili cresce.

Bibliografia

- [1] URL: <https://www.spacefoundation.org/2023/07/25/the-space-report-2023-q2/> (cit. a p. 1).
- [2] M. Bechini, A. Capannolo, L. Casalino, A. Colagrossi, D. Perna et al. *ANIME: Asteroid Nodal Intersection Multiple Encounters*. Rapp. tecn. ASI, 2020 (cit. alle pp. 2, 6).
- [3] URL: https://cneos.jpl.nasa.gov/about/neo_groups.html (cit. a p. 5).
- [4] URL: <https://ssd.jpl.nasa.gov/glossary/h.html> (cit. a p. 5).
- [5] URL: <https://near.jhuapl.edu/> (cit. a p. 6).
- [6] URL: <https://web.archive.org/web/20050905132305/http://neo.jpl.nasa.gov/missions/hayabusa.html> (cit. a p. 6).
- [7] URL: <https://nssdc.gsfc.nasa.gov/nmc/spacecraft/display.action?id=2014-076A> (cit. a p. 6).
- [8] URL: <https://www.nasa.gov/osiris-rex> (cit. a p. 6).
- [9] URL: <https://web.archive.org/web/20121219012007/http://www.skyandtelescope.com/news/home/Toutatis-Revealed-by-Chinese-Spacecraft-183673171.html> (cit. a p. 6).
- [10] URL: <https://nssdc.gsfc.nasa.gov/nmc/spacecraft/display.action?id=2021-110A> (cit. a p. 6).
- [11] Gareth S Collins, H Jay Melosh e Robert A Marcus. «Earth Impact Effects Program: A Web-based computer program for calculating the regional environmental consequences of a meteoroid impact on Earth». In: *Meteorit. Planet. Sci.* 40.6 (giu. 2005), pp. 817–840 (cit. a p. 6).
- [12] Jürgen Blum e Gerhard Wurm. «The growth mechanisms of macroscopic bodies in protoplanetary disks». In: *Annu. Rev. Astron. Astrophys.* 46.1 (set. 2008), pp. 21–56 (cit. a p. 7).
- [13] A Johansen, E Jacquet, J N Cuzzi, A Morbidelli e M Gounelle. «New Paradigms for Asteroid Formation». In: *Asteroids IV*. University of Arizona Press, 2015 (cit. a p. 7).

-
- [14] S J Peale. «Orbital resonances in the solar system». In: *Annu. Rev. Astron. Astrophys.* 14.1 (set. 1976), pp. 215–246 (cit. a p. 7).
- [15] Sylvio Ferraz-Mello. «Kirkwood Gaps and Resonant Groups». In: *Asteroids, Comets, Meteors 1993*. Springer Netherlands, 1994, pp. 175–188 (cit. a p. 8).
- [16] A Morbidelli. «Origin and Evolution of Near Earth asteroids». In: *Colloquium* 172 (1999), pp. 39–50 (cit. a p. 7).
- [17] William F Bottke Jr, David Vokrouhlický, David P Rubincam e David Nesvorný. «THE YARKOVSKY AND YORP EFFECTS: Implications for asteroid dynamics». In: *Annu. Rev. Earth Planet. Sci.* 34.1 (mag. 2006), pp. 157–191 (cit. a p. 8).
- [18] Fabio Ferrari. «Ottimizzazione di traiettorie per fly-by multipli di asteroidi Near-Earth con veicoli spaziali a bassa spinta». Politecnico di Torino, 2020 (cit. alle pp. 18, 24).
- [19] Abolfazl Shirazi, Josu Ceberio e Jose A Lozano. «Spacecraft trajectory optimization: A review of models, objectives, approaches and solutions». In: *Prog. Aerosp. Sci.* 102 (ott. 2018), pp. 76–98 (cit. alle pp. 18, 19, 21, 23, 24).
- [20] Lorenzo Montagna. «Ottimizzazione di traiettorie per missioni a flyby multipli con Asteroidi Near-Earth». Politecnico di Torino, 2020 (cit. alle pp. 22, 24, 29, 36).
- [21] Lawrence F Shampine e Marilyn K Gordon. *Computer solution of ordinary differential equations*. W.H. Freeman, giu. 1975 (cit. a p. 24).
- [22] URL: https://ssd.jpl.nasa.gov/sb/elem_tables.html (cit. alle pp. 25, 26).
- [23] URL: <https://neo.ssa.esa.int/risk-list> (cit. a p. 26).
- [24] URL: <https://www.spacereference.org/asteroid/2201-oljato-1947-xc> (cit. a p. 80).
- [25] M Connors, C T Russell e H R Lai. «The unusual asteroid 2201 Oljato: Origins and possible debris trail». In: *Planet. Space Sci.* 123 (apr. 2016), pp. 16–24 (cit. alle pp. 81, 95).

Ringraziamenti

A conclusione di questo elaborato, l'ultimo sforzo della mia carriera universitaria, vorrei ringraziare, brevemente e senza inutile retorica, le persone che, anche in momenti diversi, mi hanno accompagnato nel corso di questi ultimi anni. Per primo vorrei ringraziare il mio relatore, il Professore Lorenzo Casalino, per la sua disponibilità e per i suoi spunti sempre interessanti. Ringrazio i miei genitori senza i quali non sarei la persona che sono e con cui un giorno spero di potermi sdebitare. Ringrazio mia sorella Chiara, la persona migliore che conosco. Ringrazio i miei attuali e passati coinquilini, Edoardo, Alessandro, Marco e Rocco, che mi hanno restituito il senso di casa. Ringrazio i miei compagni di corso, su tutti Lorenzo, Gian Paolo e Gianmario, con cui ho condiviso tra i momenti più preziosi del mio percorso. Ringrazio per esserci sempre i miei amici di Cosenza: Guido, Vincenzo, Dodo, Alfredo, Daniele e molti altri che mi perdoneranno per non averli citati. Per concludere vorrei ringraziare le mie nonne, nonna Anna, donna che non conosce limite all'amore che riesce a dare, e nonna Chicca, con cui non potrò festeggiare questo momento.

“In this terrifying world, all we have are the connections that we make.”