

Politecnico di Torino

Collegio di Ingegneria Meccanica, Aerospaziale e dell'Autoveicolo

Corso di Laurea Magistrale in Ingegneria Aerospaziale

A.a. 2023/2024

Sessione di Laurea Luglio 2024

Tesi di Laurea Magistrale



**Politecnico
di Torino**

Analisi Multi-Corpo e Progettazione di un meccanismo di cattura per detriti spaziali e IOS basato su principi origami

Relatore/i:

Prof. Alfonso PAGANI

Ing. Daniele CATELANI

Candidato:

Gregorio MASTRIA

Ringraziamenti

Un sincero ringraziamento va alla mia famiglia, in particolare ai miei genitori che nonostante le numerose difficoltà mi hanno sempre dato la possibilità di inseguire i miei sogni e raggiungere i miei obiettivi supportandomi costantemente sotto ogni aspetto. Ringrazio mio fratello per essermi sempre stato vicino anche nei momenti più difficili. Soprattutto vorrei dire grazie ai miei nonni e in particolare a quelli paterni che mi guardano da lassù, avrei tanto voluto condividere con loro questo traguardo. Un grazie sincero va ai miei cugini ed ai miei amici che nonostante sia stato poco presente a causa degli impegni hanno sempre continuato a comprendermi e supportarmi restandomi sempre vicino. Infine, vorrei ringraziare i miei insegnanti e in particolare i miei relatori per la pazienza che hanno avuto e per l'aiuto datomi durante questo percorso.

Sommario

Abstract.....	I
Acronimi.....	II
Elenco delle figure.....	IV
Elenco delle tabelle.....	VI
1. INTRODUZIONE.....	1
1.1 I DETRITI SPAZIALI	3
1.1.1 Cause della formazione di detriti.....	4
1.1.2 Problemi causati dai detriti spaziali.....	6
1.1.3 La sindrome di Kessler.....	6
1.1.4 Mitigazione dei detriti spaziali.....	7
1.2 IL PRINCIPIO DELL'ORIGAMI.....	7
1.2.1 Principi chiave dell'origami in ingegneria.....	7
1.2.2 Vantaggi dell'origami in ingegneria.....	9
1.2.3 Esempi di applicazioni dell'origami in ingegneria.....	10
2. PROFILO DI MISSIONE	14
2.1 OBIETTIVI:.....	14
2.2 LE FASI DELLA MISSIONE.....	15
2.2.1 Fase 1: Individuazione del Detrito.....	15
2.2.2 Fase 2: Immissione in orbita.....	16
2.2.3 Fase 3: L'inseguimento e la cattura.....	18
2.2.4 Fase 4: Rallentamento e spostamento su orbita piÙ bassa.....	18
2.2.5 Fase 5: Rilascio del Target e ritorno nell'orbita di parcheggio.....	19
2.3 LE MANOVRE.....	19
2.3.1 Manovre a impulso singolo.....	20
2.3.2 Manovre separate o combinate.....	23
2.3.3 Valori tipici di ΔV per diversi tipi di missione.....	26
2.4 CONSIDERAZIONI SU EPS (ELECTRICAL POWER SYSTEM).....	27
2.4.1 Energia Solare.....	29
3. LA SIMULAZIONE DEL MODELLO & L'ANALISI MULTI-BODY	32
3.1 CONFIGURAZIONE CHIUSA/DISPIEGATA.....	34
3.1.1 Geometria.....	34
3.1.2 Cinematismo.....	36
3.1.3 Definizione delle coppie e delle forze agenti sulle cerniere.....	38
3.1.4 Materiali & Confronto.....	40
3.2 LA SIMULAZIONE	42
3.2.1 Caratteristiche del Target.....	42
3.2.2 Caratteristiche del Chaser.....	44
3.2.3 Simulazione del contatto.....	46
3.2.4 Simulazione dell' attrito.....	47
4. ESECUZIONE & RISULTATI DELL'ANALISI.....	50

4.1.1	<i>Simulazione della fase di inseguimento</i>	50
4.1.2	<i>Simulazione della fase di cattura</i>	59
4.1.3	<i>Simulazione della fase di rallentamento</i>	62
4.1.4	<i>Coppie Agenti sulle cerniere</i>	64
5.	SISTEMI DI RILEVAZIONE & MECCANISMI DI ATTUAZIONE	66
5.1	ATTUAZIONE E CERNIERE	66
5.2	SENSORI PER IL TRACCIAMENTO DEL TARGET:.....	67
5.2.1	<i>Precisione e portata dei sensori per la rilevazione di detriti spaziali</i>	67
5.2.2	<i>Confronto tra sensori:</i>	69
6.	CONSIDERAZIONI FINALI	71
7.	RIFERIMENTI	72

Abstract

I detriti spaziali sono un problema sempre più frequente soprattutto per quanto riguarda i presenti e future missioni spaziali. Per questo sono necessarie differenti procedure di prevenzione e mitigazione partendo dall'ottenere una maggiore sensibilità al problema affinché la comunità scientifica ponga maggiore attenzione sul fenomeno e studiare nuove procedure per ridurlo al minimo, partendo da nuove procedure e normative per la mitigazione come ad esempio stabilire un tempo massimo di permanenza in orbita a fine missione, lo studio e l'implementazione di sistemi di comunicazione e di rilevamento dei detriti in modo tale da evitare in modo più efficace eventuali collisioni e pertanto la formazione di nuovi detriti oltre al fallimento della missione. Ad oggi, fortunatamente sono già in corso questi studi ma una delle novità fondamentali sta nel fatto che lo sguardo viene rivolto sempre più sullo studio e la progettazione di missioni che implicino la rimozione attiva dei detriti. L'obiettivo, pertanto, non sarà solo quello di esporre una panoramica dettagliata del problema ma anche quello di offrire una soluzione tramite lo studio e la progettazione di un meccanismo di cattura basato sul principio dell'Origami, ovvero l'antica tecnica giapponese dell'arte della piegatura della carta, adottata però nell'ingegneria aerospaziale. Questa permette di ottenere strutture versatili, robuste e soprattutto estremamente leggere aprendo nuove frontiere nella progettazione meccanica e strutturale. Lo studio verterà in primo luogo sull'analisi multi-body del sistema di cattura con lo scopo di valutare in una prima analisi le possibili forze e coppie in gioco al fine di porre le basi per il dimensionamento del meccanismo per quanto riguarda il sistema di attuazione, del controllo della traiettoria per l'inseguimento e la cattura del Target, i materiali e infine la geometria fino a giungere alla definizione preliminare di un possibile profilo di missione.

Acronimi

AC: Corrente Alternata

AF-MPD: Propulsore Magneto Plasma Dinamico Applied-Field

CM: Centro di Massa

CMC: Ceramic-Matrix-Composite

CMOS: Complementary Metal-Oxide Semiconductor

CCD: Charge-Coupled Device

DC: Corrente Continua

EPS: Electrical Power System

ESA: European Space Agency

FEED: Field Emission Electric Propulsion

GEO: Geostationary Earth Orbit

GPS: Geographical Positioning System

GS: Ground Station

IR: Infrared Ray

LEO: Low Earth Orbit

MEO: Medium Earth Orbit

MPD: Propulsore Magneto Plasma Dinamico

NASA: National Aeronautics and Space Administration

PPU: Power Processor Unit

PPT: Pulsed Plasma Thrusters

S/C: Spacecraft

SAR: Synthetic Aperture Radar

SD: Solar Dynamic

SF-MPD: Propulsore Magneto Plasma Dinamico Self-Field

SR: Sistema di Riferimento

SF-MPD: Self-Applied Magneto Plasma Dynamic Thrusters

TO: Transfer Orbit

UHF: Ultra High Frequencies

WO: Waiting Orbit

Elenco delle figure

Figura 1.1 Numero di oggetti lanciati in orbita negli anni ^[1]	3
Figura 1.2 Satellite Sputnik I immagine redatta da NSSDC, NASA	4
Figura 1.3 Classificazione dei corpi orbitanti ^[12]	5
Figura 1.4 Esempio di approccio origami “zero-thickness” ^[7]	8
Figura 1.5 Esempio di struttura origami dispiegabile basata sulla configurazione Yoshimura ^[19]	9
Figura 1.6 Modello geometrico NASA X-BEAM ^[7]	10
Figura 1.7 Esempio di Antenna dispiegabile ^[7]	11
Figura 1.8 Esempio di un braccio robotico “inflatable” ^[5]	12
Figura 1.9 Impianto medicale Stent ^[18]	12
Figura 1.10 Prototipo sperimentale di collettore di detriti spaziali allo stato dispiegato e chiuso ^[19]	13
Figura 2.1 Schema di manovra di fasamento dell’orbita ^[24]	16
Figura 2.2 Schema sistema di Riferimento Geocentrico Equatoriale ^[24]	20
Figura 2.3 Schema di Manovra di aggiustamento dell’Apogeo ^[24]	21
Figura 2.4 Schema di manovra di Rotazione degli Apsidi ^[24]	22
Figura 2.5 Cambio di Piano Semplice ^[24]	23
Figura 2.6 Confronto tra manovre ^[24]	24
Figura 2.7 Schema della Trasferta di Homann ^[24]	25
Figura 2.9 Schema Sistema Solare Dinamico ^[23]	28
Figura 2.10 GPHS-RTG ^[23]	28
Figura 2.11 Principio di Funzionamento delle Celle Fotovoltaiche ^[23]	30
Figura 3.1 Strumenti per definire il modello su Adams ^[21]	32
Figura 3.2 Esempio di Script di simulazione ^[21]	33
Figura 3.3 Geometria del Sistema di Cattura in configurazione dispiegata	34
Figura 3.4 Geometria del Sistema di Cattura in configurazione Chiusa	35
Figura 3.5 Strategia per il passaggio dalla configurazione chiusa a quella dispiegata ^[16]	35
Figura 3.6 Passaggio dalla configurazione Dispiegata a quella di Cattura ^[16]	36
Figura 3.7 Maggiori dettagli della struttura del Sistema di Cattura ^[16]	37
Figura 3.8 Esempio di Configurazione delle caratteristiche di attrito delle cerniere	38
Figura 3.9 Modello del Target	42
Figura 3.10 Volume fittizio occupato dal Target durante il moto attorno al suo CM ^[16]	43
Figura 3.11 Modello del chaser in configurazione chiusa	44
Figura 3.12 Modello del chaser in configurazione aperta	44
Figura 3.13 Modello del chaser in configurazione di cattura	45
Figura 3.14 Evoluzione del Coefficiente di Smorzamento all’aumentare della profondità di penetrazione tra i due corpi ^[21]	46
Figura 3.15 Rappresentazione del modello LuGre per la definizione delle forze di attrito tra i corpi ^[21]	47

Figura 3.16 Andamento del coefficiente d'attrito in funzione della velocità di slittamento tra i due corpi ^[21]	49
Figura 4.1 Esempio illustrativo della funzione STEP ^[21]	52
Figura 4.2 Esempio illustrativo della funzione IF ^[21]	53
Figura 4.3 Allineamento lungo y	53
Figura 4.4 Allineamento lungo x	54
Figura 4.5 Avvio della Cattura del Target	54
Figura 4.6 Coppie per il controllo dell'assetto del Chaser	55
Figura 4.7 Forze necessarie alla spinta per l'inseguimento	56
Figura 4.8 Velocità lungo x del Chaser e del Target	57
Figura 4.9 Velocità lungo y del Chaser e del Target	57
Figura 4.10 Velocità lungo z del Chaser e del Target	57
Figura 4.11 Posizioni lungo x	58
Figura 4.12 Posizioni lungo y	58
Figura 4.13 Posizioni lungo z	58
Figura 4.14 Modello geometrico ideale dell'attuazione	59
Figura 4.15 Andamento delle Velocità Relative durante la fase di inseguimento (in alto) e di cattura (in basso)	60
Figura 4.16 Andamento delle Posizioni Relative durante la fase di inseguimento (in alto) e di cattura (in basso)	61
Figura 4.17 Andamento dell'accelerazione subita dal Target durante la cattura	62
Figura 4.18 Velocità lungo x del Chaser e del Target dopo la cattura	62
Figura 4.19 Velocità lungo y del Chaser e del Target dopo la cattura	63
Figura 4.20 Velocità lungo z del Chaser e del Target dopo la cattura	63
Figura 4.21 Coppie delle cerniere durante la fase di Dispiegamento	64
Figura 4.22 Coppie delle cerniere durante la fase di Cattura	64
Figura 4.23 Coppie delle cerniere durante la fase di Rallentamento	64
Figura 5.1 Esempio di schema di una camera CCD ^[8]	67

Elenco delle tabelle

Tabella 2.1 Confronto ΔV in base alle diverse missioni ^[25]	26
Tabella 2.3 Prestazioni e Caratteristiche dei vari sistemi di generazione a confronto ^[23]	31
Tabella 3.1 Confronto dei materiali per le piastre del chaser	41
Tabella 4.1 Spinte e Coppie massime per le fasi di chasing	65
Tabella 4.2 Coppie alle Cerniere	65
Tabella 5.1 Confronto delle caratteristiche dei sensori ^[8]	69

1. Introduzione

L'ambiente spaziale offre un'opportunità unica per l'esplorazione scientifica, l'osservazione della Terra e lo sviluppo di nuove tecnologie. I vantaggi dell'accesso allo spazio sono molteplici: dalla comunicazione satellitare alla navigazione GPS, dalla meteorologia al monitoraggio ambientale. Lo spazio offre anche un terreno fertile per la ricerca e lo sviluppo di nuove tecnologie in campi come la robotica, l'intelligenza artificiale e i materiali avanzati.

Tuttavia, la crescente attività umana nello spazio ha portato ad un problema sempre maggiore: i detriti spaziali. Si tratta di oggetti artificiali non più funzionanti che orbitano attorno alla Terra, come satelliti dismessi, frammenti di razzi e detriti generati da collisioni. Questi detriti rappresentano un pericolo per le missioni spaziali e per gli astronauti, in quanto possono viaggiare a velocità relative molto elevate dell'ordine di decine di km al secondo e causare danni ingenti. La sindrome di Kessler, un effetto domino teorizzato da Donald J. Kessler, un consulente della NASA nel 1978, descrisse il potenziale scenario in cui la collisione tra detriti spaziali ne genererà altri, innescando una reazione a catena incontrollata che potrebbe rendere l'orbita terrestre inaccessibile.

Per contrastare questo problema, diverse Agenzie Spaziali come l'ESA e la NASA stanno sviluppando diverse strategie di mitigazione. Tra queste, l'adozione di standard più rigorosi per la progettazione e la dismissione dei satelliti, la promozione di tecnologie per la rimozione dei detriti spaziali e lo sviluppo di sistemi di propulsione più efficienti per ridurre la quantità di detriti generati.

Un'idea innovativa per la cattura dei detriti spaziali è l'utilizzo di strutture basate sul principio dell'origami. L'origami, l'arte di piegare la carta, offre la possibilità di creare strutture leggere, resistenti e compatte in grado di assumere diverse configurazioni. Le sue applicazioni in campo aerospaziale sono in aumento, con esempi di applicazione come i pannelli solari pieghevoli e le antenne dispiegabili per le telecomunicazioni.

In questa tesi esplorativa, si studierà l'utilizzo dell'origami per la progettazione di sistemi di cattura dei detriti spaziali. Si analizzeranno i principi dell'origami e le sue applicazioni odierne in campo aerospaziale. Si valuteranno le potenzialità dell'origami per la cattura di detriti spaziali di diverse dimensioni e forme. Infine, si svilupperà un modello di un sistema di cattura basato

sull'origami e si analizzeranno le sue prestazioni mediante simulazioni numeriche tramite un'analisi multi-body che metterà in evidenza le sue caratteristiche.

1.1 I Detriti Spaziali

Negli ultimi anni, stando al Space Environment Report ESA 2023 [1] c'è stato un aumento considerevole del numero di detriti spaziali in orbita attorno alla Terra. Questo è dovuto al fatto che:

- **Vengono lanciati sempre più satelliti:** Ogni anno, vengono lanciati in orbita centinaia di nuovi satelliti. Questi satelliti utilizzati per diverse applicazioni, come le telecomunicazioni, la navigazione, l'osservazione della Terra e la meteorologia.
- **Aumentano le missioni spaziali:** Il numero di missioni spaziali umane e robotiche è in aumento. Questo porta ad un aumento del numero di oggetti artificiali lasciati in orbita.

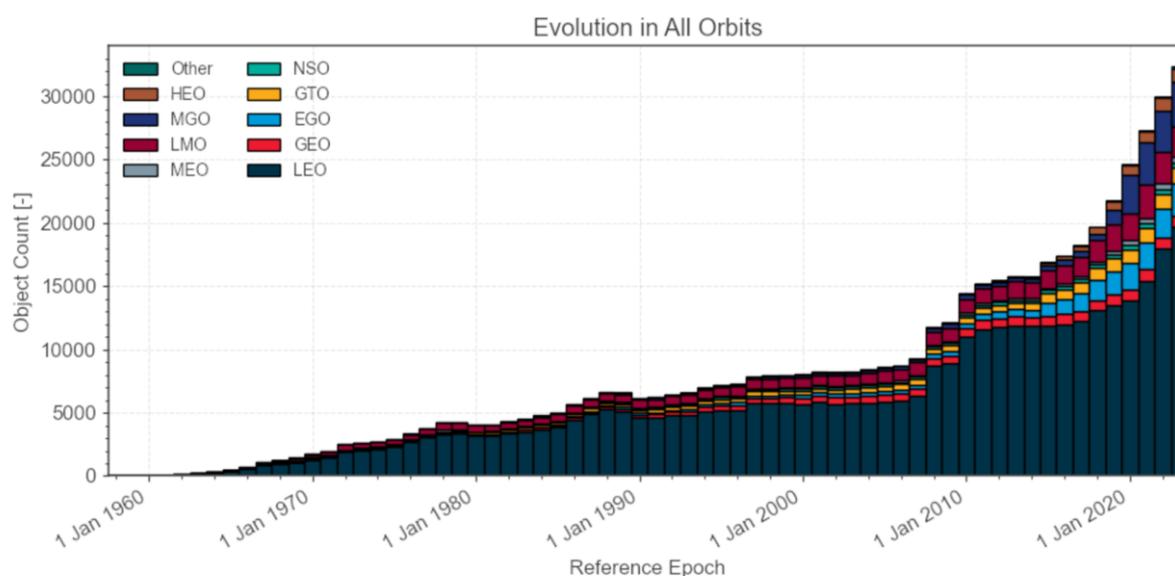


Figura 1.1 Numero di oggetti lanciati in orbita negli anni^[1]

Dall'era dei satelliti artificiali che iniziò il 4 ottobre 1957 con il lancio dello **Sputnik I**, prima sonda delle dimensioni di un pallone da calcio, messa in orbita dall'Unione Sovietica. Dopo il suo rientro (1° gennaio 1958) iniziò la cosiddetta “corsa allo spazio”. Ad oggi intorno al 2020 secondo uno degli ultimi report dell'ESA si contano più di 30000 oggetti che orbitano attorno alla terra e la maggior parte si trova in orbite basse

costringendo i satelliti durante le loro missioni a dover effettuare un numero sempre più elevato di manovre per evitare le collisioni. [2]

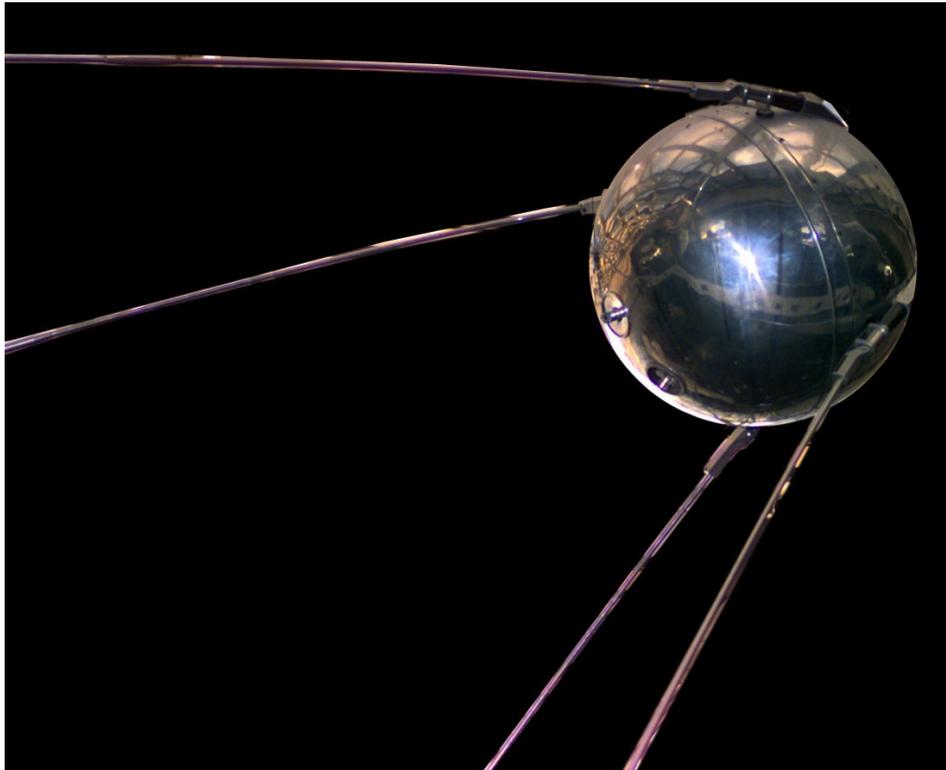


Figura 1.2 Satellite Sputnik I immagine redatta da [NSSDC](#), [NASA](#)

1.1.1 Cause della formazione di detriti

Le principali cause della formazione di detriti spaziali sono:

- **Esplosioni di satelliti:** Queste esplosioni possono essere causate da guasti tecnici, collisioni con altri detriti o persino da atti deliberati di distruzione. Quando un satellite esplose, crea una nuvola di frammenti che possono rimanere in orbita per secoli.
- **Collisioni accidentali:** Con l'aumentare del numero di oggetti in orbita, la probabilità di collisioni tra di essi aumenta. Queste collisioni possono generare una grande quantità di detriti di diverse dimensioni.

- **Rilascio intenzionale di detriti:** In alcuni casi, i paesi hanno rilasciato intenzionalmente detriti spaziali come parte dei loro programmi militari. Ad esempio, l'Unione Sovietica ha lanciato in orbita migliaia di piccoli dipoli metallici per interferire con i radar nemici.
- **Stadi dei razzi e satelliti obsoleti:** Quando i razzi completano il loro lancio, i loro stadi superiori vengono spesso lasciati in orbita. Allo stesso modo, quando i satelliti giungono alla fine della loro vita operativa, vengono spesso lasciati nello spazio. Questi oggetti possono frammentarsi nel tempo, creando nuovi detriti.

La seconda il grafico sottostante [12] la maggior parte di essi deriva dalla prima e dall'ultima causa, per questo è importante adoperare tecniche per il rilascio del propellente e del fuel per evitare esplosioni e soprattutto dispositivi per il deorbiting controllato del satellite.

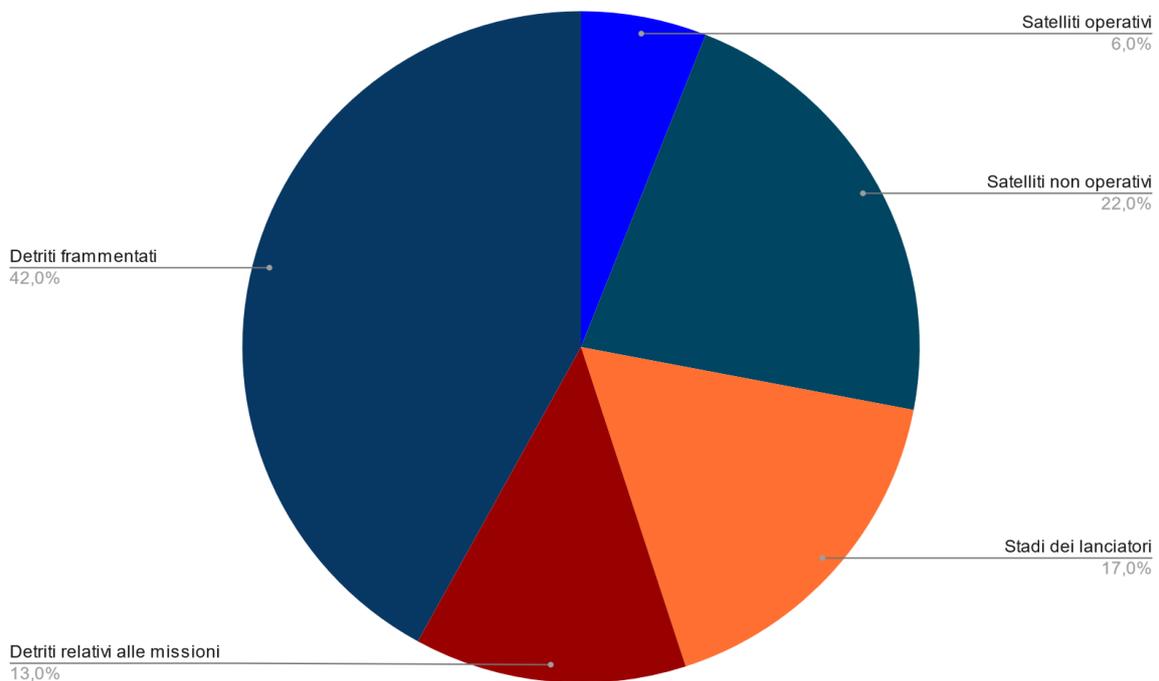


Figura 1.3 Classificazione dei corpi orbitanti^[12]

1.1.2 Problemi causati dai detriti spaziali:

I detriti spaziali possono causare diversi problemi, tra cui:

- **Collisioni con satelliti e veicoli spaziali:** I detriti spaziali possono viaggiare a velocità altissime (fino a 27.000 km/h). Una collisione con un detrito spaziale può danneggiare o distruggere un satellite o un veicolo spaziale. [1]
- **Pericolo per gli astronauti:** I detriti spaziali possono anche essere pericolosi per gli astronauti che si trovano in orbita. Una collisione con un detrito spaziale può causare gravi danni o la morte.
- **Interferenza con le comunicazioni e la navigazione:** I detriti spaziali possono interferire con le comunicazioni satellitari e i sistemi di navigazione GPS.

1.1.3 La sindrome di Kessler

La sindrome di Kessler, teorizzata dal consulente della NASA, Donald J. Kessler [13] nel 1978, descrive un potenziale scenario catastrofico per l'ambiente spaziale terrestre. In questa eventualità, la densità di detriti spaziali in orbita terrestre bassa (LEO) raggiungerebbe un livello critico, innescando una cascata incontrollata di collisioni.

Le collisioni genererebbero un numero esponenziale di frammenti più piccoli, creando un denso campo di detriti che renderebbe estremamente pericolose, se non impossibili, le future missioni spaziali e le operazioni satellitari. Inoltre, i detriti più grandi che rientrano nell'atmosfera terrestre potrebbero rappresentare una seria minaccia per la sicurezza delle persone e delle infrastrutture al suolo.

Meccanismi alla base della sindrome di Kessler:

1. **Collisioni tra detriti:** La probabilità di collisioni tra detriti spaziali aumenta con l'aumentare della loro densità in orbita.
2. **Frammentazione:** Le collisioni generano nuovi detriti di diverse dimensioni, incrementando ulteriormente la densità del campo detritico.
3. **Effetto a catena:** Le collisioni tra detriti più grandi innescano una cascata di eventi, generando un numero esponenziale di frammenti più piccoli.
4. **Sovraccarico critico:** Una volta raggiunta una certa densità critica, il sistema diviene instabile, con collisioni che si verificano a cascata in modo incontrollabile.

La probabilità di un'imminente sindrome di Kessler nel breve termine è stimata bassa. Tuttavia, la continua crescita della popolazione di detriti spaziali rende la sua eventualità una minaccia reale a lungo termine.

Tuttavia, studi e modelli indicano che, se non si adottassero misure per mitigare il problema dei detriti spaziali, la sindrome di Kessler potrebbe verificarsi entro il prossimo secolo o due.

1.1.4 Mitigazione dei detriti spaziali:

Esistono diverse strategie per mitigare il problema dei detriti spaziali, tra cui:

- **Sviluppare standard più rigorosi per la progettazione e la dismissione dei satelliti:** Questi standard dovrebbero ridurre la quantità di detriti spaziali generati da nuove missioni spaziali.
- **Promuovere la consapevolezza del problema:** È importante educare il pubblico e i decisori politici sui rischi dei detriti spaziali.
- **Monitoraggio e analisi:** Monitorare la popolazione di detriti spaziali e sviluppare modelli per prevedere ed evitare potenziali collisioni.
- **Rimuovere i detriti spaziali dall'orbita:** Sono in fase di sviluppo diverse tecnologie per la rimozione dei detriti spaziali dall'orbita.

1.2 Il principio dell'Origami

L'origami, l'arte giapponese di piegare la carta, si sta rivelando una tecnica preziosa in ambito ingegneristico. La sua semplicità, la sua versatilità e la sua capacità di creare strutture resistenti e leggere lo rendono un'opzione interessante per diverse applicazioni.

1.2.1 Principi chiave dell'origami in ingegneria:

- **Piegatura:** La piegatura della carta permette di creare forme complesse e resistenti con un minimo di materiale.

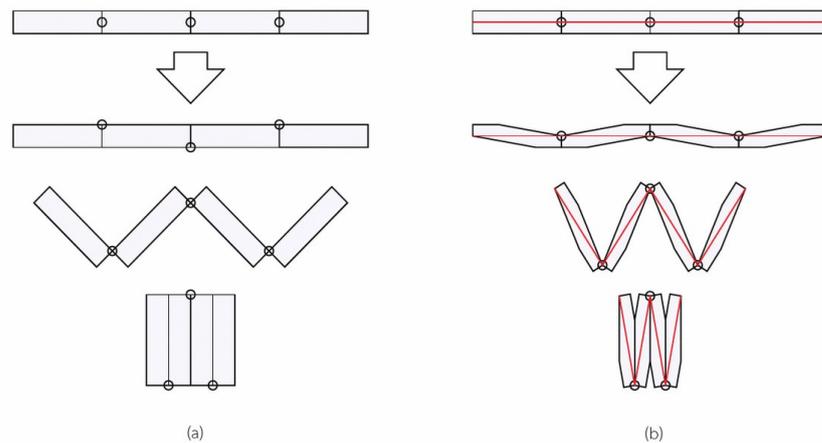
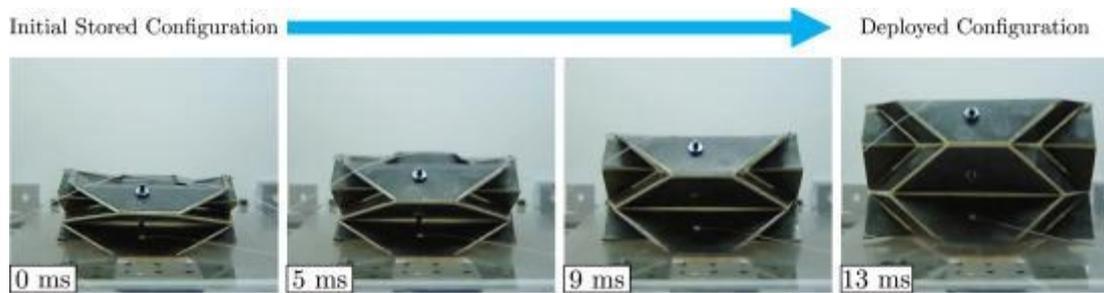
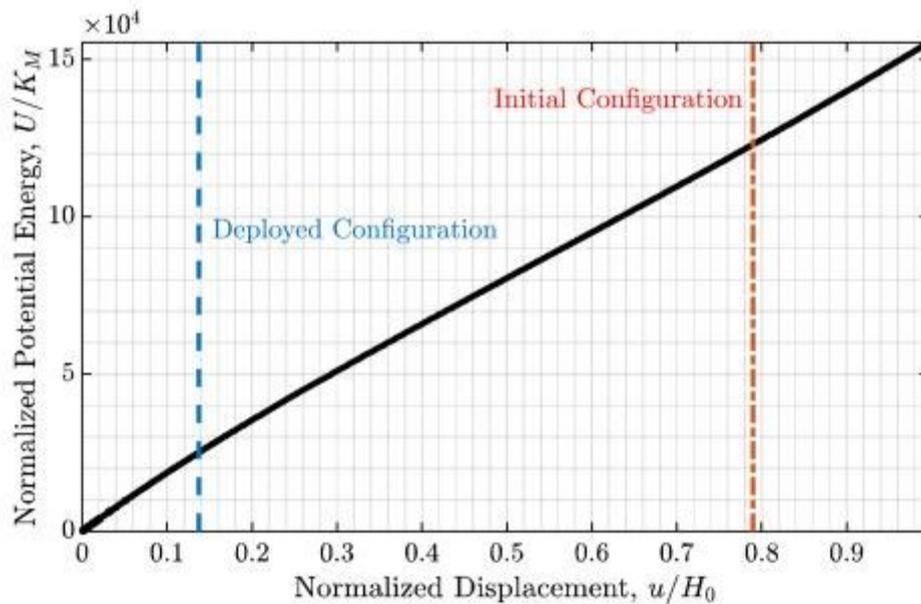


Figura 1.4 Esempio di approccio origami “zero-thickness” [7]

- **Modulazione:** Combinando diverse pieghe, è possibile creare strutture con proprietà specifiche, come la flessibilità, la rigidità o la capacità di assorbire energia. Ne è un esempio la struttura sotto riportata che sfrutta la configurazione chiamata “Yoshimura Folding” [16]



(a)



(b)

Figura 1.5 Esempio di struttura origami dispiegabile basata sulla configurazione Yoshimura ^[19]

- **Scalabilità:** I principi dell'origami possono essere applicati a diversi materiali, dalle sottili pellicole alle strutture in metallo.

1.2.2 Vantaggi dell'origami in ingegneria:

- **Leggerezza:** Le strutture origami sono spesso molto leggere e resistenti ed hanno ottime caratteristiche dal punto di vista della rigidità.
- **Resistenza:** Le pieghe e le forme create nell'origami possono conferire alle strutture una notevole resistenza e rigidità mantenendo un peso contenuto grazie alla possibilità di impiegare materiali leggeri e di facile lavorazione.
- **Compattezza:** Le strutture origami possono essere facilmente piegate e compattate facilitando il trasporto o lo stoccaggio.

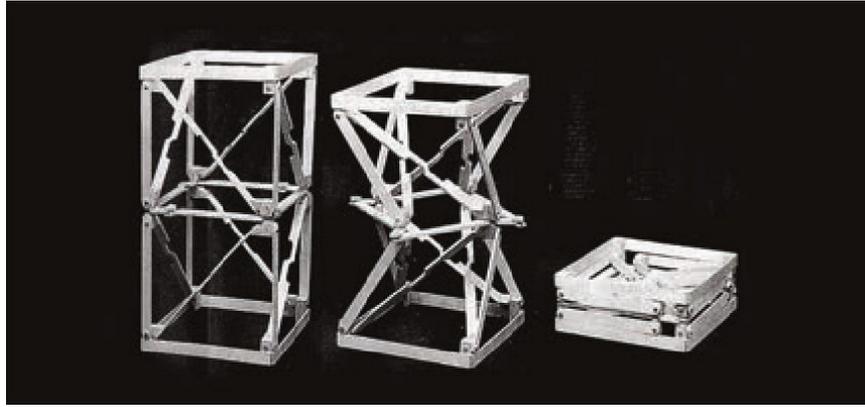


Figura 1.6 Modello geometrico NASA X-BEAM ^[7]

- **Versatilità:** L'origami può essere applicato a una vasta gamma di applicazioni, dall'ingegneria aerospaziale alla robotica.

1.2.3 Esempi di applicazioni dell'origami in ingegneria:

- **Pannelli solari:** Pannelli solari pieghevoli possono essere utilizzati per aumentare la superficie esposta al sole e migliorare l'efficienza energetica oltre al facilitare il trasporto.
- **Antenne:** Le antenne dispiegabili possono essere utilizzate per creare dispositivi per l'invio e la ricezione compatti e portatili per le comunicazioni satellitari.

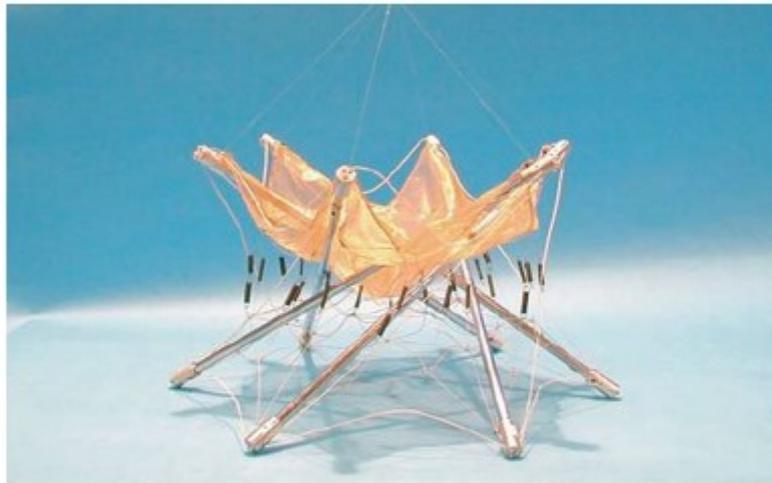


Figura 1.7 Esempio di Antenna dispiegabile ^[7]

- **Robotica:** L'utilizzo di robot ripiegabili possono essere impiegati nell'esplorazione ambienti ristretti o per eseguire compiti complessi.^[5]

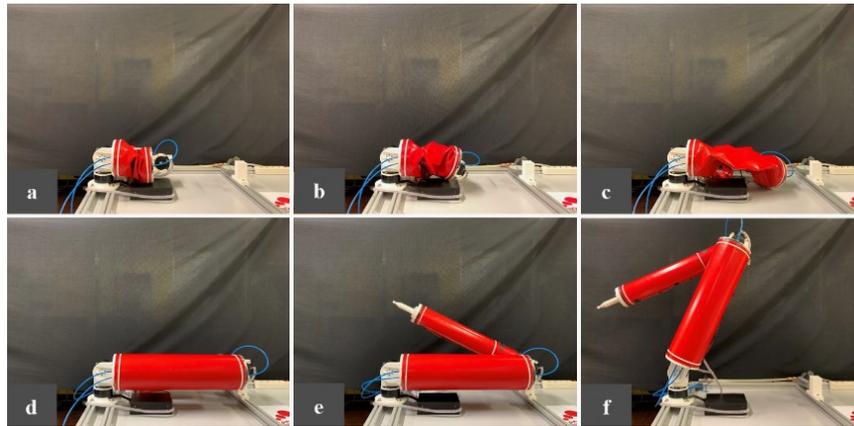


Figura 1.8 Esempio di un braccio robotico “inflatable” [5]

- **Impianti medicali:** Strutture origami possono essere utilizzate per creare stent autoespandibili o altri dispositivi medicali impiantabili.

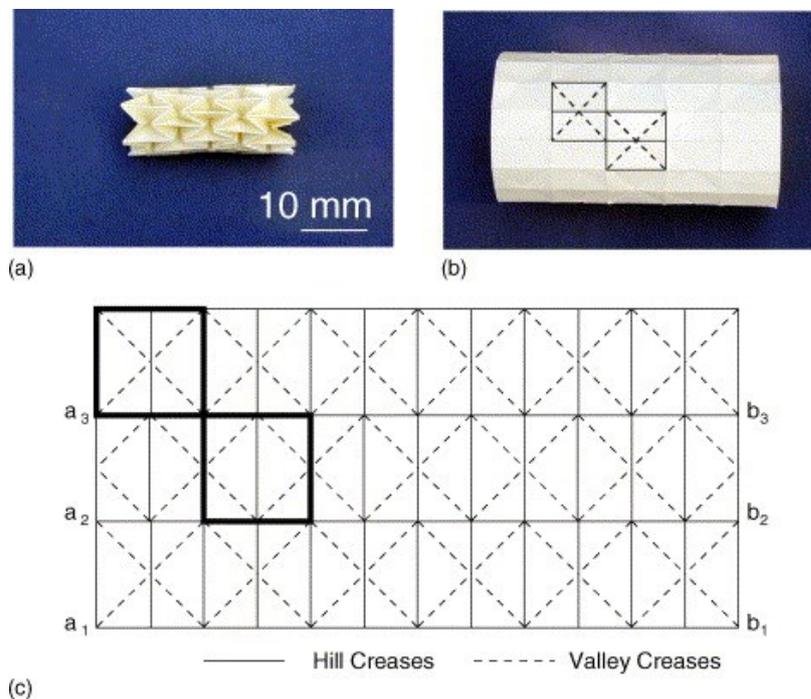


Figura 1.9 Impianto medicale Stent [18]

- **Cattura e Deorbiting dei detriti:** Nuovi studi sulle strutture e sui materiali hanno permesso l'applicazione dell'origami per la realizzazione di sistemi per la rimozione attiva di detriti spaziali utilizzando satelliti dedicati o dispositivi per la cattura sfruttando la possibilità di ottenere diverse configurazioni nelle diverse fasi della missione.

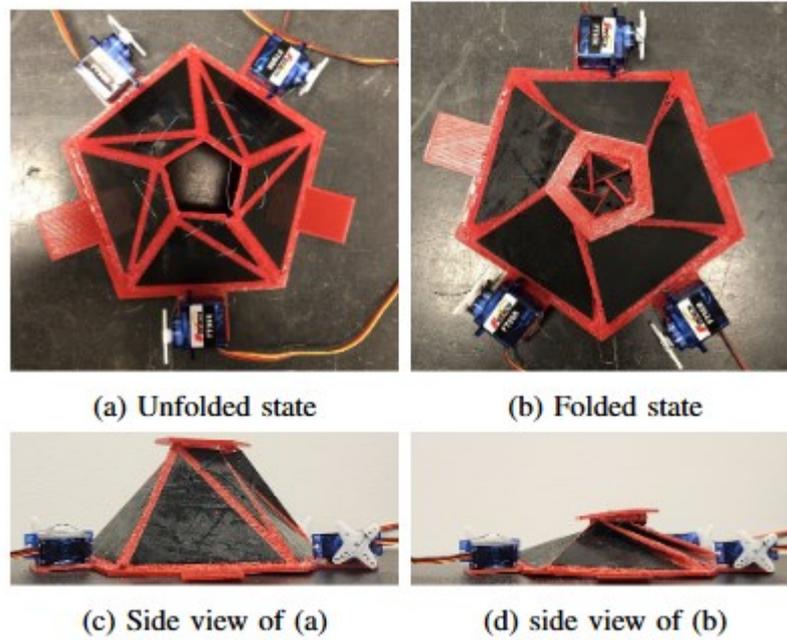


Figura 1.10 Prototipo sperimentale di collettore di detriti spaziali allo stato dispiegato e richiuso ^[19]

Nei prossimi capitoli si parlerà di come è stato preso in esame questo approccio per la cattura dei detriti spaziali tramite l'utilizzo di un sistema di cattura origami.

2. Profilo di Missione

Questo capitolo ha lo scopo di ipotizzare in modo preliminare quali potrebbero essere le caratteristiche delle varie fasi di una missione di cattura, descrivendone i requisiti in termini di sensori, sistemi di comunicazione, alimentazione e propulsione e le diverse fasi dall'intercettazione, all'inseguimento, alla cattura fino a giungere alla fase finale di ritorno nell'orbita di parcheggio per poi ricominciare il ciclo fino al termine dell'operatività del sistema.

La missione sarà suddivisa in più fasi che richiederanno pertanto il soddisfacimento di una serie di requisiti ottenuti dall'identificazione delle diverse caratteristiche e vincoli della missione.

2.1 Obiettivi:

- Individuare un detrito spaziale di dimensioni comprese tra 10 cm e 0.5 m in orbita terrestre bassa (**LEO**).
- Immettersi nella stessa orbita del detrito.
- Inseguire e catturare il detrito utilizzando un sistema **Origami**.
- Rallentare il detrito e portarlo in un'orbita più bassa per accelerare il decadimento.
- Rilasciare il detrito in modo controllato per la sua disintegrazione atmosferica.

2.2 Le Fasi della Missione

2.2.1 Fase 1: Individuazione del Detrito

- **Sensori:**
 - Radar ad alta risoluzione per la rilevazione del detrito.
 - Telecamere ottiche per la conferma visiva e la classificazione del Target. Possono essere camere CMOS, CCD e telemetri ottici.
- **Comunicazione:**
 - Antenne per la ricezione e l'invio di dati sulla posizione propria e del Target con la Ground Station e con altri satelliti dotati di ottiche più efficienti come telescopi e sensori più precisi per la sua individuazione. Inoltre se il Target è collaborativo può essere dotato di un sistema di comunicazione per l'invio dei dati della sua posizione in tempo reale se ne è provvisto.

2.2.2 Fase 2: Immissione in orbita

In questa fase lo SC dovrà passare dalla sua orbita di parcheggio a quella del Target, per farlo nel modo più efficiente dal punto di vista del consumo di carburante sarà necessario calcolare il periodo dell'orbita e il tempo necessario al suo raggiungimento in modo tale da calcolare la fase e la finestra di tempo necessaria all'inizio della manovra.

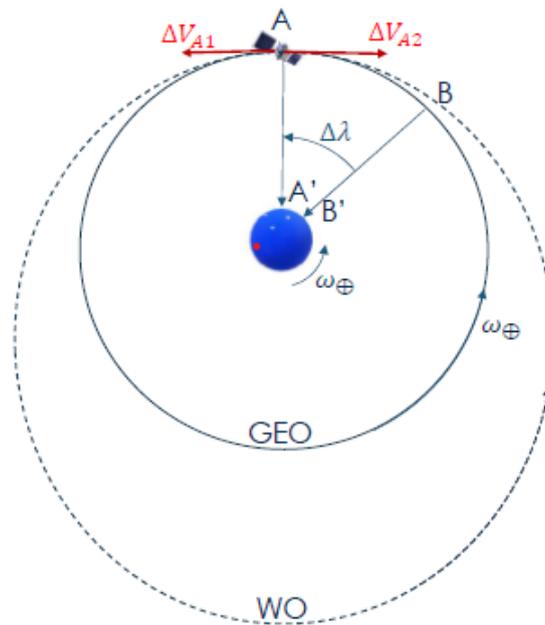


Figura 2.1 Schema di manovra di fasamento dell'orbita^[24]

Si può pensare quindi ad un **fasamento dell'orbita**:

Considerando per semplicità un'orbita circolare di tipo GEO lo SC si trova inizialmente sul punto A ma lo si vuole portare sul punto di stazionamento B, il nostro Target è quindi $\Delta\lambda$. Lo SC è quindi in anticipo rispetto al Target di un tempo:

$$\Delta T = \frac{\Delta \lambda}{\omega_{\oplus}}$$

2.1

Dove:

$$\Delta = \lambda_A - \lambda_B$$

2.2

L'idea è quella di sfruttare una WO (Waiting Orbit) che si costruisce considerando che:

$$\Delta T = T_{wo} - T_{GEO}$$

2.3

Conoscendo T_{GEO} e ΔT si ricava T_{wo} e quindi il semiasse maggiore a_{wo} sapendo che:

$$T_{wo} = \sqrt{\frac{a_{wo}^3}{\mu}}$$

2.4

dove $\mu=398633$ [km³/s²] per la Terra.

Si potrebbe pensare di usare una WO più piccola e di rimanerci più tempo sempre nel caso in cui non ci siano vincoli temporali da rispettare.

Calcolando l'energia associata dalla Vis-Viva (Equazione dell'energia meccanica):

$$E_{g,wo} = -\frac{\mu_{\oplus}}{2a_{wo}} = \frac{v_{p,wo}^2}{2} - \frac{\mu_{\oplus}}{r_{GEO}}$$

2.5

Si calcola la velocità associata alla WO $v_{p,wo}$ al perigeo, conoscendo anche quella nell'orbita circolare v_{GEO} posso calcolare

$$\Delta V_1 = |V_{p,wo} - V_{GEO}|$$

2.6

dopo aver compiuto un'orbita ci si troverà nel punto B e si dovrà quindi tornare all'orbita circolare iniziale e per farlo sarà necessario un ΔV_2 uguale e opposto a ΔV_1 .

Osservazioni: Lo stesso discorso vale nel caso ci si trovi in ritardo rispetto al Target, in quel caso si avrebbe $\Delta T < 0$ è sarà necessario immettersi in una WO tale per cui $T_{wo} < T_{GEO}$

2.2.3 Fase 3: L'inseguimento e la cattura

Durante questa fase il Chaser si troverà sulla stessa orbita del Target e continuerà a ricevere dati e info sulla sua posizione, una volta confermata la sua posizione e visibilità mediante la sensoristica a bordo inizierà la fase di avvicinamento in cui lo SC si avvicinerà ad esso controllando la sua distanza e velocità relativa. I sensori a bordo inoltre, una volta confermato che il Target si trovi a una distanza sufficiente alla cattura verranno azionati gli attuatori per la chiusura in modo tale da "inglobarlo" a sé facendo in modo che non avvenga nessun tipo di urto al fine di evitare ogni sorta di pericolo di destabilizzazione durante la manovra.

Infine, una volta conclusa la fase di chiusura il Target sarà situato all'interno del Chaser ed entrambi viaggeranno alla stessa velocità fino al passaggio della fase successiva.

2.2.4 Fase 4: Rallentamento e spostamento su orbita più bassa

In questa fase il Target all'interno del Chaser non sarà vincolato perciò sarà libero di muoversi e pertanto soggetto alle forze d'inerzia durante la fase di rallentamento. In questa fase il Chaser dovrà rallentare di un certo ΔV al fine di portare il Target su un'orbita più bassa per poi proseguire all'apertura del sistema per il suo rilascio controllato. In questo modo il Target una volta rilasciato si troverà in un'orbita più bassa e quindi soggetto a maggiore resistenza aerodinamica, questa farà sì che il suo decadimento orbitale venga accelerato e nel frattempo verrà costantemente monitorato per un suo deorbiting controllato.

2.2.5 Fase 5: Rilascio del Target e ritorno nell'orbita di parcheggio

Lo SC una volta rilasciato il Target potrà ritornare sulla sua orbita di parcheggio in attesa che possa individuare un nuovo detrito da catturare e ripetere le fasi precedentemente spiegate. Il tutto fino a che questo non esaurirà il suo fuel e propellente a meno che non si pensi a un eventuale stazione orbitale per il suo rifornimento al fine di prolungare la sua vita operativa.

2.3 Le manovre

Sulla base delle manovre che dovranno essere effettuate durante la missione sarà possibile stimare i requisiti propulsivi; infatti, ogni missione è caratterizzata da un preciso "costo" espresso in termini di ΔV indipendentemente dalla massa dello SC.

Il Chaser si suppone verrà immesso in un'orbita di parcheggio iniziale in attesa della ricezione dei dati e delle informazioni riguardo la posizione del Target da parte della GS e/o da altri satelliti. Queste info riguarderanno i parametri orbitali come (Fig. per maggiore chiarezza visiva):

- Quattro Parametri 2D:
 - Eccentricità e : descrive la forma dell'orbita;
 - Semiasse maggiore a e semilatus rectum p : descrivo la dimensione dell'orbita;
 - Anomalia vera al tempo $t \rightarrow v(t)$: Posizione del corpo secondario rispetto al periastro (in questo caso perigeo);
 - Argomento del periastro ω ovvero l'angolo tra la linea dei nodi n e il periastro: descrive la posizione del periastro;
- Due parametri 3D:
 - Longitudine del nodo ascendente Ω : angolo tra l'asse I e la linea dei nodi;
 - Inclinazione del piano dell'orbita i : angolo tra l'asse k e il vettore h ovvero il momento della quantità di moto;

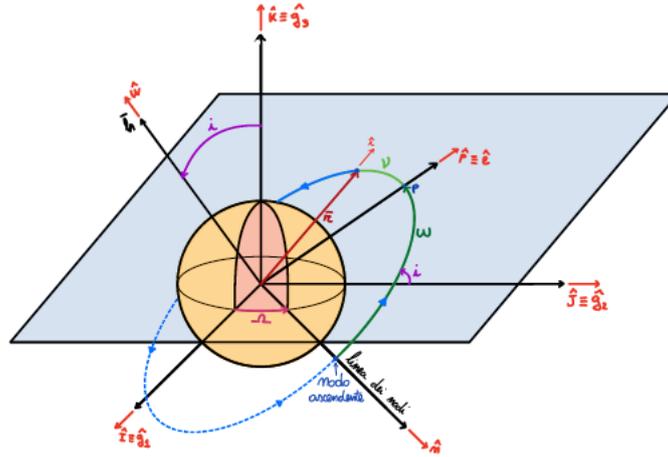


Figura 2.2 Schema sistema di Riferimento Geocentrico Equatoriale^[24]

Una volta ottenute le informazioni sui parametri dell'orbita del Target e confrontati con quelli della propria orbita rispetto al Sistema di Riferimento (SR) Geocentrico Equatoriale (IJK) è possibile decidere quali siano le manovre più opportune da effettuare tenendo conto anche di eventuali vincoli della missione.

2.3.1 Manovre a impulso singolo

Le possibili manovre sono:

- **Aggiustamento dell'apogeo e del perigeo:** Permette di correggere il parametro a in modo da variare le distanze rispettivamente dall'apoastro r_a e dal periaastro r_p se la manovra avviene al periaastro o all'apoastro. Nella figura sottostante è possibile vedere l'esempio di aggiustamento dell'apogeo poiché la manovra avviene al perigeo dell'orbita viceversa sarebbe stato se fosse avvenuta all'apogeo.

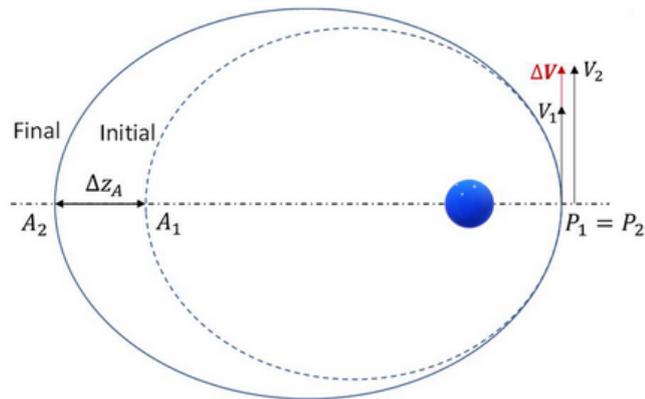


Figura 2.3 Schema di Manovra di aggiustamento dell'Apogeo^[24]

- **Rotazione Semplice degli apsi** (Fig.): Permette di variare ω . In questa manovra non vi sono variazioni energetiche ($E_g = \text{cost}$) e r è costante perciò il modulo della velocità resta costante; perciò, resta invariato anche il momento di quantità di moto \mathbf{h} e quindi la componente tangenziale della velocità resta costante.

Se la manovra inizia nel punto A o B come in figura l'anomalia vera ν sarà:

- ❖ In A: $\nu = \pi + \Delta\omega/2$
- ❖ In B: $\nu = \Delta\omega/2$

Perciò:

$$\Delta V = 2vr = \frac{\mu}{h} e |\sin \nu|$$

2.7

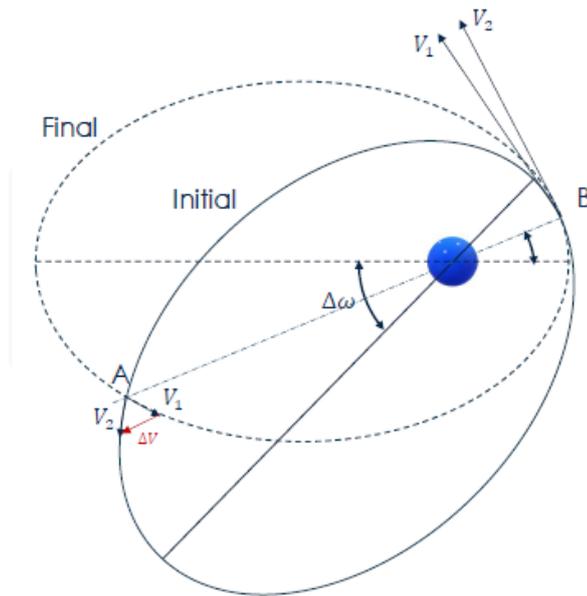


Figura 2.4 Schema di manovra di Rotazione degli Apsidi^[24]

- **Cambio di piano semplice:** Consente la variazione dell'inclinazione dell'orbita i . In questo caso tramite un ΔV si vuole ottenere un Δi , per ottenere ciò si manovra su $\Delta\Psi$ (angolo di Heading). Tuttavia, facendo così si fa variare anche $\Delta\Omega$ e per evitarlo si può effettuare la manovra all'equatore.

Poiché E_g non varia ma varia soltanto la direzione di \mathbf{h} si ha:

$$\Delta V = 2v_{\theta} \sin\left(\frac{\Delta\Psi}{2}\right) = 2\frac{\mu}{h} [1 + e\cos v] \sin\left(\frac{\Delta\Psi}{2}\right)$$

2.8

La v_{θ} è minima quando si è all'apoastro e inoltre l'angolo ψ si può calcolare tramite la seguente formula:

$$\sin\psi = \frac{\cos i}{\cos \delta}$$

2.9

dove l'angolo δ corrisponde alla **latitudine** secondo il SR IJK.

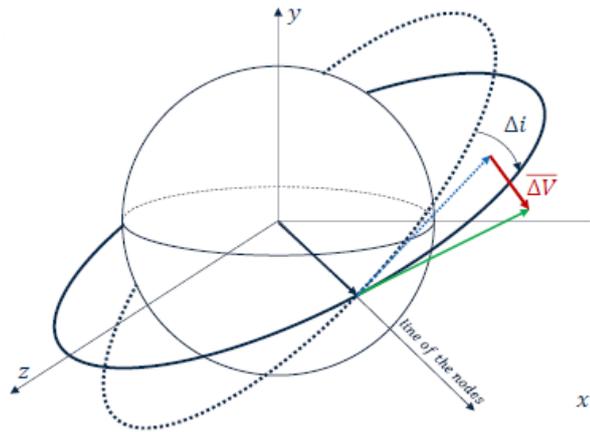


Figura 2.5 Cambio di Piano Semplice^[24]

2.3.2 Manovre separate o combinate

Altre possibili manovre possono essere una successione delle precedenti o una loro combinazione. Per il raggiungimento del Target potrebbe infatti effettuare una manovra di aggiustamento delle absidi insieme a quella di cambio di piano e queste possono essere separate o combinate:

- Separata:

$$\Delta V_{sep} = 2v_1 \sin\left(\frac{\Delta\Psi}{2}\right) + (v_2 - v_1)$$

2.10

- Combinata:

$$\Delta V_{comb} = \sqrt{v_1^2 + v_2^2 - 2v_1 v_2 \cos\Delta\psi}$$

2.11

Se $\Delta\psi$ risulta piccolo allora $\Delta V_{comb} \approx v_2 - v_1$ perciò risulterà più vantaggiosa.

Un altro tipo di manovra infine potrebbe essere **la trasferta di Homann**:

Questa trasferta è una manovra a due impulsi ed è una manovra di trasferimento tra due orbite circolari e coplanari, sarà pertanto necessario imporre i seguenti vincoli per rendere possibile la trasferta:

$$r_{pt} \leq r_1 \rightarrow p_t \leq r_1(1+e_t);$$

$$r_{At} \geq r_2 \rightarrow p_t \geq r_2(1+e_t);$$

Dove r_{pt} e r_{At} sono rispettivamente i raggi della transfer orbit (TO) al periastro e all'apoaastro Diagrammando $e_t=f(p_t)$ rappresentando solo il quadrante in cui le quantità sono entrambe positive si ha:

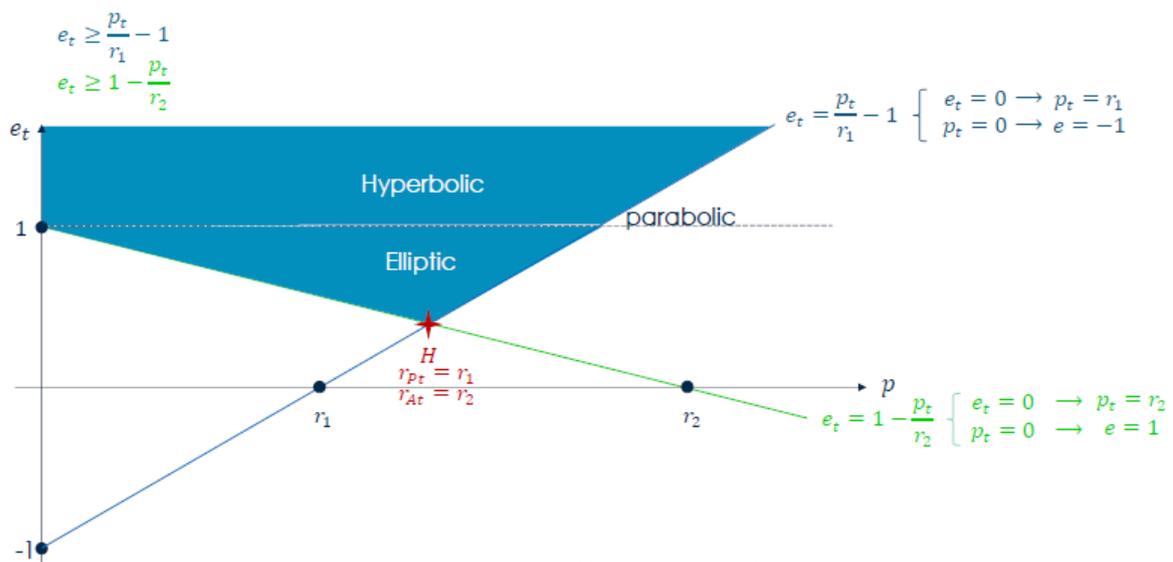


Figura 2.6 Confronto tra manovre^[24]

Nell'immagine si può vedere chiaramente come verificare la fattibilità della manovra: Nel diagramma l'area al di sopra della retta blu è quella che rispetta la prima condizione mentre l'area al di sopra della retta verde rispetta la seconda. Le coppie e_t e p_t che rispettano entrambi i vincoli sono evidenziate nella cosiddetta regione di fattibilità ovvero la regione evidenziata in blu. Il punto H invece rileva la coppia che consente di ottenere il minimo ΔV dalla manovra poiché le perdite per disallineamento sono nulle. Tuttavia, tale manovra è anche la più lunga dal punto di vista temporale, infatti la sua durata è pari a metà del suo periodo orbitale (riferito

alla TO) perciò può essere consentita solo se non vi siano vincoli temporali richiesti dalla missione.

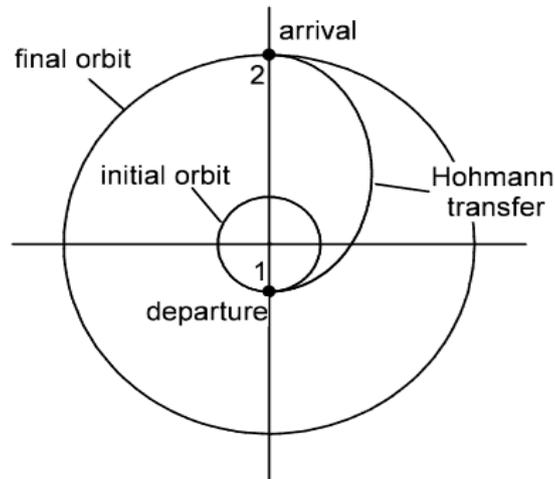


Figura 2.7 Schema della Trasferta di Hohmann^[24]

Una volta raggiunta l'orbita del Target ha inizio la fase di inseguimento e di avvicinamento ad esso in cui verranno utilizzati il **sistema di comunicazione** con la GS e il satellite per ottenere continui aggiornamenti sulla posizione del Target rispetto alla propria, e la sensoristica a bordo per la sua conferma visiva che verranno descritti nei capitoli successivi.

2.3.3 Valori tipici di ΔV per diversi tipi di missione

Per la definizione dei costi della missione il valore principalmente utilizzato è il ΔV , questo è in grado di descrivere in modo preliminare gli aspetti della missione. Nella seguente tabella sono descritti i valori tipici di ΔV utilizzati per diversi tipi di missione:

Tipo di missione	ΔV (km/s) Manovre incluse
Orbite circolari: <ul style="list-style-type: none">• LEO• MEO• GEO	0.1 ÷ 1 2.5 ÷ 5 6.6
Orbite ellittiche: <ul style="list-style-type: none">• Fuga dalla Terra• Terra - Luna• Terra - Luna - Terra• Terra - Marte - Terra	2.5 ÷ 7 13 18.5 27

Tabella 2.1 Confronto ΔV in base alle diverse missioni^[25]

Nel nostro caso le orbite in questione saranno comprese tra altitudini medio/basse poiché sono le zone in cui vi sono le orbite a maggior densità di popolazione sia satellitare che a livello di numero di detriti, oltre al fatto che la loro disponibilità è essenziale allo svolgimento delle future missioni allo scopo di garantire servizi come le telecomunicazioni, e l'osservazione terrestre.

2.4 Considerazioni su EPS (Electrical Power System)

Lo SC dovrà essere dotato di un sistema di alimentazione che soddisfi a pieno i requisiti riguardanti il fabbisogno energetico e le potenze richieste da tutti i sistemi durante l'intera missione fino alla fase finale di decommissioning.

Le principali funzioni di questo sistema sono:

- fornire energia per l'alimentazione dei sistemi e sottosistemi e del carico utile;
- Immagazzinamento dell'energia;
- Distribuzione dell'energia elettrica;
- Controllo e regolazione delle potenze elettriche;
- Scambio di informazioni con gli altri sottosistemi;
- Monitoraggio dello stato di salute e le operazioni;
- Protezione da malfunzionamenti elettrici;

Per la sua progettazione è necessario valutare i vincoli del tipo di missione ovvero la durata, la distanza dal sole o dalla Terra e la potenza necessaria alle utenze.

Inizialmente, durante le prime missioni si faceva uso di **batterie** ma la loro autonomia consentiva di effettuare missioni della durata non superiore a pochi giorni.

Al momento i sistemi da alimentare presi in esame sono i seguenti:

- Sistema Propulsivo
- Sistema di comunicazione
- Sensori per il tracciamento del Target
- Sistema per la cattura

Durante le fasi di eclissi ovvero quando la sorgente di potenza solare non è disponibile è opportuno l'impiego di dispositivi di accumulo quali **batterie ricaricabili** in grado di fornire energia e/o **fuel cell**. In alcune missioni vengono anche impiegati sistemi di produzione come:

- **Sistemi Solari Dinamici** (Solar Dynamic - SD): che sfruttano l'energia solare per riscaldare un fluido di lavoro a temperature elevate (solitamente Xenon) che alimenta delle turbine collegate a generatori elettrici. I cicli termodinamici sfruttati sono quelli Stirling, Rankine o Brayton che differiscono per efficienze di conversione di potenza. Durante i periodi di eclissi si usa uno scambiatore di calore (Sale Eutettico fuso) in grado di fornire energia continua al ciclo.

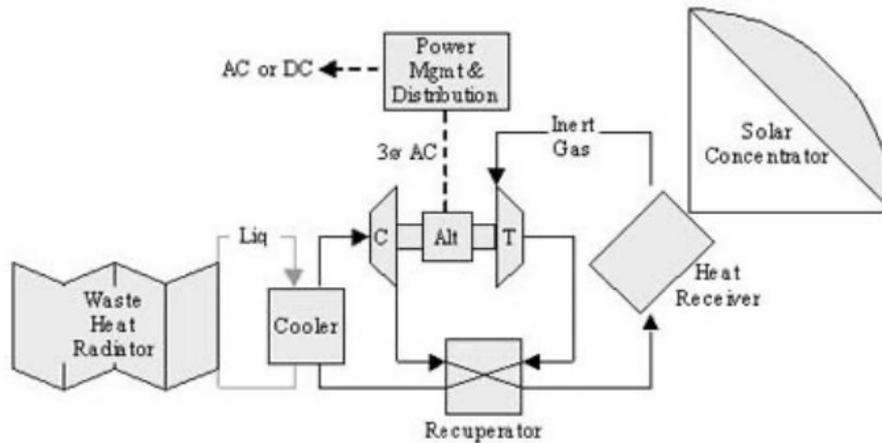


Figura 2.8 Schema Sistema Solare Dinamico^[23]

- RTG & Reattori Nucleare (Radioisotope Thermoelectric Generator):** Sfruttano il calore fornito dalla radiazione emessa dal radioisotopo (solitamente Plutonio-238) che tramite l'impiego di termocoppie lo trasformano in corrente elettrica per effetto termoelettrico. Sebbene siano poco efficienti il loro impiego è di cruciale importanza durante le missioni a lunga durata e distanza dal sistema solare. Infatti, una delle più famose missioni che hanno visto l'impiego degli RTG sono le sonde Voyager I e II la cui vita operativa prevista doveva essere di 5 anni ma sono ancora in grado di comunicare con noi a distanza di ben 44 anni dal loro lancio.

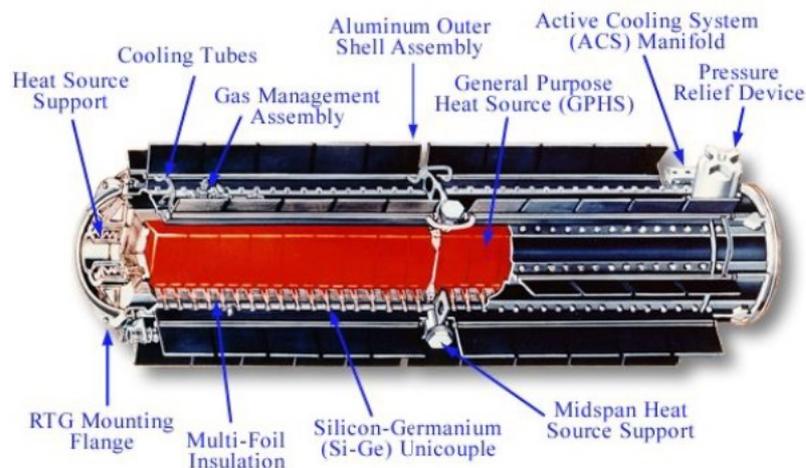


Figura 2.9 GPFS-RTG^[23]

I reattori nucleari invece sfruttano l'energia scaturita dalla reazione di fissione nucleare dell'elemento fissile (generalmente Uranio-235) in modo tale che il calore fornito venga utilizzato tramite uno scambiatore di calore per azionare un motore in un ciclo di alimentazione termodinamico.

- **Fuel Cell:** Le celle a combustibile sono in grado di convertire l'energia chimica scaturita da una reazione di ossidazione in energia elettrica, non sono in grado di immagazzinare energia elettrica, perciò, non va stabilito nessun processo di ricarica. Hanno un'elevata potenza specifica dell'ordine di circa 275 W/kg (es. Space Shuttle), un'efficienza di conversione dell'80%, i reagenti, (H_2 e O_2) sono caratterizzati da una massa relativamente bassa. Tuttavia, L'idrogeno risulta ancora difficile da immagazzinare, sono necessarie numerose celle a causa della bassa tensione (0.8 Vdc) e il loro design è molto complesso (costi elevati). Vi sono anche le celle a combustibile rigenerative che abbinata alle celle solari sono in grado di sfruttare l'energia solare per convertire l'acqua portata a bordo in idrogeno e ossigeno tramite elettrolisi.

Viste le orbite e i sistemi presi in considerazione la fonte principale da cui trarre le potenze richieste è quella solare con l'impiego di pannelli dispiegabili che possano facilitare il trasporto durante la fase di lancio e immissione in orbita.

2.4.1 Energia Solare

Per la produzione di energia ricavata dal sole si fa largo uso di **celle solari** (o fotovoltaiche), queste venendo colpite dalla radiazione solare sono in grado di convertire l'energia della radiazione in energia elettrica da distribuire alle varie utenze.

Per calcolare la potenza prodotta si utilizza la seguente formula:

$$P_{out} = P_{in}\eta\cos\theta$$

2.12

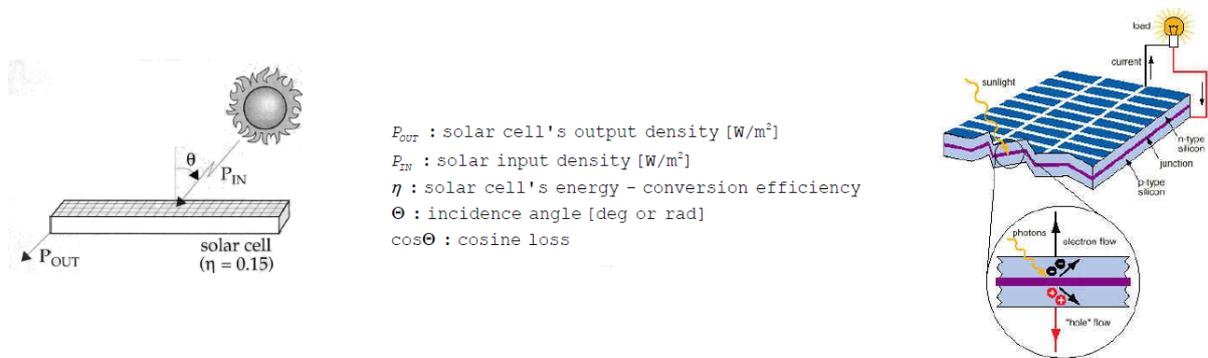


Figura 2.10 Principio di Funzionamento delle Celle Fotovoltaiche^[23]

P_{in} dipende dalla distanza del satellite rispetto al sole, infatti, l'intensità della radiazione solare diminuisce col quadrato della distanza. La costante solare nell'atmosfera esterna della Terra si aggira attorno ai 1367 W/m². Per questo motivo le celle solari risultano inutili per veicoli diretti su pianeti esterni o oltre il sistema solare. L'angolo d'incidenza spiega il motivo per il quale i pannelli montati sul corpo del satellite sono meno efficienti di quelli dotati di un sistema di inseguimento solare.

per un angolo superiore ai 60° i pannelli non producono quasi più energia poiché la radiazione viene quasi totalmente riflessa.

Oltre all'angolo solare, molti altri fattori ambientali possono degradare le prestazioni delle celle solari:

- Radiazioni e particelle cariche (Se le operazioni si svolgono in ambienti più severi, ad esempio le fasce di Van Allen, il tasso di degrado sarà più grave)
- Temperatura (Temperature elevate riducono l'efficienza producendo una riduzione della tensione e un aumento della corrente)
- Eclissi

Le materiali utilizzati per le celle solari differiscono per efficienza e costo, i materiali più utilizzati sono i seguenti:

- **Celle al Silicio (Si):** differiscono per celle al silicio Amorfo, Monocristallino e Policristallino, le seconde raggiungono un'efficienza fino al 20%. Questo materiale permette l'impiego di processi di fabbricazione relativamente semplici ed economici soprattutto per le celle al **Si amorfo** a scapito della loro efficienza a causa della presenza di difetti e impurità nel cristallo. Il **Si monocristallino** è il cristallo più puro che porta a processi di produzione più complessi e costosi ma con un'efficienza massima per questa categoria di celle. Il **Si policristallino** risulta il giusto compromesso data la sua configurazione in più cristalli ordinati ma orientati in modo casuale.
- **Arseniuro di Gallio (GaAs):** Le celle commerciali a tripla giunzione raggiungono un'efficienza fino al 32% (fino al 42% in laboratorio), il loro costo è elevato. Maggiore è il numero di giunzioni maggiori sono le bande di lunghezza d'onda che può sfruttare per produrre energia.

Parametri di progetto	Generazione Fotovoltaica	Generazione Solare Termodinamica	Generatore a Radio-isotopi	Reattore Nucleare	Fuel Cell
Potenze (KW)	0,2-300	5-300	0,2-10	5-300	0,2-50
Potenze Specifiche (W/kg)	25-200	9-15	5-20	2-40	275
Costo Specifico (\$/W)	800-3000	1000-2000	16K-200K	400K-700K	/
Radiazione naturale	Bassa	Alta	Molto Alta	Molto Alta	Alta
Nuclear Threat	Media	Alta	Molto Alta	Molto Alta	Alta
Laser Threat	Media	Alta	Molto Alta	Molto Alta	Alta
Pellets	Alta	Media	Molto Alta	Molto Alta	Media
Stabilità e Manovrabilità	Bassa	Media	Alta	Alta	Alta
Resistenza in orbita bassa	Alta	Alta	Bassa	Media (in base al radiatore)	Bassa
Degradazione a fine vita	Media	Media	Bassa	Bassa	Bassa
Stoccaggio richiesto durante le eclissi	Si	Si	No	No	No
Sensibilità all'angolo di incidenza solare	Media	Alta	Nessuna	Nessuna	Nessuna
Sensibilità all'ombra dello S/C	Bassa (con diodi di By-Pass)	Alta	Nessuna	Nessuna	Nessuna
Ingombro alla vista per lo S/C	Alto	Alto	Basso	Medio (in base al radiatore)	Nessuno
Disponibilità di Fuel	Illimitata	Illimitata	Molto Bassa	Molto Bassa	Media
Safety Analysis Reporting	Minima	Minima	Routine	Estensiva	Routine
Traccia IR	Bassa	Media	Media	Alta	Media
Applicazioni	Earth-orbiting S/C	Missioni Interplanetarie, Earth-orbiting S/C	Missioni Interplanetarie	Missioni Interplanetarie	Missioni Interplanetarie

Tabella 2.2 Prestazioni e Caratteristiche dei vari sistemi di generazione a confronto^[23]

3. La Simulazione del modello & L'Analisi Multi-Body

Per l'esecuzione della simulazione e l'analisi multi-body è stato utilizzato il software MSC Adams di Hexagon il cui ambiente permette di definire geometrie, materiali e vincoli geometrici del modello. Inoltre, grazie ad esso è possibile valutare il modello dal punto di vista cinematico e dinamico definendo leggi di moto e di forza utili al passaggio da una configurazione a quella successiva. Il software permette inoltre di riportare i risultati in termini di posizione, velocità e accelerazione dei diversi corpi per quanto riguarda la loro analisi cinematica e le forze insieme alle coppie agenti per quanto riguarda la dinamica.

L'ambiente offre la possibilità di definire parametri di attrito e contatto in modo tale da valutare il modo in cui le diverse parti interagiscono tra loro, nel nostro caso i principali protagonisti saranno il chaser e il target.

Le immagini seguenti rappresentano solo alcuni degli strumenti del software per la definizione e creazione di geometrie, vincoli e forze necessarie a simulare il meccanismo.

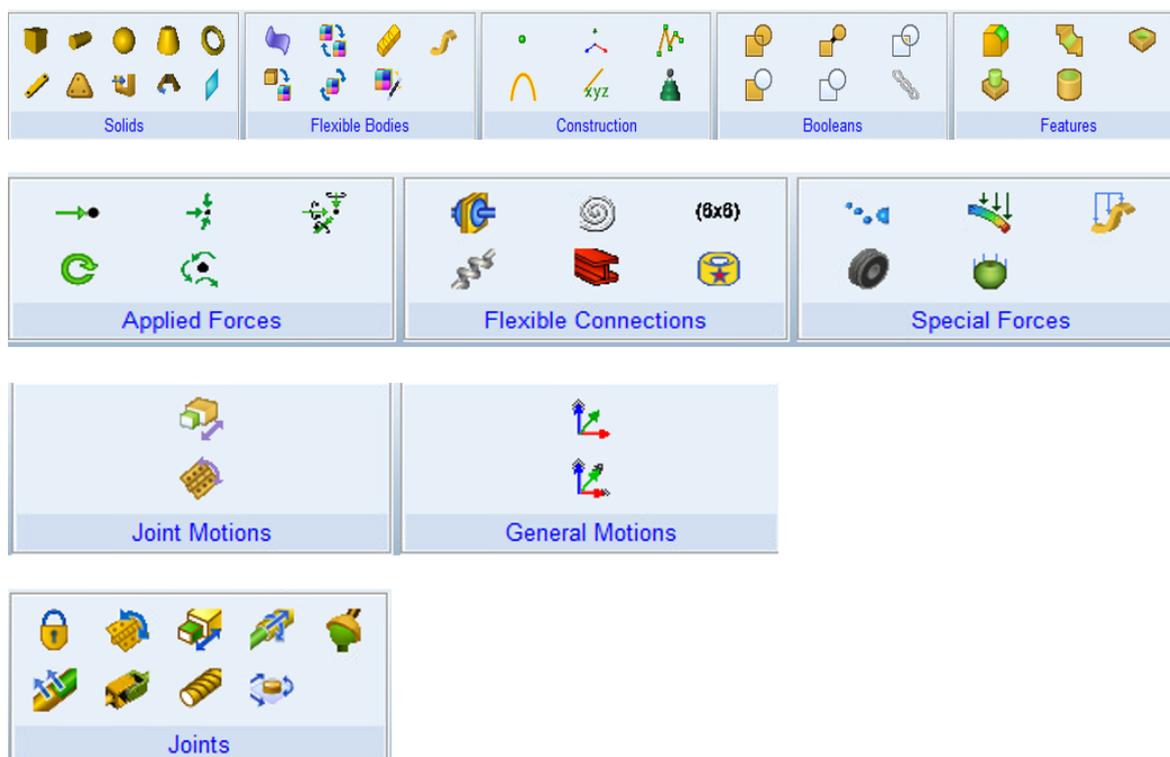


Figura 3.1 Strumenti per definire il modello su Adams^[21]

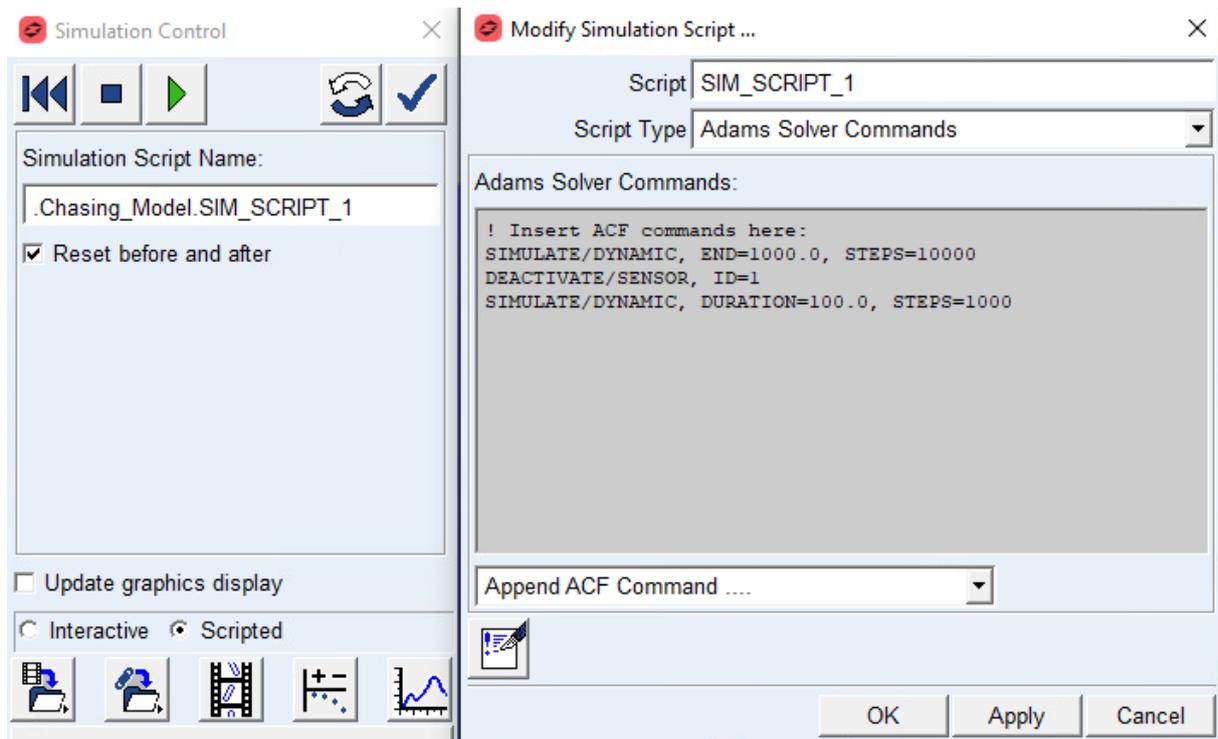


Figura 3.2 Esempio di Script di simulazione^[2]

Numerose sono le applicazioni del software in ambito ingegneristico come nella progettazione simulazione di:

- Robot industriali
- Interruttori a basso voltaggio
- Satelliti con pannelli e antenne flessibili
- Carrelli d'atterraggio
- Esplosione di pannelli del guscio del missile
- Go-kart
- Modelli di pneumatici
- Sospensioni per veicoli
- sotto-telaio per veicoli
- Telaio per Truck
- Alberi motore
- Telai per vagoni ferroviari

3.1 Configurazione Chiusa/Dispiegata

Il seguente modello fornisce una rappresentazione preliminare di due delle tre configurazioni che il sistema dovrà assumere con l'obiettivo di intercettare e catturare i detriti spaziali che orbitano attorno alla Terra.

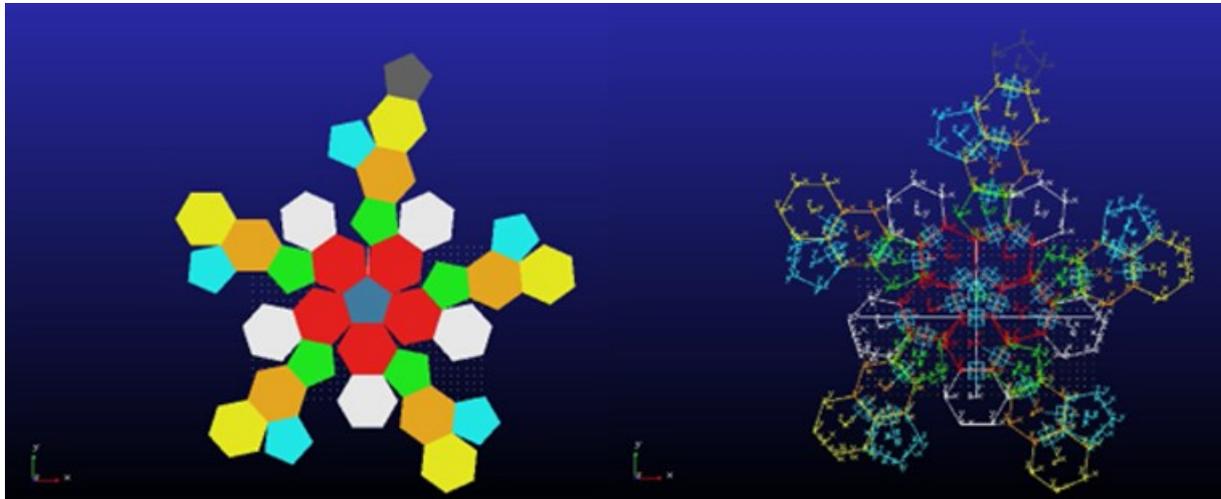


Figura 3.3 Geometria del Sistema di Cattura in configurazione dispiegata

3.1.1 Geometria

Il sistema consiste in una serie di piastre di forma pentagonale ed esagonale collegate tra loro tramite vincoli di tipo cerniera, questi consentiranno la rotazione in modo tale da poter raggiungere le configurazioni desiderate. Sia le piastre esagonali che quelle pentagonali hanno lo stesso lato e spessore. La configurazione chiusa consiste nell'avere le piastre piegate una sopra l'altra disposte su cinque livelli. Tale configurazione permette il dispiegamento senza alcuna interferenza tra le varie parti.

Misure:

- Piastre: Le piastre sono di forma esagonale e pentagonale con un lato a di 0.2 m e spessore di 0.01 m.
- Volumi stimati:
 - 0.109 m³ per la configurazione compatta;
 - 0.08 m³ per la configurazione dispiegata;

- 0.4321 m³ di volume esterno e 0.3722 m³ di volume interno durante la configurazione di cattura, questi sono stimati tramite la seguente formula:

$$V = \frac{1}{4}(125 + 43\sqrt{5})a^3$$

3.1

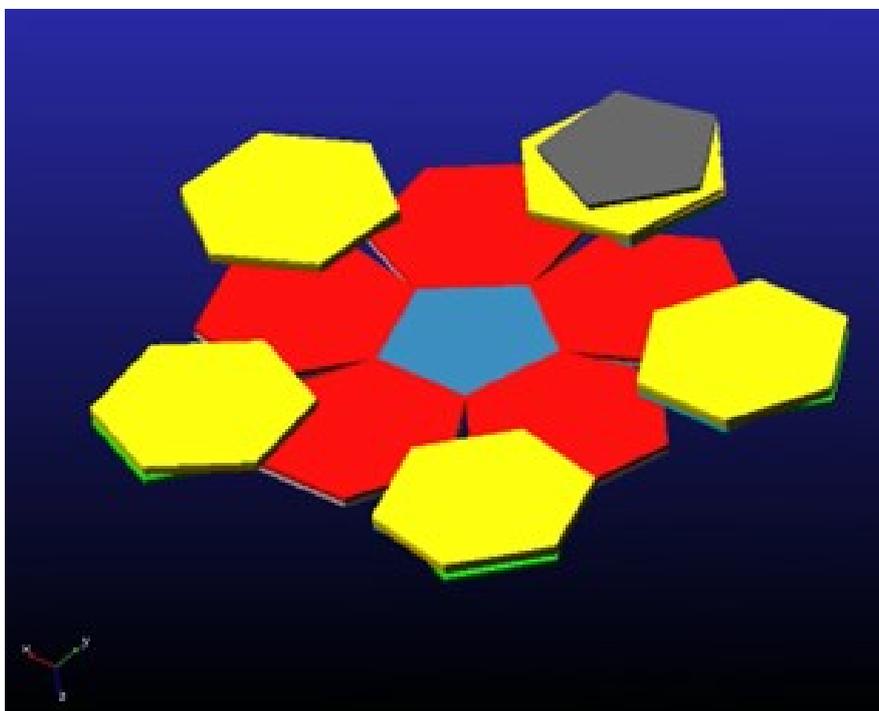


Figura 3.4 Geometria del Sistema di Cattura in configurazione Chiusa

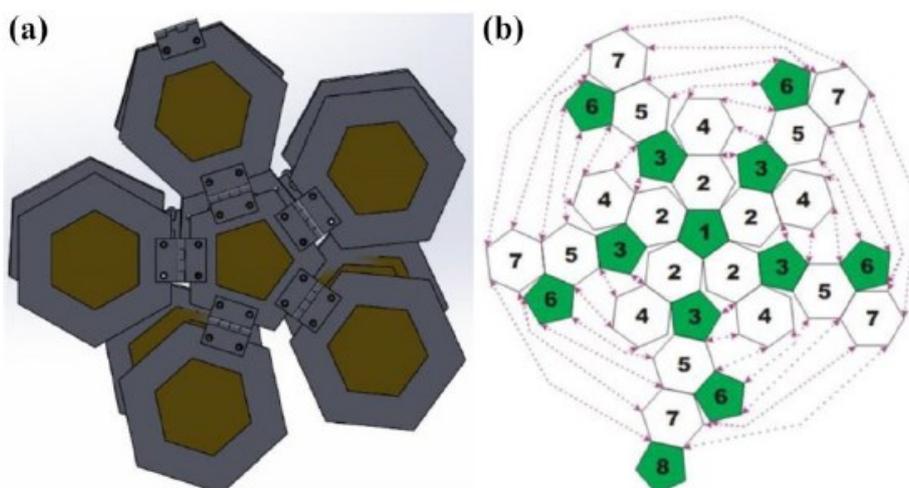


Figura 3.5 Strategia per il passaggio dalla configurazione chiusa a quella dispiegata ^[16]

Dalle immagini precedenti il sistema è ispirato all'Icosaedro Troncato, un solido euclideo dotato di 32 facce divise in 20 esagoni e 12 pentagoni.

La superficie è calcolata dalla seguente formula:

$$S = \left(30\sqrt{3} + 3\sqrt{25 + 10\sqrt{5}} \right) a^2$$

3.2

La superficie stimata sarà quindi pari a: $S = 2.904 \text{ m}^2$

3.1.2 Cinematismo

Per passare dalla configurazione chiusa a quella aperta ciascuna piastra ruoterà attorno alla cerniera di un angolo pari a 180° : Per fare ciò è stata effettuata una simulazione del cinematismo con l'ausilio del software **Adams**. La simulazione è stata eseguita con l'ausilio di funzioni di tipo *STEP* con intervalli di tempo di 25 secondi suddivisi in 3 fasi.

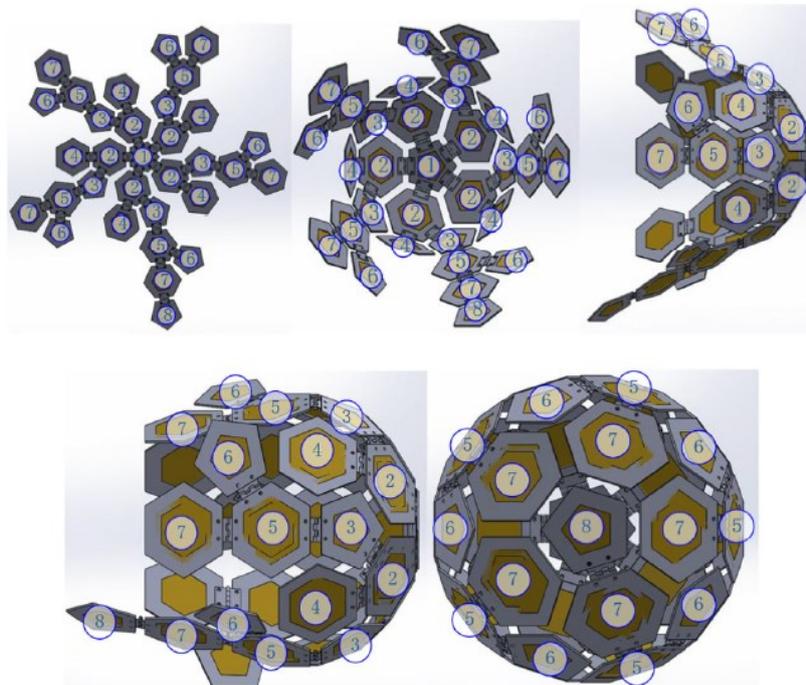


Figura 3.6 *Passaggio dalla configurazione Dispiegata a quella di Cattura*^[16]

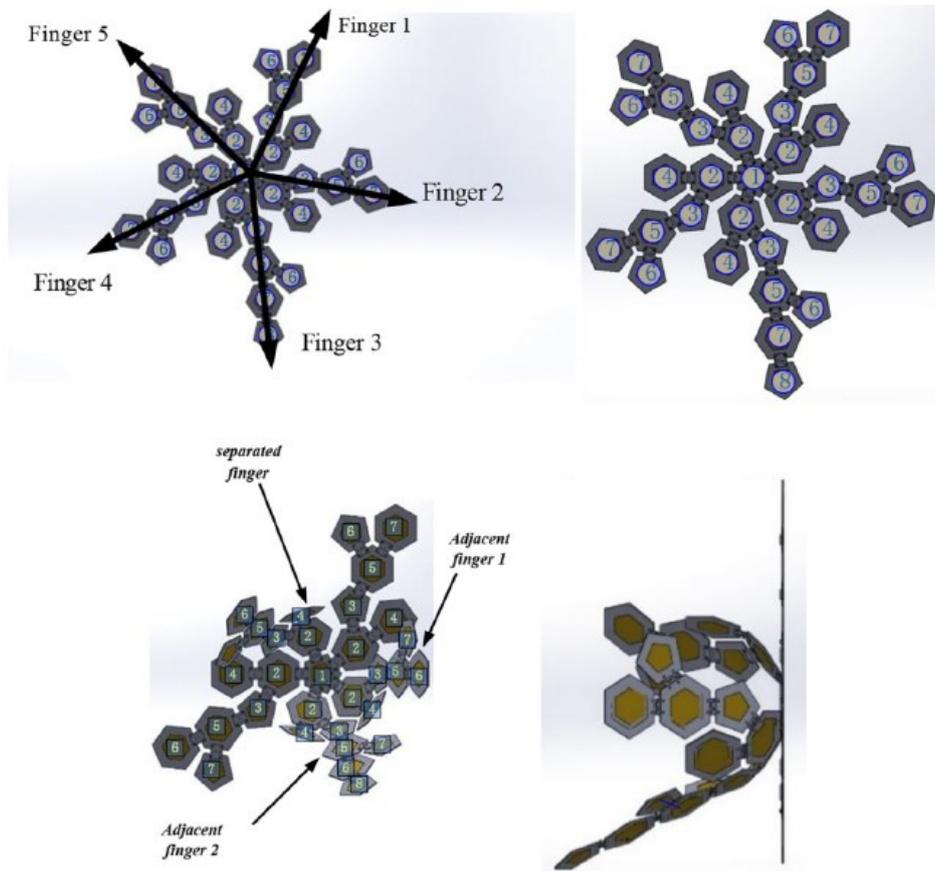


Figura 3.7 *Maggiori dettagli della struttura del Sistema di Cattura*^[16]

3.1.3 Definizione delle coppie e delle forze agenti sulle cerniere

Durante la fase di apertura le cerniere subiranno una certa serie di sollecitazioni dovute a coppie e forze agenti. Tali forze saranno utili al dimensionamento delle cerniere e del sistema di attuazione.

The image shows a 'Modify Friction ...' dialog box with the following fields and values:

Friction Name	FRICITION_23	
Adams Id	23	
Comments		
Joint Name	JOINT_e3e_p1e	
Formulation	<input checked="" type="radio"/> Original <input type="radio"/> LuGre	
Mu Static	(mu_s)	
Mu Dynamic	(mu_d)	
Stiction Transition Velocity	1.0E-04	
Transition Velocity Coefficient	1.5	
Max Stiction Deformation	1.0E-05	
Effect	Stiction and Sliding	
Friction Inactive During:	<input type="checkbox"/> Static Equilibrium	
Revolute Parameters		
Friction Arm	1.0E-03	
Bending Reaction Arm	1.0E-03	
Pin Radius	1.0E-03	
Friction Torque Preload	0.0	
Max Friction Torque		
Input Forces to Friction:		
<input checked="" type="checkbox"/> Preload	<input checked="" type="checkbox"/> Reaction Force	<input checked="" type="checkbox"/> Bending Moment

Buttons: OK, Apply, Cancel

Figura 3.8 Esempio di Configurazione delle caratteristiche di attrito delle cerniere

Per simulare gli attriti statico e dinamico delle cerniere sono stati scelti i seguenti parametri poiché questi rispecchiano le condizioni di attrito tra i materiali utilizzati:

- Attrito statico: $\mu_s = 0.25$
- Attrito dinamico: $\mu_d = 0.2$

I valori sopra riportati sono tipici dell'attrito tra materiali come Fibre di Carbonio e Teflon, materiali ampiamente usati nel campo aerospaziale per la loro elevata rigidità, leggerezza (Fibre di Carbonio) e la loro resistenza al deterioramento e agli sbalzi termici visti gli elevati salti di temperatura presenti nell'ambiente spaziale (Teflon) inoltre quest'ultimo viene impiegato insieme al Carbonio al fine di ridurre gli attriti tra le diverse parti meccaniche viste le loro proprietà autolubrificanti.

3.1.4 Materiali & Confronto

Per permettere nel modo più efficiente e funzionale il compimento della missione servono materiali che abbiano un'elevata **rigidezza** ed una **bassa densità** in modo tale che il sistema possa essere compatibile con l'ambiente dal punto di vista vibrazionale e delle sollecitazioni prodotte durante il lancio. Inoltre, tali materiali devono avere un'elevata resilienza in modo che possano resistere ad eventuali impatti di una certa portata.

A detta di ciò dopo alcune ricerche sono stati selezionati i seguenti materiali:

- Composito in fibra di carbonio con matrice polimerica CMC (kevlar, resina epossidica) [\[15\]](#)
- Composito in fibra di carbonio con matrice metallica (Al, Acciaio, Ti...)

La seguente tabella riporta alcuni materiali con le loro caratteristiche meccaniche a confronto:

Materiale	E(N/m²)	G_{xy}(N/m²)	G_{zx}(N/m²)	ρ(kg/m³)
Steel	2.07E+11	/	/	7801.0
Epoxy Carbon Woven 390GPa prepreg	9.182E+10	3.6E+09	3.0E+09	1480.0
Epoxy Carbon Woven 230GPa wet	5.916E+10	3.3E+09	2.7E+09	1451.0
Epoxy Carbon Woven 230GPa prepreg	6.134E+10	3.3E+09	2.7E+09	1420.0
Epoxy Carbon UD 395GPa prepreg	2.09E+11	5.5E+09	5.5E+09	1540.0
Epoxy Carbon UD 230GPa wet	1.2334E+11	5.0E+09	5.0E+09	1518.0
Epoxy Carbon UD 230GPa prepreg	1.21E+11	4.7E+09	4.7E+09	1490.0
Carbon fiber 0 90 epoxy	1.23611E+10	2.7443E+10	2.8949E+09	1510.0

Tabella 3.1 Confronto dei materiali per le piastre del chaser

3.2 La simulazione

Per la simulazione sono state effettuate le seguenti approssimazioni:

- Assenza di altri detriti che possano interferire durante le diverse fasi della missione
- Traiettoria rettilinea
- Assenza di forze di attrazioni gravitazionali da parte della Terra o da altri corpi principali

La simulazione ha lo scopo di rappresentare le fasi finali di inseguimento, cattura e rallentamento del Target in modo tale da poterne valutare le forze e le coppie agenti sulle cerniere e sulle piastre durante gli impatti col Target.

Si baserà sull'approccio di cattura basato sul principio origami [\[16\]](#).

3.2.1 Caratteristiche del Target

L'oggetto da catturare preso in considerazione sarà caratterizzato da un corpo di forma cubica (un probabile Cubesat) di 25 cm di lato.

In media un cubesat di 1dm³ di volume pesa all'incirca massimo 1.33kg, perciò, in proporzione il nostro Target avrà una massa approssimativa di circa 20.78125 kg con le seguenti inerzie:

$$I_{xx}=I_{yy}=I_{zz}= 0.2164713542 \text{ kg}\cdot\text{m}^2$$

poiché il Target è stato assunto come un cubo perfetto.

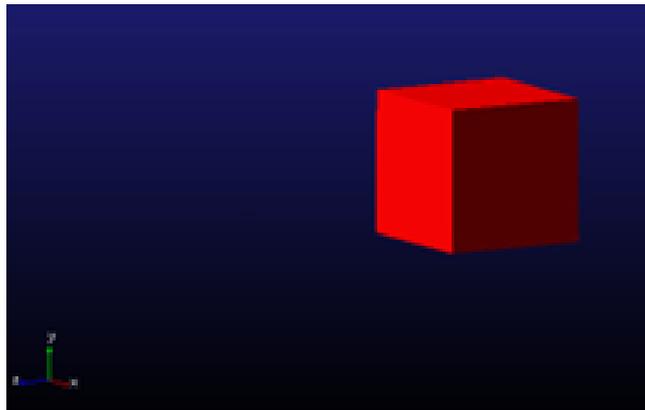


Figura 3.9 Modello del Target

Le sue condizioni iniziali in termini di posizione e velocità rispetto SR la cui origine è posta sul CM del Chaser quando è in configurazione compatta sono:

Posizione iniziale:

- $x_{0,tg} = -1\text{m}$;
- $y_{0,tg} = 1.125\text{m}$;

- $z_{0,tg} = 20.125\text{m}$;

Velocità iniziale:

- $u_{0,tg} = -0.2 \text{ m/s}$;
- $v_{0,tg} = -0.1 \text{ m/s}$;
- $w_{0,tg} = 5.0 \text{ m/s}$;

Inoltre, è caratterizzato da una velocità di rotazione attorno agli assi x, y e z pari a $10^\circ/\text{s}$ per ogni componente.

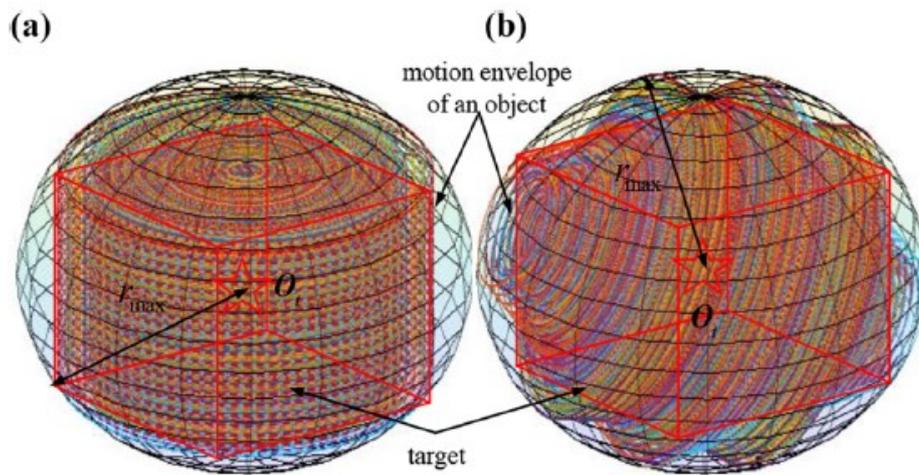


Figura 3.10 Volume fittizio occupato dal Target durante il moto attorno al suo CM^[16]

3.2.2 Caratteristiche del Chaser

Una volta definita la geometria del Chaser nei capitoli precedenti, il materiale scelto per la simulazione è la **Fibra di Carbonio in Resina Epossidica**. Questo materiale è caratterizzato da buone caratteristiche di rigidità e una densità di gran lunga ridotta rispetto a materiali come Leghe di Al e Acciaio. La **massa del Chaser** risulterà così pari a **44.39 kg**.

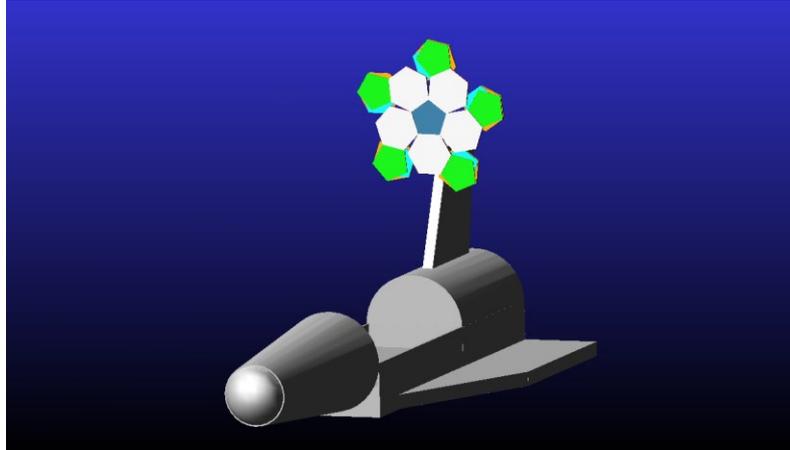


Figura 3.11 Modello del chaser in configurazione chiusa

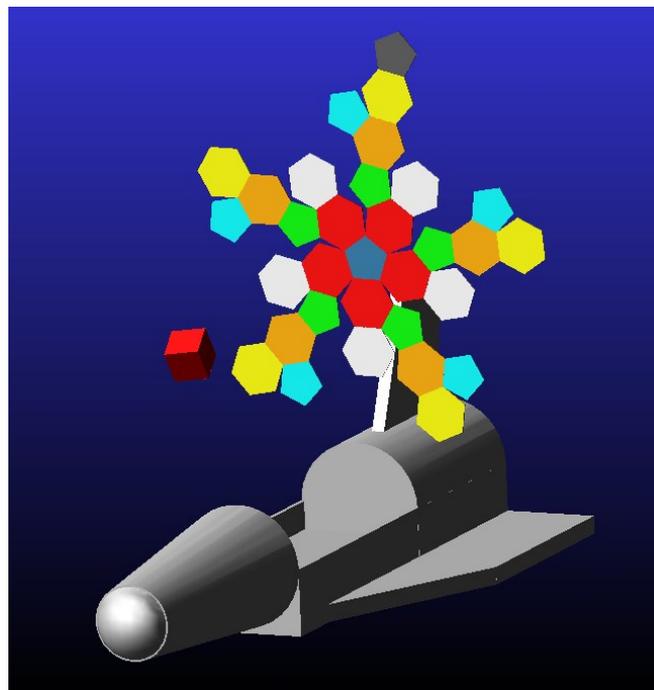


Figura 3.12 Modello del chaser in configurazione aperta

Le condizioni iniziali del suo CM sono:

Posizione iniziale:

- $x_{0,ch} = 0$ m;
- $y_{0,ch} = 0$ m;
- $z_{0,ch} = 0$ m;

Velocità iniziale:

- $u_{0,ch} = 0$ m/s;
- $v_{0,ch} = 0$ m/s;
- $w_{0,ch} = 0$ m/s;

Lo S/C a cui sarà collegato il Chaser risulta al momento solo fittizio; pertanto, non gli è stata assegnata alcuna massa o inerzie.

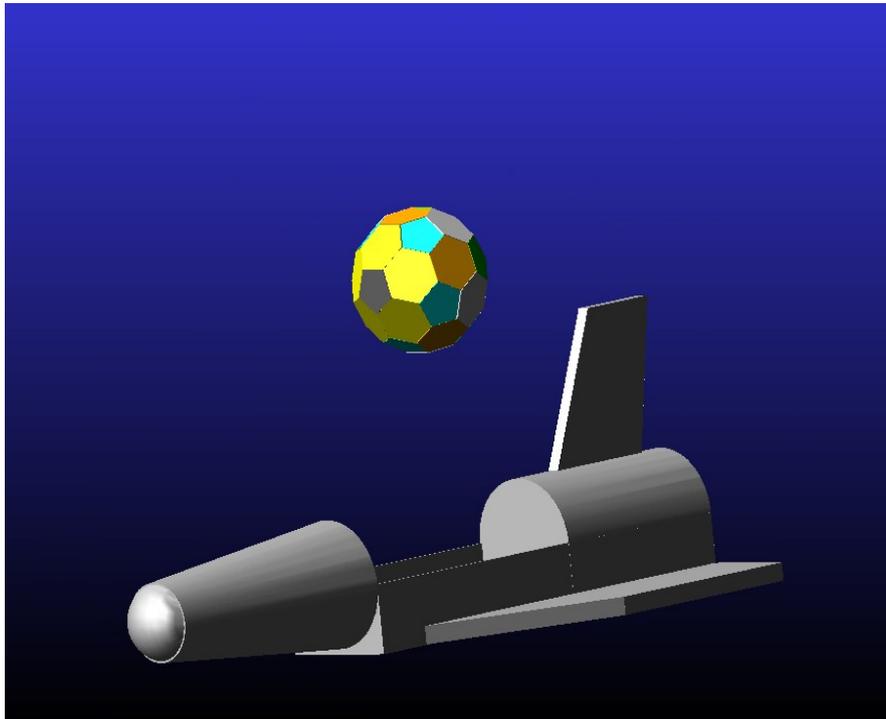


Figura 3.13 Modello del chaser in configurazione di cattura

3.2.3 Simulazione del contatto

Per simulare l'urto e i contatti tra le varie parti del sistema sono stati impostati i seguenti parametri:

- Damping (C)= $28 \cdot 10^3$ N/(m*s); Riguarda lo smorzamento
- Stiffness (K)= $3.5 \cdot 10^7$ N/m; Coefficiente di rigidezza
- Profondità di penetrazione: 0.1 mm; è la massima profondità di penetrazione tra i due corpi a contatto per il quale Adams una volta raggiunto tale valore porterà il coefficiente di smorzamento al suo massimo valore.
- Stiction transition velocity $v_s = 1 \cdot 10^{-4}$ m/s; Definisce la soglia massima di velocità in valore assoluto per il passaggio dall'attrito statico a quello dinamico.
- Dynamic transition velocity: $1 \cdot 10^{-2}$ m/s; Velocità di transizione dall'attrito statico a quello dinamico.
- Coefficiente d'attrito statico $\mu_s = 0.25$; ricordando che la forza di attrito è data dalla seguente formula: $F = \mu N$
- Coefficiente d'attrito dinamico $\mu_d = 0.2$;
- Esponente di forza $e = 1.5$

La forza di contatto nel caso del modello *IMPACT* viene calcolata da Adams mediante l'utilizzo della seguente formula:

$$F_n = k \cdot g^e$$

Dove g rappresenta la penetrazione di una geometria all'interno di un'altra.

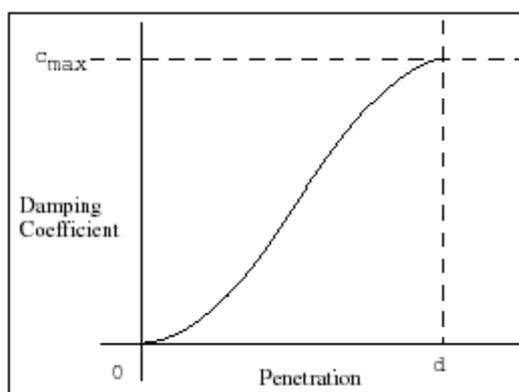


Figura 3.14 *Evoluzione del Coefficiente di Smorzamento all'aumentare della profondità di penetrazione tra i due corpi*^[21]

3.2.4 Simulazione dell' attrito

I parametri di attrito delle cerniere sono:

- Attrito statico: $\mu_s=0.25$;
- Attrito dinamico: $\mu_d=0.2$;
- Stiction transition velocity: $\Delta V = 1*10^{-4}$ m/s; Velocità di passaggio dalla condizione dinamica a quella statica.
- Coefficiente di transizione della velocità: 1.5; Definisce il limite di velocità assoluta per il quale si passa dall'attrito statico a quello dinamico.
- Max Stiction Deformation: $\delta_{max} = 1*10^{-5}$ m; Definisce il creep massimo di deformazione che avviene nella cerniera durante il regime di contrasto
- Friction Arm: $1*10^{-3}$; Definisce la coppia di attrito della cerniera
- Bending Reaction Arm: $1*10^{-3}$; Definisce il momento effettivo della coppia di reazione riguardo la traslazione lungo l'asse.
- Raggio del perno: $1*10^{-3}$ m; Definisce il raggio della circonferenza attorno al quale avverrà la rotazione

Per la simulazione delle forze di attrito tra i giunti Adams può far uso di differenti modelli tra cui LuGre.

Il modello di attrito LuGre è un tipo di modello di attrito a variabili di stato, in cui vengono introdotte variabili di stato aggiuntive (stati interni) per determinare il livello di attrito. Per il modello di attrito LuGre, la deflessione media microscopica delle setole z della superficie di contatto è adottata come variabile di stato, come si vede nella figura. Pertanto, l'attrito può essere considerato come le forze prodotte dalla flessione delle setole. Nei casi di giunto traslazionale 1D, l'attrito è dato da:

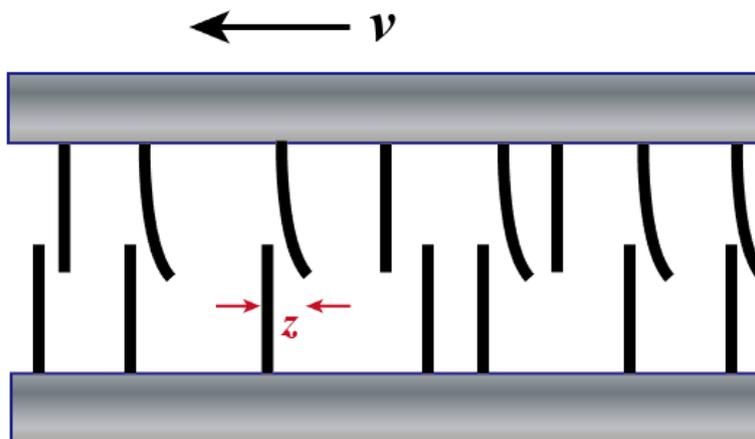


Figura 3.15 Rappresentazione del modello LuGre per la definizione delle forze di attrito tra i corpi^[21]

$$\mathbf{F} = \sigma_0 z + \sigma_1 \dot{z} + \sigma_2 v$$

3.3

Dove σ_0 rappresenta la rigidezza delle setole, σ_1 è lo smorzamento microscopico e σ_2 rappresenta l'attrito viscoso.

È importante notare che $\dot{z} \neq v$ poiché z rappresenta la velocità media di deflessione della setola, mentre v è la velocità del corpo di contatto. Per determinare il valore di z , nella formulazione viene utilizzata un'equazione differenziale aggiuntiva:

$$\dot{z} = v - \sigma_0 \frac{|v|}{F_{SS}(v)} z$$

3.4

Dove

$$F_{SS}(v) = F_d + (F_s - F_d) e^{-\left|\frac{v}{v_\gamma}\right|^\alpha}$$

3.5

F_d e F_s rappresentano rispettivamente il massimo attrito dinamico e statico.

Per il caso del vincolo di cerniera 1D si ha che la coppia M è descritta dalla seguente formula:

$$M = F \cdot R_p = (\sigma_0 z_\theta + \sigma_1 \dot{z}_\theta + \sigma_2 \omega) \cdot R_p^2$$

3.6

Con $z_\theta = \frac{z}{R_p}$ rappresentante lo spostamento angolare. Basandoci sull'equazione precedente riguardante \dot{z} si ha che:

$$\dot{z}_\theta = \omega - \sigma_0 \frac{|\omega|}{M_{SS}(\omega)} z_\theta \cdot R_p^2$$

3.7

Dove

$$M_{SS}(\omega) = M_d + (M_s - M_d) e^{-\left|\frac{\omega R_p}{\omega_\gamma}\right|^\alpha}$$

3.8

M_{SS} rappresenta la coppia LuGre stazionaria per uno specifico ω dove $\dot{z}_\theta = 0$ e z_θ è costante mentre l'esponente α è utilizzato per determinare la velocità di decadimento (la forma della curva dell'effetto Stribeck descritto nell'immagine successiva).

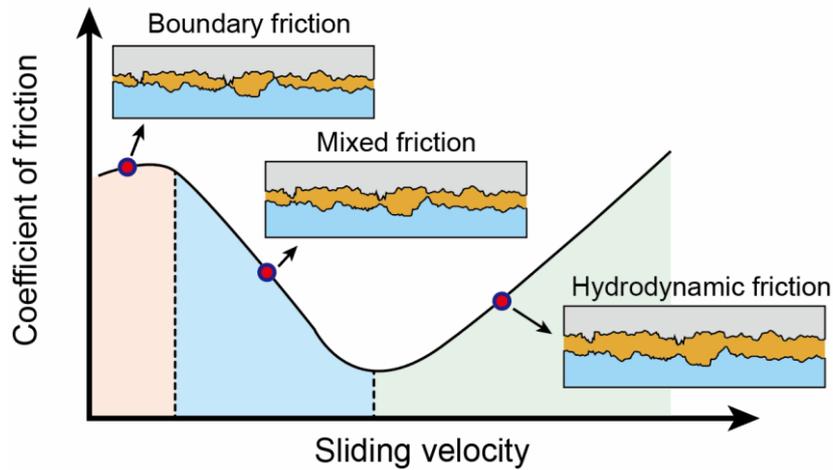


Figura 3.16 Andamento del coefficiente d'attrito in funzione della velocità di slittamento tra i due corpi ^[21]

Il seguente modello è stato utilizzato per simulare l'attrito nelle cerniere:

$$F_d = \mu_d F_n \tag{3.9}$$

$$F_s = \mu F_n \tag{3.10}$$

Con μ descritto dalla seguente formula:

$$\mu = -(1 - \beta)\mu_1\delta - \mu_s\beta V \tag{3.11}$$

i parametri β e μ_1 servono a controllare il passaggio dalla condizione statica a quella dinamica e sono descritti invece dalle seguenti formule:

$$\beta = \text{step5}(V, 0, 0, \Delta V, 1) \tag{3.12}$$

$$\mu_1 = \mu_s \text{step5}(\delta, 0, 0, \delta_{max}, 1) \tag{3.13}$$

Dove ΔV e δ rappresentano rispettivamente la *STICTION FRICTION VELOCITY* e la *STICTION DEFORMATION*.

4. Esecuzione & Risultati dell'Analisi

4.1.1 Simulazione della fase di inseguimento

La simulazione riguarda i momenti finali di questa fase poiché il Chaser risulterà a una distanza sufficientemente bassa da poter confermare la presenza del Target tramite i suoi sensori e allinearsi ad esso procedendo con il suo avvicinamento controllandone la velocità relativa:

Per fare ciò è stato necessario aggiungere delle leggi che controllino le forze applicate al CM del Chaser in modo tale da controllare il suo assetto e la sua velocità relativa al Target.

Le leggi di forza applicate per il Controllo di Assetto sono le seguenti:

- Coppia AX: $-KT*AX(MARKER_350,MARKER_351)-CT*WX(MARKER_350,MARKER_351,MARKER_351)$
- Coppia AY: $-KT*AY(MARKER_350,MARKER_351)-CT*WY(MARKER_350,MARKER_351,MARKER_351)$
- Coppia AZ: $-KT*AZ(MARKER_350,MARKER_351)-CT*WZ(MARKER_350,MARKER_351,MARKER_351)$

Queste leggi controllano la posizione (AX, AY,AZ) e la velocità angolari (WX, WY, WZ) del CM del Chaser rispetto a quello del Target mantenendoli allineati e sono descritte dalla seguente formula:

$$T = -C_T * \frac{d\vartheta}{dt} - K_T * \vartheta + T_0$$

4.1

Dove KT è il coefficiente di rigidità torsionale e CT il coefficiente di smorzamento viscoso, questi vengono abbinati rispettivamente alla velocità angolare e all'angolo ϑ misurato in aggiunta a un precarico T_0 che nel nostro caso è nullo.

Il sistema rileverà la velocità del Target paragonandola alla propria, conoscendo la massa del Chaser sarà in grado mediante la formula riportata in seguito, di sprigionare la forza necessaria per poter variare la propria velocità nel tempo fino a giungere a una certa velocità limite di avvicinamento.

Per la costruzione delle leggi di forza vengono in aiuto le equazioni della dinamica sotto le ipotesi di moto rettilineo uniforme e massa M costante:

$$F = Ma = \frac{\partial q}{\partial t} = M \frac{\partial V}{\partial t}$$

4.2

Il sistema rileverà la velocità del Target paragonandola alla propria, conoscendo la massa del Chaser sarà in grado mediante la formula sopra riportata di sprigionare la forza necessaria per poter variare la propria velocità nel tempo fino a giungere a una certa velocità limite di avvicinamento

Le Leggi di forza applicate per il controllo della posizione e la velocità di avvicinamento sono:

La massa M equivale nel modello all'elemento "Chasing_Model.Mass" mentre gli elementi "Chasing_Model.cm_v" e "Chasing_Model.cm_tgv" indicano le velocità rispettive del Chaser e del Target" che variando nel tempo della simulazione se moltiplicate alla massa del Chaser M si traducono in una **forza**.

Inoltre, essendo che l'obiettivo è quello di avvicinarsi al Target con una certa velocità relativa viene imposto che la differenza tra la velocità del Target e quella del Chaser non sia nulla ma uguale a una certa velocità limite v_{lim} impostata che si annullerà una volta che questi saranno a una certa distanza rilevata dal sensore inserito nella legge di forza.

- $F_x = \text{IF}(\text{SENVAL}(\text{SENSOR}_z):1,1,0)*(-$
 $(\text{Chasing_Model.Mass})*(\text{Chasing_Model.cm_vx}-(\text{Chasing_Model.cm_tgv_x}$
 $\text{IF}(\text{Chasing_Model.MEA_cm_tg_x}:0,0,1)*v_{x_lim}))) + \text{IF}(\text{SENVAL}(\text{SENSOR}_z):0,0,$
 $\text{STEP5}(\text{time}, \text{SENVAL}(\text{SENSOR}_z)+50, 0, \text{SENVAL}(\text{SENSOR}_z)+80, -$
 $\text{Chasing_Model.Mass}*(\text{Chasing_Model.cm_vx})))$
- $F_y = \text{IF}(\text{SENVAL}(\text{SENSOR}_z):1,1,0)*(-$
 $(\text{Chasing_Model.Mass})*(\text{Chasing_Model.cm_vy}$
 $(\text{Chasing_Model.cm_tgv_y} + \text{IF}(\text{Chasing_Model.MEA_cm_tg_y}:1,0,0)*v_{y_lim}))) + \text{IF}$
 $(\text{SENVAL}(\text{SENSOR}_z):0,0, \text{STEP5}(\text{time}, \text{SENVAL}(\text{SENSOR}_z)+50, 0,$
 $\text{SENVAL}(\text{SENSOR}_z)+80, -\text{Chasing_Model.Mass}*(\text{Chasing_Model.cm_vy})))$
- $F_z = -(\text{Chasing_Model.Mass})*(\text{Chasing_Model.cm_vz}$
 $(\text{Chasing_Model.cm_tgv_z} + \text{IF}(\text{SENVAL}(\text{SENSOR}_z):1,1,0)*v_{lim})) + \text{IF}(\text{SENVAL}$
 $(\text{SENSOR}_z):0,0, 1.0*\text{STEP5}(\text{time}, \text{SENVAL}(\text{SENSOR}_z)+50, 0,$
 $\text{SENVAL}(\text{SENSOR}_z)+80, -\text{Chasing_Model.Mass}*(\text{Chasing_Model.cm_vz})))$

In questo caso le leggi di forza per la spinta sono descritte dalle seguenti equazioni:

$$F = M * \frac{d}{dt} [(V_{ch}(t) - (V_{tg} - V_{lim}))]$$

4.3

Per l'implementazione di queste leggi sono stati utilizzati tool come Sensori ($SENSOR_z$) per il controllo della distanza lungo l'asse Z e la somma di più leggi di forza in modo tale da controllare l'avvicinamento anche durante le fasi successive di cattura e di rallentamento.

Infatti, per l'allineamento col Target sono state utilizzate le leggi di forza F_x e F_y atte ad azzerare la distanza dei CM dei due corpi lungo i due assi controllandone la velocità relativa tramite il

parametro v_lim che indica la velocità relativa da mantenere durante l'allineamento. Per fare ciò sono state utilizzate delle funzioni IF in modo tale da azzerare le forze coinvolte una volta raggiunto l'allineamento. Infine, la funzione IF combinata al sensore ($SENSOR_z$) e la funzione $STEP5$ attiva l'ultima legge di forza con lo scopo di azzerare la velocità del Chaser una volta catturato il Target.

La funzione $STEP5$ ha la seguente struttura:

$$STEP5(x, x_0, h_0, x_1, h_1)$$

Dove x sono i valori della funzione studiata, nel nostro caso è il tempo della simulazione (*time*), quindi al tempo iniziale x_0 viene imposto un certo valore iniziale della funzione h_0 fino ad arrivare al valore finale h_1 al tempo x_1 .

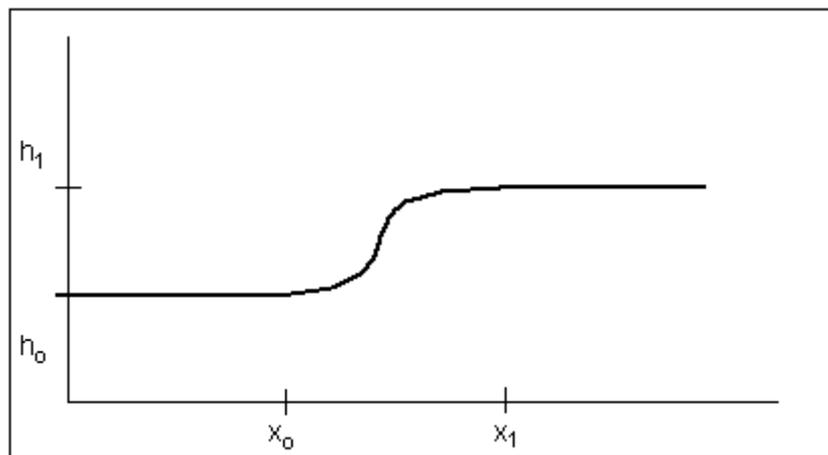


Figura 4.1 Esempio illustrativo della funzione $STEP^{[21]}$

Il sensore $SENSOR_Z$ è una funzione con il quale viene studiato il valore di una certa funzione, misura o parametro durante la simulazione riportando determinati valori nel caso in cui questo fosse maggiore/uguale/minore di un certo valore soglia imposto, nel nostro caso è stato preso in esame il valore della distanza tra target e chaser. Il sensore una volta rilevato che la distanza fosse uguale o minore del valore soglia (nel nostro caso 0.7 m), questo avrebbe prodotto come output il tempo della simulazione in cui è stata verificata tale condizione $SENVAL(SENSOR_Z)$.

La funzione IF possiede la seguente forma generica:

$$IF(Exp1: Exp2, Exp3, Exp4)$$

Dove Exp1 è la funzione che Adams va studiare:

- Se $Exp1 < 0$ IF restituisce i valori di Exp2;
- Se $Exp1 = 0$ IF restituisce i valori di Exp3;
- Se $Exp1 > 0$ IF restituisce i valori di Exp4.

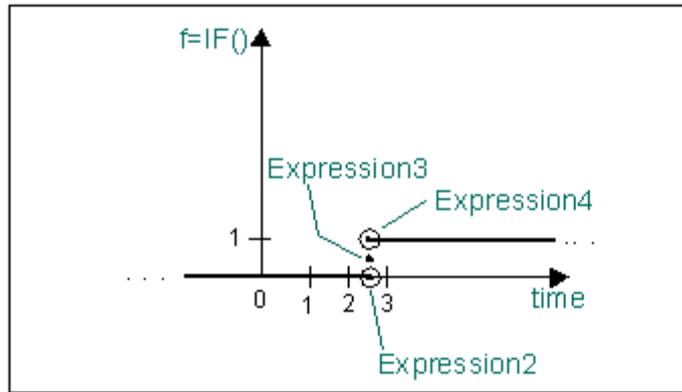


Figura 4.2 Esempio illustrativo della funzione $IF^{[2]}$

L'avvicinamento lungo l'asse Z di riferimento avviene in modo quasi analogo infatti il Chaser controlla la distanza relativa col Target sia in posizione e che in velocità tramite l'uso delle funzioni IF in modo tale da mantenere una certa velocità di avvicinamento in un primo momento per poi azzerarsi una volta che il sensore avrà rilevato il Target a una distanza sufficiente per passare alla fase di chiusura e cattura con l'obiettivo di mantenere la stessa velocità del Target evitando in un primo momento ogni tipo di collisione con esso.

Durante questa fase, inoltre, il Chaser inizierà da subito a passare dalla configurazione compatta a quella completamente dispiegata tramite l'utilizzo delle leggi di moto:

Queste permettono alle piastre del Chaser di ruotare attorno alle cerniere di 180° a una velocità costante. Il tempo di attuazione per passare dalla configurazione compatta a quella dispiegata durante la simulazione è pari a 75 secondi suddiviso in 3 step da 25 secondi ciascuno.

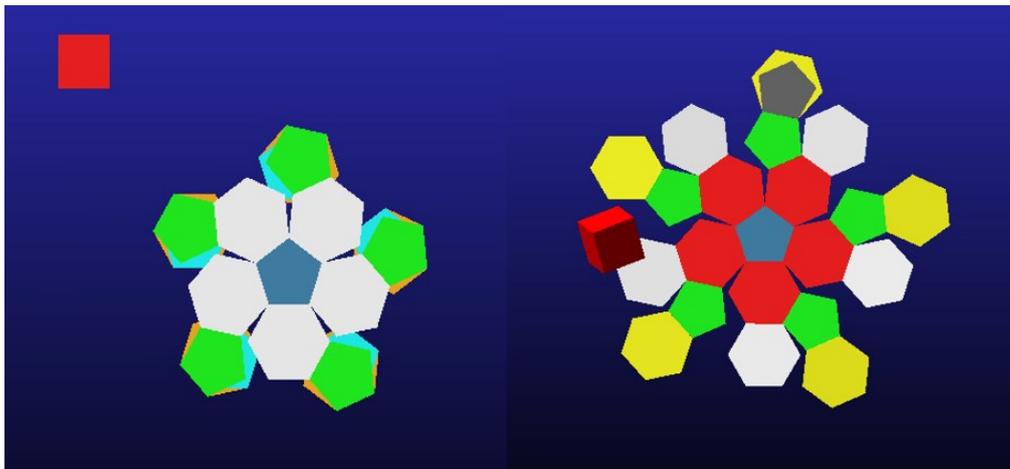


Figura 4.3 Allineamento lungo y

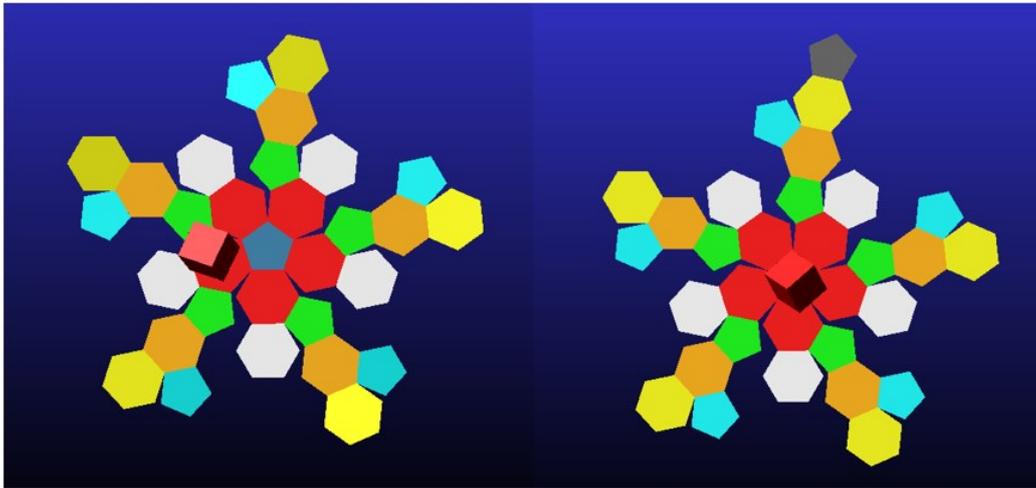


Figura 4.4 Allineamento lungo x

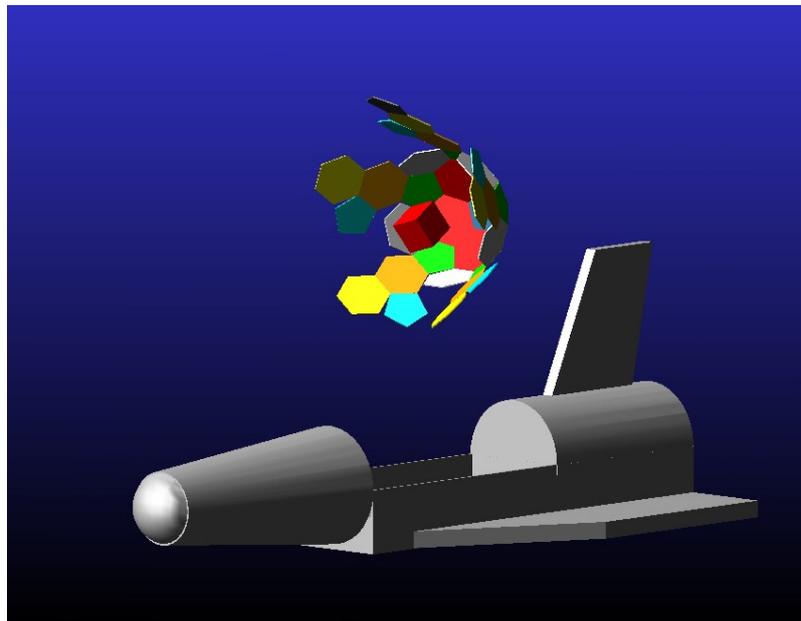


Figura 4.5 Avvio della Cattura del Target

L'andamento delle forze e delle coppie applicate tramite le leggi precedentemente descritte sono descritte nei seguenti grafici:

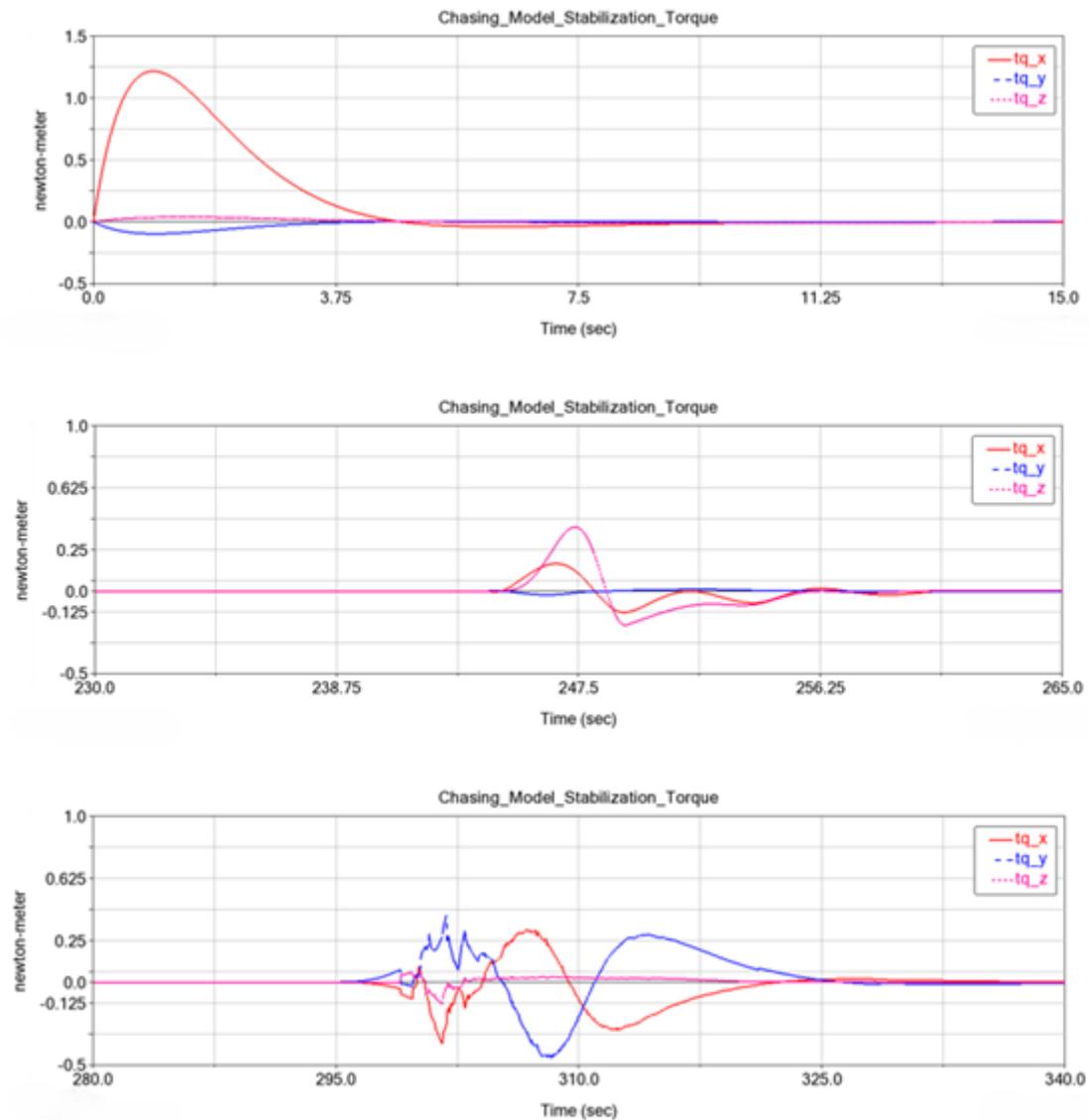


Figura 4.6 Coppie per il controllo dell'assetto del Chaser

Dai grafici sopra riportati si può notare che i picchi massimi delle coppie necessarie al mantenimento del chaser allineato col target sono presenti in tre fasi:

- Durante la fase iniziale i due corpi risultano inizialmente in posizioni differenti (grafico in alto);
- Nella fase di cattura, una volta rilevato il target ad una posizione sufficientemente vicina al chaser, quest'ultimo inizia la fase di attuazione dei meccanismi per la chiusura delle piastre, producendo così delle coppie d'inerzia che lo porterebbero ad una variazione del suo assetto (grafico centrale);

- Infine nell'ultima fase di rallentamento in cui il target una volta catturato sarà comunque libero di muoversi all'interno del chaser, perciò, quando la velocità inizierà a diminuire questo urterà provocando ulteriori accelerazioni che dovranno essere controbilanciate.

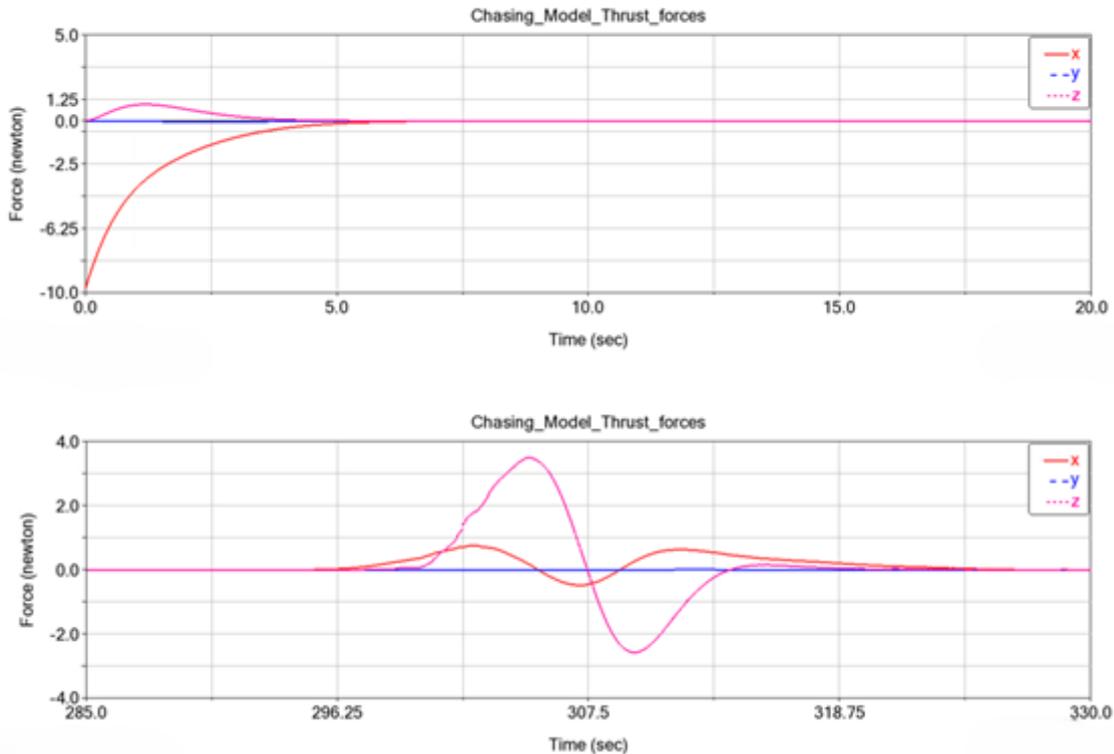


Figura 4.7 Forze necessarie alla spinta per l'inseguimento

I grafici rappresentano le spinte prodotte dal sistema necessarie all'inseguimento e al raggiungimento del corpo da catturare. Vista l'assenza di fattori di disturbo provenienti dall'esterno come attrito, presenza di altri corpi o altre forze prodotte, il chaser produrrà un picco di forza solamente nelle fasi iniziale e di rallentamento poiché nella prima, la forza produrrà un'accelerazione necessaria al raggiungimento di una certa velocità relativa di avvicinamento verso il corpo e infine una volta raggiunto questo produrrà un altro picco di forze necessario all'azzeramento di tutte le componenti di velocità una volta avvenuta la cattura.

L'andamento delle velocità e delle posizioni del Target e del Chaser ottenute durante la simulazione della fase d'inseguimento sono riportate nei seguenti grafici:

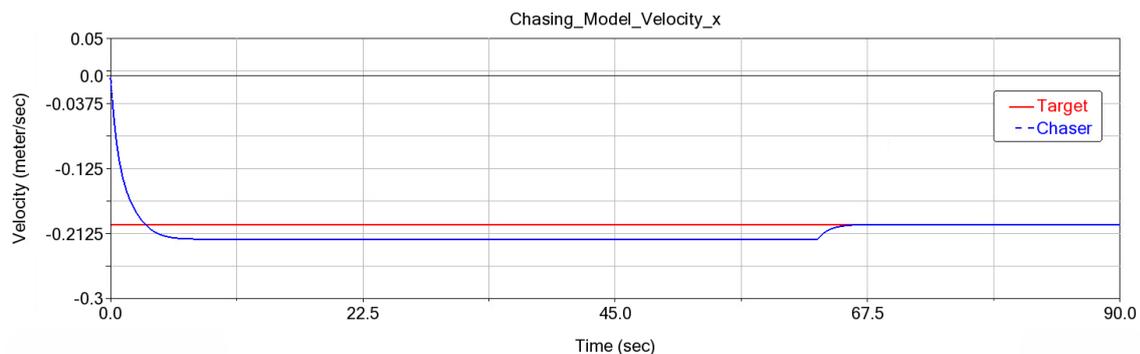


Figura 4.8 Velocità lungo x del Chaser e del Target

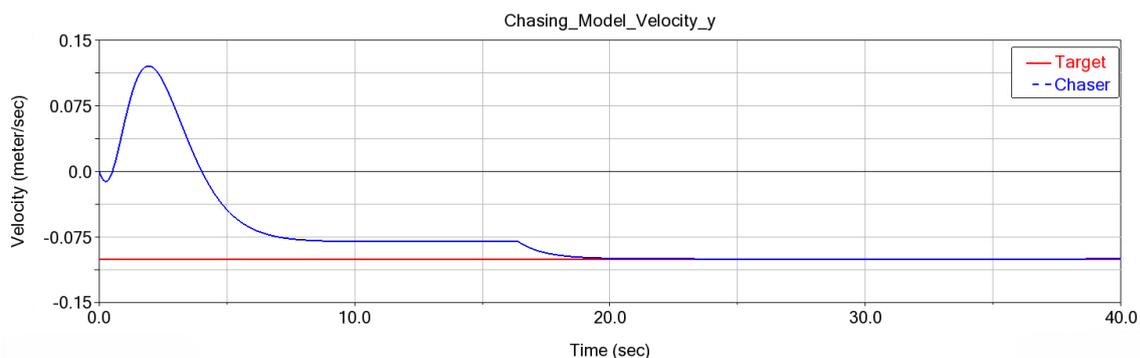


Figura 4.9 Velocità lungo y del Chaser e del Target

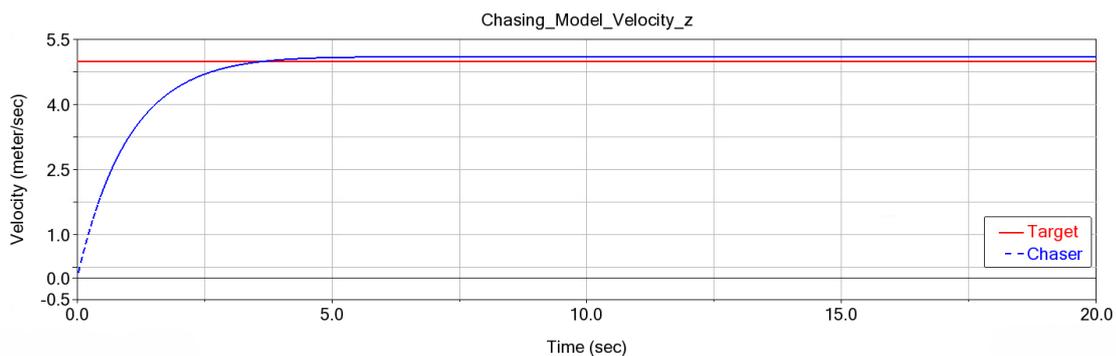


Figura 4.10 Velocità lungo z del Chaser e del Target

Come visto in precedenza, durante la simulazione, le componenti di velocità del chaser sono nulle a differenza di quelle del corpo che però restano costanti durante tutta la prima fase di inseguimento fino alla cattura. Il catturatore in questa prima fase raggiungerà la stessa velocità del target sommata ad una velocità aggiuntiva affinché le posizioni relative tra i due possano annullarsi in modo controllato.

Per la posizione:

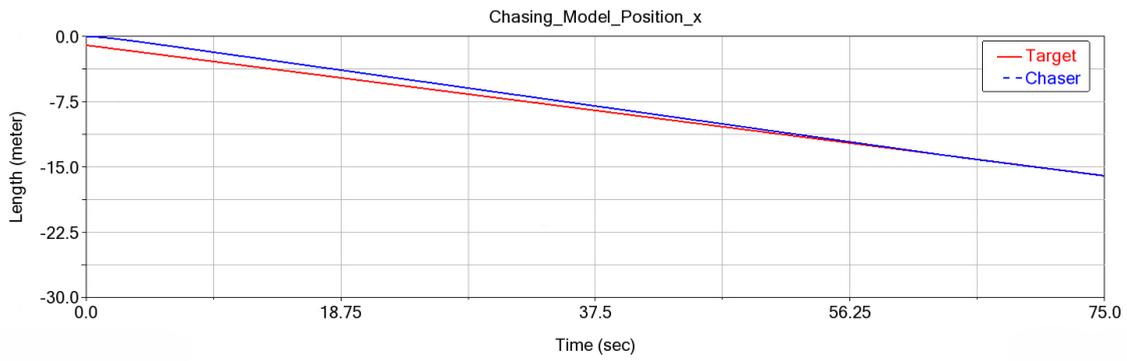


Figura 4.11 Posizioni lungo x

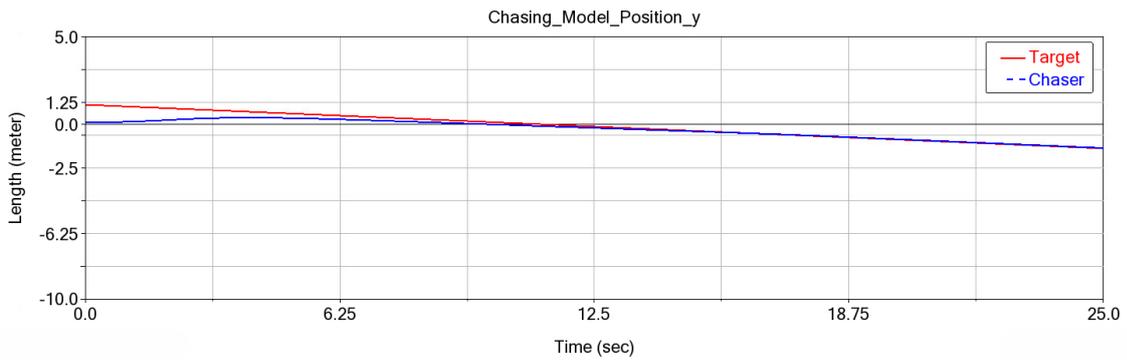


Figura 4.12 Posizioni lungo y



Figura 4.13 Posizioni lungo z

In fatti l'avvicinamento dei due corpi descritto dai grafici sopra riportati è descritto quasi da delle rette che indicano il fatto che il chaser sta raggiungendo il target ad una certa velocità costante.

4.1.2 Simulazione della fase di cattura

In questa fase lo S/C si troverà ad una distanza sufficiente da poter catturare il Target senza che questo subisca nessun urto.

La chiusura permetterà il passaggio dalla configurazione dispiegata a quella di cattura assumendo la seguente forma mostrata in figura

La chiusura avviene in un tempo totale di 20 secondi suddiviso in 4 step da 5 secondi l'uno.

Per ottenere la configurazione descritta è necessario che le piastre ruotino di un angolo pari a 41.8° tra le piastre esagonali e 37.4° tra piastra esagonale e pentagonale.

Durante la cattura il sensore (*SENSOR_z*) rileverà il Target ad una certa distanza rispetto al Chaser (0.7 m), una volta raggiunta tale distanza avrà inizio la fase di chiusura e cattura.

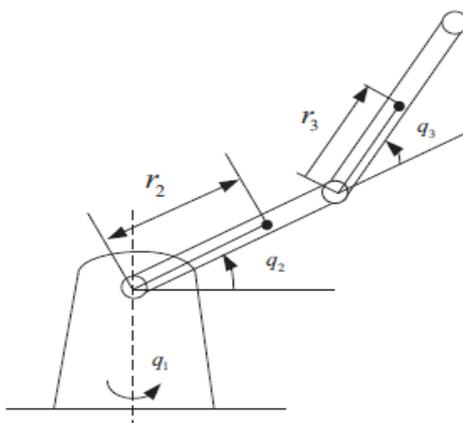


Figura 4.14 Modello geometrico ideale dell'attuazione

Nei seguenti grafici verrà messo in evidenza come durante questa fase vengono controllate le velocità e le posizioni relative ponendo particolare attenzione sull'assenza di collisioni:

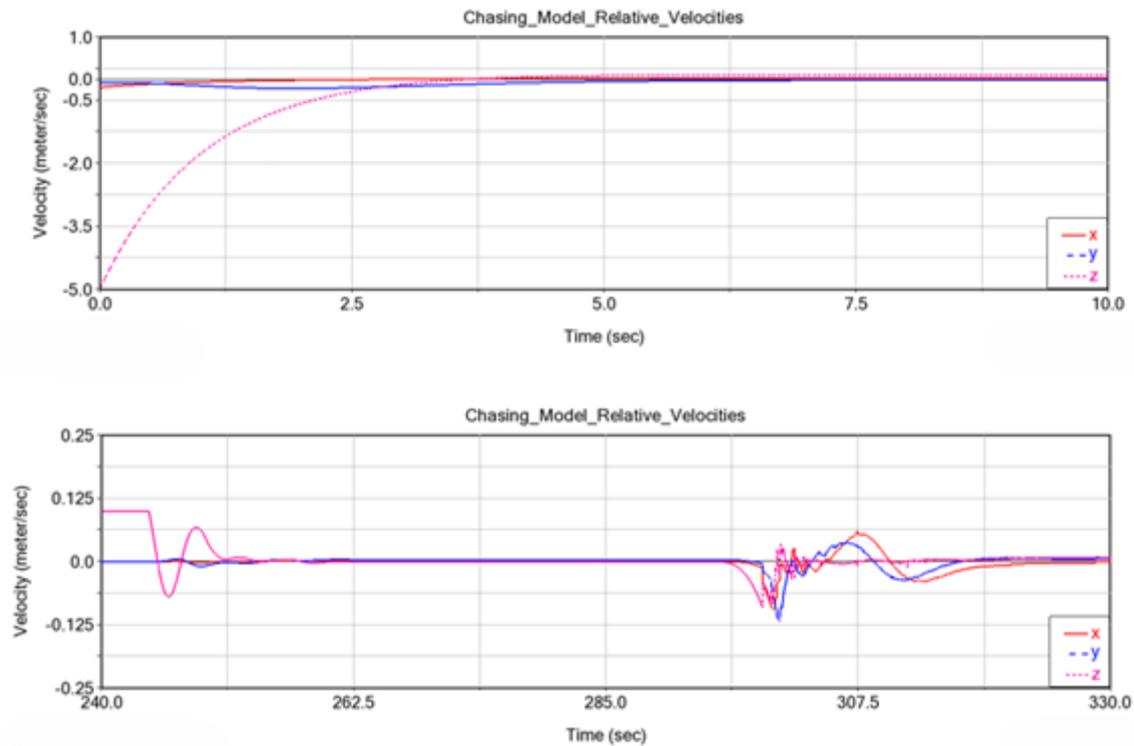


Figura 4.15 *Andamento delle Velocità Relative durante la fase di inseguimento (in alto) e di cattura (in basso)*

A conferma di quanto detto in precedenza i grafici mostrano come le componenti di velocità relative tra i due corpi vadano quasi a zero durante la fase di inseguimento, riportando dei picchi durante quella di cattura poiché il cacciatore subisce delle accelerazioni durante la fase di chiusura. Infine nella fase di rallentamento i picchi di velocità risultano molto discontinui a causa della presenza di urti tra i due corpi. In seguito riportati i grafici riguardanti l'andamento delle posizioni relative tra i due corpi lungo i tre assi e si può notare come l'avvicinamento avviene in modo piuttosto lineare mentre una volta avvenuta la cattura la distanza relativa resta entro certi valori poiché il target risulta all'interno del chaser.

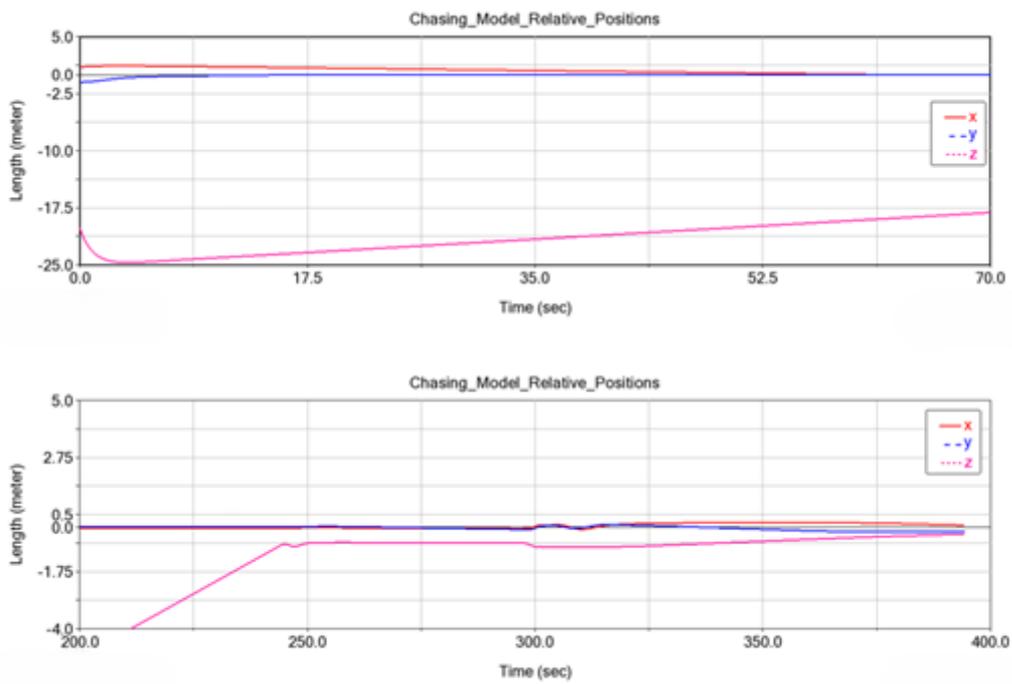


Figura 4.16 *Andamento delle Posizioni Relative durante la fase di inseguimento (in alto) e di cattura (in basso)*

4.1.3 Simulazione della fase di rallentamento

Questa risulterà una delle fasi più critiche poiché durante il rallentamento avverranno delle collisioni che se non venissero controllate potrebbero danneggiare in modo catastrofico l'intero S/C, è opportuno perciò durante questa simulazione valutare le forze d'impatto in gioco.

In questa fase giocheranno sempre un ruolo fondamentale le forze F_x , F_y e F_z in cui una volta catturato il Target faranno in modo che le velocità nelle tre componenti dello S/C vengano azzerate portando così alla stessa velocità anch'esso.



Figura 4.17 Andamento dell'accelerazione subita dal Target durante la cattura

Dalla figura 2.28 è chiaro come prima della fase di rallentamento (fino al tempo pari a circa 150s) il Target continui a viaggiare senza subire alcun tipo di disturbo da parte del Chaser.

Dal grafico sovrastante il Target subisce delle accelerazioni massime che si aggirano attorno ai 5.1 m/s². Perciò considerando la massa di 20.78125kg del Target la forza d'impatto raggiunge un picco massimo di 105.984375N ovvero circa 10.804kg.

I seguenti grafici mettono in evidenza come durante questa fase siano avvenuti degli urti all'interno del Chaser portando così il Target ad una velocità nulla.

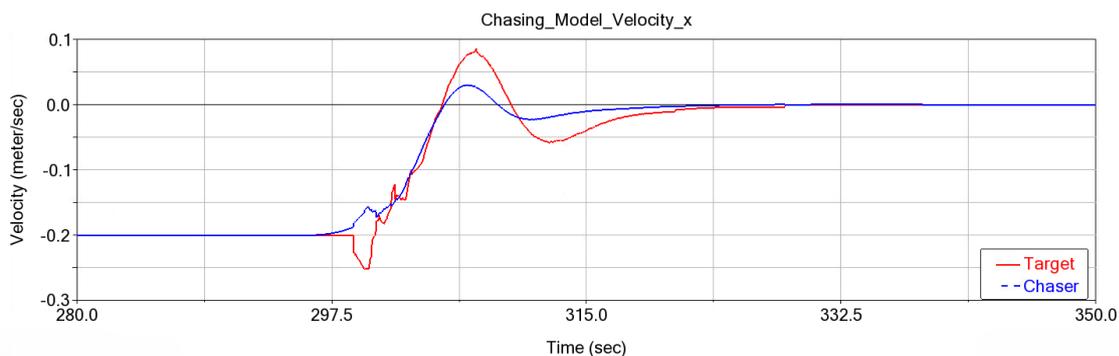


Figura 4.18 Velocità lungo x del Chaser e del Target dopo la cattura

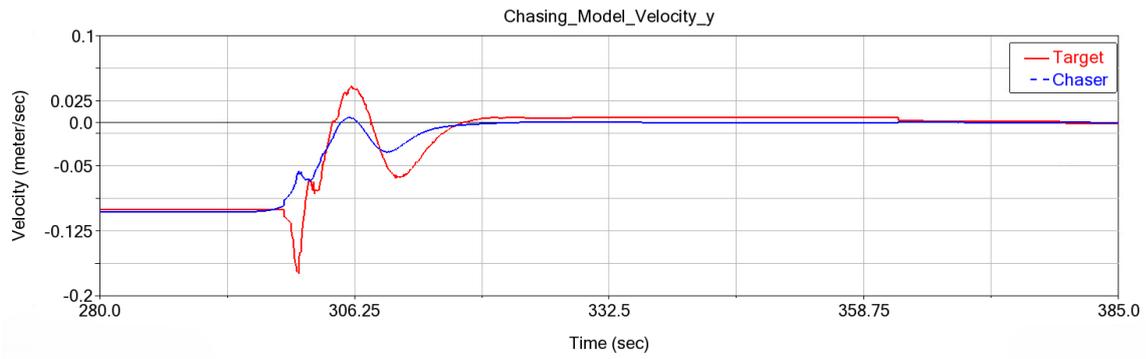


Figura 4.19 Velocità lungo y del Chaser e del Target dopo la cattura



Figura 4.20 Velocità lungo z del Chaser e del Target dopo la cattura

In questi grafici sono messe in evidenza le velocità dei due corpi durante la fase di rallentamento infatti al sopraggiungere di questa tutte le componenti di velocità sia del target che del chaser vanno ad annullarsi.

4.1.4 Coppie Agenti sulle cerniere

Le coppie registrate durante la simulazione riguardano prevalentemente la fase di apertura per il passaggio dalla configurazione compatta a quella dispiegata:



Figura 4.21 Coppie delle cerniere durante la fase di Dispiegamento

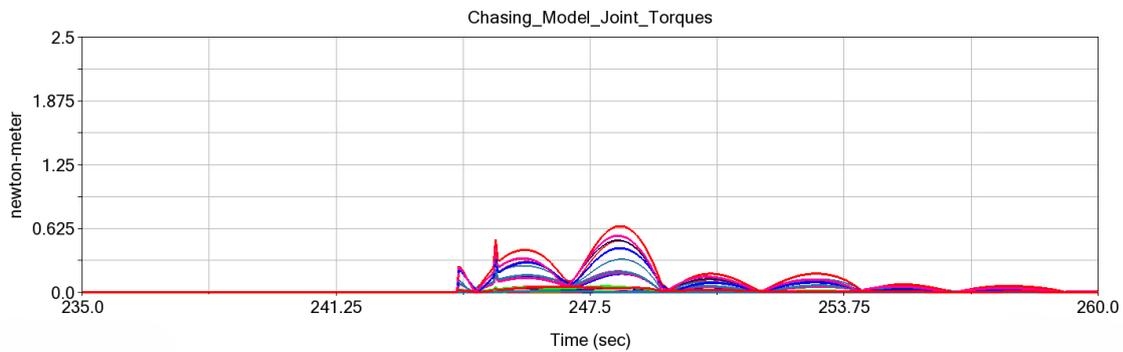


Figura 4.22 Coppie delle cerniere durante la fase di Cattura

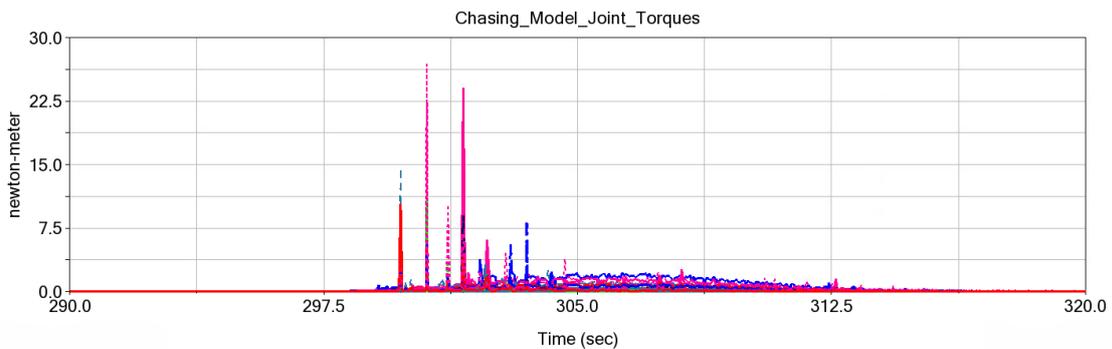


Figura 4.23 Coppie delle cerniere durante la fase di Rallentamento

Dato che l'attuazione avviene tramite delle leggi di moto puramente cinematiche per mezzo degli strumenti *MOTION*, gli attuatori sono ancora considerati ideali. In una successiva iterazione questi avranno delle caratteristiche non ideali e verrà effettuato un controllo di coppia. Al momento i risultati ottenuti sono utili al dimensionamento preliminare delle cerniere.

Ricapitolando, le i valori più significativi ottenuti dalla simulazione in termini forze e coppie agenti sono:

	Spinta massima [N]	Coppia massima di stabilizzazione [Nm]
x	9.765	1.217
y	0.052	0.456
z	3.5047	0.388

Tabella 4.1 Spinte e Coppie massime per le fasi di chasing

Accelerazione massima del target durante l'urto:

$$a_{tg} = 5.082 \text{ m/s}^2$$

Coppie massime alle cerniere:

Fasi	Coppie [Nm]
Dispiegamento	8.0
Cattura	0.65
Rallentamento	26.91

Tabella 4.2 Coppie alle Cerniere

5. Sistemi di Rilevazione & Meccanismi di Attuazione

5.1 Attuazione e Cerniere

Per l'attuazione del sistema è necessario vincolare le piastre tra loro tramite l'utilizzo di cerniere. Queste dovranno permettere una rotazione di 180° durante la fase di dispiegamento e di ulteriori 37.4° o 41.8° durante la fase di cattura. Inoltre l'apertura e la chiusura dovrà essere ripetuta più volte dato che l'obiettivo del chaser è quello di individuare e far deorbitare più di un detrito durante l'intera missione. Dopo la fase di rilascio del target è necessario che lo S/C sia in grado di chiudere e riportare al suo interno il sistema di cattura poiché questo aumenterebbe la sua superficie portando il chaser a subire una maggiore resistenza aerodinamica visto che la missione sarà svolta in orbita LEO. Infatti un aumento della superficie comporterebbe un consumo maggiore di carburante sia durante il ritorno all'orbita di parcheggio che per le manovre di station keeping e inseguimento successive. Inoltre in questo tipo di orbite oltre agli sbalzi termici dettati dall'alternarsi delle fasi di irraggiamento e di eclissi dal Sole, sarà anche presente dell'ossigeno anche in forma atomica che andrebbe a reagire col materiale delle cerniere riducendo le loro prestazioni e caratteristiche meccaniche. Sarà quindi necessario che cerniere abbiano le seguenti capacità:

- Rotazione di 217.4° tra piastra esagonale e pentagonale;
- Rotazione di 221.8° tra due piastre esagonali;
- Possibilità di invertire le rotazioni per richiudere il sistema di cattura;
- Buona resistenza agli urti e agli sforzi durante l'attuazione;
- Buona durabilità e affidabilità;
- Resistenza a fatica, corrosione e agli sbalzi termici.

Per l'inseguimento viste le forze necessarie all'accelerazione del Chaser dovrà essere utilizzato un opportuno sistema propulsivo. Per l'attuazione una buona scelta potrebbe essere quella di utilizzare motori Passo-Passo[20] che potranno essere dimensionati sulla base delle coppie rilevate dalla simulazione. Questi sono ampiamente utilizzati nel campo aerospaziale per la loro affidabilità e per l'efficacia nel controllo dei movimenti durante l'attuazione. Si potrebbe utilizzare un numero ridotto di motori collegati tra loro tramite un sistema di aste flessibili e funi ma ciò potrebbe comportare una drastica riduzione dell'affidabilità del sistema nel caso in cui l'urto con il target possa danneggiare i collegamenti tra le varie parti. Per il mantenimento della posizione delle cerniere si può utilizzare un sistema di bloccaggio tramite ganasce o altri dispositivi affinché il dispositivo si apra solo quando richiesto per una corretta fase di cattura e rilascio.

5.2 Sensori Per il Tracciamento del Target:

Il sistema sarà supportato da diversi sensori atti al rilevamento del Target durante le diverse fasi, tali si distinguono tra attivi e passivi e differiscono per portata e precisione, inoltre per l'intercettazione del Target lo S/C sarà in grado di comunicare con la GS che fornirà i dati sulla posizione dell'orbita del Target da catturare e a sua volta il sistema invierà alla GS i dati sulla sua posizione aggiornata.

5.2.1 Precisione e portata dei sensori per la rilevazione di detriti spaziali

La precisione e la portata dei sensori per la rilevazione di detriti spaziali dipendono da diversi fattori, tra cui:

- **Tipo di sensore:**
 - **Camere CCD:** Possono raggiungere una risoluzione di 0,1 metri per pixel, ma la loro portata è limitata a poche centinaia di chilometri. [8]

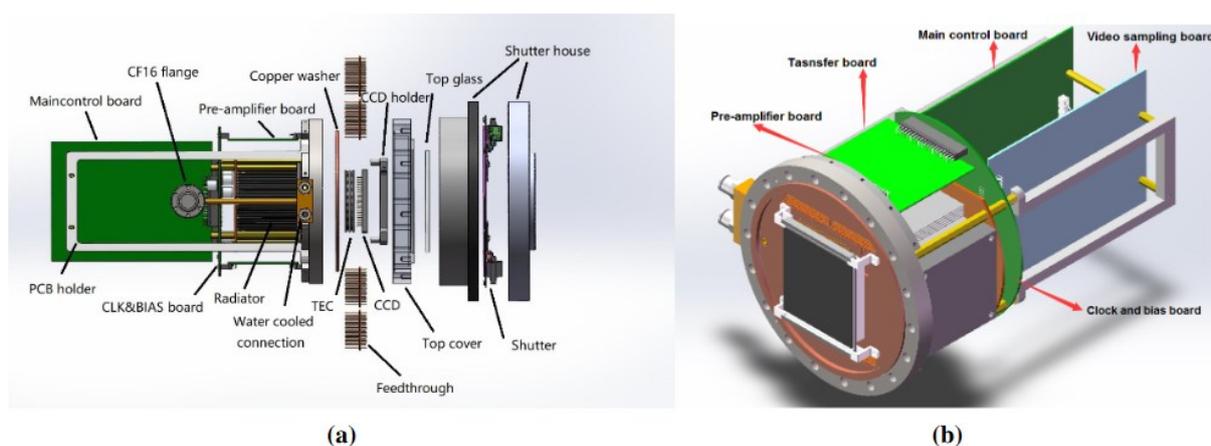


Figura 5.1 Esempio di schema di una camera CCD[8]

- **Telemetri ottici:** Possono raggiungere una precisione di pochi metri nella misurazione della distanza e della velocità dei detriti spaziali, ma la loro portata è limitata a poche migliaia di chilometri.
- **Radar a scansione sintetica (SAR):** Possono raggiungere una risoluzione di 1 metro per pixel, ma la loro portata è limitata a poche centinaia di chilometri.

- **Radar a impulsi Doppler:** Possono misurare la velocità radiale dei detriti spaziali con una precisione di pochi metri al secondo, ma la loro portata è limitata a poche migliaia di chilometri.
 - **Sensori a infrarossi (IR):** Possono rilevare detriti spaziali di dimensioni relativamente grandi (circa 10 cm) a distanze di decine di migliaia di chilometri.
 - **Magnetometri:** Possono misurare il campo magnetico generato dai detriti spaziali a distanze di decine di migliaia di chilometri.
 - **Spettrometri di massa:** Possono identificare la composizione chimica dei detriti spaziali a distanze di poche migliaia di chilometri.
- **Dimensione dei detriti spaziali:**
 - Sensori con risoluzioni diverse sono necessari per detriti di diverse dimensioni.
 - Per detriti di dimensioni inferiori a 1 cm, la maggior parte dei sensori non è in grado di fornire informazioni precise.
 - **Orbita del satellite:**
 - L'orbita del satellite determina la tipologia di detriti spaziali che il satellite incontrerà.
 - I sensori a bordo di satelliti in orbita geostazionaria sono in grado di rilevare detriti spaziali di dimensioni più piccole rispetto a quelli a bordo di satelliti in orbita terrestre bassa.

5.2.2 Confronto tra sensori:

La seguente tabella mette confronto diversi sensori distinguendoli per precisione e portata:

Tipo di sensore	Precisione	Portata
Camere CCD	0,1 metri per pixel	Poche centinaia di chilometri
Telemetri ottici	Pochi metri	Poche migliaia di chilometri
Radar a scansione sintetica (SAR)	1 metro per pixel	Poche centinaia di chilometri
Radar a impulsi Doppler	Pochi metri al secondo	Poche migliaia di chilometri
Sensori a infrarossi (IR)	10 cm	Decine di migliaia di chilometri
Magnetometri	Decine di migliaia di chilometri	
Spettrometri di massa	Poche migliaia di chilometri	

Tabella 5.1 Confronto delle caratteristiche dei sensori^{8/}

La scelta dei sensori per la cattura di detriti spaziali dipende da diversi fattori, tra cui le dimensioni, la velocità e l'orbita dei detriti spaziali, nonché le tecnologie di cattura disponibili. Inoltre la portata e la precisione dei sensori sono solo due dei fattori da considerare nella scelta del sistema di cattura. Altri fattori includono il costo, la complessità e l'affidabilità del sistema.

Sono in corso ricerche per sviluppare nuovi sensori e tecnologie di cattura di detriti spaziali più precise e affidabili.

Un esempio applicativo può essere il sistema di cattura di detriti spaziali **RemoveDEBRIS** è un esempio di sistema che utilizza sensori ottici e radar per catturare detriti spaziali. Il sistema è stato sviluppato da un consorzio europeo e ha completato con successo la sua prima missione di cattura nel 2018. [\[2\]](#)

6. Considerazioni finali

L'analisi Multi-Body gioca un ruolo fondamentale nella valutazione e nel design del sistema di cattura poiché ci permette di valutare in modo preliminare la fattibilità della missione e permette la definizione dei requisiti necessari con una maggiore accuratezza. In questa prima analisi sono stati definiti i cinematici, le leggi di moto e di forza necessarie all'attuazione per l'apertura, chiusura del Chaser, per l'inseguimento e la cattura del Target ottenendo così delle forze e coppie necessarie all'attuazione e alla propulsione. Inoltre, questo approccio ha permesso anche di valutare le forze d'impatto che possono essere ridotte tramite il miglioramento del controllo del moto. C'è pertanto da considerare che questa prima analisi è comunque preliminare tenendo conto delle approssimazioni descritte nei capitoli precedenti.

Ulteriori iterazioni dell'analisi potranno portare ad un'ottimizzazione del sistema sotto vari punti di vista e ad una corretta definizione delle diverse fasi della missione.

7. Riferimenti

- [1] ESA Space Debris Office, Space Environment Report 2023 dell'ESA, Darmstadt Germany, 12 Settembre 2023 Ref: GEN-DB-LOG-00288-OPS-SD
URL:
https://www.esa.int/Space_in_Member_States/Italy/Space_Environment_Report_2023_dell_ESA
- [2] Sarah Douglas, Nasa seeks solutions to detect track and clean up small space debris, 25 Settembre 2023
URL: <https://www.nasa.gov/directorates/stmd/stmd-prizes-challenges-crowdsourcing-program/center-of-excellence-for-collaborative-innovation-coeci/coeci-news/nasa-seeks-solutions-to-detect-track-clean-up-small-space-debris/>
- [3] Giorgio Kaldor, Rifiuti spaziali in orbita: cosa sono e quali soluzioni esistono, RM Editori Milano, 2024
URL:
<https://www.renewablematter.eu/articoli/article/rifiuti-spaziali-in-orbita-cosa-sono-soluzioni->
- [4] Dr. Marco Castronuovo, Ing. Elena Vellutini, articolo: Registro Nazionale degli oggetti lanciati nello spazio, ASI, Roma, 2023
URL:
https://www.asi.it/agenzia/risorse_informative/registro-nazionale-degli-oggetti-lanciati-nello-spazio/ambiente-spaziale-2/
- [5] Mauro Stefano, Pierpaolo Palmieri. “An Inflatable Robotic Manipulator for Space Applications.” Politecnico di Torino, 2023.
- [6] Manuel Sanchez, Vision-Based Navigation (VBN) Sensors for Debris Removal (and On-Orbit Servicing): Technology Developments and Supporting Activities for GNC. Gestido ESA/TEC-SAG ESA CleanSpace Industry Days (CSID) 2021
URL:
https://indico.esa.int/event/321/contributions/6389/attachments/4377/6599/VBN_DebrisRemoval_CSID_2021_v_16_for_PDF.pdf
- [7] Adrover Esther Rivas. Book: *Deployable Structures*. London: Laurence King Publishing, UK, 2015.
- [8] Wang, J et al. Design of a Scientific CCD Camera with a Large Focal Plane of $4k \times 4k$ Pixels for BSST Telescope in Antarctica. *Journal of instrumentation* 14.5 (2019): C05014–C05014.
URL:
<https://iopscience.iop-org.ezproxy.biblio.polito.it/article/10.1088/1748-0221/14/05/C05014/pdf>

- [9] [Matteo Goretti](#), Articolo: Propulsione ad emissione di campo ad alta spinta: studio sperimentale di sorgenti planari a metallo liquido 'Pisa University Press' 29 November 2004
- [10] Piero Chiaia, Supervisors: Maria Cinefra, Alfonso Pagani, Matteo Filippi. Tesi Magistrale Advanced finite elements for the large displacement (and large strains) analysis of materials and structures, Polytechnic University of Bari, 2009-2010
- [11] Cantarella, Simone. “Development of an Optical Sensor Simulator for Space-Based Debris Surveillance.” Politecnico di Torino, 2023.
- [12] Chun-Xu Mao, Steven Gao, Senior Member, IEEE, Yi Wang, Senior Member IEEE, Qing-Xin Chu, Senior Member, IEEE, and Xue-Xia Yang, Member IEEE, Article: Polarized Shared-Aperture Array for C-/X-Band Satellite Communications, DOI: 10.1109/TAP.2017.2740981 Institute of Electrical and Electronics Engineers (IEEE), 1 October 2017
- [13] Anz-Meador, Phillip D. (Jacobs Technology, Inc. Houston, TX, United States) Opiela, John N. (Jacobs Technology, Inc. Houston, TX, United States) Shoots, Debra (Jacobs Technology, Inc. Houston, TX, United States) Liou, J.-C. (NASA Johnson Space Center Houston, TX, United States), “History of On-Orbit Satellite Fragmentations, 15th Edition,” Johnson Space Center 4 Luglio 2018. Doc ID: 20180008451
- [14] D. J. Kessler and B. G. Cour-Palais, “Collision frequency of artificial satellites: The creation of a debris belt,” *Journal of Geophysical Research: Space Physics*, vol. 83, no. A6, pp. 2637–2646, NASA Johnson Space Center, Houston, Texas, 1 giugno 1978.
- [15] Printech satsearch_datasheet_i5607j_pcb_s_1-band-patch.pdf, Last update: 22/02/2022
- [16] P. P. Camanho, Failure Criteria for Fibre-Reinforced Polymer Composites, Universidade do Porto 2002.
- [17] Sun C, Wan W, Deng L. Adaptive space debris capture approach based on origami principle. *International Journal of Advanced Robotic Systems*. *International Journal of Advanced Robotic Systems*, Novembre 2019; 16(6). DOI:10.1177/1729881419885219
- [18] Antonio Alessandro Deleo, James O’Neil, Hiromi Yasuda, Marco Salviato, Jinkyu Yang, Origami-based deployable structures made of carbon fiber reinforced polymer composites, *Composites Science and Technology*, Volume 191, 2020, 108060, ISSN 0266-3538, DOI: <https://doi.org/10.1016/j.compscitech.2020.108060>.
- [19] Kuribayashi, Kaori et al. Self-Deployable Origami Stent Grafts as a Biomedical Application of Ni-Rich TiNi Shape Memory Alloy Foil, *Materials science & engineering. A, Structural materials : properties, microstructure and processing* 419.1 (2006): 131–137
- [20] Tanaka, Yuto et al. An Origami-Inspired Deployable Space Debris Collector, *IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems (IROS)*. IEEE, 2023. 10757–10762.
- [21] Umberto Imperato, Relatori, Ing. Antonio Moccia, Dott.ssa Giulia Pica, Sistemi Aerospaziali di Telerilevamento Automazione di un Lidar Portatile per il Monitoraggio Ambientale, A.a 2005/2006
- [22] Hexagon MSC Adams Help, information about *FRICITION*, *CONTACT* model

- [23] J.R. Wertz, D.F. Evere, J.J. Pushell, Space mission engineering: the new SMAD, Space Technology Library, 2011 (W.J. Larson, J.R. Wertz “Space mission analysis and design”, third edition, Space Technology Library)
- [24] P. Fortescue, J. Stark “Spacecraft Systems Engineering”, published by John Wiley and Sons, fourth edition UK, 2011
- [25] Roger R. Bate, Donald D. Mueller, Jerry E. White *Fundamental of Astrodynamics* Dover Publications, Inc. New York, 1971
- [26] J.W. Cornelisse H.F.R. Schoyer & K.F. Wakker *Rocket Propulsion and Spaceflight Dynamics* B. Pitman Publishing London, San Francisco-Melbourne, 1979.