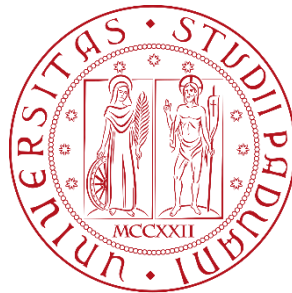


UNIVERSITÀ DEGLI STUDI DI PADOVA

Dipartimento di Fisica e Astronomia “G. Galilei”

Corso di Laurea Triennale in

Astronomia



**STUDIO DEI POTENTIALLY HAZARDOUS
ASTEROIDS E TECNICHE DI MITIGAZIONE**

Relatore

Prof.ssa MONICA LAZZARIN

Correlatore

Dott.ssa FIORANGELA LA FORGIA

Laureando GIOVANNI CONSOLINI

Matricola 1125321

Anno Accademico 2018/2019

Indice

Abstract	1
Introduzione	1
1 Gli asteroidi: NEO e PHA	3
1.1 Breve storia della formazione della Fascia Principale degli Asteroidi	3
1.2 Fascia Principale degli Asteroidi	5
1.3 I NEO e i PHA	9
1.4 Classificazione per pericolosità: Scala di Torino e Scala di Palermo	12
1.5 Impatti passati	15
2 Monitoraggio dei PHA	17
2.1 NASA	17
2.2 Europa	19
2.3 Missioni spaziali	21
3 Tecniche di mitigazioni in fase di studio	25
3.1 Impattore cinetico	26
3.2 Deviazione con esplosione nucleare	32
3.3 Trattore gravitazionale	34
4 Tecniche di mitigazione futuribili	37
4.1 Concentrazione solare	37
4.2 Mass driver	39
4.3 Ablazione laser	41
4.4 Raggio ionico	43
Conclusioni	45
Bibliografia	47

Abstract

In questo elaborato si analizzeranno l'origine, le caratteristiche principali e il monitoraggio degli asteroidi potenzialmente pericolosi (PHA) per la Terra. Si andranno poi ad analizzare le tecniche attualmente in fase di studio atte a proteggere il nostro pianeta da eventuali impatti da parte di questi oggetti. Nel dettaglio si valuterà l'impattatore cinetico, la deviazione tramite esplosione nucleare e il trattore gravitazionale. In riferimento all'impattatore cinetico, si esaminerà la missione AIDA, che vede la NASA (con il progetto DART) e l'ESA (con il progetto HERA, ancora da approvare) lavorare assieme per testare, per la prima volta, questa tecnica su larga scala. Infine, si andranno a esporre delle tecniche di mitigazione alternative ancora in fase concettuale, tra cui il concentratore solare, i mass driver, l'ablazione laser e il raggio ionico, ponendo l'accento sugli aspetti più problematici che presentano.

Introduzione

Questa elaborato ha come obiettivo lo studio dei Potentially Hazardous Asteroids (PHA) e delle possibili tecniche per evitare un possibile impatto con la Terra. I PHA sono asteroidi che, data la loro dimensione e orbita relativamente vicina a quella terrestre, suscitano particolare preoccupazione dato che alcuni di essi hanno una probabilità non nulla di impattare con la Terra.

Nel corso del primo capitolo analizzeremo l'origine di questi oggetti, accennando brevemente alla formazione del Sistema Solare e della Fascia Principale degli Asteroidi. In seguito, vi sarà una classificazione degli asteroidi e una caratterizzazione delle classi più rappresentative della Fascia Principale. Poi passeremo a distinguere questi asteroidi in base alla loro orbita, suddividendo i NEO (Near Earth Object) in varie categorie (Amors, Apollos, Atens, Atiras e PHA). Successivamente introdurremo la Scala di Torino e la Scala di Palermo, due sistemi di classificazione della pericolosità dei PHA, ponendo particolare attenzione su cosa contraddistingua una classe dall'altra. Infine, concluderemo il capitolo con una breve analisi delle conseguenze degli impatti asteroidali, concentrandosi su tre eventi passati: quello della penisola dello Yucatan 66 milioni di anni fa, quello avvenuto a Tunguska (Russia) nel 1908 e quello avvenuto a Čeljabinsk (Russia) nel 2013.

Nel secondo capitolo ci dedicheremo all'analisi del monitoraggio che viene eseguito dei PHA, andando a esaminare come le maggiori agenzie spaziali contribuiscano all'accrescimento delle survey riguardanti questi oggetti.

Nel terzo capitolo verranno presentati le principali metodologie candidate a deviare un asteroide in rotta di collisione con la Terra. Verrà presentato l'impattatore cinetico, la deviazione con esplosione di un ordigno nucleare e il trattore gravitazionale. In particolare, per quanto riguarda l'impattatore cinetico, verrà presentata la missione AIDA, un progetto congiunto tra NASA (che si occuperà di DART) e ESA (che si occuperà di HERA).

Nell'ultimo capitolo, infine, andremo ad esplorare le tecniche di mitigazione che si basano su tecnologie non ancora mature, ma con una buona prospettiva futura. In dettaglio, investigheremo sul concentratore solare, sui mass driver, sull'ablazione laser e sul raggio ionico.

Capitolo 1. Gli asteroidi: NEO e PHA

1.1 Breve storia della formazione della Fascia Principale degli Asteroidi

Ad oggi la migliore interpretazione della formazione del Sistema Solare è data dalla *Solar Nebula Theory* [01], la quale afferma che l'origine del sistema sia da attribuire al collasso (in seguito ad una perturbazione gravitazionale) di una nube di gas e polveri interstellare in lenta rotazione.

Nella nebulosa solare la temperatura (T) è dipendente dalla distanza secondo la relazione

$$T = \frac{631}{R^{0.77}}$$

dove R è la distanza dal protosole misurata in UA. Denominiamo *frost line* la zona dove la temperatura raggiunge i 273K, ovvero a circa 3 UA dal Sole. Questa linea identifica così due zone del disco solare una interna dentro la quale i composti formati da elementi leggeri non possono formare ghiacci a causa dell'elevata temperatura e una esterna dove la temperatura è sufficientemente bassa da permetterne la formazione. Per un riferimento, per $T \leq 2000K$ solo composti di silicati rocciosi e metalli si condensano, mentre per composti di carbonio, silicati e forme di ghiacci è sufficiente una $T \leq 270K$.

Per quanto riguarda la formazione dei proto-planeti, essa richiede dei "semi", ovvero degli aggregati di materia che, eventualmente, si attraggono a vicenda. Tutto parte dalla condensazione del gas nella nube in particelle solide o liquide. Questa primissima fase è molto dipendente dalla temperatura, infatti solo quanto è sufficientemente bassa la materia si può solidificare.

Nel Sistema Solare interno (entro la *frost line*) solo rocce e metalli possono condensarsi, perciò i planetesimi interni sono composti principalmente da questi elementi.

Dopo questa prima fase di condensazione dei gas della nube, in cui si formano i primi planetesimi, la crescita delle particelle solide avvenne per accrezione, un processo in cui le particelle collidono tra loro, fondendosi.

L'accrezione avviene in due modi, tramite collisione dovuta alla sezione d'urto geometrica, ovvero l'impatto diretto tra particelle, e tramite attrazione gravitazionale, in cui le particelle più massive attraggono e inglobano le particelle più ridotte.

All'inizio dell'accrezione, il processo dominante è quello per accrezione geometrica: l'aggregazione per collisione tramite questo metodo è lenta e porta alla formazione di planetesimi di pochi chilometri di diametro in qualche milione di anni.

Successivamente cominciano a dominare le forze gravitazionali: in questa fase si assiste ad un'accrezione incontrollata in cui i planetesimi acquistano sempre più materiale sempre più velocemente fino ad avere un diametro di decine di chilometri, il tutto nel corso di meno di un milione di anni. Da notare che i planetesimi più piccoli che si trovano sulla stessa orbita sono distrutti velocemente dalla presenza di planetesimi più grandi che tendono a "ripulire" le loro orbite, ovvero attraggono a sé il materiale loro circostante. Quindi, tipicamente, un solo oggetto dominerà una regione orbitale.

Da planetesimi, continuando questi accrescimenti, si passerà a protopianeti e, successivamente, ai pianeti. Tuttavia, queste ultime fasi sono tra le più violente, infatti si assiste anche a collisioni tra protopianeti.

Passati tra i 10 e 100 milioni di anni dal collasso iniziale della nube, si stima che si fossero creati 10 pianeti in orbite stabili.

Concludiamo questa sezione con una nota: il processo di formazione dei pianeti ha lasciato tracce ben visibili ancora oggi, tra cui la Fascia Principale degli Asteroidi di cui approfondiremo nella sezione successiva.

1.2 Fascia Principale degli Asteroidi

La maggior parte degli asteroidi si trova nella Fascia Principale, una zona del sistema solare compresa tra 2.2 e 3 UA (si veda come riferimento l'immagine 1 sottostante), tra le orbite di Marte e Giove. Per essere più completi, sono presenti asteroidi anche all'infuori di questa fascia, ad esempio a 5.2 UA ne troviamo una concentrazione: sono i cosiddetti asteroidi troiani gioviani, così chiamati perché sono in orbite stabili (in risonanza 1:1) nei punti lagrangiani L4 e L5 dell'orbita di Giove attorno al Sole.

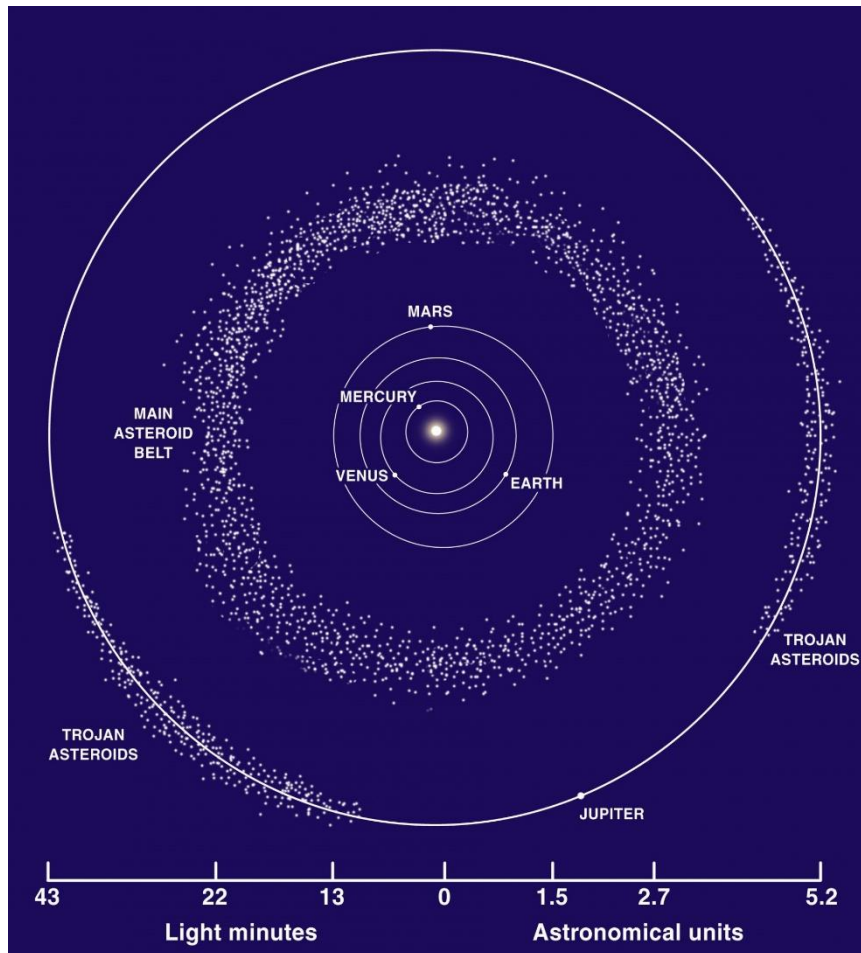


Figura 1 – Rappresentazione schematica della locazione della Fascia Principale degli Asteroidi.

Gli asteroidi della Fascia Principale sono planetesimi residui dalla formazione del Sistema Solare che non sono riusciti ad aggregarsi e a prendere la forma di un pianeta date, si teorizza, le grandi forze gravitazionali esercitate da Giove. Ad avvalorare questa teoria prestiamo attenzione alla legge di Titus-Bode

$$a_i = 0.4 + 0.3 \cdot 2^i$$

Con a_i indicante il semiasse maggiore e con i che assume come primo valore $-\infty$ e come successivi i numeri interi positivi da zero. Questa è una legge empirica che bene fitta con i dati osservativi (fino a Nettuno escluso) come riportato nella tabella 1 sottostante

Pianeta	i	Distanza da legge Titus-Bode [UA]	Distanza misurata [UA]
Mercurio	$-\infty$	0.4	0.39
Venere	0	0.7	0.72
Terra	1	1.0	1.00
Marte	2	1.6	1.52
?	3	2.8	?
Giove	4	5.2	5.20
Saturno	5	10.0	9.54
Urano	6	19.6	19.2

Tabella 1 – Legge di Titus-bode applicata al Sistema Solare. Per $i=3$ non sono stati osservati pianeti.

Quindi, in base a queste assunzioni, ci si aspettava un pianeta tra Marte e Giove, tuttavia, in quella zona (che oggi chiamiamo Fascia Principale degli Asteroidi), furono trovati solo asteroidi.

Oggi sappiamo che la Fascia è popolata da milioni di oggetti con eccentricità compresa tra 0.1 e 0.3 e inclinazione tra 0 e 35 gradi.

La Fascia Principale è composta da numerosi asteroidi la cui massa aggregata si attesta sui 5×10^{21} kg (per avere un termine di paragone, siamo a poco meno di un quindicesimo della massa della Luna, che si attesta a 7.35×10^{22} kg), con 3 asteroidi maggiori che concentrano su di loro metà della massa totale, ovvero Cerere (di diametro di 941 km e massa di 9.43×10^{20} kg, riclassificato nel 2006 come pianeta nano), Vesta (di diametro di 501 km e massa di 2.7×10^{20} kg) e Pallade (di diametro di 523 km e massa di 2.11×10^{20} kg).

La maggior parte degli asteroidi ha forma irregolare, dipendente da vari fattori come composizione, rotazione e gravità. Si stima che ci siano 100000 oggetti con diametro maggiore di 1 km.

Gli asteroidi possono essere classificati in diverse categorie in base alla loro classe spettrale (presenza/assenza di bande di assorbimento nello spettro) e albedo. Esistono varie classificazioni, noi faremo riferimento a quella proposta da Tholen (1984), per ulteriori informazioni a riguardo ci affidiamo alla tabella sottostante [02]:

	Classe	Descrizione
Bassa albedo (<0.1)	C	Asteroidi carbonacei con albedo di circa 0.04. Comuni nelle parti esterne della Fascia Principale (oltre 2.7 UA). Compongono il 40% di tutti gli asteroidi della Fascia. I loro spettri sono tipicamente piatti nella regione rossa del visibile; l'assorbimento di bande nell'UV indica la presenza di silicati idrati. Questa classe comprende le sottoclassi B, F e G.
	D	Spettro arrossato (forse dovuto a materiale organico). Questa classe è tipica degli asteroidi troiani in risonanza 1:1 con Giove.
	P	Spettro piatto leggermente arrossato. Le forme ricordano gli asteroidi di classe M. Insieme alla classe D, compongono il 5-10% degli asteroidi della Fascia.
	K	Assomigliano ai meteoriti CV e CO
	T	Rari e di composizione sconosciuta, probabilmente sono asteroidi di classe C fortemente alterati
Albedo moderata	S	Asteroidi rocciosi molto comuni nella parte interna della Fascia con un'albedo di circa 0.15. Compongono il 30% di tutti gli asteroidi nella Fascia. Composti da metalli, olivina e pirossene che conferiscono allo spettro una forte componente rossa.
	M	Asteroidi rocciosi basati su ferro-nichel con un'albedo di circa 0.15. Concentrati nella zona centrale della Fascia.
	Q	Assomigliano a meteoriti condriti ordinari. L'asteroide 1862 Apollo ne è un esempio.
	A	Spettro molto rosso. Classe rara.
	V	Simili ad acondriti basaltiche. Un esempio è 4 Vesta
	R	Simili alle acondriti ricche di olivina
Albedo elevata (>0.3)	E	Concentrati vicino alla parte più interna della Fascia. Sono simili condriti enstatiti

Tabella 2 – Classificazione degli asteroidi della Fascia Principale in base ad albedo e classe spettrale. In blu sono evidenziate le classi più rilevanti che costituiscono la quasi totalità della Fascia.

Guardando la composizione dei planetesimi (che dipende dal gradiente termico) ci si aspetta che quelli tipo rocciosi (tipo S) prevalgano dentro la *frost line* mentre quelli di tipo carbonacei (tipo C) all'infuori della frost line.

La ragione della diversa distribuzione degli asteroidi nella Fascia deve essere ricercata guardando agli albori del Sistema Solare e per farlo, introduciamo il *Modello Grand Tack* [03]. Questo modello suppone che Giove sia migrato verso l'interno del Sistema Solare mentre Saturno era ancora in formazione. Quando Saturno raggiunse una massa simile a quella odierna, ha cominciato a migrare verso l'interno più velocemente di quanto Giove stesse facendo. Ad un certo punto, quando Giove si trovava a 1.5 UA, Giove e Saturno si ritrovarono in risonanza 3:2: l'azione risultante fu quella di far dirigere i due pianeti verso l'esterno fino alle attuali posizioni. Questo modello spiega, tra le altre cose, la struttura della Fascia Principale: in particolare spiega il suo deficit di massa, l'eccitazione orbitale e la coesistenza delle classi asteroidali S e C. In riferimento a quest'ultimo punto, il modello Grand Tack suggerisce che Giove, mentre migrava verso l'interno, ha allontanato parte dei planetesimi della fascia dentro la frost line e,

durante la migrazione verso l'esterno, ha spinto verso l'interno parte dei planetesimi che si trovavano oltre la frost line.

Per quanto riguarda la struttura odierna della Fascia principale, essa è da ricollegare alle risonanze orbitali di moto medio con Giove (in primo luogo, in secondo luogo avremo anche le risonanze secolari ma esse hanno tempi scali molto più ampi) e le più significative sono le risonanze che danno origine alle lacune di Kirkwood: gli asteroidi non sono distribuiti uniformemente lungo la Fascia ma sono presenti dei vuoti e delle concentrazioni dovuti alle risonanze orbitali con Giove che, a differenza di risonanze che fanno mantenere le orbite stabili come ad esempio quella 1:1 degli asteroidi troiani gioviani, rendono instabili le orbite degli asteroidi che transitano nelle lacune, facendoli deviare e, eventualmente, uscire dalla Fascia. Le risonanze più importanti sono la 4:1 situata a 2.06 UA, la 3:1 a 2.5 UA, la 7:3 a 2.96 UA e la 2:1 a 3.28 UA (in riferimento alle lacune e alla loro distribuzione nella Fascia facciamo riferimento alla figura 2 sottostante).

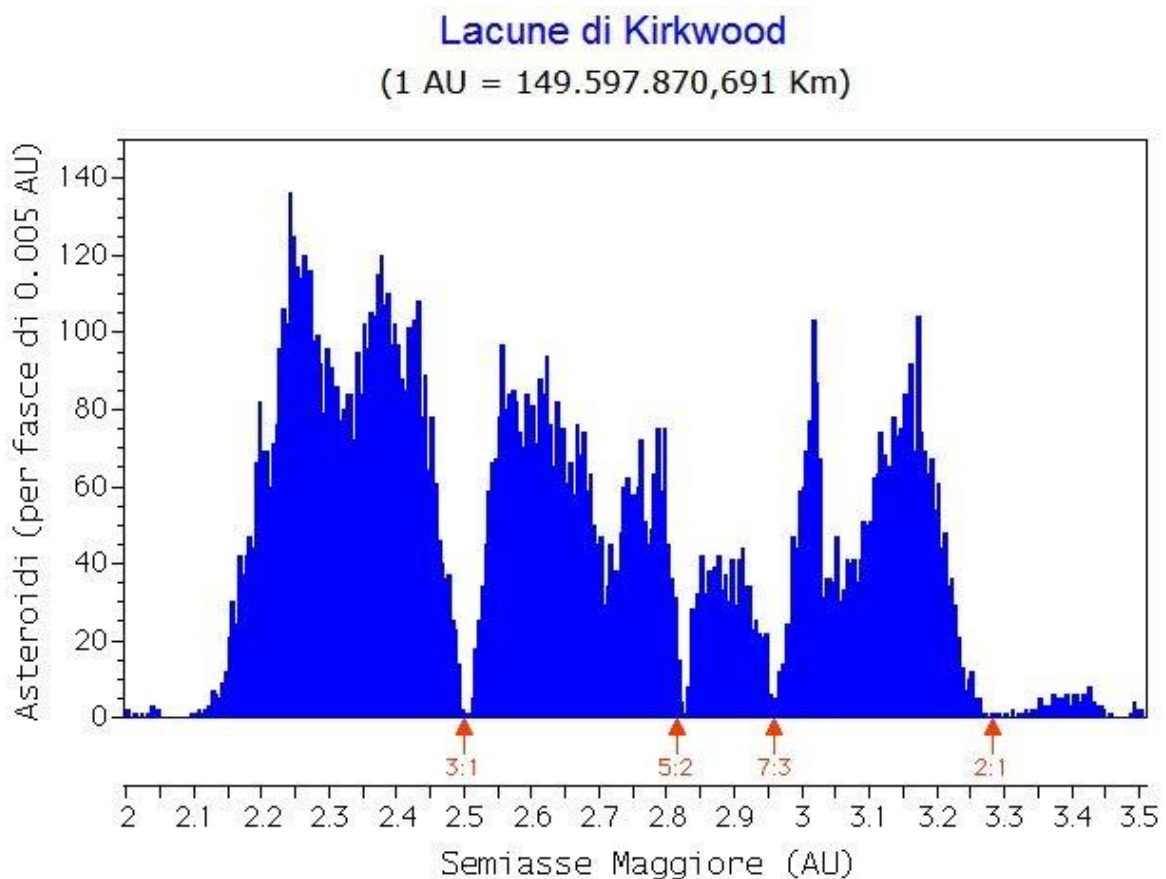


Figura 2 - Distribuzione degli asteroidi nella Fascia Principale. In rosso sono evidenziate le lacune di Kirkwood dovute a risonanze orbitali con Giove.

Ci si può porre la domanda sul perché gli asteroidi migrino verso queste lacune. Ciò avviene principalmente a causa di collisioni con altri corpi, lenta diffusione dovuta all'effetto Yarkovsky (processo generato dalla rotazione dell'asteroide e dalla differenza della diversa quantità di radiazione che riceve dal Sole tra lato esposto e non) o dell'effetto Yorp (leggero contraccolpo effetto del rilascio di calore accumulato dalla superficie dell'asteroide quando direttamente esposto alla luce del Sole).

1.3 I NEO e i PHA

I *Near Earth Object* (NEO, tradotto in *Oggetti Vicini alla Terra*) sono oggetti la cui orbita interseca quella terrestre e, per tale motivo, sono tenuti sotto costante osservazione. Possono essere distinti in NEC e NEA a seconda se stiamo trattando di comete o di asteroidi rispettivamente. Siamo interessati a questi oggetti dato che, avendo alcuni di essi una probabilità non nulla di impattare con il nostro Pianeta, possono provocare ingenti danni. Al momento, secondo una stima del 2013, sono conosciuti 10000 NEO (in continua crescita grazie a nuove survey), tuttavia solo i più grandi (e quindi i più facilmente visibili) sono stati individuati, infatti si stima che i NEO con dimensioni inferiori al metro siano nell'ordine del milione [04].

Dalle osservazioni, constatiamo che il numero di NEO rimane costante: esiste perciò un meccanismo di rifornimento che ne mantiene costante la popolazione. Tale meccanismo è scatenato principalmente dalle risonanze con Giove (lacune di Kirkwood) che fanno evolvere gli asteroidi verso orbite con maggiori eccentricità e inclinazioni. Questa deriva orbitale può portare l'asteroide nella zona interna del Sistema Solare e qui, incrociando le orbite dei pianeti ivi presenti, può subire ulteriori perturbazioni.

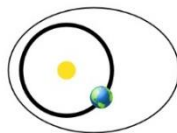
Facciamo un passo indietro e definiamo un NEO e per farlo dobbiamo introdurre i parametri caratteristici di un'orbita: con q definiamo la distanza al perielio, con Q la distanza all'afelio, con P il periodo dell'orbita, con a il semiasse maggiore dell'orbita e con MOID il *Minimum Orbit Intersection Distance* (Minima Distanza dell'Intersezione Orbitale, ovvero la distanza tra i due punti più vicini delle orbite dei due oggetti in considerazione) [05].

Gruppo	Parametri	Descrizione
NEC	$q < 1.3 \text{ UA}$ $P < 200 \text{ anni}$	Near Earth Comets
NEA	$q < 1.3 \text{ UA}$	Near Earth Asteroids
Atiras	$a < 1.0 \text{ UA}$ $Q < 0.983 \text{ UA}$	NEA le cui orbite sono contenute interamente nell'orbita terrestre (prendono il nome dell'asteroide 163693 <i>Atira</i>)
Atens	$a < 1.0 \text{ UA}$ $Q < 0.983 \text{ UA}$	NEA le cui orbite intersecano quella terrestre e che hanno il semiasse maggiore minore di quello terrestre (prendono il nome dell'asteroide 2062 <i>Aten</i>)
Apollos	$a > 1.0 \text{ UA}$ $q < 1.017 \text{ UA}$	NEA le cui orbite intersecano quella terrestre e che hanno semiasse maggiore superiore a quello terrestre (prendono il nome dell'asteroide 1862 <i>Apollo</i>)
Amors	$a > 1.0 \text{ UA}$ $1.017 < q < 1.3 \text{ UA}$	NEA le cui orbite sono esterne a quella della Terra ma interna a quella di Marte (prendono il nome dell'asteroide 1221 <i>Amor</i>)
PHA	MOID $\leq 0.05 \text{ UA}$ (7,479,894 km) H ≤ 22.0	Potentially Hazardous Asteroids

Tabella 3 – classificazione dei NEO in base ai parametri orbitali (Q indica l'afelio, q il perielio, P il periodo orbitale, a il semiasse maggiore)

Amors

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



$$a > 1.0 \text{ AU}$$

$$1.017 \text{ AU} < q < 1.3 \text{ AU}$$

Apollos

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



$$a > 1.0 \text{ AU}$$

$$q < 1.017 \text{ AU}$$

Atens

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



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

$$Q > 0.983 \text{ AU}$$

Atiras

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



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

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

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

Figura 3 - Schema rappresentativo della classificazione dei NEO in base ai parametri orbitali. Vengono inoltre mostrate le orbite tipiche delle varie classi di NEO a cui, per ragioni di confronto, viene sovrapposta l'orbita terrestre

Quindi, per quanto concerne la nostra analisi, i PHA (*Potentially Hazardous Asteroids*, Asteroidi Potenzialmente Pericolosi) sono una sottocategoria dei NEO, in particolare, come riportato nella Tabella 3 sovrastante, sono asteroidi con una minima distanza dell'intersezione orbitale (MOID) inferiore a 0.05 UA e con una magnitudine inferiore a 22.0 (in questo contesto la magnitudine è usato come indicatore grezzo delle dimensioni dell'oggetto; si parla di PHA quando si superano i 150 m di diametro¹).

Al 14 maggio 2019, sono noti 1974 asteroidi classificati come PHA, su una stimata popolazione di 4700 ± 1450 [06], quindi significa che solo il 42% circa sono stati scoperti.

¹ Ricordiamo la relazione che stabilisce la correlazione tra diametro D di un asteroide espresso in km, la sua magnitudine assoluta H e la sua albedo p_v :
$$D = \frac{1329 \cdot 10^{-0.2H}}{\sqrt{p_v}}$$

1.4 – Classificazione per pericolosità: Scala di Torino e Scala di Palermo

Avendo una probabilità non nulla di impatto con la Terra a causa delle loro dimensioni e della vicinanza alla Terra, i PHA sono tenuti sempre sotto osservazione: per fare ciò, tuttavia, è necessario definirne il livello di pericolosità. Nella comunità scientifica vengono riconosciute la Scala di Torino [07] e la Scala di Palermo [08] come sistemi per categorizzare la pericolosità degli oggetti provenienti dallo Spazio.

La Scala di Torino utilizza numeri da 0 a 10 per stabilire il rischio di impatto e i danni che i PHA possono provocare qualora impattino con la superficie terrestre. Con lo zero si indica una probabilità praticamente nulla di impatto (o oggetti talmente piccoli da disintegrarsi al contatto con l'atmosfera e quindi non in grado di raggiungere la superficie) mentre un livello 10 significa un impatto quasi certo con ripercussioni a livello globale. Questa scala dà una misura quantitativa della pericolosità dei PHA dato che dipende molto dalla precisione con cui calcoliamo l'orbita dell'asteroide. Oltre che assegnare un numero, la pericolosità è codificata anche attraverso dei colori (si veda la Figura 4 riportata di seguito):

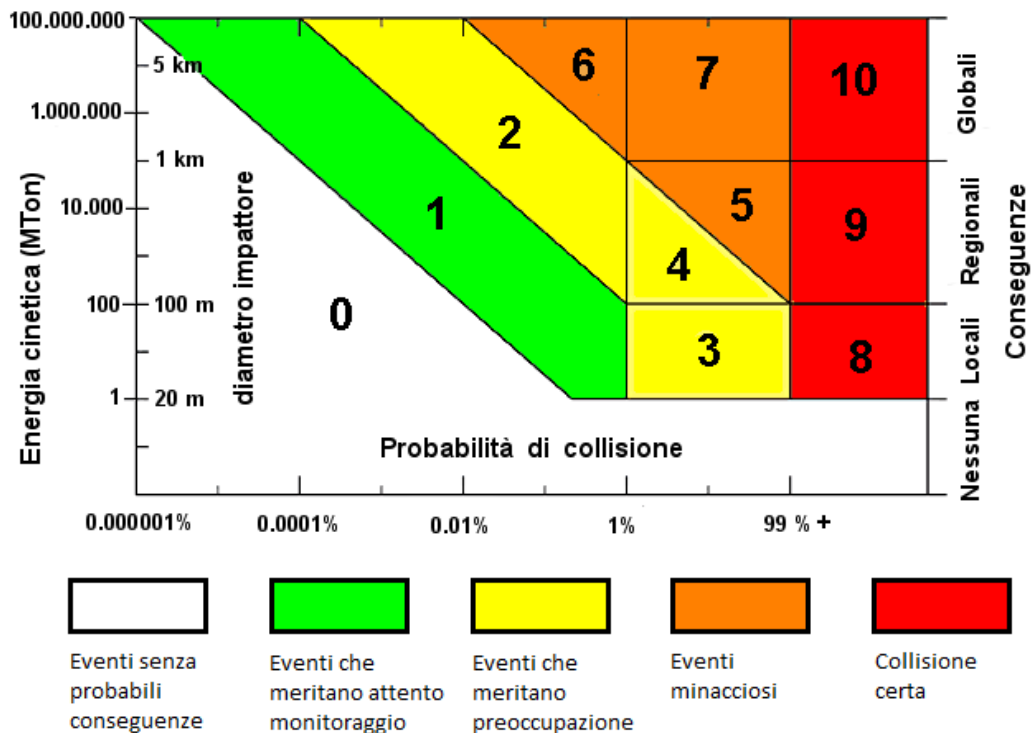


Figura 4 - Scala di Torino

- **Bianco** (nessun pericolo): livello 0. Oggetti con probabilità vicino allo zero di collidere con Terra o talmente piccoli da vaporizzarsi al contatto con l'atmosfera;
- **Verde** (livello di pericolo normale): livello 1. Oggetti con bassa probabilità di collisione. Da tenere sotto osservazione e calcolare più accuratamente la loro orbita per escluderne l'impatto.
- **Giallo** (livello da meritare l'attenzione della comunità astronomica): livello 2-3-4. Priorità nel calcolo dell'orbita. Possibilità d'impatto maggiori dell'1% (e maggiori di quello che la Terra prova in un decennio) con possibili conseguenze a livello locale (livello 3) o globale (livello 4).

- **Arancione** (livello preoccupante): livello 5-6-7. Probabilità d’impatto maggiore di quella che la Terra sperimenta ogni secolo con conseguenze che possono andare da zone regionale (livello 5) a globali (livello 6-7). Assoluta priorità nel calcolo dell’orbita.
- **Rosso** (collisione certa): livello 8-9-10. L’impatto con la Terra è pressoché certo. I danni che possono generarsi hanno una scala locale (livello 8), regionale (livello 9) o addirittura globale (livello 10).

Mentre la Scala Di Torino è una classificazione quantitativa della pericolosità dei PHA, più adatta per la divulgazione al pubblico, per uno studio più specialistico ci si riferisce alla Scala di Palermo: esso mette insieme la probabilità e la data dell’impatto e l’energia che rilascerebbe se impattasse. È una scala logaritmica in base 10 in cui valori inferiori a -2 indicano eventi poco probabili, mentre un valore tra -2 e 0 indica una situazione da monitorare attentamente. Valori positivi della scala indicano eventi che meritano livelli di preoccupazione. Di seguito si mostra la procedura per calcolare il valore della Scala di Palermo (PS) di un oggetto:

$$PS = \log_{10} R$$

con R (rischio relativo) dato da

$$R = \frac{P_I}{f_B \cdot DT}$$

dove P_I è la probabilità d’impatto dell’oggetto e DT è il tempo che intercorre tra la scoperta dell’oggetto e il potenziale impatto (misurato in anni). La frequenza d’impatto annuale di background f_B è il risultato di

$$f_B = 0.03 \cdot E^{-\frac{4}{5}}$$

che indica la probabilità annuale di un impatto con energia E (misurata in megatoni di TNT²) grande almeno come l’evento in considerazione.

Indicate le classi di pericolosità, andiamo ora ad analizzare l’aspetto più importante di un possibile impatto, ovvero l’energia che può rilasciare e partiamo definendo l’energia cinetica del corpo impattante come

$$E_k = \frac{1}{2} \cdot m \cdot v^2$$

dove m è la massa dell’oggetto e v la sua velocità.

Considerando che la velocità media di un oggetto che interseca l’orbita terrestre si attesta sui 20 km/s con una densità media di 2.5 g/cm³ [04] (che varia in base alla porosità e alla metallicità, il valore qui preso in considerazione è quello tipico della classe S), riportiamo in tabella alcuni ordini di grandezza delle energie in gioco (essa dipende infatti da molti fattori quali composizione, dimensioni, velocità e

² Il megatone (Mt) è un’unità di misura utilizzata per indicare l’energia rilasciata da un’esplosione (solo la forza meccanica e non altri derivati). 1 Mt equivale all’energia sprigionata dall’esplosione di un milione di tonnellate di tritolo (TNT), ovvero circa 4,184 x 10¹⁵ J). Per un pratico raffronto, basti pensare che la bomba atomica rilasciata su Hiroshima nel 1945 aveva una potenza di 16 kt (o 0.016 Mt), oppure ricordiamo la più grande bomba all’idrogeno costruita dall’uomo, la bomba Zar, creata e testata dai sovietici, che è esplosa con una potenza di 50 Mt, con l’onda d’urto che fece il giro del globo per ben 3 volte.

angolo d'impatto) e la frequenza di impatto con la Terra per farci un'idea della pericolosità che pongono gli asteroidi.

Diametro (km)	Energia (Mt)	Diametro cratere (km)	Media impatto con Terra	Conseguenze
0.004	0.004	-	1 ogni anno	-
0.007	0.016	-	1 ogni 6 anni	-
0.075	10^{-10^2}	1.5	1 ogni 1000 anni	Gli asteroidi di tipo M impattano col suolo mentre i tipo S esplodono nell'atmosfera. Eventuali impatti possono distruggere aree grandi quanto grandi città.
0.16	10^2-10^3	3	1 ogni 5000 anni	Gli asteroidi di tipi S e M causano crateri. L'impatto col suolo distrugge un'area grande come New York o Tokio. Tsunami colpiscono le coste.
0.35	10^3-10^4	6	1 ogni 15000 anni	L'impatto col suolo distrugge un'area grande come due volte il Lussemburgo. Tsunami originati da impatti col mare possono raggiungere i 20 m di altezza.
0.7	10^4-10^5	12	1 ogni 60000 anni	L'impatto col suolo distrugge un'area grande come Taiwan. Tsunami possono distruggere vaste aree.
1.7	10^5-10^6	30	1 ogni 600000 di anni	Cambiamenti climatici causati dalle polveri nell'alta atmosfera alzate dall'impatto. Un'area grande quanto la Francia viene distrutta. Distruzione causata da tsunami raggiungono dimensioni globali. Distruzione globale dello strato di ozono.
3.0	10^6-10^7	60	-	Cambiamenti climatici globali. Il rientro di detriti dell'impatto causano incendi forestali globali. Una regione grande quanto l'India viene distrutta direttamente.
7.0	10^7-10^8	125	1 ogni 10 milione anni	Cambiamenti climatici su larga scala e possibili estinzioni di massa. Distruzione diretta di aree grandi quanto gli USA o l'Australia.
16	10^8-10^9	250	-	Ci si aspettano estinzioni di massa su larga scala.
>16.0	> 10^9	>250	-	Minaccia per tutte le forme di vita.

Tabella 4 – Energie in gioco di asteroidi impattanti con la Terra, la loro frequenza di impatto e danni che possono provocare qualora impattassero. Si fa notare che per diametri inferiori a 50 metri vengono quasi tutti vaporizzati a contatto con l'atmosfera. Vengono anche forniti il diametro del cratere che si formerebbe in seguito ad un impatto e le conseguenze di quest'ultimo [09].

Come sopra mostrato, quindi, anche piccoli asteroidi che entrano in collisione con la Terra, possono impattare con un'energia impressionante, causando ingenti danni per le zone interessate. Di seguito esploreremo delle collisioni passate per evidenziare la minaccia che gli asteroidi pongono.

1.5 – Impatti passati

È facile non prestare attenzione a queste minacce provenienti dallo spazio perché, per fortuna, eventi significativi sono una rarità. Vale la pena allora ricordare alcuni impatti più o meno catastrofici che ha subito la Terra nel corso della sua Storia.

Il primo evento da ricordare è forse il più famoso, ovvero l'estinzione di massa che ha portato alla scomparsa dei dinosauri, avvenuta 66 milioni di anni fa. Un asteroide di diametro stimato in circa 10 km si abbatté sulla penisola dello Yucatan (odierno Messico) causando conseguenze su scala globale. L'impatto fu così violento che creò un cratere di 180 km di diametro (di cui il cui profilo è stato scoperto, non molto tempo fa, essere ancora visibile, nonostante l'azione erosiva ad opera degli agenti atmosferici nel corso del tempo). Fu un impatto che rilasciò un'energia pari a 100 milioni di megatoni, tale da provocare onde telluriche distruttive, incendi massivi, tsunami e la ricaduta a pioggia dei milioni di frammenti di rocce sollevati dall'impatto. I danni, inoltre, non furono solo quelli collegati all'immediato impatto dell'asteroide, ma andarono ben oltre: infatti particelle di materiale rimasero in sospensione nell'atmosfera per un periodo molto esteso, bloccando le radiazioni solari e causando la morte della maggior parte delle specie vegetali e animali e una significativa caduta delle temperature globali, che andarono ad amplificare i danni all'ecosistema terrestre [10].

Un altro impatto, significativamente meno distruttivo ma degno di essere menzionato, è quello avvenuto alle ore 07:14 locali di martedì 30 giugno 1908 a Tunguska (odierna Russia). Questo asteroide tecnicamente non ha impattato col suolo, infatti è esploso nell'atmosfera ma ad una distanza ravvicinata della terra (tra i 6 e i 12 km di altitudine), rilasciando una potenza, molto probabilmente, tra i 10 e i 15 Mt. Per visualizzare i danni che provocò basti considerare che abbatté la vegetazione in un'area di oltre 2000 km², a circa 170 km dall'epicentro dell'esplosione i *Chums* (cassette tipiche del luogo, simili a tende) persero la loro copertura e ci furono persino racconti di vetri/finestre rotte a circa 400 km dall'epicentro. Tuttavia, grazie al fatto che all'epoca era una zona scarsamente popolata, il numero delle vittime fu molto limitato (si stima che furono 3 i deceduti direttamente riconducibili all'impatto dell'oggetto, anche se non è escluso che ce ne fossero di più) [11]. Tutto questo considerando che le stime di diametro più probabili riguardo questo asteroide suggeriscono valori compresi tra i 50 e i 80 metri [12].

Ricordiamo infine un esempio ancora più recente avvenuto sempre in Russia, il 15 febbraio 2013 nello stato federale Čeljabinsk, nel sud degli Urali. In questa occasione un asteroide di circa 20 m si ruppe ed esplose ad un'altitudine di 25-45 km rilasciando un'energia pari a 500 kt causando uno spostamento d'aria abbastanza violento da provocare un ampio danneggiamento dei vetri delle finestre nella zona. Sfortunatamente il fenomeno si sviluppò in un'area densamente popolare ma, fortunatamente, non ci furono vittime, anche se si riporta che oltre 1600 persone chiesero assistenza medica negli ospedali locali come risultato da ferite provocate sia dall'onda d'urto sia dagli effetti della radiazione termica.

Perciò concludiamo questa sezione sottolineando, alla luce di quanto menzionato sopra, che non bisogna sottovalutare queste minacce. Ricordiamo inoltre che spesso si sente la notizia di una

telecamera che, nella notte, ha registrato una scia luminosa nel cielo, indizio di una meteora bruciata a contatto con l'atmosfera. Ciò è un segnale che il passaggio ravvicinato alla Terra di oggetti (come asteroidi o comete) provenienti dallo spazio non sono affatto una rarità ed è solo una questione di tempo prima che altri asteroidi impattino con la Terra.

Capitolo 2. Monitoraggio dei PHA

In questo capitolo analizzeremo i vari programmi e missioni che le principali agenzie spaziali mondiali (NASA, ESA e JAXA in primis) hanno implementato (o implementeranno nel prossimo futuro) per il monitoraggio e lo studio dei NEO e dei PHA.

2.1 – NASA

Negli anni '80 la consapevolezza riguardo la pericolosità degli impatti asteroidali incrementò sempre più, fino al punto nel quale, nel 1990, il congresso USA affidò alla NASA il compito di elaborare un programma atto ad aumentare drasticamente la rilevazione degli oggetti che intersecano l'orbita terrestre. Con questo pretesto, la NASA, nel 1998, si pose come obiettivo quello di individuare il 90% dei NEO del diametro maggiore di 1 km entro 10 anni (*Spaceguard Goal*, ampliato poi nel 2005 quando il congresso USA richiese alla NASA di raggiungere il 90% di NEA superiori a 140m entro il 2020). Grazie a questo e agli avanzamenti tecnologici (quali la disponibilità sempre maggiore di CCD), il rate di scoperta dei NEO crebbe esponenzialmente (e di conseguenza anche quello dei PHA, che passarono dai 166 noti all'inizio del 1999 a oltre 1400 del 2013 [04]). A tal proposito si fa riferimento alla figura 5 sottostante.

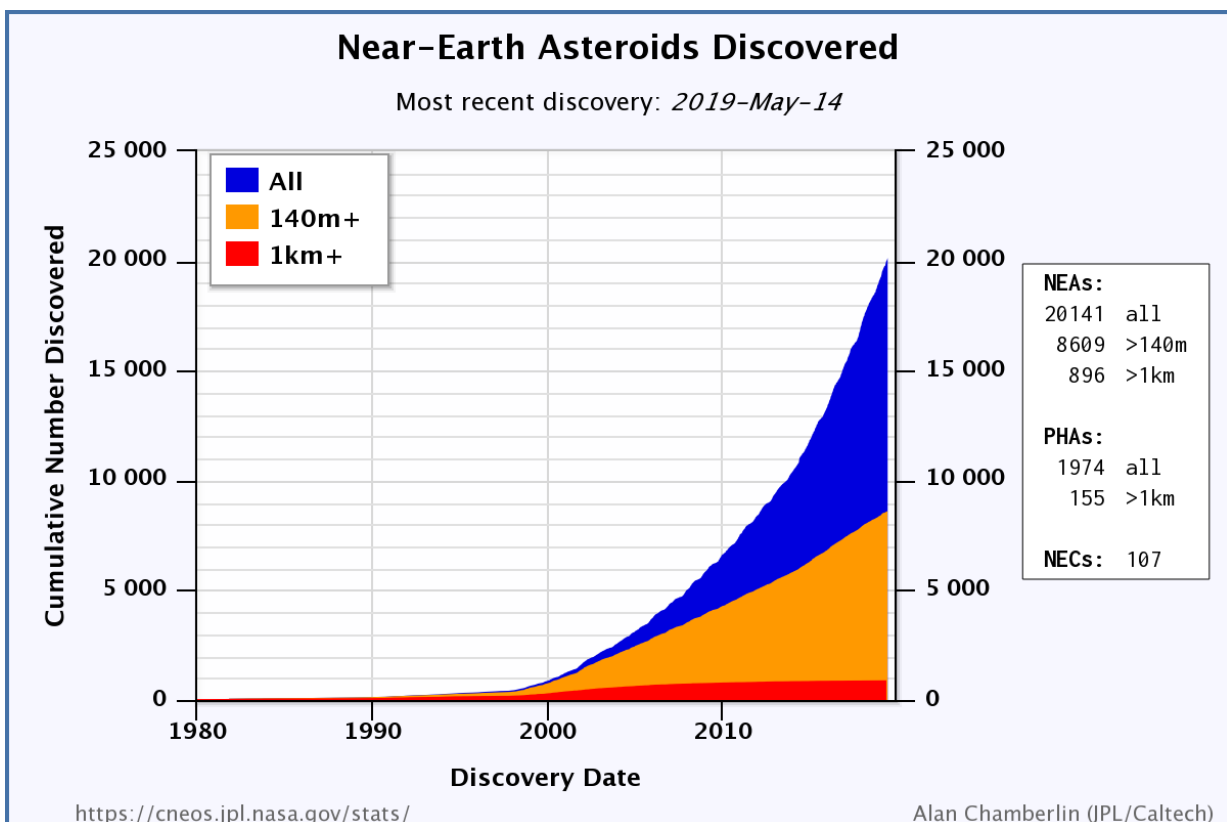


Figura 5 - Numero di NEA, PHA e NEC scoperti tra il 1980 e il 2019. In arancio sono mostrati gli oggetti con diametro maggiore di 140m, in rosso quelli maggiori di 1km e in blu il numero cumulativo. Sulla destra sono riportati i numeri precisi degli oggetti scoperti. I dati sono aggiornati al 14 maggio 2019 [14].

Per raggiungere questo obiettivo sono stati impiegati nel campo diversi progetti:

- Spacewatch Project: fondato nel 1980, fu il primo a utilizzare i CCD come strumenti per la rilevazione di asteroidi e comete;
- LONEOS (Lowell Observatory Near-Earth Object Search): Operativo dal 1998, utilizza un telescopio Schmidt posizionato in Arizona;
- LINEAR (Lincoln Near Earth Asteroid Research Program): entrato in operazione al MIT nel 1997 e costantemente utilizzato fino a quando fu superato dal CSS. Consisteva nell'uso di telescopi di ampio campo;
- CSS (Catalina Sky Survey): in funzione dal 2005, consiste in un sistema di tre telescopi, due posizionati in Arizona e uno in Australia;
- Pan-STARRS (Panoramic Survey Telescope and Rapid Response System): un array di quattro telescopi nelle Hawaii;
- NEOWISE (Near Earth Object Wide-field Infrared Survey Explorer): è un progetto di ricerca degli asteroidi facente parte della missione WISE, lanciata nel 2009 con l'obiettivo di esaminare la volta celeste nelle bande dell'infrarosso (3.4, 4.6, 12 e 22 μm) [13].

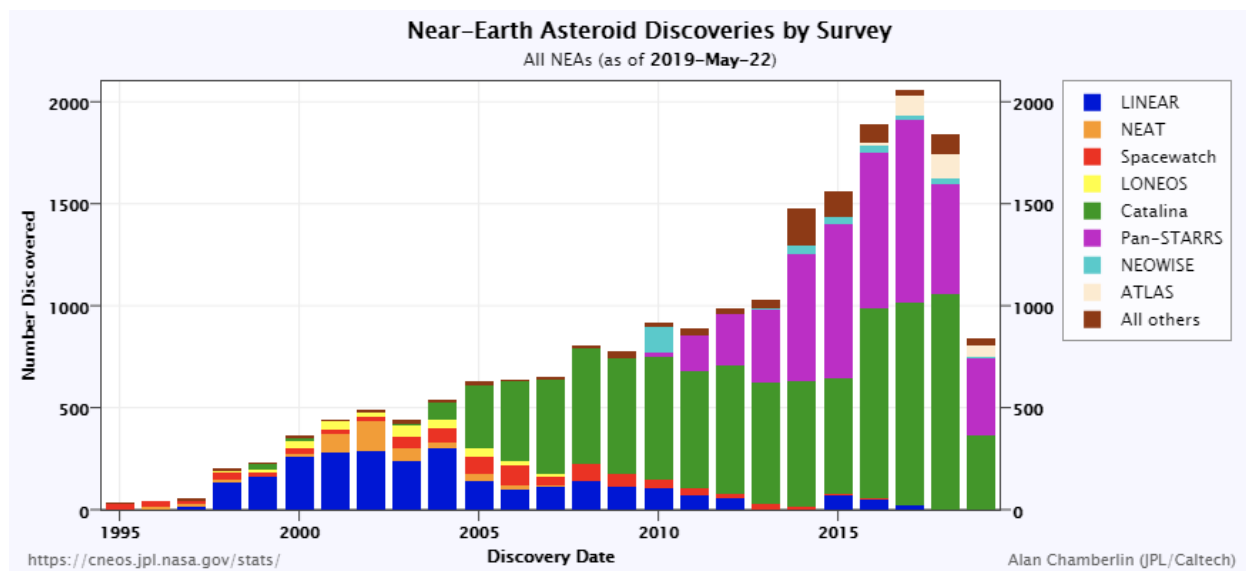


Figura 6 - Contributo di ogni progetto alle survey sui PHA. Come è ben visibile, i maggiori contribuenti sono Catalina (CSS, in verde), Pan-STARRS (in viola), ATLAS (in rosa) e LINEAR (predecessore di CSS, in blu) [14]. I dati sono aggiornati al 22 maggio 2019.

Grazie a questi progetti, il numero delle survey è in costante crescita, come dimostrato dalla figura 6 sovrastante in cui viene evidenziato il numero di NEA scoperto ogni anno dal 1995 al maggio 2019, mettendo anche a confronto il contributo dei vari progetti impiegati.

Nonostante ciò, a causa di limitazioni fisiche, non è possibile raggiungere il 90% di rilevazione dei NEA maggiori di 140m prefissato nel 2005 con le attuali survey; per riuscirci servono nuovi sistemi che includano telescopi più potenti per poter rilevare oggetti che si trovano ad una magnitudine maggiore e per ampliare il campo visivo della copertura del cielo.

A tal proposito si spera che l'entrata in operazione del LSST (Large Synoptic Survey Telescope) nel 2022 si possa ampliare maggiormente i cataloghi di NEA: infatti questo telescopio potrà osservare fino ad un limite di magnitudine 25 e trovare così il 90% dei PHA oltre i 140m di diametro.

Menzione speciale va fatta ad ATLAS (Asteroid Terrestrial-impact Last Alert System), un sistema consistente in due telescopi nelle Hawaii che, oltre a contribuire alle survey dei NEA come si evince dalla figura 6, ha lo scopo di fornire un preavviso di almeno un giorno per asteroidi che possono sprigionare 30kt, una settimana per i 5 Mt e 3 settimane per i 100Mt [15].

2.2 Europa [16]

L'ESA ha implementato il programma SSA (Space Situational Awareness) che si compone di tre servizi: il SST (Space Surveillance and Tracking of man-made space object) per il monitoraggio degli oggetti di origina umana nello spazio, il SWE (Space Weather monitor and forecast) e il NEOCC (NEO Coordination Center) per monitorare i NEO potenzialmente pericolosi.

Inaugurato nel maggio del 2013 con sede all'ESRIN (Frascati, Italia), l'obiettivo del NEOCC è duplice: fornire aggiornamenti sulla popolazione e sul pericolo che possono porre i NEO e contribuire all'ottimizzazione dell'osservazione di tali oggetti.

Il NEOCC ha tra gli obiettivi primari anche quello di coordinare un network di osservatori, i quali vengono avvertiti nell'eventualità che un oggetto particolarmente interessante debba essere seguito con maggiore attenzione.

Il NEOCC consiste in un sistema software (disponibile online tramite un portale web) contenente una larga collezione di dati sui corpi minori, in particolare sono riportati gli elementi orbitali di tutti gli asteroidi per i quali sono disponibili buone orbite. Il sistema è costantemente aggiornato ed in continua evoluzione, per assicurare che sia in armonia e complementare con altri sistemi di monitoraggio dei NEO, come, ad esempio, il database NEODyS (Near Earth Object Dynamic Site). Il NEOCC è pensato anche per ricevere dati da osservatori con cui si è in collaborazione.

Tra i servizi previsti da NEOCC, sono presenti:

- sistemi per la visualizzazione e aiuti grafici per la comprensione dei NEO e del loro pericolo;
- una lista cronologica di eventi riguardanti i NEA passati e prossimi;
- una newsletter mensile con un sunto dei più importanti eventi riguardanti il monitoraggio del pericolo dei NEO;
- materiale disponibile per il pubblico, quali immagini, diagrammi e articoli.

Per constatare quante informazione preziose siano messe a disposizione dal sistema messo in piedi dal NEOCC, rivolgiamo la nostra attenzione alle tabelle 5 e 6 sottostanti, presa dalla risk list della propria pagina web (<http://neo.ssa.esa.int>):

Risk List															
Object Name	Diameter [m]	Date/Time	IP max	PS max	TS	Years	IP cum	PS cum	Vel. [km/s]	In list since [days]	History data	History plot	IT	PP	OV
2010RF12	9*	2095-09-05 23:50	1/16	-3.26	0	2095-2117	1/16	-3.26	12.29	3122	View	View			
1979XB	900*	2113-12-14 18:07	1/1.84E6	-3.28	0	2056-2113	1/1.15E6	-2.96	26.04	14233	View	View			
2019DS1	30*	2082-02-26 19:15	1/787	-3.35	0	2082-2108	1/767	-3.34	15.32	80	View	View			
2000SG344	50*	2071-09-16 00:26	1/2096	-3.63	0	2062-2116	1/326	-2.88	11.26	6635	View	View			
99942 Apophis	375	2068-04-12 15:13	1/531914	-3.67	0	2068-2116	1/434655	-3.81	12.62	4922	View	View			
2006QV89	40*	2019-09-09 07:03	1/9708	-3.75	0	2019-2117	1/9391	-3.74	12.32	4648	View	View			
2009JF1	16*	2022-05-06 08:12	1/4464	-3.75	0	2022	1/4464	-3.75	26.41	3498	View	View			
2008UB7	70*	2060-10-31 18:26	1/36101	-3.83	0	2044-2112	1/15203	-3.51	21.57	3702	View	View			
2006JY26	9*	2074-05-03 01:00	1/86	-3.91	0	2073-2116	1/47	-3.65	11.57	4591	View	View			
2008JL3	40*	2027-05-01 09:07	1/13280	-3.95	0	2024-2116	1/11551	-3.94	14.01	3862	View	View			

Tabella 5 – Risk List dei primi 10 asteroidi per valori sulla Scala di Palermo. La lista completa dei 860 NEA presenti nella risk list è riportata nel sito <http://neo.ssa.esa.int/risk-page>

Special Risk List												
Object Name	Diameter [m]	Date/Time	IP max	PS max	Vel. [km/s]	In list since [days]	Comment	History data	History plot	IT	PP	OV
29075 1950DA	2000	2880-03-16 23:48	1/7042	-1.36	17.99	1023	Impact Date > 100 years	View	n/a			
410777 2009FD	150	2185-03-29 18:06	1/694	-1.83	19.41	3102	Impact Date > 100 years	View	View			
101955 Benu	484	2196-09-24 07:55	1/10638	-2.32	12.68	3431	Impact Date > 100 years	View	View			

Tabella 6 - 3 asteroidi inseriti nella risk list speciale, ovvero con alti valori della Scala di Palermo e quindi con più probabilità di impattare con la Terra.

Nella prima colonna è riportato il nome dell'oggetto e, a seguito, abbiamo il diametro (in metri), la data e il tempo del probabile impatto (Date/Time), la massima probabilità d'impatto (IP max), il massimo valore della Scala di Palermo (PS max), il valore sulla Scala di Torino, il range di anni in cui ci si può aspettare l'impatto (Years), la probabilità cumulativa d'impatto (IP cum), il valore cumulativo sulla Scala di Palermo, la velocità d'impatto (in km/s) all'entrata dell'atmosfera (Vel.), il tempo (in giorni) da quando è stato inserito nella risk list (In list since), link che mostrano tabelle e grafici dell'evoluzione dei valori di IP e PS nel tempo (History data/plot) e, infine, abbiamo 3 link che portano, rispettivamente, al database NEODyS, alla pagina del sito del NEOCC in cui sono riportati tutte le proprietà fisiche e allo strumenti di visualizzazione dell'orbita.

2.3 Missioni spaziali

Riportiamo nella tabella 7 sottostante le missioni che hanno effettuato almeno un fly-by di un asteroide della Fascia Principale. Questo a dimostrazione della nostra capacità di raggiungere e studiare questi oggetti con le tecnologie attuali.

Missione	Ente Spaziale	Data lancio	Data di arrivo	Asteroide osservato	Classe	Gruppo asteroidale
Galileo	NASA	18 Ott 1989	29 Ott 1991 28 Ago 1993	951 Gaspra 243 Ida	S	Fascia Principale
NEAR-Shoemaker	NASA	17 Feb 1996	27 Giu 1997 14 Feb 2000	253 Mathilde 433 Eros	C S	Fascia Principale Amor
Cassini-Huygens	NASA, ESA e ASI	15 Ott 1997	Gennaio 2000	2685 Masursky	S	Fascia Principale
Deep Space 1	NASA	24 Ott 1998	28 Giu 1999	9969 Braille	Q	Mars-crosser
Stardust	NASA	06 Feb 1999	02 Gen 2004	5535 Annefrank	S	Fascia Principale
Hayabusa 1	JAXA	09 Mag 2003	12 Set 2005	25143 Itokawa	S	Apollo
Rosetta	ESA	02 Mar 2004	05 Set 2008 10 Lug 2010	2867 Steins 21 Lutetia	Xe Xc	Fascia Principale
New Horizons	NASA	19 Gen 2006	12 Giu 2006	132524 APL	S	Fascia Principale
Dawn	NASA	27 Set 2007	Luglio 2011 Marzo 2015	1 Vesta 4 Cerere	V G	Fascia Principale
Chang'e 2	CNSA	01 Ott 2010	13 Dic 2012	4179 Toutatis	S	Apollo - PHA
Hayabusa 2	JAXA	03 Dic 2014	27 Giu 2018	162173 Ryugu	C	Apollo - PHA
OSIRIS-Rex	NASA	09 Set 2016	Agosto 2018	101955 Bennu	B	Apollo - PHA

Tabella 7 - Missioni spaziali che hanno effettuato almeno un fly-by di un asteroide. Le missioni che sono anche atterrate (o sono previste atterrare) su un asteroide sono state evidenziate in blu.

Nei prossimi paragrafi analizzeremo brevemente le missioni NEAR-Shoemaker e Hayabusa 1 e 2, le uniche, finora, ad essere atterrate con successo sulla superficie di un asteroide, inoltre presenteremo la missione OSIRIS-Rex, la quale, nel 2020, atterrerà su Bennu.

Missione NEAR-Shoemaker

La sonda Near Earth Asteroid Rendezvous (conosciuta come NEAR-Shoemaker) fu lanciata dalla NASA il 17 febbraio 1996 con lo scopo di eseguire un rendez-vous con un NEA e condurne uno studio prolungato. Come NEA fu designato 433 Eros (classe S, appartenente al gruppo Amor): il 23 dicembre 1998 la sonda effettuò un primo sorvolo di Eros per poi entrare in orbita il 14 febbraio 2000 e infine atterrarci il 12 febbraio 2001. Durante il suo tragitto, si riuscì a inserire nel piano di volo della sonda anche un sorvolo dell'asteroide 253 Mathilde (classe C), avvenuto il 27 giugno 1997.

Grazie alle osservazioni fornite dalla sonda si riuscì a stabilire la massa di Mathilde (1.03×10^{17} kg) e il suo volume, determinandone così una stima della densità in 1.3 ± 0.3 g/cm³ che, comparata con la tipica densità dei meteoriti condriti carbonacei, indica una porosità interna dell'asteroidi dell'ordine del 50%.

Per quanto concerne Eros (figura 7), il flyby e le osservazioni orbitali riportarono un valore della massa di $6.687 \pm 0.003 \times 10^{15}$ kg, una densità pari a 2.670 ± 0.030 g/cm³ e una porosità media del 25% (superiore a quella delle condriti ordinarie). Inoltre, grazie alle strumentazione a bordo della sonda, si stabilì che Eros è un corpo consolidato, ovvero non un agglomerato di piccoli componenti [17].

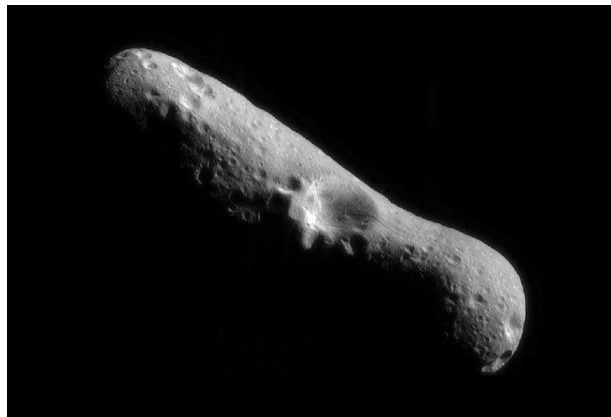


Figura 7 - Mosaico di quattro immagini dell'asteroide 433 Eros ottenute dalla sonda NEAR (Fonte: <https://solarsystem.nasa.gov>)

Missione Hayabusa 1 e 2

La sonda Hayabusa (1) fu lanciata dall'agenzia spaziale giapponese JAXA il 9 maggio 2003 con lo scopo di atterrare e recuperare campioni di materiale dell'asteroide 25143 Itokawa (classe S, appartenente al gruppo Apollo, figura 8), i quali furono riportati sulla Terra il 13 giugno 2010.

Uno dei risultati che sono stati ottenuti grazie ai campioni prelevati da questa missione è stato quello di scoprire come 1.3 miliardi di anni fa (secondo le misurazioni del rapporto ³⁹Ar/⁴⁰Ar) il corpo progenitore di Itokawa abbia subito, presumibilmente, o un riscaldamento solare (dovuto ad un'orbita più vicina al Sole di quella attuale) o un riscaldamento dovuto ad un impatto. Se la seconda ipotesi dovesse essere quella corretta, potrebbe indicare che i processi di creazione per aggregazione di detriti erano in atto almeno per i primi 3 miliardi di anni di vita del Sistema Solare [18].

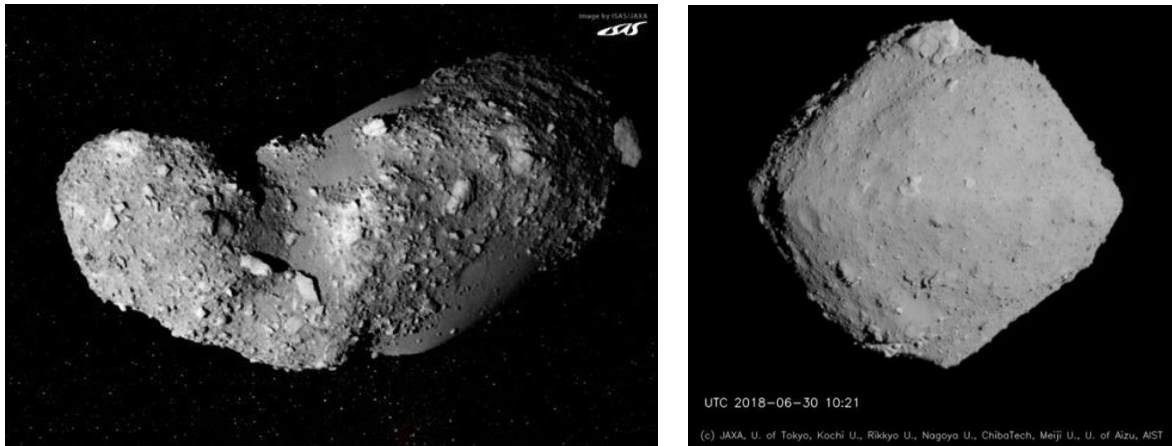


Figura 8 - Sulla sinistra abbiamo un'immagine di 25143 Itokawa scattata dalla sonda Hayabusa; sulla destra abbiamo un'immagine di 162173 Ryugu scattata il 30 giugno 2018 dalla sonda Hayabusa 2 (Fonte: <https://solarsystem.nasa.gov/>).

Analoghi obiettivi ha l'attuale sonda Hayabusa 2, sempre della JAXA, lanciata il 03 dicembre 2014 che ha raggiunto l'asteroide 162173 Ryugu (classe C, appartenente al gruppo Apollo, figura 8) il 27 giugno 2018, dove è restata in orbita per circa un anno e mezzo per poi atterrare il 21 febbraio 2019 e recuperare campioni che saranno riportati sulla Terra nel 2020.

Missione OSIRIS-Rex

La missione Origins Spectral Interpretation Resource Identification Security Regolith Explorer (OSIRIS-Rex) è una missione della NASA per l'esplorazione dell'asteroide 101955 Bennu (classe B, appartenente al gruppo Apollo, figura 9) lanciata il 09 settembre 2016. La sonda è entrata in orbita all'asteroide il 3 dicembre 2018.



Figura 9 - Immagine di 101955 Bennu scattata dalla sonda OSIRIS-Rex il 13 giugno 2019 a una distanza di soli 690 m dalla superficie [19].

Al momento (giugno 2019) la sonda si trova in orbita a Bennu e sta eseguendo una survey dettagliata dell'asteroide. Finita questa fase preliminare, la sonda verrà immessa in un'orbita più stretta (di raggio di circa 1km) per ulteriori misurazioni, tra cui una mappatura globale di Bennu.

Completata anche questo stadio, inizierà una fase ricognitiva, durante la quale la sonda effettuerà una serie di passaggi a bassa altitudine per valutare i possibili siti dove verranno prelevati i campioni di materiale. Fatto ciò, dopo una successiva fase dove vengono testati le fasi precedenti all'atterraggio, si passerà alla fase di atterraggio e al prelevamento dei campioni superficiali, il tutto è pianificato per luglio 2020.

Nel marzo del 2021 si aprirà una finestra per la partenza della sonda, che è programmata per arrivare sulla Terra il 24 settembre 2023.

Tra gli obiettivi della missione abbiamo l'analisi della fisica, della geologia e delle proprietà chimiche di Bennu, per fare ciò verranno usati i dati estratti da un campione (di almeno 60gr) di regolite carbonacea superficiale, che verrà prelevato dalla sonda e poi riportato sulla Terra. Inoltre, verrà misurata la deviazione dell'orbita dovuta a effetti non gravitazionali come l'effetto Yarkovsky e comparare le osservazione dell'asteroide con quelle effettuate a terra [19].

Capitolo 3. Tecniche di mitigazioni in fase di studio

Consapevoli del rischio inerente ai NEO e, in particolar modo, i PHA, vari enti hanno cominciato ad interessarsi sulle strategie di difesa da questi particolari oggetti.

Oltre al programma NEOCC della ESA, di cui abbiamo discusso nel capitolo precedente, in Europa abbiamo che la Commissione Europea, nel 2015, ha finanziato NEOShield-2 (continuazione del progetto NEOShield), un progetto sotto la guida dell'*Airbus Defense and Space* (Friedrichshafen, Germania) con il contributo di altri 11 partner europei. Questo progetto ha come obiettivo principale quello di investigare le tecniche di mitigazione contro l'impatto asteroidale più promettenti, focalizzandosi in primo luogo sullo sviluppo tecnologico delle tecniche e degli strumenti necessari per la guida, la navigazione e il controllo autonomo di sonde in prossimità di asteroidi; un altro obiettivo di questo programma è quello di provvedere una caratterizzazione fisica e della composizione di un gran numero di NEO [20].

La NASA ha istituito il *Planetary Defense Coordination Office* (PDCO) per coordinare le missioni in atto per la difesa planetaria. Il PDCO ha come fini quello di provvedere precoci rilevamenti dei PHA, tracciarli, caratterizzarli e avvisare sui possibili danni in caso di impatto, studiare strategie e tecnologie per mitigare gli impatti e coordinarsi con il governo USA per pianificare le azioni da eseguire in caso di una minaccia reale di impatto [21].

Quindi, stabilita l'origine, consapevoli delle tecniche di monitoraggio e capito il livello di minaccia posto dai PHA per la Terra, in questo capitolo affronteremo alcune delle tecniche concepite per poterci difendere da possibili impatti. Nel dettaglio, approfondiremo il trattore gravitazionale, la deviazione tramite esplosione di un ordigno nucleare e la deviazione tramite impatto cinetico, focalizzandoci, per quest'ultimo, sulla missione DART della NASA e HESA dell'ESA.

3.1 Impattatore cinetico

La tecnica di mitigazione dell'impattatore cinetico si fonda sul principio del trasferimento di momento ad opera di una sonda impattante ad alta velocità su un asteroide, cambiandone leggermente l'orbita. Una seconda sonda è, eventualmente, necessaria per monitorare gli effetti del cambio orbitale.

Questo metodo è di particolare interesse dato che sia la NASA che l'ESA stanno lavorando assieme alla missione AIDA (*Asteroid Impact & Deflection Assessment*) che unisce sotto a sé le missioni DART (Double Asteroid Redirection Test, sotto la guida della NASA), il cui scopo principe è proprio quello di deviare l'orbita di un asteroide attraverso l'impatto di una sonda, e HERA (sotto la supervisione dell'ESA), con l'obiettivo di rilevare i cambiamenti orbitali dell'asteroide dopo l'impatto.

L'obiettivo scelto da AIDA è il satellite del sistema binario 65803 Didymos (NEA di classe S, figura 10 e 11), di cui riportiamo nella tabella 8 le proprietà fisiche e orbitali più rilevanti.

Designazione	Didymos-A	Didymos-B
Afelio (UA)	2.276	-
Perielio (UA)	1.013	-
Asse maggiore (UA)	1.644	-
Inclinazione (i)	3.409°	-
Eccentricità (e)	0.384	-
MOID (UA)	0.040	-
Periodo orbitale	770.1 giorni (Didymos-A - Sole)	11.920 ore (Didymos-A - Didymos-B)
Diametro (m)	775 ± 80	≈ 160
Massa ³ (kg)	5.28 × 10 ¹¹	≈ 5 × 10 ⁹
Densità (gr/cm ³)	2.146 (± 30%)	≈ 2.146
Distanza tra corpo centrale e secondario	1.18 km	

Tabella 8 - Caratteristiche fisiche e parametri orbitali di Didymos-A, riferiti al sistema Sole-Didymos-A. principale [22].

La scelta è ricaduta su Didymos per vari motivi: in primis è un sistema binario e il satellite, Didymos-B, date anche le sue dimensioni, può essere considerato come un modello di un PHA; in seconda istanza, essendo Didymos-B un satellite, è più semplice osservarne eventuali perturbazioni orbitali; infine il sistema Didymos è previsto che abbia un incontro ravvicinato con la Terra (circa a 0.07 UA) nell'ottobre 2022, avendo così l'occasione di ottenere buone osservazioni da terra degli effetti dell'impatto di DART.

Nei prossimi paragrafi spiegheremo brevemente le missioni DART e HERA, analizzandone le caratteristiche e gli obiettivi prefissati.

³ La massa di Didymos-A è stata ricavata grazie all'applicazione della terza legge di Keplero sul sistema Didymos-A – Didymos-B

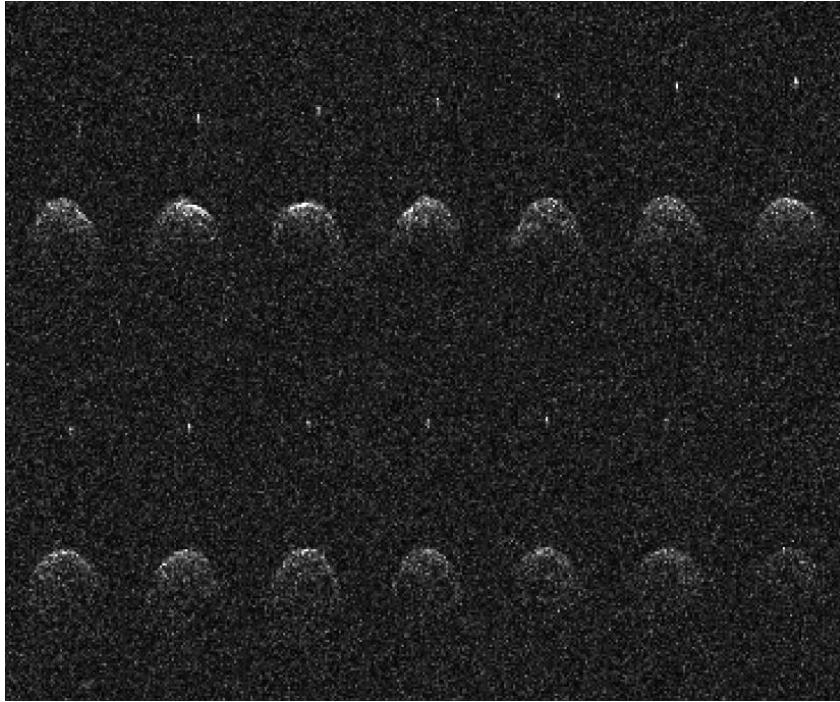


Figura 10 - Immagini radar del sistema 65803 Didymos (Fonte: <https://www.nasa.gov/planetarydefense/dart>).

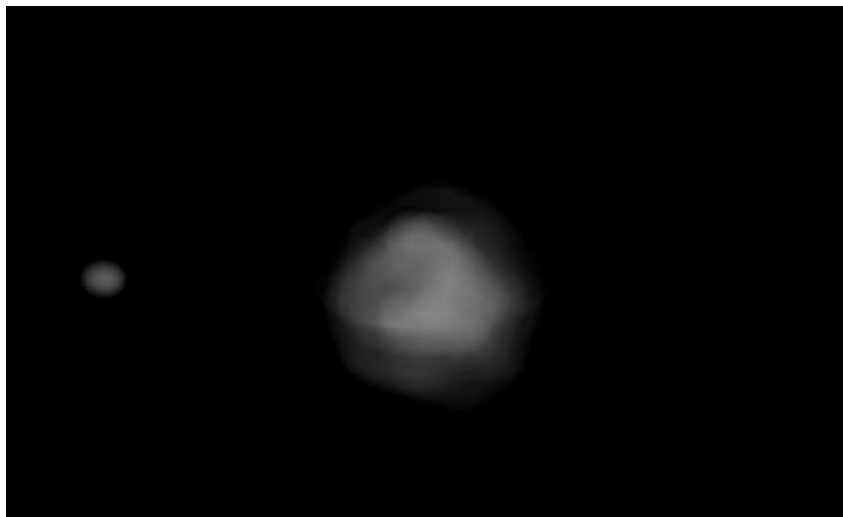


Figura 11 - Ricostruzione tridimensionale del sistema 65803 Didymos ricavata dalle curve di luce e dalle immagini radar (Fonte: <https://www.nasa.gov/planetarydefense/dart>).

DART [23]

La finestra di lancio per DART parte dal 15 dicembre 2020 e si chiude il 31 marzo 2021 e si prevede l'arrivo (e impatto) su Didymos-B nel settembre 2022.

DART (la cui struttura schematica è riportata in figura 12) porterà con sé DRACO (Didymos Reconnaissance and Asteroid Camera for Opnav), un imager pancromatico per assistere l'obiettivo primario della missione (l'impatto con l'asteroide), fornendo assistenza per la navigazione ottica nell'avvicinamento al corpo e per la navigazione autonoma durante le fasi finali.

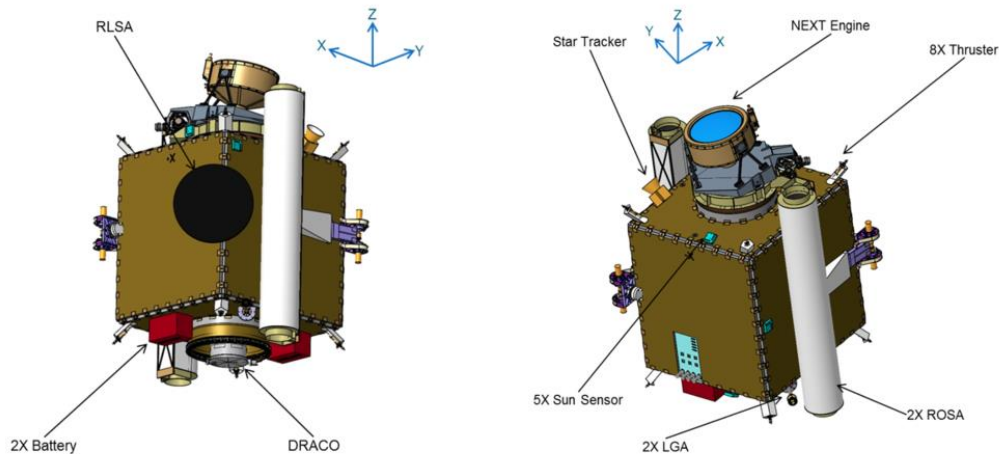


Figura 12 - Due diverse prospettive della sonda DART in cui vengono evidenziati il posizionamento degli strumenti più importanti: DRACO, il motore a propulsione ionica NEXT, i pannelli solari arrotolati in ROSA e l'antenna ad alto guadagno RLSA (Fonte: <https://www.nasa.gov/planetarydefense/dart>)

In generale, i dati collezionati da DRACO andranno a raffinare le nostre conoscenze sul rate rotazionale di Didymos-A e l'orbita di Didymos-B, andando alla ricerca di eventuali membri aggiuntivi del sistema, inoltre caratterizzerà la forma globale e la geologia superficiale di Didymos-A/B, focalizzandosi prevalentemente sul sito di impatto di DART [24].

Gli obiettivi stabiliti della missione DART sono:

- effettuare una dimostrazione su grande scala della tecnica dell'impiantatore cinetico per deflettere un asteroide e dimostrare che è una possibile soluzione per evitare impatti di PHA;
- misurare l'effetto di tale deviazione;
- studiare gli effetti delle collisioni ad alta velocità con gli asteroidi, compresi gli effetti dinamici a lungo termine del materiale espulso a causa dell'impatto.

Per calcolare il trasferimento di momento, facciamo riferimento ad un impiantatore sferico di massa M_i e velocità v_i incidente verso un obiettivo molto più massiccio di massa M e raggio R , con l'impatto avvenente lungo la linea centrale. L'impulso p trasferito all'obiettivo sarà superiore a $M_i v_i$ a causa del momento p_{ej} portato via dai detriti sollevati dall'impatto, in particolare si definisce β come l'efficienza del trasferimento di momento

$$p = \beta M_i v_i = p_{ej} + M_i v_i$$

dove risulta solitamente $\beta > 1$ (ammenechè i detriti non vengano espulsi nella direzione in avanti), dipendente dalla composizione e dalla struttura dell'asteroide.

L'impatto di DART (che avrà una massa superiore a 300kg) avverrà ad una velocità di 6.67-7.38 km/s (variabile in base alla data di lancio) e ciò produrrà un cambio di velocità dell'asteroide nell'ordine di 0.4 mm/s (assumendo un $\beta=1$, ovvero senza contributi da parte del materiale eietto a causa dell'impatto). Questo causerà un variazione (si spera) osservabile nei parametri orbitali dei due oggetti, soprattutto per quanto riguarda Didymos-B. Da notare che cambiamenti per quanto riguarda l'orbita eliocentrica saranno minimi, dato che la variazione della velocità orbitale, stimata in circa 17cm/s, è molto inferiore alla velocità orbitale attorno al Sole, che si attesta attorno ai 23km/s. [25]

Facciamo riferimento alla tabella 9 sottostante per capire quali cambiamenti ci si devono aspettare in seguito all'impatto di DART.

Δv (mm/s)	0.3	0.4	0.5	1.52
Δsemiasse maggiore (m)	3.65	4.87	6.10	18.8
Δperiodo (sec)	199	266	333	1029
Δperiodo (%)	0.46	0.62	0.78	2.4
Δeccentricità	0.0031	0.0041	0.0051	0.016
Δinclinazione	0.046°	0.061°	0.077°	0.235°

Tabella 9 - Variazioni dei parametri orbitali kepleriani del sistema binario Didymos in seguito all'impatto di DART. Vengono mostrati varie casistiche in base alla variazione di velocità impartita a Didymos-B [25].

Perciò, in base alla variazione della velocità impressa, sarà possibile osservare, grazie a telescopi a terra e con l'eventuale contributo di HERA, un cambio (seppur lieve) dei parametri orbitali e quindi si potrà avere preziosi dati per raffinare i modelli riguardo l'impattatore cinetico.

HERA [24]

HERA è una piccola missione (successore di AIM, cancellata per mancanza di fondi) ancora in fase di progettazione e approvazione il cui scopo è quello di investigare sul sistema binario Didymos, analizzando il risultato del test di impatto cinetico operato da DART. In figura 13 è possibile vedere le varie fasi che la missione HERA dovrà affrontare.

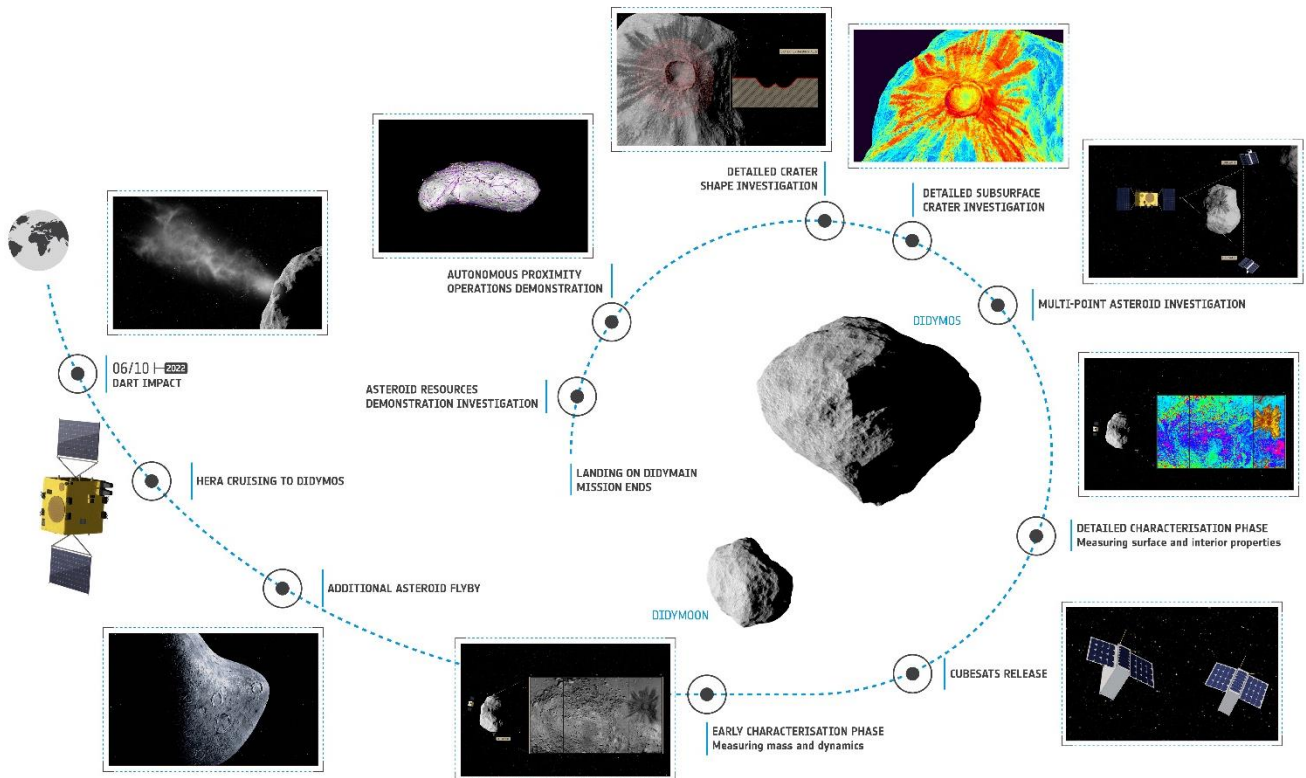


Figura 13 – Fasi previste della missione HERA, atta a investigare gli effetti di DART (Fonte: http://www.esa.int/spaceimages/Images/2019/01/Hera_mission_timeline2).

Nel dettaglio, HERA effettuerà un rendez-vous con Didymos, collezionando preziosi dati sull'orbita e lo stato rotazionale del sistema binario, determinando le proprietà fisiche di Didymos-B (in particolare la massa) e analizzando il cratere che si formerà con l'impatto con DART.

Se approvata, la missione HERA partirà nell'ottobre 2023, con arrivo stimato nel febbraio 2026 (circa 3.4 anni dopo l'impatto di DART). Tra gli obiettivi prefissati della missione abbiamo il calcolo del momento trasferito da DART a Didymos-B, la determinazione della densità e della porosità dell'asteroide e la raccolta dei dati relativi al cratere creato da DART, quest'ultimo particolarmente interessanti perché si possono migliorare i modelli di craterizzazione utilizzati per gli asteroidi.

Il carico di HERA consisterà in un Asteroid Framing Camera (AFC), un altimetro laser (LIDAR) e un 6U CubeSat⁴ contenente un imager iperspettrale (ASPECT, Asteroid SPECTral Imaging) e un altro strumento ancora da selezionare. Essendo ancora in fase di approvazione, modifiche e aggiunte agli strumenti sono ancora in discussione.

⁴ I CubeSat sono una classe di nano-satelliti. La dimensione standard di CubeSat utilizza "una unità" (1U) di misura 10x10x10 cm, estendibile a dimensioni maggiori (1.5, 2, 3, 6, 12).

AFC verrà usata per lo studio della dinamica del sistema binario e delle caratteristiche fisiche dei corpi ivi presenti, in particolare verrà usata per la determinazione della massa di Didymos-B, fattore importante per il calcolo del momento trasferito. LIDAR determinerà il volume e la forma di Didymos-B grazie all'altimetro laser. Il Cubesat trasporterà ASPECT (che osserverà nella banda del visibile e del vicino infrarosso) che ha lo scopo di analizzare la superficie di Didymos-B (con una risoluzione di 2m) e ottenere una caratterizzazione chimica e mineralogica di entrambe le componenti del sistema binario.

Quindi, in conclusione, l'efficienza β del trasferimento del momento dall'impattatore all'asteroide dipende anche dall'accuratezza dell'impatto. Perciò una conoscenza delle dimensioni, forma e rotazione dell'obiettivo sono fondamentali requisiti per un missione di successo. Inoltre, la conoscenza dell'albedo e del comportamento della curva di fase sono di particolare importanza per determinare le condizioni di illuminazione durante le fasi di avvicinamento della sonda, per ottimizzare la traiettoria d'impatto. È perciò evidente che l'impattatore cinetico usato contro un asteroide di classe C (bassa albedo, poroso) può essere più complicato rispetto a un asteroide di classe S [04].

Per quanto riguarda il progetto AIDA, questa sarà la prima dimostrazione di deviazione asteroidale tramite impatto cinetico. Grazie ad AIDA si avranno dati molto rilevanti per determinare l'efficienza del trasferimento del momento di un impatto cinetico e le proprietà fisiche chiave del sistema asteroidale Didymos.

3.2 Deviazione con esplosione nucleare [04]

Usando un ordigno nucleare, è possibile deviare un asteroide: infatti, con una detonazione nei pressi dell'obiettivo, è possibile produrre un Δv sufficiente per deflettere l'orbita dell'asteroide.

Il principio dietro questa strategia è il seguente: l'esplosione della bomba nucleare genera raggi X che trasportano l'intera energia della carica nucleare. Quest'ultima viene assorbita dalla superficie creando un disequilibrio termico che porta alla vaporizzazione del materiale. L'espansione del vapore, successivamente, genera uno shock meccanico che si propaga nel materiale circostante (figura 14).

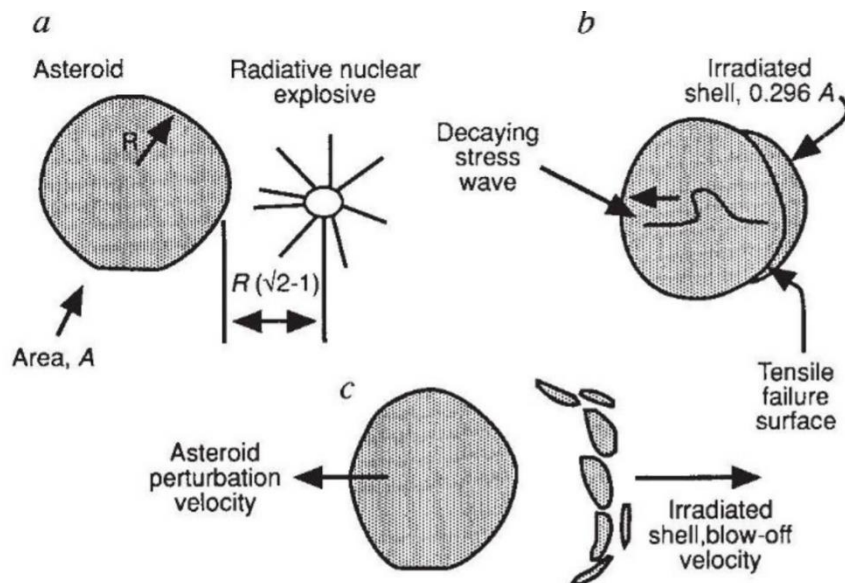


Figura 14 - Schema di come la radiazione di un'esplosione nucleare (a) potrebbe essere utilizzata per indurre un cambio di velocità e, conseguentemente, deviare un asteroide. L'esplosione (b) provoca una stress wave verso sinistra; nel contempo una forza verso destra viene esercitata dall'espansione (causata dalla radiazione) del materiale sotto la superficie. Questa combinazione di forze causa la rottura della superficie irradiata (c). Il tutto induce un cambio di velocità all'asteroide. (Fonte: <https://www.nature.com/articles/360429a0.pdf>)

Consideriamo il piazzamento di un dispositivo nucleare sulla superficie di un asteroide: il veloce rilascio di energia a seguito dell'esplosione è usato per scaldare un sottile strato della superficie del NEA. Questo strato lascia il NEA che, come conseguenza, subisce un contraccolpo: se sufficientemente grande, il rinculo farà deviare l'orbita dell'asteroide.

Le dimensioni dell'area superficiale del NEA che viene riscaldata in questa maniera dipendono dalla distanza a cui viene fatto detonare il dispositivo: detonazioni vicino alla superficie riscaldano solo una piccola area attorno all'epicentro dell'esplosione, mentre detonazioni più distanti diffondono energia su un'area maggiore. Vi è anche da considerare che i neutroni penetrano più a fondo nella direzione verticale, quindi, se vi è un aumento della distanza, vi è un decremento della penetrazione più ci si allontana dal centro dell'esplosione.

Consideriamo una simulazione di deviazione con esplosione nucleare (di circa 100kt) su un NEA omogeneo di diametro di 1km e densità compresa tra 1.91 e 1.31 g/cm³. In questo modello la detonazione avviene a 150m dalla superficie. Dopo circa 40 secondi dall'esplosione, si registra un cambio di velocità del NEA che di 2.2-2.4 cm/s. Circa il 2,5% della massa del NEA viene eiettata ad una velocità maggiore della velocità di fuga. Vi è anche da considerare la struttura dell'asteroide: infatti, in

presenza di elevata porosità, vi sarà un maggiore dissipamento di energia con conseguente diminuzione dei detriti eietti e un minore cambio di velocità [26].

La detonazione sopra la superficie è quella preferita per questo approccio in quanto non occorrono manovre per l'atterraggio sulla superficie dell'asteroide.

Sono state eseguite, tuttavia, anche simulazioni che prevedono l'uso di multipli dispositivi nucleari di bassa potenza sulla superficie dell'asteroide. Con lo stesso scenario di cui sopra, con una potenza combinata di 100-500 kt, si riuscirebbe a incrementare significativamente la velocità del NEA con la creazione di una modesta quantità di detriti.

Ricapitolando, quindi, questa strategia ha buone basi di partenza ma, oltre agli ovvi problemi etici e politici che sono intrinseci all'uso di dispositivi termonucleari nello spazio, deve tenere conto di diversi fattori:

- in caso di oggetti particolarmente grandi, potrebbe essere richiesta un'esplosione più efficiente, perciò il dispositivo nucleare potrebbe essere fatto detonare sotto la superficie dell'asteroide: questo implica una missione di atterraggio sull'oggetto con le complicità che ne susseguono;
- un'esplosione sotto la superficie, inoltre, rischia di produrre frammenti che, se di dimensioni rilevanti, possono rappresentare un'ulteriore pericolo in caso di impatto;
- per NEA con diametro superiore a 10km richiederebbero dispositivi nucleari più potenti di quelli proposti nelle simulazioni di cui sopra, con effetti che devono essere modellizzati in anticipo;
- questa strategia, come visto per l'impattatore cinetico, necessita di molte informazioni (porosità, spessore della superficie, composizione interna dell'asteroide, il capacità di assorbimento dei raggi X del materiale) e potrebbe essere necessario mandare preventivamente un lander per effettuare analisi in situ.

3.3 Trattore gravitazionale [27]

Il concetto del trattore gravitazionale si basa sulla mutuale attrazione gravitazionale tra due corpi dotati di massa e l'abilità di una sonda di "librare" (ovvero di mantenersi ad una distanza ravvicinata e costante) sulla superficie di un asteroide. Per permettere ciò, grazie alla debole forza gravitazionale esercitata dall'asteroide, la sonda può usare un sistema a propulsione ionica (o un altro sistema a bassa potenza).

Per evitare che i pennacchi provenienti dallo scarico del motore ionico della sonda colpiscano la superficie annullando, in parte, la spinta e per evitare che questi sollevino troppa polvere, il motore deve essere angolato verso l'esterno. Tale inclinazione sarà opera di un compromesso tra la perdita di spinta dovuta all'aumento dell'angolo di inclinazione del motore e l'aumento dell'attrazione gravitazionale risultante da una riduzione della distanza tra sonda e superficie.

La forza di traino (T) è determinata da

$$T = \frac{GMm}{d^2}$$

in cui M è la massa dell'asteroide, m la massa della sonda, G la costante di gravitazione universale e d la distanza sonda-asteroide.

Quindi l'accelerazione che viene impressa all'asteroide durante il traino sarà semplicemente

$$\frac{\Delta V}{sec} = \frac{Gm}{d^2}$$

L'accelerazione risultante sarà molto limitata ma sufficiente qualora applicata per un lungo periodo.

L'applicabilità del trattore gravitazionale come tecnica di deflessione asteroidale è dipendente non solo dalla dimensione e massa dell'asteroide ma anche da fattori come l'orbita, il tempo dall'impatto e la questione sul fatto che l'oggetto sia volto direttamente verso la Terra o se effettuati prima dei passaggi ravvicinati.

Per concludere, il trattore gravitazionale ha diversi vantaggi rispetto ad altri metodi di deflessione:

- è completamente controllato, questo permette molta accuratezza e l'abilità di inserire l'obiettivo in un'orbita sicura;
- è un progetto realizzabile con le tecnologie odierne (anche se per NEA con alti valori di eccentricità o di inclinazione devono essere sviluppati propulsori più avanzati ed efficienti);
- è indipendente dalle proprietà superficiali dell'asteroide e dalla sua struttura interna;
- non è richiesta una precedente missione ricognitiva dato che la sonda che effettua il traino può contenere tutti gli strumenti per effettuare le analisi necessarie in tempo reale;
- a dispetto dei metodi più invasivi, il trattore gravitazionale non causa la distruzione dell'asteroide in frammenti che possono essere a loro volta pericolosi.

Di seguito riportiamo in figura 15 uno schema del posizionamento della sonda rispetto all'asteroide. Inoltre, proponiamo anche due tabelle (10 e 11) in cui vengono forniti, come esempio, i requisiti per la deviazione degli asteroidi 99942 Apophis (che effettuerà un passaggio ravvicinato con la Terra prima nel 2029 e poi ancora nel 2036) e 2004VD17 (passaggio ravvicinato con una probabilità non nulla di impatto stimato per il 2102) supponendo l'uso di una sonda di una tonnellata alimentata da

propulsione elettrica solare. I valori indicati sono da riferire a missioni con partenza nel 2027, infatti più tardi si agisce, più energia sarà necessaria per effettuare i cambiamenti dell'orbita necessari a evitare impatti.

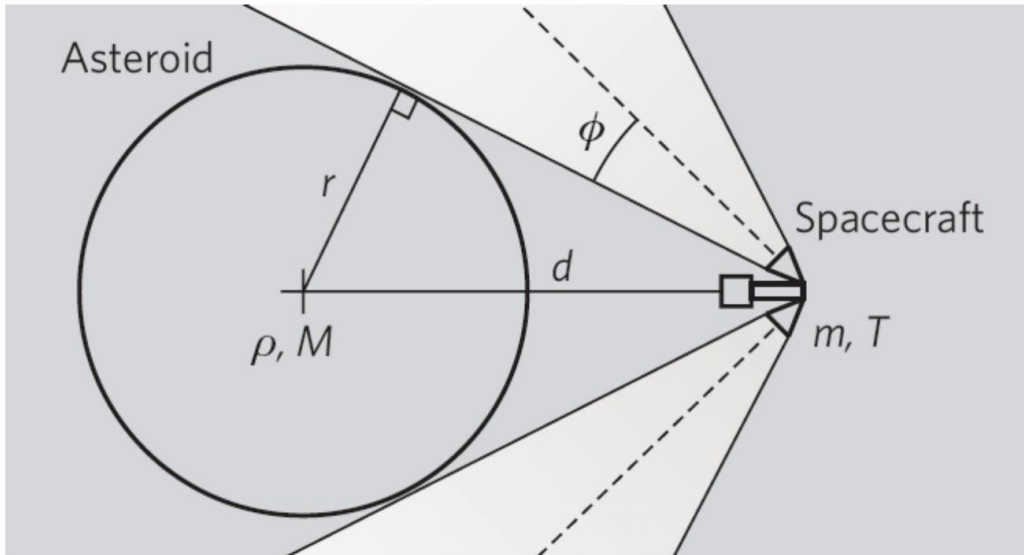


Figura 15 - Schema di posizionamento della sonda rispetto all'asteroide da deviare.

Gravity Tractor Performance Apophis	Gravity Tractor Performance 2004VD17
M = 4.6×10^{10} Kg	M = 2.6×10^{11} Kg
m = 1×10^3 Kg	m = 1×10^3 Kg
d = 1.5 r = 240 meters	d = 1.5 r = 435 meters
$\phi = 20$ degrees	$\phi = 20$ degrees
T = 0.053 Newtons	T = 0.092 Newtons
$\Delta V = 3.7 \times 10^{-5}$ m/sec/year	$\Delta V = 1.1 \times 10^{-5}$ m/sec/year
$\Delta V_{req} = 2 \times 10^{-6}$ m/sec	$\Delta V_{req} = 5 \times 10^{-6}$ m/sec
Deflection $T_{req} = 20$ days	Deflection $T_{req} = 163$ days
Fuel_{req} = ~10 kg	Fuel_{req} = 83.9 kg

Tabella 10 e 11 - Informazioni e requisiti tecnici per poter deflettere gli asteroidi 99942 Apophis e 2004VD17 tramite trazione gravitazionale. Con M viene indicata la massa dell'asteroide, m quella della sonda, d la distanza sonda-asteroide, ϕ metà dell'angolo del getto di ioni della propulsione, T la trazione necessaria, ΔV l'accelerazione necessaria per la deflessione e con ΔV_{req} la velocità richiesta per evitare l'impatto con la Terra.

Capitolo 4. Tecniche di mitigazione futuribili

Compreso quali siano le migliori strategie sfruttabili con le conoscenze odierne, in questo capitolo faremo un excursus su alcuni concetti proposti di tecniche di mitigazione, forse lontani dall'essere implementati, ma con una possibile realizzazione nel futuro (sulla base delle teorie ad oggi pensate).

4.1 Concentrazione solare [09]

Nel 1993-4 Melosh propose l'uso di uno concentratore solare per focalizzare l'energia del sole su una piccola porzione di superficie di un asteroide. In base alla durata e all'intensità dell'illuminazione del materiale colpito, quest'ultimo verrà riscaldato e vaporizzato, creando un getto accelerato di gas e polvere (alla velocità di circa 1km/s) che produrrebbe una propulsione debole (intorno alle decine di centinaia di N) ma continua. Questo sistema potrebbe operare per diversi mesi, permettendo un aumento del semiasse maggiore dell'asteroide e, con sufficiente preavviso, si potrebbe evitare così un eventuale collisione con la Terra.

Focalizzare la radiazione solare in un punto sulla superficie dell'asteroide può essere fatto attraverso due tecniche: per riflessione, tramite l'uso di lenti di Fresnel, o per rifrazione, tramite l'uso di un grande specchio parabolico oppure un array di piccoli specchi parabolici (o piatti).

Questa soluzione, tuttavia, presenta diverse limitazioni tecnologiche [28]:

- a causa delle polveri e dei detriti che verrebbero espulsi, la contaminazione dello specchio primario potrebbe raggiungere livelli tali da comprometterne l'efficienza. Se consideriamo invece una configurazione a 2 specchi, in cui il secondo verrebbe usato per reindirizzare il fascio di luce raccolto dal primo, si ridurrebbe la contaminazione del primo ma, rimarrebbe lo stesso problema per il secondo;
- in una configurazione a due specchi, il secondario sarebbe costretto a lavorare in un ambiente con temperature estremamente elevate, il tutto sarebbe esacerbato dalla presenza di contaminazioni da polveri e questo porterebbe ad una riduzione dell'efficienza dello specchio a causa della diminuzione della riflettività.
- l'uso e il controllo di uno specchio di grandi dimensioni, oltre a rappresentare una grande sfida logistica e tecnologica, introdurrebbe un singolo punto di fallimento per l'intera missione;
- la pressione indotta dalla luce sullo specchio primario provocherebbe una forza che richiederebbe alla sonda un costante controllo orbitale;

Tutte le complicità nascono dal fatto che è richiesta molta energia per iniziare il processo di sublimazione del materia superficiale, tuttavia, anche con una potenza inferiore, è possibile sfruttare l'effetto Yarkovsky, amplificandone gli effetti e combinandolo con la pressione generata dalla radiazione proveniente dallo specchio.

A titolo esemplificativo delle capacità di un concentratore solare, ne riportiamo una simulazione proposta da Völker [09].

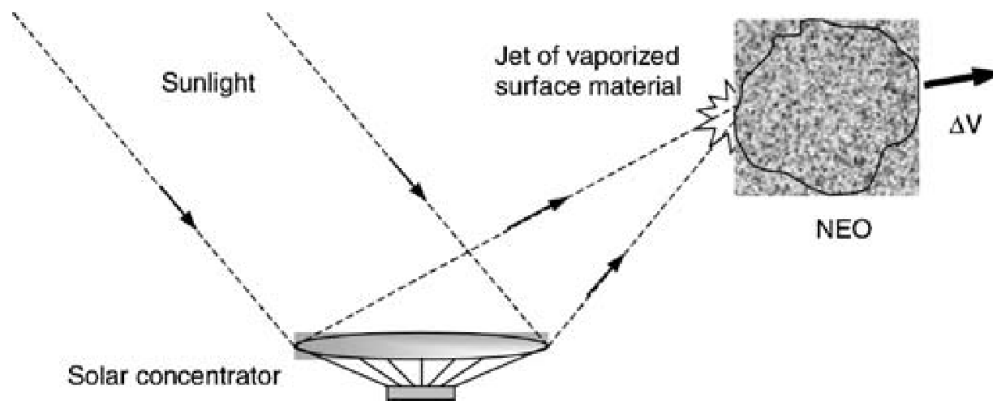


Figura 16 - Schema del principio alla base della concentrazione solare come metodo di deflessione asteroidale.

Consideriamo un concentratore solare (come in figura 16) di 100m di diametro con una massa di 2000kg (data dalla somma della massa della sonda e del concentratore). Ad 1 UA di distanza solare, lo specchio concentrerebbe sulla superficie di un asteroide un fascio luminoso largo 10m, imprimendo circa 220N di spinta (se consideriamo un materiale silicato).

Come asteroide target scegliamo PHA 2000 WC1, classe C, albedo di 0.04, diametro di circa 210m e densità che assumiamo di 3gr/cm^3 .

In figura 17 riportiamo un grafico dell'evoluzione orbitale a seguito dell'implementazione del concentratore solare.

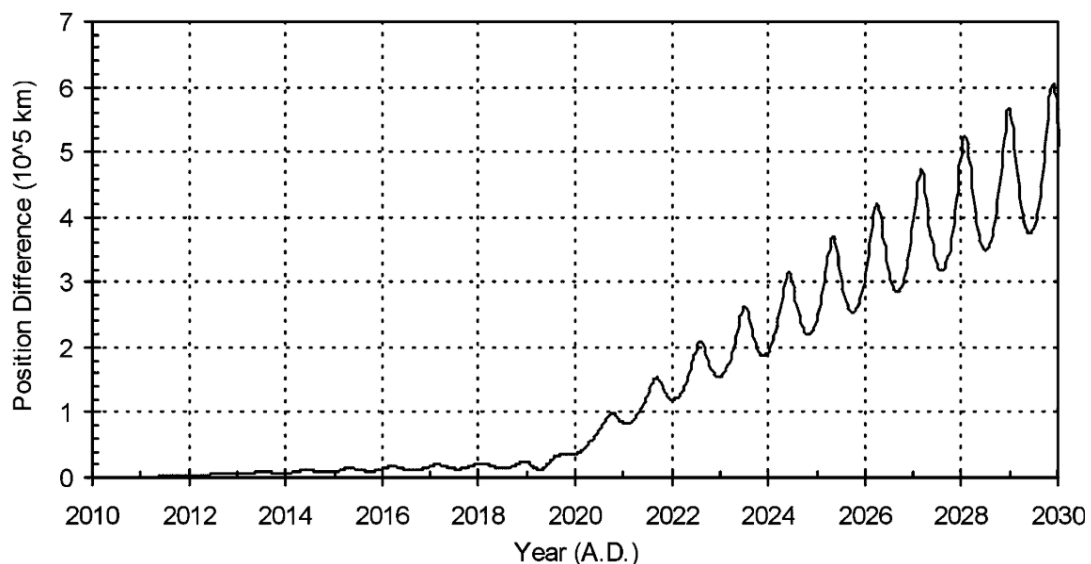


Figura 17 - Simulazione della variazione dell'orbita di PHA 2000 WC1 a seguito dell'interazione con il concentratore solare. Le fluttuazioni all'andamento del grafico sono causate dal passaggio al perielio (picchi) e all'afelio (avvallamenti). La differenza di posizione è da riferirsi all'orbita non perturbata.

Come si può osservare, applicando una spinta di 220N parallelamente alla velocità orbitale, in questo caso per una durata di 400 giorni con una successiva fase di 10 anni di coasting, si ha che lo spostamento rispetto all'orbita imperturbata aumenta significativamente col tempo.

4.2 Mass Driver [29]

I mass driver utilizzano la massa dell'asteroide da deflettere come fonte di materiale per produrre la spinta propulsiva necessaria. Una volta atterrata, la sonda infatti avrà il compito di scavare e acquisire piccoli pezzi di asteroide per dopo accelerarli fino a raggiungere la velocità di fuga per poi essere espulsi in una direzione tale da produrre una spinta adeguata.

Per accelerare il materiale lungo un tracciato/tubo, i mass driver utilizzano degli anelli di elettromagneti, energizzati sequenzialmente. Per materiali ferrosi, l'accelerazione avviene in modo diretto, mentre per materiali non ferrosi è necessario utilizzare una sorta di navetta per interagire con i campi magneti generati dagli elettromagneti. Quest'ultima soluzione richiede anche un segmento di decelerazione se si vuole recuperare e riutilizzare tale navetta.

Concetti di mass driver sono già presenti, citiamo, a titolo esemplificativo, il progetto MADMEN⁵ (Modular Asteroid Deflection Mission Ejector Node), di cui riportiamo in figura 18 uno schema. Il componente principale di MADMEN include un meccanismo di scavo e uno di mass driver. Il primo può variare in base all'asteroide in considerazione, ma si stima che il tipico foro debba avere un diametro compreso tra 1 e 8 cm e una profondità tipica di 3-6m. Il sistema di perforamento sarà tale da permettere la creazione di fori multipli.

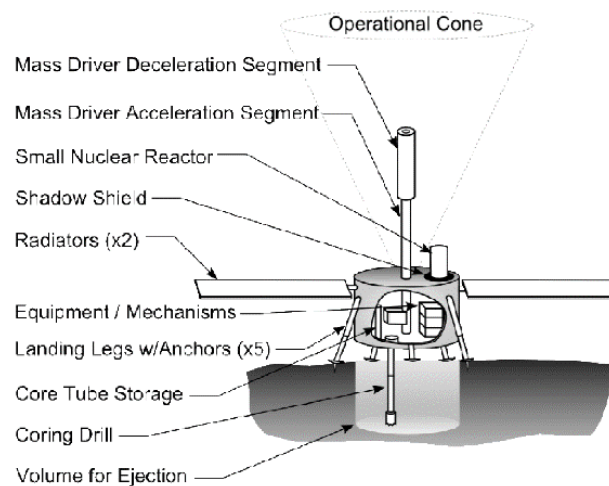


Figura 18 - Schema di un mass driver come proposto dal progetto MADMEN

Le operazioni di scavo sono considerate quasi costanti durante l'operatività sulla superficie. Il materiale estratto viene convogliato e successivamente espulso in unità di massa uniformi; ottimali configurazioni del progetto indicano che queste unità di massa debbano avere una massa inferiore al chilogrammo e una velocità inferiore a 750m/s.

Il mass driver, composto da anelli elettromagnetici, ha anche una struttura di rinforzo che gli permette di essere puntato in una determinata direzione all'interno di un cono di operazione con mezzo-angolo di circa 30°.

⁵ Il concetto di MADMEN, ovvero di un mass driver piccolo e modulare come tecnica di mitigazione, è stato creato da un team del SEI (SpaceWorks Engineering, Inc.) tra il 2003 e il 2004. Questo sforzo di sviluppo è stato finanziato grazie a un premio ottenuto dalla NASA Institute of Advanced Concepts (NIAC) [29].

In merito alle tecnologie, analizzando anche il progetto di cui sopra, si possono evincere quali siano le maggiori sfide che si dovranno superare per poter utilizzare con successo i mass driver come strategia di difesa contro asteroidi.

In primis dobbiamo considerare l'ancoraggio: le sonde dovranno essere fermamente ancorate alla superficie, occorre quindi studiare il metodo migliore per realizzarlo. Una conoscenza della struttura dell'asteroide sarà necessaria.

Un'altra complicanza deriva dall'ambiente polveroso: le operazioni di scavo ed eiezione del materiale, combinata con la bassa gravità dell'oggetto, può creare un ambiente polveroso in cui la sonda dovrà operare. Gli effetti delle polveri (tra cui la maggiore abrasività rispetto alle polveri terrestri dovuta all'assenza di processi erosivi) sui meccanismi di funzionamento della sonda non sono ancora del tutto noti.

Inoltre, si deve tenere conto della dispersione del getto espulso: nel corso di una missione, centinaia di migliaia di piccoli pezzi di asteroidi verranno espulsi nello spazio dai mass driver. Questo campo di detriti, anche se molto piccoli (meno di 1kg), possono entrare in un'orbita eliocentrica creando pericoli per future missioni spaziali.

Concludiamo considerando i vantaggi ottenibili sfruttando i mass driver in confronto con altre metodologie di mitigazione:

- in contrasto con l'impattatore cinetico, si ha più controllo sull'interno processo di deviazione, permettendo piccoli aggiustamenti se necessari;
- non è necessario sapere in anticipo la proprietà fisiche dell'oggetto;
- a differenza dell'ablazione laser e del trattore gravitazionale, i mass driver forniscono una spinta maggiore (nello stesso arco di tempo e in condizioni di pari massa iniziale della sonda);
- un atterraggio di uno o più mass driver evita tutte le operazioni per il mantenimento in orbita di una sonda (come nel caso del trattore gravitazionale).

4.3 Ablazione laser [30]

Similmente al concentratore solare, l'ablazione laser si basa sull'uso di un raggio laser altamente collimato che illumina continuamente una piccola porzione di superficie dell'asteroide, causando l'espulsione di getti di materiale vaporizzato che imprimono una piccola forza all'asteroide. Per iniziare il processo di ablazione, è necessaria vaporizzare il materiale della superficie, operazione possibile quando vengono raggiunte temperature superiori ai 2500K, corrispondenti ad un flusso di 10 MW/m².

Passate proposte di ablazione laser consistevano nell'uso di una singola sonda su cui è montato un laser con una potenza dell'ordine del MW, alimentato da un reattore nucleare. Questo approccio, tuttavia, è stato abbandonato a causa della complessità nello sviluppare sia una fonte di energia abbastanza potente sia per la difficoltà di progettare un laser ad alta resa e potenza.

Per superare queste restrizioni, è stato proposto un progetto alternativo, consistente in una flotta di piccole sonde, ognuna equipaggiata con un laser con potenza nell'ordine del kW. Dispiegandosi in formazione nei pressi dell'asteroide e sovrapponendo ogni raggio laser, la densità di potenza cumulativa esercitata sulla superficie può iniziare il processo di ablazione.

Per produrre un flusso sufficiente, il sistema dovrà avere sia una potenza adeguata che una buona convergenza del fascio, quindi saranno importanti la dimensione dell'apertura ottica, il sistema di puntamento, il jitter e l'efficacia delle tecniche di ottica adattiva.

Esistono due sistemi per l'ablazione laser, il sistema *Stand-on* e *Stand-off* [31].

Nel caso del sistema *Stand-on* il laser è azionato in prossimità dell'obiettivo. Consideriamo di porre la sonda a una distanza di 10km dall'asteroide (questa distanza è sufficientemente grande da fare in modo che la gravità dell'asteroide non influisca sulla traiettoria del laser). A questa distanza un phased array di 1m produce un punto laser di 1cm sulla superficie che è sufficiente per ablatare materiale con un flusso di 10 MW/m² usando una potenza di 1kW. Il punto sulla superficie dell'asteroide che sarà ablatato può essere scelto in base alla direzione che si vuole imprimere. Nella figura 19 viene illustrato la relazione tra il raggio laser, i pennecci di materiale che vengono espulsi e la risultante spinta esercitata sull'asteroide.

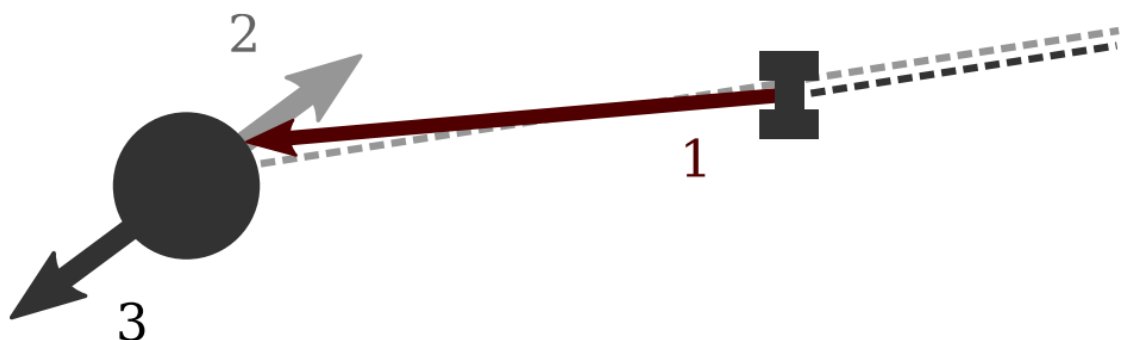


Figura 19 - Schema di funzionamento del sistema *Stand-on* (ablazione laser). Con 1 viene indicato il raggio laser, con 2 il materiale eietto e con 3 la spinta risultante che viene impressa all'asteroide

Questo modello considera il caso in cui la direzione della spinta \hat{a}_l ⁶ è fissa relativamente alla direzione della velocità dell'asteroide \hat{v} e al suo momento orbitale $\hat{l} = \hat{r} \times \hat{v}$. La direzione della spinta \hat{a}_l può essere specificata dall'equazione

$$\hat{a}_l = \hat{v} \cos \alpha \cos \beta + (\hat{l} \times \hat{v}) \sin \alpha \cos \beta + \hat{l} \sin \beta$$

dove α è l'angolo azimutale e β è l'angolo di elevazione.

Quindi il valore della spinta conferita all'asteroide di massa m sarà ottenibile da

$$F = F_0 = m a_l$$

Nel caso del sistema *Stand-off* il laser si trova su satelliti in orbita attorno alla Terra, entrambi verranno considerati essere a una comune distanza eliocentrica r_\oplus . Con r indichiamo la distanza eliocentrica dell'asteroide da deviare. Il materiale ablato, espulso nella direzione verso la Terra, esercita una spinta sull'asteroide nella direzione opposta. Quindi la spinta sull'oggetto deve essere nella direzione del vettore della sua posizione geocentrica

$$\hat{a}_l = \frac{r - r_\oplus}{\|r - r_\oplus\|}$$

Dato che il laser opera a grandi distanze dall'obiettivo, esso deve divergere a causa di effetti diffrattivi. Alla distanza $\Delta = \|r - r_\oplus\|$, un laser phased array di diametro d produce sull'asteroide un punto di diametro pari a

$$D_{spot} = \frac{2\lambda}{d} \Delta$$

La forza esercitata sull'asteroide di diametro D sarà quindi

$$F = F_0 \begin{cases} 1 \\ \left(\frac{D}{D_{spot}}\right)^2 \end{cases}$$

dove la prima condizione si ottiene se $D_{spot} \leq D$ e la seconda se $D_{spot} > D$. F_0 è proporzionale alla potenza del laser.

In generale, questo metodo di deviazione, in conclusione, elimina la necessità di dover atterrare sull'asteroide ed è evitata anche la possibilità di creazione di frammenti potenzialmente pericolosi, inoltre l'uso di una flottiglia di sonde, viene aumentata la ridondanza del sistema.

⁶ L'accelerazione è separata nella componente a_g (che è l'accelerazione gravitazionale netta dal Sole e dalla Terra integrate assieme come parte dello stesso problema dei tre corpi) e nella componente a_l (dovuta alla perturbazione causata dall'ablazione laser). $a = a_g + a_l$

4.4 Raggio ionico [32]

Un altro metodo di deviazione asteroidale consiste nell'utilizzare un raggio ionico altamente collimato e veloce prodotto da un motore ionico montato su una sonda e puntato verso l'asteroide, senza la necessità di atterraggio su di esso.

In figura 20 riportiamo uno schema di questo concetto.

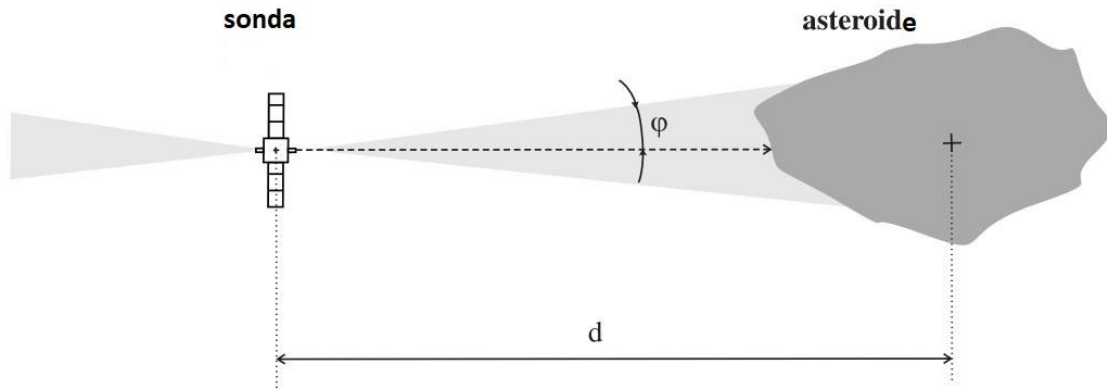


Figura 20- Schema della deflezione di un asteroide tramite raggio ionico

Gli ioni ad alta velocità emessi dal motore raggiungono l'asteroide e gli trasmettono il loro momento, questo fa sì che l'asteroide subisca una forza circa opposta a quella subita dalla sonda. La sonda, per contrastare questa forza, dovrà avere un secondo motore per mantenere costante la distanza dal corpo.

Per fare in modo che il flusso di ioni sia efficace nella sua missione, occorrerà che la distanza sonda-asteroide non superi il valore d_{max}

$$d_{max} \sim \frac{s}{2 \sin \varphi}$$

dove s è la dimensione dell'asteroide e φ l'angolo di divergenza del raggio ionico.

Nel migliore dei casi, un motore ionico può produrre un raggio con un angolo di divergenza minimo di 15° il quale gli permetterebbe di intercettare completamente un asteroide sferico ad una distanza di circa il doppio del diametro di quest'ultimo (con minori rischi di collisione della sonda, soprattutto rispetto al trattore gravitazionale).

Assumiamo che l'asteroide si muova lungo orbite circolari, la forza F_{th} necessaria per produrre un cambio di velocità ΔV in un tempo Δt su un asteroide sferico di diametro d e densità ρ sarà

$$F_{th} = 2 \cdot \frac{\Delta V}{\Delta t} \cdot \frac{4}{3} \pi \rho \left(\frac{d}{2}\right)^3$$

La massa totale m_{IBS} della sonda sarà data dalla somma della massa del carburante necessario per il suo funzionamento, la massa dell'impianto energetico per produrre la forza F_{th} e la massa della struttura m_{str}

$$m_{IBS} = m_{str} \frac{\pi \rho d^3 \Delta V}{6} \left(\frac{2}{v_e} + \frac{\alpha v_e}{\eta \Delta t} \right)$$

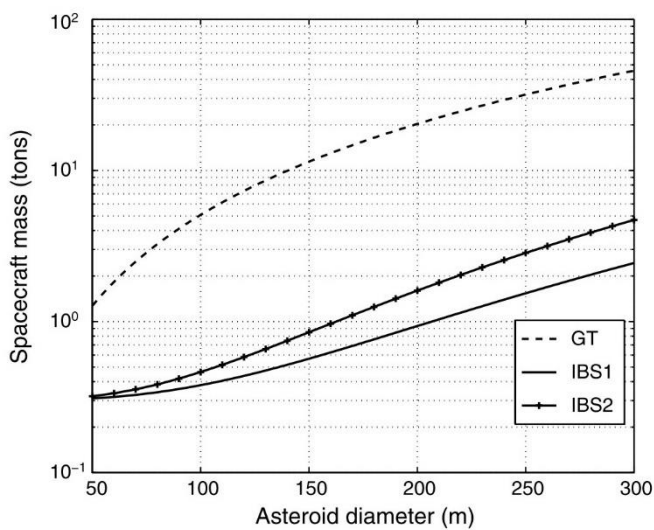
dove v_e indica la velocità di eiezione ioni, α l'inverso della potenza specifica del sistema di alimentazione del raggio ionico e η l'efficienza del propulsore.

Per confronto, il trattore gravitazione richiede una massa pari a

$$m_{GT} = \frac{\Delta V \left(\frac{kd}{2}\right)^2}{G\Delta t}$$

con k distanza dall'asteroide e G la costante di gravitazione universale.

Quindi, come mostrato nella figura 21 sotto riportata, il metodo del raggio ionico (IBS1-2), oltre a poter operare ad una distanza maggiore dall'asteroide, ha un'ulteriore vantaggio sul trattore gravitazionale (GT), ovvero richiede una massa iniziale della sonda inferiore.



m_{str} IBS1 IBS2	200kg
η_{IBS1}	80%
η_{IBS2}	60%
Impulso specifico ISB1	10000s
Impulso specifico ISB2	3100s
Densità di potenza inversa IBS1	5 kg/kW
Densità di potenza inversa IBS2	10 kg/kW
ΔV	$1.9 \cdot 10^{-3}$ m/s
Δt	20 anni
d	200 m
ρ	2000 kg/m ³
k	$1.5 \cdot d$

Figura 21 - Confronto tra la massa della sonda necessaria per il trattore gravitazionale (GT) e il raggio ionico (IBS1-2). A fianco sono riportati i dati usati per il confronto con due diversi sistemi di propulsione per il raggio ionico (IBS 1 e IBS 2).

Conclusioni

In questo elaborato abbiamo approfondito le caratteristiche generali dei Near Earth Object, concentrandosi sui Potentially Hazardous Asteroids, descrivendone l'origine, la provenienza e la classificazione. In particolare, ci siamo focalizzati sul livello di pericolosità che questi oggetti possono rappresentare per la Terra.

Siamo poi passati a descrivere come le diverse agenzie spaziali si stiano adoperando per scoprire e catalogare questi asteroidi; abbiamo fatto anche un breve excursus sulle missioni spaziali che hanno avuto in incontro ravvicinato con un asteroide. Più nel dettaglio, abbiamo visto brevemente la missione NEAR-Shoemaker, Hayabusa 1-2 e OSIRIS-Rex, a dimostrazione, per queste ultime, del livello tecnico raggiunto per quanto riguarda l'esplorazione dei corpi minori.

Non bisogna dimenticare che un fattore estremamente importante di cui tenere conto è il tempo: con una tempestiva identificazione della minaccia, e avendo così più tempo a disposizione, sarà possibile studiare e implementare la metodologia più efficace per proteggerci. Infatti, con più anticipo si tratta un possibile NEA in rotta di collisione, più sarà (relativamente) semplice la deviazione (una volta che saremo in possesso dei mezzi e delle conoscenze adeguate), in quanto potrà bastare un minimo cambio di velocità per variane l'orbita nel medio-lungo termine.

Quindi, siamo passati alla presentazione delle tecniche di mitigazione in fase di studio, in dettaglio abbiamo portato come esempi l'impattore cinetico (e la missione AIDA), la deviazione tramite esplosione nucleare e il trattore gravitazionale, avanzando i vantaggi e gli svantaggi di tali procedimenti.

Come ultimo argomento abbiamo affrontato alcuni concetti proposti di deviazione asteroidale che sono ancora lontani dall'essere realizzati ma che sono meritevoli di maggiori approfondimenti, nello specifico abbiamo discusso del concentratore solare, del mass driver, dell'ablazione laser e del raggio ionico.

Nessuna delle tecniche presentate in questo elaborato è ancora in realizzazione, solo per l'impattore cinetico è previsto un esperimento su grande scala (missione AIDA). Tuttavia, non dobbiamo trovarci impreparati, soprattutto visto la particolare attenzione che sta ricevendo questo problema grazie alle continue nuove survey che trovano costantemente nuovi NEA e PHA.

Occorre quindi continuare con il prezioso lavoro eseguito dai vari enti spaziali per l'ampiamiento delle survey e il costante monitoraggio dei cieli, non trascurando la raffinazione dei modelli delle tecniche di mitigazione.

BIBLIOGRAFIA

- [01] - https://www.tcd.ie/Physics/people/Peter.Gallagher/lectures/PY4A03/pdfs/PY4A03_lecture6to8_nebula_new.ppt.pdf
- [02] - http://www.castfvg.it/Elidoro%20Claudio/Geocities/corpiminori/cm_asterclass.html
- [03] - https://vega78astronomie.fr/activites-vega/les-ateliers-theoriques/item/download/7_dcada0d28bcb3502ae3d86a91b09e51d
- [04] – Perna, D.; Barucci, M. A.; Fulchignoni, M., *The near-Earth objects and their potential threat to our planet*, The Astronomy and Astrophysics Review, Volume 21, article id.65
- [05] - https://cneos.jpl.nasa.gov/about/neo_groups.html
- [06] - Perna, D.; Dotto, E.; Ieva, S.; Barucci, M. A.; Bernardi, F.; Fornasier, S.; De Luise, F.; Perozzi, E.; Rossi, A.; Mazzotta Epifani, E.; Micheli, M.; Deshapriya, J. D. P., *Grasping the Nature of Potentially Hazardous Asteroids*, The Astronomical Journal, Volume 151, Issue 1, article id. 11, 14 pp. (2016).
- [07] - http://www.castfvg.it/Elidoro%20Claudio/Geocities/impatto/im_torinopalermo.html
- [08] - https://cneos.jpl.nasa.gov/sentry/palermo_scale.html
- [09] - Gritzner, Christian; Dürfeld, Kai; Kasper, Jan; Fasoulas, Stefanos, *The asteroid and comet impact hazard: risk assessment and mitigation options*, Naturwissenschaften, Volume 93, Issue 8, pp.361-373
- [10] - http://www.nationalgeographic.it/scienza/2013/02/19/news/cosa_uccise_i_dinosauri_-1507712/
- [11] - Peter Jenniskens, Anna P. Kartashov, Olga P. Popov, Dmitry O. Glazachev, Elena D. Podobnaya, *Tunguska eyewitness accounts, injuries, and casualties*, 81st Annual Meeting of the Meteoritical Society, held 22-27 July 2018 in Moscow, Russia. LPI Contribution No. 2067, 2018, id.6234
- [12] - Wheeler, Lorian F.; Mathias, Donovan L., *Probabilistic assessment of Tunguska-scale asteroid impacts*, Icarus, Volume 327, p. 83-96.
- [13] - <https://neowise.ipac.caltech.edu>
- [14] - <https://cneos.jpl.nasa.gov/stats/totals.html>
- [15] - <https://fallingstar.com/home.php>
- [16] - Perozzi, E.; Borgia, B.; Micheli, M., *The European NEO Coordination Centre*, Memorie della Società Astronomica Italiana, v.87, p.76 (2016)
- [17] - Cheng, Andrew F., *Implications of the NEAR mission for internal structure of Mathilde and Eros*, Advances in Space Research, Volume 33, Issue 9, p. 1558-1563.
- [18] - Park, Jisun; Turrin, Brent D.; Herzog, Gregory F.; Lindsay, Fara N.; Delaney, Jeremy S.; Swisher, Carl C.; Uesugi, Masayuki; Karouji, Yuzuru; Yada, Toru; Abe, Masanao; Okada, Tatsuaki; Ishibashi, Yukihiko, *⁴⁰Ar/³⁹Ar age of material returned from asteroid 25143 Itokawa*, Meteoritics & Planetary Science, Vol. 50, Issue 12, p. 2087-2098

- [19] - <https://www.asteroidmission.org/>
- [20] - <http://www.neoshield.eu/science-technology-asteroid-impact/>
- [21] - <https://www.nasa.gov/planetarydefense/overview>
- [22] - <http://neo.ssa.esa.int/search-for-asteroids?sum=1&des=65803%20Didymos>.
- [23] - Cheng, A. F.; Michel, P.; Jutzi, M.; Rivkin, A. S.; Stickle, A.; Barnouin, O.; Ernst, C.; Atchison, J.; Pravec, P.; Richardson, D. C.; AIDA Team, *Asteroid Impact & Deflection Assessment mission: Kinetic impactor*, Planetary and Space Science, Volume 121, p. 27-35.
- [24] - Cheng, Andrew F.; Rivkin, Andrew S.; Michel, Patrick; Atchison, Justin; Barnouin, Olivier; Benner, Lance; Chabot, Nancy L.; Ernst, Carolyn; Fahnestock, Eugene G.; Kueppers, Michael; Pravec, Petr; Rainey, Emma; Richardson, Derek C.; Stickle, Angela M.; Thomas, Cristina, *AIDA DART asteroid deflection test: Planetary defense and science objectives*, Planetary and Space Science, Volume 157, p. 104-115.
- [25] - A.F. Cheng , J. Atchison, B. Kantsiper, A.S. Rivkin, A. Stickle, C. Reed, A. Galvez, I. Carnelli, P. Michel, S. Ulamec, *Asteroid Impact and Deflection Assessment mission*, Acta Astronautica 115 (2015) 262–269
- [26] - "5 Mitigation." National Research Council. 2010. *Defending Planet Earth: Near-Earth-Object Surveys and Hazard Mitigation Strategies*. Washington, DC: The National Academies Press. doi: 10.17226/12842.
- [27] - Schweickart, Russell; Chapman, Clark; Durda, Dan; Hut, Piet, *Threat Mitigation: The Gravity Tractor*, eprint arXiv:physics/0608157
- [28] - Vasile, Massimiliano; Maddock, Christie Alisa, *On the deflection of asteroids with mirrors*, Celestial Mechanics and Dynamical Astronomy, Volume 107, Issue 1-2, pp. 265-284
- [29] - John R. Olds, A.C. Charania, and Mark G. Schaffer, *Multiple Mass Drivers as an Option for Asteroid Deflection Missions*, SpaceWorks Engineering, Inc. (SEI), Atlanta, Georgia, 30338
- [30] - Gibbings, Alison; Vasile, Massimiliano; Hopkins, John-Mark; Burns, David; Watson, Ian, *Potential of laser-induced ablation for future space applications*, Space Policy, Volume 28, Issue 3, p. 149-153.
- [31] - Zhang, Qicheng; Walsh, Kevin J.; Melis, Carl; Hughes, Gary B.; Lubin, Philip M., *Orbital Simulations on Deflecting Near-Earth Objects by Directed Energy*, Publications of the Astronomical Society of the Pacific, Volume 128, Issue 962, pp. 045001 (2016).
- [32] - Bombardelli, Claudio; Peláez, Jesus, *Ion Beam Shepherd for Asteroid Deflection*, Journal of Guidance, Control, and Dynamics, vol. 34, issue 4, pp. 1270-1272