# POLITECNICO DI TORINO

# Corso di Laurea Magistrale in Ingegneria Aerospaziale

Monografia di Laurea

# Missioni interplanetarie con utilizzo di fly-by



#### **Relatore:**

Prof. Dario Giuseppe Pastrone

**Candidato:** 

Enrico Piana

#### 1 - INTRODUZIONE

L'uomo ha sempre avuto con la gravitazione un rapporto inevitabile, anche quando la gravitazione non era stata ancora compresa nei termini di Newton.

Tale rapporto è sempre stato ambivalente: la gravitazione si è sempre presentata sotto la duplice veste di:

ostacolo (erezione di edifici, sollevamento persone o oggetti, lancio di oggetti, ecc.)

aiuto (energia per caduta, energia per dislivello, fonte dell'insorgere di attrito fra corpi fra loro premuti, ecc.).

L'attività spaziale è l'ultima in ordine di tempo a superare ed utilizzare la gravitazione.

Le tecniche relative riguardano fenomeni che si compenetrano con quelli propri della gravitazione nell'universo, tanto da rendere non agevole distinguere la preparazione necessaria per studiare da un punto di vista meccanico l'universo e quella necessaria per realizzare missioni spaziali.

Newton, oltre a enunciare le tre leggi del moto nella famosa opera Principia, ha anche formulato la legge della gravità dicendo che due masse  $m_1$  ed  $m_2$ , separate da una distanza r, si attraggono con una forza diretta lungo la congiungente le due masse, pensate come punti materiali, ed avente il valore

$$F = G m_1 m_2 / r^2$$

Con **G** costante

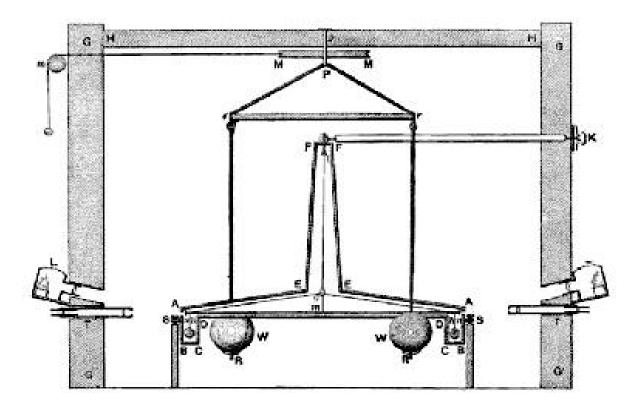


Fig. 1.1 - Dispositivo utilizzato da Cavendish -

La misura della costante gravitazionale G fu eseguita, per la prima volta, nel 1798 dall'inglese Henry Cavendish mediante una splendida esperienza basata su una bilancia di torsione ideata dallo stesso ricercatore.

Egli montò due piccole sfere di piombo, aventi diametro di 5,1 cm e la massa di 0,775 kg<sub>m</sub> alle estremità opposte di un' asta della lunghezza di due metri, sospesa ad un lungo filo. Alle piccole sfere venivano avvicinate due sfere di piombo notevolmente più grandi, precisamente del diametro di 20,3 cm e dotate di una massa di 49,5 kg<sub>m</sub>. Fig.2

L'attrazione gravitazionale fra le due coppie di sfere determinava la torsione, per un piccolo angolo, del filo di sospensione.

Nota la costante elastica del filo, risultò come l'angolo di torsione, misurato con estrema cura con cannocchiali, fornisse, fatti i calcoli, una misura della forza esercitantesi fra le sfere.

Il valore determinato da Cavendish per la costante universale **G** è il seguente:

$$G = 6,66 \times 10^{-8} \, dyn.cm^2/gr_m^2$$

Al momento, il valore più usato è:

$$G = 6,673 + 0,003 \times 10^{-11} \text{Nm}^2/\text{kg}^2$$

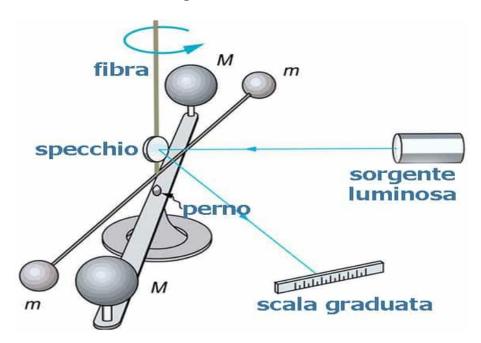


Fig. 1.2 – Dispositivo utilizzato da Cavendish

Nel presente lavoro la nostra attenzione si rivolge alle missioni interplanetarie nelle quali l'attrazione gravitazionale viene utilizzata per aumentare l'energia della sonda attraverso l'incremento di velocità ottenuto grazie alla cosiddetta fionda gravitazionale o flyby.

In particolare ci ispireremo alla missione New Horizon come caso di riferimento. La tesi si sviluppa in 4 capitoli. Dopo la presente introduzione (capitolo 1) si parlerà di missioni interplanetarie, descrivendo la missione New Horizon. Il capitolo 3 presenta un'analisi delle fasi principali della

missione. Nel capitolo 4 verranno presentati i risultati relativi alla missione New Horizon.

# 2 – MISSIONI INTERPLANETARIE E MISSIONE NEW HORIZON

Visti i notevoli costi necessari per compiere missioni interplanetarie destinate a portare la sonda ai confini del sistema solare, sono solo 5 le missioni attualmente esistenti che hanno varcato il sistema solare: Voyager 1 e 2, Pioner e New Horizon. Tutte queste missini si sono avvalse del flyby di pianeti sfruttati per l'effetto di fionda gravitazionale.

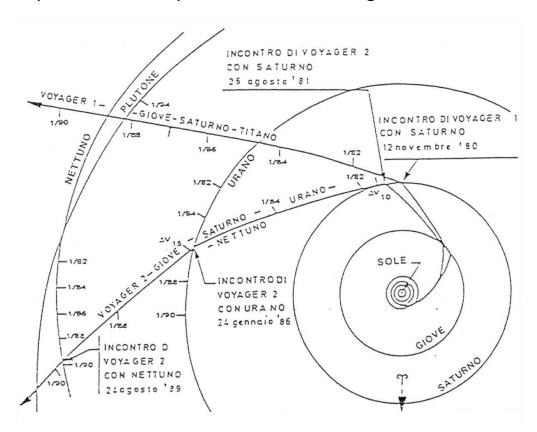


Fig. 2.1 - Traiettorie delle missioni Voyager 1 e Voyager 2

In Fig. 2.1 è mostrata la traiettoria delle due sonde automatiche strumentali Vojager 1 e 2. Con la missione Voyager1 si sono ottenuti l'incontro ravvicinato con Giove e Saturno e la successiva uscita dal sistema solare; con Voyager2, oltre ai due precedenti incontri ravvicinati, si sono ottenuti i successivi incontri con Urano e Nettuno. Per la seconda missione,

specialmente, si è utilizzata la particolare disposizione dei pianeti, che si ripete ogni 176 anni, che ha permesso alla sonda di "sfruttare" le spinte gravitazionali per farsi agevolare al fine di ridurre la durata della missione. In ciò consiste appunto il concetto di "fionda gravitazionale".

Un sorvolo ravvicinato (spesso indicato con l'espressione inglese flyby o flyby,[1] letteralmente "volare nelle vicinanze") in astronautica è il passaggio ravvicinato di una sonda spaziale, ad alta velocità, in prossimità di un pianeta o di un altro oggetto celeste.

Date le velocità tipiche degli oggetti del sistema solare (decine di chilometri al secondo), un sorvolo ravvicinato dura generalmente molto poco, alcune ore al massimo. Generalmente i controllori di volo cercano di indirizzare la sonda il più vicino possibile all'oggetto studiato, per ottenere immagini migliori. Nel caso di pianeti dotati di atmosfera questa distanza è dell'ordine del migliaio di chilometri, per evitare che l'attrito modifichi l'orbita della sonda. Se invece si tratta di corpi più piccoli, la sonda può avvicinarsi di più, ma viene comunque mantenuto un margine di sicurezza. Spesso la sonda prende immagini dell'obiettivo alcuni giorni od ore prima dell'incontro per migliorare la stima della posizione dell'oggetto, ed eventualmente correggere la rotta.

Un sorvolo ravvicinato mette a dura prova le telecamere e gli altri strumenti a bordo della sonda, perché essi devono riprendere il maggior numero possibile di immagini e dati in un breve tempo, per di più a distanze anche di migliaia di chilometri. Normalmente la sequenza di operazioni da fare è decisa in anticipo e poi eseguita in automatico dalla sonda: il ritardo nei tempi di comunicazione causato dalla grande distanza tra la sonda e la Terra impedisce di poter controllare la sequenza di riprese in diretta. La distanza impedisce anche di poter inviare immediatamente i dati a Terra: essi vengono invece immagazzinati nelle memorie di bordo ed inviati alla stazione di controllo nei giorni e nelle settimane successive.

La difficoltà di raccogliere dati significativi durante un sorvolo ravvicinato non ha impedito a questo metodo di essere un'importante fonte di informazioni sul sistema solare: le uniche immagini a distanza ravvicinata di Urano e Nettuno, e fino a pochi anni fa anche di Giove e Saturno, sono quelle raccolte dalle sonde Voyager durante i loro sorvoli ravvicinati.

Un sorvolo ravvicinato è spesso il metodo scelto per la prima esplorazione di un corpo celeste perché è il più economico: non dovendo eseguire manovre complesse come un'entrata in orbita o grandi cambiamenti di rotta, la sonda può essere più semplice e leggera e può avere a bordo poco carburante, il che diminuisce moltissimo i costi di lancio. Le informazioni ottenute dal sorvolo ravvicinato verranno poi utilizzate per costruire una sonda specializzata per il corpo celeste che si vuole esplorare.

Nella figura sottostante esempio di sorvolo (Flyby)



Nel seguito descriveremo più in dettaglio la missione New Horizon.

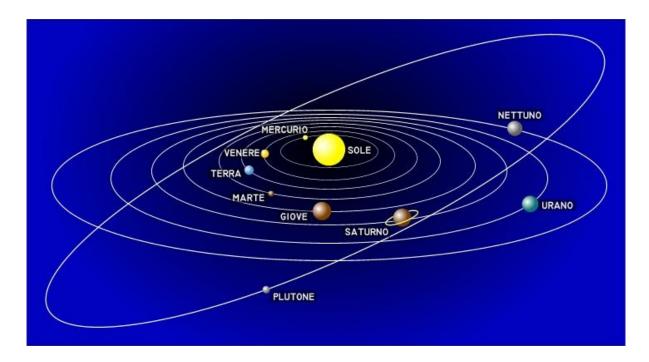


Fig. 2.2 – Orbite dei pianeti del sistema solare

#### 2-1 La missione New Horizon



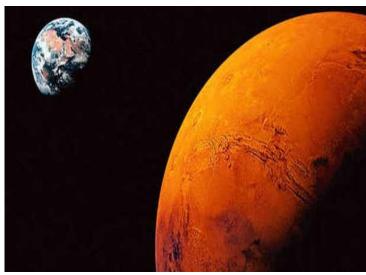
Il lancio della sonda New Horizon è avvenuto il 19 gennaio 2006 dalla base di Cape Canaveral.

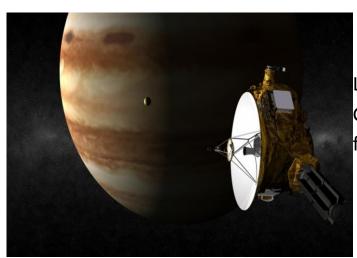
New Horizon è stata la prima sonda lanciata direttamente verso Giove.

Con una velocità di 58.536 km/h (circa 16.26 km/s) è l'oggetto che ha raggiunto la velocità maggiore nel lasciare la terra.

Il 28 ed il 30 gennaio 2006 fu effettuata la prima correzione di rotta suddivisa in due fasi

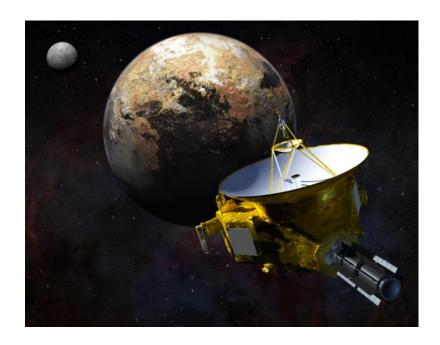
7 Aprile 2006 la sonda passa l'orbita di Marte a una velocità di 21 km/s.





La sonda ha quindi fatto rotta per Giove che è stato raggiunto nel febbraio del 2007.

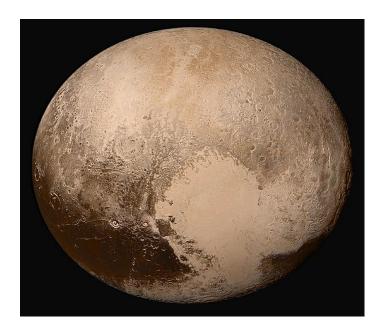
Il campo gravitazionale di Giove è stato sfruttato per la manovra di : "fionda gravitazionale". **L'**avvicinamento massimo a Giove è avvenuto il 28 febbraio 2007 alle ore 5:43:40 UTC.



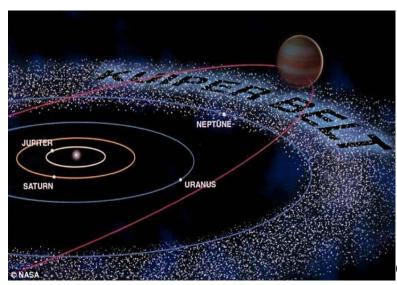
New Horizon è stata la prima sonda lanciata direttamente verso Giove. L'incontro ravvicinato ha incrementato la velocità (21 km/s) di circa 4 km/s, inserendo la sonda in una traiettoria più veloce verso Plutone con inclinazione di 2,5 gradi rispetto all'eclittica.



Dopo 9 anni, 5 mesi e 25 giorni di viaggio nello spazio, il 14 luglio 2015 alle 11:49:57 UTC (13:49:57 ora italiana), New Horizons raggiunse il punto di massimo avvicinamento al pianeta Plutone, a 12500 km dalla superficie del pianeta e ad una velocità relativa di 11 km/s; la sonda inoltre volò ad una distanza di 27000 km dalla superficie Caronte, il principale satellite di Plutone.



Durante il Fly-by, la sonda riuscì ad ottenere immagini ad alta risoluzione della superficie di Plutone e di Caronte, permettendo di vederne la superficie per la prima volta dalla loro scoperta.



IIViaggio verso la fascia di Kuiper 22 ottobre 2015

venne effettuata una manovra di correzione di 16 minuti che mise New Horizons sulla rotta verso la fascia di Kuiper.

Missioni	Galileo	Cassini-Huygens	New Horizon
Lancio	18 Ottobre 1989	15 Ottobre 1997	19 Gennaio 2006
Sorvolo di Giove	7 Dicembre 1995	30 Dicembre 2000	28 Febbraio 2007
Tempo di crociera (Terra- Giove)	2241 giorni circa 6 anni	1172 giorni circa 3 anni	405 giorni circa 1 anno

Tabella comparativa tra missioni precedenti e New Horizon per il raggiungimento di Giove

# 3 – ANALISI DELLE VARIE FASI DELLA MISSIONE TERRA-PLUTONE

#### Introduzione

In questo capitolo vedremo i vari passaggi necessari per analizzare la missione Terra Plutone. Vedremo prima di tutto la trasferta Terra Giove, analizzeremo il flyby di Giove ed infine valuteremo l'arrivo a Plutone.

I principali parametri usati nel seguito, sono

Distanza Terra-Sole = RT= 1,4959965\*10 km= 1 Au

Distanza Giove-Sole = RG=  $1,4959965*10^{8}$  km= [ Au x 5,203]

Semiasse maggiore orbita Plutone = RP= 5,93  $*10^9$  km= [ Au x 39,76]

Eccentricità orbita Plutone =0,2583

Parametro gravitazionale del Sole  $\mu_0$ =1,327,  $\pm$ 1,33 10^11 km^3/s^2

Parametro gravitazionale di Giove  $\mu_{G}$ = 1,27 km^3/s^

#### 3-1 Il modello approssimato delle patched-conics

Nel presente lavoro utilizzeremo il metodo approssimato delle patched conics. Considereremo la trasferta composta da tratti di coniche descriventi il moto della sonda nel sistema eliocentrico, intersecantesi nei punti di incontro i pianeti. Il campo dominante del sole, dovuto alla sua massa, che è 1047 volte quella del pianeta più massiccio (Giove), è tale per cui nello spazio interplanetario, a distanza di alcuni milioni (o al più di alcune decine di milioni) di km da ogni pianeta, una sonda si muove in un campo gravitazionale assai simile a quello di una semplice forza centrale la cui intensità scende con il quadrato della distanza dal sole.

Vicino ai pianeti, a distanza da essi pari al raggio della sfera di Laplace (vedi bibl.1), esistono regioni in cui i campi di forze di entrambi (pianeta e Sole) sono presenti in intensità confrontabile.

Nella tabella sotto riportata, il raggio della sfera di Laplace  $R_A$  è fornito nelle due misure: milioni di km e unità astronomiche. La formula che fornisce  $R_A$  seguente:

$$R_A = \left(\frac{m_p}{M_o}\right)^{\frac{2}{5}} R_p$$

Nella quale:

R<sub>p</sub> = raggio medio orbitale

 $m_p$  = massa del pianeta

M<sub>o</sub> = massa del sole

#### **3-2 Trasferta Terra Giove**

Analizziamo ora la trasferta da Terra a Giove. In figura 3-1 viene rappresentata una trasferta interplanetaria. Nel seguito chiameremo theta la distanza angolare percorsa durante la trasferta.

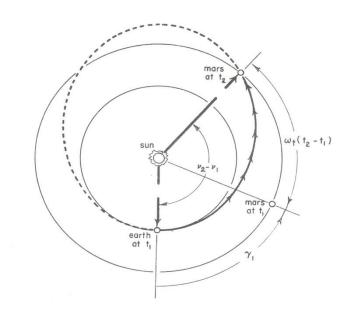


Figura 3-1 – Esempio di missione interplanetaria

Supponiamo di partire dalla Terra, o meglio dalla sfera di influenza terrestre, con una velocità  $V_1$  perpendicolare al raggio Terra Sole (ovvero orizzontale nel sistema eliocentrico).

L'energia necessaria per la trasferta Terra Giove è data da  $\mathbf{E} = -\mu_0/2$ a Ipotizzando la trasferta di Hohmann (distanza angolare di trasferta Terra Giove theta pari a 180°, risulta a = (RG+RT)/2= 4,64\*10 km)

L'eccentricità può essere calcolata come

$$e = \frac{1 - \frac{RG}{RT}}{\frac{RG}{RT} * \cos Theta - 1}$$

che nel caso della trasferta di Hohmann vale  $e = \frac{1-5,203}{5,203*\cos 180 - 1} = \frac{-4,203}{-6,203} = 0,6776$ 

Normalizzando con AU risulta 
$$\varepsilon$$
 =-  $\frac{1}{2*(3,1015)}$  = - 0,161212317

Con questi valori la velocità di trasferimento dalla Terra nel sistema eliocentrico risulta essere  $V_1 = \sqrt{(2*(\frac{\mu_0}{RT}+\mathcal{E}))} = 1,2952\text{rR}12479\frac{AU}{TU}$  dove  $\frac{AU}{TU} = 29,784$  km/s, da cui  $V_1 = 38,577$  km/s mentre la velocità eliocentrica di arrivo a Giove può essere calcolata come

$$V_2 = \sqrt{(2 * (\frac{\mu_0}{RG} + \mathcal{E}))}$$

Al valore costante  $2*(\frac{\mu_0}{RG})$  "và sottratto il valore di " $2\xi=-2\frac{\mu_0}{2a}=-\frac{\mu_0}{a}$ ", che varia col variare dell'angolo da 180° fino a 150°

Possiamo valutare il semiasse della trasferta Terra-Giove in unità astronomiche come

$$R_T = 1UA = a \frac{(1-e^2)}{(1+e)} = a(1-e) \rightarrow a = \frac{1}{(1-e)}$$

Nel caso in cui theta=180

 $\left(\frac{\mu_0}{RG} + \mathcal{E}\right)$  =0,3843che posta sotto radice 0,2489224927 che V<sub>2</sub> espressa in Unita

La conversione riguarda AU in km/s

Theta	a (UA)
180	0,32243
175	0,32023
170	0,31357
165	0,30241
160	0,2863
155	0,26457
150	0,23651

si avrà ad esempio 2 \*
0,32243= 0,061963619
quadrata da il valore
rappresenta una velocità
Astronomica [AU]
da velocità espressa da

Cioè 0,2489224927\*29,784852= 7,414192 Km/s

Possiamo poi procedere in modo analogo per gli altri valori di theta.

#### Variando theta, avremo quindi i seguenti valori

theta	е	а	Energia	V1	V2
(gradi)		km	km^2/s^2	km/s	km/s
180,000	0,678	4,64E+08	-143,017	38,578	7,415
175,000	0,680	4,67E+08	-142,055	38,603	7,543
170,000	0,686	4,77E+08	-139,138	38,678	7,920
165,000	0,698	4,95E+08	-134,175	38,806	8,524
160,000	0,714	5,22E+08	-127,004	38,991	9,327

155,000	0,735	5,65E+08	-117,383	39,237	10,307
150,000	0,763	6,32E+08	-104,967	39,552	11,449

E' ora necessario valutare i tempi necessari per andare da Terra a Giove. Per fare questo ci si serve del concetto di anomalia eccentrica E rappresentato in Fig. 3-2.

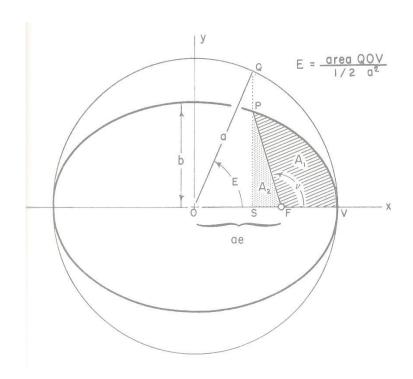


Figura 3-2 – Anomalia eccentrica

Da Rif [bate], si vede che l'anomalia eccentrica può essere valutata come

$$\cos E = \frac{e + \cos \theta}{1 + e \cos \theta}$$

e conseguentemente il calcolo del tempo da Terra a Giove può essere valutata come

$$\Delta t = \sqrt{\frac{a^3}{\mu 0}} (E - e \sin E)$$

Si avrà di conseguenza

theta	cos E	Ε	E	dt	dt
(gradi)		rad	gradi	giorni	anni
180,000	-1,000	3,142	180,000	997,537	2,733
175,000	-0,980	2,942	168,580	900,585	2,467
170,000	-0,921	2,741	157,066	818,601	2,243
165,000	-0,823	2,537	145,357	747,934	2,049
160,000	-0,686	2,327	133,332	685,999	1,879
155,000	-0,513	2,109	120,832	630,918	1,729
150,000	-0,303	1,879	107,634	581,284	1,593

Si valuta poi anche l'angolo sull'orizzonte della velocità eliocentrica V<sub>2</sub>.

Valutiamo la quantità di moto h nel sistema eliocentrico, considerando il perigeo h=V<sub>1</sub>\*RT. Visto che h si conserva nella trasferta Terra Giove avremo anche h=V2\*cos fi\*RG, per cui è possibile valutare l'angolo sull'orizzonte fi e scomporre la V2 nelle componenti radiale e tangenziale.

Nel sistema planetocentrico avremo quindi le componenti radiali e tangenziali della velocita di eccesso iperbolico  $V_{\infty}$  ovvero: la componente radiale di  $V_{\infty}$  sarà uguale a quella di  $V_{\infty}$  mentre la componente tangenziale sarà diminuita della velocità di trascinamento, ovvero della velocità del pianeta Giove.

$$V_{\infty-,r} = V_{2,r}$$
 
$$V_{\infty-,th} = V_{2,th} - V_{G}$$

#### Si avrà quindi

theta	h	fi	Vinfr	V2th	VinfTH-	Vinf-
(gradi)	km^2/s	gradi	km/s	km/s	km/s	km/s

180,000	5,77E+09	0,00	0,00	7,41	-5,64	5,64
175,000	5,77E+09	10,40	1,36	7,42	-5,64	5,80
170,000	5,79E+09	20,19	2,73	7,43	-5,62	6,25
165,000	5,81E+09	28,96	4,13	7,46	-5,60	6,95
160,000	5,83E+09	36,54	5,55	7,49	-5,56	7,86
155,000	5,87E+09	42,98	7,03	7,54	-5,52	8,93
150,000	5,92E+09	48,40	8,56	7,60	-5,46	10,15

### 3-3 Flyby di Giove

Bisogna ora valutare il flyby di Giove.

I cambiamenti di direzione e di intensità della velocità  $\vec{V}$  di una massa m, se ottenuti con mezzi di bordo richiedono energia. La gravitazione può essere utilizzata sfruttando la presenza di pianeti per variare l'energia gravitazionale rispetto al sole .

Durante il moto di una sonda sono ottenute variazioni del vettore velocità  $\overrightarrow{V}$ , della sonda stessa, sfruttando la presenza di corpi celesti (in questo caso pianeti esterni) in movimento.

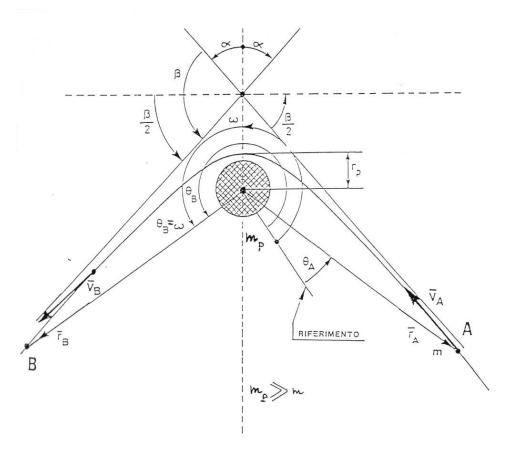


Figura 3-3 - Flyby

Una sonda interplanetaria con massa m<m $_p$  massa di un pianeta, entrando nella sfera di influenza del pianeta stesso, si inserisce in un'orbita iperbolica nel punto A e ne esce al punto B.

In questo caso la sonda passa dalla velocità  $\overrightarrow{V_A}$  a quella  $\overrightarrow{V_B}$ , pressochè uguale in modulo a quello di  $\overrightarrow{V_A}$ , ma formante con  $\overrightarrow{V_A}$  un angolo di deviazione assai vicino a  ${\bf G}$ .

Nella Fig. 3-3 è illustrato il caso in cui  $|\overrightarrow{V_B}| > |\overrightarrow{V_A}|$ 

Si dice in tal caso che  $m_p$  esercita un'azione di <u>fionda gravitazionale</u>, in altre parole la sonda viene accelerata senza alcun dispendio di energia dei suoi motori propellenti. Si parla anche di navigazione spaziale assistita in campo gravitazionale.

Il sistema di riferimento è ora planetocentrico e la traiettoria rispetto al pianeta è iperbolica (vedi Fig. 3-4), con

$$\overrightarrow{V_{\infty-}} = \overrightarrow{V_2} - \overrightarrow{V_G}$$

che dipende dal valore di theta. Abbiamo già valutato la velocità di arrivo a Giove nel sistema planetocentrico  $\overrightarrow{V_{\infty-}}$ . Tale velocità sarà ruotata di un angolo che dipende dal periastro. Avremo che la  $V_{\infty+}$ , ovvero la velocità rispetto a Giove in uscita dalla sfera di influenza del pianeta sarà

$$V_{\infty+} = V_{\infty-}$$

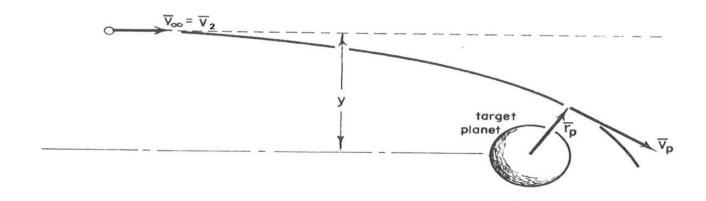


Figura 3-4 – Traiettoria planetocentica

Nota la  $V_{\infty}$  possiamo valutare il semiasse della traiettoria planetocentrica grazie alla relazione

$$\boldsymbol{\varepsilon_{G}} = \frac{V_{\infty}^{2}}{2} = -\frac{\mu_{G}}{2a_{G}}$$

Dove  $\mu_{\textbf{G}}$  è il parametro gravitazionale di Giove.

Possiamo ora procedere usando come parametro indipendente la distanza minima da Giove, fissata la quale sarà possibile determinare

l'eccentricità della traiettoria planetocentrica che permette di valutare l'angolo  $\delta$  con cui viene deviata  $V_{\infty-}$  a causa dell'incontro con il pianeta.

Avremo:

$$e_G = 1 - \frac{r_p}{a_G}$$

$$sin\left(\frac{\delta}{2}\right) = \frac{1}{e_G}$$

Valutato  $\delta$  possiamo valutare le componenti radiali e tangenziali di  $V_{\infty+}$ 

$$V_{\infty+,r} = V_{\infty} * \sin(\theta - \delta)$$

$$V_{\infty+,th} = V_{\infty} * \cos(\vartheta - \delta)$$

Possiamo quindi valutare le condizioni all'uscita della sfera di influenza di Giove, che indicheremo con il numero 3.

Risulterà

$$V_{3,r} = V_{\infty+,r}$$

$$V_{3,th} = V_{\infty+,th} + V_G$$

$$V_3 = \sqrt{V_{3,th}^2 + V_{3,r}^2}$$

$$fi_3 = arctan2(V_{3,th}, V_{3,r})$$

Prendiamo ad esempio la missione relativa a theta 180 gradi. Avremo, al variare del periastro:

				Vinf+r			fi3
rp	е	delta	Vinf+th	V3r	V3TH	V3	
km		gradi	km/s	km/s	km/s	km/s	

7,50E+04	1,019	157,9	5,230	2,120	18,284	18,406	6,62
1,00E+05	1,025	154,6	5,097	2,422	18,151	18,312	7,60
1,00E+06	1,251	106,1	1,567	5,421	14,621	15,594	20,36
1,000E+07	3,512	33,091	-4,728	3,081	8,326	8,878	20,32
1,000E+08	26,115	4,389	-5,627	0,432	7,427	7,440	3,33

#### 3-4 Trasferta Giove Plutone

Dobbiamo ora valutare la trasferta verso Plutone. In primo luogo analizziamo le proprietà dell'orbita di Plutone. Plutone, pianeta scoperto nel 1930, ha un semiasse di 39.76UA con periodo di rivoluzione di 247.7 anni. La sua orbità ha una eccentricità non trascurabile (e=0.2583) con afelio 49 UA e perielio 30UA. In km avremo perielio 4,43 10^9 km,, afelio 7,45 10^9 km e semiasse 5,93 10^9 km. L'inclinazione è anche essa elevata rispetto agli altri pianeti (i=17,136). E' un pianeta trans-nettuniano visto che il suo perielio è inferiore al semiasse di Nettuno. SI stima inoltre che il suo moto, sul lungo periodo, potrebbe essere caotico. Vista la sua grande distanza dal sole, percorre quindi poco più di un grado ogni anno, e per la nostra analisi, condotte in un arco temporale ristretto, con date simili a quelle della missione New Horizon, può essere considerarlo praticamente fermo rispetto a Terra e Giove.

Tornando ai calcoli svolti nel precedente paragrafo, l'afelio della traiettoria in uscita dalla sfera di influenza di Giove deve essere ovviamente più grande della distanza Sole-Plutone. Essa sarà valutata nel seguente modo

$$\varepsilon_3 = -\frac{\mu_0}{RG} + \frac{{V_3}^2}{2}$$

$$h_3 = V_3 \cos(f i_3) * RG$$

$$e_3 = \sqrt{1 + \frac{2\varepsilon_3 h_3^2}{\mu_0}}$$

Conseguentemente si potrà valutare il semiasse e il semilato-retto, e quindi l'afelio. Ad esempio riportiamo i risultati relativi a theta=180, per alcuni valori di  ${\bf r}_p$ 

rp	Energia3	h3	е	а	р	afelio	
km	(km/s)^2	Km^2/s		km	km	km	
7,50E+04	-1,11E+00	1,42E+10	0,987	5,98E+10	1,53E+09	1,19E+11	ok
1,00E+05	-2,84E+00	1,41E+10	0,967	2,33E+10	1,50E+09	4,59E+10	ok
1,00E+06	-4,89E+01	1,14E+10	0,530	1,36E+09	9,76E+08	2,07E+09	no
1,00E+07	-1,31E+02	6,48E+09	0,612	5,06E+08	3,16E+08	8,16E+08	no
1,00E+08	-1,43E+02	5,78E+09	0,676	4,65E+08	2,52E+08	7,79E+08	no

#### 3-5 Missione interplanetaria nel suo complesso.

Le valutazioni fatte precedentemente permettono una prima valutazione di fattibilità. E' però necessario non solo raggiungere l'orbita di Plutone ma anche intercettare il pianeta. Nella trasferta Terra Giove possiamo fissare l'angolo di partenza e l'angolo percorso e conseguentemente facilmente trovare possibili date di partenza. Sarà quindi necessario risolvere il cosiddetto problema di Gauss che può essere definito nel seguente modi: date le posizioni e il tempo di percorrenza tra due posizioni spaziali ,si devono trovare le relative velocità nelle suddette posizioni. In particolare nel nostro caso tale problema dovrà essere risolto avendo Giove come posizione di partenza e Plutone come posizione di arrivo. Nel seguente capitolo procederemo dunque, in questo modo, nel valutare la missione New Horizon.

# 4 – APPLICAZIONE ALLA MISSIONE NEW HORIZON

#### Introduzione

In questo capitolo, utilizzando quanto sviluppato nel precedente capitoli, vediamo di analizzare la missione New Horizon nel suo complesso

#### 4-1 Missione New Horizon: dati missione e trasferta Terra-Giove

Come precedente descritto, la missione New Horizon è stata effettuata tra il 19 gennaio 2006 e il luglio 2015. I dati relativi alle posizioni dei pianeti Terra Giove e Plutone sono i seguenti

			Argom.	Anomalia	Longitudine	Distanza
Pianeta	data	RAAN	periastro	vera	vera	dal Sole
		deg		deg	deg	UA
Terra	19/01/2006	1,36E+02	3,26E+02	1,72E+01	4,79E+02	1,00E+00
Giove	28/02/2007	1,00E+02	2,74E+02	2,32E+02	6,07E+02	5,20E+00
Plutone	14/07/2015	1,10E+02	1,12E+02	6,12E+01	2,84E+02	3,90E+01

Per analizzare questa missione facciamo l'ipotesi semplificativa di avere un problema piano. La trasferta da Terra a Giove è caratterizzata, in questo

caso, da una distanza angolare di circa 128 gradi. Conseguentemente, come fatto nel paragrafo 3.2, ipotizzando una partenza "orizzontale" dalla sfera di influenza della Terra, potremo calcolare quanto segue

theta	е	а	Energia	V1	V2
(gradi)		km	km^2/s^2	km/s	km/s
128	0,999	2,19E+12	-0,030	42,121	18,465

Si nota che la traiettoria è ellittica con grande eccentricità, quasi parabolica.

#### 4-2 Missione New Horizon: Giove-Plutone

Come precedente detto bisogna risolvere ora il problema di Gauss. Ovvero bisogna trovare le velocità di uscita dalla sfera di influenza di Giove e l'arrivo nella sfera di influenza di Plutone. Chiameremo x e y le coordinate delle posizioni dei pianeti nel sistema cartesiano eliocentrico basato sull'ecclittica, in cui si suppone siano collocate le posizioni dei pianeti.

I dati necessari di posizione di partenza (Giove) e di arrivo (Plutone) sono:

				True	
Pianeta	data	RAAN	omega	anom	True long
		deg	deg	deg	deg
Giove	28/02/2007	1,00E+02	2,74E+02	2,32E+02	247,06
Plutone	14/07/2015	1,10E+02	1,12E+02	6,12E+01	283,80

Da cui si possono trovare i seguenti dati

Pianeta	data	Х	У	True long	tempo
		km	km	deg	giorni
Giove	28/02/2007	1,00E+02	2,74E+02	247,06	
	14/07/2015				3110,22

Per la risoluzione del problema di Gauss è stato usato un programma in matlab reperibile in rete chiamato lambertg.m, opportunamente testato su casi noti.

L'applicazione al presente problema fornisce i seguenti risultati relativi alle velocità nel sistema eliocentrico (valore del modulo e componenti secondo le direzioni x e y prima specificate).

Pianeta	data	V	Vx	Vy	Angolo xy	fi
		km/s	km/s	km/s	deg	deg
Giove	28/02/2007	25,17	2,74E+02	2,32E+02	2,83E+02	54,0
Plutone	14/07/2015	18,35	1,12E+02	6,12E+01	2,90E+02	83,8

Ora che il modulo e la direzione della velocità di uscita dalla sfera di influenza di Giove sono stati definiti, dobbiamo valutare quale sia il periastro gioviano che permetta di ottenere tale velocità nel sistema eliocentrico.

Procedendo per tentativi in accordo a quanto visto nel paragrafo 3-2 avremo una soluzione, hce porta ad avere la velocità necessaria all'uscita dalla sfera di influenza di Giove per quanto un periastro di circa 90000 km.

L'angolo sull'orizzonte all'uscita dal flyby risulta però essere inferire di circa 10 gradi rispetto valore atteso. Si trova quindi che è necessario rivedere le condizioni di arrivo da Terra. Questo si reputa sia legato al vincolo posto sulla traiettoria in partenza dalla Terra. Il calcolo fino a qui condotto risulta quindi preliminare ed è necessario procedere rivedendo la valutazione della missione.

#### 4-3 Revisione della Missione New Horizon

Viene utilizzato un programma di ottimizzazione sviluppato dal prof. Casalino. In questo caso si considera la soluzione del problema di Gauss, oltre che nel tratto Giove-Plutone, anche nel tratto Terra Giove. Il programma ha come funzione obiettivo da minimizzare la spesa in termini di DV complessivo. L'ottimizzazione viene fatta attraverso un metodo genetico che va a modificare le date di partenza, arrivo e flyby. Si ottiene una missione analoga al caso New Horizon fissando in modo opportuno il range possibile per le date relativa. Si usano le relazioni viste nel paragrafo 3-2 per il flyby, verificandone la fattibilità.

I parametri orbitali dei tratti Terra-Giove e Giove-Plutone sono presentati nella seguente tabella.

	а	е	i	Omega	omega	nu1	nui
	UA		deg	deg	deg	deg	deg
Da Terra a Giove	-31.459	1.031	0.922	118.266	1.554	-1.555	127.468
Da Giove a Plutone	-5.785	1.386	2.290	229.049	-71.981	90.237	127.289

Si verifica in effetti che bisogna partire da Terra con una velocità non orizzontale (ovvero la partenza non è la perelio). Nella figura che segue viene rappresentata la missione inteplanetaria da Terra a Plutone.

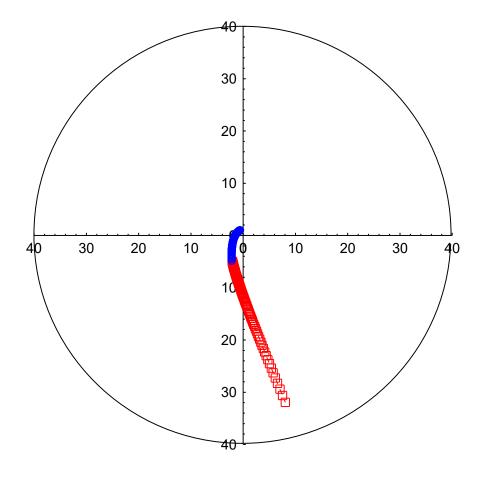


Figura 4-1 – Traiettoria della missione interplanetaria (blu= Terra-Giove; rosso= Giove-Plutone)

### 5 - CONCLUSIONI

Nel presente lavoro di tesi è stato analizzato un caso particolare di missione interplanetaria in cui si utilizza il flyby per ridurre la spesa necessaria per raggiungere l'obiettivo in tempi ragionevoli. Si è preso come rifermento la missione New Horizon.

Dopo una opportuna introduzione, sono state analizzate le relazioni necessarie per valutare la traiettoria tra i pianeti Terra-Giove e Giove-Plutone nonché per valutare il flyby. Un primo approccio ha previsto l'ipotesi di velocità orizzontale nel sistema eliocentrico al momento della partenza da Terra. Questo approccio però non consentiva di trovare soluzioni compatibili con la missione presa come riferimento. Si è quindi utilizzato un codice già sviluppato in precedenti lavori dal prof. Casalino., ottenendo una soluzione valida.

# 6 - BIBLIOGRAFIA

- Bate, Roger, Donald D. Mueller, and Jerry E. White.
   1971. Fundamentals of astrodynamics. New York: Dover Publications.
- E.ANTONA, Politecnico di Torino, e F.BEVILACQUA, Gruppo Sistemi Spaziali, Aeritalia: Superamento e utilizzazione di g nell'attività spaziale.