

SECONDA UNIVERSITA' DEGLI STUDI DI NAPOLI
FACOLTA' DI INGEGNERIA

TESI DI LAUREA IN INGEGNERIA AEROSPAZIALE

**ALGORITMI DI PLANNING DEL RADAR SOUNDING SHARAD PER LA
MISSIONE MARS RECONNAISSANCE ORBITER**

Relatore:

Ch.mo Prof. M. D'Errico

Correlatore:

Ing. G. Alberti

Candidato

Mirko Izzo
Matr. 071/239

A.A. 2003-2004

INDICE

INTRODUZIONE	5
1. CONCETTI DI PLANNING ED INTRODUZIONE DELLA MISSIONE N.A.S.A. MARS RECONNAISSANCE ORBITER E DEL RADAR SOUNDING SHARAD.....	6
1.1 INTRODUZIONE.....	6
1.2 MARS RECONNAISSANCE ORBITER, GENERALITA'	8
1.2.1 LA FASE DI LANCIO	10
1.2.2 LA FASE DI CROCIERA E L'IMMISSIONE IN ORBITA MARZIANA	12
1.2.3 MANOVRA DI AEROBRAKING.....	15
1.2.4 CARATTERISTICHE DELL'ORBITA NOMINALE DI M.R.O.	16
1.2.5 GLI STRUMENTI DI M.R.O.....	18
1.3 CARATTERISTICHE DI SHARAD	20
1.3.1 OBIETTIVI SCIENTIFICI.....	22
1.3.2 ANALISI DEL SISTEMA.....	24
1.3.3 VALUTAZIONE DELLE PERFORMANCE	27
1.3.4 DESCRIZIONE DELL' HARDWARE.....	29
1.3.5 DATI SCIENTIFICI	30
1.3.6 FUNZIONALITA' DI SHARAD NELLE FASI PRE-OPERATIVE: FASE DI CROCIERA, FASE DI CALIBRAZIONE E DI DISPIEGAMENTO DELL' ANTENNA	34
1.3.7 RADAR SOUNDER.....	36
1.4 PRINCIPI FONDAMENTALI DI PLANNING	37
2. PERTURBAZIONI RELATIVE AD ORBITE MARZIANE	42
2.1 INTRODUZIONE.....	42
2.2 MARTE.....	43
2.2.1 PARAMETRI ORBITALI DI MARTE.....	44
2.2.2 IL CAMPO GRAVITAZIONALE DI MARTE	45
2.2.3 L'ATMOSFERA DI MARTE	49
2.2.4 IL CAMPO MAGNETICO DI MARTE	51
2.2.5 I SATELLITI DI MARTE	55

2.2.6 PERTURBAZIONI DOVUTE AD ALTRI CORPI CELESTI SU SATELLITI IN ORBITA MARZIANA	57
2.2.7 TABELLA RIASSUNTIVA DEI PARAMETRI ORBITALI E TOPOGRAFICI MARZIANI.....	60
2.3 SISTEMI DI RIFERIMENTO.....	61
2.3.1 SISTEMA DI RIFERIMENTO PERIFOCAL	61
2.3.2 SISTEMA DI RIFERIMENTO INERZIALE.....	62
2.3.3 SISTEMA DI RIFERIMENTO PLANETOCENTRICO	64
2.3.4 IL TEMPO	66
3. PROPAGATORE ORBITALE	68
3.1 INTRODUZIONE.....	68
3.2 PERTURBAZIONI ORBITALI CONSIDERATE PER UN ORBITA MARZIANA.....	69
3.3 IMPOSTAZIONE DELL'ALGORITMO MATEMATICO	70
3.3.1 IL PROBLEMA DI KEPLERO	75
3.3.2 MODIFICHE ALLA SOLUZIONE KEPLERIANA	79
3.3.3 CONSEGUIMENTO DEL RAGGIO VETTORE NEL SISTEMA DI RIFERIMENTO INERZIALE E DELLE COORDINATE DEL PUNTO A TERRA.....	83
3.4 INTERFACCIA GRAFICA.....	88
3.4.1 GREGORIAN DATE AT t_0	89
3.4.2 GREGORIAN DATE AT t	90
3.4.3 ADDITIONAL EFFECT- INPUT DATA	90
3.4.4 ORBITAL PARAMETERS.....	91
3.4.5 FINESTRA ERROR	91
3.5 ESEMPLI.....	92
3.5.1 UN PRIMO ESEMPIO	92
3.5.2 ESEMPIO RIFERITO ALLA MISSIONE M.R.O.....	96
4. ANALISI ED ELABORAZIONE DEI DATI M.O.L.A.	98
4.1 INTRODUZIONE.....	98
4.2 PLANETARY DATA SYSTEM.....	99
4.2.1 PDS STANDARD REFERENCE (PDSSR).....	99
4.2.2 PLANETARY SCIENCE DATA DICTIONARY (PSDD)	100
4.3 APPLICAZIONE DEGLI STANDARD PDS AI DATI DI M.O.L.A.	102

<i>4.4 LETTURA DEI DATI DI M.O.L.A.</i>	109
<i>4.5 ELABORAZIONE DEI DATI DI M.O.L.A.</i>	114
<i>4.6 PARAMETRI SUPERFICIALI</i>	119
CONCLUSIONI	125
APPENDICE	126
<i>A.1 LA TEORIA DI CHAPMAN</i>	126
<i>A.2 L'IMPULSO CHIRP</i>	129
<i>A.3 RISOLUZIONE IN RANGE</i>	134
<i>A.4 FUNZIONE DI AUTOCORRELAZIONE</i>	135
<i>A.5 SISTEMI PULSE LIMITED</i>	137
<i>A.6 EFFETTO DOPPLER</i>	140
<i>A.7 ORBITA ELIOSINCRONA</i>	142
BIBLIOGRAFIA	145

INTRODUZIONE

Nell'ambito della progettazione e realizzazione della missione N.A.S.A. Mars Reconnaissance Orbiter, che vede la partecipazione anche dell'Agenzia Spaziale Italiana, si è sviluppato il lavoro di seguito esposto che riguarda la fase di planning del radar sounding SHARAD (Shallow Radar). Questo radar avrà il compito di individuare, nelle immediate vicinanze subsuperficiali della crosta marziana, la presenza di giacimenti di acqua, sia in forma liquida sia sotto forma di ghiaccio. Proprio la priorità ed importanza dell'obiettivo prefissato per la missione SHARAD, rende fondamentale la fase di planning dello strumento.

Il primo capitolo è rivolto alla descrizione generale di concetti fondamentali che sono stati affrontati durante lo studio, quali, cos'è il planning, e descrizioni riguardanti la missione e lo strumento in esame.

Nel secondo capitolo vengono invece descritte le caratteristiche generali del pianeta obiettivo, Marte. Vengono studiati anche gli effetti perturbativi che il pianeta genera sull'orbita "kepleriana" descritta dal satellite, discostando la soluzione ottenuta dal caso ideale.

Il capitolo III è dedicato invece, alla descrizione del software realizzato per ottenere tra l'altro, il propagatore orbitale considerando il satellite in orbita intorno a Marte, mentre nella parte finale del capitolo viene descritta l'interfaccia grafica del software stesso. Infine nel capitolo IV, sono esposti i metodi applicati per ottenere i risultati finali, che rappresentano i parametri superficiali marziani, fondamentali per la descrizione della zona che il fascio del radar sta illuminando e quindi indispensabili per il calcolo del coefficiente di backscattering.

1. CONCETTI DI PLANNING ED INTRODUZIONE DELLA MISSIONE N.A.S.A. MARS RECONNAISSANCE ORBITER E DEL RADAR SOUNDING SHARAD

1.1 INTRODUZIONE

In questo capitolo introduttivo verrà illustrato in via del tutto generale, tutto ciò che è stato realizzato nel lavoro di tesi, lasciando ai capitoli successivi un approfondimento degli argomenti trattati. Per raggiungere lo scopo finale dell'argomento allo studio, bisogna introdurre concetti fondamentali quali *propagatore orbitale*, *planning* e in più conoscere le caratteristiche principali del radar *sounding SHARAD* e della missione su cui SHARAD lavorerà, *Mars Reconnaissance Orbiter*, nonché conoscere le caratteristiche topografiche principali di Marte. Seguendo questa linea guida, si sono eseguite varie analisi, a partire dalla conoscenza di Marte, fondamentali per integrare via software, il propagatore orbitale. Infatti, come si può intuire, il propagatore orbitale consente, di predire e poi propagare opportunamente l'orbita di un satellite a partire dalla conoscenza dei parametri che la caratterizzano nell'istante iniziale noto all'utente.

In particolare, bisogna conoscere le caratteristiche del pianeta intorno cui tale satellite ruota, tenendo in conto i disturbi che discostano i risultati dalla soluzione kepleriana. Infatti è stata considerata opportunamente un'orbita non kepleriana, visto che i disturbi di *oblateness*, dovuti alla non perfetta sfericità del pianeta, sono rilevanti e come tali devono essere considerati. Quindi il primo passo è stato quello di integrare via software, un propagatore orbitale che dia una soluzione non kepleriana, considerando anche gli effetti perturbativi. Per rendere del tutto generale l'utilizzo del propagatore, non considerando il tipo di orbita, si valuta la soluzione con la *variabile generalizzata* (vedi *Cap.3 par.3.3.1*) che consente la risoluzione per qualsiasi orbita, circolare, ellittica, parabolica o iperbolica.

Il secondo passo è stato quello di ricavarsi il valore della quota a cui si trova il satellite al di sopra della superficie di Marte. Infatti questo parametro è fondamentale per

ricavarsi lo *swath* a terra del radar. Si ricorda che lo *swath* rappresenta l'area sulla superficie marziana che il fascio del radar illumina. Il valore di quota è ottenuto facendo la differenza tra il valore del *raggio vettore* ricavato dal propagatore orbitale e il valore medio del raggio marziano. Una volta ottenuto questo valore, si può ricavare lo *swath* a terra, conoscendo alcune caratteristiche del radar quali *l'apertura del fascio a 3dB* lungo la direzione di volo del satellite e *l'apertura del fascio a 3dB* lungo la direzione ortogonale alla direzione di volo. L'apertura a 3dB rappresenta l'angolo per cui la potenza trasmessa, rispetto al picco, è dimezzata.

A questo punto, bisogna conoscere anche il punto, sulla superficie, dove questa finestra deve essere centrata. Queste informazioni vengono ottenute, andando ad intersecare la direzione definita dai coseni direttori del raggio vettore posizione del satellite, espresso *nel riferimento marziano inerziale*, con la superficie marziana, considerando ovviamente anche la rotazione di Marte. Questo consente la individuazione dei valori di *longitudine e latitudine* del punto a terra intorno a cui andare ad aprire la finestra. A causa poi della geometria del fascio, deve essere considerata anche *l'inclinazione della traccia a terra* rispetto al parallelo locale, in quanto tale parametro varia lungo l'orbita, facendo chiaramente variare l'orientazione a terra dello *swath* e quindi facendo variare le celle della mappa superficiale che vengono illuminate.

E' fondamentale conoscere le celle a terra illuminate dal fascio per andare, con il passo successivo, ad interrogare i file contenenti i *dati altimetrici di M.O.L.A. (Mars Orbiter Laser Altimeter)* e quindi in seguito, ottenere i *dati statistici superficiali* fondamentali per il planning (*vedi Cap 1 par.1.4*). I parametri statistici che sono stati calcolati, quali la *deviazione standard*, la *pendenza media*, la *rugosità superficiale media* e la *lunghezza di correlazione* verranno sviluppati nel capitolo 4 dove verrà anche spiegato cos'è M.O.L.A. e che tipo di dati fornisce. I paragrafi che seguono in questo capitolo invece, forniscono informazioni generali sulla missione della NASA Mars Reconnaissance Orbiter, sul radar SHARAD stesso ed infine sui concetti fondamentali atti ad ottenere il planning di missione.

1.2 MARS RECONNAISSANCE ORBITER, GENERALITA'

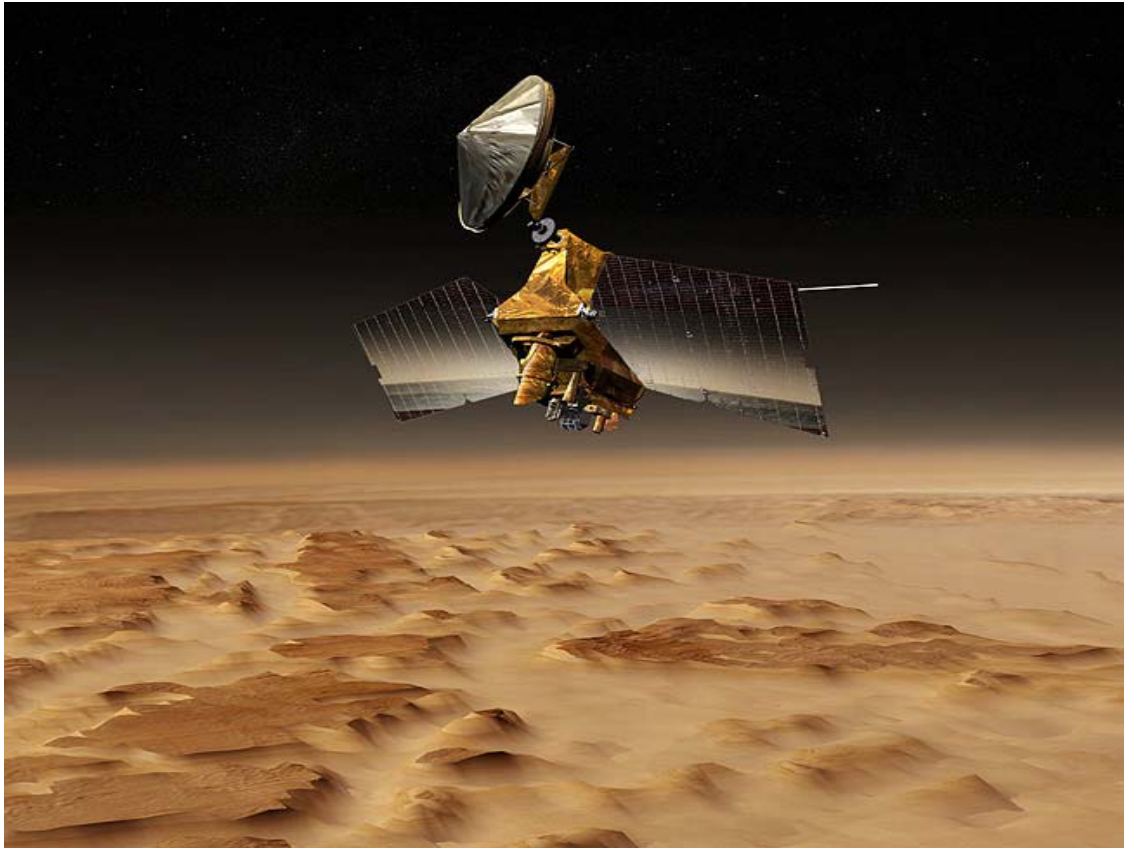


Fig.1.1 Rappresentazione grafica di Mars Reconnaissance Orbiter, in orbita marziana, in configurazione nominale

Mars Reconnaissance Orbiter (M.R.O.) è una missione N.A.S.A. (National Aeronautics and Space Administration) che segue la tendenza mostrata da vari enti internazionali sempre più interessati ad un approfondimento di conoscenze su Marte. Infatti da poco tempo intorno a questo pianeta, sono giunte varie missioni quali *Mars Express* per quanto riguarda l'Europa, e i rover "ammartati" *Spirit ed Opportunity*, di cui il pubblico ha sentito parlare ampiamente. A queste missioni, che stanno dando risultati ad oggi, sempre sorprendenti, seguirà nel 2005 appunto la missione M.R.O. L'obiettivo principale della missione è la ricerca di acqua, che forse un tempo è stata presente sulla superficie anche per un lungo periodo. Mentre le altre missioni marziane hanno mostrato che l'acqua scorreva in

superficie e quindi che essa in un'epoca remota esisteva, rimane un mistero capire se la presenza dell'acqua è durata abbastanza a lungo per consentire la nascita della vita.

Dopo un viaggio verso Marte che durerà sette mesi, e dopo sei mesi di manovre di aerobraking, atte ad utilizzare l'effetto di resistenza aerodinamica per diminuire la quota a cui volerà il satellite un volta posto in orbita nominale intorno al pianeta rosso, M.R.O. cercherà di risalire alla storia dell'acqua marziana grazie ai suoi strumenti scientifici. Essi lavoreranno per ottenere fotografie di ottima qualità della superficie marziana, analizzeranno minerali, cercheranno acqua sotto la superficie, tratteranno quanta polvere e quanta acqua sono distribuite nell'atmosfera, e monitoreranno il clima globale con frequenza giornaliera.

Questi studi aiuteranno a determinare se ci sono minerali che si formano in acqua dopo un lungo periodo, analizzando ogni traccia di antichi mari e laghi, e analizzando i depositi che giacciono negli strati, accumulatisi nel tempo. Nell'osservazione di Marte, M.R.O. incrementerà di dieci volte il numero di punti osservati con un approccio ravvicinato. Infatti uno dei dispositivi ottici usati dalla missione è la camera con la risoluzione migliore mai usata per una missione planetaria. Mentre le camere precedenti erano in grado di identificare oggetti non più piccoli di uno scuolabus, questa camera sarà capace di identificare oggetti grandi quanto un tavolo da cucina. Questa capacità consentirà anche all'orbiter di identificare oggetti quali rocce, che potrebbero ostacolare future missioni con lander e rover.



Fig.1.2 Mars Reconnaissance Orbiter, in orbita polare marziana

1.2.1 LA FASE DI LANCIO

Mars Reconnaissance Orbiter sarà lanciato nell'Agosto 2005 dalla base di lancio spaziale di Cape Canaveral Air Force Station. Il lancio avverrà durante il periodo estivo dell'emisfero nord terrestre mentre su Marte si avrà il periodo invernale sempre riferito al suo emisfero nord. Il lanciatore utilizzato sarà l'**Atlas V-401** della *Lockheed-Martin*, il più piccolo della famiglia di lanciatori Atlas V.



Fig.1.3 Nell'immagine sopra un lanciatore della famiglia ATLAS V400

L'altezza del vettore è di 57 metri mentre la sua massa, al momento del lancio è circa 333.000 chilogrammi, di cui 305.000 sono di carburante. Per lanciare il satellite e lasciarlo poi in condizioni ottimali per poter raggiungere Marte, il lanciatore accelererà la spacecraft fino a 11 km per secondo. La scelta dell'Atlas V-401 è stata guidata dalla possibilità di provvedere ad una ottimizzazione per una missione con i requisiti quali quelli di M.R.O. Infatti sebbene la geometria relativa Terra-Marte permette alle missioni possibilità di lancio ogni due anni, quelle che partiranno nel 2005 necessitano di maggior performance rispetto a quelle lanciate nel 2003 o che verranno lanciate nel 2007 a causa delle posizioni dei pianeti lungo le rispettive orbite. In aggiunta questa spacecraft è più pesante rispetto alle missioni marziane che la hanno preceduta.

Il *periodo di lancio*, cioè il periodo in cui la missione può essere lanciata, è circa tre settimane (dal 10 al 30 Agosto, 2005). Durante tutto il periodo di lancio, la *finestra di lancio giornaliera* è di circa 30 minuti.

La fase di lancio prevede alcuni step fondamentali, come la tabella successiva mostra schematicamente:

<i>step 1</i>	Conto alla rovescia e controllo dei sistemi
<i>step 2</i>	Partenza tramite il primo stadio del lanciatore che accelera fino a velocità supersoniche di circa 4.5 km/s
<i>step 3</i>	Spegnimento dei motori del primo stadio
<i>step 4</i>	Separazione del primo stadio: esso ricade sulla Terra nell'oceano Atlantico
<i>step 5</i>	Accensione del motore del secondo stadio
<i>step 6</i>	Prima fase di accensione del motore del secondo stadio, che dura circa nove minuti e mezzo, che porta il satellite in orbita di parcheggio, in cui il satellite e il secondo stadio del lanciatore, resteranno per circa 33 minuti.
<i>step 7</i>	Rilascio della copertura del payload, che ricade nell'oceano Atlantico
<i>step 8</i>	Spegnimento del motore principale dopo la prima fase della spinta
<i>step 9</i>	La seconda fase di spinta, che dura circa 10 minuti, accelera la spacecraft fino a fuori l'orbita terrestre e la posiziona sull'orbita che la condurrà intorno a Marte
<i>step 10</i>	Separazione del motore principale del secondo stadio
<i>step 11</i>	Manovra per evitare la collisione, che assicura che il secondo stadio non segua la traiettoria della spacecraft

Tutti gli step vengono condensati nella figura sotto, dove viene riportata la sequenza di lancio, scandita dal tempo a partire dall'istante di accensione dei motori. A questo punto, la fase di lancio finisce, e la spacecraft continua nella cosiddetta *fase di crociera*.

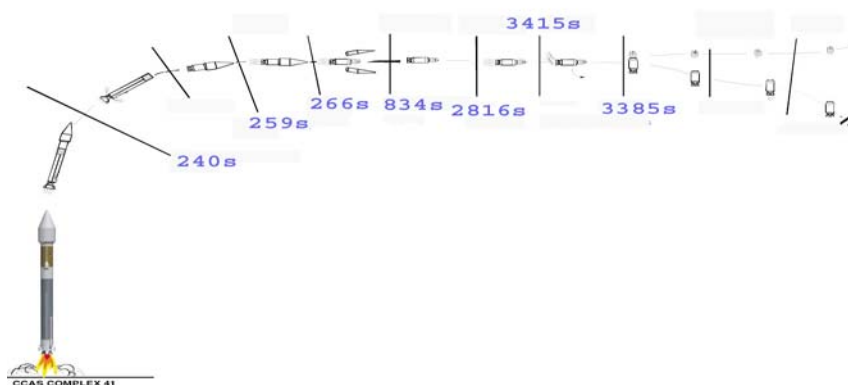


Fig.1.4 Le fasi che si susseguiranno, scandite dal tempo, durante il lancio di M.R.O. con un razzo vettore della famiglia ATLAS V400

1.2.2 LA FASE DI CROCIERA E L'IMMISSIONE IN ORBITA MARZIANA

La *fase di crociera* della missione inizia una volta che l'orbiter è in una configurazione stabile e sicura dopo il lancio, e termina con la fase di approccio, due mesi prima dell'inserzione in orbita marziana. Questa fase di transito dalla Terra a Marte durerà, nel caso di M.R.O., circa sette mesi. La fase di approccio invece è fondamentale per le seguenti attività:

- *Misurazioni di navigazione* per determinare la posizione e la traiettoria del satellite
- *Manovre finali* di correzione della traiettoria
- Realizzazione di alcuni test di cui il più importante è detto *esperimento di navigazione ottica*

Riguardo il primo punto, Mars Reconnaissance Orbiter utilizzerà tre misurazioni per determinare la posizione e la traiettoria seguita dal satellite. Le prime due lasciano conoscere con grande precisione quanto lontana è la spacecraft e quanto veloce essa stia viaggiando. La prima si basa sulla misurazione dello scostamento Doppler del segnale radio.

Lo scostamento Doppler è una apparente variazione di frequenza che avviene quando la sorgente e l'osservatore sono in moto relativo uno rispetto all'altra. Lo scostamento Doppler lo si ascolta comunemente, ad esempio, quando un'ambulanza si avvicina al soggetto provocando la variazione di tono della sirena (*vedi Appendice A.6*). Il secondo metodo si basa invece sulla durata che impiegano i segnali per andare dalla Terra all'orbiter.

Il terzo ed ultimo metodo è usato per determinare dove è l'orbiter nel cielo. Questa misurazione, usa due antenne a grande distanza per raccogliere dati di onde radio provenienti da due sorgenti: l'orbiter e una stella di riferimento. Le antenne raccolgono informazioni da una radiosorgente stellare conosciuta, poi ritornano a raccogliere dati dal satellite. Grazie a questa tecnica, si può determinare la posizione angolare e la distanza

della spacecraft. Nel caso di M.R.O. le misure saranno fatte tra le antenne in Goldstone, California e una tra Canberra, Australia o Madrid, Spagna.

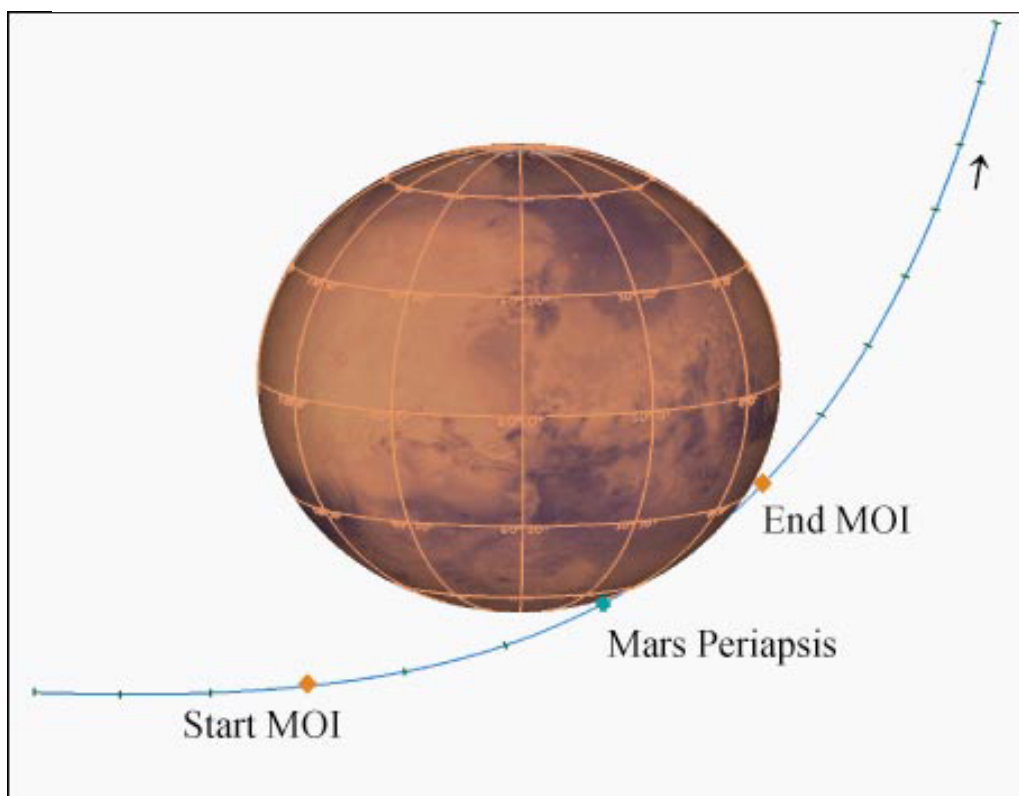
Usando le misurazioni di navigazione, si potranno fare tutte le necessarie correzioni al percorso dell'orbiter grazie alle *manovre di correzione della traiettoria (TCM)*. Queste correzioni possono essere piccole fino a $\frac{1}{2}$ metro per secondo per consentire al satellite di arrivare su Marte con una quota di 300 km con un massimo errore di 15 km. Considerando che la spacecraft ha viaggiato per centinaia di milioni di chilometri per raggiungere Marte, questo errore è incredibilmente piccolo.

Durante la fase di approccio ci saranno due manovre particolarmente importanti: TCM-4, durante la quale l'orbiter opererà una manovra necessaria a renderlo pronto in circa dieci giorni, per l'immissione in orbita marziana e TCM-5, che servirà solo nel caso in cui l'orbita stia diventando troppo bassa all'arrivo del satellite intorno a Marte, e che quindi consentirà un aumento di quota per ottenere l'immissione ottimale in orbita marziana. Il satellite avrà due opportunità per operare questa manovra, 24 ore e 12 ore prima dell'immissione. Se l'orbiter arriverà su Marte con la traiettoria nominale, la manovra TCM-5 non sarà necessaria.

Durante la fase di approccio verranno fatti anche alcuni test, di cui il più importante riguarda *l'esperimento di navigazione ottica*. Infatti il satellite avrà una camera per la navigazione ottica che da trenta fino a due giorni prima dell'inserimento in orbita marziana, collezionerà una serie di immagini delle due lune di Marte, Phobos e Deimos.

Comparando poi le posizioni osservate delle lune rispetto alle loro posizioni predette, relative alle stelle sullo sfondo, il team della missione determinerà accuratamente la posizione dell'orbiter rispetto a Marte. Questo esperimento non necessario per M.R.O. darà la possibilità di dimostrare che questa tecnica può essere usata da future missioni per assicurare un'accuratezza maggiore sulla posizione soprattutto per quelle missioni che prevedono lander o rover.

Fig.1.5 Nell'immagine è rappresentata la manovra di inserzione in orbita marziana



L'inserimento in orbita marziana (M.O.I.) è il momento della missione dove si avrà l'arrivo di Mars Reconnaissance Orbiter vicino a Marte, e dove M.R.O. accenderà i propri motori per diminuire la propria velocità rispetto a Marte per essere poi catturato dall'attrazione gravitazionale del pianeta. Tutto ciò avverrà a Marzo 2006, e in quel momento il satellite si troverà a circa 300 km di quota sull'emisfero sud, con velocità di circa 3 km/s. Affinché venga catturato da Marte, la spacecraft realizzerà una manovra per diminuire la velocità di circa 1 km/s. Questa manovra sarà attuata dai motori principali con spinta pari a circa 170-Newton che rimarranno accesi per circa 25 minuti. L'orbita di "cattura" sarà fortemente ellittica. Il punto più vicino alla superficie lungo l'orbita del satellite, detto *periasse*, sarà a quota di 300 km, mentre il punto più lontano rispetto alla superficie, detto *apoasse*, sarà a quota di 45.000 km. Su questa orbita il satellite avrà un periodo orbitale di approssimativamente 35 ore.

1.2.3 MANOVRA DI AEROBRAKING

La *manovra di aerobraking*, che durerà circa cinque mesi, inizia una volta completato l'inserzione in orbita marziana e una volta controllato lo stato di salute della spacecraft. E' una manovra che usa l'attrito dell'atmosfera marziana per rallentare il satellite (*vedi Cap 2 par.2.2.3*). Questo effetto riduce la dimensione dell'orbita finché essa non diventa accettabile per gli scopi scientifici preposti. Allo stesso modo di quello che accade sulla Terra, la parte più esterna dell'atmosfera marziana è differente giorno per giorno e luogo per luogo e queste variazioni sono difficilmente prevedibili. La manovra di aerobraking si suddivide in tre principali fasi:

- *Walk-in* che durerà una settimana oppure 5 orbite. In questa fase gli ingegneri comandano al satellite di diminuire la quota del periasse un'orbita alla volta. Questa fase è utilizzata come periodo di calibrazione per acquisire informazioni sulle densità atmosferiche e per capire in che modo si potrà comportare il satellite nella fase di ingresso ed uscita dalla manovra di aerobraking.
- *Main phase* che durerà circa cinque mesi e mezzo o al più 500 orbite. Una volta che l'orbiter ha raggiunto la sua quota operativa, la fase principale di aerobraking potrà aver luogo. Viene comandato al satellite di operare una riduzione della propria orbita. Se la quota iniziale è troppo bassa la spacecraft è in pericolo a causa del surriscaldamento, se invece è troppo alta sarà necessario troppo tempo per terminare la manovra. Quindi, saranno richieste delle piccole manovre propulsive occasionalmente per tenere l'orbiter in un certo corridoio, variando la quota del periasse.
- *Walk-out* che durerà circa 5 giorni oppure 64 orbite. Questa fase viene attuata nella fase finale della manovra di aerobraking. Viene comandato al satellite di incrementare la quota del periasse una volta che l'apoasse sarà stato ridotto ad una quota di circa 450 km, per riportare il periasse al di fuori dell'atmosfera.

A questo punto ci saranno delle operazioni che precederanno l'inizio delle attività scientifiche, che consentiranno di porre la spacecraft, dopo alcune manovre, nella prima orbita ottimale. In più ci sarà un periodo, tra il 7 Ottobre 2006 e l'8 Novembre 2006, in cui verranno sospese le attività scientifiche a causa della *congiunzione solare*. Infatti quando il Sole si porrà tra la Terra e Marte e le comunicazioni saranno limitate a causa dell'interferenza solare, l'orbiter rimarrà in una situazione di calma operativa. Ricapitolando le fasi della missione sono state e saranno:

- *Attività pre-lancio* (2002 - Agosto 2005), che comprendono preparazione della missione, fase di test e assemblaggio.
- *Lancio* (Agosto 2005)
- *Fase di crociera* (Agosto 2005 – Marzo 2006)
- *Fase di approccio* (Marzo 2006)
- *Inserimento in orbita marziana* (Marzo 2006)
- *Fase di aerobraking* (Marzo 2006 – Novembre 2006)
- *Operazioni scientifiche* (Novembre 2006 – Novembre 2008) in cui si raccoglieranno informazioni su Marte
- *Fase di comunicazione* (Novembre 2008 – Dicembre 2010) in cui il satellite verrà usato come ponte di comunicazione per le missioni atterrate successivamente sul pianeta

Ovviamente se l'orbiter sarà in grado di continuare a funzionare e se la N.A.S.A. lo riterrà opportuno, le attività di Mars Reconnaissance Orbiter non potrebbero finire a Dicembre 2010 ma prolungarsi oltre.

1.2.4 CARATTERISTICHE DELL'ORBITA NOMINALE DI M.R.O.

Dopo la fase di crociera e dopo la manovra di aerobraking l'orbiter dovrebbe portarsi in orbita nominale per la prima fase scientifica, orbita con quota di apoasse di circa 450 km. Questa orbita dovrebbe essere raggiunta al massimo 14 giorni prima dell'inizio della

congiunzione solare, che come prima detto ostacolerà le comunicazioni tra satellite e Terra. Il satellite dovrebbe essere capace di operare, in condizioni ottimali, una volta che avrà ottenuto i seguenti requisiti orbitali:

- a) L'orientazione dell'asse dei nodi coincide circa con le 3 PM (± 15 minuti) del tempo locale solare medio (LMST). Ciò significa che la linea dei nodi (**nodi**, punti in cui l'orbita del satellite interseca il piano equatoriale marziano) sarà tale che il satellite transiterà sempre per il nodo ascendente alla stesso orario locale, in questo caso alle 3:00 PM.
- b) Orbita eliosincrona, in tale configurazione orbitale, l'angolo formato dalla congiungente Sole - centro di Marte e dal piano orbitale del satellite è mantenuto costante nel tempo (*vedi Appendice A.7*).
- c) Un raggio di periasse minimo di 3575 km
- d) Un raggio massimo di periasse di 3745 km
- e) Un raggio medio (a causa delle perturbazioni gravitazionali su un periodo di 60 giorni) di apoasse di 3794 km o meno

Le specifiche dell'orbita nominale della prima fase delle operazioni scientifiche sono riassunte nella tabella seguente:

Parametri	Valori	Intervallo richiesto/Caratteristiche
Raggio di apoasse, R_a , km	3790.8	Valor medio: $R_a \leq 3794$ km
Raggio al periasse, R_p , km	3625.5	Valore minimo: $R_p=3575$ km Valore massimo: $R_p=3745$ km
Inclinazione orbita, i , gradi	92.815	Valore scelto per ottenere l'orbita eliosincrona desiderata
Nodo ascendente, Ω , gradi	-23.975	Ottenuto dall'orientazione dei nodi 3:00 PM
Argomento periasse, ω , gradi	-2.286	Variabile da 0 a 360 gradi
Anomalia media, gradi	0.000	Variabile da 0 a 360 gradi
Epoca al tempo t_0	21/06/2006 01:48:48.817 tempo delle Effemeridi	

Semiassse maggiore medio, a , km	3708.1 km
Eccentricità media, e	0.0223

Questi valori, non sono ancora definitivi, ma possono essere considerati attendibili ed utilizzati nei problemi di simulazione, dove tali dati sono indispensabili.

1.2.5 GLI STRUMENTI DI M.R.O.

La missione comprende ben undici strumenti così suddivisi: sei strumenti a scopo scientifico, tre strumenti a scopo ingegneristico, e due ulteriori esperimenti scientifici che misureranno alcune caratteristiche del pianeta.



Fig.1.6 MARCI, una delle tre camere montate su M.R.O.

Durante i suoi primi due anni di vita operativa, Mars Reconnaissance Orbiter condurrà otto differenti esperimenti scientifici. Gli esperimenti sono funzionalmente divisi in tre principali scopi: *mappatura globale della superficie, osservazione regionale della superficie, e osservazione ad alte risoluzioni di punti specifici*. Gli

strumenti atti a questi scopi saranno tre camere, uno spettrometro, un radiometro e un radar.

Le tre camere sono *HiRISE (High Resolution Imaging Science Experiment)*, *CTX (Context Camera)* e *MARCI (Mars Color Imager)*. HiRISE, capace di osservare nel visibile, può rilevare oggetti di piccola scala nei depositi di detriti delle misteriose gole presenti su Marte e dettagli della struttura geologica di canyon e crateri.



Fig.1.7 In questa immagine è raffigurata la camera HiRISE, capace di un'ottima risoluzione.

CTX provvederà ad osservare la superficie, ad ampio raggio, per aiutare a creare un contesto per analisi ad alta risoluzione di punti chiave di Marte in collaborazione con altri strumenti quali ad esempio HiRISE. MARCI, invece, monitorerà le nuvole e le tempeste di polvere. Lo spettrometro *CRISM* (*Compact Reconnaissance Imaging Spectrometer for Mars*), dividerà il visibile e la radiazione vicino l'infrarosso delle sue immagini in centinaia di "colori" che identificano minerali diversi, in particolar modo quelli che si ottengono grazie alla presenza di acqua, in un'area non più grande di un campo di football. Il radiometro *MCS* (*Mars Climate Sounder*), invece, misurerà le variazioni verticali di temperatura e concentrazione di vapore acqueo nell'atmosfera marziana. *SHARAD* (*Shallow Radar*) proverà a vedere se al di sotto della superficie marziana è presente ghiaccio a profondità superiori di un metro.

Come è stato detto M.R.O. porterà con se anche tre strumenti che assisteranno la spacecraft nelle fasi di navigazione e comunicazione. L'*ELECTRA UHF Communications and Navigation Package* consentirà al satellite di essere da tramite per le comunicazioni tra Terra e missioni che atterreranno su Marte sprovviste di potenza sufficiente per comunicare da sole direttamente con la Terra. L'*Optical Navigation Camera* sarà utilizzata su M.R.O. come banco di prova in modo da dimostrare la valenza di questa nuova tecnica di navigazione e quindi la sua applicazione su future missioni. Il terzo ed ultimo esperimento di questo genere è detto *Ka-Band Telecommunications Experiments Package*. Mars Reconnaissance Orbiter testerà l'uso di frequenze radio dette Ka-Band per dimostrare il potenziale utilizzo di queste bande per le comunicazioni usando molta meno potenza per la trasmissione.

Infine saranno presenti due ulteriori strumenti scientifici che condurranno delle misurazioni sulle caratteristiche del campo gravitazionale marziano e sull'atmosfera di Marte.

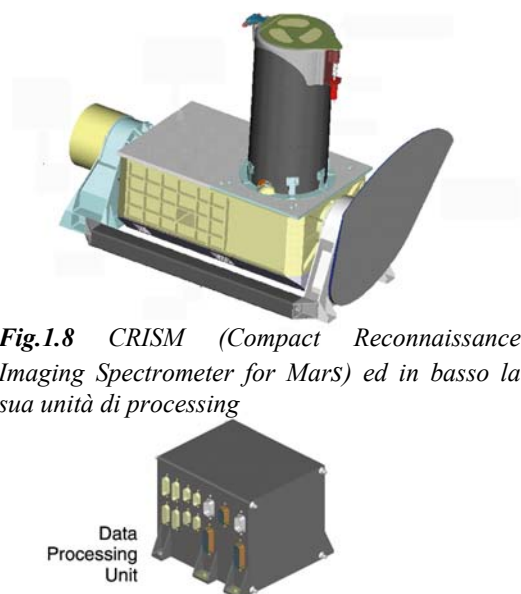


Fig.1.8 *CRISM* (*Compact Reconnaissance Imaging Spectrometer for Mars*) ed in basso la sua unità di processing

Il *Gravity Field Investigation Package*, nella prima fase scientifica di operatività del satellite, sarà in grado di mappare il campo gravitazionale per capire la geologia della superficie e i processi geofisici che producono le caratteristiche superficiali di Marte. Ad esempio le analisi potrebbero rilevare in che modo la massa del pianeta si ridistribuisce quando si formano le calotte sui poli di Marte in alcuni particolari stagioni dell'anno marziano.

L'*Atmospheric Structure Investigation Accelerometers* servirà a raccogliere dati durante la fase di aerobraking. Infatti in questa fase, gli accelerometri potranno aiutare gli scienziati a capire alcune caratteristiche della struttura dell'atmosfera marziana.

1.3 CARATTERISTICHE DI SHARAD

SHallow RADar (SHARAD) è un radar sounding realizzato dall'*Agenzia Spaziale Italiana (A.S.I.)* nell'ambito della missione N.A.S.A., più volte citata, Mars Reconnaissance Orbiter che ha come scopo la caratterizzazione degli strati più superficiali della crosta marziana. I parametri operativi di SHARAD, frequenza centrale di 20 MHz con un'ampiezza di banda di 10 MHz, consentiranno di studiare il pianeta in modo complementare in termini di scala e risoluzione, all'altro radar sounding, *MARSIS (Mars Advanced Radar for Subsurface and Ionosphere Sounding)* lanciato sulla missione europea *Mars Express*. SHARAD sarà però utilizzato anche con un secondo scopo, cioè la ricerca di siti ottimali per l'atterraggio di future missioni.

La ricerca di acqua sotto la superficie è diventata un obiettivo principale dell'esplorazione marziana. La sua abbondanza e la sua distribuzione (sia come ghiaccio sia come acqua) ha importanti applicazioni per la comprensione della geologia, idrologia, ed evoluzione climatica del pianeta; l'accessibilità a queste sorgenti che comporterebbe quindi la sopravvivenza dell'uomo, è fondamentale per le future missioni che prevedono lo sbarco sul pianeta. Per queste ragioni, uno dei principali obiettivi è determinare la distribuzione e lo stato dell'acqua subsuperficiale con una risoluzione tale da rendere possibile l'accesso ad un target desiderato. I tre target maggiormente interessanti sono: acqua nel sottotrato, grandi depositi di ghiaccio sotto la superficie, e ghiaccio saturato congelato. In base alla miglior stima al momento utilizzabile dagli scienziati, della

temperatura media superficiale annuale ed in base alla conduttività termica superficiale e al flusso di calore geotermico, ed infine alla temperatura di congelamento dell'acqua subsuperficiale, il valore medio dello spessore dello strato subsuperficiale congelato su Marte potrebbe variare da ~ 2.5-5 km all'equatore, fino a ~ 6.5-16 km ai poli (Clifford e Parker, 2001).

Comunque, le variazioni naturali sia nel flusso termico della crosta e della conduttività termica sono probabilmente la causa in zone locali, dello scostamento da tali valori. Per esempio, le conduttività termiche più basse collegate all'inerzia termica superficiale implicano che la base dello strato di *permafrost* (lo strato permanentemente congelato) potrebbe essere solo alcune centinaia di metri profondo in alcune zone (Mellon e Philipps, 2001). La recente scoperta di specifiche superficiali, caratteristiche di letti fluviali, ottenute dall'analisi della pendenza di locali scarpate, fa sorgere la possibilità che potrebbe anche esistere acqua allo stato liquido, in modo del tutto sporadico, a profondità di ~ 100-500 m (Malin e Edgett, 2000; Costare et al., 2002; Gilmore e Phillips, 2002); comunque la vera natura e l'età assoluta resta molto incerta.

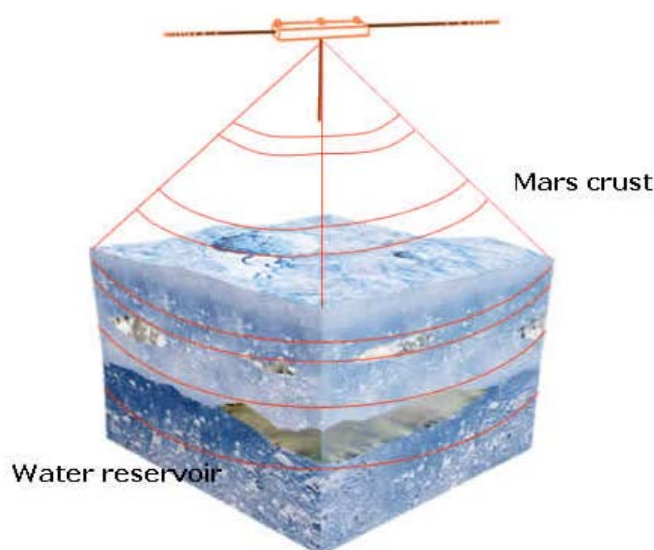
I rapporti ottenuti da Boynton et al. 2002, Feldman et al. 2002 e Mitrofanov et al. 2002 presentano misurazioni conseguite dall'ultima missione marziana N.A.S.A., Mars Odyssey, che sembra confermare l'esistenza, predetta da Mellon e Jakosky (1995) di grandi quantità di ghiaccio subsuperficiale (come conseguenza dell'accumulo di idrogeno) in certe zone del pianeta. Le misurazioni del flusso di neutroni emessi da Marte in differenti regimi energetici e gli spettri dell'emissione di raggi gamma indotti dalle reazioni che catturano i neutroni, sono state usate per mappare la distribuzione globale dell'idrogeno presente nella subsuperficie del pianeta. L'abbondanza di idrogeno varia in modo ampio, con concentrazioni sempre più alte man mano che si sale verso i poli. Se i modelli utilizzati sono corretti, la concentrazione di ghiaccio implica la presenza di uno strato di *regolite* (lo strato di polvere e detriti rocciosi che si ottiene dai ripetuti impatti di meteoriti) estremamente poroso alle alti latitudini. Dalle misurazioni fatte tale strato potrebbe essere spesso qualche chilometro, implicando che la subsuperficie di ghiaccio osservato dalla missione Odyssey potrebbe rappresentare solo l'estremità di un iceberg congelato al di sotto del suolo (Bell, 2002).

1.3.1 OBIETTIVI SCIENTIFICI

L'obiettivo primario dell'esperimento condotto da SHARAD sarà quello di mappare, in zone locali selezionate a priori, le interfacce dielettriche con profondità di molte centinaia di metri ed interpretare questi risultati in termini di distribuzione del materiale presente, includendo componenti rocciose, regolite, acqua e ghiaccio, con una risoluzione verticale di ~ 10 m ed una risoluzione orizzontale di alcune centinaia di metri (300 m – 1000 m). E' risaputo che la superficie di Marte non è ideale per l'utilizzo di un radar sounding per la ricerca di interfacce subsuperficiali. Comunque, sarà possibile trovare condizioni favorevoli di geometria di visione, di superficie, di proprietà dei materiali, che potrebbero consentire l'individuazione di strati superficiali interessanti, dall'orbita. Indipendentemente dall'abilità di rilevare ghiaccio o acqua, SHARAD potrebbe ottenere nuovi dati scientifici su problemi critici legati a Marte, ad esempio una ulteriore comprensione delle proprietà elettromagnetiche delle regioni nascoste. In più, potrebbe essere possibile rispondere ad un certo tipo di domande poste dai geologi, sul carattere della superficie al di sotto delle coperture di ghiaccio che si formano ai poli e la natura di alcuni terreni stratificati.

Sebbene la credenza di Marte ricco di acqua è supportata da evidenti caratteristiche

Fig.1.9 Viene mostrato di seguito, il modo di funzionamento del radar, per la ricerca di giacimenti di acqua subsuperficiale



geologiche, l'attuale incertezza sulla natura eterogenea e sulla evoluzione termica della crosta del pianeta effettivamente preclude i tentativi geomorfologici o teorici di valutare qualitativamente e con un buon dettaglio l'attuale distribuzione verticale e subsuperficiale nonché geografica del ghiaccio e dell'acqua (Clifford, 1998). Per questa ragione, ogni attività di esplorazione (ad esempio una perforazione del terreno) il cui successo è legato alla

presenza di acqua subsuperficiale, deve essere preceduta da un rilevamento geofisico ad alta risoluzione, capace di rilevare se esistono realmente locali serbatoi di acqua oppure ghiaccio. L'uso di radar sounding in orbita, con la possibilità di copertura quasi globale, consente di non avere rischi associati ad esempio all'atterraggio senza la conoscenza in sito della struttura della superficie.

Sicuramente un *GPR (Ground Penetrating Radar)* darebbe una risoluzione spaziale migliore comunque in una area limitata. In definitiva non c'è semplicemente, alcun altro modo di ottenere dati globali sulla subsuperficie di Marte se non con un radar sounding. In oltre l'orbita eliosincrona, e l'alto *data rate* (la quantità di dati massima per unità di tempo che un sistema riesce a gestire) di M.R.O. garantiscono una ideale situazione, capace di raggiungere un'ampia copertura in condizioni favorevoli, con il vantaggio ulteriore, di avere passaggi sovrapposti che offrono un'opportunità per la mappatura 3D.

Osservare la parte superiore della crosta di Marte con un radar, in un intervallo di frequenza che va da 15 a 25 MHz, attualmente, è l'unico modo per studiare il pianeta, comparato a tutti gli altri metodi investigativi. L'unico strumento che può essere paragonato a SHARAD, che è ora in orbita marziana, è MARSIS a bordo della missione E.S.A. Mars Express. Operando in un intervallo di frequenza tra 1 a 5 MHz, ed avendo una profondità di penetrazione di oltre 5 km, MARSIS apre un nuovo campo di studio delle proprietà della crosta marziana e dei suoi processi geologici, e non solo ma anche per quanto riguarda la ricerca di ghiaccio subsuperficiale e di acqua, essendo questo ultimo, il principale obiettivo della missione. MARSIS ha comunque, una risoluzione non molto spinta, ed è stato concepito per testare le ipotesi sui modelli generali di distribuzione di acqua subsuperficiale e ghiaccio.

Ciò ha reso necessario la costruzione di uno strumento capace di penetrare alcune centinaia di metri sotto la superficie, con risoluzione orizzontale più spinta e con una risoluzione verticale dell'ordine di 10-20 m. Questo dovrebbe offrire in via teorica, un incremento significativo nella comprensione dei processi sedimentari e della attività geologica del pianeta.

Le principali caratteristiche dei due radar sounding sono riassunte nella tabella seguente.

	MARSIS	SHARAD
<i>Intervallo di frequenza</i>	1.3-2.3 MHz 2.5-3.5 MHz 3.5-4.5 MHz 4.5-5.5 MHz	15-25 MHz
<i>Risoluzione verticale</i>	~ 70 m (ampiezza banda 1 MHz)	~ 7 m (ampiezza banda 10 MHz)
<i>Profondità di penetrazione</i>	~0.5 km fino a ~ 5 km	~ 0.1 km fino a ~ 1 km
<i>Risoluzione orizzontale (along track x across track)</i>	5-9 km x 10-30 km	0.3-1 km x 3-7 km

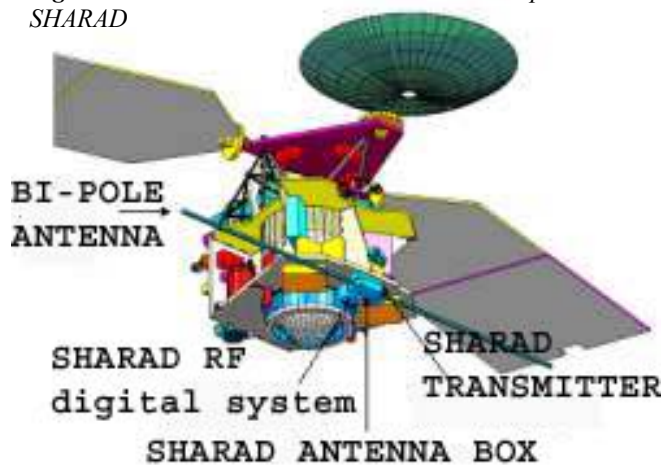
1.3.2 ANALISI DEL SISTEMA

La capacità di SHARAD di raggiungere i suoi obiettivi scientifici dipenderà ampiamente dalle proprietà dielettriche del suolo, sia dalla permeabilità (è un parametro caratteristico del materiale e rappresenta la capacità di questo a lasciarsi magnetizzare) che dalla permittività (la permittività dielettrica relativa di un materiale è definita come la capacità di un materiale di immagazzinare e poi permettere il passaggio, di energia elettromagnetica quando un campo è sovrimposto), nonché dal grado di scattering (*vedi Cap.4 par.4.6*) della superficie.

I dati disponibili consentono una caratterizzazione estesa della composizione della superficie marziana (Bandfield et al. 2000), cioè una *composizione basaltica* (roccia molto porosa) nell'emisfero sud, e una *composizione andesitica* (roccia meno porosa) in quello nord. Sebbene è presente sulla superficie

di Marte probabilmente una quantità di materiali diversi, è necessario, alla luce di una

Fig.1.10 Posizione su M.R.O. dei vari componenti di SHARAD



analisi ingegneristica, selezionare alcune costanti dielettriche che al meglio consentano di avere una modellazione elettromagnetica (Picardi et al. 1998). Sono stati usati due semplici modelli di stratificazione, per una analisi preliminare delle capacità teoriche di rilevamento di acqua e ghiaccio subsuperficiale. Nel primi modelli, detti (I/W) , il primo strato è una crosta porosa con pori riempiti di ghiaccio dalla superficie fino alla profondità dove l'acqua in forma liquida è stabile e diviene poi il materiale che riempie i pori. Nel secondo modello, detto (D/I) , il materiale che riempie i pori del primo strato è gas fino alla profondità, in cui i pori vengono riempiti poi da ghiaccio.

Considerando poi le caratteristiche di scattering della superficie, è stato fatto un tentativo per valutare l'estensione e la distribuzione del *clutter* (cioè gli echi provenienti dalle porzioni off-nadir della superficie che possono mascherare gli echi riflessi allo stesso tempo dagli strati di subsuperficie voluta), facendo uso anche dei dati di M.O.L.A. (*vedi Cap.4 par.4.4*). Per questo fine è stato assunto che la topografia è *auto-affine*, cioè i parametri statistici cambiano scalarmente seguendo una legge esponenziale: l'esponente di questa legge è detto *esponente Hurst* indicato con H , che consente di distinguere una serie casuale da una non casuale anche se la serie casuale non è ben distribuita (Orosei et al., 2003). La topografia è di solito, modellata come un evento di un processo casuale e come tale è caratterizzata dalle medie dei parametri statistici. Più comunemente, le assunzioni sono fatte sulla distribuzione delle quantità come ad esempio le altezze topografiche e le pendenze, e i dati reali topografici sono poi usati per calcolare i parametri di queste distribuzioni.

I modelli più semplici descrivono l'altezza topografica come una variabile casuale stazionaria con *distribuzione gaussiana*. Il parametro più significativo della distribuzione è la *deviazione standard*, che è stimata calcolando la radice quadrata media (rms) dell'altezza dei campioni discreti acquisiti. Un'altra proprietà della topografia è la *pendenza*, cioè la differenza in altezza tra due punti diviso la loro distanza. La pendenza è stata anche modellata come una variabile casuale stazionaria, ed è usuale caratterizzarla grazie alle medie della sua deviazione standard. In un profilo topografico che è stato campionato in modo discreto, questa quantità può essere stimata dalle medie della pendenza rms indicata con s , che è definita come la differenza rms in altezza tra alcuni punti diviso la loro distanza. Questi parametri sono calcolati continuamente per l'analisi statistica della topografia, sia sulla Terra che sugli altri corpi planetari e anche per modellare lo scattering

elettromagnetico dalle superfici naturali; tipicamente facendo uso delle ipotesi sulla forma della *funzione di autocorrelazione* (vedi *appendice A.4*) della superficie.

Questa descrizione della topografia, comunque, non tiene in conto di una proprietà fondamentale come la dipendenza dal fattore di scala utilizzato: la pendenza rms dipende dalla distanza orizzontale tra i punti Δx , e l'altezza rms cambia nei profili topografici della stessa area con lunghezze differenti. Si trova che tale comportamento lo si può descrivere grazie alla seguente legge esponenziale:

$$s(\Delta x) = s_0 \left(\frac{\Delta x}{\Delta x_0} \right)^{H-1} \quad (1.1)$$

dove s_0 è la pendenza rms del profilo calcolato alla distanza Δx_0 tra i punti ed H è l'esponente di Hurst H ($0 < H < 1$). Queste osservazioni hanno condotto ad una modellazione della topografia come una variabile casuale non stazionaria. L'auto-affinità è il comportamento della superficie topografica visto come l'incremento della scala degli assi x e y di un fattore r che deve essere compensato nella direzione z , da un fattore r^H per la superficie, in modo da rimanere statisticamente identico.

Assumendo come prima approssimazione che le interfacce della superficie e della subsuperficie hanno le stesse caratteristiche topografiche medie, il rapporto degli echi provenienti dalla superficie e dalla subsuperficie è direttamente proporzionale alle *riflettività di Fresnel* (che misura l'intensità della riflessione speculare nel caso di superficie liscia) corrispondente.

La riflettività di Fresnel di una subsuperficie posta ad una profondità z è data da:

$$\Gamma_{ss,z} = R_{12,z}^2 (1 - R_{01}^2)^2 \times 10^{-0.1 \int_0^z \alpha(\zeta) d\zeta} \quad (1.2)$$

dove $R_{12,z}^2$ è la riflettività di Fresnel dell'interfaccia subsuperficiale, R_{01}^2 la riflettività di Fresnel della superficie, e $\alpha(\zeta)$ l'attenuazione del percorso andata e ritorno in dB per metro,

dovuta alla dissipazione dielettrica nella crosta. Il coefficiente di backscattering della superficie marziana può essere valutato introducendo una descrizione geometrica della superficie nella classica approssimazione di Kirhhoff del campo elettrico riflesso da una superficie rugosa casuale.

Con questa ipotesi, il *coefficiente di backscattering* può essere scritto come (Picardi et al., 2001):

$$\sigma_0(\theta) = \frac{|R(0)|^2}{H \cos^2 \theta} \left[\frac{(2\pi)^{(H-1)/H}}{[s(\lambda)]^{1/H} \sqrt{2^{1/H}} (\cos \theta)^{1/H}} \right]^2 \times \sum_{s=0}^{\infty} (-1)^s \frac{\sin^{2s} \theta}{(s!)^2} \left[\frac{(2\pi)^{(H-1)/H}}{[s(\lambda)]^{1/H} \sqrt{2^{1/H}} (\cos \theta)^{1/H}} \right]^2 \times \Gamma\left(\frac{s+1}{H}\right) \quad (1.3)$$

dove $|R(0)|^2$ è il coefficiente di riflessione di Fresnel, $s(\lambda)$ è la pendenza rms della superficie, funzione della lunghezza d'onda. Infine, considerando le richieste della profondità di penetrazione ed un possibile intervallo dinamico dei segnali utili di circa 50 dB, valutati per un set ragionevole di materiali della crosta, la frequenza di trasmissione di 20 MHz sembrerebbe essere ottimale, e quindi tale da ridurre i problemi legati alla propagazione ionosferica che si incontrano a basse frequenze.

L'ampiezza di banda potrebbe essere di 10 MHz in modo da ottenere una risoluzione in profondità di 15 m. La risoluzione a terra richiesta è ottenuta grazie la classica geometria *pulse-limited* (vedi *Appendice A.5*) nella direzione di across track (perpendicolare alla direzione della traccia a terra) e invece grazie al concetto di *apertura sintetica* nella direzione along track (in direzione tangente alla traccia a terra). Vale la pena ricordare che i parametri da rispettare su moto e quota della spacecraft necessari per attuare il processo di apertura sintetica non impongono ulteriori costrizioni alla missione, visto che altri strumenti a bordo hanno richieste, su questi parametri, più spinti di quanto faccia SHARAD.

1.3.3 VALUTAZIONE DELLE PERFORMANCE

Un primo dimensionamento di un radar sounding richiede la valutazione dei parametri più rilevanti che guideranno il progetto dello strumento stesso. Il rapporto

segnale rumore, per un singolo look, del backscattering non-coerente superficiale è dato da (Picardi et al.,1999,2003):

$$\frac{S}{N} = \frac{P_p G^2 \lambda^2 \sigma^0 A}{(4\pi)^3 R^4 K T_s L} \tau N = \frac{P_p G^2 \lambda^3 \sigma^0 \sqrt{2\Delta DC}}{(4\pi)^3 R^{2.5} K T_s L V_t} \tau N \quad (1.4)$$

dove P_p è la potenza di picco, G è il guadagno dell'antenna, λ la lunghezza d'onda, σ^0 il coefficiente di backscattering superficiale, A l'area della cella di risoluzione a terra, τ l'ampiezza dell'impulso trasmesso, N il numero di impulsi integrati nell'apertura sintetica, R è la distanza, K è la *costante di Boltzmann*, T_s è la temperatura del sistema, L le perdite dovute alla propagazione e $A \tau N = R_{AZ} 2\sqrt{2R\Delta\tau}(L_s / V_t) PRF = (\lambda R / V_t) \sqrt{2R\Delta DC}$ essendo R_{AZ} la risoluzione along track, Δ la risoluzione in range, L_s la lunghezza dell'apertura sintetica, PRF la *frequenza di ripetizione degli impulsi*, V_t la velocità tangenziale della spacecraft e $DC = \tau PRF$ il *ciclo di operatività del sistema*.

Per valutare l'equazione sopra riportata, si è assunto che il picco di potenza irradiato dall'antenna fosse 10 W (che è una specifica del progetto del trasmettitore), che la risoluzione in range fosse 15 m in zona libera, la quota media fosse di 300 km e il ciclo di operatività fosse circa il 5%. Riguardo la PRF è utile notare che il suo valore non può essere stabilito unicamente dalla necessità di evitare sovrapposizioni tra impulsi trasmessi e echi ricevuti. Il processo di apertura sintetica richiede in più che sia evitato *aliasing* (quando si ha sovrapposizione di echi ricevuti e quindi il segnale è distorto) nello spettro Doppler osservato. Visto che SHARAD utilizzerà un'antenna dipolo e considerando anche il clutter, è stato selezionato il valore finale per la PRF (circa 700 Hz) necessario per ottenere un impatto limitato proprio dell'*aliasing*.

Nella tabella che segue è riportato il rapporto segnale rumore di SHARAD valutato in due diversi scenari con diversi valori di parametri: nel caso (I/W) si ha che il valore di riflettività superficiale è tra -7 e -17 dB mentre nel secondo caso (D/I) è tra -7 e -25 dB. Il valore della pendenza rms invece è per entrambi tra 0.006 e 0.1.

SCENARIO	I/W S/N dB	D/I S/N dB
P _p	10	10
G ²	0	0
λ ²	35	35
σ ⁰	54-0	54 a -8
64π ³	-33	-33
R ^{2.5} (R=300 km)	-137	-137
K(=1.38x10-23)	228	228
T _s L	-49	-49
(2D) ^{1/2} (Δ=15m)	7	7
DC (5%) ciclo operativo	-13	-13
V ₀ (4km/s)	-36	-36
Single look S/N	66-12	66-4

Il coefficiente di backscattering, infine, può essere legato alla *lunghezza di penetrazione* δ in termini di angolo equivalente off-nadir del clutter interferente che sta giungendo:

$$\theta = \sqrt{\frac{2\delta\sqrt{\varepsilon}}{R}} \quad (1.5)$$

1.3.4 DESCRIZIONE DELL' HARDWARE

Gli elementi chiave per il progetto del radar sono rappresentati dall'identificazione dell'opportuna frequenza centrale, 20 MHz, l'ampiezza di banda dell'impulso pari a 10 MHz, e dalla risoluzione spaziale richiesta che dovrebbe variare tra 300 fino a 1000 m. In modo analogo a quanto fatto per MARSIS, SHARAD può essere concepito intorno a tre maggiori sottosistemi: *l'antenna, il sottosistema di radio frequenza, e il sottosistema digitale*. L'antenna sarà essenzialmente composta da un dipolo. Il sistema di

radiofrequenza, invece, include il *trasmettitore*, il *sistema di switching* tra ricezione e trasmissione e il *ricevitore* posto dopo il *convertitore analogico/digitale*. Il sottosistema digitale invece include sistemi di interfaccia con la spacecraft, oltre che sistemi capaci di pre-elaborare i dati scientifici ottenuti durante le osservazioni.

Il radar sarà capace anche di trasmettere impulsi radar modulati in frequenza di circa 85 μ s e con ampiezza di banda di 10 MHz. Per raggiungere la risoluzione spaziale richiesta tra 300 e 1000 m, SHARAD opera come un sounder ad apertura sintetica puntato al nadir (cioè verso il centro del pianeta). Il processo di apertura sintetica riferito anche come filtraggio Doppler, aiuta la riduzione del disturbo off-nadir ed along track, migliorando l'analisi subsuperficiale. In oltre per incrementare l'efficacia del rilevamento subsuperficiale, il concetto di apertura sintetica potrebbe essere applicato alla direzione across track. Oltre questo, altre tecniche di processing sono sotto analisi, per essere esaminate al meglio. I concetti proposti per SHARAD sono diretti ad un progetto hardware che soddisfi i requisiti di missione. Attualmente le analisi meglio ottenute stimano valori di massa di circa 17 kg e 44 W per i picchi di potenza durante le osservazioni.

1.3.5 DATI SCIENTIFICI

Lo strato di atmosfera, detto *ionosfera*, pone la maggior limitazione su osservazioni radar a bassa frequenza e a banda larga della superficie e subsuperficie marziana. A queste frequenze, il ritardo della propagazione dipendente dalla frequenza, degraderebbe il segnale, e frequenze diverse subirebbero diversi ritardi, un effetto che aumenta con la relativa ampiezza di banda. Grazie alla teoria di Chapman sulle ionosfere planetarie (*vedi Appendice A.1*), si stima che la più bassa frequenza che può penetrare l'atmosfera marziana varia da circa 4 MHz su lato illuminato di Marte fino a quasi 1 MHz nella zona di ombra. Avendo un intervallo di frequenze più ampio comunque SHARAD è capace in principio, di operare in ogni momento dell'orbita, indipendentemente dalle condizioni di illuminazione. Durante le sue fasi di operatività nominali, SHARAD sarà uno strumento controllato a ciclo aperto, che cambierà tra modi differenti di funzionamento in accordo con le sequenze pre-determinate di comandi.

In una singola orbita, lo strumento può essere in funzione in ognuno dei suoi modi operativi di osservazione, in qualunque sequenza desiderata, sia continuamente che discontinuamente. Il limite di tempo è determinato dalla porzioni di volume totale di dati allocati per SHARAD rispetto al modo di operatività selezionato, mentre la scelta delle orbite in cui lo strumento funzionerà è ampiamente condizionato dalle regole di non-interferenza con la *fase di down-link* (quando le informazioni raccolte vengono trasmesse a terra). SHARAD è uno strumento di telerilevamento, in cui le osservazioni sono costruite dai dati collezionati man mano su una data area di interesse. A causa di questo, e a causa del fatto che MARSIS provvederà a raccogliere dati sulla struttura superficiale con una risoluzione spaziale limitata, la maggior parte delle osservazioni di SHARAD saranno pianificate in termini di passaggi su una regione target che si estenderà su alcune decine o centinaia di chilometri in termini di acquisizioni di dati puntuali.

Ci si aspetta che Mars Reconnaissance Orbiter manderà a terra una media geometrica delle circa 7.2 Gbit di dati giornalieri di SHARAD, sebbene questa quantità varierà considerevolmente secondo le costrizioni e le opportunità che nasceranno dal planning operativo. Il volume di dati allocato per SHARAD sull'intera missione M.R.O. è circa il 15% del totale; questo corrisponde a circa 4 Tbit di dati prodotti dallo strumento approssimativamente durante un anno marziano. Dividendo questo numero per il data rate dello strumento, si stima che il tempo totale di dati presi sarà sufficiente a raggiungere una copertura globale con una minima distanza di 10 km all'equatore, se le opportunità di osservazioni sono ottenute sull'intera superficie del pianeta.

I radar chirp (*vedi Appendice A.2*), come SHARAD, sono usati quando la lunghezza dell'impulso per la risoluzione in range desiderata è così stretta che per raggiungere un buon rapporto segnale rumore l'impulso richiederebbe un picco di potenza che eccederebbe i limiti imposti dal progetto della missione. Il chirp, un impulso più lungo e modulato in frequenza (per SHARAD la modulazione è lineare), consente di avere una risoluzione che dipende solo dall'ampiezza di banda: con una ampiezza di banda B , la risoluzione in tempo approssimativa dell'impulso in uscita dopo il processing è $1/B$, e se la ampiezza trasmessa è costante durante l'impulso, il risultato ottenuto prende la forma di una *funzione detta sinc* pari a $\sin x/x$ la cui ampiezza è $B\tau$ volte l'ampiezza del segnale in ingresso (Cook e Bernfeld, 1967) dove τ è la durata del chirp. Questo processo, detto *compressione in range*, è necessario per compensare opportunamente gli effetti della ionosfera: un'accurata

compressione dell'impulso richiede infatti una conoscenza dettagliata della modulazione dei segnali di ritorno, la cui struttura di fase è distorta nella loro propagazione (andata e ritorno) attraverso la ionosfera.

Il processo di apertura sintetica è usato per incrementare sia la risoluzione orizzontale nella direzione along-track, sia il rapporto segnale rumore: la risoluzione orizzontale diviene quella di una antenna equivalente la cui lunghezza è uguale al segmento di traiettoria della spacecraft su cui gli echi sono sommati coerentemente, mentre il rapporto segnale rumore viene incrementato di un fattore uguale al numero di impulsi coerentemente sommati (*vedi equazione 1.4*).

SHARAD opera un processo a bordo sui campioni, che riduce il data rate di un fattore superiore a 32: l'uso di schemi di processo più sofisticati, oltre a ridurre il data rate, è limitato dall'accuratezza delle *effemeridi* (tutti i parametri necessari che descrivono la posizione e la velocità del satellite) della spacecraft, richieste per sommare correttamente i campioni del segnale. In oltre il processo di apertura sintetica di SHARAD prenderà parte anche a terra ed è concettualmente identico al processo a bordo, eccetto che per la correzione di fase: questo consente per aperture sintetiche maggiori, di raggiungere la risoluzione orizzontale voluta tra 300 e 1000 m, nella direzione along track.

Le sezioni delle proprietà dei dielettrici della crosta poco profonda sarà prodotta, in modo tale da ottenere una descrizione completamente tridimensionale della struttura subsuperficiale di Marte. Questi dati provvederanno a mappare la distribuzione subsuperficiale dell'acqua su una base globale, con una singola missione. Questa missione potrebbe anche portare a nuovi e significanti risultati riguardanti la struttura superficiale e la *litologia* (la scienza che studia le rocce e la loro composizione chimica e mineralogica) della crosta, incluso la natura dei depositi stratificati polari.

Sebbene l'identificazione non ambigua del target specifico è probabilmente non possibile usando solo un radar sounding orbitale, esso rappresenta il solo approccio per raggiungere la copertura globale di questo tipo importante di dati. Oltre gli echi individuali, saranno prodotte le mappe della riflettività superficiale, elevazione e rugosità, attraverso un processing degli impulsi radar ad un più alto livello. Le mappe saranno create raccogliendo man mano i dati, ed è possibile che presto potranno essere generate e diffuse alla comunità scientifica, venendo continuamente aggiornate durante il proseguo della missione.

Nel processo di progettazione del radar, sono stati considerati i modelli della *stratigrafia* (parte della geologia che, studiando la stratificazione delle rocce, ne ricostruisce i rapporti e la distribuzione nel tempo) di Marte, basati sulle caratteristiche dielettriche dei materiali che si pensa costituiscano la crosta marziana. Poi, sono stati analizzate le caratteristiche di backscattering della topografia di Marte, proprio per capire come gli echi indesiderati provenienti dalla superficie (il clutter) limitino il rilevamento delle caratteristiche subsuperficiali. Infine, è stata decisa una ottimizzazione dei parametri del sistema del radar, quali la frequenza portante, l'ampiezza di banda, la distanza dinamica e la sensibilità, per definire i requisiti principali del radar ottenendo un sistema progettato per rilevare interfacce subsuperficiali al di sotto di circa 1 km di profondità, profondità ottenuta grazie alla bassa frequenza portante di 20 MHz, progettato per avere una risoluzione verticale dell'ordine di 15 m, dovuto all'ampiezza di banda di 10 MHz; e anche progettato per raggiungere un lobo laterale di 50 dB e per ottenere una risoluzione a terra dell'ordine da alcune centinaia di metri fino ad alcuni chilometri.

Si ricorda anche che la risoluzione across track dovrebbe essere compresa tra i 3 km e i 7 km. Il valore massimo e minimo di risoluzione, valutato a quota di 255 km della spacecraft, dipende dalle caratteristiche superficiali e subsuperficiali di Marte e quindi dal modo operativo del radar (cioè modo operativo ad apertura sintetica in presenza di superficie rugosa o in presenza di un comportamento alla Fresnel della superficie osservata). E' interessante anche rilevare che, anche senza processing dedicato alla cancellazione del clutter superficiale, gran parte della superficie marziana, inclusi i poli, può essere analizzata attraverso gli esperimenti condotti da SHARAD.

In definitiva SHARAD continua l'analisi iniziata da MARSIS per seguire l'acqua andando a cercare direttamente ghiaccio e possibili falde acquifere, con un incrementata probabilità di successo dovuto al miglioramento del progetto della missione SHARAD rispetto a quello MARSIS.

La capacità di sondare la parte subsuperficiale della crosta ad un'alta risoluzione, consente di verificare le ipotesi riguardanti la presenza di possibili riserve di acqua subsuperficiali, e incrementa la capacità di caratterizzare e di selezionare i possibili siti per esperimenti che prevedono la perforazione del terreno, a partire dal 2007 ed oltre. Mentre SHARAD trarrà beneficio dall'eredità progettuale di MARSIS, il progetto di SHARAD non potrà beneficiare invece, dei dati di MARSIS a causa della vicinanza temporale dei

lanci. Conseguentemente saranno presenti in entrambe le missioni, molti rischi associati all'incertezza dell'ambiente marziano (ionosfera, attenuazione nella crosta, natura dell'interfacce). Si ricorda infine che SHARAD può essere utilizzato a qualunque quota raggiunta da Mars Reconnaissance Orbiter.

1.3.6 FUNZIONALITA' DI SHARAD NELLE FASI PRE-OPERATIVE: FASE DI CROCIERA, FASE DI CALIBRAZIONE E DI DISPIEGAMENTO DELL'ANTENNA

Poiché l'antenna di SHARAD non è dispiegata durante la fase di crociera e nella fase di dispiegamento e calibrazione dell'antenna, non ci sarà nessuna trasmissione radar in questo periodo. Comunque, SHARAD acquisirà dati in modo passivo detto *sniff mode* (solo ricezione senza trasmissione), per caratterizzare l'ambiente rumoroso della spacecraft. Questa misura sarà fatta almeno una volta, ma non dovrebbe avvenire nelle vicinanze della Terra, visto che qui le sorgenti radio terrestri sono molto intense.

Durante quindi la fase di crociera lo strumento funzionerà in modo passivo, mentre tutti gli altri strumenti sono inattivi. Questa procedura richiede coordinazione con gli altri strumenti ma non è richiesto nessun particolare assetto alla spacecraft. Nella fase di dispiegamento dell'antenna invece le attività di SHARAD potrebbero essere così individuate:

- Misurazione del rumore prima del dispiegamento (solo ricezione, nessuna trasmissione)
- Misurazione del rumore con solo un elemento dell'antenna dipolo dispiegata
- Misurazione del rumore con entrambi gli elementi del dipolo dispiegati

Le misurazioni del rumore sarebbero ricavate per essere comparate con la densità degli spettri di potenza durante le differenti fasi del dispiegamento. Gli scopi di questi test sono:

- Verificare la validità dei modelli di rumore galattico analizzati e la caratterizzazione dell'interferenza elettromagnetica interna
- Verificare il dispiegamento dell'antenna con alcune limitazioni (il test non può dare una conoscenza esaustiva del corretto dispiegamento dell'antenna ma può dire solo se l'antenna non è stata dispiegata o se un elemento solo è stato dispiegato)

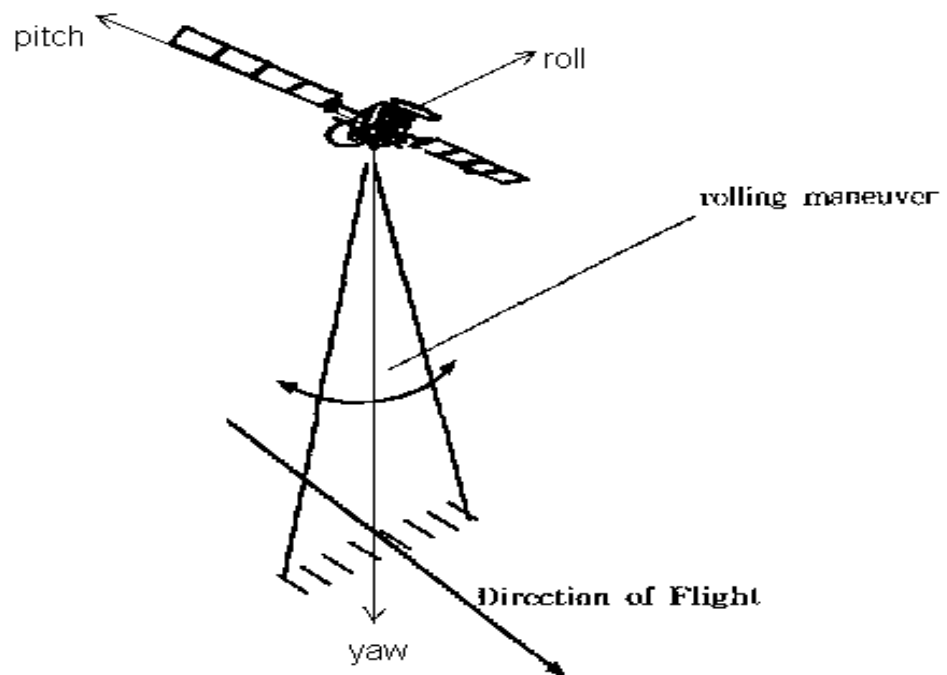


Fig.1.11 Nell'immagine sono rappresentati gli assi intorno a cui il satellite può compiere manovre di roll (rollio), pitch (beccheggio) e yaw(imbardata)

La *fase di calibrazione* di SHARAD, che viene attuata dopo il dispiegamento dell'antenna, è fondamentale per controllare i risultati della simulazione e delle misurazioni a terra riguardo il *fattore di radiazione dell'antenna* (che varia con la frequenza e con l'angolo riferito alla direzione nadirale). La procedura per ottenere questa misura richiede manovre di rollio (manovra intorno all'asse coincidente con la direzione di volo del satellite) e beccheggio (asse perpendicolare a quello di rollio normale al piano dell'orbita) in un intervallo $\pm 10^\circ$, per differenti posizioni dei pannelli solari e dell'antenna HGA (high gain antenna). In questa fase è preferibile che tutti gli strumenti siano in pausa o inattivi per

incrementare la qualità della misurazione, avendo un effetto minore di interferenza elettromagnetica (EMI).

1.3.7 RADAR SOUNDER

I radar sounder sono sistemi di rilevamento utilizzati per lo studio dello strato subsuperficiale dei pianeti. Per i radar sounding è desiderabile operare a basse frequenze per incrementare la profondità di penetrazione. Per un sounder che orbita intorno a Marte, pianeta provvisto di ionosfera, il valore più basso di frequenza utilizzabile è limitato proprio dalla capacità di assorbimento di quest'ultima, rappresentata dalla *frequenza del plasma della ionosfera* marziana, che si aspetta essere intorno ai 3 MHz durante il giorno e meno di 800 kHz durante la notte. Infatti la ionosfera degrada il segnale radar attraverso la dispersione che cambia la forma del segnale ed introduce un tempo di ritardo di propagazione.

Le performance dei radar sounding sono generalmente legate a tre parametri superficiali o subsuperficiali:

- 1) La pendenza superficiale e dell'interfaccia (in generale la geometria della superficie)
- 2) La rugosità superficiale o dello strato di interfaccia
- 3) Le proprietà dielettriche dei materiali geologici costituenti la zona osservata

L'individuazione di acqua usando un radar sounding è condizionata da due principali fattori quali la capacità delle onde radar di penetrare abbastanza in profondità da superare l'interfaccia ghiaccio-acqua allo stato liquido e l'intensità dell'opposizione dielettrica tra il ghiaccio e lo strato umido di regolite contenente le riserve d'acqua. Quindi nel progetto di un radar sounding bisogna considerare la lunghezza di penetrazione, quindi la capacità di raggiungere l'obiettivo.

Maggiore è la profondità di penetrazione, minore è la frequenza, ma il limite inferiore per la frequenza utilizzabile dal radar, è limitato dalla frequenza di plasma della ionosfera.

1.4 PRINCIPI FONDAMENTALI DI PLANNING

La **fase di planning**, scaturisce da un aspetto fondamentale che riguarda tutte le missioni basato sulla minimizzazione del budget di potenza. Infatti un problema fondamentale da tenere in considerazione nella fase di progettazione, è evitare sovradimensionamenti, che produrrebbero ovvi incrementi di volume e di massa, aspetti che sono da evitare nel caso di missioni spaziali, visti gli alti costi necessari per lanciare un satellite. Evitare sovradimensionamenti, significa risparmiare denaro e significa, dunque, ottimizzare il budget di potenza dell'intera missione. Infatti la presenza a bordo di Mars Reconnaissance Orbiter di ben undici strumenti, richiederebbe un dimensionamento dei pannelli solari superiore a quello, invece, che si potrebbe ottenere ricercando la soluzione migliore per la operatività degli strumenti stessi. Alternare le operazioni in diversi periodi dell'orbita tra i vari strumenti, consente di ridurre di molto la dimensione dei pannelli.

A questo punto interviene il concetto di *planning*. Infatti bisogna dare una risposta al seguente quesito scaturito dalle considerazioni sopra fatte: ad un istante generico, quale strumento funzionerà e per quale motivo. Il planning consente di ottenere una soluzione ottimale del precedente problema. I team di ogni strumento realizzano un proprio planning, indicando in quali momenti è opportuno che lo strumento funzioni, motivando anche la richiesta di funzionamento. Fondamentale è ad esempio, per alcuni strumenti la posizione del Sole (per gli strumenti che lavorano nello spettro del visibile è inutile funzionare quando l'orbiter si trova a guardare sulla zona in ombra del pianeta), oppure il punto a terra che si sta guardando (zone ad esempio dove è maggiore la probabilità di trovare tracce d'acqua potrebbero essere un requisito di strumenti, come lo stesso SHARAD). Alla realizzazione quindi di un planning individuale per ogni strumento, segue la realizzazione del planning relativo all'intera missione. In definitiva si ottiene una sequenza ottimale di operatività degli strumenti a bordo, che consente di livellare il budget di potenza e di ottenere un dimensionamento ideale dell'intero sistema di potenza, che consente quindi di risparmiare massa e volume e quindi spese.

Per quanto riguarda SHARAD, in accordo con le caratteristiche del suo sistema, esso è capace di operare in ogni momento dell'orbita, indipendentemente dalle condizioni di luminosità. Le costrizioni potrebbero nascere però dalle cosiddette *regole di volo*. Ma

anche questi requisiti non aggiungono limitazioni alla fase di operatività nominale del radar. Comunque, saranno sviluppate ulteriori regole di volo se verrà rilevata interferenza con le operazioni dell'antenna HGA o con le operazioni di altri strumenti. Ricordando esplicitamente che:

- SHARAD è uno strumento che guarda al nadir
- SHARAD non richiede alcun puntamento (nelle operazioni nominali di routine)
- SHARAD può operare con altri strumenti con puntamento off-nadir, cioè che non guardano al nadir (con angoli superiori a 10° gradi)

E' possibile concludere che:

- Le osservazioni di SHARAD saranno ottenute principalmente nella fase di ombra quindi *NIO (non interactive observation)*
- Le osservazioni sul lato illuminato di Marte saranno gestite come *IO (interactive observation)*

Le osservazioni sul lato illuminato, per SHARAD, riguardano in particolare i poli, in quanto il Team di SHARAD, desidera avere osservazioni continue sopra i poli, nei periodi di illuminazione. Per raggiungere questo scopo SHARAD prenderà un'allocazione di circa ~ 200 passaggi polari dedicati, per polo, quindi un totale di circa ~ 400 passaggi. In definitiva per realizzare il planning delle operazioni SHARAD, bisogna conoscere i dati orbitali predetti (coordinate della traccia a terra orbitale), l'allocazione per il volume di dati e le regole operazionali (regole di volo, priorità e zone esclusive). Con i dati sopra elencati e con la cooperazione di tutti i team (in termini di target scientifici esclusivi) le opportunità di osservazione possono essere trovate, analizzate, classificate e comparate con le risorse disponibili.

Poco prima si è parlato di fase IO (interactive observation) e di fase NIO (non interactive observation). Un'osservazione interattiva (IO) interessa le operazioni della spacecraft o un altro strumento, mentre una osservazione non interattiva (NIO) non interessa tali operazioni. Le osservazioni di SHARAD in fase IO, considerate nel periodo di illuminazione, saranno programmate nel planning IO come zone esclusive. Le zone esclusive evitano che sia possibile qualche conflitto sull'osservazione nel processo IO di selezione, in quanto le interferenze elettromagnetiche potrebbero richiedere operazioni su zone esclusive per altri strumenti limitatamente a deviazioni nell'intervallo angolare di circa $\pm 10^\circ$ rispetto alla direzione nadirale. Per quanto riguarda invece la fase NIO, gli input per il planning sono:

- PEF(Predicted Events File) e SOE (Sequence of Events), inclusi tutti gli eventi legati alla spacecraft
- IPTF (Integrated Payload Target File) versione zero, sviluppato nel processo di planning IO (IPTF include tutte le osservazioni IO)
- I file con dati relativi alle zone esclusive già sviluppate nel processo *planning IO*

Nel planning NIO il team SHARAD selezionerà il target e l'opportunità di sorvolo per una settimana e programmerà l'osservazione in accordo ai dati allocati e alla possibilità di osservazione lasciata dalle zone esclusive. Tutte le informazioni disponibili sull'ambiente operativo di Marte saranno utilizzati opportunamente per imporre i parametri di pre-processing a bordo e quindi ottimizzare la velocità di produzione dei dati. Le misurazioni effettuate da MARSIS, la topografia ottenuta grazie a M.O.L.A., altri database esistenti di dati e i dati SHARAD già processati, potranno essere usati per stimare la potenza proveniente da direzioni off-nadir del clutter e le performance predette del radar; queste informazioni possono settare nel modo adatto i parametri del processing a bordo del satellite (che distinguono ogni modo operativo nella tabella di sequenza operativa). L'inizializzazione a bordo, della funzione di *pre-somma* (*presumming*) ha un alto impatto sulla velocità di produzione dati come viene riportato nella tabella a seguito. In particolare, il *presumming* dello strumento sarà fortemente limitato dall'ambiente operativo e dalle

performance desiderate del radar e quindi questo requisito diverrà un punto di incontro tra le performance desiderate e la velocità di produzione dati. Per la limitazione del presumming, sono due le possibili cause:

- *Il massimo scostamento di fase* residuo tollerabile al limite dell'apertura sintetica; se la compensazione della velocità radiale e la pendenza superficiale non sono ottenute (o se essa non è corretta) questo parametro viene ad essere influenzato in maniera predominante dalla pendenza superficiale
- *Il limite nell'aliasing* dello spettro Doppler (dovuto alla potenza di clutter proveniente da direzioni off-nadir) imposto dalla misurazione della dinamica in range desiderata; questo effetto è influenzato dalla rugosità superficiale

Una volta che il presumming e il numero di bit sono settati, l'allocazione del volume di dati di SHARAD e la partizione SSR (solid state recorders), determinerà il tempo operativo dello strumento.

Numero di impulsi pre-sommati	Data rate [Mbps] 4 bit	Data rate [Mbps] 6 bit	Data rate [Mbps] 8 bit
<i>1</i>	10.08	15.12	20.16
<i>2</i>	5.04	7.56	10.08
<i>4</i>	2.52	3.78	5.04
<i>8</i>	1.26	1.89	2.52
<i>16</i>	0.63	0.95	1.26
<i>28</i>	0.36	0.54	0.72
<i>32</i>	0.32	0.47	0.63

In definitiva, le funzionalità principali che devono essere inclusi nel planning per quanto riguarda SHARAD, sono:

- Definizione della copertura e dell'opportunità di osservare il target (l'operatore dovrebbe essere capace di selezionare tra vari target)
- Valutazione dei parametri ottimali per il processing realizzato a bordo del satellite
- Valutazione del data rate e del volume di dati da dover maneggiare
- Realizzazione dell'EZF (Exclusion Zone File)

Tutto ciò indica e definisce le zone di operatività e i momenti di funzionamento di SHARAD durante l'intera durata della missione, in accordo con tutti gli altri strumenti presenti a bordo di Mars Reconnaissance Orbiter.

2. PERTURBAZIONI RELATIVE AD ORBITE MARZIANE

2.1 INTRODUZIONE

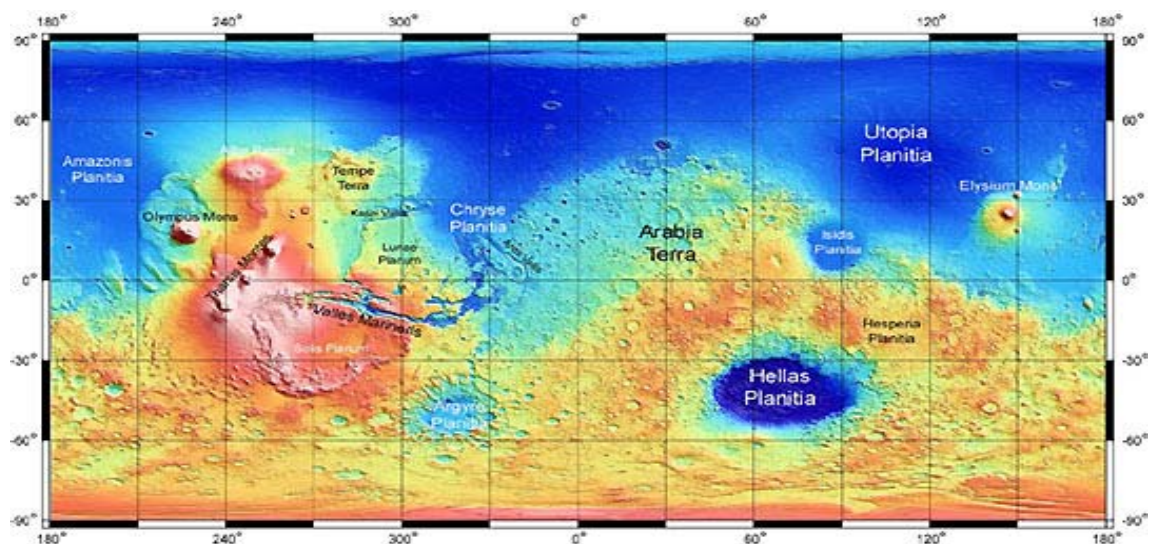
In questo capitolo verranno studiati tutti i contributi perturbativi che possono aversi per un satellite in orbita marziana. Infatti per realizzare un propagatore orbitale atto a rendere accettabili i propri risultati, bisogna tenere in conto, nei calcoli, i disturbi che vanno a modificare nel tempo le soluzioni ottenute, discostandosi da quelle relative ad orbite kepleriane classiche. Infatti la presenza di corpi centrali non perfettamente sferici ma con differenze di raggio tra equatore e poli, crea perturbazioni che modificano il moto orbitale dei satelliti. A questo disturbo legato quindi al campo gravitazionale planetario, bisogna aggiungere altri effetti, ad esempio quelli legati all'atmosfera. Anche se a quote di centinaia di km l'atmosfera si presenta rarefatta, a causa delle alte velocità in gioco, non si possono trascurare gli effetti di resistenza aerodinamica con conseguente abbassamento di quota orbitale.

Ancora, devono essere considerati i disturbi legati all'influenza di altri pianeti, delle lune e dello stesso Sole che esercitano, anche se debolmente, la loro attrazione sul satellite. Un altro disturbo da non sottovalutare, soprattutto per i pianeti interni al sistema solare è legato alla pressione di radiazione solare. In poche parole, anche se deboli, le presenze dei singoli disturbi considerate tutte insieme e per lunghi periodi, fa sì che la soluzione kepleriana non venga mai raggiunta e devono essere stimati ulteriori contributi legati a tali disturbi, per ritenere accettabile uno studio orbitale di un satellite. Si occuperà, pertanto, proprio di questi aspetti e si valuterà quali sono i disturbi che, in seguito alle simulazioni, potranno essere considerati trascurabili e quali invece bisognerà aggiungere e sovrapporre alla soluzione kepleriana. In particolare ci si occuperà di orbite marziane legate quindi alla morfologia di Marte e delle sue lune.

2.2 MARTE

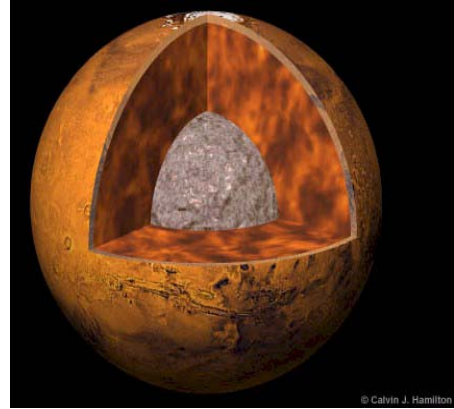
Marte è il quarto pianeta del *Sistema Solare* in ordine di distanza dal Sole. Esso è definito un pianeta “terrestre” proprio per le sue proprietà topografiche simili al nostro pianeta. Anche le sue caratteristiche orbitali molto simili alla Terra (ad esempio il periodo di rotazione intorno al proprio asse è poco più di 24 ore) rendono questo pianeta forse quello più ricco di fascino per le future esplorazioni e anche per la creazione di insediamenti umani in un futuro non troppo remoto. La sua temperatura in superficie varia tra 140°K di una notte invernale ai 300°K di un mezzogiorno estivo. La forma superficiale della crosta varia significativamente dalle regioni desertiche, alle pianure vulcaniche fino a raggiungere zone ricche di crateri. Su larga scala, la superficie è caratterizzata dalla cosiddetta *Dicotomia Marziana*; l'emisfero nord è coperto da pianure, depositi sedimentari, dove si può notare una scarsa densità di crateri.

Fig.2.1 In questa immagine si può notare la presenza di una zona “liscia” che si contrappone ad una zona altamente craterizzata rendendo evidente la *Dicotomia della superficie marziana*. Mentre nell'immagine più piccola nella pagina successiva, si dà un piccolo sguardo all'interno di Marte.



L'emisfero sud è invece caratterizzato da una alta densità di crateri a testimonianza del fatto che, in giovane età, Marte ha subito un “*bombardamento*” vero e proprio concentrato soprattutto in queste zone. Sempre nel sud del pianeta ci sono alcuni bacini

dovuti a grandi impatti, il più imponente dei quali è il bacino di *Hellas* (in basso a destra la macchia blu nella *figura 2.1*). Un'altra zona molto interessante del pianeta rosso, detta *Tharsis*, si trova invece nell'emisfero Nord. Essa è caratterizzata da tre enormi vulcani che insieme al monte più grande del sistema solare, il *Monte Olimpo* (diametro medio alla base di 500 km e altezza di circa 24 km), formano una zona che probabilmente, in un recente passato geologico, aveva un'intensa attività vulcanica.



Infatti la struttura interna di Marte è simile a quella terrestre. C'è un cuore di ferro che probabilmente è pari a metà raggio marziano, un mantello di silicati e una crosta di basalto. Altre caratteristiche generali di Marte sono la sua pressione media in superficie pari a 560 Pascal molto più bassa rispetto a quella terrestre pari a $1.0132 \cdot 10^5$ Pascal, mentre l'accelerazione gravitazionale, sempre in superficie, è poco più di un terzo di quella terrestre ($3.727 \text{ [m] [s}^{-2}\text{]}$). Si vedrà ora, nello specifico, le caratteristiche orbitali e topografiche del pianeta rosso, detto così perché il suo suolo è ricco di componenti ferrosi che esposti per milioni d'anni all'ossigeno ed al vapore acqueo della sua atmosfera, hanno reagito ossidandosi. La massiccia presenza di ferro su Marte è dovuta al fatto che, essendo più piccolo della Terra, durante le prime fasi della nascita del sistema solare, ha avuto, in termini planetari, un raffreddamento molto veloce al punto che i minerali ferrosi sono in parte rimasti mescolati alla superficie e al mantello, il contrario di quanto accaduto al nostro pianeta dove i composti metallici sono precipitati verso il nucleo attraverso le fratture del mantello spinti dalla gravità, dalle dimensioni e dalla massa.

2.2.1 PARAMETRI ORBITALI DI MARTE

Il periodo orbitale di Marte è di 687 giorni, con un periodo di rotazione di 24h e 37min, ha un'orbita leggermente ellittica con eccentricità pari a 0.0934. L'inclinazione dell'asse marziano è pari a $25.1894 \pm 0.0001^\circ$ rispetto al piano orbitale del pianeta, e il polo nord punta ad una regione intermedia tra la costellazione di Cefeo e quella del Cigno.

Si è detto che Marte impiega 687 giorni per compiere una rivoluzione completa intorno al Sole, ma l'intervallo medio di opposizione, cioè il tempo che trascorre tra due incontri ravvicinati consecutivi con la Terra, è di 780 giorni. La sua distanza dal sole al perielio è pari a 206.700.000 Km mentre quella all'afelio è di 249.100.000 Km. L'inclinazione del piano dell'eclittica è invece di 1.8504° . La velocità media orbitale è di $24.13 \text{ [Km][s}^{-1}\text{]}$.

2.2.2 IL CAMPO GRAVITAZIONALE DI MARTE

La conoscenza odierna del campo gravitazionale marziano è stata ottenuta grazie alle missioni marziane precedenti che hanno consentito di fare chiarezza su tale argomento in modo alquanto comprensibile. I parametri fondamentali geodetici (massa, raggio, e schiacciamento dei poli) sono necessari per costruire un modello della struttura interna di Marte. Prima degli anni sessanta, prima che fossero mandate delle missioni intorno a Marte, la stima della massa e del raggio di Marte erano basate solamente sull'osservazione tramite telescopi e su tecniche fotografiche. Le influenze dell'atmosfera marziana sulle misure telescopiche, causate principalmente dalla rapida rotazione del pianeta, portarono a risultati che sovrastimarono il raggio medio equatoriale a (Urey 1952, Esposito et al. 1992).

Il valore della costante planeto-centrica $\mu = 42900 \pm 70 \text{ km}^3 \text{ s}^{-2}$ di Marte, determinata nel 1978 dai movimenti orbitali di Phobos e Deimos, è stata in un secondo momento migliorata grazie all'utilizzo di due strumenti Radio Doppler durante le missioni Mariner e Viking. In particolare il più recente e accurato valore ottenuto, prevede per tale costante $GM = 42828.36 \pm 0.05 \text{ km}^3 \text{ s}^{-2}$ (Smith et al. 1993). Se viene usato poi il valore generalmente accettato per la massa totale di Marte di $6.4185 \times 10^{23} \text{ kg}$, si può ottenere anche il valore medio di densità pari a $3933.5 \pm 0.4 \text{ kg m}^{-3}$, dove l'errore è dovuto principalmente all'incertezza nel valore della costante gravitazionale G (Esposito et al. 1992). Per quanto riguarda il raggio marziano, se si considera come miglior approssimazione per la superficie marziana un ellissoide di rotazione, si ottiene come raggio all'equatore un valore pari ad $A=3396.19 \pm 0.1 \text{ Km}$, mentre il raggio polare è pari a $B = 3376.20 \pm 0.1 \text{ Km}$ per cui questo denota uno schiacciamento ai poli comunque

rilevante visto che la differenza tra i due raggi è variabile, in questo intervallo di incertezza 19.99 ± 0.2 Km.

Il campo gravitazionale marziano è stato indagato con un tracking radio Doppler a due canali dall'orbiter Mariner 9 nel 1971-1972 e poi con gli orbiter Viking tra il 1976 e il 1979. La tecnica usa l'effetto Doppler sui segnali radio trasmessi dalla Terra verso il satellite e riflessi indietro. Lo scostamento in frequenza del segnale radio ricevuto dalla sonda spaziale, relativo al segnale emesso dalla stazione di terra, è proporzionale alla componente della velocità lungo la direzione di vista o *linea di vista* (*line-of-sight LOS*) e consente il calcolo dell'accelerazione della sonda lungo la line-of-sight. Questi dati possono allora essere usati per calcolare il campo gravitazionale, ad una risoluzione determinata dalla frequenza del segnale in trasmissione della spacecraft. La topografia di Marte è stata misurata principalmente usando due differenti tecniche di rilevamento remoto tramite gli strumenti montati sulle sonde.

E' stata usata la radio occultazione della spacecraft da parte di Marte per determinarne direttamente il raggio. E' stata poi usata una serie di dati di rilevamento remoto spettrale ottenuti da spettrometri ultravioletti e da radiometri all'infrarosso, per misurare con miglior approssimazione la topografia. Ritornando ora alla rappresentazione del campo gravitazionale marziano, esso, come quello terrestre, è approssimabile tramite una serie di armoniche sferiche i cui coefficienti $C_{n,m}$ e $S_{n,m}$ sono stati ricavati fino a ordine e grado 80 (si ricorda che gli indici n ed m rappresentano rispettivamente grado ed ordine). La rappresentazione con armoniche sferiche della parte delle lunghezze d'onda alte del potenziale gravitazionale marziano all'esterno del pianeta, è data dalla sovrapposizione di un potenziale gravitazionale Φ_g e da uno rotazionale Φ_{rot} secondo la seguente relazione:

$$\phi^0(r, \lambda, \varphi) = \phi_g + \phi_{rot} \quad (2.1)$$



$$\begin{aligned} \phi^0(r, \lambda, \varphi) = & -\frac{GM_p}{r} \left[1 - \sum_{n=2}^{\infty} \left(\frac{a}{r} \right)^n J_n P_n(\sin \varphi) + \sum_{n=2}^{\infty} \sum_{m=1}^n \left(\frac{a}{r} \right)^n (C_{nm} \cos m\lambda + S_{nm} \sin m\lambda) P_n^m(\sin \varphi) - \right. \\ & \left. + \frac{1}{3} \frac{\omega^2 r^3}{GM_p} (1 - P_2(\sin \varphi)) \right] \end{aligned} \quad (2.2)$$

dove GM è la costante planeto-centrica e $\omega=2\pi/\tau_{rot}$ è la velocità rotazionale; (r,λ,φ) rappresentano rispettivamente la distanza radiale, la latitudine e la longitudine mentre P_n e P_n^m sono i polinomi zonali e i polinomi di Legendre associati, di grado n e di ordine m . Quindi i contributi zonali al potenziale gravitazionale sono rappresentati da momenti di multipolo $J_n=-C_{n,0}$, mentre i coefficienti armonici C_{nm} ed S_{nm} rappresentano i contributi settoriali ($n=m$) e tesserali ($n\neq m$) al potenziale, causati dalle deviazioni dalla distribuzione di massa rotazionalmente simmetrica.

Per chiarire meglio questi concetti, essi saranno applicati ad un esempio concreto quale il campo gravitazionale terrestre, che, in quanto tale, è stato ampiamente studiato. Il campo gravitazionale misurato al di fuori delle sue sorgenti, per esempio sulla superficie terrestre, è un campo armonico, perché derivabile da un potenziale che soddisfa l'equazione di Laplace (per questo motivo si parla di potenziale *Laplaciano*). L'equazione di Laplace afferma semplicemente che è nulla la somma delle derivate seconde del potenziale lungo le coordinate spaziali. In parole semplici, questa equazione impone che il campo gravitazionale sia abbastanza regolare nello spazio al di fuori delle sorgenti ed esprimibile con funzioni (le armoniche sferiche) praticamente lisce, *armoniose*. Da qui la definizione di *funzioni armoniche*; che siano dette anche *sferiche* è chiaro per la loro applicabilità sulla sfera.

Da quanto detto, il campo gravitazionale deriva perciò da un potenziale *liscio*, per cui anche le componenti X, Y, Z del campo gravitazionale (le derivate spaziali del potenziale) possiedono caratteristiche spaziali necessariamente regolari, almeno su grandi scale. Supponendo valida la linearità del sistema in esame, il potenziale gravitazionale viene definito come la somma di tante armoniche sferiche, ognuna contraddistinta da due parametri interi, l'ordine m e il grado n . Mentre l'ordine m rappresenta il numero *preciso* di lunghezze d'onda dell'armonica sferica in longitudine, il grado n è il numero *massimo* di lunghezze d'onda sull'intera superficie sferica. Ciascuna armonica sferica si sviluppa su tutta la superficie terrestre, e risulta essere il prodotto tra una funzione di Fourier in longitudine (da 0 a 360°) ed una funzione (associata) di Legendre in colatitudine (da 0 a 180°), anche quest'ultima caratterizzata da una coppia di n, m .

Lo sviluppo in armoniche sferiche del potenziale gravitazionale permette una decomposizione spettrale sia del potenziale stesso che del campo gravitazionale totale e di alcune sue componenti, come la componente verticale (De Santis, Falcone e Lowes, 1995).

La somma di armoniche sferiche di grado n caratterizza il contributo di densità di energia gravitazionale. Riportando in forma di spettro spaziale tali contributi si nota come i primi 10-12 punti si possono disporre secondo una legge esponenziale in n (Lowes, 1974) o secondo una legge di potenza (De Santis e Barraclough, 1996, 1997), in cui comunque il termine più significativo è senza dubbio quello dipolare ($n=1$), rappresentando la maggior parte del contributo energetico totale.

L'una o l'altra legge interpretativa comporterebbe implicazioni diverse sulle proprietà dinamiche dei moti fluidi all'interno del nucleo esterno. Assumendo però che Marte è in uno stato idrostatico (cioè il valore idrostatico $J^h_2 \approx J_2$), si può dire che il valore idrostatico dello schiacciamento gravitazionale J^h_2 è dato approssimativamente dallo schiacciamento osservato J_2 . Una stima più realistica del valore idrostatico del momento di quadripolo pari a $J^h_2 = -C^h_{2,0}$, che tiene in conto gli effetti gravitazionali dovuti alla zona di Tharsis, richiede una riduzione del termine di J_2 osservato, dovuto a contributi non idrostatici in accordo alla seguente relazione:

$$J^h_2 = J_2 - 2 \left(\frac{2 - \mathcal{J}}{\mathcal{J}} \right) J_{2,2} \quad (2.3)$$

con il termine ellittico $J_{2,2}$ dato dalla seguente:

$$J_{2,2} = (C_{2,2} + S_{2,2})^{1/2} \quad (2.4)$$

mentre il parametro:

$$\mathcal{J} = \frac{\delta B - \delta A}{\delta C - \delta A} \quad (2.5)$$

misura la triassialità dell'ellissoide non idrostatico ($\delta A + \delta B + \delta C = I$) sovrapposto ai principali momenti equatoriali di inerzia A e B e al momento polare di inerzia C (Esposito et al. 1992). L'assunzione di una distribuzione asimmetrica di carichi topografici della zona Tharsis (Reasenber 1977, Kaula 1979) basata sulla rappresentazione con armoniche sferiche del potenziale gravitazionale portano ad una approssimazione in cui si può assumere il valore di $\mathcal{J}$ unitario. In questo caso l'espressione del momento di quadripolo si riduce alla seguente:

$$J^h_2 = J_2 - 2J_{2,2} \quad (2.6)$$

dove le incertezze sono solo dovute alle deviazioni legate all'assunzione di simmetria assiale per quanto riguarda la zona di Tharsis. Per questo motivo è stato scelto un valore normalizzato per $J_2 = 1960.454 \times 10^{-6}$ nell'implementazione del codice. Inoltre come riferito nell'almanacco astronomico si può considerare il valore di J_2 molto più grande rispetto al valore di J_3 . Infatti tale valore pari a $J_3 = 36 \times 10^{-6}$, è, in tale contesto, trascurabile e per tanto non si commettono errori nella sua eliminazione dai calcoli realizzati.

2.2.3 L'ATMOSFERA DI MARTE

Le misure fatte dai lander Viking hanno stabilito che la esatta composizione dell'atmosfera marziana è la seguente: 95.3% di anidride carbonica, 2.7% di azoto, 1.6% di argon con tracce di ossigeno (0.15%) e vapore acqueo (0.03%). La pressione media in superficie è solo circa 7 millibars (meno dell'1% di quella terrestre), sebbene essa vari con la quota da circa 9 millibars nei bacini più profondi a circa un millibar sulla cima del Monte Olimpo. Tale pressione dipende anche da cicli stagionali dovuti alla condensazione e alla sublimazione di biossido di carbonio (CO_2) ai poli. La condensazione ottenuta al polo sud, domina il ciclo delle pressioni; il suo inverno infatti è più lungo e freddo di quello del polo nord, per cui esso incorpora corrispondentemente un maggior volume di CO_2 durante l'inverno.

Le condizioni stagionali ai poli insieme alla temperatura superficiale controllano anche la quantità di vapore acqueo nell'atmosfera. Tale variazione di densità della CO₂ tra atmosfera e condensazione ai poli gioca un ruolo fondamentale nel sistema climatico ed è in particolare, forse, la principale causa delle tempeste di sabbia spettacolari osservate negli anni passati. Altre tempeste locali con velocità di circa 25 ms⁻¹ sono, invece, risultati della topografia e delle variazioni di albedo (parte di radiazione solare riflessa). L'atmosfera marziana comunque è abbastanza spessa da sopportare tali tempeste di polvere che ricoprono ampie zone della superficie anche per intervalli di tempo lunghi (alcuni mesi). Le condizioni di pressione e temperatura superficiale non consentono la presenza di acqua sotto forma liquida. Ove invece si raggiungono temperature superiori il punto di congelamento, le condizioni sono tali che il ghiaccio si trasforma direttamente in vapore acqueo.

Dopo questa breve panoramica sull'atmosfera, il parametro fondamentale da tenere a mente, e che serve a valutare gli effetti reali di perturbazione, è la densità dell'atmosfera marziana. Essa è stata ottenuta grazie a manovre di aerobraking ed utilizzando la seguente relazione in modo inverso:

$$\bar{a}_d = -\hat{v} \frac{1}{2} \rho v^2 c_d \frac{A}{m} \quad (2.7)$$

Infatti utilizzando un accelerometro, come ad esempio fatto sulla missione Mars Global Surveyor, allineato il più possibile con il vettore velocità della spacecraft ($\mathbf{v}$), che misura la accelerazione dovuta alla resistenza aerodinamica (a) e conoscendo la massa della spacecraft (m), l'area frontale della spacecraft (A), cioè quella perpendicolare al vettore velocità, e il coefficiente di resistenza aerodinamica (c_d) si è ricavato il valore di ρ pari ad 1% di quello terrestre.

Questo valore, così basso, addizionato al fatto che si è interessati a particolari orbite che hanno una minima quota al periasse di 200 km (ad esempio per il caso in esame di Mars Reconnaissance Orbiter abbiamo una quota stimata al periasse allo stato attuale di 200 Km e un quota di 400 km all'apoasse) ha fatto sì che si scegliesse di non considerare tali effetti nel propagatore orbitale, considerandoli trascurabili rispetto al contributo di non

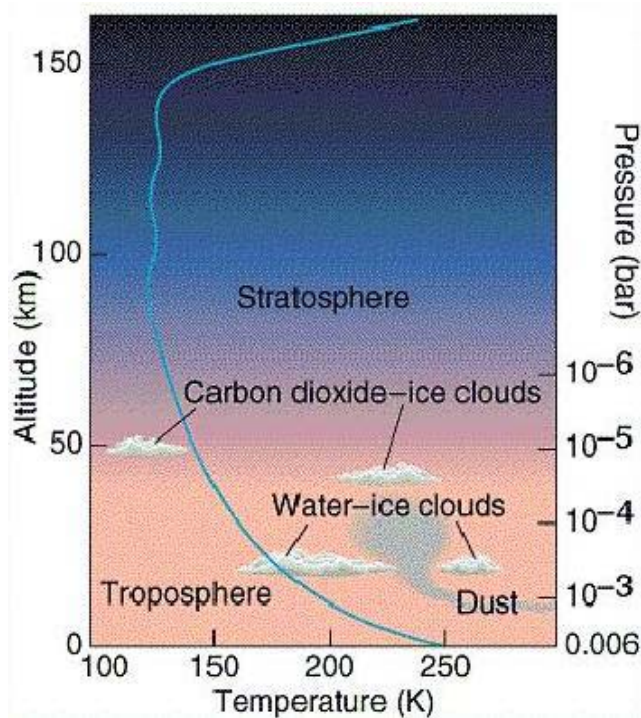


Fig.2.2 Andamento con la quota della temperatura e della pressione atmosferica su Marte

sfericità di Marte. Come viene mostrato in figura, con l'aumentare della quota la pressione diminuisce, mentre la temperatura decresce fino a quote intorno a 80 Km (che delimitano la *Troposfera*), mantenendosi poi costante e pari a circa 120 °K fino a quote di circa 150 Km, nella zona dell'atmosfera detta *Stratosfera*, per poi aumentare di nuovo nella zona dell'atmosfera detta *Termosfera*.

La Termosfera è quella porzione di atmosfera dove la temperatura media aumenta da un valore minimo di 120 °K alla quota di circa 120 Km a un massimo valore tra i 200 e i 350 °K

oltre i 150 Km. I parametri fisici di tale zona sono molto variabili, a causa di effetti dovuti ai cicli diurni e stagionali del flusso solare incidente su Marte e anche dalla capacità dell'energia termica di diffondersi dagli strati più bassi a quelli più esterni. Ma anche nel periodo di massima attività le variazioni sul valore della densità sono basse e pertanto essa può essere ritenuta approssimativamente costante e i suoi effetti di aerobraking trascurabili.

2.2.4 IL CAMPO MAGNETICO DI MARTE

Per completezza si riporta in questo paragrafo anche alcune caratteristiche relative al campo magnetico di Marte. Infatti anche se esso non dà contributi perturbativi alla soluzione kepleriana, è stato studiato in modo da avere una panoramica completa sulla morfologia di Marte. I dati relativi al campo magnetico nelle vicinanze di Marte sono stati acquisiti da molte missioni spaziali. L'inclinazione del campo è di 53° rispetto alla linea che congiunge Marte con il Sole. In generale, il campo magnetico vicino a Marte può

essere descritto in termini di un potenziale magnetico Φ_B che è espresso in armoniche sferiche dalla seguente relazione:

$$\Phi_B(r, \lambda, \varphi) = a \sum_{n=1}^{\infty} \left\{ \left(\frac{a}{r} \right)^{n+1} T_n^i + \left(\frac{r}{a} \right)^n T_n^e \right\} \quad (2.8)$$

con:

$$T_n^i = \sum_{m=1}^n (g_{n,m} \cos m\lambda + h_{n,m} \sin m\lambda) P_n^m(\sin \varphi) \quad (2.9)$$

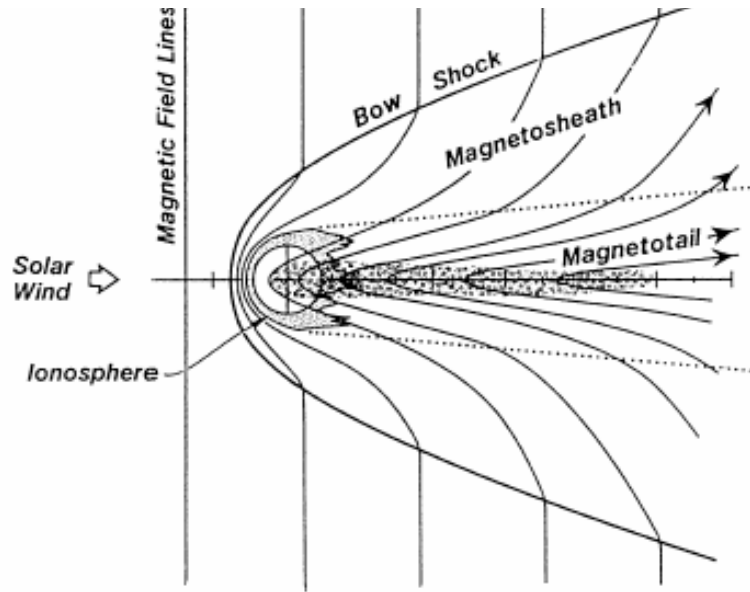
e:

$$T_n^e = \sum_{m=1}^n (G_{n,m} \cos m\lambda + H_{n,m} \sin m\lambda) P_n^m(\sin \varphi) \quad (2.10)$$

Il primo termine nelle parentesi graffe della prima equazione, è una serie di potenze inverse del raggio r normalizzato al raggio equatoriale, e rappresenta il potenziale del campo magnetico generato internamente.

Il secondo termine rappresenta invece, i contributi dovuti a fonti esterne, come il campo magnetico interplanetario, mentre $(g_{n,m}, h_{n,m})$ e $(G_{n,m}, H_{n,m})$ sono i coefficienti gaussiani rispettivamente interni ed esterni i quali sono analoghi ai coefficienti armonici zonali, settoriali e tesserali del campo gravitazionale come precedentemente mostrato.

Fig.2.3 Interazione del vento solare e del campo magnetico interplanetario con la ionosfera marziana



I dati ottenuti mostrano un arco rappresentante un'onda d'urto e una magnetosheath, indicando che Marte pone un ostacolo al vento solare che è poco più grande delle dimensioni del pianeta stesso. La formazione di una shock-wave ad arco iperbolico dal lato del pianeta rivolto al Sole è causata dalla decelerazione del flusso di plasma solare da velocità supersoniche (circa 400 Km s^{-1}) a valori subsonici. Nella zona che segue l'arco, rappresentata da un regime di flusso turbolento indicato, come detto prima, dalla magnetosheath, il campo magnetico interplanetario interagisce con la ionosfera marziana con alternative compressioni ed espansioni delle linee del campo magnetico. I dati relativi all'arco rappresentativo dell'onda d'urto sono generalmente usati sotto forma di curva a sezione conica con:

$$R = \frac{R_T}{1 + e_{bs} \cos \theta} \quad (2.11)$$

dove R è la distanza radiale dell'arco dal centro di Marte, R_T è il raggio dell'arco al terminatore (la linea limite tra giorno e notte) e_{bs} è l'eccentricità della sezione conica, e θ è l'angolo di zenit solare, cioè l'angolo tra la linea Marte-Sole e il punto di interesse. La forma e la dimensione dell'arco rappresentativo dell'onda d'urto varia al variare dell'intensità del vento solare, ma è stato trovato che l'ampiezza di tale arco (dal lato del Sole) è solo 1,5 raggi marziani. Questa distanza può essere comparata con quella relativa alla Terra pari a 13 raggi terrestri e a quella di Venere pari a 1,2 raggi venusiani.

Questi risultati suggeriscono che se Marte ha un campo magnetico intrinseco, esso dovrebbe essere molto debole. Infatti, grazie ai dati raccolti da alcune missioni, si è ricavato mediante la seguente relazione:

$$M_B = a^3 \sqrt{g_{10}^2 + g_{11}^2 + h_{11}^2} \quad (2.12)$$

che il valore del momento magnetico marziano è minore di $1.5 \times 10^{12} \text{ T m}^3$ (Luhmann et al. 1992, Russell 1993). Se si confronta con il valore del momento magnetico terrestre di $7 \times 10^{15} \text{ T m}^3$, si ha un'idea della sua intensità reale.

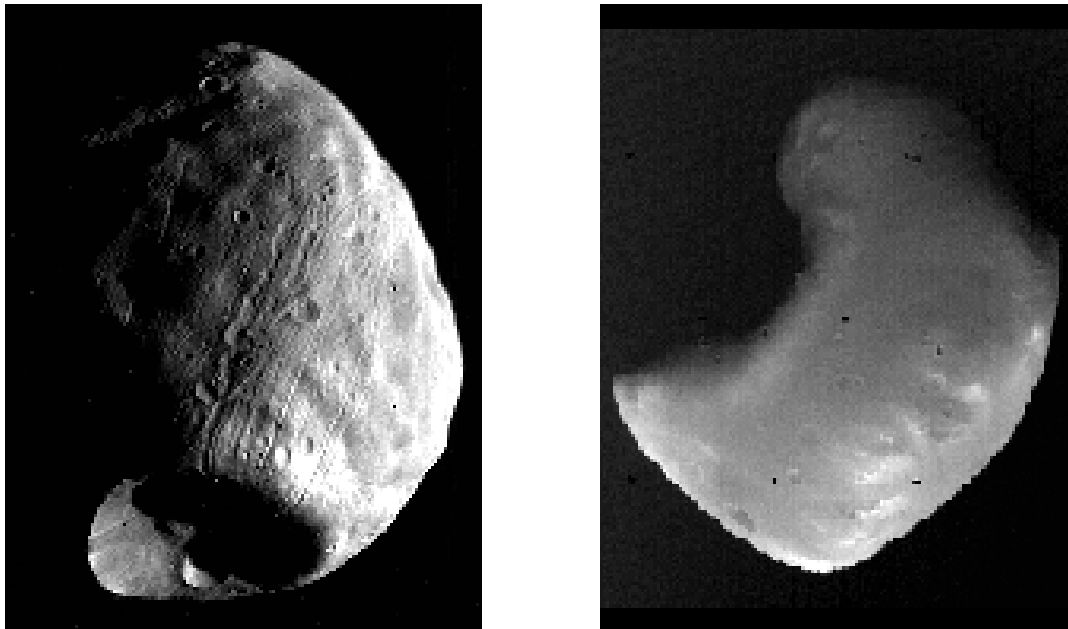


Fig.2.4 I due satelliti di Marte. Sulla sinistra Phobos e sulla destra Deimos. Si può notare come sulla superficie di Phobos esista un cratere (in basso nella foto) di dimensioni confrontabili con l'asteroide.

2.2.5 I SATELLITI DI MARTE

Le due lune di Marte sono corpi con forma irregolare con un profilo che fa supporre ad un processo di impatti che ne hanno modificato nel tempo la superficie. I crateri più grandi possono essere addirittura paragonati alle dimensioni stesse dei satelliti. La migliore approssimazione per la loro superficie la si ottiene con un ellissoide triassiale con l'asse principale che punta più o meno nella direzione di Marte e asse di spin perpendicolare al loro piano orbitale. La più grande delle due è Phobos con dimensioni pari a $13.3 \times 11.1 \times 9.3 \pm 0.3$ km (con approssimazione ellissoidale), mentre per Deimos utilizzando la stessa approssimazione, si ottengono le seguenti dimensioni $7.5 \times 6.2 \times 5.4 \pm 0.5$ km. Le variazioni delle elevazioni topografiche rispetto all'ellissoide sono dell'ordine di 1 km (Thomas et al. 1986, Batson et al. 1992). La massa di Phobos è stimata essere $1.08 \pm 0.01 \times 10^{16}$ Kg mentre il suo volume è 5530 ± 300 Km³, dai cui valori si può ottenere la densità che è pari a 1950 ± 100 Kg m⁻³. Questo valore della densità fa supporre che l'interno del satellite includa anche ghiaccio o che l'interno sia poroso e non consolidato (Avanesov et al. 1989, Burns 1992).

Passando poi ad uno studio generico dei loro parametri orbitali, si può dire che l'evoluzione orbitale dipende dalla velocità di dissipazione dell'energia di marea sia per quanto riguarda il pianeta Marte sia per quanto riguarda i satelliti stessi. Comunque, essendo di dimensioni molto piccole, sia Phobos che Deimos hanno variazioni secolari dei propri parametri orbitali. Si ricorda per chiarezza, che un'orbita sincrona con la velocità rotazionale di Marte ha un semiasse maggiore pari a $a = 6.02 R_p$ dove R_p è il raggio della superficie marziana, in modo da capire quali sono le evoluzioni orbitali dei due satelliti.

L'orbita quasi circolare di Deimos ($a = 6.9R_p$, $e=0.0002$) giace vicino, ma oltre la posizione sincrona e per questo si espanderà con il tempo e la sua eccentricità si accrescerà sempre più. A causa però della sua distanza maggiore e della dimensione minore, la decelerazione secolare di Deimos è minore del 1% dell'accelerazione di Phobos, cosicché l'orbita quasi circolare rimane vicino alla posizione sincrona (Burns 1986, Burns 1992). L'orbita di Phobos invece, ha un semiasse maggiore $a = 2.76 R_p$ ed una eccentricità pari ad $e = 0.0152$ e giace ampiamente all'interno dell'orbita sincrona. Un osservatore sulla superficie di Marte, vedrebbe Phobos, sorgere alcune volte per ogni giorno ad ovest e

muoversi poi rapidamente da ovest ad est, mentre Deimos muoversi lentamente da est ad ovest attraverso il cielo marziano. Le dissipazioni dovute alle maree, causano una perdita dell'energia orbitale dei satelliti ed un incremento della energia rotazionale di Marte. In accordo con i calcoli sviluppati, l'orbita di Phobos si rimpicciolirà mentre l'eccentricità si incrementerà sempre più. Combinando opportunamente la terza legge di Keplero si ottiene:

$$\frac{\dot{a}_i}{a_i} = -\frac{2}{3} \frac{\dot{n}_i}{n_i} \quad (2.13)$$

dove a_i e n_i sono il semiasse maggiore e il moto medio dei satelliti. Questa equazione dice che esiste un decremento stazionario della quota orbitale che porterà il satellite ad un impatto distruttivo con la superficie di Marte entro i prossimi 40 milioni di anni. Per quanto riguarda poi la loro composizione superficiale si può dire che dalle caratteristiche spettrali dell'emissione di entrambi i satelliti in termini di albedo e dei loro colori, essi siano di tipo asteroidale piuttosto che terrestre. Questi valori sono simili a quelli degli asteroidi Troiani di Giove e degli asteroidi di tipo-C (carbonacei) come Ceres che popolano la zona più esterna della fascia degli asteroidi ad una distanza dal Sole tra le 2.8 AU e le 3.3 AU (Unità Astronomica = distanza media Terra-Sole, cioè $149.5 \cdot 10^6$ km). Le velocità di fuga, di alcuni [m] $[s^{-1}]$ sulla superficie di Phobos e Deimos, dipendono strettamente dalla specifica posizione e direzione.

Le superfici di Phobos e Deimos differiscono l'una dall'altra per il fatto che Phobos è altamente craterizzata e presenta depressioni lineari mentre Deimos è coperta da ridotti crateri riempiti da circa 20 m di detriti e suddivisa da rilievi in tre regioni (Thomas et al. 1986,1992). La superficie di Phobos è dominata invece da lunghi rilievi (ad esempio il *Kepler Dorsum*), molti dei quali sono paralleli tra loro. La presenza di lunghi tratti lineari indica che in superficie la gravità è non sufficientemente grande per indurre distensioni della topografia su una scala di tempo geologicamente ampia. La densità massima dei crateri è comparabile alle regioni montagnose lunari ed è vicina al limite di saturazione, cioè il numero di nuovi crateri bilancia il numero di crateri più vecchi distrutti, della stessa dimensione.

2.2.6 PERTURBAZIONI DOVUTE AD ALTRI CORPI CELESTI SU SATELLITI IN ORBITA MARZIANA

Gli effetti gravitazionali degli altri corpi celesti, in particolare per il caso marziano, del Sole e di Giove, potrebbero presentare perturbazioni da tenere in conto per ottenere risultati adeguati e il più vicino alla realtà. In generale bisogna assumere un “sistema” di n -corpi ($m_1, m_2, \dots, m_n$) di cui uno è il corpo in esame (che sarà chiamato i -esimo corpo di massa m_i). Il vettore somma di tutte le forze esterne (sia gravitazionali che non) sarà usato per ricavare l'equazione del moto. Per determinare le forze gravitazionali si applicherà la legge di Newton sulla gravitazione universale. Tale legge dice che *due corpi si attraggono con una forza proporzionale al prodotto delle loro masse ed inversamente proporzionale al quadrato della loro distanza e che è diretta secondo la congiungente i centri dei due corpi*. La notazione vettoriale di tale legge è la seguente:

$$\vec{F}_g = -\frac{GMm}{r^2} \frac{\vec{r}}{r} \quad (2.14)$$

dove $\vec{F}_g$ è la forza sulla massa m dovuta alla massa M mentre $\vec{r}$ è il vettore da M a m . G , invece rappresenta la costante di gravitazione universale, il cui valore è $6.67 \cdot 10^{-11} \text{ N m}^2/\text{kgm}^2$.

Ritornando ora al problema degli n corpi il primo passo da compiere è quello della scelta di un sistema di riferimento in cui poter esprimere il moto. In tale riferimento quindi conosciuto, le posizioni delle n masse saranno dunque note come $\vec{r}_1, \vec{r}_2, \dots, \vec{r}_n$. Applicando la legge di Newton, la forza $\vec{F}_{gn}$ esercitata su m_i da m_n è :

$$\vec{F}_{gn} = -\frac{Gm_i m_n}{r_{ni}^3} \vec{r}_{ni} \quad (2.15)$$

dove $\vec{r}_{ni} = \vec{r}_i - \vec{r}_n$.

Dopo alcuni passaggi si ottiene la seguente:

$$\vec{F}_g = -Gm_i \sum_{\substack{j=1 \\ j \neq i}}^n \frac{m_j}{r_{ij}^3} \vec{r}_{ij} \quad (2.16)$$

che rappresenta il vettore somma di tutte le forze gravitazionali che agiscono sull'i-esimo corpo. In questo caso non si andranno a considerare le altre forze, ma ci si soffermerà solo sul considerare le forze gravitazionali. Applicando allora a questo punto la seconda legge di Newton (*la variazione della quantità di moto è proporzionale alla forza impressa ed ha la stessa direzione di tale forza*) si ottiene:

$$m_i \frac{dv_i}{dt} + v_i \frac{dm_i}{dt} = F_g \quad (2.17)$$

Considerando nulla la variazione di massa nel tempo (cosa generalmente non vera vista la tipologia di propulsione più utilizzata oggi, con espulsione di massa e quindi variazione di quest'ultima) il secondo termine è zero. Uguagliando l'espressione di sopra con questa espressione, $\vec{F} = m\vec{a}$, si ottiene:

$$\ddot{\vec{r}} = -G \sum_{\substack{j=1 \\ j \neq i}}^n \frac{m_j}{r_{ij}^3} \vec{r}_{ij} \quad (2.18)$$

Considerando il caso $i=1$ e $i=2$ e ricordando che $\vec{r}_{12} = \vec{r}_2 - \vec{r}_1$ cosicché si abbia $\ddot{\vec{r}}_{12} = \ddot{\vec{r}}_2 - \ddot{\vec{r}}_1$ si ottiene dopo alcuni passaggi la seguente relazione:

$$\ddot{\vec{r}}_{12} = -\frac{G(m_1 + m_2)}{r_{12}^3}(\vec{r}_{12}) - \sum_{j=3}^n Gm_j \left(\frac{\vec{r}_{j2}}{r_{j2}^3} - \frac{\vec{r}_{j1}}{r_{j1}^3} \right) \quad (2.19)$$

in cui il terzo termine rappresenta l'accelerazione dovuta ad altri corpi sui corpi m_1 e m_2 .

Considerando, per il caso allo studio, m_1 la massa di Marte ed m_2 la massa del satellite in esame, il terzo termine può essere eliminato essendo praticamente trascurabile la differenza tra le accelerazioni che il corpo j -esimo esplica sui corpi 1 e 2. A questo punto la relazione si semplifica nella seguente:

$$\ddot{\vec{r}}_{12} = -\frac{G(m_1 + m_2)}{r_{12}^3}(\vec{r}_{12}) \quad (2.20)$$

Notando poi che, il rapporto della accelerazione tra corpo centrale ed effetti perturbativi dovuti alla non sfericità, e tra corpo centrale ed effetti perturbativi degli altri corpi celesti (in particolare quello più significativo dovuto al Sole) sono paragonabili a quelli di un satellite in orbita terrestre a quote di 400 km, e avendo presente che essi in questo caso vengono trascurati rispetto agli effetti di oblateness, verranno, nel caso in esame, trascurati senza per questo perdere di generalità.

2.2.7 TABELLA RIASSUNTIVA DEI PARAMETRI ORBITALI E TOPOGRAFICI MARZIANI

Viene riportata di seguito una tabella che riassume tutti i parametri di Marte, sia essi orbitali che topografici, in modo tale da tenere ben visibili tali caratteristiche.

Parametri orbitali	Valore
Semi asse maggiore AU	1.52366
Eccentricità e	0.0934
Inclinazione dell'orbita marziana rispetto al piano dell'eclittica i , (gradi)	1.8504
Moto medio giornaliero n_{orb} , (gradi * giorni ⁻¹)	0.52405
Velocità media orbitale v_{orb} , (km * s ⁻¹)	24.13
Periodo di rivoluzione τ_{rev} , (s)	5.92314×10^7
Periodo di rotazione τ_{rot} , (s)	8.86427×10^4
Inclinazione asse marziano ψ , (gradi)	25.2
Parametri topografici	
Costante planetocentrica $\mu = GM_p$, (m ³ *s ⁻¹)	4.28283×10^{13}
Massa globale M_p , (Kg)	6.41850×10^{23}
Raggio medio superficiale r_p , (Km)	3389.92
Densità media ρ , (Kg m ⁻³)	3933.5 ± 0.4
Gravità superficiale g_p , (m s ⁻²)	3.727
Velocità media di fuga v_{esc} , (m s ⁻¹)	5.027
Momento polare adimensionale del fattore di inerzia $C/(M_p * r_p^2)$	0.366 ± 0.0017
Effetti di non sfericità J_2	1960.454×10^{-6}
Sfasamento tra il centro di massa e il centro della figura d , (km)	2.5 ± 0.07

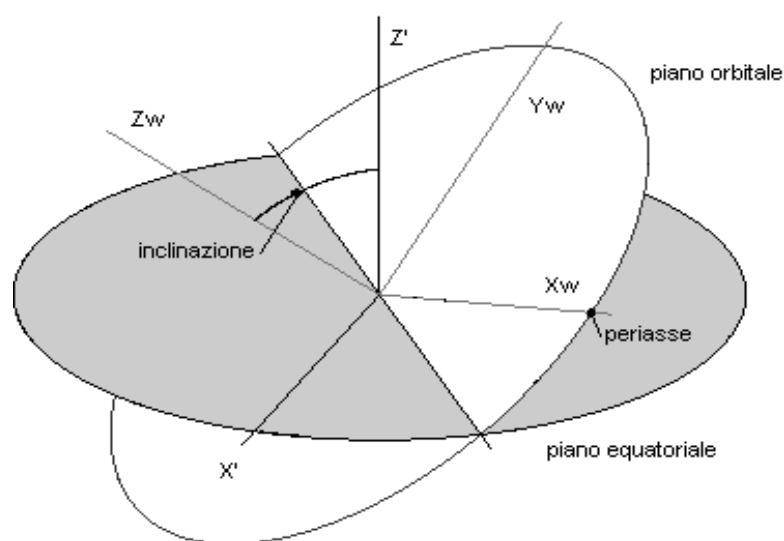
Momento di dipolo magnetico M_B , (T * m ³)	$< 8 \times 10^{11}$
Fattore medio stimato di dissipazione Q_p	50-150
Pressione superficiale p_p , (Pa)	560
Temperatura superficiale T_p , (°K)	210

2.3 SISTEMI DI RIFERIMENTO

Uno dei passi fondamentali che bisogna fare è quello riguardante la definizione di sistemi di riferimento su Marte che consentano di poter rappresentare in modo ottimale e senza ambiguità i risultati ottenuti. Si andranno a definire tre sistemi di riferimento spaziali, (sistema di riferimento perifocale, sistema di riferimento inerziale, sistema di riferimento planetocentrico) ed uno temporale.

2.3.1 SISTEMA DI RIFERIMENTO PERIFOCALE

Fig.2.5 In questa figura viene rappresentato un riferimento perifocale ottenuto a partire dalla posizione del periasse e dalla orientazione del piano orbitale. In più è stato riportato anche un sistema di riferimento X' , Y' , Z' che rappresenta un sistema planetocentrico inerziale.



Questo riferimento è uno dei sistemi più utili per definire il moto del satellite. In questo riferimento il piano fondamentale (piano XY) è il piano dell'orbita del satellite. Gli assi di tale riferimento vengono indicati con la seguente nomenclatura $x_\omega, y_\omega, z_\omega$. L'asse x_ω punta verso il periasse, mentre l'asse y_ω è ruotato di 90° nella direzione del moto orbitale del satellite e giace anch'esso nel piano orbitale. Infine l'asse z_ω è diretto lungo il vettore h (vettore quantità di moto) ed è tale da formare una terna levogira come si può vedere dalla *figura 2.5*.

2.3.2 SISTEMA DI RIFERIMENTO INERZIALE

Questo sistema di riferimento è descritto nella *figura 2.6*. Il riferimento indicato dagli assi di color blu rappresenta il sistema di riferimento inerziale terrestre.

Gli angoli α e δ (*ascensione retta e declinazione*) che invece danno l'orientazione dell'asse di rotazione di Marte, sono ricavati dalle seguenti espressioni:

$$\begin{aligned}\alpha &= 317.68143^\circ - (0.1061^\circ / \text{SECOLO}) * T \\ \delta &= 52.88650^\circ - (0.0609^\circ / \text{SECOLO}) * T\end{aligned}\quad (2.21)$$

dove T è il numero di secoli giuliani (*vedi paragrafo 2.3.4*) dalla *epoca standard J2000.0*. L'incertezza in questi valori fu stimata da Folkner che ottenne per l'offset su α un valore di 0.0001° e per la variazione secolare un valore di $0.0007^\circ/\text{secolo}$, mentre per l'offset su δ ottenne 0.00003° e per la sua variazione secolare un valore pari a $0.0004^\circ/\text{secolo}$. In particolare gli effetti di precessione degli equinozi, dovuti alla non sfericità della figura di Marte, sono tenuti in conto proprio dai secondi termini al secondo membro che infatti, considerano variazioni dell'asse di rotazione con velocità molto basse come appunto quelle dovute alla precessione.

Quindi a partire dalla conoscenza dei secoli passati dalla *epoca J2000.0* e tramite la relazione su indicata si è in grado di individuare, nel sistema di riferimento inerziale planetocentrico, quale è la posizione dell'asse di spin di Marte.

Ora partendo proprio dalla conoscenza dell'asse di rotazione di Marte si vedrà come è definito tale riferimento. L'asse di rotazione sarà proprio l'asse Z, mentre l'asse X è definito invece dall'intersezione tra l'equatore marziano e l'equatore celeste (coincidente con l'equatore terrestre). L'asse Y, infine, è orientato in modo tale da poter ottenere una terna levogira. Si ricorda poi che la posizione dell'equinozio di primavera e la giacitura dell'equatore terrestre, sono anche esse riferite all'epoca standard J2000.

Quest'ultima considerazione consente di non tenere in conto problemi riguardanti invece la precessione terrestre degli equinozi. Infatti fissando una data si svincola da tali effetti a patto di andare ad aggiornare la posizione di tali parametri dopo un certo numero di anni e fissarne di nuovi per la nuova data considerata.

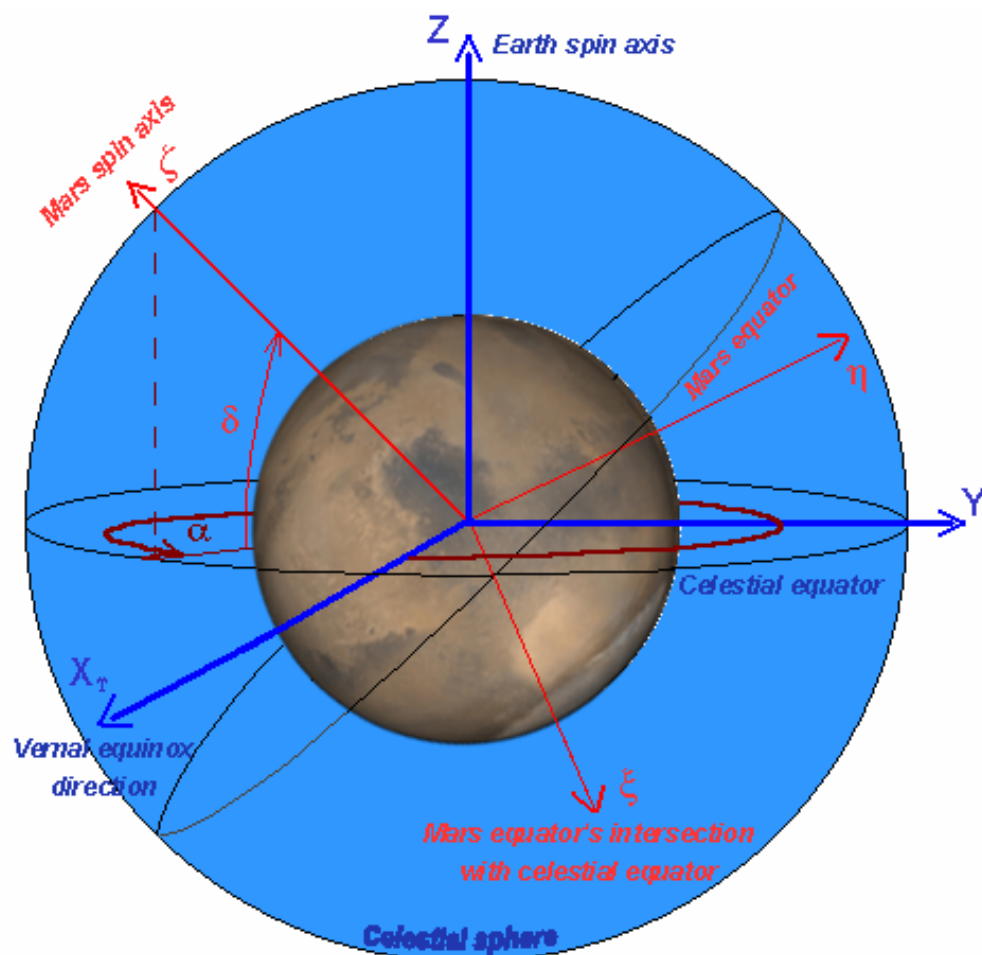


Fig.2.6 In questa immagine viene rappresentato il riferimento inerziale. Si fa notare anche che la posizione dell'equinozio di primavera e del piano equatoriale sono riferiti all'epoca standard J2000.0.

2.3.3 SISTEMA DI RIFERIMENTO PLANETOCENTRICO

Questo sistema di coordinate è ottenuto individuando un punto di riferimento sulla superficie di Marte. Tale elemento topografico è il cosiddetto cratere *Airy-0* che viene riferito anch'esso all'epoca standard J2000.0. *Airy-0* è un cratere marziano che è stato scelto per definire il primo meridiano. Se la posizione di *Airy-0* è conosciuta all'epoca J2000.0, con la seguente espressione :

$$W = W_0 + W_{\dot{}} * d \quad (2.22)$$

è possibile sapere in ogni istante la posizione del primo meridiano. Infatti in questa espressione $W_{\dot{}}$ è la velocità di rotazione di Marte, che è assunta essere $W_{\dot{}}=350.89198226^\circ/\text{giorno}$ (giorno solare medio riferito alla rotazione terrestre) con una incertezza, sempre data da Folkner, pari a $0.00000008^\circ/\text{giorno}$.

Il problema vero però è la stima della posizione di *Airy-0* all'epoca standard J2000.0 (che è stata indicata nella precedente equazione con W_0). Infatti nel passato sono stati trovati due valori per questo parametro, uno ottenuto da MOLA (Mars Orbiter Laser Altimeter) attraverso alcune analisi ($W_0=176.634^\circ$) e uno ottenuto comparando un modello di immagine digitale sempre di MOLA, con un mosaico di immagini ad alta risoluzione scattate da Viking Orbiter in prossimità di *Airy-0*. Il valore ottenuto da questa analisi ha dato invece come risultato $W_0=176.627^\circ$. Infine si è scelto di usare un valore medio tra i due ottenuti, per cui $W_0=176.630^\circ$. Sempre nell'espressione sopra indicata, non si deve dimenticare che il parametro d rappresenta il numero di giorni trascorsi dall'epoca standard J2000.0 fino alla data indicata da t .

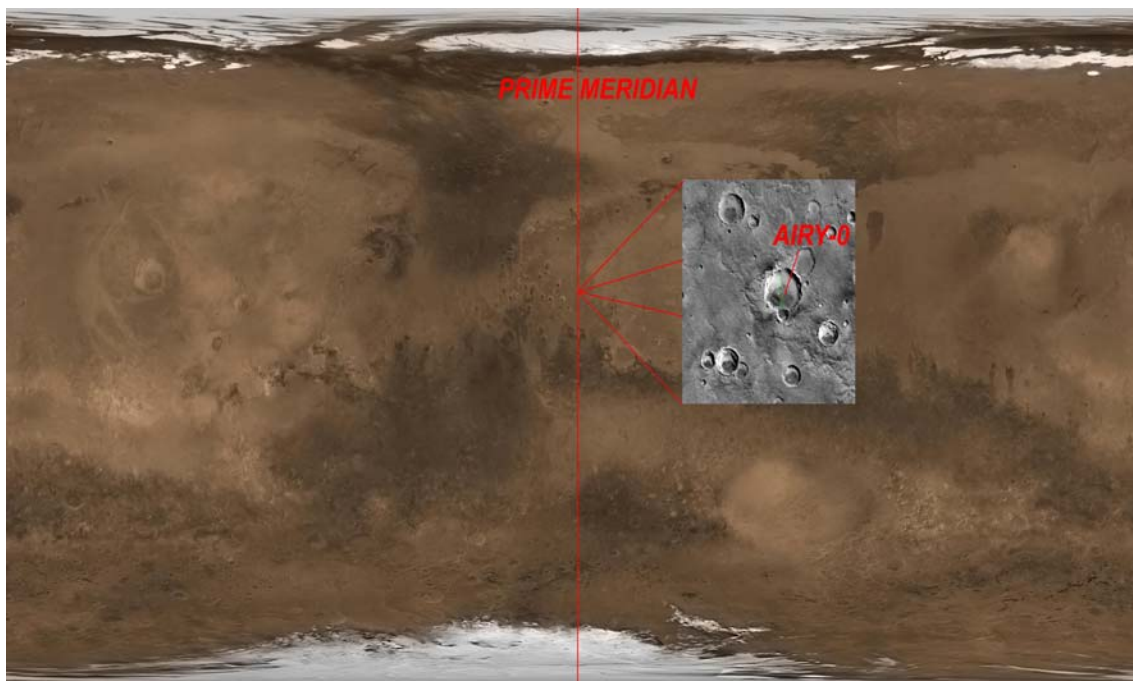


Fig.2.7 Viene riportata qui la posizione del cratere Airy-0 sulla superficie di Marte, utilizzato per individuare il primo meridiano marziano.

Il prossimo passo è definire un sistema di riferimento sulla superficie marziana per la misurazione della *longitudine* e della *latitudine*. Storicamente sono stati usati due riferimenti: il primo detto “*sistema di coordinate planetocentrico*”, che consiste nella misurazione della longitudine positiva muovendosi verso est e nella misurazione della latitudine, definita come quell’angolo tra il piano equatoriale e la linea che unisce il centro del corpo principale ad un determinato punto della superficie. Questo sistema è levogiro ed è identico al sistema di coordinate sferico che comunemente viene definito per tali misurazioni.

Il secondo è chiamato invece “*sistema di coordinate planetografico*”. In questo sistema di riferimento la longitudine è misurata positiva nella direzione opposta alla rotazione del pianeta, mentre la latitudine planetografica è definita come quell’angolo tra l’equatore del pianeta e la normale ad una superficie sferoidale di riferimento, passante per il punto considerato. Il sistema di *coordinate est-centrico* (un altro modo per chiamare il sistema di riferimento planetocentrico) ha alcuni vantaggi tecnici, come l’essere un sistema levogiro, indipendente dalla definizione dell’ellissoide di riferimento (o dall’altezza di un punto sopra o sotto esso), ed è identico al sistema di riferimento sferico usato nei calcoli

del potenziale gravitazionale, nella navigazione del satellite, etc. Per queste motivazioni è più utile impiegare questo tipo di riferimento.

Ora bisogna però comunque ricavarsi un ellissoide di riferimento per poter applicare tali coordinate ai calcoli da fare. Proprio per ricavare la migliore superficie di riferimento che possa approssimare la superficie di Marte, sono state realizzate una serie di approssimazioni ai minimi quadrati dai dati ottenuti da MOLA. Queste analisi sono state applicate a varie superfici: una superficie di riferimento sferica, ad un ellissoide di rotazione ed ad un ellissoide triassiale. Dopo approfonditi studi la scelta è stata quella di adottare l'ellissoide di rotazione, perché meglio approssimava la superficie di Marte. Questo ellissoide ha le seguenti dimensioni: $A=3396.19\text{ Km}$, $B=3376.20\text{ Km}$ dove A è il raggio equatoriale e B invece è il raggio polare.

2.3.4 IL TEMPO

L'alternanza del giorno e della notte è un chiaro fenomeno fisico che è ripetitivo e che può essere misurato; e per questo motivo il giorno è l'unità base dei calendari. Il *calendario Gregoriano* è oggi giorno comunemente usato nella maggior parte dei paesi del mondo per scandire i giorni solari. Esso fu derivato dal *calendario Giuliano*, quest'ultimo così chiamato perché il suo sistema di mesi fu introdotto da Giulio Cesare. Il passaggio dal calendario Giuliano a quello Gregoriano prese inizio, nella maggior parte dei paesi dell'Europa dell'ovest, (e delle rispettive colonie) tra il 1583 e il 1753. Dopo questi primi cenni storici, si va a dar risalto ora all'importanza che ha la definizione di tempo in campo astronomico. Infatti il problema del tempo è fondamentale per le misurazioni astronomiche, che fanno uso del tempo per l'individuazione della posizione di oggetti celesti e di eventi astronomici. Questo rende l'idea dell'importanza del maneggiare con cura il concetto tempo in tale campo, per evitare errori a volte anche grossolani. Per questo motivo, per molti scopi astronomici è molto più conveniente utilizzare un conteggio continuo di giorni, che viene detto *Data Giuliana*.

In questo caso anche l'ora del giorno viene espressa attraverso un unico numero, che viene addizionato, come parte frazionaria, al conteggio dei giorni interi. E' importante anche notare che i valori interi della data Giuliana si riferiscono al mezzogiorno del

meridiano di Greenwich (poiché il sistema fu introdotto quando il giorno astronomico iniziava a mezzogiorno e non a mezzanotte); per questo motivo le date Giuliana riferite alle ore 0^h UT (mezzanotte del tempo universale, cioè il tempo basato sulla rotazione della Terra rispetto al Sole, o meglio basato sul giorno solare) finiscono sempre con la parte decimale .5. E' necessario ricordare a questo punto, a che data Gregoriana e a che data Giuliana corrisponde l'epoca standard J2000.0 più volte menzionata nei paragrafi precedenti. Ecco la corrispondenza:

$$J2000.0 = 1^{\circ} \text{ Gennaio } 2000 \text{ ore } 12.00 \text{ (data Gregoriana)} = 2451545.0 \text{ (data Giuliana)}$$

In particolare il numero 2451545.0 indica i giorni che sono trascorsi, da una data di riferimento che è il 1° Gennaio 4713 a.C. ore 12.00 riferita al meridiano di Greenwich fino al 1° Gennaio 2000 ore 12.00. Questa data (1° Gennaio 4713 a.C.) è stata scelta perché la prima osservazione astronomica risale proprio a questa data. Il numero di giorni giuliani denota in poche parole, i giorni che sono trascorsi, riferendosi alle ore 12.00 del meridiano di Greenwich, dalla data sopra indicata.

3. PROPAGATORE ORBITALE

3.1 INTRODUZIONE

In questa sezione si parlerà del codice realizzato utilizzando il linguaggio di programmazione presente in ambiente *Matlab*. Si ricorda altresì che tale software è stato realizzato considerando come corpo centrale Marte e quindi i risultati sono legati alle caratteristiche morfologiche di tale pianeta. In esso vengono implementati, effetti relativi alla non sfericità del pianeta (*oblateness*) nonché l'effetto di rotazione del pianeta, che producono sensibili variazioni sulla traccia a terra del satellite, come spiegato nel paragrafo successivo dove tali scelte verranno motivate. Questi effetti sono stati aggiunti in modo da essere selezionati di volta in volta dall'utente, a seconda dei risultati che si vogliono ottenere, tramite l'utilizzo di checkbox. La rappresentazione dettagliata del codice viene descritta tramite una visualizzazione concettuale e generale del programma grazie al diagramma a blocchi 3.1 di seguito riportato. Il propagatore è suddiviso in due filoni guidati ognuno da due finestre di dialogo. In particolare la finestra *MAIN* è legata al file *orbital_prop_gen.m* mentre la finestra *ORBITAL PARAMETERS* è legata al file *orbital_parameters.m*.

C'è poi interscambio di informazioni tra questi due file, che consente la lettura in *orbital_prop_gen.m* dei parametri i, e, a, ω, Ω (rispettivamente inclinazione, eccentricità, semiasse maggiore, anomalia del perigeo e anomalia del nodo ascendente) che sono invece gestiti nel file *orbital_parameters.m*. Dopo questa fase di acquisizione dati differenziata in due file, il programma si ricongiunge nel file *orbital_prop_gen.m*. Qui viene calcolata la variabile generalizzata in modo iterativo, ottenendo come risultati poi la mappatura delle tracce a terra e un file con dati relativi alla propagazione se richiesto, dall'utente.

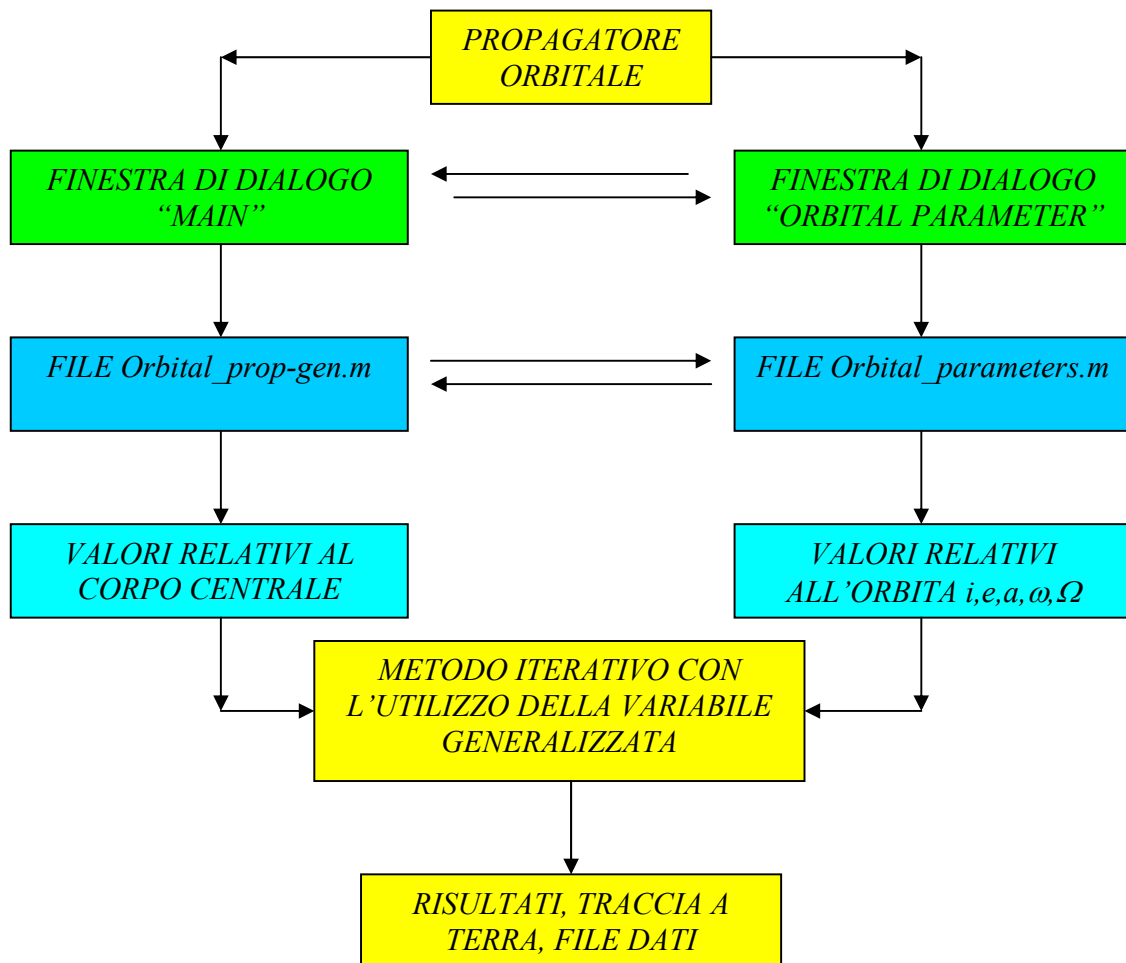


Fig 3.1 Diagramma a blocchi del software. Si nota come i dati provengano da due fonti rappresentate dalle due finestre di dialogo.

3.2 PERTURBAZIONI ORBITALI CONSIDERATE PER UN ORBITA MARZIANA

Come spiegato ampiamente nel capitolo precedente, sono molti i disturbi che fanno discostare la soluzione reale dalla soluzione teorica kepleriana. Fenomeni quali pressione solare, resistenza atmosferica, influenza di altri corpi celesti e non sfericità del corpo centrale, inducono componenti di disturbo che portano a variazioni nel tempo dei parametri orbitali. Nel caso di orbita marziana, ed in particolare un'orbita bassa marziana (tra i 200 - 400 km) saranno discussi quali sono i disturbi realmente da tenere in

considerazione per ottenere una soluzione del tutto coerente alla realtà e quali invece, sono quelli che possono essere trascurati. In seguito alle considerazioni fatte nel capitolo 2 si può notare che l'effetto della resistenza aerodinamica può essere trascurato. Infatti vista la quota di volo nominale del satellite e visto il basso valore della densità atmosferica (1% di quella terrestre) tale effetto può non essere considerato.

Gli effetti degli altri corpi celesti, in particolare del Sole e del pianeta Giove, risultano poco incisivi sul moto del satellite, grazie soprattutto alle quote operative della missione. Infatti, per lo studio in questione, ci si può riferire al problema dei due corpi, semplificazione del problema degli n-corpi che è stato illustrato nel capitolo precedente. L'ultimo disturbo da considerare è quello dovuto alla non sfericità del corpo centrale. Questo disturbo non può essere trascurato, tanto che è stato deciso, nella fase di preparazione e di studio della missione, di utilizzare tale effetto per far ruotare la latitudine del periasse dell'orbita del satellite, intorno al pianeta con un periodo di 60 giorni. Cioè il periasse si dovrebbe muovere (quindi soluzione non kepleriana) con un periodo di rotazione di 60 giorni. Questo fa capire anche che tale effetto non può affatto essere trascurato, ma deve essere tenuto in conto nei calcoli che si andranno ad eseguire. Il valore che caratterizza tale disturbo è il cosiddetto J_2 , che rappresenta il coefficiente di *oblateness gravitazionale* che verrà ritenuto pari a 1964.454×10^{-6} (valore adimensionalizzato).

In definitiva si terrà in conto, come unico disturbo che fa raggiungere una soluzione non kepleriana, l'effetto di oblateness, mentre gli altri effetti perturbativi che sono secondari anche rispetto a questo principale, non saranno considerati, senza però perdere di generalità ma semplificando il metodo risolutivo. Si spiegheranno ora gli aspetti matematici del problema, illustrando equazioni, relazioni e metodi utilizzati per realizzare questo software.

3.3 IMPOSTAZIONE DELL'ALGORITMO MATEMATICO

Si è realizzato il codice di calcolo implementando le caratteristiche generali del pianeta in considerazione e lasciando invece all'utente la possibilità di poter scegliere le caratteristiche orbitali della missione. Prima di tutto si sono introdotti il valore del raggio marziano medio e della costante planetocentrica:

$$R_{mars} = 3396000 \text{ m}$$

$$\mu_{mars} = 4.28283 \times 10^{13} \text{ m}^3 \text{ s}^{-2}$$

In seguito si rende necessaria la gestione dell'immissione dei parametri orbitali relativi all'orbita da studiare, da parte dell'utente. I parametri orbitali sono sufficienti a descrivere l'orbita in forma, dimensione ed orientazione.

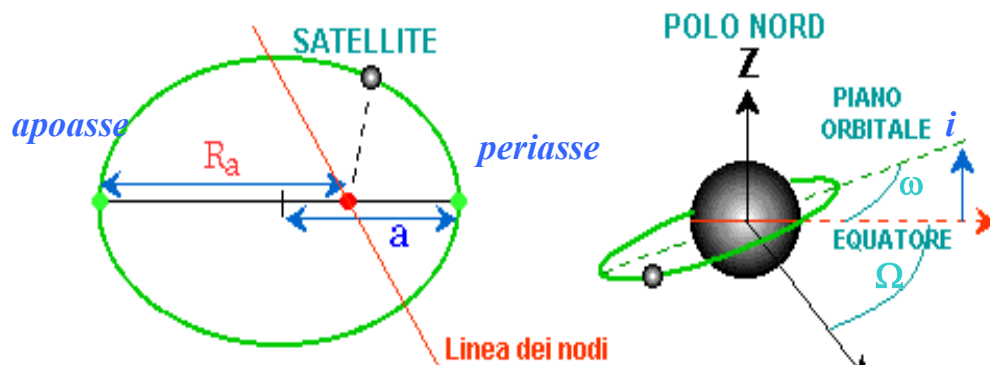


Fig.3.2 Qui vengono raffigurate le definizioni dei parametri orbitali angolari, i, ω, Ω cioè quelli che danno l'orientazione dell'orbita nello spazio, in particolare rispetto ad un sistema di riferimento inerziale planetocentrico

I sei elementi, i inclinazione del piano orbitale, ω argomento del periasse (l'angolo nel piano dell'orbita del satellite, tra il nodo ascendente e il periasse, misurato nella direzione del moto del satellite), Ω ascensione retta del nodo ascendente (l'angolo nel piano equatoriale tra l'asse X e il nodo ascendente misurato nel senso antiorario se visto da Nord del piano stesso), e eccentricità, a semiasse maggiore (oppure p semilato retto) e $v(t_0)$ passaggio al perigeo (che consente di porre il satellite ad una data posizione sull'orbita ad un dato istante) possono essere sostituiti dall'introduzione dei vettori di velocità e posizione $(\vec{r}_0, \vec{v}_0)$ nel sistema planetocentrico inerziale all'istante iniziale t_0 . Infatti si può passare da una all'altra rappresentazione, tramite le seguenti relazioni:

1) noti: $(\vec{r}, \vec{v})$, calcolare: $i, \omega, \Omega, e, a, v(t_0)$

Dalla conoscenza di $(\vec{r}, \vec{v})$ si ricavano i seguenti vettori:

$$\vec{h} = \vec{r} \times \vec{v} \text{ (momento della quantità di moto)}$$

$$\vec{n} = \vec{K} \times \vec{h} \text{ (il vettore della linea dei nodi; ricordando che } \vec{K} = \text{versore asse Z, fig 3.2)}$$

$$\vec{e} = \frac{1}{\mu} \left[\left(v^2 - \frac{\mu}{r} \right) \vec{r} - (\vec{r} \cdot \vec{v}) \vec{v} \right] \text{ (vettore che punta verso il periasse con modulo pari proprio all'eccentricità dell'orbita)}$$

A questo punto ottenuti questi tre vettori, si passa al calcolo dei parametri orbitali. Infatti:

$$p = \frac{h^2}{\mu}$$

$$e = |\vec{e}|$$

$$\cos i = \frac{\vec{h} \cdot \vec{K}}{h} \text{ non ci sono problemi di ambiguità visto che } i < 180^\circ$$

$$\cos \Omega = \frac{\vec{n} \cdot \vec{I}}{n} \text{ } I = \text{versore asse X e } n_j = \text{componente di n sull'asse y; si ha che se } n_j > 0$$

allora $\Omega < 180^\circ$

$$\cos \omega = \frac{\vec{n} \cdot \vec{e}}{ne} \text{ } e_k = \text{componente di } e \text{ sull'asse z; si ha che se } e_k > 0 \text{ allora } \omega < 180^\circ$$

$$\cos \nu_0 = \frac{\vec{e} \cdot \vec{r}}{er} \text{ se } \vec{r} \cdot \vec{v} > 0 \text{ allora } \nu_0 \text{ è minore di } 180^\circ$$

2) noti: $i, \omega, \Omega, e, a, \nu(t_0)$, calcolare: $(\vec{r}, \vec{v})$

Prima di affrontare questo calcolo si fa notare che i versori del sistema di riferimento perifocale sono indicati nel seguente modo:

$$X_\omega - P ; Y_\omega - Q ; Z_\omega - W$$

A questo punto si esprime il vettore $\vec{r}$ in tale riferimento:

$$\vec{r} = r \cos \nu \vec{P} + r \sin \nu \vec{Q} \quad (3.1)$$

con r (modulo di $\vec{r}$) funzione di p, e, ν .

Derivando la precedente espressione e anche quella di r in funzione di p, e, ν si ottiene per $\vec{v}$, la seguente:

$$\vec{v} = \sqrt{\frac{\mu}{p}} \left[-\sin \nu \vec{P} + (e + \cos \nu) \vec{Q} \right] \quad (3.2)$$

A questo punto è possibile passare da un set di parametri all'altro indipendentemente. In particolare nel programma realizzato, vengono richiesti i sei parametri orbitali che vengono poi trasformati, grazie alle formule sopra elencate, nella coppia $(\vec{r}, \vec{v})$. Si è operata questa scelta perché, generalmente è diffuso l'utilizzo dei parametri orbitali per descrivere l'orbita, visto che in tal modo è molto più intuitivo lo studio di essa.

Un successivo problema da affrontare, è stato quello di poter passare dall'espressione della data Gregoriana alla data Giuliana. Data Gregoriana e Giuliana sono state introdotte ampiamente nel capitolo precedente. E' necessario spiegare come si può passare da una espressione all'altra. La data Giuliana prende riferimento da una data iniziale (4713 a.C.

come detto nel capitolo precedente) e quindi bisogna conteggiare i giorni passati a partire da questa data fino a quella indicata dalla data Gregoriana che si vuole trasformare. Generalmente viene scelta una data a cui far riferimento, una data molto più vicina alla data che deve essere convertita di quanto non lo sia la data riferita al giorno 0 Giuliano. Oggi per la maggior parte dei cataloghi si utilizza la data Giuliana riferita al 1° Gennaio 2000 alle ore 12.00 (pari a 2451545.0), per poi poter conteggiare solo i giorni da questa data in poi.

Di seguito è riportato un esempio per far capire meglio il metodo. Obiettivo è quello di trasformare la seguente data Gregoriana, 01/01/1985 ore 8:45:00, in data Giuliana. I giorni passati dal 1° Gennaio 4713 a.C. alla data di riferimento ore 24:00:00 del 31 Dicembre 1949 (si utilizza questa data perché inferiore alla data gregoriana che deve essere convertita e anche perché si conosce il suo corrispondente numero giuliano), sono 2433282. Ora bisogna contare solo i giorni trascorsi dal 1949 al 1985. Il primo problema da tenere presente è rappresentato dagli anni bisestili. Infatti per tali anni non bisogna sommare 365 giorni ma 366. Per capire se si è in presenza di un anno bisestile o meno si deve dividere il numero dell'anno in questione per quattro e vedere se si ottiene un numero intero. In questo esempio per calcolare il numero di anni bisestili trascorsi dal 1949 al 1985 (ma visto che è il mese è Gennaio e quindi il 1985 non è completato, per il calcolo, ci si riferisce al 1984) si sottrae dalla parte intera della divisione di 1984 per 4, la parte intera della divisione di 1949 per 4, cioè :

$$\text{int}\left\lfloor\frac{1984}{4}\right\rfloor - \text{int}\left\lfloor\frac{1949}{4}\right\rfloor = 9$$

Questi nove giorni vanno poi sommati ai giorni passati dal 1949 al 1984, cioè 365 moltiplicato per 35 anni. Si ottiene così 12.784 giorni trascorsi dal 1949 al 1984. A questi bisogna poi aggiungere i giorni trascorsi dal 4713 a.C. al 1949 pari a 2433282 come sopra detto.

Manca a questo punto l'aggiunta dell'ora, visto che, con il conteggio, si arriva a mezzogiorno del 31 Dicembre 1949. Trasformando ore, minuti e secondi in giorni, dividendoli, in ordine per 24 (numero ore in un giorno), per 1440 (numero minuti in un

giorno) e per 86400 (numero secondi in un giorno), si ottiene la parte frazionaria del numero, pari a 0.40685. Facendo la somma di tutti questi termini, e ricordando di aggiungere 0.5 giorni, per passare da mezzogiorno del 31 Dicembre 1949 alla mezzanotte dello stesso giorno, si ottiene, che la data Giuliana riferita al 01/01/1985 ore 08:45:00 è 2446066.90625.

I paragrafi successivi descrivono la parte centrale dell'algoritmo che rappresenta la soluzione del modello kepleriano a cui poi andranno aggiunti gli effetti perturbativi.

3.3.1 IL PROBLEMA DI KEPLERO

In questa sezione si parlerà del problema di Keplero, che è alla base dei calcoli del propagatore orbitale. Se la forza d'interazione è quella gravitazionale, il calcolo della traiettoria del moto è noto come **problema di Keplero**. In particolare la formulazione in questo capitolo verrà ottenuta, calcolando il tempo di volo in funzione della anomalia eccentrica e non tramite l'anomalia generalizzata utilizzata realmente, al fine di semplificare i concetti descritti. In un periodo orbitale il raggio vettore spazza un'area pari all'area totale di una ellisse, cioè $A = \pi ab$ (dove a e b rappresentano rispettivamente il *semiasse maggiore* e il *semiasse minore dell'ellisse*). Ricordando ora la seconda legge di Keplero, "*il raggio vettore spazza, lungo l'orbita, aree uguali in tempi uguali*" si scrivere:

$$\frac{t - T}{A_1} = \frac{P}{\pi ab} \quad (3.3)$$

dove A_1 rappresenta l'area spazzata al tempo t (a partire dal periasse), T rappresenta il tempo di passaggio al periasse e P è il periodo orbitale. In questa relazione l'unica incognita è A_1 che grazie alla costruzione geometrica riportata nella *figura 3.3* potrà essere scritta in questi termini:

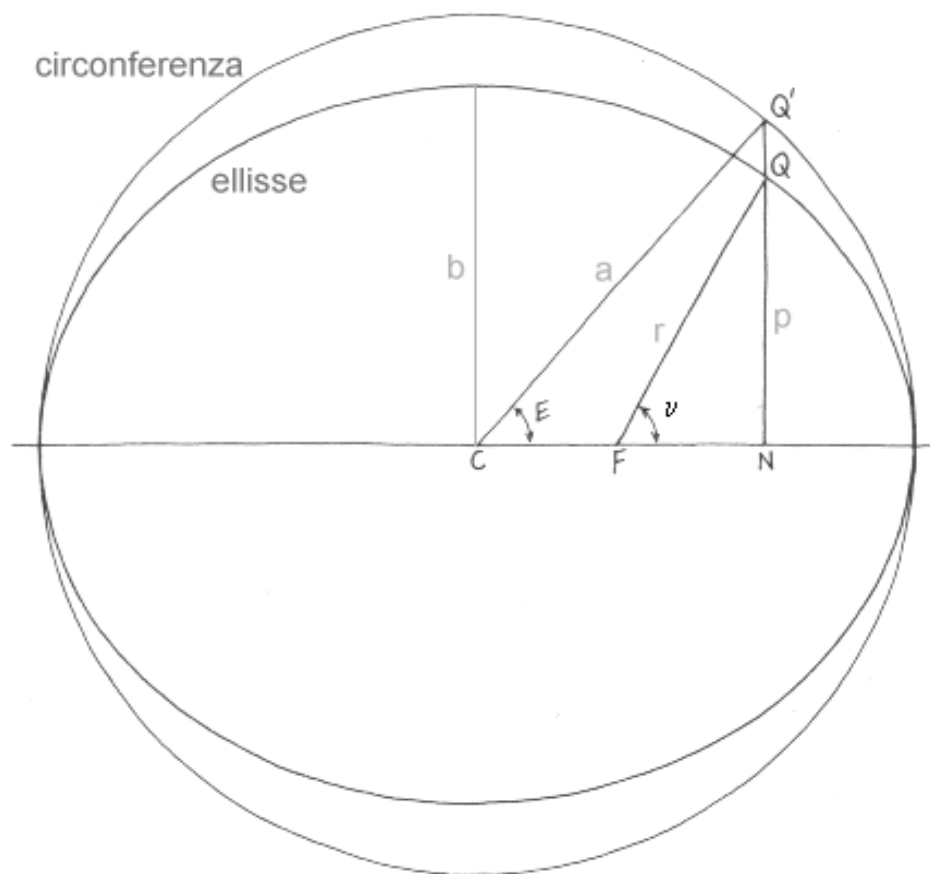
$$A_1 = \frac{ab}{2} (E - e \sin E) \quad (3.4)$$

dove E è detta *anomalia eccentrica* mentre il parametro e rappresenta l'eccentricità dell'orbita ellittica come è mostrato nella *figura 3.3*. A questo punto tale espressione può essere sostituita, e semplificata, nella relazione precedente, ottenendo la seguente equazione:

$$t - T = \sqrt{\frac{a^3}{\mu}} (E - e \sin E) \quad (3.5)$$

dove μ rappresenta la costante planetocentrica, pari al prodotto di G (costante di Gavendish) e M (massa del corpo centrale).

Fig. 3.3 la figura rappresenta la costruzione geometrica necessaria per poter risolvere l'equazione di Keplero nel caso di orbita ellittica



A questo punto Keplero introdusse la seguente definizione:

$$M = E - e \sin E \quad (3.6)$$

dove M è chiamata *anomalia media*. Se poi si usa anche la definizione:

$$n = \sqrt{\frac{\mu}{a^3}} \quad (3.7)$$

dove n è detto *moto medio*, si può ottenere per l'anomalia media, l'espressione di seguito riportata:

$$M = n (t - T) = E - e \sin E \quad (3.8)$$

che è spesso detta ***equazione di Keplero***.

Il problema di Keplero è quindi un problema riferito alla soluzione di tale equazione. La difficoltà principale che si incontra nella sua risoluzione è data dal fatto che, l'equazione di Keplero, essendo una equazione trascendente in E non può essere risolta in forma chiusa, ma è necessario adottare un metodo iterativo, come ad esempio il metodo di *Newton-Raphson*. Volendo utilizzare tale metodo si sceglie un valore di tentativo per E , indicato con E_n . A questo punto si calcola il valore dell'anomalia media relativa a quel valore di tentativo:

$$M_n = E_n - e \sin E_n \quad (3.9)$$

Viene poi selezionato un successivo valore di tentativo grazie alla relazione:

$$E_{n+1} = E_n + \frac{M - M_n}{\left. \frac{dM}{dE} \right|_{E=E_n}} \quad (3.10)$$

dove $\left. \frac{dM}{dE} \right|_{E=E_n}$ è ottenuto derivando l'equazione di Keplero:

$$\frac{dM}{dE} = 1 - e \cos E \quad (3.11)$$

Quindi sostituendo si ottiene la seguente equazione iterativa:

$$E_{n+1} = E_n + \frac{M - M_n}{1 - e \cos E_n} \quad (3.12)$$

Quando la differenza tra M e M_n diventa trascurabile, si può considerare l'iterazione conclusa e il valore di E_n è il valore accurato da scegliere. Per poter utilizzare la relazione precedente si deve relazionare l'anomalia eccentrica E , alla anomalia vera, ν (angolo formato tra il raggio vettore e raggio al periasse come mostrato nella *fig 3.3*). Grazie ad alcuni passaggi matematici si ottiene la seguente relazione:

$$\cos E = \frac{e + \cos \nu}{1 + e \cos \nu} \quad (3.13)$$

Il quadrante corretto per E , cioè l'opportuno valore angolare, è ottenuto notando che ν ed E sono sempre nello stesso semipiano. Tutte queste considerazioni danno la possibilità di poter risolvere il problema di Keplero senza alcun ostacolo concettuale.

3.3.2 MODIFICHE ALLA SOLUZIONE KEPLERIANA

Si è detto che gli unici effetti di perturbazione da tenere in considerazione dovrebbero essere quelli relativi alla non sfericità di Marte. La presenza di un campo gravitazionale prodotto da un oggetto centrale non perfettamente sferico provoca variazioni di alcuni parametri orbitali, relativi all'orbita in esame.

Gli effetti principali sono quelli di *precessione della linea dei nodi* e *precessione del periasse*. Questo significa che i valori di ω , Ω non sono costanti nel tempo, ma variano con una certa velocità. Tale velocità è legata ovviamente al valore di J_2 attraverso le seguenti formule:

$$\begin{aligned}\dot{\omega} &= \frac{3}{2} J_2 \frac{R_{MarsE}^2}{p^2} \dot{M} \left(2 - \frac{5}{2} \sin^2 i \right) \\ \dot{\Omega} &= -\frac{3}{2} J_2 \frac{R_{MarsE}^2}{p^2} \dot{M} \cos i\end{aligned}\quad (3.14)$$

dove p è il semilato retto dell'orbita, R_{MarsE} è il raggio marziano equatoriale, J_2 il coefficiente di oblateness per Marte, i l'inclinazione dell'orbita, mentre $\dot{M}$ è il moto medio perturbato definito a partire dal valore kepleriano, tramite le seguenti relazioni:

$$\begin{aligned}\dot{M}_0 &= \frac{2\pi}{\tau_0} \\ \tau_0 &= 2\pi \sqrt{\frac{a^3}{\mu_{Mars}}} \\ \dot{M} &= \dot{M}_0 \left[1 + \frac{3}{2} J_2 \frac{R_{MarsE}^2}{p^2} \sqrt{1-e^2} \left(1 - \frac{3}{2} \sin^2 i \right) \right]\end{aligned}\quad (3.15)$$

Si ricordi che l'anomalia media M è legata, nel caso di orbita ellittica, alla anomalia eccentrica E , che a sua volta è legata alla anomalia vera, mediante le relazioni (Bate et al., 1971):

$$\begin{aligned} M &= E - e \sin E \\ \nu &= \cos^{-1} \left(\frac{\cos E - e}{1 - e \cos E} \right) \end{aligned} \quad (3.16)$$

come accennato anche nel paragrafo precedente. In definitiva si ha $\dot{\omega} = f(i, a, e)$, $\dot{\Omega} = f(i, a, e)$ ed $\dot{M} = f(i, a, e)$ che anche se sembrano essere delle complicazioni alla soluzione richiesta, praticamente lasciano più libertà di decisione.

Infatti selezionati opportunamente i valori di questi tre parametri orbitali, si possono ricavare i valori opportuni di precessione del nodo ascendente e precessione del periasse, come predetto per la missione in esame. Un esempio storico che vale la pena ricordare, è quello delle orbite *Molniya*. Infatti in piene guerra fredda, i russi non potendo lanciare da latitudini inferiori a circa 45°NORD, non potevano raggiungere con i propri satelliti orbite geostazionarie ($i=0$), in modo non troppo dispendioso, cioè senza realizzare manovre di cambio di inclinazione dell'orbita, manovre troppo onerose da un punto di vista energetico.

Per questo motivo si realizzarono studi capaci di far ottenere le stesse prestazioni di un satellite in orbita geostazionaria con tre orbite inclinate opportunamente che lasciavano praticamente immobili le linee degli assi delle orbite dei tre satelliti e che rendevano quindi, in ogni istante visibile almeno un satellite.

Un altro problema fondamentale che si è tenuto in considerazione è quello della rotazione di Marte che produce uno slittamento della traccia a terra del satellite. Per tenere conto di tale effetto è fondamentale la conoscenza della velocità di rotazione di Marte per capire di quanto si sposta la superficie del pianeta rispetto appunto, alla traccia a terra.

Come accennato essa è pari a:

$$W_{dot}=350.89198226^\circ/\text{giorno} \quad (3.17)$$

A questo punto ricordando il periodo orbitale, stimato allo stato attuale, del satellite Mars Reconnaissance Orbiter pari a:

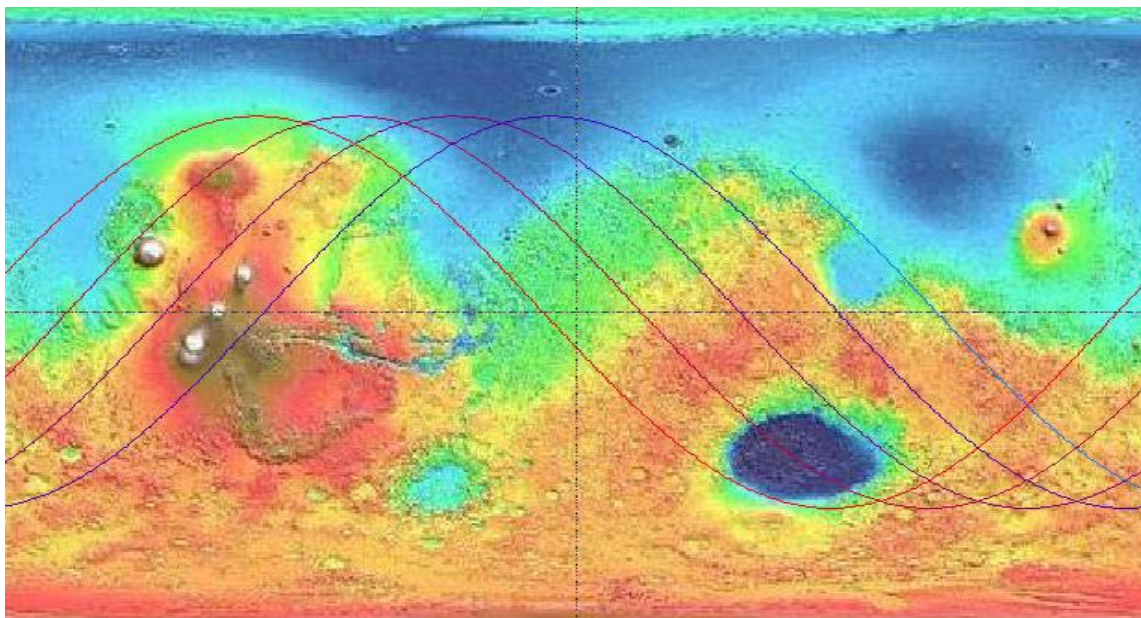
$$T = 2\pi \sqrt{\frac{a^3}{\mu_{Mars}}} = 122.186 \text{ min} \quad (3.18)$$

si può calcolare di quanto si muove la superficie di Marte in un'orbita. Infatti:

$$\alpha = T * W_{dot} = 29.7738349^\circ \quad (3.19)$$

Questo valore rappresenta in gradi, di quanto si muove Marte al di sotto del satellite. Si può osservare come questo moto consente al satellite una visione di gran parte della superficie lungo le orbite che si susseguono. In particolare si può rendere le orbite tali che le tracce a terra divengano dopo un certo numero, *ripetitive*. Cioè dopo un certo numero di orbite le tracce a terra seguono più o meno le tracce a terra che le hanno precedute. Le orbite ripetitive, e non solo queste, introducono un altro requisito importante per le missioni spaziali di rilevamento: la *copertura globale*, intesa come la capacità del sensore di osservare tutta la superficie.

Fig. 3.4 Si può osservare sotto come la rotazione di Marte produce uno slittamento della traccia a terra del satellite. In particolare essendo la rotazione di Marte uguale alla rotazione terrestre in verso, cioè da Ovest verso Est, le tracce a terra si sposteranno in maniera inversa cioè da Est verso Ovest, in figura da destra a sinistra



Tale parametro è legato al cosiddetto *swath in ground range*. Questo rappresenta appunto la copertura a terra dello strumento ed in particolare se la proiezione dello swath sull'equatore è maggiore della distanza tra le tracce il requisito di copertura globale è assicurato, nel caso di orbite ripetitive.

Ultimo requisito richiesto all'algoritmo è legato alla posizione del primo meridiano marziano alla data da cui si vuol propagare l'orbita. Infatti la conoscenza della posizione di Airy-0, che individua il primo meridiano (cioè il meridiano di "Greenwich marziano"), consente di andare a misurare, senza errori, la longitudine della traccia a terra del satellite. Tale problema viene risolto effettuando la propagazione, a partire dalla conoscenza della seguente relazione:

$$W = W_0 + W_{\dot{}} * d \quad (3.20)$$

che consente di sapere in ogni istante la posizione del primo meridiano (come visto nel capitolo precedente).

Si ricorda che d è il numero di giorni che sono trascorsi dalla data indicata dalla epoca standard J2000.0. A questo punto basta trasformare la data Gregoriana dell'istante in cui si vuole conoscere la posizione di Airy-0 in data Giuliana, andare a sottrarre a questo valore il valore giuliano relativo alla data riferita all'epoca standard J2000.0 e sostituire nella precedente per poter ottenere la posizione del primo meridiano. Conoscendo questa posizione possiamo calcolare la longitudine.

3.3.3 CONSEGUIMENTO DEL RAGGIO VETTORE NEL SISTEMA DI RIFERIMENTO INERZIALE E DELLE COORDINATE DEL PUNTO A TERRA

Il sistema di riferimento perifocale è legato geometricamente al sistema di riferimento inerziale attraverso gli angoli Ω , i e ω come si può osservare dalla figura.

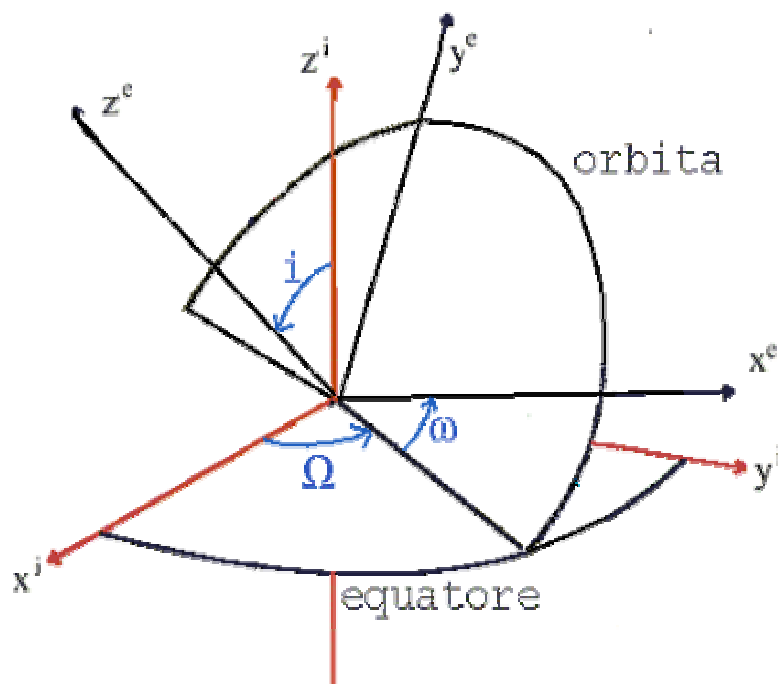


Fig.3.5 Nella figura, vengono evidenziati gli angoli formati tra i due riferimenti, quello inerziale e quello perifocale

La trasformazione di coordinate tra i due sistemi può essere ottenuta grazie all'utilizzazione della *matrice di rotazione*, $\tilde{R}$. Andando ad indicare con $(\mathbf{I}, \mathbf{J}, \mathbf{K})$ i versori del sistema di riferimento inerziale e con $(\mathbf{P}, \mathbf{Q}, \mathbf{W})$ i versori del riferimento perifocale, un vettore potrà essere trasformato da un riferimento all'altro tramite la seguente relazione:

$$\begin{bmatrix} a_I \\ a_J \\ a_K \end{bmatrix} = \tilde{R} \begin{bmatrix} a_P \\ a_Q \\ a_W \end{bmatrix} \quad (3.21)$$

dove (a_I, a_J, a_K) e (a_P, a_Q, a_W) sono le componenti del vettore espresse nei due riferimenti. Ricordando che $\tilde{R}$ è pari a:

$$\tilde{R} = \begin{bmatrix} I \cdot P & I \cdot Q & I \cdot W \\ J \cdot P & J \cdot Q & J \cdot W \\ K \cdot P & K \cdot Q & K \cdot W \end{bmatrix} \quad (3.22)$$

rifacendosi sempre alla figura precedente, tali prodotti scalari, si trasformano in elementi in funzione solo degli angoli i, ω, Ω . In definitiva $\tilde{R}$ sarà funzione degli angoli i, ω, Ω , che quindi consente di passare da un riferimento all'altro grazie alla conoscenza di tre dei sei parametri orbitali. Particolari precauzioni vanno prese quando l'orbita è equatoriale o circolare o entrambe le cose. In questo caso sia Ω che ω sono indefiniti. Nel caso di orbita circolare anche ν non è definito e per questo è necessario misurare l'anomalia vera da un punto di riferimento come ad esempio il nodo ascendente o (se l'orbita è equatoriale) a partire dal versore $\mathbf{I}$.

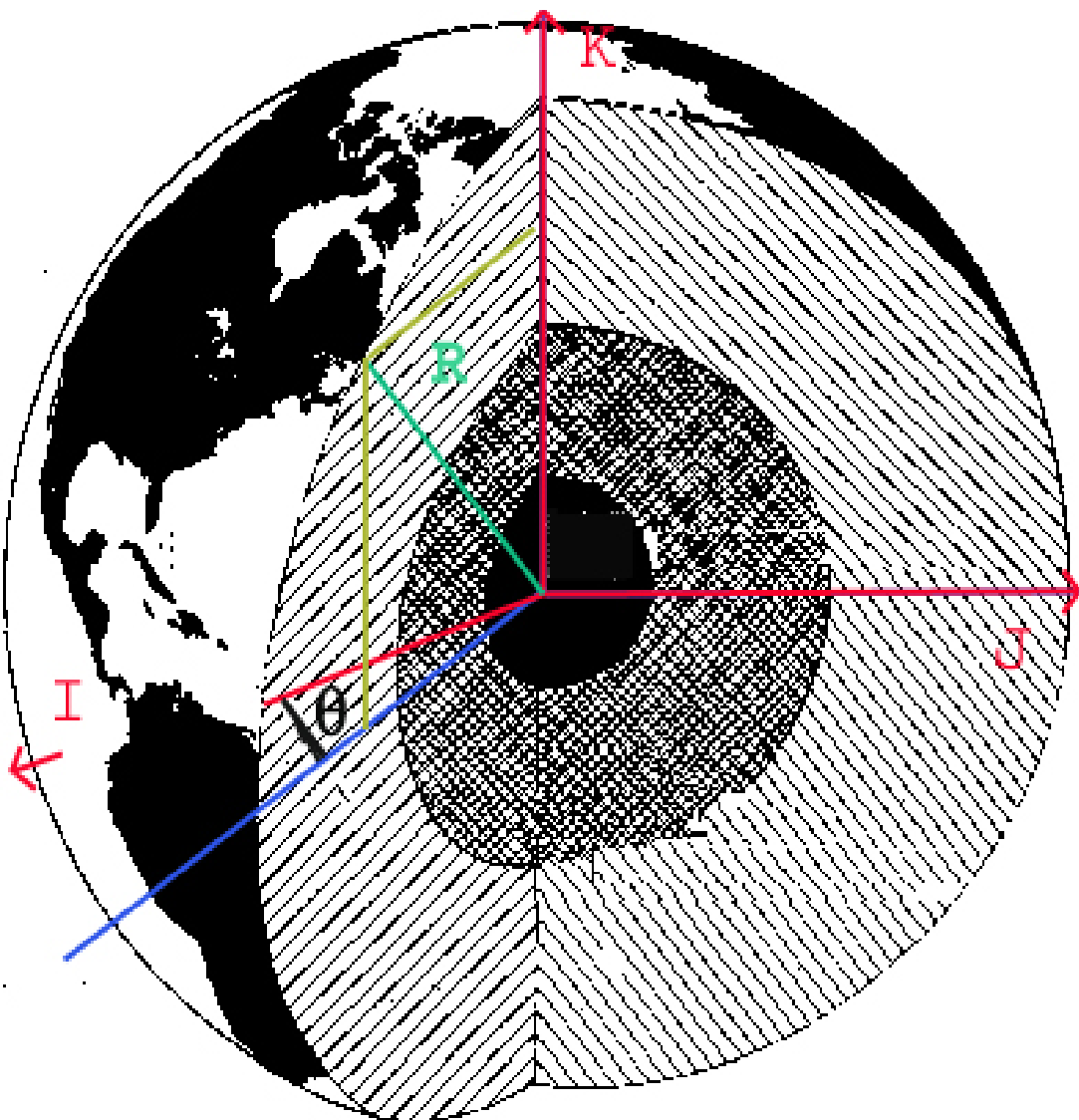
A questo punto bisogna capire come poter passare dal valore dell'angolo θ , detto *tempo siderale locale*, al valore di longitudine del punto a terra.

L'angolo tra il versore $\mathbf{I}$ e il primo meridiano è detto θ_m , *tempo siderale del primo meridiano*. Se la latitudine geografica del punto considerato viene indicata con λ_E , si avrà quindi:

$$\theta = \theta_m + \lambda_E \quad (3.23)$$

Tramite questa relazione è possibile passare dal valore del tempo siderale locale al valore di longitudine del punto a terra che si sta considerando. Tutto questo però è legato alla conoscenza dell'angolo θ_m senza il quale la relazione sopra non può essere utilizzata.

Fig.3.6 L'angolo θ , formato tra la proiezione nel piano equatoriale del raggio R e l'asse X del sistema di riferimento inerziale planetocentrico, consente di passare alla longitudine del punto considerato

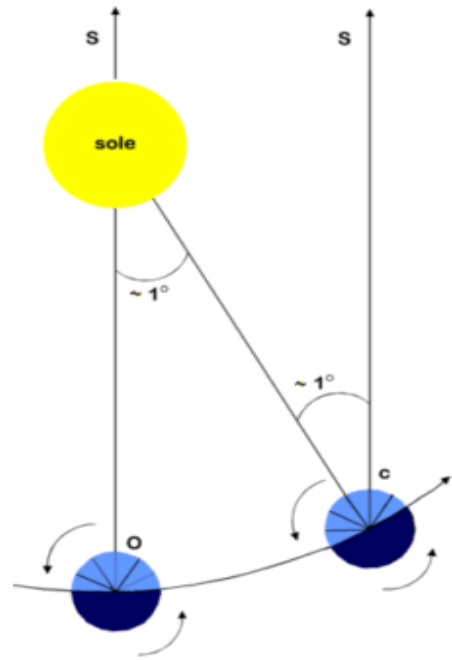


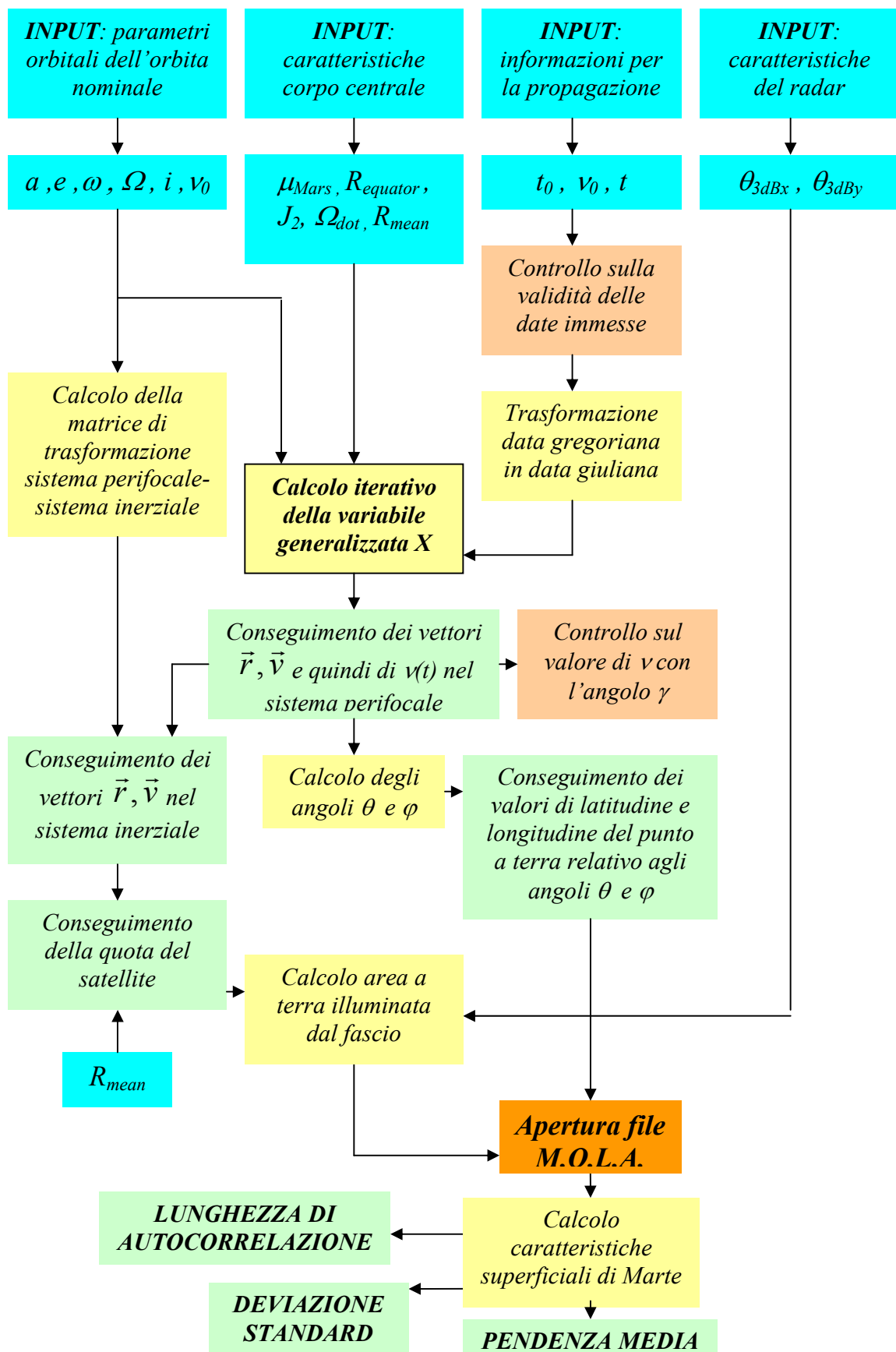
Ricordando però che :

$$\theta_m = \theta_{m0} + \varpi_{Mars}(t - t_{in}) \quad (3.24)$$

dalla conoscenza del valore θ_{m0} , valore del tempo siderale del primo meridiano ad un certo tempo t_{in} , e conoscendo la velocità di rotazione di Marte e il tempo trascorso dall'epoca t_{in} , si può ricavare il valore di θ_m desiderato. Si ricorda che ω_{Mars} è 350.898226 gradi/giorno terrestre e che il giorno siderale è definito come la rotazione della Terra rispetto non al Sole ma alle stelle fisse come si può vedere dalla figura a lato. Questo fa sì che esso sia più breve rispetto al giorno solare.

In definitiva si riporta di seguito uno schema riassuntivo, dove vengono evidenziati tutti i passi che sono integrati all'interno del programma e che portano, a partire dagli *Input* descritti dalle caselle azzurre, al calcolo dei parametri statistici superficiali.





3.4 INTERFACCIA GRAFICA

L'utilizzo di una interfaccia grafica al posto della classica immissione dei parametri dalla riga di comando rende il software più facilmente accessibile agli utenti. Si hanno due finestre grafiche principali, una delle quali è progettata per l'inserimento dei dati di input di carattere generale, nella quale si inserisce la data gregoriana al tempo t_0 e la data al tempo t .

FIG 3.7 Nella figura è rappresentato la finestra principale del programma. In particolare cliccando il tasto GO >> si accede ad una seconda finestra (ORBITAL PARAMETERS), in basso a sinistra, in cui è possibile introdurre i parametri orbitali dell'orbita allo studio dell'utente. L'altra finestra (ERROR) invece rappresenta una finestra di errore dovuta ad una non convergenza dell'iterazione o ad una errata digitazione delle date.

The image shows three overlapping windows from a software application titled "ORBITAL PROPAGATOR".

- Main Window (Untitled):**
 - Header: *ORBITAL PROPAGATOR*
 - Input fields for two Gregorian dates:
 - Gregorian date at t_0* : month (dropdown: January), day (dropdown: 1), year (text box).
 - Gregorian date at t* : month (dropdown: January), day (dropdown: 1), year (text box).
 - Additional effect checkboxes:
 - ☐ Mars' rotation effect
 - ☐ Oblateness effect
 - Input fields for:
 - step in seconds
 - seconds of propagation
 - Input data* section:
 - theta3db along x
 - theta3db along y
 - side-covered area [km]
 - ni(0) degrees and ni(t) degrees (text boxes).
 - minutes and seconds (text boxes).
 - ☐ Select Mode
 - Buttons at the bottom: *GO >>*, *Compute*, *Exit*.
- Parameters Window (Parameters):**
 - Header: *ORBITAL PARAMETERS*
 - Input fields for:
 - INCLINATION degrees
 - LONGITUDE OF THE ASCENDING NODE degrees
 - ARGUMENT OF PERIAPSIS degrees
 - ECCENTRICITY
 - SEMI-MAJOR AXIS Km
 - Buttons: *Apply*, *Back <<*
- Error Window (error):**
 - Header: *ERROR!*
 - Text: *Overflow! Please, insert coherent value. The obtained results are not reliable*
 - Button: *OK*

In tale finestra si può scegliere se ottenere i risultati opportunamente modificati introducendo nella soluzione kepleriana gli effetti della rotazione e della non sfericità di Marte oppure se non considerarli. Cliccando poi il tasto *GO >>* si accede ad un'altra finestra grafica che consente all'utente di introdurre i parametri orbitali relativi alla missione di cui si vogliono valutare i risultati. Infine una terza finestra *ERROR*, avvisa in caso di una divergenza della soluzione o di una errata digitazione delle date Gregoriane. La parte indicata dal testo *Input Data* rappresenta invece i valori di apertura del fascio 3dB along track e across track, in gradi, e il valore del lato dell'area quadrata a terra espresso in chilometri. Questi valori consentono di individuare la finestra a terra che il fascio del radar realmente illumina.

Nei prossimi paragrafi verranno descritte in dettaglio tutte le voci presenti nelle finestre per poterne chiarire la funzionalità e il giusto utilizzo.

3.4.1 GREGORIAN DATE AT t_0

In questa parte della finestra di dialogo viene chiesto all'utente di inserire l'istante che rappresenta l'inizializzazione del calcolo.

Infatti tramite due menu a cascata, che rappresentano mese e giorno, e quattro campi editabili, in cui invece si devono inserire anno, ora, minuti e secondi, è possibile inserire la data gregoriana, cioè la data riferita al calendario gregoriano. Nel codice stesso, come è stato precedentemente chiarito, tale data viene convertita in epoca giuliana, la quale verrà poi

usata per il calcolo vero è proprio. Infine sempre nella parte sinistra della finestra si presenta un'ultima casella editabile (*vedi immagine a lato*), nominata $ni(0)$, dove l'utente andrà ad aggiungere la posizione del satellite, espressa nel riferimento perifocale, riferita a tale data tramite l'angolo ν espresso in gradi.

3.4.2 GREGORIAN DATE AT t

Nella parte centrale della finestra di dialogo, contrassegnata con un sottotitolo *Gregorian date at t* , viene richiesto all'utente di immettere la data gregoriana relativa all'istante in cui si vuole conoscere la posizione del satellite. Si è lasciata la stessa modalità di inserimento dei dati come quella prevista per la data gregoriana riferita all'istante iniziale, contrassegnando con le stesse label i campi corrispondenti del caso precedente. Anche qui è presente una ulteriore casella, questa volta non editabile, dove verrà visualizzato, a fine calcolo il risultato richiesto. Infatti nella casella denominata $ni(t)$ (vedi immagine) sarà visualizzata la posizione del satellite, rappresentata dall'angolo ν espresso in gradi, all'istante richiesto dall'utente.

The image shows a dialog box titled "Gregorian date at t". It contains several input fields: "year" (text box), "month" (dropdown menu showing "January"), "hour" (text box), "day" (dropdown menu showing "1"), "minutes" (text box), and "seconds" (text box). To the right of these fields is a non-editable output field labeled "ni(t)" with an arrow pointing to it from the "seconds" field.

3.4.3 ADDITIONAL EFFECT- INPUT DATA

In questa parte della finestra sono state poste tutte le opzioni per variare il comportamento del programma ed i risultati ottenuti, scegliendo se introdurre o meno il principale effetto perturbativo che altera in modo percettibile la soluzione. Infatti la presenza di una checkbox nominata *Oblateness effect* consente all'utente di gestire la soluzione voluta. Si fa inoltre notare la presenza di due caselle editabili, denominate rispettivamente *seconds* e *step*, in cui verranno inseriti il numero di secondi da propagare a partire dal tempo t e lo step, sempre in secondi, con cui tale propagazione avverrà. Ad esempio inserendo 5 nella casella *seconds* e 1 nella casella *step*, si avranno cinque iterazioni (5 secondi con passo un

The image shows a dialog box titled "Additional effect". It contains two checkboxes: "Mars' rotation effect" and "Oblateness effect". Below these are two input fields: "step in seconds" and "seconds of propagation". There is a section titled "Input data" with three input fields: "theta3db along x", "theta3db along y", and "side-covered area [km]". At the bottom are two buttons: "Compute" and "Exit".

secondo) e quindi cinque volte il software entrerà nei dati di M.O.L.A. per andare poi a calcolare cinque volte le caratteristiche superficiali dei punti a terra distanziati di un secondo l'uno dall'altro. Esiste poi sulla parte sinistra della finestra una terza checkbox, che consente invece di scegliere il modo con cui l'utente vuol fare girare il programma (*vedi Cap.4*). Se viene selezionata tale checkbox viene scelta la modalità che prevede la presenza di celle a terra illuminate in istanti diversi dal fascio (*vedi Cap.4 par.4.5*). Sempre nella parte destra della finestra di dialogo, vi è la presenza di tre bottoni (*vedi immagine*) di uno dei quali, *GO >>*, già si sa l'utilizzo. Come è facile intuire invece, gli altri due tasti consentono di mandare in esecuzione il programma (*Compute*) o uscire dalla finestra di dialogo (*Exit*).

3.4.4 ORBITAL PARAMETERS

Cliccando sul tasto *GO >>* della finestra di dialogo principale, si accede come già accennato, ad una nuova finestra chiamata *ORBITAL PARAMETERS*, in cui l'utente può inserire i parametri orbitali relativi all'orbita considerata. Tale finestra presenta cinque caselle editabili ognuna rappresentante un parametro orbitale (*vedi FIG 3.7*). Partendo dall'alto a sinistra si ha: inclinazione, anomalia del nodo ascendente, anomalia del periasse (tutti questi angoli espressi in gradi), passando poi alla colonna di destra eccentricità e semiasse maggiore. Inoltre in questa finestra sono presenti due pulsanti, *Apply* e *Back<<*, che consentono all'utente di accettare i parametri digitati, tramite la pressione del tasto *Apply* e poi di ritornare alla finestra principale tramite invece la pressione del tasto *Back<<*.

3.4.5 FINESTRA ERROR

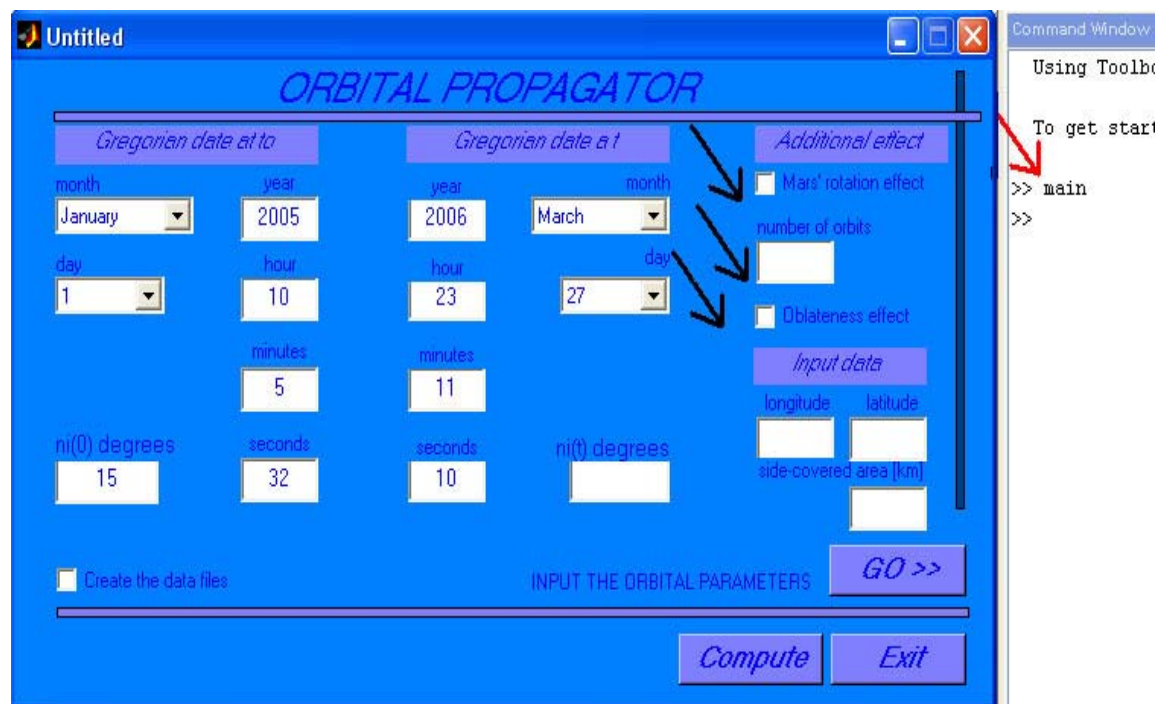
La finestra di dialogo *ERROR* (*vedi FIG 3.7*) viene visualizzata quando l'iterazione non converge o quando si digitano erroneamente le date Gregoriane, compresi errori legati ad anni bisestili. La prima causa, legata alla non convergenza, è stata aggiunta per evitare che il ciclo interno non si concluda mai. Infatti si è scelto un valore massimo di iterazioni

per il metodo di Newton-Raphson pari a 100000 oltre il quale si definisce la divergenza del metodo.

3.5 ESEMPI

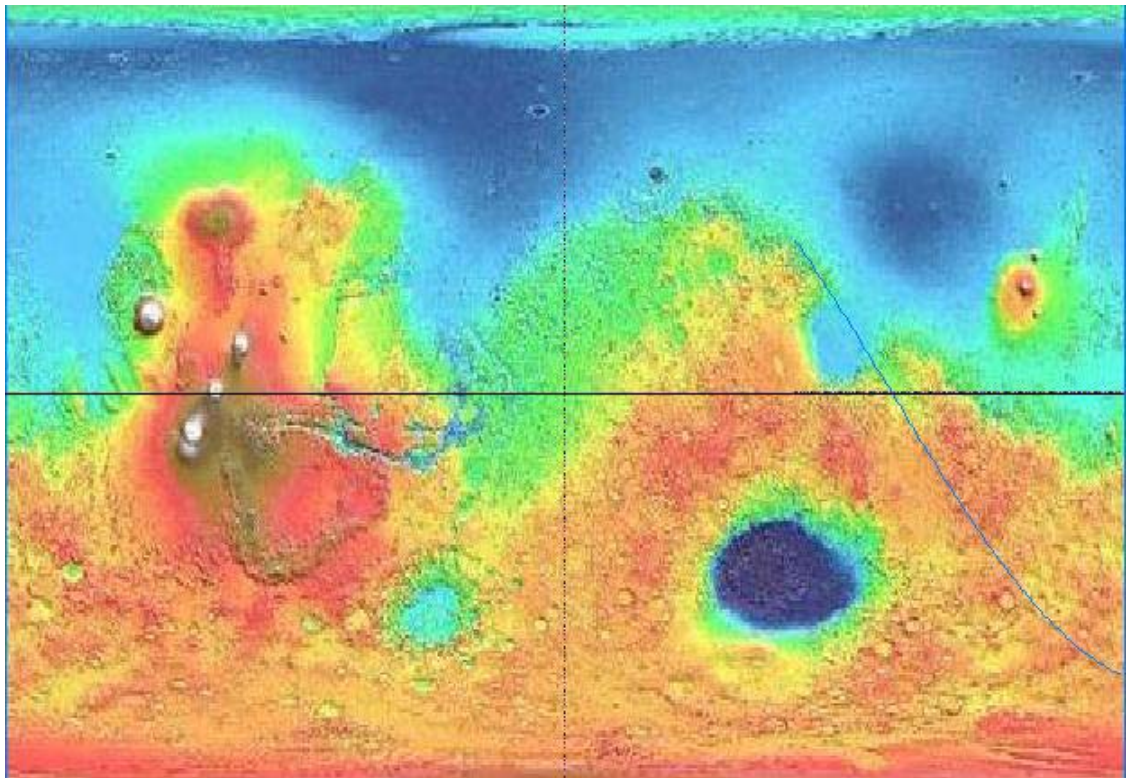
Verranno riportati in questo paragrafo alcuni esempi, atti alla valutazione delle funzioni del software. Inoltre, verrà introdotto un esempio specifico, che riguarda la missione allo studio della tesi, riferito quindi a parametri orbitali di Mars Reconnaissance Orbiter (MRO).

3.5.1 UN PRIMO ESEMPIO

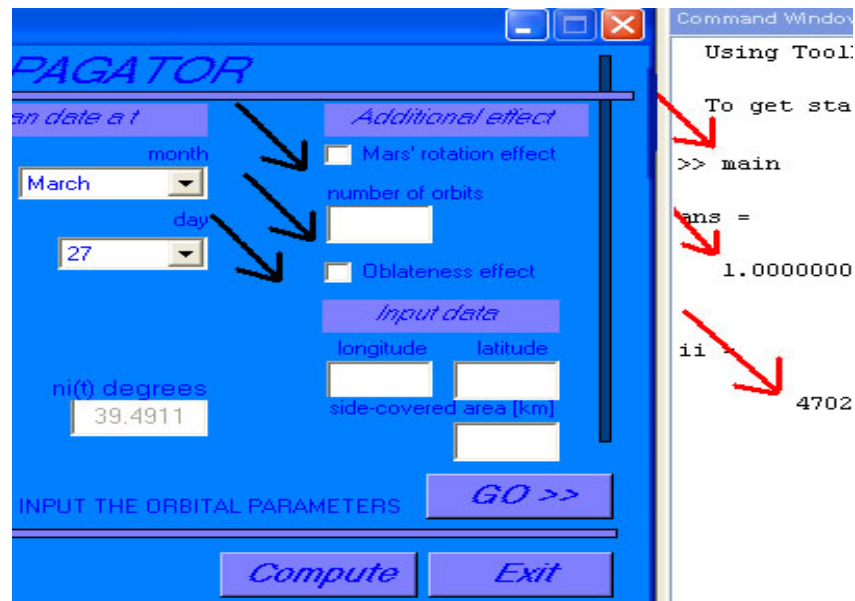


In questo esempio viene mostrato il funzionamento del software, in particolare per quanto riguarda la parte di propagazione orbitale. Infatti si è modificato opportunamente il codice per ottenere una figura dove si mostra la traccia a terra del satellite. Una volta digitato nella finestra di comando di *Matlab* (si è usata la versione 6.5.1), *main*, viene

richiamata la finestra di dialogo principale. L'esempio è riferito in particolare alla ricerca della posizione del satellite alla data gregoriana 27/03/2006 23:11:10 conoscendone la posizione ($ni(0)=15^\circ$) alla data 01/01/2005 10:05:32. In più non sono stati selezionati effetti aggiuntivi come le frecce nere mostrano. In seguito, una volta premuto il tasto *GO>>*, si è aperta la finestra *ORBITAL PARAMETERS* in cui poi sono stati inseriti i seguenti valori orbitali: inclinazione 67.5° , anomalia del nodo ascendente 35° , anomalia del periasse 58.74° , eccentricità pari a 0.12 ed infine semiasse maggiore dell'orbita pari a 4120 km. A questo punto, richiusa tale finestra si è ritornati alla finestra principale per poter mandare in esecuzione il programma.



Il risultato ottenuto è il seguente: una unica traccia a terra (la parte di senoide in basso a destra di color azzurro). Ovviamente la simulazione è stata ottenuta con una unica orbita e questo spiega la presenza di un'unica traccia a terra. Oltre alla mappa alcuni risultati vengono visualizzati sia sulla finestra di dialogo principale *main* sia sulla finestra

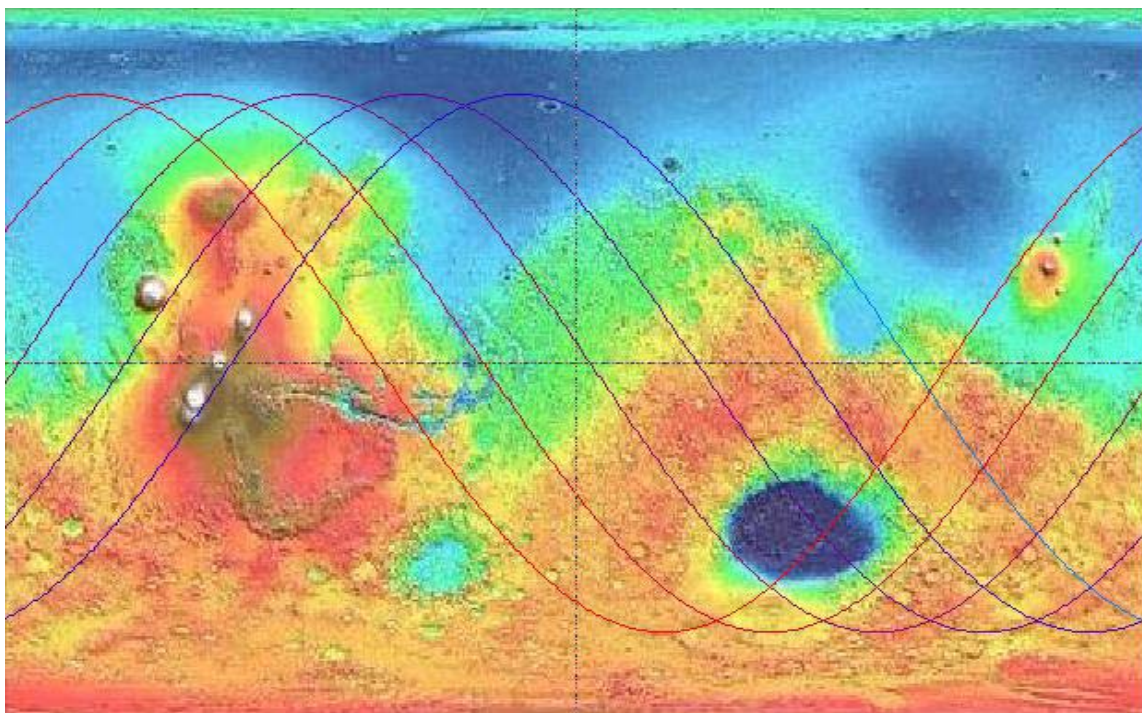


di comando di Matlab. Sulla finestra principale viene visualizzato il valore di ν al tempo t pari a 39.4911° che rappresenta anche il punto di partenza in longitudine della sinusoide, mentre il suo minimo rappresenta in latitudine invece l'inclinazione dell'orbita stessa. Nella finestra di comandi di Matlab vengono poi evidenziati un valore rappresentante l'avvenuta convergenza (quanto più è prossimo ad uno tanto più è buona la convergenza ottenuta). Infatti per valutare la qualità della convergenza si è usata la seguente relazione:

$$1 = f * \dot{g} - \dot{f} * g \quad (3.25)$$

dove $f, g, \dot{f}, \dot{g}$ sono quantità scalari dipendenti dal tempo che legano i vettori $(\vec{r}_0, \vec{v}_0)$ ai vettori $(\vec{r}, \vec{v})$ tramite una loro combinazione lineare:

$$\begin{aligned} r &= f * r_0 + g * v_0 \\ v &= \dot{f} * r_0 + \dot{g} * v_0 \end{aligned} \quad (3.26)$$



Le precedenti relazioni sono ottenute sfruttando il teorema fondamentale sui vettori complanari: *se A , B e C sono vettori complanari, e A e B non sono allineati, è possibile esprimere C come combinazione lineare di A e B grazie a due scalari.* Nel programma vengono calcolati separatamente i valori di f , g , $\dot{f}$, $\dot{g}$ in funzione della variabile universale X e quindi la relazione sopra indicata, viene utilizzata per un controllo sull'accuratezza delle espressioni di f , g e delle rispettive derivate.

A questo punto si sono introdotti nel codice, gli effetti di rotazione di Marte e quindi una propagazione ottenuta per più orbite. In più nella finestra principale si è selezionato la checkbox relativo agli effetti di non sfericità. Infatti si notano sei diverse tracce a terra, ognuna contraddistinta da un colore diverso.

Il senso di avanzamento delle tracce a terra è verso sinistra visto che il moto di rotazione di Marte è uguale a quello terrestre cioè da ovest verso est. Considerando tale moto il senso di avanzamento delle tracce è del tutto congruente alla realtà. L'introduzione di tali effetti non ha alterato minimamente i valori ottenuti in precedenza, di anomalia vera e di numero di cicli necessario per raggiungere la convergenza. In più anche il valore relativo alla qualità della convergenza non è variato.

3.5.2 ESEMPIO RIFERITO ALLA MISSIONE M.R.O.

Parameters

ORBITAL PARAMETERS

INCLINATION degrees 92.815	ECCENTRICITY 0.0223
LONGITUDE OF THE ASCENDING NODE degrees -23.975	SEMI-MAJOR AXIS Km 3708.1
ARGUMENT OF PERIAPSIS degrees -2.286	

Apply Back <<

Nel caso specifico di Mars Reconnaissance Orbiter i parametri orbitali necessari alla propagazione, sono riportati nella tabella presente nel *Cap.1 par.1.2.4*. Per la missione allo studio, si hanno informazioni anche riguardo l'epoca t_0 , in quanto si prevede che nel giorno 21/06/2006 alle ore 01:48:48.817 il valore dell'anomalia vera $v(0)$ sia pari a zero. Quindi questo consente di avere un punto di partenza per la propagazione dell'orbita molto preciso. Le caratteristiche dell'orbita sono riportate anche esse nel capitolo 1 ed in particolare sono mostrate nella figura sopra. Mentre le informazioni riguardanti l'epoca t_0 e al tempo t sono riportate nella figura successiva.

ORBITAL PROPAGATOR

Gregorian date at t_0			Gregorian date at t		
month	year		year	month	
June	2006		2006	June	
day	hour		hour	day	
21	1		2	21	
	minutes		minutes		
	48		47		
ni(0) degrees	seconds		seconds	ni(t) degrees	
0	48.817		47	180.2311	

Si può notare che, essendo il periodo orbitale di circa 117 minuti, partendo da un valore di $\nu=0^\circ$ al tempo t_0 , e scegliendo un valore di t ritardato rispetto a t_0 di circa 59 minuti (metà periodo) si ottiene un valore di ν di circa 180° gradi, valore che ci si aspettava, essendo passato un tempo pari a mezzo periodo. Infatti partendo dal punto $\nu(0)=0^\circ$, cioè dal periasse, e proseguendo per mezzo periodo, l'angolo $\nu(t)$ sarà relativo all'apoasse e quindi $\nu(t)=180^\circ$, come la figura di seguito chiarisce.

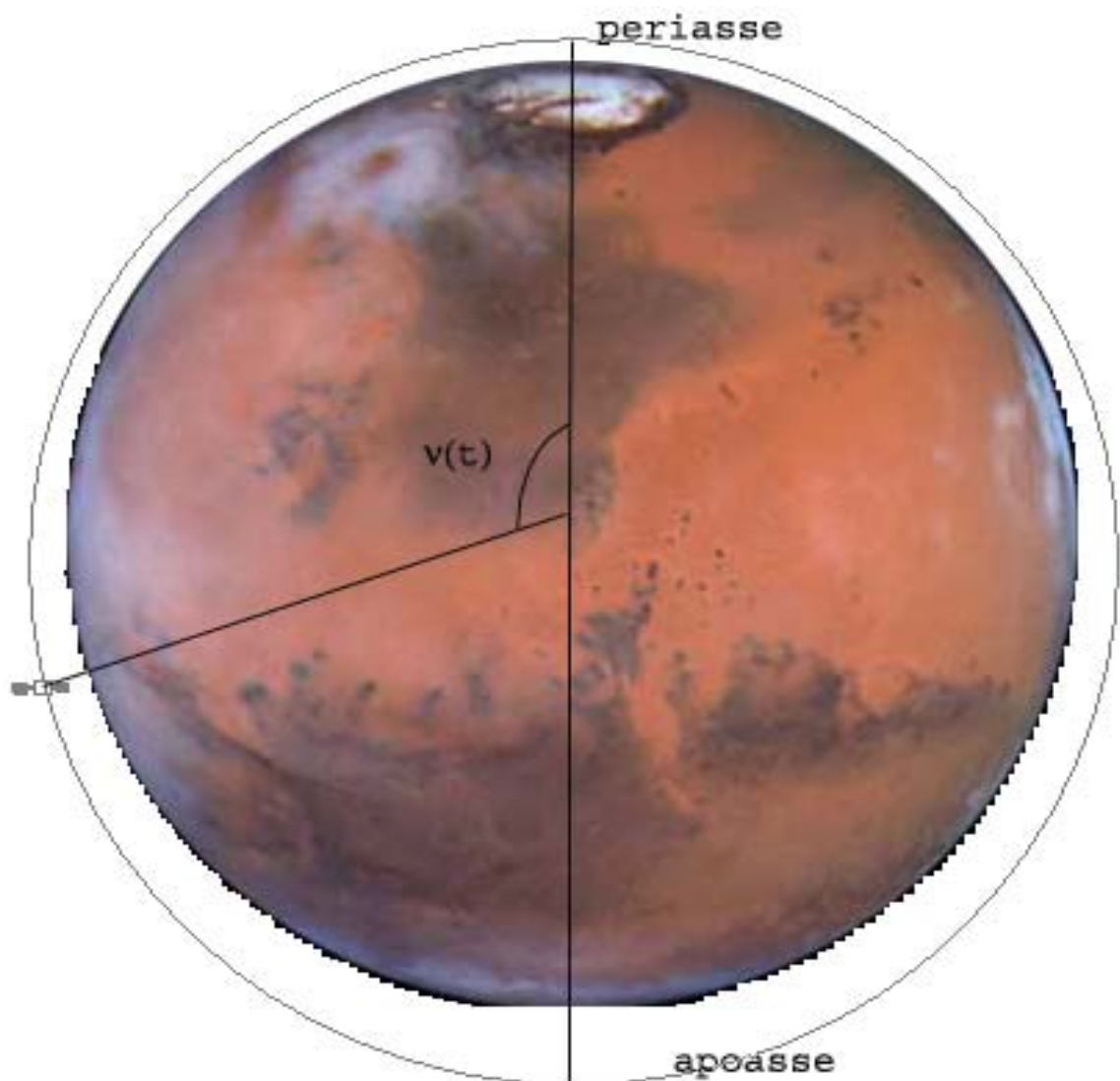


FIG 3.8 Quando il satellite transiterà per l'apoasse il valore di ν sarà pari a 180 gradi come la figura sopra mostra

4. ANALISI ED ELABORAZIONE DEI DATI M.O.L.A.

4.1 INTRODUZIONE

Nel capitolo qui di seguito, verrà descritto, in maniera generale, il formato dei file di dati altimetrici di **M.O.L.A. (Mars Orbiter Laser Altimeter)** che si attiene al protocollo **P.D.S. (Planetary Data System)**, che consente una lettura dei file da parte della comunità scientifica con relativa facilità a prescindere da chi ha realizzato le misurazioni o gli studi. In seguito alla lettura dei dati conservati in file con estensione “.IMG”, caratterizzata da un punto indicato nella finestra principale tramite la data Gregoriana, vengono ottenuti i dati altimetrici opportuni.

A questo punto viene ricavato il valore della quota del satellite, grazie al valore del modulo del raggio vettore ricavato in precedenza. Da una semplice differenza tra il modulo del raggio vettore e il raggio medio marziano quindi, si ricava la quota, e in seguito alla conoscenza dell’angolo a 3dB del fascio del radar in esame, sfruttando le caratteristiche di *pulse limited* di SHARAD, si ottiene la finestra a terra illuminata dal fascio, che come sopra detto consente di ottenere i reali valori altimetrici necessari al proseguimento dei calcoli.

Infine, tramite modelli analitici adatti, si sono ottenute le matrici relative alla pendenza del suolo, della roughness, della lunghezza di correlazione, nonché i valori medi di pendenza e roughness, necessarie per realizzare il progetto di planning dello strumento in esame.

4.2 PLANETARY DATA SYSTEM

Lo *standard Planetary Data System* consente di archiviare e distribuire dati scientifici ottenuti dalle missioni planetarie NASA, da osservazioni planetarie e misurazioni dei laboratori, a tutti coloro che necessitano di tali dati. L'istituzione di tali PDS è stata realizzata per soddisfare lo scopo principale di assicurare una utilizzazione a lungo termine dei dati NASA e per stimolare la ricerca che utilizza e si basa su tali archivi. I PDS sono continuamente aggiornati per consentirne al meglio l'utilizzo da parte della comunità scientifica.

La struttura organizzativa del PDS è formata da otto team, detti “*nodi*”. La maggior parte sono consorzi universitari. La struttura dei nodi è organizzata principalmente in base alle sottodiscipline in campo planetario. Ci sono cinque nodi scientifici che riguardano: atmosfere di pianeti, geoscienze, interazioni plasma-planetario, anelli e corpi piccoli. Ogni nodo ha un gruppo di scienziati che lavora nel campo specifico indicato dai nodi stessi. I rimanenti tre nodi forniscono supporto ai primi cinque. Infatti il cosiddetto *Nodo Centrale* istituito al Jet Propulsion Laboratory (JPL) guida il progetto. Invece il nodo *Navigational Ancillary Information* (NAIF) del JPL provvede alle informazioni sulle effemeridi. Infine l'*Imaging Node* offre esperienza in sofisticati imaging processing.

L'uso di formati standard per descrivere e immagazzinare i dati, sono d'aiuto ai futuri scienziati che non hanno familiarità con gli esperimenti, per analizzare i dati con la massima chiarezza ed evitando errori di interpretazione. Questi standard (rappresentati principalmente da due file che possono essere scaricati da internet detti *PDS Standard Reference* e *Planetary Science Data Dictionary*) danno all'utente le informazioni necessarie per comprendere la struttura dei dati, la descrizione dei contenuti, e il set di termini utilizzati. Si vedrà ora, nel dettaglio, tali file spiegando cosa contengono e come sono stati utilizzati nel lavoro realizzato.

4.2.1 PDS STANDARD REFERENCE (PDSSR)

Questo documento è da ritenersi come un manuale di riferimento da usare in combinazione con gli altri documenti quali *PDS Data Preparation Workbook* e il

Planetary Science Data Dictionary. Il PDS Data Preparation Workbook descrive il processo per sottoporre i dati agli standard PDS e le istruzioni per preparare i set dei dati che si vogliono salvare. In più, è incluso come appendice, un glossario di termini usati all'interno della documentazione. Il Planetary Science Data Dictionary (PSDD), invece, contiene le definizioni dei nomi e degli oggetti usati negli standard. In questo file si possono trovare i riferimenti che riguardano sia i sistemi di coordinate inerziali e planetocentriche sia i riferimenti temporali. In più si trovano i tipi di rappresentazione che si possono utilizzare per conservare i dati e il tipo di formato che può essere usato per tale rappresentazione.

E' obbligatorio poi per i file che si attengono agli standard PDS dare informazioni su chi ha realizzato il file stesso grazie ad alcune voci che vengono sempre descritte con molta cura, come si potrà leggere di seguito in questo capitolo. Altre informazioni che non devono mancare nella realizzazione di un file seguendo tali standard, sono relative allo strumento che ha realizzato le misurazioni e notizie relative alla missione che ha portato a tali misurazioni, nonché notizie relative al pianeta obiettivo. Bisogna attenersi in più, anche a rappresentazioni numeriche descritte dagli standard, aggiungere opportune descrizioni ai file tali da rendere il più chiaro possibile la lettura di quest'ultimi, evitare di utilizzare caratteri particolari, attenersi per la rappresentazione di date ed ore ad alcune regole descritte nel file PDSSR.

Ancora bisogna che ci sia una uniformità nell'uso delle unità di misura per facilitarne la lettura. Lo standard PDS per quanto riguarda le unità di misura, dove applicabile, è basato sul *Sistema Internazionale (SI)*. Tutte queste regole restrittive da seguire per la realizzazione di file PDS consentono dall'altro lato di avere dei documenti chiari e facili da consultare da coloro che ne usufruiranno in seguito.

4.2.2 PLANETARY SCIENCE DATA DICTIONARY (PSDD)

Questo documento è il database di dati che è realizzato dal Nodo Centrale. Comunque il cuore del file PSDD è nella modellazione dei dati e dal lavoro di interfaccia delle missioni, fatta dal comitato di revisione al Jet Propulsion Laboratory. Come risultato di tale studio questo file potrebbe servire come guida ad altre realizzazioni di dati in

sviluppo o a dati che verranno in seguito sviluppati. Questo documento viene usato in operazioni legate a missioni planetarie e nel processing come supporto di tutte le missioni planetarie gestite dal JPL. Il Planetary Science Data Dictionary è composto da tre principali sezioni così suddivise: standard per l'assegnazione dei nomi e descrizione dei dati, una lista di elementi riferiti ai dati registrati, e un set di complementi per mostrare come gli elementi possono essere usati. Tutte le definizioni sono posti in una singola lista in ordine alfabetico.

Questo documento è inteso servire a molti scopi. Prima di tutto, esso serve come manuale di riferimento per gli utenti PDS per definire gli attributi dei dati usati, a loro volta usati per descrivere i dati stessi. In seconda analisi, esso serve come riferimento per la creazione di nuovi dati. Infine esso definisce un indice generale per i termini, e una lista dove gli elementi dei dati sono raggruppati opportunamente. Gli standard PDS definiscono anche le regole per costruire nomi opportuni da poter usare in tali standard, relativi ad elementi di dati e oggetti. Lo scopo di stabilire una sintassi standard per tutti i nomi è utile per facilitare l'accesso di qualsiasi utente ai dati. E' fondamentale, in particolare, usare una nomenclatura comune nei sistemi di gestione dei database, dove sono realizzate ricerche che coprono una varietà importante di discipline, tecniche e progetti spaziali. Il metodo per standardizzare i nomi, adottato dai PDS è derivato dall' "*OF language*" sviluppato dalla IBM.

Lo scopo di questa convenzione è creare un ambiente in cui ci sia uniformità di formati per i nomi. Una volta raggiunto, questo compito consente di non avere nomi multipli per lo stesso oggetto (sinonimi), e nomi duplicati per elementi diversi (omonimi). Le regole devono portare a nomi per i dati, che siano facilmente comprensibili, siano i più vicini possibili al significato comune della stessa parola nella comunità scientifica, e siano anche costruiti logicamente e metodicamente. I nomi sono composti da *parole descrittive* (che descrive cosa è stato misurato) e *le parole classe* (che possono identificare il tipo di dati degli oggetti). Ci sono due sorgenti da cui poter selezionare le parole descrittive nel documento, una legata ad una lista limitata di parole di uso non frequente ed uno invece rappresentato in un'appendice del file stesso che enumera molte parole descrittive e classe che sono di uso invece corrente. Le parole classe identificano i "tipi di informazioni" basilari degli oggetti per i dati, dove il tipo di informazioni include sia il tipo di dati (numerico, carattere, logico) sia un vincolo sulla dimensione.

4.3 APPLICAZIONE DEGLI STANDARD PDS AI DATI DI M.O.L.A.

MOLA è un **laser altimetro (Mars Orbiter Laser Altimeter)**, strumento che è stato in orbita intorno a Marte grazie alla missione Mars Global Surveyor (MGS). Lo strumento ha trasmesso impulsi laser nell'infrarosso ad una frequenza di 10 Hz e dalla misura del tempo di volo si è determinato la distanza della spacecraft dalla superficie marziana, ottenendo così una



Fig.4.1 M.O.L.A. in fase di assemblaggio

mappa topografica precisa di Marte che ha avuto ed ha molte applicazioni per studi in geofisica, geologia e circolazione atmosferica. M.O.L.A. ha anche funzionato come un radiometro passivo e ha misurato la radiosità della superficie di Marte ad una quota di 1064 miglia. La mappa ottenuta è una mappa che va dal polo Nord al polo Sud del pianeta coprendo così tutta la superficie. Per quanto riguarda invece la missione Mars Global Surveyor, essa è stata lanciata il 7 Novembre 1996, dalla NASA e dal JPL, portando a bordo, come detto questo laser altimetro, che ha una precisione in range di 37 centimetri e una precisione in risoluzione della creazione dei profili della superficie marziana di circa 300 m. Nella seguente tabella sono riportate le caratteristiche del laser altimetro M.O.L.A.:

<i>Specifiche generali di M.O.L.A.</i>	
Massa:	25.85 kg
Consumo di potenza:	34.2 W
<i>Trasmettitore</i>	
Lunghezza d'onda:	1064 nm
Frequenza impulsi:	10 Hz
Energia:	48 mJ/impulso (all'arrivo su Marte è stato degradato con il tempo)
Laser spot:	0.4 mrad

<i>Ricevitore</i>	
Specchio:	50-cm parabolico
Campo di vista:	0.85 mrad
<i>Elettronica</i>	
80C86 microprocessore	
Frequenza TIU:	100 MHz
Risoluzione nelle misure in Range:	37.5 cm
Data rate:	618 bps continuo
<i>Risoluzione</i>	
Precisione verticale (shot-to-shot):	37.5 cm
Accuratezza assoluta verticale:	<10 m
Dimensione dello spot superficiale:	130 m
Along-track shot spacing:	330 m

Tab.4.1 Specifiche di *M.O.L.A.*

E' stato detto che tale strumento è stato utilizzato sulla missione Mars Global Surveyor.



FIG 4. 2 Immagine di Mars Global Surveyor durante alcune verifiche

Tale missione è stata progettata per essere una missione veloce ed a basso costo il cui obiettivo primario è stato l'osservazione di Marte. Gli obiettivi scientifici sono una imaging ad alta risoluzione della superficie, studi della topografia e della gravità, chiarire il ruolo dell'acqua e della polvere sulla superficie e nell'atmosfera di Marte nel clima marziano, la composizione della superficie e della atmosfera e l'evoluzione del campo magnetico marziano. Il satellite ha iniziato la sua iniezione in orbita marziana il 12 settembre 1997 alle ore 01.17 UT dopo una fase di crociera che lo ha portato in orbita marziana

dopo 10 mesi dalla sua partenza dalla Terra. MGS ha iniziato le proprie operazioni intorno a Marte con un orbita ellittica (54,021 x 258 km quota).

Poco dopo il sedicesimo mese dall'inserzione in orbita marziana, grazie agli effetti di aerobraking e ai motori a bordo l'orbita è stata convertita in una orbita quasi circolare polare con una quota media di 378 Km, consentendo una copertura completa del pianeta ogni 7 giorni. La prima missione di mappatura è iniziata a Marzo 1999. L'orbita eliosincrona ha consentito di ottenere tutte le immagini con il Sole nella stessa posizione rispetto alla superficie marziana. I dati sono stati acquisiti fino ad Aprile 2002. MGS ha montato 6 strumenti principali:

- *Mars Orbiter Camera* – che ha consentito di prendere immagine ad alta risoluzione
- *Thermal Emission Spectrometer* – che ha misurato l'emissione nell'infrarosso
- *Mars Orbiter Laser Altimeter* – che ha ottenuto una mappa della topografia marziana
- *Radio Science Investigations* – che ha misurato il campo gravitazionale di Marte
- *Magnetic Fields Investigation* - che è stato usato per la misurazione del campo magnetico marziano
- *Mars Relay* – che è stato invece utilizzato come supporto ai lander e rover di altre missioni americane, russe ed europee

Dopo questa descrizione di Mars Global Surveyor e di Mars Orbiter Laser Altimeter di seguito sono descritti i file che grazie a M.O.L.A. si sono ottenuti consentendo di avere un database di quote altimetriche della superficie di Marte. Questi file sono mappe topografiche globali costituite da valori altimetrici a varie risoluzioni, 4, 16, 32, 64 e 128 pixel per grado. La versione finale dei *MEGDR (MOLA Mission Experiment Gridded Data Records)* è stata accordata il 7 Maggio 2003. Quest'ultima versione prende il posto delle precedenti versioni. I prodotti MEGDR consistono di un set di tre o quattro mappe differenti:

1. *raggio planetario*, così come registrato dallo strumento
2. *areoide*, un modello per una superficie equipotenziale di Marte, analogo al livello del mare sulla Terra
3. *topografia*, ottenuto come la differenza tra i valori della mappa a raggio planetario e quelli della mappa areoide
4. *conteggi*, che rappresenta il numero di osservazioni per cella della mappa

I file di dati *MEGDR* sono creati secondo il seguente schema MEGkxxdyyyrv.IMG con:

k = A per areoide, C per conteggi, R per raggio, T per topografia
 xx = latitudine relativo al pixel in alto a sinistra dell'immagine
 d = N per latitudine Nord, S per latitudine Sud
 yyy = longitudine relativo al pixel in alto a sinistra dell'immagine
 r = risoluzione della mappa in pixel per grado
 C = 4 pix/grado
 E = 16 pix/ grado
 F = 32 pix/ grado
 G = 64 pix/ grado
 H = 128 pix/ grado
 v = lettera che rappresenta la versione

Ogni file è accompagnato da una *etichetta PDS* che rappresenta un file separato con lo stesso nome del file a cui fa riferimento, con estensione “.*LBL*”. Tale file è un file di testo che descrive il contenuto e il formato della mappa. Le mappe con risoluzione di 64 e 128 pixel/grado sono così grandi che sono state separate in file più piccoli e più facili da maneggiare. Ogni file è accompagnato da un etichetta PDS alla stregua dei file a più bassa risoluzione. I file a massima risoluzione non coprono però tutti i valori di latitudine ma vanno da +88° a -88°. Tuttavia proprio questo tipo di file è stato scelto in modo da avere una risoluzione massima, andando poi ad integrare le mappe, negli intervalli mancanti, con i file a risoluzione minore. Si analizza ora un file di testo che accompagna i file con estensione

“.IMG”. Ogni voce rappresenta una caratteristica del file, in particolare le voci iniziali sono caratteristiche che indicano da quale strumento provengono i risultati e chi li ha elaborati, nonché caratteristiche generali del file stesso quali ad esempio il nome del file associato a questo file di testo e un nome identificatore del file stesso. Importanti voci sono FILE_RECORDS e RECORDS_BYTES; infatti esse danno le dimensioni dei file, indicando il numero di record registrati e di quanti byte è composto ogni record. Infine una descrizione del file fatta dall'autore chiude questa parte.

```

PDS_VERSION_ID          = PDS3
RECORD_TYPE              = FIXED_LENGTH
FILE_RECORDS             = 5632
RECORD_BYTES             = 23040
^IMAGE                   = "MEGR88N000HB.IMG"
DATA_SET_ID              = "MGS-M-MOLA-5-MEGDR-L3-V1.0"
PRODUCT_ID               = "MEGR88N000HB.IMG"
SPACECRAFT_NAME          = "MARS GLOBAL SURVEYOR"
INSTRUMENT_ID            = MOLA
INSTRUMENT_NAME          = MARS_ORBITER_LASER_ALTIMETER
TARGET_NAME              = MARS
START_TIME                = 1997-09-15T19:10:00.000
STOP_TIME                = 2001-06-30T11:10:40.000
START_ORBIT_NUMBER       = 3
STOP_ORBIT_NUMBER        = 20333
PRODUCT_CREATION_TIME     = 2003-03-21T01:00:00
PRODUCT_VERSION_ID       = "2.0"
PRODUCER_ID              = MGS_MOLA_TEAM
PRODUCER_FULL_NAME        = "DAVID E. SMITH"
PRODUCER_INSTITUTION_NAME = "GODDARD SPACE FLIGHT CENTER"
DESCRIPTION               = "This data product is a shape
map of Mars at a resolution of 0.00781 (1/128) by 0.00781 degrees,
based on altimetry data acquired by the Mars Global Surveyor MOLA
instrument and accumulated over the course of the primary and extended
mission. The MOLA Precision Experiment Data Records (PEDRs) are the
source for this data set. The map is in the form of a binary table
with one row for each 0.00781-degree latitude. Map coordinates use
the IAU2000 reference system. The binned data include all MOLA nadir
observations from the Mapping Phase through the Primary and Extended
missions, from the end of aerobraking in February 1999 through June
2001. Additionally, off-nadir observations of the north pole are
included from 87 N latitude and northward, taken during the spring of
1998, and of both poles taken during Mapping from 87 N and S to the
poles. Data are adjusted using a first-order crossover solution for
radial, along-track, and across-track position. Parts of orbits are
excluded where solutions for these orbits are deemed to be poor.
(Note: subtract 10000 from a MOLA mapping phase orbit number to
determine the equivalent MGS Project orbit number.) Also excluded are
shots more than 1.2 degree off-nadir (except as noted above), channel
4 returns, and any returns not classified as ground returns,
e.g. clouds or noise, according to the SHOT_CLASSIFICATION_CODE. A
total of nearly 600,000,000 observations are represented."

```

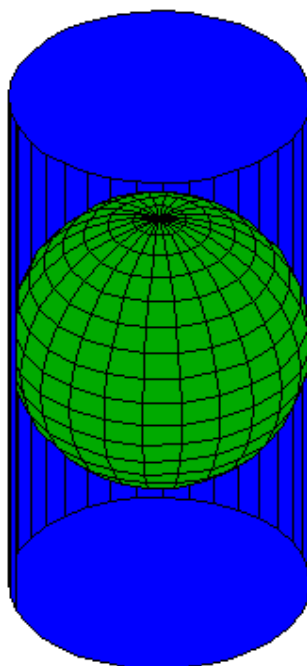
La seconda parte di questi file, è una parte più tecnica dove si trovano riportati il numero di record registrati dallo strumento e il numero di campioni per record ottenuti. La voce `SAMPLE_TYPE` ci dice che tipo di rappresentazione numerica si è utilizzata. `MSB_INTEGER` conferma che si è usata una rappresentazione con numeri interi a cifra più significativa *Most Significant Bit (MSB)*. I valori indicati invece dalle voci `OFFSET` e `SCALING_FACTOR` sono fondamentali per ottenere il valore reale a partire da quello registrato tramite la seguente relazione presente nel file prima presentato, *Planetary Science Data Dictionary*:

$$\text{True Value} = \text{Offset Value} + (\text{Scaling Factor} \times \text{Stored Value})$$

```

OBJECT                = IMAGE
NAME                  = MEAN_RADIUS
DESCRIPTION            = "Each sample represents scaled mean
    planetary radius within a 0.00781 by 0.00781 degree area. Where no
    observations lie within the area, an interpolated value is supplied.
    Owing to the polar MGS orbit, density is lowest near the
    equator, where about 55% of bins contain at least one MOLA shot.
    There are gaps, however, of up to 12 km between profiles."
LINES                 = 5632
LINE_SAMPLES          = 11520
SAMPLE_TYPE           = MSB_INTEGER
SAMPLE_BITS           = 16
UNIT                  = METER
OFFSET                = 3396000
SCALING_FACTOR         = 1
END_OBJECT            = IMAGE

```



Cylindrical Projection Surface

Nell'ultima parte vengono riportate caratteristiche riferite al pianeta centrale (A_AXIS_RADIUS, B_AXIS_RADIUS, C_AXIS_RADIUS, che rappresentano rispettivamente i semiassi lungo gli assi principali X, Y e Z dell'ellissoide con cui si rappresenta Marte) nonché il tipo di rappresentazione della mappa ottenuta che è una rappresentazione cilindrica. Ciò significa che la mappa si ottiene per proiezione dei punti dell'ellissoide dal suo centro su un cilindro ad esso tangente lungo l'equatore. Meridiani e paralleli sono rappresentati sulla carta da rette perpendicolari, come si può vedere dalla figura sopra. Altre voci invece indicano i valori di massima e minima latitudine e massima e minima longitudine presente in tale file. Infine viene indicato anche il tipo di sistema di riferimento solidale al pianeta, in questo caso planetocentrico, utilizzato per rappresentare i valori ottenuti.

OBJECT	= IMAGE_MAP_PROJECTION
^DATA_SET_MAP_PROJECTION	= "DSMAP.CAT"
MAP_PROJECTION_TYPE	= "SIMPLE_CYLINDRICAL"
A_AXIS_RADIUS	= 3396.0 <KM>
B_AXIS_RADIUS	= 3396.0 <KM>
C_AXIS_RADIUS	= 3396.0 <KM>

```

FIRST_STANDARD_PARALLEL      = "N/A"
SECOND_STANDARD_PARALLEL     = "N/A"
POSITIVE_LONGITUDE_DIRECTION = "EAST"
CENTER_LATITUDE              = 0.0 <DEGREE>
CENTER_LONGITUDE             = 180.0 <DEGREE>
REFERENCE_LATITUDE           = "N/A"
REFERENCE_LONGITUDE          = "N/A"
LINE_FIRST_PIXEL             = 1
LINE_LAST_PIXEL              = 5632
SAMPLE_FIRST_PIXEL           = 1
SAMPLE_LAST_PIXEL            = 11520
MAP_PROJECTION_ROTATION      = 0.0
MAP_RESOLUTION               = 128.0 <PIXEL/DEGREE>
MAP_SCALE                    = 0.463 <KM/PIXEL>
MAXIMUM_LATITUDE             = 88.0 <DEGREE>
MINIMUM_LATITUDE             = 44.0 <DEGREE>
WESTERNMOST_LONGITUDE        = 0.0 <DEGREE>
EASTERNMOST_LONGITUDE        = 90.0 <DEGREE>
LINE_PROJECTION_OFFSET       = 11264.5
SAMPLE_PROJECTION_OFFSET     = 23040.5
COORDINATE_SYSTEM_TYPE       = "BODY-FIXED ROTATING"
COORDINATE_SYSTEM_NAME       = "PLANETOCENTRIC"
END_OBJECT                   = IMAGE_MAP_PROJECTION
END

```

4.4 LETTURA DEI DATI DI M.O.L.A.

La lettura dei dati di M.O.L.A. è introdotta nel software, una volta ottenuto il valore fondamentale del raggio vettore del satellite. Infatti dai valori della longitudine e latitudine e dell'area a terra ottenuta dai valori dell'apertura del fascio 3dB introdotti nella finestra principale, grazie ad una serie di casi, nel software si individua l'opportuno file da cui andare a pescare i valori richiesti.

Si sono affrontati vari problemi nella realizzazione di tale operazione, in quanto a seconda dei valori immessi c'è la possibilità

di dover aprire, un file oppure due file o addirittura quattro file contemporaneamente. In più si è integrato, per valori superiori a 88° di latitudine e inferiori a -88° di latitudine (visto che questi valori di latitudine non sono coperti dai file a massima risoluzione) il database di file

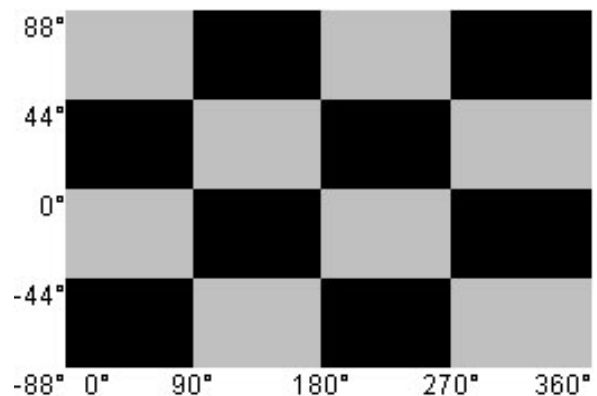
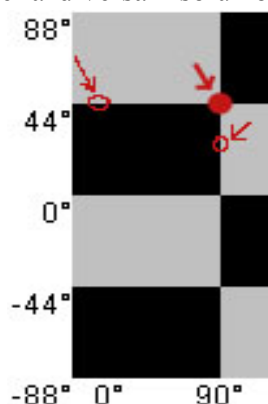


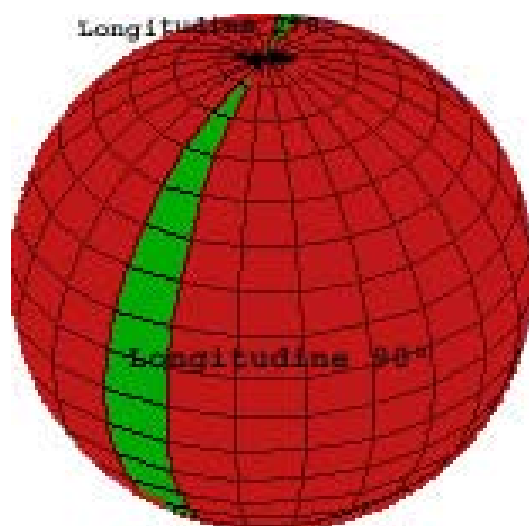
FIG.4.3 Questa scacchiera raffigura in che modo sono stati suddivisi i file a seconda dei valori di latitudine e longitudine

con risoluzione di 64 pixel/grado, il cui utilizzo ha creato altri problemi, a causa proprio della diversa risoluzione. Come si può vedere dalla *figura 4.3*, se i valori di latitudine e



longitudine immessi sono valori a cavallo tra due file, bisogna leggere contemporaneamente da due file diversi. La scelta di dover leggere da due file o da uno solo dipende, come è intuibile, anche dalla finestra a terra scelta. Maggiore è questa finestra più i margini ai confini si allargano. Ad esempio scegliendo una finestra di 100 km centrata sul valore di input di latitudine e longitudine, pari ad un valore angolare di circa 1.72° con una risoluzione di 128 pixel/grado, significa scegliere un valore vicino al confine di

latitudine del file una volta scelto ad esempio latitudine pari a 43.5° (44° di latitudine – $1.72^\circ/2 = 43.14^\circ$, il valore 1.72° è diviso per due perché la finestra è centrata sui valori iniziali di latitudine e longitudine). In questo caso bisogna andare a leggere dal file che va da 0° a 44° e poi dal file che va da 44° a 88° di latitudine. Lo stesso discorso fatto per la latitudine lo si può ripetere per la longitudine. Infatti se il valore di longitudine è inferiore ai margini, variabili con la finestra a terra scelta, bisogna leggere da due file diversi (ad esempio scegliendo un valore di longitudine di 89.5° con una finestra di 100 km bisogna leggere dal file che va da 0° a 90° e dal file che va da 90° a 180° di longitudine) come si nota



dalla figura a sopra.

Un problema ancora più arduo riguarda la circostanza di dover leggere contemporaneamente da ben quattro file. Infatti rifacendosi alla figura sopra riportata si può comprendere che scegliendo un valore di latitudine, ad esempio, intorno a 44° ed un valore di longitudine intorno a 90° (scegliendo i valori di prima [$89.5^\circ; 43.5^\circ$]) bisogna leggere dai file che vanno per valori di latitudini da 0° a 44° e da

44° a 88° e per valori di longitudine da 0° a 90° e da 90° a 180° . Per coprire poi tutti i valori di latitudine si sono dovuti utilizzare anche i file con risoluzione di 64 pixel/grado, con i quali sono stati affrontati gli stessi problemi, dovuti alla possibilità di dover leggere da più file contemporaneamente.

Inoltre per garantire maggiore continuità, si sono legati i file anche per i valori di latitudine vicino a 90° e a -90° sempre di latitudine, dove si deve leggere da due file, ma in modo diverso rispetto agli altri casi. Si può notare, dalla figura nella pagina precedente che alla longitudine di 0° corrisponde, dall'altra parte del globo, una longitudine di 180° e ad una longitudine di 90° invece corrisponde un valore di 270° . Bisogna quindi leggere i file come se fossero uno legato all'altro tramite i valori di latitudine, dando la continuità necessaria. Bisogna notare in generale che secondo dove ci si trova sul confine si avranno casi diversi. Se ci si trova sul confine sinistro per quanto riguarda la longitudine, la lettura del file deve essere fatta prima per quanto riguarda il file di sinistra e poi quello di destra. Se ci si trova sul confine destro la lettura del file deve essere eseguita anche qui, prima per quanto riguarda il file di sinistra e poi quello di destra. La stessa cosa accade per quanto riguarda la latitudine. Se ci si trova sotto o sopra il confine la lettura dei file deve essere la stessa: prima il file con latitudini maggiori e poi il file con latitudini inferiori. Infine tutto ciò fa comprendere che nel caso di lettura di quattro file si avranno quattro letture diverse, a seconda se ci trova in alto a destra, in alto a sinistra, in basso a destra o in basso a sinistra rispetto al confine. Tutte queste considerazioni hanno prodotto oltre 60 casi diversi, che sono stati implementati nel codice.

Dopo la selezione del caso in esame, e dopo aver acquisito opportunamente i valori registrati da M.O.L.A., bisogna ricavare i parametri superficiali all'interno della finestra scelta. Per questo si utilizzano le informazioni contenute nel file *dsmmap.cat* che può essere anch'esso scaricato da internet. Infatti in questo file si trovano delle formule che consentono di ottenere, dal valore di longitudine e latitudine, i valori di sample e line, che sono usati per entrare opportunamente nel file e scegliere il sample corrispondente al punto scelto. I valori *RES*, *CENTER_LATITUDE*, *CENTER_LONGITUDE*, *SAMPLE_PROJECTION_OFFSET*, *LINE_PROJECTION_OFFSET*, sono valori diversi a seconda del file che si sta leggendo. Tali valori sono presenti nei file di testo che accompagnano i file di dati.

$$\text{SAMPLE} = \text{SAMPLE_PROJECTION_OFFSET} + \text{RES} * (\text{LON} - \text{CENTER_LONGITUDE})$$

$$\text{LINE} = \text{LINE_PROJECTION_OFFSET} - \text{RES} * (\text{LAT} - \text{CENTER_LATITUDE})$$

where:

LAT and LON

are the latitude and longitude of a given spot on the surface

in degrees.

LINE_PROJECTION_OFFSET

is the line number on which the map projection origin occurs; i.e., the line number that corresponds to the center latitude.

SAMPLE_PROJECTION_OFFSET

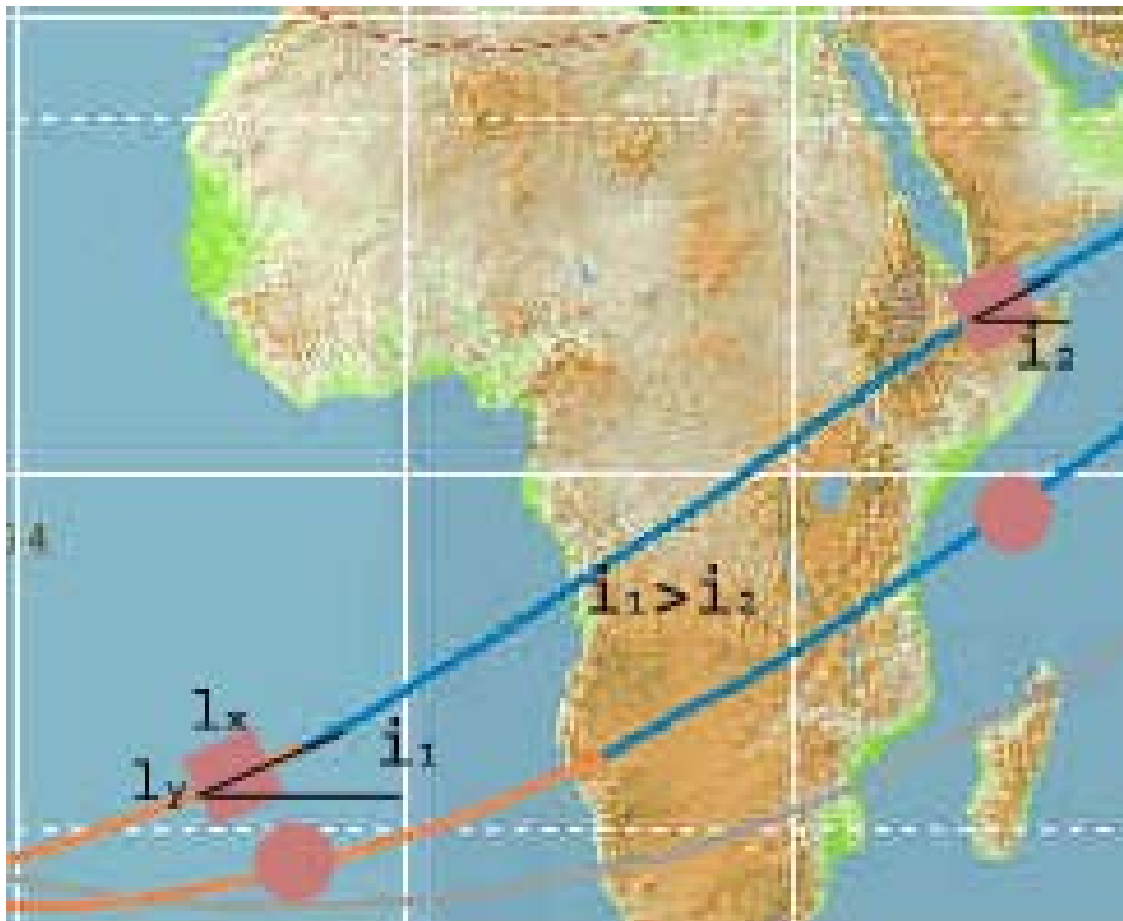
is the sample number on which the map projection origin occurs; i.e., the sample number that corresponds to the center longitude.

CENTER_LONGITUDE, CENTER_LATITUDE

are the longitude and latitude chosen as the origin of the map projection.

RES (MAP_RESOLUTION)

is the number of pixels per degree at the projection origin.



A questo punto si ottiene una matrice con valori di quota all'interno della finestra di lato pari al prodotto dell'apertura a 3_{dB} lungo l'asse x (direzione along track) per la quota H del satellite e al prodotto dell'apertura a 3_{dB} lungo l'asse y (direzione across track) sempre per la quota del satellite:

$$\begin{aligned} l_x &= \theta_{3dBx} \cdot H \\ l_y &= \theta_{3dBy} \cdot H \end{aligned} \quad (4.1)$$

Lo swath a terra è centrato sul punto definito dalla longitudine e latitudine ottenute dalla posizione del satellite sulla sua orbita.

La scelta della finestra circolare, avrebbe svincolato da un problema legato alla selezione dei dati a seconda dell'inclinazione della traccia a terra. Infatti a seconda dell'inclinazione della traccia a terra, i valori da scegliere usando una finestra rettangolare variano lungo la traccia a terra stessa, mentre usando una finestra circolare ci si svincola da tale problema come la figura nella pagina precedente mostra. Infatti a seconda della zona della traccia a terra la finestra rettangolare cambia inclinazione e tale effetto bisognerebbe tenerlo in conto nella scelta dei valori caricati dai file M.O.L.A., mentre utilizzando una finestra circolare tutto ciò non è necessario, in quanto la scelta dei dati è indipendente dalla posizione sulla traccia a terra.

Per rendere il software adatto al caso reale, dove lo swath a terra è rappresentato da un rettangolo (ancor meglio una elissi), i cui lati dipendono dall'apertura a 3dB del fascio del radar, si è dovuto tenere in considerazione anche l'inclinazione della traccia a terra rispetto al parallelo locale.

Rifacendosi a formule utilizzate nel planning di M.A.R.S.I.S., si è potuto passare dai valori della latitudine e longitudine dei punti della traccia a terra, al valore dell'inclinazione locale della traccia stessa. La relazione che lega i valori della longitudine e latitudine al valore dell'inclinazione è di seguito riportata:

$$\beta = \sin^{-1} \left(\frac{(lat_{next} - lat)}{\sqrt{(lon_{next} - lon)^2 + (lat_{next} - lat)^2}} \right) \quad (4.2)$$

dove β rappresenta l'inclinazione locale della traccia a terra rispetto al parallelo locale, mentre lat_{next} , lon_{next} , lat e lon , rappresentano le coordinate di due punti a terra consecutivi della traccia.

Considerando poi la traccia a terra rettilinea, l'angolo β lo si calcola facilmente con relazioni goniometriche riferite ad un triangolo rettangolo, i cui cateti sono $(lat_{next} - lat)$ e $(lon_{next} - lon)$.

4.5 ELABORAZIONE DEI DATI DI M.O.L.A.

Per rendere visibile ciò che accade si è scelto di andare a rappresentare graficamente i valori acquisiti dai file di M.O.L.A. utilizzando una finestra circolare e valori di latitudine e longitudine prestabiliti, atti ad inquadrare zone di Marte interessanti da un punto di vista scientifico ed esemplificative da un punto di vista grafico, quali quelle altamente craterizzate.

Nella prima immagine si è scelto un valore di longitudine di 20° e un valore di latitudine di -22° con una finestra di 120 km di diametro scegliendo quindi come file di MOLA il file *mgr00n000hb.img*.

La zona altamente craterizzata, viene evidenziata anche dai dati di MOLA. Nella seconda, *figura 4.5*, invece si è scelto un caso in cui la lettura è avvenuta da due file, in quanto il valore di latitudine era 0.5° mentre la longitudine era 80° sempre con una finestra con diametro di 120 km.

In questo caso infatti, il software, oltre a dover leggere dal file *mgr00n000hb.img*, ha dovuto leggere dati anche dal file *mgr44n000hb.img* ottenendo comunque una figura ben definita che anche questa volta mostra con chiarezza la topografia marziana.

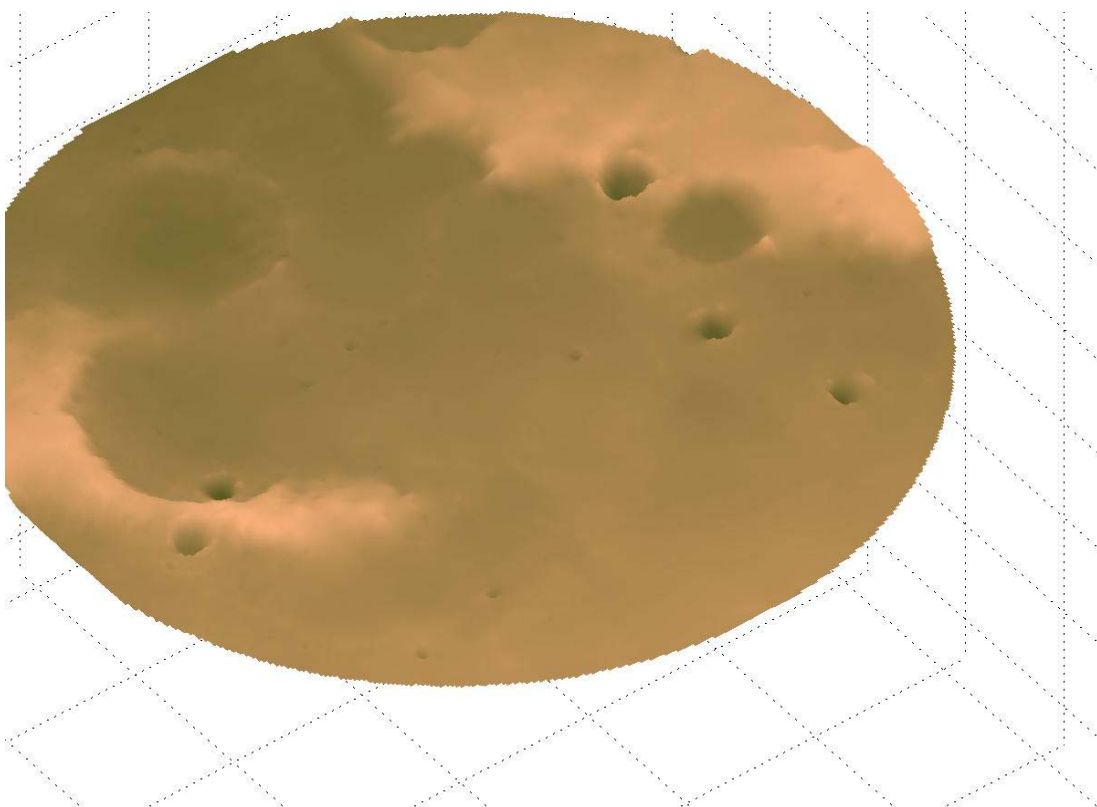


FIG. 4.4 Nell'immagine sopra è riportato il risultato ottenuto dalla lettura dei dati di M.O.L.A. , mostrando un ottimo dettaglio dei particolari grazie all' alta risoluzione con cui i dati sono stati salvati

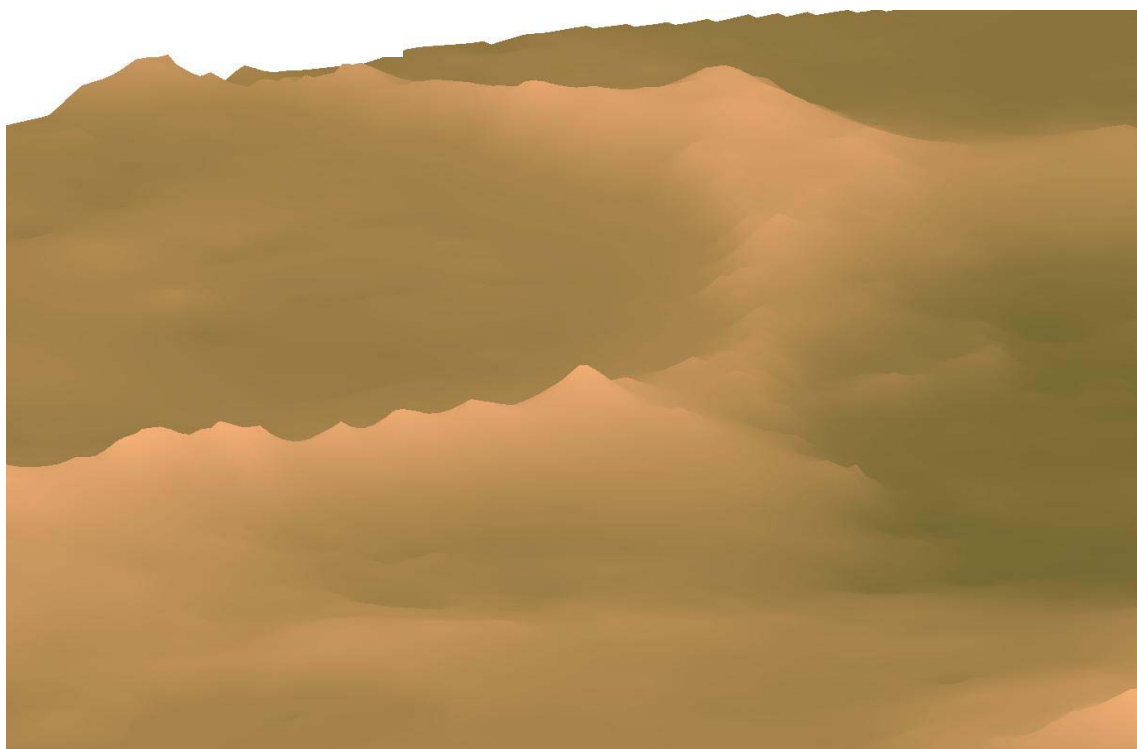


FIG. 4.5 In quest'altra immagine è riportato il risultato ottenuto dalla lettura dei dati di M.O.L.A., utilizzando più file per la lettura

I colori sono stati scelti in modo da ottenere un'immagine il più reale possibile tramite la creazione di una matrice che comprende una gamma di colori che vanno dal marrone scuro per i punti più bassi, arrivando ad un rosa scuro per i punti più alti della immagine. Sugli assi X,Y,Z sono riportati rispettivamente la longitudine (espressa da numero di pixel), la latitudine (espressa anch'essa dal numero di pixel) e la quota espressa in chilometri.

Per ricavare la quota del satellite, fondamentale per ricavare lo swath a terra, come prima detto nell'equazioni (4.1), bisogna partire dalla conoscenza del raggio medio marziano, pari a 3396000 metri. Infatti, ricordando che in precedenza si è ricavato il valore del raggio vettore tramite il propagatore orbitale, e conoscendo il valore del raggio marziano, grazie alla seguente semplice relazione:

$$\text{Quota} = |\text{Raggio vettore}| - \text{Raggio marziano}$$

si può ricavare la quota.

A questo punto dal valore della quota, conoscendo il valore dell'angolo a 3dB nella direzione along track (θ_{3dBx}) del fascio del radar, il valore dell'angolo a 3dB nella direzione across track (θ_{3dBy}), tramite le relazioni prima illustrate (equazioni 4.1) si può calcolare l'area a terra illuminata:

$$\text{Area} = l_x \cdot l_y \quad (4.3)$$

Si ricorda che l'angolo a 3dB è l'angolo di apertura del fascio in cui la potenza ad entrambi i lati del lobo principale diventa metà della potenza trasmessa. A questo punto si entra nei file di M.O.L.A., con il valore dell'area illuminata dal fascio e con i valori di latitudine e longitudine che rappresentano il punto su cui centrare la finestra stessa.

Si ricavano i valori di quota dell'area illuminata, da cui si possono ricavare *slope* e *roughness* della superficie marziana. La *slope*, cioè la pendenza della superficie, e la

roughness, cioè la rugosità della superficie, sono fondamentali per poter calcolare i valori di backscattering.

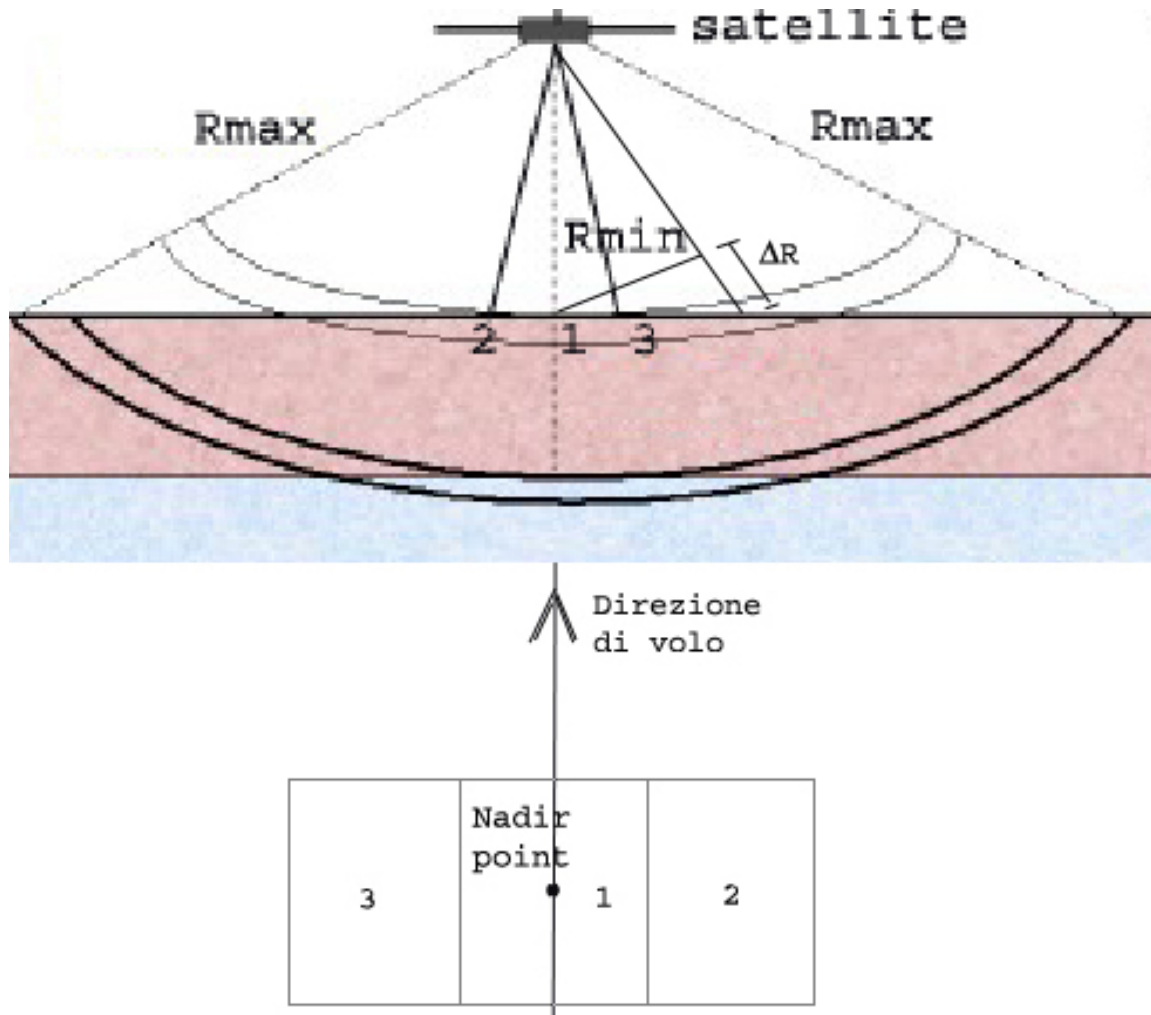


FIG. 4.6 Rappresentazione del funzionamento di SHARAD e delle zone che sono illuminate a tempi diversi

Un altro problema da tenere in considerazione è schematizzato nella figura precedente. Si può notare come man mano che la radiazione trasmessa si diffonde, non tutte le celle a terra vengono illuminate nello stesso momento, ma vengono irradiate ad istanti diversi, producendo echi diversi. In particolare si avrà una distanza minima indicata con R_{min} e una distanza massima indicata con R_{max} , dipendenti dall'apertura a 3dB del fascio. Per calcolarsi la risoluzione a terra si può utilizzare, il teorema di Pitagora, nel triangolo rettangolo i cui cateti sono, R_{min} ed $R_{min} + \Delta R$, ottenendo così:

$$\rho = \sqrt{(R_{min} + \Delta R)^2 - R_{min}^2} \quad (4.4)$$

dove ρ rappresenta la risoluzione a terra. Ricordando che nel caso di satellite $R_{min} \gg \Delta R$, si può semplificare la precedente in questo modo:

$$\rho \approx \sqrt{2 \cdot \Delta R \cdot R_{min}} \quad (4.5)$$

Ricordando che per SHARAD, si ha che R_{min} è dell'ordine dei 300 chilometri e che ΔR è circa 15 metri, la risoluzione a terra ρ è pari ad:

$$\rho = 3000m$$

Quindi le celle a terra sono larghe 3000 metri. Questo ha comportato però la necessità di dover entrare per ogni singola cella, all'interno dei file di M.O.L.A., ed andare a calcolare per ogni singola cella le caratteristiche superficiali. Quindi non più un'unica volta è necessario richiamare i file di M.O.L.A. ma n volte, dove n è il numero di celle considerate. Ciò ha implicato il calcolo, per ogni singola cella, delle coordinate del proprio punto centrale, quindi latitudine e longitudine di tutti i centri delle celle. Tutto questo ovviamente non dimenticando il problema dell'inclinazione della traccia a terra, e quindi l'esigenza di dover applicare le considerazioni in precedenza fatte ad ogni singola cella illuminata.

Un altro problema che complica la lettura dei file, riguarda il calcolo della *lunghezza di correlazione* (vedi par.4.6). Infatti per essere calcolata, riferendosi ad una singola cella, essa richiede i valori di quota di una finestra molto più ampia del necessario. Se la finestra all'istante t generico realmente illuminata è di alcuni

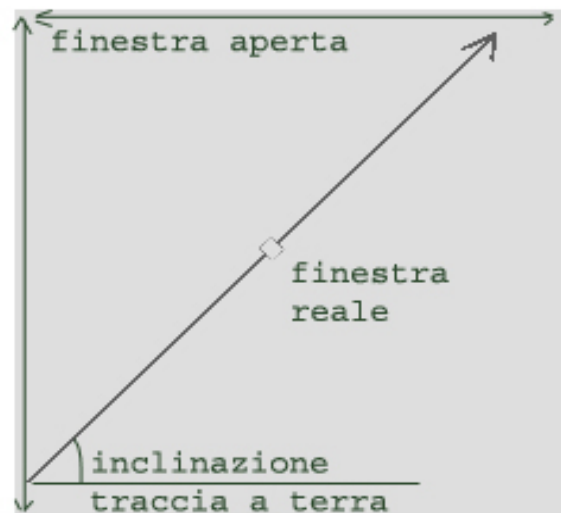
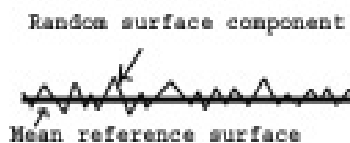
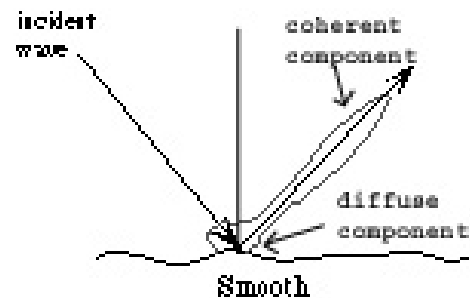
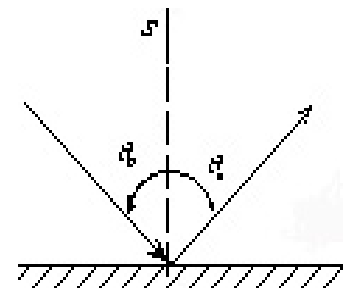


FIG. 4.7 Finestra realmente aperta nei file di M.O.L.A per poter calcolare la lunghezza di correlazione per tutti i punti della finestra reale

chilometri quadrati, per il calcolo delle lunghezze di correlazione di ogni singola cella che cade all'interno della finestra si richiede la lettura di una finestra molto più grande, dell'ordine anche di 800x800 chilometri come la *figura 4.7* mostra.

4.6 PARAMETRI SUPERFICIALI

Un'onda incidente su una superficie rugosa è parzialmente riflessa (scatterata) nella direzione speculare e parzialmente scatterata in tutte le altre direzioni. Un *radar monostatico* (ciò significa trasmettitore e ricevitore alla stessa locazione), riceve la componente back-scatterata, componente che ritorna indietro lungo la stessa direzione di incidenza, di tutta l'energia scatterata. Quindi un radar monostatico, teoricamente, riceverebbe alcuna potenza da una superficie liscia eccetto nel caso di incidenza in direzione normale. Qualitativamente, la relazione, tra la rugosità superficiale e lo scattering superficiale può essere spiegato tramite le figure di seguito riportate. Per superfici speculari, il modello di radiazione angolare dell'onda riflessa è un impulso di Dirac (che può essere interpretato analiticamente come configurazione limite di un impulso rettangolare o gaussiano ad area unitaria quando se ne faccia tendere a zero la larghezza) centrato intorno alla direzione speculare come si può vedere nella figura sopra. Per superfici rugose il modello di radiazione angolare consiste di due componenti: una componente riflessa ed una componente scatterata.



La componente riflessa è ancora nella direzione speculare ma l'intensità della sua potenza è più piccola di quella riferita a superficie liscia. Questa componente speculare è spesso detta *componente di scattering coerente*. La componente scatterata anche detta *componente diffusa o non coerente* consiste di potenza scatterata in tutte le

direzioni, ma la sua intensità è minore di quella della componente coerente. Quanto più la superficie diventa rugosa, tanto più la componente coerente diventa trascurabile. Quindi tale fondamentale parametro del radar da tenere in considerazione, cioè lo scattering, rappresentato dal coefficiente di scattering, è collegato alle caratteristiche della superficie. Le caratteristiche della superficie a loro volta, possono essere descritte statisticamente dalla *deviazione standard dell'altezza* della superficie stessa e dalla *lunghezza superficiale di correlazione*, che rappresentano la variazione casuale dell'altezza rispetto ad una superficie di riferimento. La superficie di riferimento potrebbe essere la superficie imperturbata di un modello periodico o potrebbe essere una superficie media. Si consideri una superficie nel piano x-y la cui altezza al punto generico (x,y) è $z(x,y)$ rispetto al piano x-y stesso. Per una rappresentazione statistica della superficie, delle dimensioni L_x e L_y , centrato nell'origine, l'altezza media della superficie è:

$$\bar{z} = \frac{1}{L_x L_y} \int_{-L_x/2}^{L_x/2} \int_{-L_y/2}^{L_y/2} z(x,y) dx dy \quad (4.6)$$

e il momento del secondo ordine è :

$$\overline{z^2} = \frac{1}{L_x L_y} \int_{-L_x/2}^{L_x/2} \int_{-L_y/2}^{L_y/2} z^2(x,y) dx dy \quad (4.7)$$

La *deviazione standard dell'altezza della superficie*, σ , è poi data da:

$$\sigma = \left(\overline{z^2} - \bar{z}^2 \right)^{1/2} \quad (4.8)$$

Se $z(x,y)$ è statisticamente indipendente dall'angolo di azimut nel piano x-y, la formulazione di sopra può essere ridotta ad una dimensione. Per un profilo

unidimensionale della superficie, σ è calcolato, in pratica, introducendo una discretizzazione dei valori $z_i(x_i)$ con una appropriata spaziatura Δx . Se la variazione dell'altezza Δz corrispondente ad una variazione orizzontale Δx è molto più piccola della lunghezza d'onda λ dell'onda incidente, la variazione Δz avrà un inapprezzabile effetto sulla riflessione dalla superficie del segmento Δx . Da regola, la spaziatura Δx dovrebbe essere scelta attenendosi a tale restrizione $\Delta x \leq 0.1\lambda$.

La deviazione standard σ per il caso discreto unidimensionale è dato da:

$$\sigma = \left[\frac{1}{N-1} \left(\sum_{i=1}^N (z_i)^2 - N(\bar{z})^2 \right) \right]^{1/2} \quad (4.9)$$

dove:

$$\bar{z} = \frac{1}{N} \sum_{i=1}^N z_i \quad (4.10)$$

e dove N è il numero di campioni.

La funzione di autocorrelazione normalizzata per un profilo superficiale unidimensionale $z(x)$ è definita invece come:

$$\rho(x') = \frac{\int_{-L_x/2}^{L_x/2} z(x)z(x+x')dx}{\int_{-L_x/2}^{L_x/2} z^2(x)dx} \quad (4.11)$$

che è la misura della similarità tra l'altezza z ad un punto generico x e ad un altro punto x' distante da x . Per il caso discreto la funzione di autocorrelazione normalizzata, per un spostamento $x'=(j-l)\Delta x$, dove j è un numero intero ≥ 1 , è data da:

$$\rho(x') = \frac{\sum_{i=1}^{N+1-j} z_i z_{j+i-1}}{\sum_{i=1}^N z_i^2} \quad (4.12)$$

La *lunghezza di correlazione superficiale* l usualmente è definita come lo spostamento x' per cui $\rho(x')$ è uguale a $1/e$:

$$\rho(l) = 1/e \quad (4.13)$$

dove e è il numero di Nepero. La lunghezza di correlazione di una superficie dà un riferimento per stimare l'indipendenza statistica di due punti sulla superficie: se i due punti sono separati da una distanza più grande di l , allora le loro altezze possono essere considerate statisticamente indipendenti una rispetto all'altra. Nel caso estremo di superficie perfettamente liscia, ogni punto sulla superficie è correlata con ogni altro punto tramite un coefficiente di correlazione. In questo caso, si ha $l = \infty$.

Si ricorda a questo punto la definizione di eventi statisticamente indipendenti: A e B sono *statisticamente indipendenti* se la probabilità che si verifichi A una volta che si è verificato B $P(A|B)=P(A)$, è uguale alla probabilità che si verifichi A , e anche se la probabilità che si verifichi B una volta che si è verificato A $P(B|A)=P(B)$ è uguale alla probabilità che si verifichi B . Invece la probabilità di un evento è la frequenza del suo verificarsi in un numero infinito di osservazioni:

$$P = \lim_{n \rightarrow \infty} \frac{S}{n} \quad (4.14)$$

dove n è il numero di osservazioni e s è il numero di volte in cui l'evento si è verificato. Questa definizione fa capire anche che la probabilità è un numero compreso tra 0 ed 1.

Un'altra caratteristica superficiale che è stata calcolata, come detto in precedenza, è la pendenza del terreno. Il modello introdotto si basa sulla definizione di derivata. *La derivata di una funzione rappresenta la variazione che subisce la funzione f rispetto alla variabile x : sia $y=f(x)$ una funzione reale, si dice derivata della funzione $y=f(x)$ il limite, per x che tende a x_0 , del rapporto incrementale:*

$$\frac{f(X) - f(X_0)}{X - X_0}$$

Ma la definizione geometrica della derivata non è altro che il coefficiente angolare della retta tangente alla curva rappresentante la funzione in esame. A partire poi da questa definizione, si introduce per la funzione quota, *lo sviluppo in serie di Taylor, cioè lo sviluppo in serie di una funzione $f(x)$ (funzione che può essere differenziata infinite volte, con derivate tutte superiormente o inferiormente limitate, ossia che non assumono valori infinitamente grandi in modulo) in una somma di potenze della variabile indipendente x . A questo punto si ha quindi:*

$$f(X) = f(X_0) + f'(X_0)(X - X_0) + f''(X_0)(X - X_0)^2 / (2!) + f'''(X_0)(X - X_0)^3 / (3!) + \dots \quad (4.15)$$

Se lo sviluppo viene interrotto dopo n termini, si commette un errore, che tuttavia in genere (anche se non sempre) tende a zero per n che tende all'infinito. Andando a particolarizzare per il caso che si sta sviluppando, si considerino tre quote ottenute dai dati di M.O.L.A. Siano indicate in modo generico dagli indici $i-1$, i , $i+1$ e siano ora riferite a valori del caso unidimensionale definito lungo la longitudine (si andranno a considerare quindi le righe della matrice dei dati). Ricavandosi una volta la formula dello sviluppo di Taylor per la funzione quota nel punto $i+1$ considerando come punto iniziale il punto i , ed una seconda volta ottenendo uno sviluppo di Taylor per il punto $i-1$ e considerando ancora una volta come punto iniziale il punto i , si ottengono:

$$f(X_{i+1}) = f(X_i) + f'(X_i)(X_{i+1} - X_i) + f''(X_i)(X_{i+1} - X_i)^2 / (2!) + f'''(X_i)(X_{i+1} - X_i)^3 / (3!) + \dots$$

$$f(X_{i-1}) = f(X_i) - f'(X_i)(X_{i-1} - X_i) + f''(X_i)(X_{i-1} - X_i)^2 / (2!) - f'''(X_i)(X_{i-1} - X_i)^3 / (3!) + \dots$$

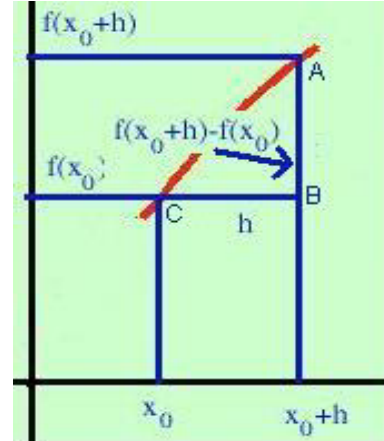
Una volta ottenute queste due relazioni, facendone la differenza, si ottiene la seguente:

$$f(X_{i+1}) - f(X_{i-1}) = 2f'(X_i)(X_{i+1} - X_i) + 2f'''(X_i)(X_{i+1} - X_i)^3 / (3!) + \dots$$



$$f'(X_i) = \frac{f(X_{i+1}) - f(X_{i-1})}{2(X_{i+1} - X_i)} \quad (4.16)$$

ricordando che $X_{i+1} - X_i = X_{i-1} - X_i$ per il caso in esame, essendo il campionamento costante. Tale relazione dà una espressione della derivata approssimata al terzo ordine. Tale metodo viene detto *derivata centrale*. Ovviamente il discorso lo si ripete passo passo anche per valori lungo la latitudine, che dà un secondo caso unidimensionale (quindi ci si muove lungo le colonne della matrice che rappresentano i valori di quota). Un altro metodo che si poteva utilizzare era basato sulla considerazione di soli due valori della quota. Infatti introducendo il valore di risoluzione, come si può vedere da lato, conoscendo i valori di quota nel punto X_i e X_{i+1} si ricava la derivata, o meglio la tangente, facendo semplicemente il rapporto tra i due segmenti AB e BC. Ma con tale metodo l'approssimazione ottenuta sarebbe stata del secondo ordine, e quindi peggiore di quella invece adottata.



CONCLUSIONI

Il lavoro di tesi realizzato consente di ottenere uno studio approfondito della superficie marziana, atto quindi a rendere possibile un planning ottimale per lo strumento in esame. Infatti l'attività congiunta di propagatore orbitale, lettura dei file altimetrici di M.O.L.A. e computazione finale dei parametri statistici superficiali riferiti ai punti all'interno della finestra osservata dal radar, rende possibile una mappatura globale dei parametri stessi per ogni zona della superficie di Marte.

Questa mappatura dà la possibilità di decidere quali sono le zone di maggior interesse e quindi di capire dove bisogna utilizzare SHARAD raggiungendo così lo scopo finale per l'individuazione di serbatoi di acqua subsuperficiale. Tutto questo è ottenuto grazie ad un unico software realizzato in ambiente Matlab, che dai parametri iniziali, definiti dai requisiti di missione Mars Reconnaissance Orbiter e dalle caratteristiche del fascio del radar, calcola, attraverso la propagazione orbitale e la lettura dei file M.O.L.A., i parametri statistici necessari e quindi i coefficienti di backscattering superficiali di ogni cella illuminata dal fascio.

Le simulazioni realizzate hanno mostrato una buona robustezza della parte di software dedicata alla propagazione e al calcolo dei parametri statistici, mentre hanno denotato un rallentamento nella fase di lettura dei file di M.O.L.A. a causa dell'enorme quantità di dati da processare.

In più si sono portate avanti due metodologie che consentono di effettuare la lettura dei file M.O.L.A. in due modi diversi e quindi di avere più possibilità di adattamento alle esigenze man mano richieste. Infine si è cercato di simulare le condizioni reali in cui opererà SHARAD, introducendo sia effetti perturbativi sull'orbita, sia condizioni reali di osservazione del radar, tutto finalizzato ad ottenere un planning dello strumento quanto più preciso possibile.

APPENDICE

A.1 LA TEORIA DI CHAPMAN

Nel 1931, S. Chapman sviluppò una formula che prediceva la forma di un semplice strato di ionosfera e come esso variasse durante il giorno. Sebbene è solo in parte applicabile nella spiegazione del comportamento che si osserva della ionosfera (causato dal fatto che ci sono fenomeni che non vengono inclusi in questa formula) la formula di Chapman è alla radice della attuale conoscenza della ionosfera, in particolare quella terrestre.

Comunque si introdurrà un breve studio su questa teoria in particolare per occuparsi della *velocità di produzione di ionizzazione* (q), e della formula che esprime questo aspetto, detta *funzione di produzione di Chapman*. In un semplice studio, più che sufficiente nel caso in esame, si assume che:

- L'atmosfera è composta da una singola specie, che è distribuita esponenzialmente in altezza con fattore di scala costante
- L'atmosfera è stratificata a piani: non ci sono cioè variazioni nel piano orizzontale
- La radiazione è assorbita in proporzione alla concentrazione delle particelle del gas
- Il coefficiente di assorbimento è costante: questo è equivalente ad assumere che si abbia una radiazione monocromatica

La velocità di produzione della coppia elettrone-ione allo stesso livello di atmosfera, può essere espressa come prodotto di quattro termini:

$$q = \eta \sigma n I$$

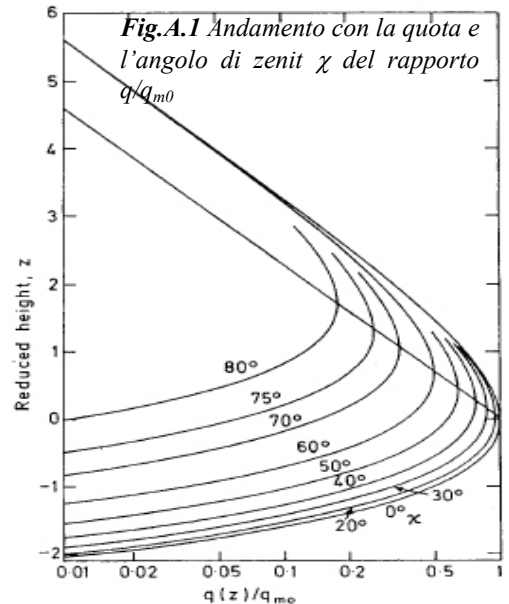
Qui, I è l'intensità della radiazione ionizzante ed n è la concentrazione degli atomi o delle molecole capaci di essere ionizzate dalla radiazione. Un atomo o una molecola per essere ionizzata deve, per prima cosa assorbire la radiazione, e la quantità assorbita è espressa dalla *sezione di assorbimento (absorption crosssection)* σ , se il flusso della radiazione incidente è I ($\text{J m}^{-2} \text{s}^{-1}$) allora l'energia totale assorbita per unità di volume dell'atmosfera per unità di tempo sarà proprio $\sigma n I$. Comunque, non tutta questa energia sarà presente nel processo di ionizzazione, e l'*efficienza di ionizzazione*, η , tiene in conto proprio questo, rappresentando la frazione di radiazione assorbita che è presente nel processo di ionizzazione.

La funzione di produzione di Chapman viene usualmente scritta in forma normalizzata come:

$$q = q_{m0} \exp(1 - z - \sec \chi e^{-z}) \quad (A.1)$$

dove z è la quota ridotta per il gas neutro, $z = (h - h_{m0})/H$, dove H è il fattore di scala. χ è l'angolo solare di zenit, h_{m0} è l'altezza della massima velocità di produzione quando il Sole è a picco (cioè h_m quando $\chi = 0$), e q_{m0} è la velocità di produzione a quella quota, quando il Sole è a picco. L'equazione sopra può essere anche scritta nella forma sotto riportata:

$$q/q_{m0} = e e^{-z} e^{[-\sec \chi \exp(-z)]} \quad (A.2)$$



dove il primo termine è una costante, il secondo invece esprime la variazione di altezza della densità di atomi ionizzabili, e il terzo è proporzionale all'intensità della radiazione di ionizzazione.

La *figura A.1*, illustra qualche proprietà generale del profilo di velocità di produzione. A quote elevate, dove z è positivo e grande si ha:

$$q \rightarrow q_{m0} e e^{-z} \quad (A.3)$$

quindi le curve si uniscono al di sopra del picco, divenendo indipendenti da χ ed esibendo un decremento esponenziale con la quota, dovuto alla densità dell'atmosfera neutra che decresce. Nella regione ben al di sotto del picco, quando z è grande e negativo, la forma delle curve è fortemente dipendente dall'ultimo termine dell'equazione (A.2) che produce un rapido taglio. Quindi la velocità di produzione è limitata da una scarsità di gas ionizzabile alle più alte quote e da una perdita di radiazione ionizzante muovendosi verso il basso.

L'intensità della radiazione in un'atmosfera assorbente può essere scritta come segue:

$$I = I_{\text{inf}} e^{-\tau} \quad (A.4)$$

dove τ è la profondità ottica, che è uguale al coefficiente di assorbimento per il numero di atomi assorbenti sotto il livello considerato:

$$\tau = \sigma N_T \quad (A.5)$$

e I_{inf} è l'intensità a grande altezza. Questo conduce ad un importante teorema: *la velocità di produzione è più grande al livello dove la profondità ottica è unitaria.*

Da questo risultato del tutto generale, seguono alcune regole particolarmente utili, che vale la pena ricordare di seguito.

- I. La massima velocità di produzione per un dato valore di χ è data dalla seguente relazione: $q_m = \eta I_{\text{inf}} / (eH \sec \chi)$
- II. L'altezza ridotta del massimo dipende dall'angolo solare di zenit secondo la seguente legge: $z_m = \ln(\sec \chi)$
- III. La velocità di produzione relativo a questo massimo è ottenuta dalla seguente formula: $q_m = q_{m0} \cos \chi$

Questi semplici risultati sono importanti negli studi della ionosfera perché il massimo di uno strato è la parte maggiormente osservata. Dalle ultime due equazioni si nota che un grafico di $\ln(q_m)$ rispetto a z_m è effettivamente un grafico di $\ln(\cos \chi)$ rispetto a $\ln(\sec \chi)$, che dà ovviamente una linea retta di pendenza -1. Questa linea è riportata nella *figura A.1*.

La funzione di produzione di Chapman è importante perché essa esprime i fondamenti della formazione della ionosfera e dell'assorbimento della radiazione in qualsiasi atmosfera considerata con distribuzione esponenziale. Sebbene le reali ionosfere potrebbero essere molto più complicate da questo punto di vista, la teoria di Chapman garantisce un punto di riferimento importantissimo per interpretare le osservazioni ed è un punto di partenza relativamente semplice per la teoria ionosferica.

A.2 L'IMPULSO CHIRP

La più semplice forma d'onda trasmessa da un radar è un semplice impulso, sia rettangolare sia gaussiano le cui forme d'onda vengono riportate in *figura A.2*. Un'altra forma d'onda comune è detta “*chirp*” o “*chirp lineare*”. Esso è un segnale con un incremento o decremento lineare della frequenza nel tempo. I radar chirp sono usati quando la durata dell'impulso τ è così breve da richiedere un picco di potenza in trasmissione molto elevato, per ottenere un rapporto segnale/rumore accettabile (SNR

signal noise ratio; rappresenta il rapporto tra la potenza del segnale ricevuto e la potenza di rumore, dovuto a tutti i disturbi i presenti. Ovviamente maggiore è questo parametro maggiore è la potenza del segnale rispetto alla potenza di rumore e quindi migliore sarà la ricezione) ed anche perché potrebbe essere richiesta una risoluzione in range ρ_R molto spinta.

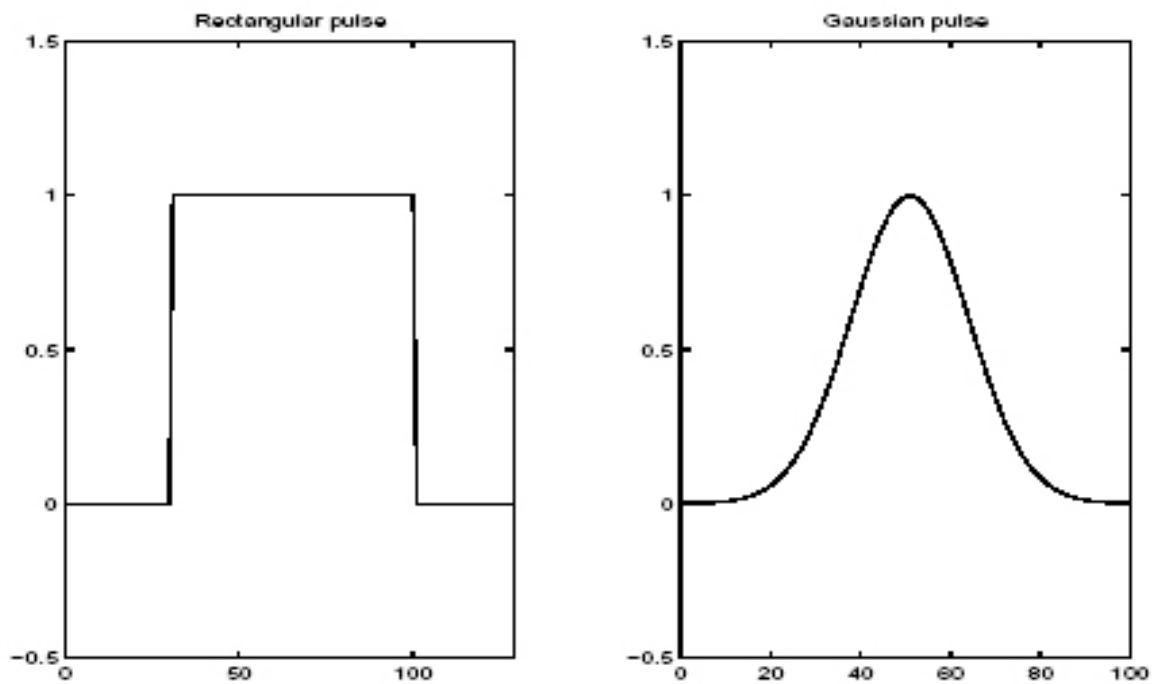


Fig.A.2 Rappresentazione di due impulsi; sulla sinistra un impulso rettangolare e sulla destra un impulso gaussiano

Dalla seguente relazione:

$$\rho_R = \frac{c\tau}{2} = \frac{c}{2B} \quad (A.6)$$

si ottiene che, essendo ρ_R piccolo, dovrà essere piccolo τ . Si ricorda che c è la velocità di propagazione del segnale pari alla velocità della luce ($3 \times 10^8 \text{ ms}^{-1}$) e B è la banda del segnale. Ricordando poi che vale la seguente relazione per la potenza media:

$$\bar{P}_t = P_t \cdot PRF \cdot \tau \quad (A.7)$$

dove PRF è la frequenza di ripetizione degli impulsi (*pulse repetition frequency*), si può concludere che per mantenere la potenza media costante, al diminuire della risoluzione in range, diminuisce anche il valore di τ , e quindi aumenta secondo la relazione sopra il valore P_t che rappresenta la potenza di picco. A sua volta la PRF non può scendere al di sotto di un certo valore, per evitare la sovrapposizione tra impulso ricevuto e impulso trasmesso che creerebbe confusione, come si nota dalla figura seguente.

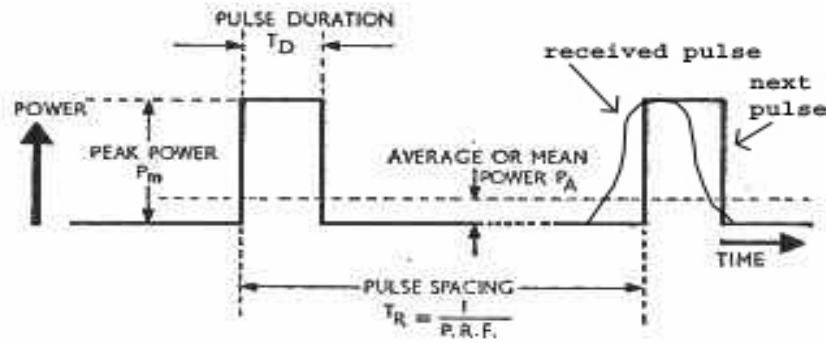


Fig.A.3 Limitazione nell'utilizzo di una PRF troppo alta, è data dalla sovrapposizione dell'eco di ritorno con l'impulso successivo in trasmissione

Nel caso invece di un impulso chirp, modulato linearmente in frequenza, si ottiene che l'espressione della risoluzione in range, risulta ancora una volta:

$$\rho_R = \frac{c}{2B} \quad (A.8)$$

ma con $B = \alpha\tau$, dove α è detto *chirp rate*. In definitiva nel caso di impulso chirp, per ottenere migliori risoluzioni, bisogna aumentare la durata dell'impulso che consente quindi

di avere basse potenze di picco. Un segnale chirp, nel caso di banda base, cioè se la frequenza centrale è $f_0=0$, avrà la seguente espressione:

$$X(t) = \Pi\left(\frac{t}{\tau}\right) e^{j2\pi\frac{a}{2}t^2} \quad (A.9)$$

dove t è la variabile temporale, mentre τ è la durata dell'impulso.

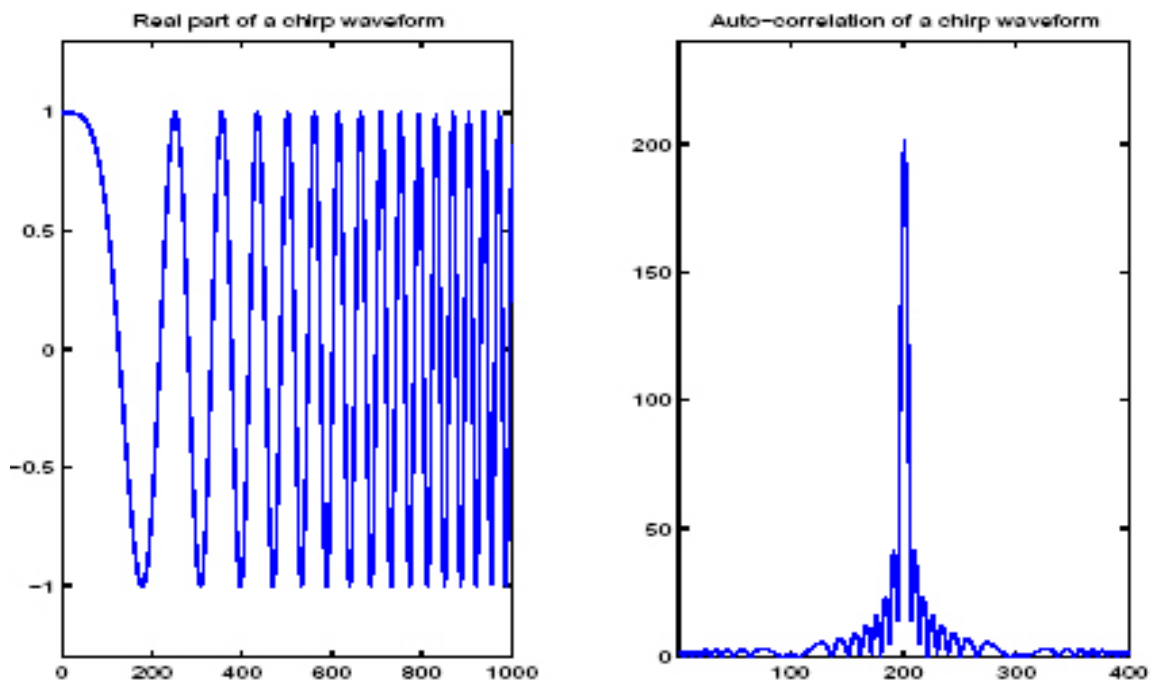
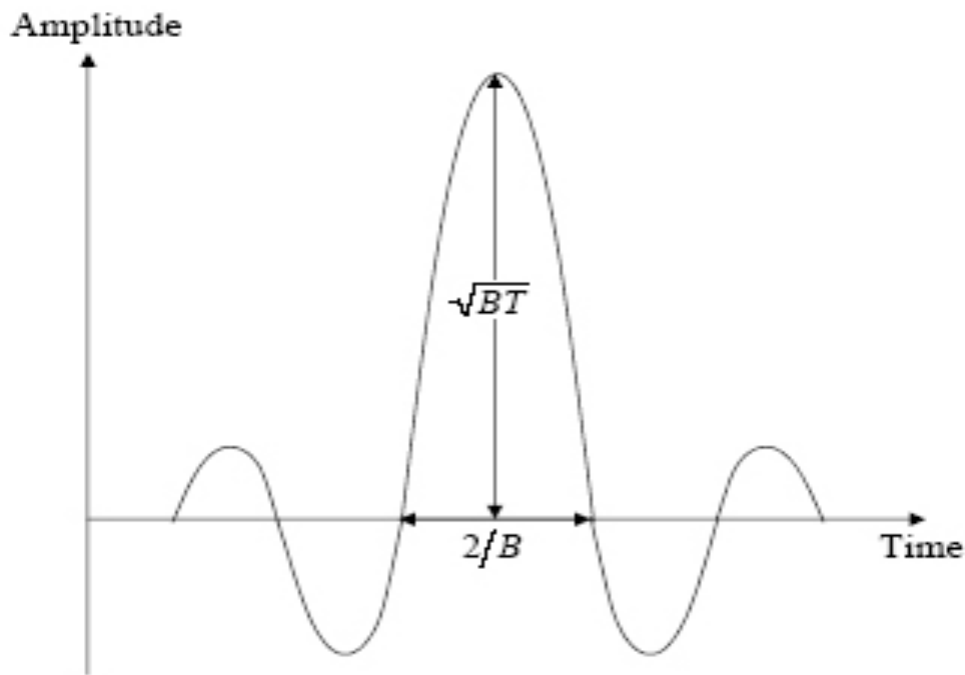


Fig.A.4 Forma d'onda di un impulso modulato linearmente in frequenza, e il suo andamento a valle della compressione ottenuta grazie ai filtri

Il primo termine rappresenta un impulso rettangolare che è modulato, tramite il secondo termine della relazione precedente, in frequenza. Nella figura precedente si può osservare la forma di un impulso chirp e la forma dell'impulso in ricezione che si ottiene, dopo alcuni processi di filtraggio e compressione. Per riconoscere la presenza dell'impulso non compresso, il filtro per la compressione dell'impulso, realizza una correlazione tra

l'impulso ricevuto e l'impulso trasmesso. Il filtro per la compressione dell'impulso cerca semplicemente una forte correlazione tra cosa è stato trasmesso e cosa è stato ricevuto.

Quando una forma d'onda simile alla forma d'onda a sinistra della *figura A.4* passa attraverso il filtro, risulta come uscita del filtro un impulso detto *sinc*. La *funzione sinc* ha una forma descritta dal seguente rapporto: $\sin x/x$. Un esempio di un impulso sinc è mostrato nella figura di seguito ed è caratterizzato da un impulso centrale molto stretto ed alto circondato da segnali che decadono gradualmente. L'altezza e l'ampiezza del *lobo centrale* dell'impulso sinc uscente dal filtro di compressione dell'impulso sono dipendenti dall'ampiezza di banda e dall'ampiezza dell'impulso non compresso.



Come si può vedere dalla figura l'ampiezza dell'impulso sinc è inversamente proporzionale all'ampiezza di banda dell'impulso non compresso e l'altezza invece è proporzionale al prodotto dell'ampiezza di banda per l'ampiezza dell'impulso non compresso. Riguardo alla figura precedente si possono fare le seguenti osservazioni: l'input del filtro è relativamente ampio e si ha un impulso con bassa potenza, l'output del filtro è molto stretto e forte; entrambe le caratteristiche sono largamente desiderate per i radar ad impulsi.

L'output del filtro rappresenta l'ampiezza di un segnale piuttosto che la sua potenza. Per essere utilizzata con l'equazione radar, l'output del filtro è convertito in potenza che è ottenuta come la radice dell'ampiezza. Quando il segnale è convertito in potenza, si può vedere che il valore del picco dell'impulso diviene il prodotto dell'ampiezza di banda della modulazione, B e l'ampiezza dell'impulso non compresso, τ . Questo è conosciuto come *fattore di compressione* del radar.

Quanto finora discusso tratta un caso ideale, in cui non venivano tenuti in considerazione i fenomeni di rumore ed attenuazione. Rumore ed attenuazione sono un problema importante quando si opera con i sistemi radar, come mostrano le *figure A.5*. In questo caso c'è la presenza di entrambi gli effetti che modificano l'output del filtro, aggiungendo rumore (rispetto al caso ideale l'output è più "sporco" come si può ben notare) e aggiungendo l'attenuazione (il picco non si erge come nel caso ideale, rispetto agli altri valori). Si nota comunque che il picco ancora è ben visibile e quindi il target è rilevato chiaramente.

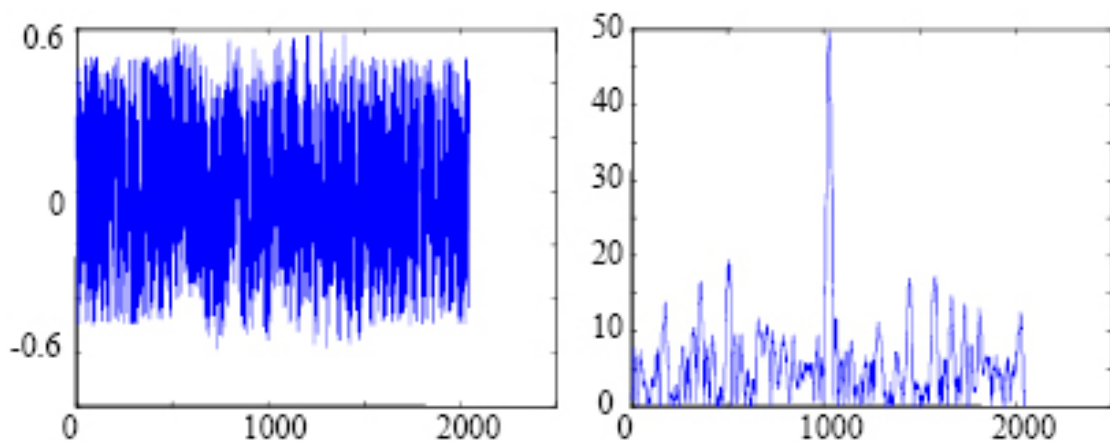
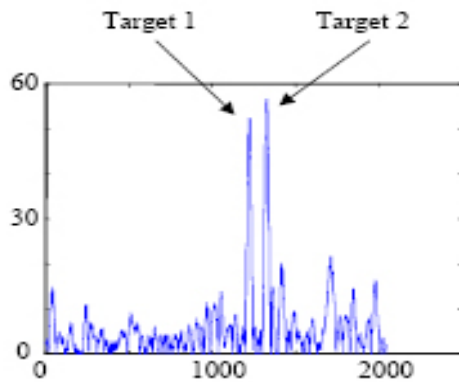


Fig.A.5 La presenza di rumore ed attenuazione altera la ricezione del segnale

A.3 RISOLUZIONE IN RANGE

La risoluzione in range del radar è una funzione dell'ampiezza dell'impulso compresso, e non dell'ampiezza dell'impulso non compresso. L'effettiva ampiezza



dell'impulso del radar è data dall'inverso di B . Sostituendo l'ampiezza dell'impulso compresso nell'espressione della risoluzione in range, si ottiene la seguente relazione:

$$\rho_R = \frac{c}{2 \cdot B} \quad (A.10)$$

La risoluzione in range è il maggior vantaggio dei radar chirp, in quanto essa risulta migliore rispetto a quella dei radar ad impulsi tradizionali. Nell'immagine sopra, per mostrare l'incremento delle prestazioni in termini di risoluzione in range usando questo tipo di radar, si sono considerati due ritorni posizionati molto vicini (approssimativamente un decimo dell'ampiezza dell'impulso non compresso). Usando invece le tecniche radar convenzionali, questi due target sono indistinguibili e appaiono come un unico target seguendo il tradizionale processing.

A.4 FUNZIONE DI AUTOCORRELAZIONE

Si consideri un segnale $x(t)$ e il suo spettro $X(f)$. L'energia associata a questo segnale, è, dal teorema di Parseval:

$$Ex = \int_{-\infty}^{+\infty} |x(t)|^2 dt = \int_{-\infty}^{+\infty} |X(f)|^2 df \quad (A.11)$$

la quantità $|X(f)|^2$ prende il nome di *spettro di energia del segnale $x(t)$* , mentre si ricorda che $X(f)$ è lo *spettro di frequenza* di $x(t)$. Si vuol trovare la rappresentazione nel dominio del tempo di questo spettro di energia, e quindi l'antitrasformata della funzione $|X(f)|^2$.

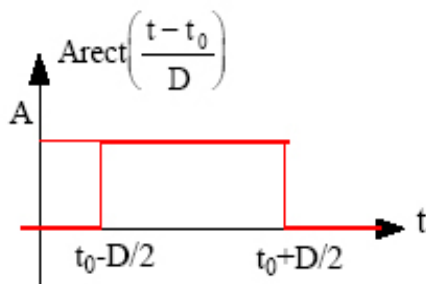
Chiamando con $R_x(\tau)$ l'antitrasformata dello spettro di energia e applicando la semplice definizione di prodotto di convoluzione tra due segnali si ha dunque:

$$R_x(\tau) = \int_{-\infty}^{+\infty} x(t)(x(t+\tau))^* dt \quad (A.12)$$

la funzione $R_x(\tau)$ prende il nome di *funzione di autocorrelazione* del segnale $x(t)$ considerato.

Alcune importanti proprietà di questa funzione devono essere tenuti a mente:

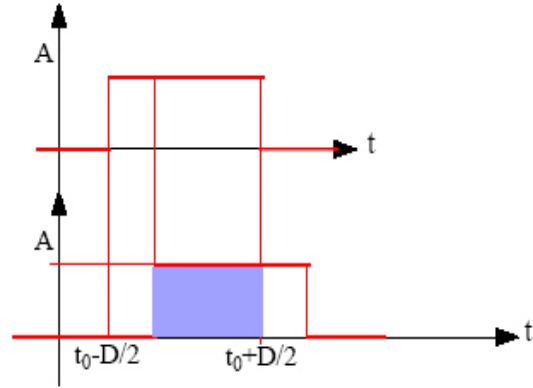
- 1) In presenza di un segnale $x(t)$ reale, la funzione di correlazione è pari (funzione simmetrica rispetto all'asse delle ordinate)
- 2) Sempre per $x(t)$ reale si ha che il valore della funzione si ha per $t=0$.
- 3) $R_x(0)$ rappresenta l'energia del segnale $x(t)$, ossia: $E_x = R_x(t=0)$



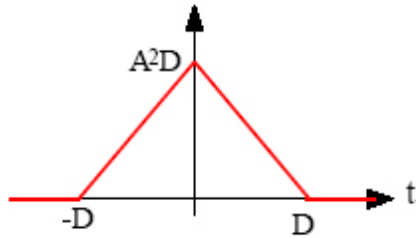
Si riporta di seguito un esempio per spiegare le precedenti proprietà. Si consideri un impulso rettangolare e si vada a considerare per questo segnale la funzione di correlazione. Dopo alcuni passaggi si arriva alla seguente espressione:

$$R_x(\tau) = \int_{-\infty}^{+\infty} x(t)x(t+\tau)dt = A^2 \int_{-\infty}^{+\infty} \text{rect}\left(\frac{t-t_0}{D}\right) \text{rect}\left(\frac{\tau+(t-t_0)}{D}\right) dt \quad (A.13)$$

la funzione integranda è il prodotto di due rettangoli uguali (uno traslato rispetto all'altro di un tratto τ), per cui è a sua volta un rettangolo. Tuttavia, la forma di questo rettangolo dipende da come sono disposti gli altri due, uno rispetto all'altro; supponendo per il momento $t > 0$, si ottiene la situazione in figura. Si nota, dunque che $R_x(\tau)$ è nulla quando $t_0 - \frac{D}{2} + \tau > t_0 + \frac{D}{2}$ ossia quando



$\tau > D$. Quindi l'andamento di $R_x(\tau)$ per $\tau > 0$ è un andamento decrescente. In più ricordando



che la funzione di correlazione per segnali reali è una funzione pari, si avrà quindi che per $\tau < 0$ avrà un andamento crescente. In definitiva graficamente, si avrà l'andamento mostrato nella figura a lato, dove si vedono l'andamento crescente per t negativi e l'andamento decrescente quando i valori di t diventano positivi.

A.5 SISTEMI PULSE LIMITED

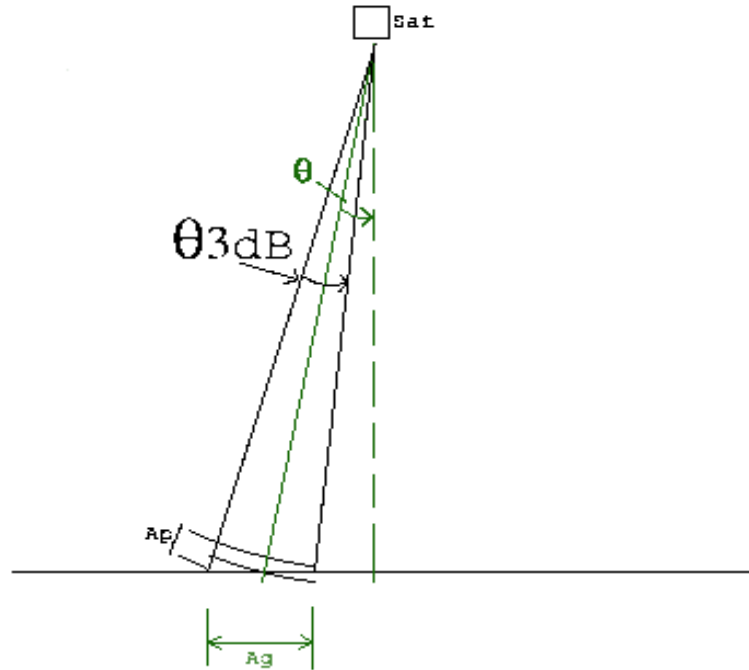
SHARAD è un sistema *pulse limited* e come tale in queste pagine, si tratteranno tali sistemi. Partendo dall'**equazione radar** generale:

$$P_r = \frac{P_t \lambda^2}{(4\pi)^3} \int G^2(\theta, \varphi) \cdot \sigma^0 \frac{dA}{R^4} \quad (A.14)$$

dove P_t e P_r sono rispettivamente potenza trasmessa e ricevuta, dove λ è la lunghezza d'onda del segnale trasmesso, $G(\theta, \varphi)$ è il guadagno dell'antenna dipendente dalla geometria di osservazione, individuata dai due angoli θ e φ , dove R è la distanza del radar

dal bersaglio e dove dA è l'elemento di area illuminata dal fascio, si può fare la seguente considerazione, facendo ausilio anche della figura di seguito riportata.

Fig.A.6 Definizione di area illuminata superficiale A_g , ed area illuminata dall'impulso A_p



Indicando con A_p e A_g le due aree che sono rappresentate in figura, A_g area a terra illuminata dall'antenna e A_p area illuminata dall'impulso, a seconda che sia $A_g \gg A_p$ o $A_p \gg A_g$ si ottengono i due seguenti casi:

- $A_g \gg A_p$ sistema *Pulse limited*
- $A_p \gg A_g$ sistema *Beam limited*

In questi due casi l'equazione radar si semplifica enormemente risultando per il caso beam limited:

$$P_r = \frac{P_t \lambda^2}{(4\pi)^3} \frac{\sigma^0}{R_m^4} \int G^2(\theta, \varphi) dA \quad (A.15)$$

dove R_m è il raggio medio. Introducendo l'area equivalente, dipendente dal guadagno massimo dell'antenna G_0 :

$$A_{eq} = \frac{1}{G_0^2} \int G^2 dA \quad (A.16)$$

si ottiene la seguente forma dell'equazione radar:

$$P_r = \frac{P_t \lambda^2}{(4\pi)^3} \frac{\sigma^0 G_0^2}{R_m^4} A_{eq} \quad (A.17)$$

Nel caso invece, pulse limited, introducendo ancora il raggio medio e una σ^0 media, visto che comunque nel caso del satellite l'area a terra illuminata è piccola, introducendo anche la potenza massima trasmessa P_{t0} e il guadagno massimo dell'antenna G_0 , ed ancora una volta un'area equivalente così definita:

$$A_{eq} = \frac{1}{G_0^2 P_{t0}} \int G^2 P_t dA \quad (A.18)$$

l'equazione radar diviene:

$$P_r = \frac{P_{t0} \lambda^2}{(4\pi)^3} \frac{\sigma^0 G_0^2}{R_m^4} A_{eq} \quad (A.19)$$

A.6 EFFETTO DOPPLER

Si supponga che si voglia procedere con il seguente esperimento: un osservatore, situato ad una generica distanza, spari con una carabina in aria un colpo al secondo; la sorgente sarà quindi una sorgente che sta emettendo un segnale con la frequenza di 1 Hertz (un ciclo al secondo). Se la distanza relativa sorgente osservatore è costante nel tempo, il numero di fronti d'onda emessi nell'unità di tempo dalla sorgente coincide con il numero di fronti d'onda che nello stesso intervallo di tempo arrivano all'osservatore. Ciò implica che la frequenza dell'onda emessa dalla sorgente coincide con la frequenza dell'onda rilevata dall'osservatore. Se l'osservatore si allontanasse dalla sorgente ad una velocità di 85 ms^{-1} (pari a $1/4$ della velocità del suono) udirebbe gli spari susseguirsi a un ritmo inferiore, poiché di fatto è come se il suono si propagasse non a 340 ms^{-1} , ma a soli 255 ms^{-1} . Al contrario, se l'osservatore si muovesse alla stessa velocità, ma verso la sorgente, gli spari verrebbero uditi con maggiore frequenza: di fatto è come se la velocità del suono fosse aumentata di 85 metri/sec.

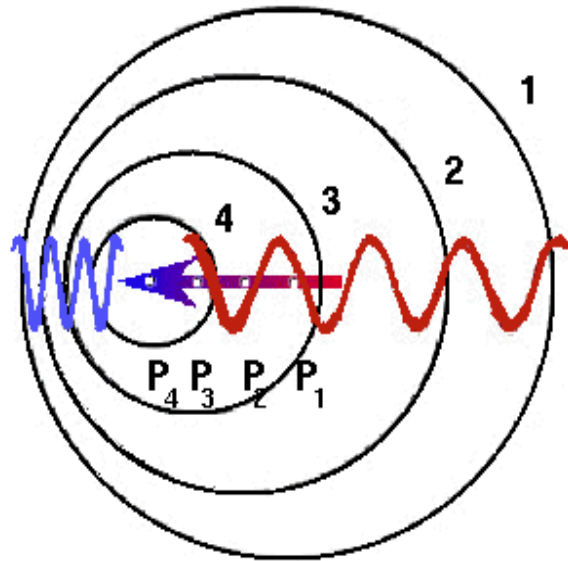
In altre parole ricordando che:

$$f = \frac{v}{\lambda} \quad (A.20)$$

dove v , è la velocità di propagazione dell'onda e λ è la lunghezza d'onda, non essendoci variazioni fisiche della sorgente, il valore di λ resta invariato, e quindi ad una variazione della velocità di propagazione percepita dall'osservatore, segue una variazione della frequenza, in particolare un incremento se l'osservatore e la sorgente si stanno avvicinando e un decremento di frequenza se essi si stanno allontanando.

Questo è appunto il cosiddetto *Effetto Doppler*. Si parlerà di *spostamento Doppler positivo* se la frequenza con cui le onde colpiscono l'osservatore è maggiore di quella della sorgente (osservatore e sorgente si avvicinano) e di *spostamento Doppler negativo* se la frequenza rilevata dall'osservatore è minore di quella della sorgente (osservatore e sorgente si allontanano). Si nota ora che se l'osservatore iniziasse a muoversi in modo circolare intorno alla sorgente,

Fig.A.7 Variazione di frequenza dovuta al moto relativo sorgente bersaglio



anche se c'è moto relativo, la frequenza che egli udirebbe sarebbe sempre costante. Ciò fa rilevare che la presenza di moto relativo, senza però alcuna componente radiale, fa sì che non ci sia effetto Doppler. Per cui si può concludere, che la componente della velocità che consente di ottenere effetto Doppler è la *componente radiale* della velocità dell'osservatore rispetto alla sorgente.

La relazione che lega lo spostamento Doppler con la frequenza della sorgente è la seguente:

$$f_D = -f_0 \frac{v_r}{c} \quad (A.21)$$

dove v_r è la componente radiale della velocità relativa sorgente-osservatore, c è la velocità di propagazione del segnale ed f_0 è la frequenza del segnale emesso dalla sorgente.

Il segno negativo è giustificato dalla seguente osservazione: se l'osservatore si avvicina alla sorgente lo spostamento Doppler sarà positivo, ma contemporaneamente la velocità radiale è negativa, viceversa allontanandosi, lo spostamento Doppler è negativo mentre la componente radiale è positiva.

Nel caso in cui la sorgente è anche bersaglio, come nei radar, la relazione precedente viene moltiplicata per un fattore 2, considerando il percorso di andata e ritorno.

A.7 ORBITA ELIOSINCRONA

Mars Reconnaissance Orbiter, dopo la fase di crociera e quella di aerobraking, si porterà su un'orbita eliosincrona, nella fase operativa. Le orbite eliosincrone sono orbite la cui velocità secolare del nodo ascendente uguaglia la velocità dell'ascensione retta del moto medio apparente del Sole.

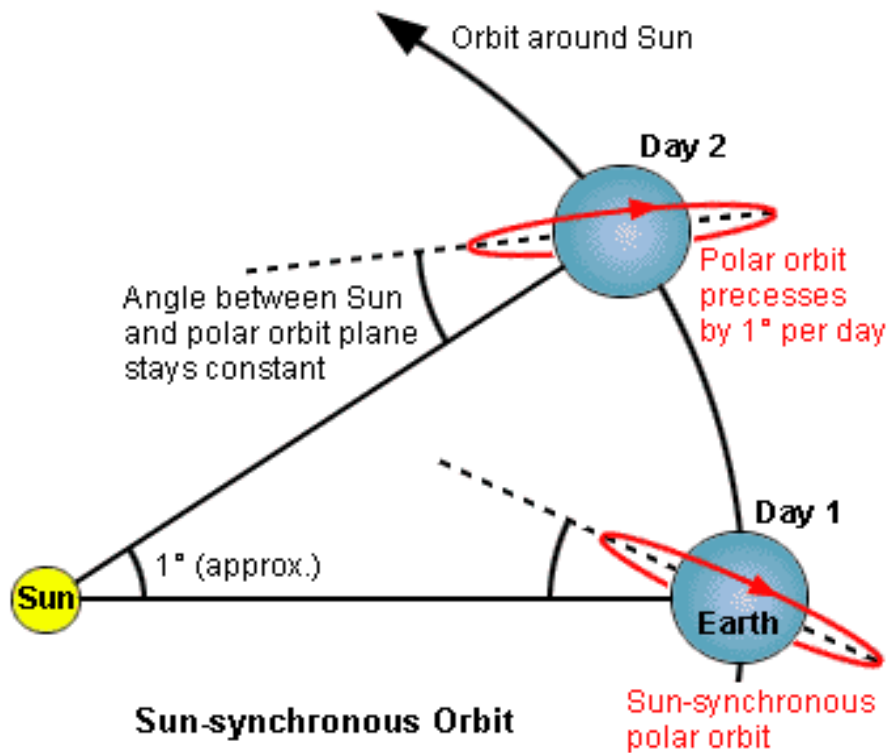
Tutto questo è legato alle perturbazioni orbitali, che consentono di sfruttare la seguente relazione:

$$\left(\frac{d\Omega}{dt}\right) = -\frac{3}{2}nJ_2\left(\frac{R}{p}\right)^2 \cos i = \dot{\alpha}_{sun} \quad (A.22)$$

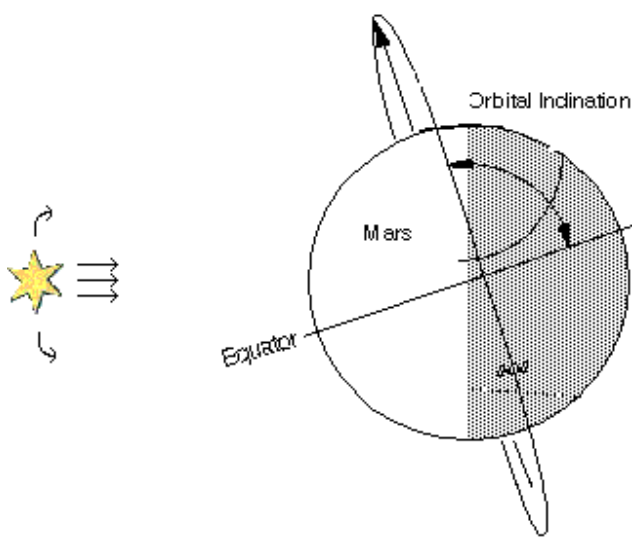
a proprio vantaggio. Nella relazione precedente $n = \sqrt{\frac{\mu}{a^3}}$, è il moto medio orbitale, R è il raggio equatoriale marziano, p è il semilato retto, $\dot{\alpha}_{sun}$ è la velocità dell'ascensione retta del moto medio del Sole, mentre i è l'inclinazione dell'orbita e J_2 tiene conto degli effetti di oblateness della figura di Marte.

$\left(\frac{d\Omega}{dt}\right)$ rappresenta invece la variazione secolare del nodo ascendente dell'orbita del satellite.

Fig.A.8 L'angolo tra il piano orbitale del satellite e la congiungente Sole - pianeta resta invariato durante l'anno



Ciò si traduce, come anche la figura A.8 mostra, che l'angolo formato tra la linea dei



nodi e la congiungente Sole - pianeta, resta costante lungo tutta la missione. Ciò consente di avere sempre lo stesso tempo locale sul nodo ascendente che produce vantaggi da un punto di vista del telerilevamento, passando sui punti a terra sempre allo stesso orario e quindi, sempre con le stesse condizioni di illuminazione. In più può essere molto vantaggioso anche da un punto di vista di costi. Infatti nel caso di

orbite 6 PM (l'orbita viene indicata con l'orario locale del nodo ascendente), e nel caso di

orbite intorno alla Terra, si ottengono orbite che raramente vanno in ombra e quindi consentono di diminuire il volume dei sistemi di *conservazione di energia* (le più diffuse certamente sono le *batterie*), necessari per dare potenza al satellite nelle fasi di ombra. Infatti, come si può notare anche dalla figura, un satellite su orbita eliosincrona 6 PM, può andare in ombra ma solo per brevi periodi durante l'anno a causa del moto apparente del sole rispetto al piano equatoriale.

Ovviamente per riuscire ad avere un'orbita eliosincrona bisogna fare in modo che, variando opportunamente i parametri orbitali ed in particolare l'inclinazione dell'orbita, la velocità secolare del nodo ascendente uguali la velocità dell'ascensione retta del moto medio del Sole. Inclinazioni tipiche, sono dell'ordine di $i=98^\circ$, cioè un'orbita eliosincrona è un'orbita polare.

BIBLIOGRAFIA

Avanesov, G. A., Bonev, B. I., Kempe, F., Basilevsky, A. T., Boycheva, V., Chikov, K. N., Danz, M., Dimitrov, D., Duxbury, T., Gromatkov, P., Halmann, D., Head, J., Heifets, V. N., Kolev, V., Kostenko, V. I., Kottsov, V. A., Krasavtsev, V. M., Krasikov, V. A., Krumov, A., Kuzmin, A. A., Losev, K. D., Lumme, K., Mishev, D. N., M^ohlmann, D., Muinonen, K., Murav'ev, V. M., Murchie, S., Murray, B., Neumann, W., Paul, L., Petkov, D., Petuchova, I., P^ossel, W., Redel, B., Shkuratov, Y. G., Simeonov, S., Smith, B., Totev, A., Uzunov, Y., Fedotov, V. P., Weide, G.-G., Zapfe, H., Zhukov, B. S., and Ziman, Y. L. (1989). Television observations of Phobos. *Nature*, 341, 585–587.

Bandfield, J.L., Hamilton, V.E., Christensen, P.R., 2000. A global view of Martian surface compositions from MGS-TES. *Science* 286, 1626–1630.

Bate, R.R., Mueller, D.D., White, J.E. Fundamentals of astrodynamics Dover publications, Inc. New York 1971.

Batson, R. M., Edwards, K., and Duxbury, T. C. (1992). Geodesy and cartography of the Martian satellites. In H. H. Kieffer, B. M. Jakosky, C. W. Snyder, and M. S. Matthews, editors, *Mars*, pages 1249–1256. Univ. of Ariz. Press, Tucson.

Bell III, J.F., 2002. Tip of the Martian iceberg? *Science* 297, 60–61.

Boynton, W.V., Feldman, W.C., Squyres, S.W., Prettyman, T.H., BrWuckner, J., Evans, L.G., Reedy, R.C., Starr, R., Arnold, J.R., Drake, D.M., Englert, P.A.J., Metzger, A.E., Mitrofanov, I., Trombka, J.I., d'Uston, C., Wwanke, H., Gasnault, O., Hamara, D.K., Janes, D.M., Marcialis, R.L., Maurice, S., Mikheeva, I., Taylor, G.J., Tokar, R., Shinohara, C., 2002. Distribution of hydrogen in the near surface of Mars: evidence for subsurface ice deposits. *Science* 297, 81–85.

Burns, J. A. (1986). The evolution of satellite orbits. In J. A. Burns and M. S. Matthews, editors, *Satellites*, pages 117–158. Univ. of Ariz. Press, Tucson.

Burns, J. A. (1992). Contradictory clues as to the origin of the Martian moons. In H. H. Kieffer, B. M. Jakosky, C. W. Snyder, and M. S. Matthews, editors, *Mars*, pages 1283–1301. Univ. of Ariz. Press, Tucson.

Clifford, S.M., 1993. A model for the hydrologic and climatic behavior of water on Mars. *J. Geophys. Res.* 98, 10973–11016.

Clifford, S.M., 1998. Mars: the effect of stratigraphic variations in regolith diffusive properties on the evolution and vertical distribution of equatorial ground ice. 29th Annual Lunar and Planetary Science Conference, Lunar and Planetary Institute, Houston, TX, abstract no. 1922.

Clifford, S.M., Parker, T.J., 2001. The evolution of the Martian hydrosphere: implications for the fate of a primordial ocean and the current state of the northern plains. *Icarus* 154, 40–79.

Costard, F., Forget, F., Mangold, N., Peulvast, J.P., 2002. Formation of recent Martian debris flows by melting of near-surface ground ice at high obliquity. *Science* 295, 110–113.

De Santis, A., C. Falcone e F.J. Lowes (1995). *Remarks on the mean-square values of the geomagnetic field and its components*, *Annali di Geofisica*, XXXVIII, 2, 167-175.

De Santis, A. e D.R. Barraclough (1996). *A note on two expressions for the spatial power spectrum of the geomagnetic field*, *Annali di Geofisica*, XXXIX, 3, 529-531.

Duxbury¹ T. C., R. L. Kirk², B. A. Archinal², and G. A. Neumann³ Mars Geodesy/Cartography Working Group Recommendations On Mars Cartographic Constants And Coordinate Systems Commission IV, WG IV/9

Esposito, P. B., Banerdt, W. B., Lindal, G. F., Sjogren, W. L., Slade, M. A., Bills, B. G., Smith, D. E., and Balmino, G. (1992). Gravity and topography. In H. H. Kieffer, B. M. Jakosky, C. W. Snyder, and M. S. Matthews, editors, *Mars*, pages 209–248. Univ. of Ariz. Press, Tucson.

Feldman, W.C., Boynton, W.V., Tokar, R.L., Prettyman, T.H., Gasnault, O., Squyres, S.W., Elphic, R.C., Lawrence, D.J., Lawson, S.L., Maurice, S., McKinney, G.W., Moore, K.R., Reedy, R.C., 2002. Global distribution of neutrons from Mars: results from Mars Odyssey. *Science* 297, 75–78.

Gilmore, M.S., Phillips, E.L., 2002. Role of aquicludes in formation of Martian gullies. *Geology* 30, 1107–1110.

Hunsucker P.D., Hargreaves J.K. The high-latitude ionosphere and its effects on radio propagation Cambridge University Press 2003

Kaula, W. M. (1979). The moment of inertia of Mars. *Geophys. Res. Lett.*, 6, 194–196.
Kiefer, W. S., Bills, B. G., Nerem, R. S., and Zuber, M. T. (1996). An inversion of gravity and topography for mantle and crustal structure on Mars. *J. Geophys. Res.*, 101, 9239–9252.

Lowes F.J., Spatial power spectrum of the main geomagnetic field and extrapolation to the core, *Geophys. J. Roy. Astron. Soc.*, 1974.

Luhmann, J. G., Russell, C. T., Brace, L. H., and Vaisberg, O. L. (1992). The intrinsic magnetic field and solar-wind interaction of Mars. In H. H. Kieffer, B. M. Jakosky, C. W. Snyder, and M. S. Matthews, editors, *Mars*, pages 1090–1134. Univ. of Ariz. Press, Tucson.

Malin, M., Edgett, K., 2000. Evidence for recent groundwater seepage and surface runoff on Mars. *Science* 288, 2330–2335.

Mellon, M.T., Jakosky, B.M., 1995. The distribution and behaviour of Martian ground ice during past and present epochs. *J. Geophys. Res.* 100, 11781–11799.

Mellon, M.T., Phillips, R.J., 2001. Recent gullies on Mars and the source of liquid water. *J. Geophys. Res.* 106, 23165–23179.

Mitrofanov, I., Anand, D., Kozyrev, A., Litvak, M., Sanin, A., Tret'yakov, V., Krylov, A., Shvetsov, V., Boynton, W.V., Shinohara, C., Hamara, D., Saunders, R.S., 2002. Maps of subsurface hydrogen from the High Energy Neutron Detector, Mars Odyssey. *Science* 297, 78–81.

Orosei, R., Bianchi, R., Coradini, A., Espinasse, S., Federico, C., Ferriccioni, A., Gavrishin A.I., 2003. Self-similar behavior of Martian topography at kilometer scale from Mars Orbital Laser Altimeter data. *J. Geophys. Res.* 108, 10.1029/2002JE001883.

Picardi, G., Plaut, J.J., Johnson, W.T.K., Borgarelli, L., Jordan, R.L., Gurnett, D., Sore, S., Seu, R., Orosei, R., 1998. The subsurface sounding radar altimeter in the Mars Express mission, proposal to ESA, INFOCOM Document n. N188-23/2/1998.

Reasenberg, R. D. (1977). The moment of inertia and isostasy of Mars. *J. Geophys. Res.*, 82, 369–375.

Russell, C. T. (1993). Magnetic fields of the terrestrial planets. *J. Geophys. Res.*, 98, 18,681–18,695.

Safaieinili A., R.L.Jordan Low frequency radar sounding through Martian ionosphere Jet Propulsion Laboratory

Seidelmann P. Kenneth Explanatory supplement to the astronomical ephemeris and the American ephemeris and nautical almanac, University Science Books

Seu, R., Biccari, D., Orosei, R., Lorenzoni, L.V., Phillips, R.J., Marinangeli, L., Picardi, G., Masdea, A., Zampolini, E., 2004. SHARAD: The MRO 2005 shallow radar. *Planetary and Space Science* 52 (2004) 157-166

Smith, D. E., Lerch, F. J., Nerem, R. S., Zuber, M. T., Patel, G. B., Fricke, S. K., and Lemoine, F. G. (1993). An improved gravity model for Mars: Goddard Mars Model 1. *J. Geophys. Res.*, 98, 314–324.

Thomas, P., Veverka, J., and Dermott, S. (1986). Small satellites. In J. A. Burns and M. S. Matthews, editors, *Satellites*, pages 802–835. Univ. of Ariz. Press, Tucson. Mars 235

Thomas, P., Veverka, J., Bell, J., Lunine, J., and Cruikshank, D. (1992). Satellites of Mars: Geologic history. In H. H. Kieffer, B. M. Jakosky, C. W. Snyder, and M. S. Matthews, editors, *Mars*, pages 1257–1282. Univ. of Ariz. Press, Tucson.

Tilman Spohn, Frank Sohl, and Doris Breuer, 1998 Mars The Astron Astrophysics Rev (1998) 8: 181–236

Ulaby, Moore, Fung Remote sensing active and passive Volume II

Urey, H. C. (1952). *The Planets: Their Origin and Development*. Yale Univ. Press, New Haven, Conn.

M.O.L.A. homepage <http://ltpwww.gsfc.nasa.gov/tharsis/mola.html>

SHARAD homepage http://mars.jpl.nasa.gov/mro/mission/sc_instru_sharad.html

A. De Santis Ist. Naz. Geofisica <http://www.ingrm.it/geomag/MODELLI/modarm.htm>

M.R.O. homepage <http://mars.jpl.nasa.gov/mro/>

Co.Ri.S.T.A. – SHARAD page <http://www.corista.unina.it/sharad.html>

PLANETARY DATA SYSTEM homepage <http://pds.jpl.nasa.gov/>