

# **Seconda Università degli Studi di Napoli**

**FACOLTÀ DI INGEGNERIA**

**Corso di Laurea in Ingegneria Aerospaziale**



**DIPARTIMENTO DI INGEGNERIA  
AEROSPAZIALE E MECCANICA**

**TESI DI LAUREA**

**“Elaborazione dei dati SAR della sonda Cassini”**

**Relatore  
Ch.mo Prof. M. D’Errico  
Correlatore  
Prof. G. Alberti**

**Candidato  
Cesare Tasquier  
Matr. 837/14**

**ANNO ACCADEMICO 2005 – 2006**

---

---

# INDICE

---

<u>Capitolo/Paragrafo/Sottoparagrafo</u>	<u>pag.</u>
<u>Capitolo I: Introduzione</u>	2
<u>Capitolo II: La missione Cassini-Huygens</u>	5
1. Introduzione	5
2. Obiettivi della missione	6
2.1 – Indagini scientifiche del pianeta Saturno	8
2.2 – Indagini scientifiche sulla luna più grande di Saturno: Titano	8
2.3 – Indagine scientifica del sistema di anelli di Saturno	12
2.4 – Indagine scientifica delle lune ghiacciate di Saturno	13
2.5 – Studio della magnetosfera di Saturno	13
3. Descrizione delle fasi della missione	14
3.1 – Tragitto interplanetario (dal 14/11/1997 al 07/11/1999)	16
3.2 – Approach science subphase (dal 12/01/2004 al 10/06/2004)	21
3.3 – Saturn Orbit Insertion ( <i>SOI</i> )	21
3.4 – Schema della missione del Probe Huygens	24
3.5 – Descrizione dell'Orbital Tour	27
3.6 – Descrizione generale dei Titan flybys	31
<u>Capitolo III: Concetti generali sul funzionamento di un Radar</u>	37
1. Introduzione	37
2. Principi di funzionamento	37
3. Chirp Radar	41
4. Risoluzione in azimuth: RAR e SAR	41
5. Effetto Doppler	43
6. Equazione Radar	48
7. Principali applicazioni dei SAR	50

---

<u>Capitolo IV: Il Cassini Radar</u>	53
1. Introduzione	53
2. Sistema di telecomunicazione	53
3. Principi di funzionamento del Cassini Radar	55
4. Scansioni Radar	61
4.1 – Altitudini comprese tra 100000 Km e 25000 Km	61
4.2 – Altitudini comprese tra i 25000 Km e 9000 Km	61
4.3 – Altitudini comprese tra 9000 Km e 4000 Km	61
4.4 – Altitudini inferiori ai 4000 Km	62
5. Burst Timing	64
6. Approfondimenti sul Synthetic Aperture Radar	66
6.1 – Segnali utilizzati da un Radar	66
6.2 – SAR	75
<u>Capitolo V: Cassini Burst Data</u>	80
1. Introduzione	80
2. Engineering Data Segment	82
3. Intermediate Level Data Segment	83
4. Science Data Segment	86
5. Sampled Echo Data	91
<u>Capitolo VI: Data Processing</u>	93
1. Introduzione	93
2. Lettura dati	93
3. Definizione costanti	97
4. Range compression	98
5. Azimuth compression	100
6. Azimuth correction	103
6.1 – Squint angle	104
7. Output data	114
8. BIDR data	121
9. SAR image	124
10. Validazione dell'immagine SAR	126

---

<u>Capitolo VII: Conclusioni</u>	129
<u>Appendice A: Algoritmo Matlab per il BIDR SAR Imaging</u>	132
<u>Appendice B: La FFT (Fast Fourier Transform)</u>	138
<u>Appendice C: Cenni sul satellite Titano</u>	143
<u>Appendice D: Indice acronimi utilizzati</u>	147
<u>Bibliografia</u>	150

---

# Capitolo I

---

## ➤ Capitolo I: Introduzione

---

Oggiogiorno la ricerca nel campo aerospaziale riguarda l'analisi, la sperimentazione nonché la previsione dei più svariati fenomeni con gradi di approssimazione via via sempre inferiori. Talvolta, però, l'*osservazione* dell'oggetto dello studio risulta essere di fondamentale importanza per riuscire a dare un riscontro ad i risultati che si sono ottenuti, e talvolta rappresenta anche il punto d'inizio di un iter. Di certo, la cosa assume un risvolto ancor più significativo quando l'analisi in esame è effettuata su oggetti che sono materialmente molto distanti da noi, ovvero nel momento in cui si decide di studiare corpi celesti lontani miliardi di chilometri dalla Terra.

È questo il caso della missione NASA/ESA/ASI *Cassini-Huygens* che, partita il 15/10/1997, permette oggi di avere delle importanti informazioni su *Saturno* e sulla sua luna più interessante, ovvero *Titano*. Tale satellite rappresenta, in realtà, il primo obiettivo di questa missione, perché è la sola luna del nostro sistema solare con un'atmosfera che rappresenta una sorta di Terra del passato: è quindi come un viaggio a ritroso verso le nostre origini.

Tale missione ha previsto lo sgancio sul satellite della sonda Huygens che, penetrata l'atmosfera e toccata, prima volta per un manufatto umano, la superficie di Titano, ha cominciato a raccogliere ed inviare i dati a Terra.

L'orbiter Cassini, invece, effettua un "doppio lavoro": utilizzando opportune traiettorie orbitali chiamate flyby, riesce a studiare sia a Saturno, sia il suo satellite più importante ed inviare, quindi, i dati dell'osservazione. Quest'ultima viene in particolar modo effettuata tramite un radar ad apertura sintetica che, lavorando nel campo delle microonde, riesce a raccogliere informazioni nonostante la densa foschia caratteristica di Titano.

Lo scopo di questo lavoro risulta essere, quindi, il processing dei dati inviati a Terra dalla sonda Cassini al fine di poter ottenere, tra le varie informazioni, anche un'immagine della superficie del satellite saturniano. Conseguentemente, l'iter che si seguirà al fine di poter meglio esplicitare il lavoro svolto, sarà dapprima fornire una panoramica sulla missione Cassini-Huygens; si passerà, inseguito, a dare dei concetti fondamentali riguardo il funzionamento di un sistema radar, concentrandosi in seguito su quello montato a bordo dell'orbiter. Sarà necessario,

perciò, dare particolare risalto ai SAR (Synthetic Aperture Radar), affrontandone alcuni aspetti peculiari che verranno tradotti, nella fase di scrittura dell'algoritmo, in stringhe di comando.

A questo punto, data una previa descrizione dei files di input, sarà offerta una panoramica riguardo il processing effettuato nonché su talune problematiche affrontate: il risultato, come già accennato, sarà un gruppo di dati di output di cui, il principale, sarà costituito dalla generazione di un'immagine della superficie di Titano.

---

# Capitolo II

---

## ➤ Capitolo II: La missione Cassini-Huygens

---

### 1. Introduzione

La missione Cassini-Huygens è un progetto congiunto NASA, ESA, ed Agenzia Spaziale Italiana (ASI), alla quale partecipano agenzie spaziali, organismi scientifici ed industrie di altri diciassette paesi ed è dedicata all'esplorazione di Saturno, dei suoi anelli e satelliti ghiacciati e della sua luna più grande, **Titano**.

La progettazione dell'orbiter denominato Cassini, dall'astronomo franco-italiano che scoprì Saturno, è stata curata dal Jet Propulsion Laboratory (JPL) di Pasadena, California. L'ESA ha progettato l'*Huygens Titan Probe*, cioè la sonda che è scesa su Titano. L'ASI si è occupata dell'hardware delle strumentazioni dell'orbiter e del Probe fornendo, in più, l'enorme antenna *HGA* per le telecomunicazioni.

La missione è una naturale estensione degli studi avviati da tre precedenti sonde interplanetarie: la *Pioneer 11* (1979), la *Voyager 1* (1980) e la *Voyager 2* (1981). Queste sonde hanno fornito notevoli informazioni circa l'esatta conformazione degli anelli, la loro densità e struttura, hanno dimostrato che Saturno emette da 2 a 3 volte più energia di quanta ne assorba dal Sole, hanno fornito dati che hanno chiarito in parte la complessa dinamica, la struttura e la chimica della sua atmosfera, rilevando venti con velocità di circa 1800 km/h. Inoltre hanno dato notevoli informazioni sul sistema di satelliti che orbita intorno a Saturno: entrambe le *Voyager* hanno scoperto nuovi satelliti, più piccoli, molti dei quali chiamati "satelliti guardiani" per la loro caratteristica di contribuire alla forma del sistema di anelli di Saturno modellandola con il loro campo gravitazionale.

Le motivazioni scientifiche che hanno spinto le agenzie spaziali in questa impresa interplanetaria sono innumerevoli, come in seguito vedremo, ma lo scopo più significativo è rappresentato dalla possibilità di una analisi dettagliata della luna Titano, il secondo satellite, per dimensioni, dell'intero Sistema Solare (più grande persino di Mercurio). Per la comunità scientifica internazionale ciò rappresenta l'opportunità di avere a disposizione un laboratorio chimico nel quale testare le teorie sull'origine della vita. Infatti, le analisi del *Voyager 1* hanno mostrato un mondo nuovo, molto simile a come si sospetta fosse la Terra circa 4 miliardi di

anni fa, quando le molecole organiche diedero origine alle prime forme di vita sul nostro pianeta e per quanto ci è dato sapere al momento, Titano è l'unico corpo del Sistema Solare che ricordi almeno lontanamente la Terra di 4 miliardi di anni fa in quanto possiede un'atmosfera non ossidante (favorisce quindi le reazioni biochimiche), ha con molta probabilità una notevole quantità di liquido in superficie e possiede composti organici prebiotici.

Da questo punto di vista, dunque, Titano rappresenta un luogo da cui prendere spunto per confermare o confutare questa o quella ipotesi sull'origine della vita nonché l'opportunità di comprendere l'evoluzione delle prime forme viventi in maniera chiara come mai prima.

## 2. Obiettivi della missione

La missione Cassini-Huygens assolverà una serie variegata di indagini scientifiche durante il suo tour intorno il sistema saturniano.

Durante il tragitto interplanetario verso Saturno, Cassini ha svolto tre set di *Gravitational Wave Experiments (GWEs)*, effettuando, tra le varie cose, una verifica 50 volte più accurata delle precedenti sull'effetto di deflessione della luce da parte del campo gravitazionale, effetto previsto dalla teoria della relatività generale di Einstein. L'esperimento è stato effettuato nel giugno 2002, quando Cassini si trovava tra Giove e Saturno (alla distanza di più di un miliardo di chilometri dalla Terra) ed il segnale radio tra la sonda e la Terra passava molto vicino al Sole che, con la sua massa, provoca l'effetto relativistico di deviazione del fascio. Il valore dell'angolo di deflessione delle onde radio è stato ricavato da una misura della velocità della sonda con una precisione di circa due milionesimi di metri al secondo. Questo è risultato in accordo con la predizione di Einstein con un'accuratezza percentuale di circa 20 milionesimi. La possibilità di ottenere misure così precise ha importanti implicazioni in campo cosmologico, in quanto permette di verificare **nuove teorie di evoluzione dell'Universo primordiale**, secondo le quali la gravità subito dopo il Big Bang aveva una struttura più complessa e non descrivibile con la teoria della Relatività Generale.

Gli obiettivi scientifici generali della missione Cassini intorno il sistema saturniano sono: investigare le caratteristiche fisiche, chimiche e temporali di Saturno, Titano e delle loro rispettive atmosfere; l'analisi dettagliata degli anelli, delle lune ghiacciate e della magnetosfera.

Tutto ciò è reso possibile dalla vasta strumentazione presente a bordo. A bordo dell'orbiter, infatti, sono presenti 12 sottosistemi, riportati nella sottostante tabella 1 con i rispettivi acronimi:

<b>CASSINI ORBITER INSTRUMENTS</b>		
<b>Instrument</b>	<b>Acronym</b>	<b>Technique</b>
Cassini Plasma Spectrometer	<i>CAPS</i>	Particle detection and spectroscopy; electron spectrometer, ionmass spectrometer, ionbeam spectrometer
Cosmic Dust Analyzer	<i>CDA</i>	Impact-induced currents
Composite Infrared Spectrometer	<i>CIRS</i>	Spectroscopy using 3 interferometric spectrometers
Ion and Neutral Mass Spectrometer	<i>INMS</i>	Radio frequency receivers
Imaging Science Subsystem	<i>ISS</i>	Imaging with CCD detectors
Magnetometer	<i>MAG</i>	Magnetic field measurement
Magnetospheric Imaging Instrument	<i>MIMI</i>	Particle detection and imaging; ionneutral camera; solid-state detectors with magnetic focusing telescope
Cassini Radar	<i>RADAR</i>	Synthetic aperture radar; radiometry with a microwave receiver
Radio and Plasma Wave Science	<i>RPWS</i>	Mass spectrometry
Radio Science Subsystem	<i>RSS</i>	X-and Ka-band transmission to cassini Orbiter; Ka-, S- and X-band transmission to Earth
Ultraviolet Imaging Spectrograph	<i>UVIS</i>	Imaging spectroscopy
Visible and Infrared Mapping Spectrometer	<i>VIMS</i>	Imaging spectroscopy

Tab. 1 – Strumenti a bordo del Cassini Orbiter

Nei sottoparagrafi delle pagine successive sono riportati specificamente gli obiettivi scientifici previsti per la missione.

## 2.1 – Indagini scientifiche del pianeta Saturno

- a) Determinare il campo di temperature, proprietà e composizione dell'atmosfera di Saturno;
- b) misure globali del campo di velocità dei venti, includendo le componenti del moto ondose e vorticose;
- c) dedurre la struttura interna e le rotazioni dell'atmosfera profonda;
- d) studio delle variazioni diurne e controllo magnetico della ionosfera di Saturno;
- e) stimare i flussi di calore, le composizioni dei gas e delle particelle deducendo l'eventuale scenario di formazione ed evoluzione dei Saturno;
- f) investigare le sorgenti e la morfologia del fenomeno di lightning, e delle Saturn Electrostatic Discharges (SED), e dei whistlers.

## 2.2 – Indagini scientifiche sulla luna più grande di Saturno: Titano

Il motivo, che ha fatto scattare la curiosità degli scienziati verso Titano, risale alle prime immagini ed ai primi dati rilevati dalla Voyager 1. La sonda ha svelato la composizione dell'atmosfera di Titano, che è risultata composta per la stragrande maggioranza da azoto e metano (questo presente in circa il 10%), più composti presenti in quantità minori, soprattutto idrocarburi, quali etano, acetilene ed, oltre a monossido di carbonio e acido cianidrico. Inoltre, passando, nel corso del suo moto, dietro al satellite (venendo quindi occultata da Titano), la Voyager ha permesso di risalire alla pressione ed alla temperatura dei vari strati di atmosfera, fino alla superficie: da questi dati è emerso che la pressione al suolo è superiore a quella terrestre (1.6 atmosfere contro 1) e che la temperatura è pari al valore medio di  $-180^{\circ}$  (Titano si trova a 9.5 volte la distanza Terra-Sole, riceve quindi circa 1/100 della radiazione elettromagnetica che dal Sole investe la Terra). A partire da questi risultati si è cercato di ipotizzare un modello di atmosfera che si adattasse ai dati.

**Modelli geofisici di Titano** - Si è pensato subito alla possibilità di oceani di metano puro sulla superficie per spiegare le alte quantità di metano in atmosfera visto che, senza una fonte in grado di rifornirla, il metano contenuto in essa verrebbe dissociato dai raggi ultravioletti solari nell'arco di poche migliaia di anni. Esistono però processi fisici che possono rendere difficilmente realizzabile una simile ipotesi. Il metano, infatti, viene agevolmente scisso dagli UV solari (dissociazione fotolitica o fotolisi) nell'alta atmosfera, dando luogo, mediante processi di ricombinazione, ad altri idrocarburi quali etano e propano, che tendono, condensando, a precipitare nell'oceano di metano nel quale sono miscibili e a renderlo, quindi, una miscela di vari idrocarburi. Quest'idea sarebbe avallata dal fatto che tale miscela è stabile e che avrebbe un punto di ebollizione molto vicino alla temperatura superficiale del satellite, rendendo possibile una certa evaporazione ed instaurando, quindi, una sorta di ciclo idrogeologico nel quale l'acqua sarebbe sostituita da metano liquido. Anche questa ipotesi, però, non è esente da problemi. Una superficie liscia ed uniforme come quella di un oceano non dà luogo ad echi radar forti come quelli registrati su Titano, che invece ben si accorderebbero con una superficie di ghiaccio d'acqua anche abbastanza corrugata. Per verificare questa ipotesi si sono tentate osservazioni nella banda dell'infrarosso, alla quale la spessa atmosfera di Titano è semitrasparente, ricavando dati che fanno pensare a strutture permanenti, quali masse solide o, addirittura, continenti.

Però, una superficie in gran parte costituita da oceani che circondano terre emerse mal si accorda con l'orbita del satellite attorno a Saturno, che è abbastanza eccentrica: l'attrito dovuto alle forze mareali, infatti, avrebbe dovuto circularizzare nel tempo l'orbita di Titano. Nell'ottobre del 1994 l'HST ha individuato, poi, una struttura chiara delle dimensioni dell'Australia (circa 5000 km di estensione; ricordiamo che, alla distanza di Titano, la risoluzione dell'Hubble è di 0".1, cioè circa 600 km), che potrebbe essere spiegata come una massa continentale corrugata o come terre emerse ricoperte da ghiacci chiari, che sarebbero poi da spiegare: infatti, gli idrocarburi e le polveri sospese in atmosfera dovrebbero rendere scuro ogni tipo di struttura in superficie. È importante notare, comunque, come la presenza di questa struttura nell'emisfero "posteriore" rispetto al moto orbitale di Titano, con una longitudine, cioè, di circa 70° (prendendo come riferimento convenzionale, pari a 0°, la longitudine del centro della faccia del satellite che guarda costantemente Saturno; ricordiamo che Titano ruota attorno a Saturno in modo sincrono, rivolgendo al pianeta sempre la stessa faccia), sia consistente con l'ipotesi fatta, intorno la metà degli anni '80 di possibili maree sul satellite dovute appunto alla eccentricità del moto orbitale. La presenza di questa struttura è stata poi la

conferma di precedenti osservazioni all'infrarosso che mostravano un albedo più elevato (una riflettività pari, quasi costantemente su più osservazioni, al 20% in più rispetto all'emisfero opposto) alla massima elongazione est.

Restando con l'attenzione su questo continente, si è giunti anche ad una convincente interpretazione di questa estrema brillantezza, che, come detto, è difficilmente spiegabile visto che, per l'insieme atmosferico del satellite, i ghiacci dovrebbero essere molto scuri. L'ipotesi chiama in causa un ciclo di precipitazioni oceano-continente, molto simile a quello osservato sulla Terra nelle zone montuose a ridosso degli oceani: gli idrocarburi, che evaporano dagli oceani circostanti le vette, sarebbero trasportati dai leggeri venti verso di esse; condensando, darebbero luogo ad una pioggia di idrocarburi che "pulirebbe" letteralmente i crinali, rendendo i ghiacci estremamente brillanti. Per contro, è stato osservato che queste "zolle" continentali sarebbero circondate da zone alquanto scure, cioè proprio quanto ci si aspetterebbe da un oceano di idrocarburi quale quello ipotizzato per Titano, che dovrebbe avere un colore tendente al nero.

Come si è visto, la presenza di un *oceano di metano* potrebbe presupporre quella di un suo *ciclo idrogeologico*, simile a quello dell'acqua sul nostro pianeta: evaporazione del metano dagli oceani, condensazione in nubi e precipitazione, poi, del metano dopo condensazione. Tale ipotesi è stata confermata diverse volte. Certo, questo è un fenomeno osservabile ed effettivamente osservato, ma resta da capire qual è il motore di tutto ciò.

Per completare il quadro che si intende fornire dell'atmosfera e della superficie di Titano, mancano ancora due importanti aspetti: il materiale organico e l'ossigeno. Per quanto concerne il primo, dalla valutazione della riflessione dei raggi solari da parte dell'aerosol presente nell'atmosfera di Titano è stato valutato che quest'ultimo debba essere formato da particelle aventi un diametro medio di circa mezzo millesimo di millimetro. Ovviamente, la gravità del satellite tende a farle precipitare verso la superficie e questo moto favorisce l'aggregazione di particelle contigue, che cadono sempre più velocemente. Questo porta a due processi correlati: la diminuzione dei composti complessi (soprattutto a base di carbonio e azoto) nell'atmosfera ed il loro conseguente accumulo sulla superficie.

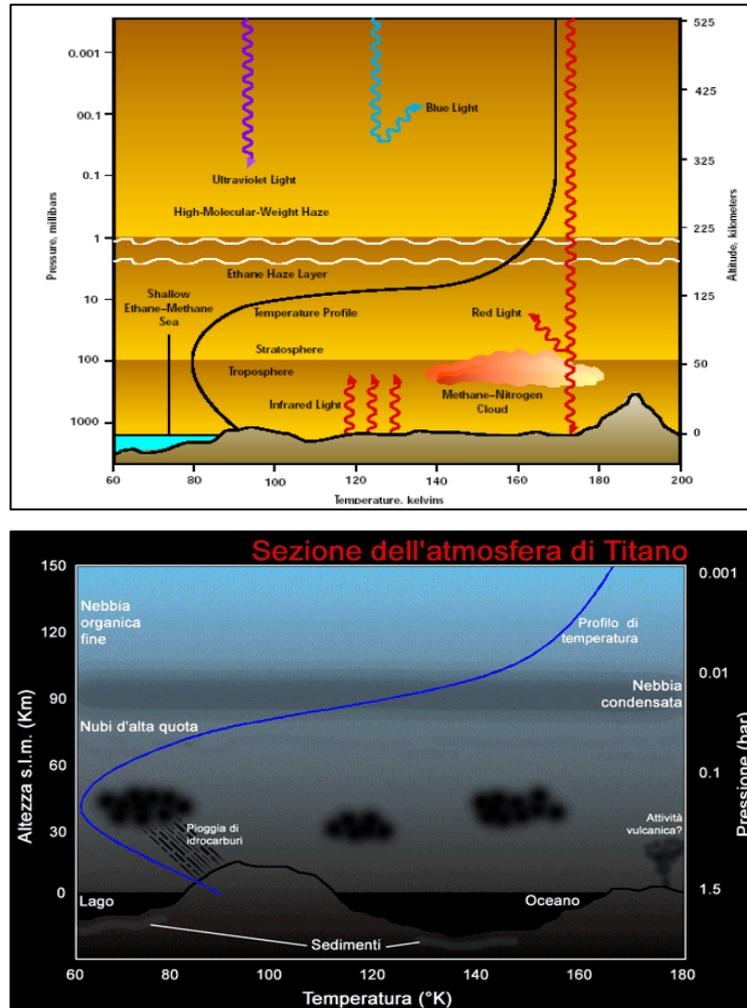


Fig. 1.A ed 1.B - Profilo di temperatura e la struttura possibile dell'atmosfera e della superficie di Titano

Per quanto concerne il secondo punto, in questa atmosfera scarseggia l'ossigeno, che è però abbondantemente presente nei ghiacci d'acqua in superficie. Carl Sagan suggerì, nel 1992, che qualche occasionale impatto meteorico potesse fondere i ghiacci d'acqua instaurando cicli di reazioni chimiche tra i composti organici in atmosfera e disciolti nei bacini liquidi in superficie con l'acqua liquida (e quindi l'ossigeno) derivata dall'impatto. Alcuni calcoli mostrano inequivocabilmente che c'è la possibilità concreta che queste reazioni durino un tempo sufficiente (diverse centinaia di migliaia di anni) alla formazione di semplici aminoacidi e piccole proteine. [1]

**Obiettivi scientifici** - Sulla base di queste considerazioni, in breve, possiamo elencare gli obiettivi dell'indagine scientifica su Titano [2]:

- a) determinare i costituenti atmosferici e le loro percentuali (includendo anche gas nobili), stabilire le caratteristiche degli isotopi degli elementi più presenti, ricostruire lo scenario della formazione ed evoluzione di Titano e della sua atmosfera;
- b) osservare le tracce dei gas in direzione verticale ed orizzontale, ricercare il maggior numero possibile di molecole organiche complesse, investigare le fonti di energia per la chimica atmosferica, creare un modello fotochimico e stratosferico;
- c) misurare i venti e le temperature globali; investigare le proprietà delle nubi osservate: circolazione generale, effetti stagionali dell'atmosfera di Titano, ricerca delle lightning discharges;
- d) determinare lo stato fisico, la topografia e la composizione della superficie; analizzare la struttura interna del satellite;
- e) investigare lo strato più esterno dell'atmosfera e la sua ionizzazione; definire il suo ruolo come fonte di particelle neutre e ionizzate per la magnetosfera di Saturno.

### **2.3 – Indagine scientifica del sistema di anelli di Saturno**

- a) Studio della configurazione degli anelli e dei processi dinamici (gravitazionali, viscosi, erosione, ed elettromagnetici) responsabili della struttura degli anelli stessi;
- b) mappatura della composizione, grandezza e distribuzione del materiale costituente gli anelli;
- c) investigazione sulle interazioni tra gli anelli e le lune ghiacciate;
- d) determinazione della distribuzione delle polveri meteoritiche e delle meteoriti in prossimità degli anelli;
- e) studio delle interazioni tra gli anelli e la magnetosfera, ionosfera ed atmosfera di Saturno.

## 2.4 – Indagine scientifica delle lune ghiacciate di Saturno

- a) Determinare le caratteristiche generali e la storia geologica dei satelliti di Saturno;
- b) definire il meccanismo del “crustal” e le variazioni superficiali, sia esterne che interne;
- c) investigare la composizione e distribuzione del materiale sulla superficie, in particolare delle zone non illuminate, materiali organici, ecc.;
- d) costruire un modello della formazione dei satelliti in questione e della loro struttura interna;
- e) investigare l’interazione tra la magnetosfera ed il sistema degli anelli e la possibile iniezione di gas nella magnetosfera.

## 2.5 – Studio della magnetosfera di Saturno

- a) Determinare la configurazione e le variazioni del campo magnetico e la sua relazione con la Saturn Kilometric Radiation (SKR);
- b) determinare l’attuale configurazione, composizione, fonti, e rilascio di particelle cariche della magnetosfera;
- c) investigare l’interazione onda-particella e le dinamica della magnetosfera e della magnetotail di Saturno e la loro interazione con il vento solare, i satelliti e gli anelli;
- d) studio degli effetti dell’interazione tra Titano, il vento solare ed il plasma magnetosferico;
- e) investigare le interazioni dell’atmosfera di Titano e della sua esosfera con il plasma che lo circonda.

### 3. Descrizione delle fasi della missione

Il lancio dello spacecraft NASA/ESA Cassini-Huygens da Cape Canaveral è avvenuto il 15 ottobre 1997 alle 09:43 UT (decimo giorno della finestra di lancio) ed ha utilizzato il vettore **Titan IVB/Centaur SRMU**<sup>1</sup>.

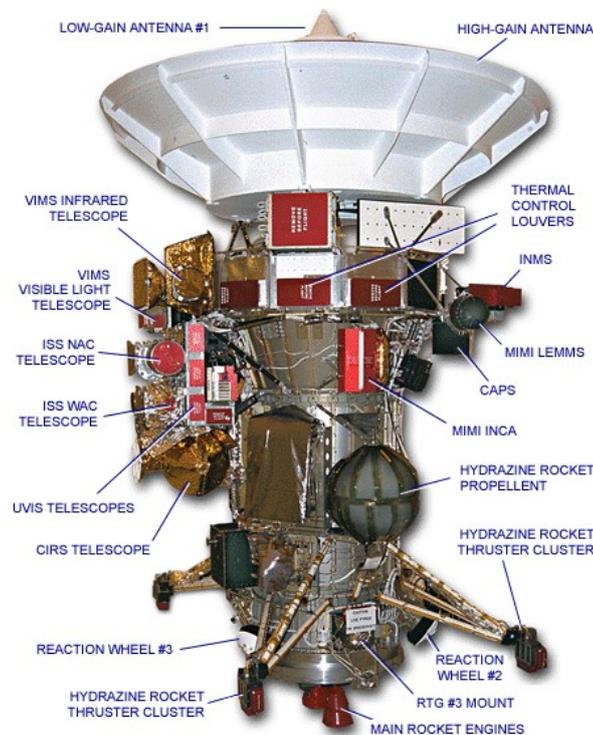


Fig. 2 – Raffigurazione dello spacecraft Cassini-Huygens

La sonda Cassini ha percorso, in sette anni, 3.2 miliardi di Km prima di raggiungere Saturno, e percorrerà altri 1.7 miliardi di Km in orbite nel sistema Saturniano (ne sono previste almeno 74).

La sonda Cassini è un apparecchio di 6.8 metri che, a vuoto, cioè senza carico di combustibile (oltre 3100 Kg), pesa più di 2 tonnellate e mezzo (di cui oltre mezza tonnellata di strumenti scientifici) e con un costo che è arrivato a sfiorare i 3.3 miliardi di dollari. È mossa da due motori ridondanti, che fanno parte del Propulsion Module Subsystem (PMS) e da generatori

<sup>1</sup> Il TITAN IVB/Centaur SRMU rappresenta la quarta generazione (IV) di una famiglia di lanciatori (TITAN) la cui prima versione è stata progettata nel 1950. La lettera B si riferisce ad un modello aggiornato rispetto alla prima versione del TITAN IVA. SRMU sta per Solid Rocket Motor Upgrade.

a radioisotopi contenenti circa 30 kg di plutonio. I primi utilizzano una miscela di tetrossido di azoto e monometilidrazina e vengono utilizzati per cambi di orbita e di traiettoria.

<b>Mass breakdown of the Cassini-Huygens spacecraft</b>	
Orbiter	2068 kg
Probe (inc. 44 kg of payload)	318 kg
Probe Support Equipment	30 kg
Launch adaptor	135 kg
Bipropellant	3000 kg
Monopropellant	132 KG
Launch mass	5683 kg

*Tab. 2 – Valori della massa al lancio*

Lo spacecraft è stabilizzato sui tre assi. Durante la maggior parte del tour, sono usate delle reaction wheels per il controllo dello spacecraft, in quanto, queste ultime non consumano propellente e sono molto efficienti. Invece, durante i flybys con Titano, si utilizzeranno dei thrusters per il controllo dell'assetto e per l'esecuzione delle manovre orbitali. Questi ultimi fanno parte anch'essi del PMS, utilizzano idrazina e sono controllati dall'Attitude and Articulation Control System (AACS) al fine di effettuare piccole correzioni orbitali, controllo d'assetto e desaturazione delle ruote di inerzia.

Importantissimo, per il funzionamento del radar, è l'assetto della sonda garantito da un sottosistema chiamato IRU (Inertial Reference Unit), costituito da giroscopi senza parti in movimento, basati sulla misura precisa del cambiamento dell'asse di vibrazione di cristallo di quarzo al variare anche minimo dell'assetto; in più sono presenti quattro volani e diversi sensori stellari.

In tutto il tragitto la sonda ha avuto l'antenna grande HGA puntata verso il Sole, sia per facilitare le comunicazioni con la Terra, sia per fare da scudo alla sonda stessa, proteggendola dalle radiazioni.

### 3.1 – Tragitto interplanetario (dal 14/11/1997 al 07/11/1999)

La sonda è stata lanciata verso Venere per sfruttare due gravity-assist con il pianeta, il 26 Aprile 1998 ed il 24 Giugno 1999 (questo passaggio a soli 598 km dalla superficie); dopo 55 giorni, il 18 Agosto 1999, la sonda viene lanciata dalla gravità terrestre (flyby c.a. 1166 Km) verso Giove dove è giunta il 30 Dicembre 2000 ad una distanza di 10 milioni di Km dal pianeta gigante. Il flyby con Giove ruota la traiettoria di 12° ed aumenta la velocità eliocentrica di circa 2 Km/sec.

La necessità di ripetute manovre di flyby nasce dall'enorme distanza che la sonda deve coprire (3.2 miliardi di Km di traiettorie interplanetarie e 1.7 miliardi di Km di orbite intorno Saturno) entro i tempi previsti dall'analisi di missione.

Un flyby è una tecnica di volo - nota in italiano anche con il nome di “effetto fionda” – che sfrutta la velocità relativa del pianeta “assistente” rispetto al Sole per aumentare la velocità della sonda all'uscita del flyby stesso. In generale, tale tecnica è nata dall'impossibilità, durante trasferimenti interplanetari, di raggiungere direttamente il pianeta prescelto, in quanto ciò richiederebbe un carico di propellente non realisticamente trasportabile. Con tale tecnica è sufficiente dirigersi verso il pianeta più vicino su una traiettoria di trasferimento, ad esempio una traiettoria di Hommann. A quel punto si può sfruttare l'incontro ravvicinato (*flyby*, in inglese) con il pianeta per modificare la velocità eliocentrica della navicella e per indirizzarla (direttamente, oppure attraverso un'opportuna combinazione di gravity assist) verso il suo obiettivo finale. Si noti che, mentre per un gravity assist è necessario un flyby, ci può essere un flyby senza gravity assist: in tal caso si tratta semplicemente di un “sorvolo”, il quale non comporta la sia pure temporanea entrata in orbita della sonda intorno al corpo che si vuole esplorare. D'ora in avanti, comunque, useremo la parola flyby non più nel suo significato letterale, ma quale comoda abbreviazione di *gravity assist flyby*, cioè di “flyby con aiuto gravitazionale”. [3]

La figura nella pagina seguente illustra il meccanismo del flyby: lo S/C entra nella sfera di influenza del pianeta target con una certa velocità eliocentrica. A questa va sottratta la velocità del pianeta rispetto al Sole in modo da ottenere la velocità relativa dello S/C rispetto al Pianeta ( $V_{in}$  risultante). Sfruttando il campo gravitazionale del pianeta la velocità eliocentrica in fase di uscita ( $V_{out}$ ) dalla sfera di influenza del pianeta risulta maggiore:

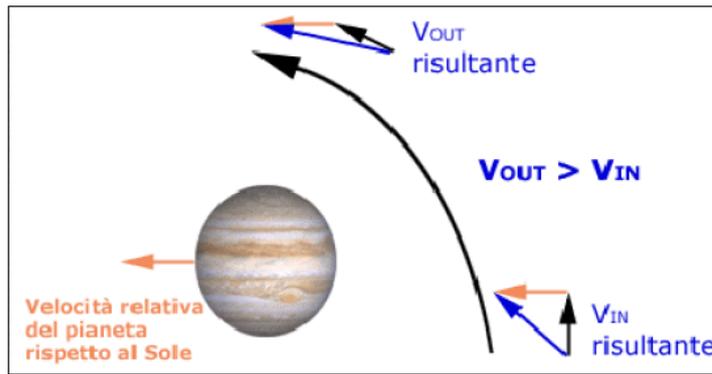


Fig. 3 – Schema del meccanismo del flyby

Il vettore Titan IVB ha fornito l’energia necessaria per una traiettoria diretta verso Venere. In seguito ai quattro gravity-assist previsti la sonda ha ricevuto degli incrementi di velocità (relativa rispetto al Sole) tali da spingerla verso Saturno entro il 01/07/2004, data prevista per l’inserimento in orbita di Saturno. Tale traiettoria interplanetaria seguita dalla sonda è detta “**VVEJGA (Venus-Venus-Earth-Jupiter Gravity Assist) trajectory**”. [4]

I  $\Delta V$  (incrementi di velocità relativa della sonda rispetto la Sole) per i quattro flybys per la VVEJ trajectory sono riportati nella tabella seguente: [5]

Flyby	Data (gg/mm/aa)	Range [km]	Vel. clos. App. [km/s]	Delta-V [km/s]
Venere	26/04/1998	284	-	6
Venere	24/06/1999	598	11.8	7
Terra	18/08/1999	1175	19.0	6
Giove	30/12/2000	$9.7 \times 10^6$	11.6	2

Tab. 3 – Caratteristiche dei flybys durante la fase interplanetaria della missione

Nella tabella riportata nella pagina successiva, invece, sono presentate alcune date rilevanti previste per la missione:

Date rilevanti nella missione Cassini-Huygens		
Evento	Data	Giorni dal lancio
Lancio	15/10/1997	0
1° flyby con Venere	26/04/1998	198
Inizio finestra per uso HGA	28/12/1998	436
Fine finestra per uso HGA	21/01/1999	461
2° flyby con Venere	24/06/1999	622
Flyby con la Terra	18/08/1999	680
Riapertura finestra HGA	29/01/2000	696
Flyby con Giove	30/12/2000	1181
Inizio osservazioni scientifiche	01/01/2004	2277
SOI	01/07/2004	2460
Separazione del probe Huygens	25/12/2004	2588
Manovre per il flyby con Titano	30/12/2004	2590
Incontro Huygens-Titano	14/01/2004	2609
Fine missione nominale	01/07/2008	3921

Tab. 4 – Date rilevanti previste per la missione

La figura presente nella pagina seguente illustra la traiettoria interplanetaria VVEJGA. In essa sono disegnate:

- le traiettorie seguite dalla sonda a partire dal lancio fino al primo flyby con Venere (traiettoria in viola);
- la traiettoria che dal primo flyby con Venere ha lanciato la sonda verso il secondo flyby con Venere (traiettoria azzurra);
- la traiettoria che è stata seguita dalla sonda durante il flyby con la Terra ed in seguito la traiettoria verso Giove e Saturno (in rosso).

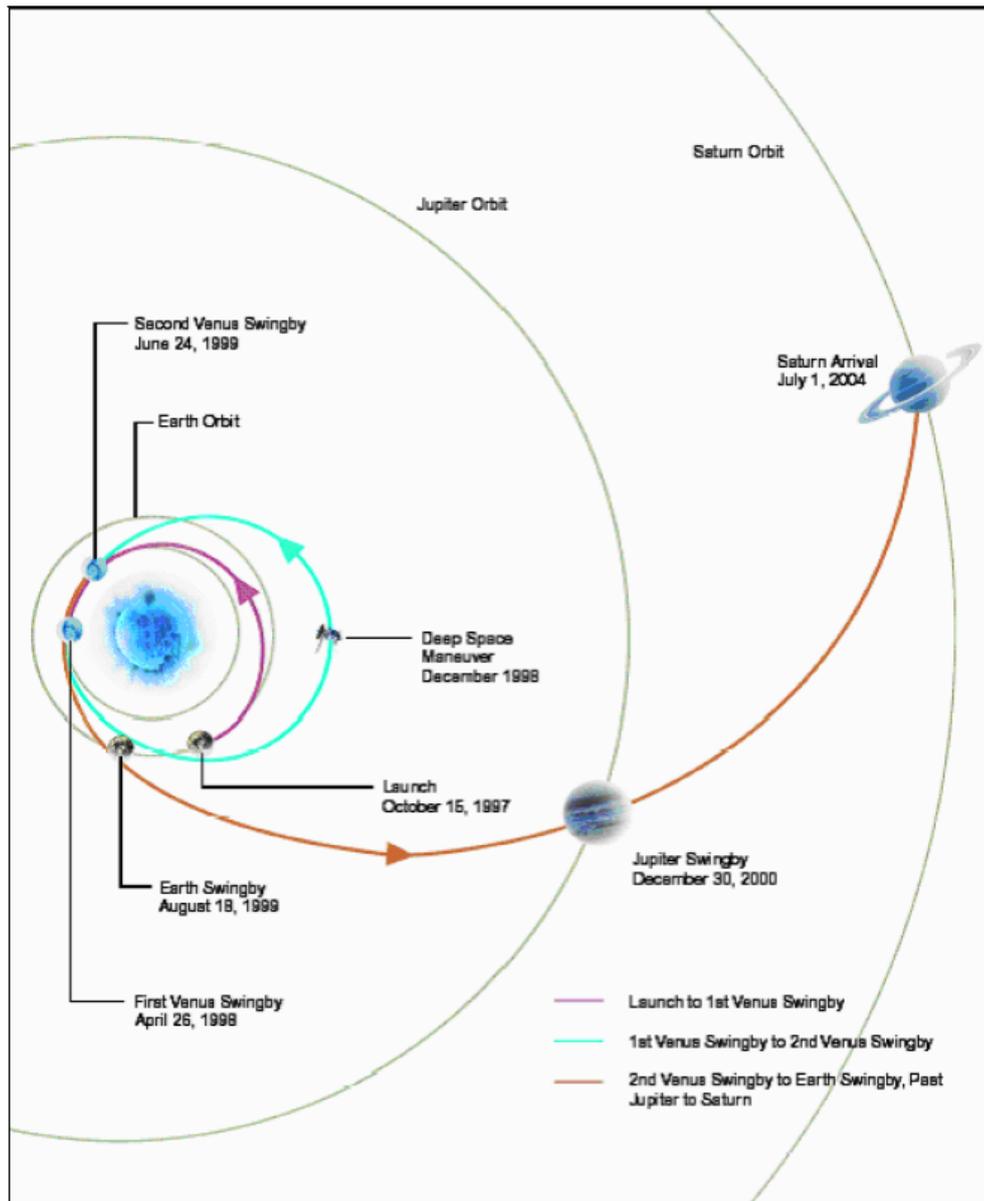


Fig. 4 – Rappresentazione della “VVEJGA”

Di notevole interesse risulta l'accuratezza con cui è stata scelta la finestra di lancio. La scelta della finestra di lancio è stata fatta in funzione della necessità di ottenere un flyby con Giove che spingesse la sonda verso Saturno secondo la traiettoria prestabilita. Tale operazione è effettuabile solo quando Giove e Saturno sono in congiunzione astrale. Tale situazione si verifica in un periodo di tre anni ogni venti (Voyager ha usato l'equivalente periodo 1976-1978).

La scelta, poi, della finestra ottimale, è dipesa dai requisiti sulla durata della missione. La finestra di lancio utilizzata (6 ottobre - 4 novembre 1997) permette di giungere

all'inserimento in orbita di Saturno il 01/07/2004, data che presenta una serie di vantaggi che verranno discussi in seguito.

La successiva finestra di lancio (28/11/1997 – 11/01/1998 con traiettoria VEEGA) avrebbe comportato un arrivo posticipato di circa 2 o 3 anni rispetto a quello predetto dalla prima opzione. [6]

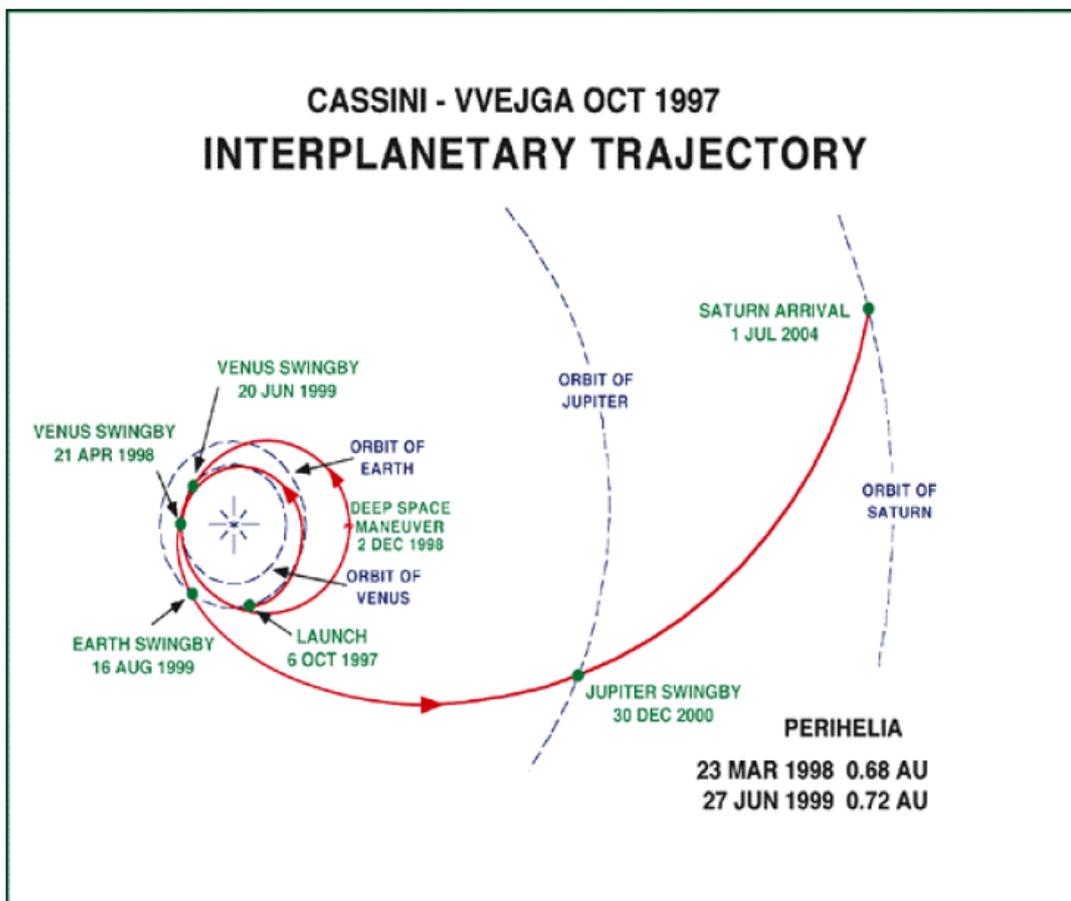


Fig. 5 – Altra rappresentazione della “VVEJGA”

### 3.2 – Approach science subphase (dal 12/01/2004 al 10/06/2004)

L'Approach Science Subphase inizia sei mesi prima dell'immissione in orbita intorno Saturno e termina tre settimane prima dell'immissione stessa, quando lo spacecraft si avvicina a Saturno con una velocità di circa 5 Km/s. Durante la fase di avvicinamento la traiettoria seguita dallo spacecraft è inclinata rispetto al piano degli anelli per ridurre il danno dovuto alla collisione con le particelle durante l'attraversamento del piano degli anelli di Saturno, tra l'anello F e G, ad una distanza di 2.6 RS dal Pianeta. [6]

La maggior parte delle attività scientifiche durante questa fase consiste nell'osservazione di Saturno e dei suoi anelli, nella preparazione al flyby con la luna ghiacciata Phoebe, nelle manovre per l'inserimento in orbita Saturniana e preparazione per l'Operation Tour. [4]

### 3.3 – Saturn Orbit Insertion (SOI)

Le manovre di inserimento in orbita, SOI (Saturn Orbit Insertion) iniziano il 01 Luglio 2004, circa 90 minuti prima del periasse della prima orbita e durano per circa 96 min. Come in precedenza anticipato, tale data è ottimale per tre motivi:

- permette un flyby con la luna Phoebe ad una distanza di 2000 Km al *closest approach*, in data 11 giugno 2004 19:33 UTC con una velocità di 6.4 Km/s, 19 giorni prima dunque della SOI;
- migliore geometria di osservazione degli anelli a causa della loro inclinazione relativa all'orbita;
- minore consumo di potenza.

All'arrivo su Saturno, Cassini fa il suo approccio più vicino al pianeta passando al *closest approach* ad una distanza di 0.33 RS dalla superficie, solo 20000 km sopra il limite delle nuvole. Circa 90 minuti prima del periasse della prima orbita (2004-Jul-3023:05 UTC) viene

acceso uno dei due motori per una durata di 96 minuti allo scopo di diminuire la velocità di 633 m/s per effettuare l'inserimento in orbita Saturniana (fig. 6); tale manovra di SOI immette lo spacecraft in una prima orbita con asse di  $1.33 \times 178$  raggi Saturniani ( $1RS=60268$  Km), periasse 1.3 RS, periodo orbitale di 148 giorni (21 settimane), inclinazione di  $16.8^\circ$  che consumerà 830 kg del propellente principale. È stabilito che l'incertezza massima sul punto di inserimento in orbita sia minore di 130 Km.

Poco dopo il passaggio al periasse, lo spacecraft entra in una zona (dietro a Saturno, rispetto alla direzione del Sole, fig. 7) in cui avvengono le occultazioni della Terra e del Sole ad opera di Saturno stesso. In seguito alla ripresa delle comunicazioni con la Terra, interrotte durante l'occultazione<sup>2</sup>, lo spacecraft resta puntato verso la Terra per nove ore per permettere tutte le operazioni di controllo a terra dello status della sonda.

In seguito alla SOI una coppia di manovre correttive di *cleanup* vengono usate per correggere errori di inserimento in orbita. La prima immediatamente dopo la congiunzione superiore (SOI + 3 giorni), la seconda in seguito alla congiunzione (SOI + 16 giorni). Il *Probe checkout* avviene a SOI + 14 giorni, mentre la *Probe Release Maneuver* (PRM) dieci giorni prima della separazione (fig. 7).

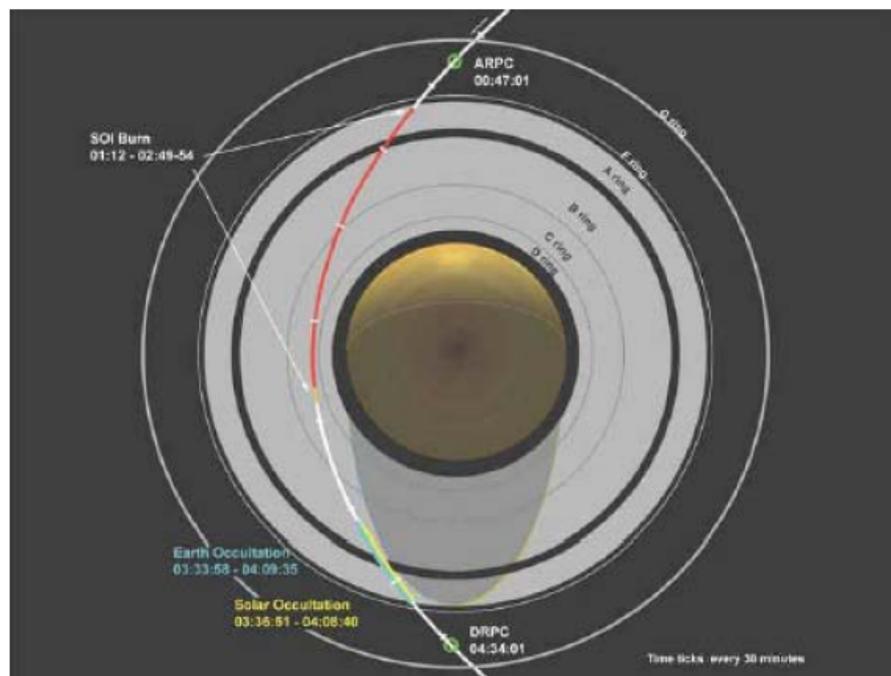


Fig. 6 – Rappresentazione della SOI. In figura si possono denotare le fasi e la durata della SOI burn e delle occultazioni della Terra e del Sole

<sup>2</sup> Durante l'intero Tour sono previste numerose orbite di occultazione. Questo accade quando la Terra, il Sole o le stelle non sono direttamente osservabili dal satellite in quanto nascosti da Saturno, Titano o dagli anelli stessi di Saturno. Queste orbite sono sfruttate per esperimenti scientifici che si propongono lo studio della struttura e composizione dei corpi celesti.

Un'accensione di 50 minuti del motore di apoasse, con un  $\Delta V$  di 397.62 m/s (95%), 13 giorni dopo l'apoasse dell'orbita post-SOI, cioè il 23 Agosto 2004, modifica l'orbita, portando il periapse a 8.2 Raggi Saturniani (PRM, periapse raise maneuver) per ridurre la velocità durante il flyby, tra Cassini e Titano (5.4 Km/s al closest approach), previsto per il 2005-Jan-14 11:04 UTC, nel quale è previsto il rilascio della Huygens.

Seguono altri due flyby con Titano, il primo classificato "aTI Titan flyby", il 2004-Oct-26 15:30 UTC ad una quota minima di 1200 Km ad una velocità di 6.1 Km/s (velocità relativa dello S/C rispetto a Titano), il secondo "bTI Titan flyby" in data 2004-Dec-13 11:37 UTC ad una quota al closest approach di 2358 Km, alla velocità di 6 Km/s.

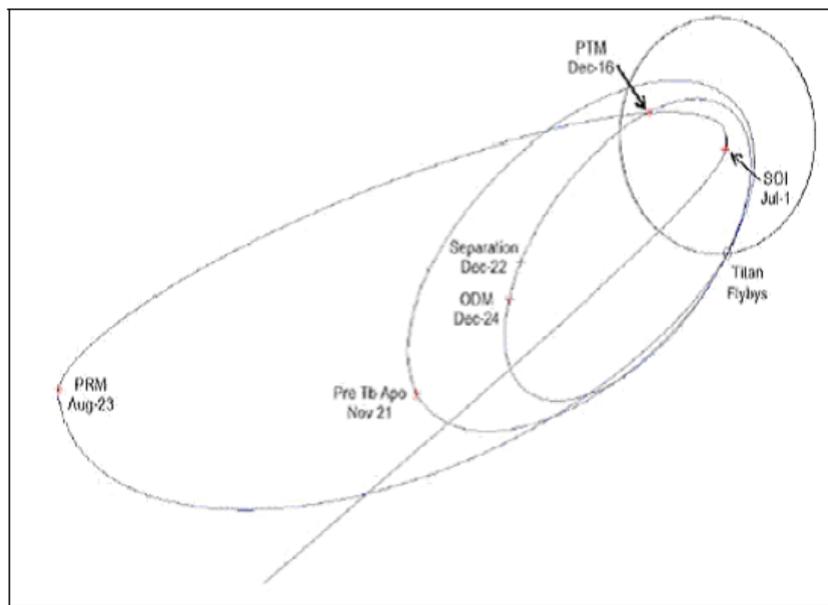


Fig. 7 – Schema delle tre orbite necessarie al rilascio della sonda Huygens

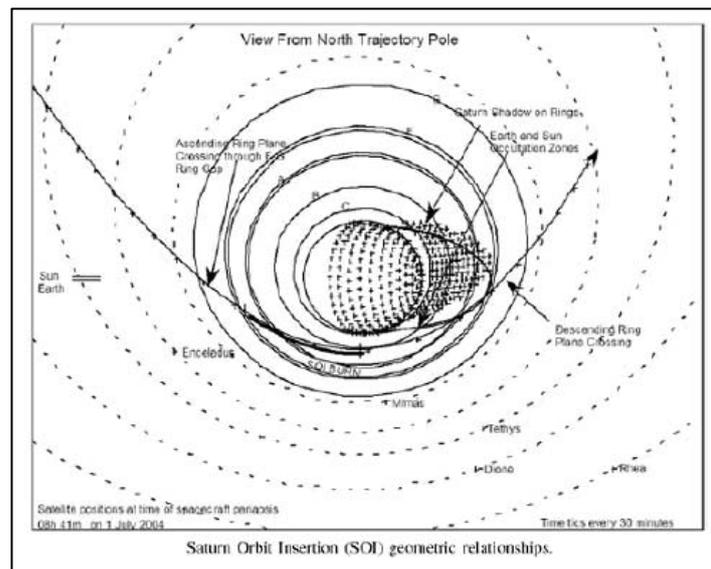


Fig. 8 – SOI nel sistema Saturniano. La zona oscurata è la zona di occultazione della Terra e del Sole

### 3.4 – Schema della missione del Probe Huygens

Un primo schema di missione prevedeva il rilascio del probe il 27 Novembre 2004; questo schema è stato modificato per motivi inerenti la trasmissione dei dati durante il rilascio della sonda [7]. Infatti è sorto un problema che ha messo in forse l'unica possibilità della sonda Huygens di scendere attraverso l'atmosfera di Titano: qualcosa non ha permesso di misurare completamente lo scostamento Doppler dovuto alla velocità della sonda. Il ricevitore radio della Cassini non avrebbe avuto una banda sufficientemente larga da permettere la ricezione di tutti i preziosi dati trasmessi dalla Huygens. Poiché la navicella si trovava in viaggio verso Saturno dal 1997, non ci sono state possibilità di soluzioni strutturali.

Dopo aver studiato il problema per sei mesi, i manager della missione della NASA e dell'Agenzia Spaziale Europea hanno escogitato una nuova strategia, che dovrebbe permettere il salvataggio di tutte le informazioni della Huygens. Per ridurre lo spostamento Doppler nella frequenza di trasmissione della sonda, la Cassini passa intorno Titano ad una distanza di molto superiore, 60000 chilometri anziché i previsti 1200, e sono state previste anche delle modifiche al sistema di comunicazione.

Durante il primo schema di missione era previsto che, se ci fosse stato qualche problema con lo S/C o il segmento terrestre nell'esecuzione della missione della sonda al primo passaggio su Titano, si poteva prendere la decisione, al massimo alcuni giorni prima della prevista separazione della sonda, di ritardare il tutto sino al flyby con Titano (cTI) del 14 gennaio 2005 (questo è possibile in quanto le prime orbite sono risonanti). In seguito ai cambiamenti richiesti, lo sgancio del probe è avvenuto il 24-12-2004, 11 giorni prima del secondo flyby durante il quale la sonda Huygens è scesa su Titano (il 14 gennaio 2005 alle 11:04 UTC).

Nello schema di missione attuale è stato previsto che il 18 Dicembre 2004, 22 giorni prima il cTI flyby, l'intero S/C faccia una manovra per acquisire una **traiettoria di impatto su Titano (Probe Targeting Maneuver)** utilizzando un impulso di velocità pari a 12.68 m/s (95%). Due giorni dopo, 20 Dicembre 2004, l'orbiter ha ruotato su se stesso per orientare la sonda verso la sua quota di entrata, fornendole una rotazione di poco più di 7 giri al minuto, e per permettere il rilascio ad una velocità di separazione pari a circa 0.3 m/s.

Cinque giorni dopo la separazione, il 29 Dicembre 2004, l'orbiter ha effettuato una manovra di *Orbiter Deflection Maneuver (ODM)*, con un  $\Delta V$  di 26.4 m/s (95%), per assicurare che l'orbiter non seguisse la sonda nell'atmosfera di Titano e stabilire la geometria adatta per il collegamento con la stazione ripetitrice della sonda.

La durata di questa manovra è dettata dall'*Orbiter Delay Time (ODT)* e dalla lunghezza della fase di avvicinamento della sonda. L'ODT definisce e stabilisce le specifiche per la trasmissione dei dati tra orbiter e sonda. L'ODM piazza l'orbiter su una traiettoria di volo che lo porta ad una quota di 60000 Km al closest approach. Dopo 22 giorni di avvicinamento, il Probe arriva ad una quota di 1270 Km dalla superficie di Titano. Questo punto è detto "NASA/ESA interface point" ed è definito come l'inizio dell'ingresso e discesa della sonda nell'atmosfera di Titano.

La figura seguente illustra le fasi di avvicinamento della sonda Huygens all'atmosfera di Titano e la posizione relativa tra Orbiter e Probe durante tale fase della missione:

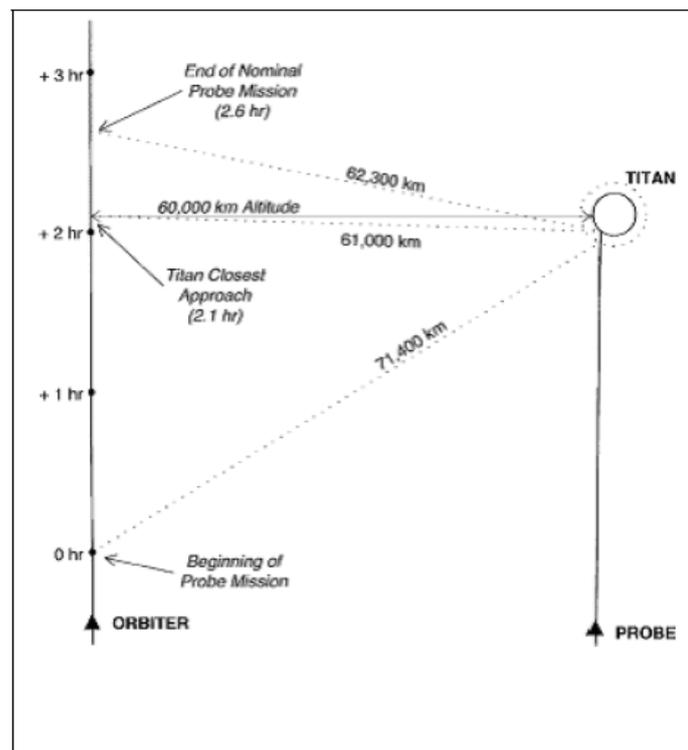


Fig. 9 – Posizioni relative del Probe e dell'Orbiter durante la Huygens mission (PAA=Probe Aspect Angle)

La sonda Huygens ha come obiettivo un angolo di ingresso di  $-64^\circ$  ed un atterraggio sul lato illuminato di Titano<sup>3</sup> ad una latitudine di  $18.4^\circ$  e  $200^\circ$  Est. Durante l'ingresso il Probe decelera da Mach 22.5 a Mach 1.5 in meno di due minuti ed è protetto dal flusso di calore indotto dall'atmosfera da cosiddetti *front heat-shield* di diametro pari a 2.75 m. Approssimativamente 4.45 minuti dopo l'ingresso del probe la Central Acceleration Sensor Unit misura la decelerazione (al tempo  $T_0$ ). A questo punto la fase di ingresso della sonda è conclusa ed inizia la fase di discesa. La durata nominale della fase di discesa è di 137 minuti, dei quali 43 permettono la trasmissione dei dati alla HGA dell'orbiter con un data rate di 8 kbit/s. Per permettere l'atterraggio in condizioni sicure, il Probe utilizza un complesso sistema di frenaggio (Parachute Deployment Device, PDD, Disk Gap Band). L'ora in cui il Probe ha toccato il suolo di Titano è stata prevista entro un margine di 15 minuti dall'ora nominale ( $T_0+137\text{min } 38.375\text{s}$ ); ciò è dovuto alle eventuali variazioni della densità atmosferica della luna, dai possibili aumenti di massa del Probe, dovuti alla formazione di ghiaccio, dalle variazioni della forza frenante dovuta alle oscillazioni del paracadute, ed infine, ma non meno rilevante, dalla topografia di Titano del tutto ignota. [8]

<b>Probe release</b>	Dicembre 25, 2004 02:00 UTC
<b>Probe entry at Titan</b>	Gennaio 14, 2005 11:04 UTC
<b>Speed at entry</b>	6 km/s
<b>Impact speed</b>	5 m/s
<b>Mission duration</b>	2 – 2:30 ore
<b>Altitude of Cassini during the Huygens mission</b>	60000 km
<b>Data rate to Cassini orbiter</b>	8 kbps
<b>Total battery capacity of probe</b>	1800 Watt-ore

Tab. 5 – Caratteristiche della missione Huygens

<sup>3</sup> Titano è la luna più grande di Saturno, con un raggio di 2575 Km, massa pari al 2% di quella terrestre, periodo orbitale di 16 giorni, su una orbita di eccentricità 0.0292 e raggio medio 1221850 Km. Titano durante la sua rotazione rivolge sempre la stessa faccia rispetto la superficie di Saturno.

### 3.5 – Descrizione dell'Orbital Tour

Il sistema di orbite nominali dell'orbiter, detto T18-3, prevede 74 orbite a varie inclinazioni con periodo orbitale compreso tra i 7 ed i 155 giorni, con periasse compreso tra 2.6 e 15.8 Raggi Saturniani (1RS=60268 Km). [4]

Le diverse inclinazioni  $[0, 75]^\circ$  permettono una migliore visualizzazione e studio della formazione degli anelli di Saturno, mappature tridimensionali del campo magnetico, occultazione del Sole ecc. Date le diverse inclinazioni e traiettorie previste, lo schema delle orbite nominali è detto **petal** in quanto ricorda il petalo di un fiore, come si può denotare anche nell'immagine seguente:

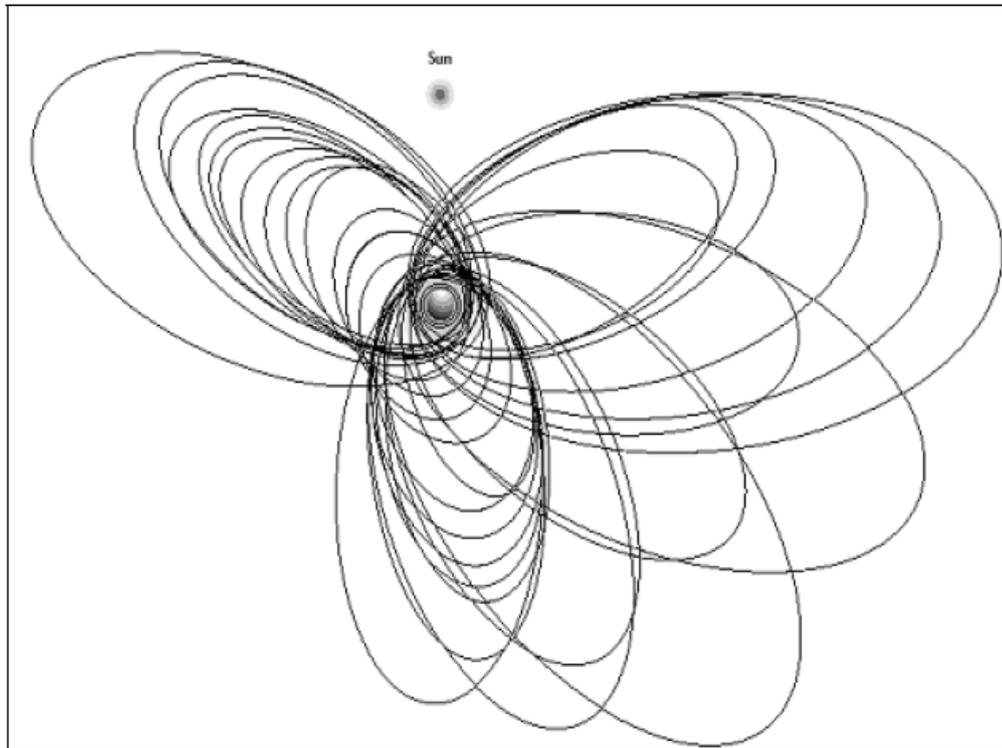


Fig. 10 – Rappresentazione dello schema orbitale "petal" T18-3

Ciascuna orbita intorno Saturno è identificata assegnando ad ognuna un numero intero progressivo, che rappresenta l'*orbit revolution*. Ciascuna orbita inizia e termina all'apoasse; l'orbita parziale che va dal SOI al primo apoasse è contraddistinta come *rev 0*. Le orbite necessarie al rilascio del probe, alcune coperte solo parzialmente, sono identificate con le lettere *a*, *b*, *c*. Il tour nominale comincia al termine della fase di rilascio della sonda e le orbite sono

indicate con un *revolution number* che va da 3 a 74. La figura successiva suddivide le orbite per inclinazione:

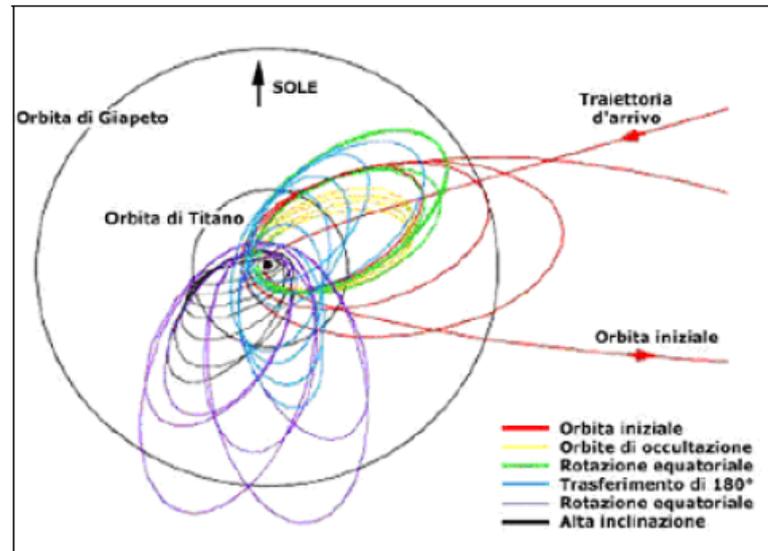


Fig. 11 – Suddivisione delle orbite del Tour T18-3 in funzione delle specifiche caratteristiche

Un apporto notevole al compimento delle 74 orbite previste tra il 2004 e 2008 sarà dato proprio da Titano, con il quale la sonda avrà 44 incontri ravvicinati che forniranno sia lo spunto per analisi dettagliate sia la spinta, il motore gravitazionale per il proseguimento della missione stessa.

Questo perché Titano, con la sua massa pari al 2% di quella terrestre, è idoneo a supportare agevolmente i gravity-assist previsti. Tale sistema è stato progettato da **A. Wolf** al *JPL (Jet Propulsion Laboratory)* della NASA e prevede persino di spingere la Cassini al di sopra del piano dei pianeti del sistema solare (piano dell'eclittica), operazione effettuata prima solo dalla sonda *Ulysses*.

Dei 44 incontri con Titano 29 hanno un passaggio ad una quota minima inferiore a 4000 Km, mentre 15 hanno una quota al closest approach compresa tra 950 e 1100 Km. Per ciascuno dei flybys la velocità dello spacecraft è dell'ordine dei 5-6 Km/s; si assume come valore medio di riferimento 5.75 Km/sec [9].

Come conseguenza della massa considerevole di Titano, l'orbiter risente di incrementi di velocità relativa rispetto al Sole complessivamente dell'ordine di 33 Km/s (più di quelli ottenuti nel volo interplanetario). Tali incrementi sono più che sufficienti per fare manovre di cambiamento dell'inclinazione dell'orbita relativamente all'equatore di Saturno attraverso una vasta gamma di geometrie di osservazione predeterminate.

Ovviamente sono previsti anche numerosi flybys con le altre lune ghiacciate di Saturno. In particolare sette di questi flybys sono previsti con quota al closest approach pari a 1000 Km, mentre altri 27 flybys hanno una quota al closest approach intorno ai 100000 Km.

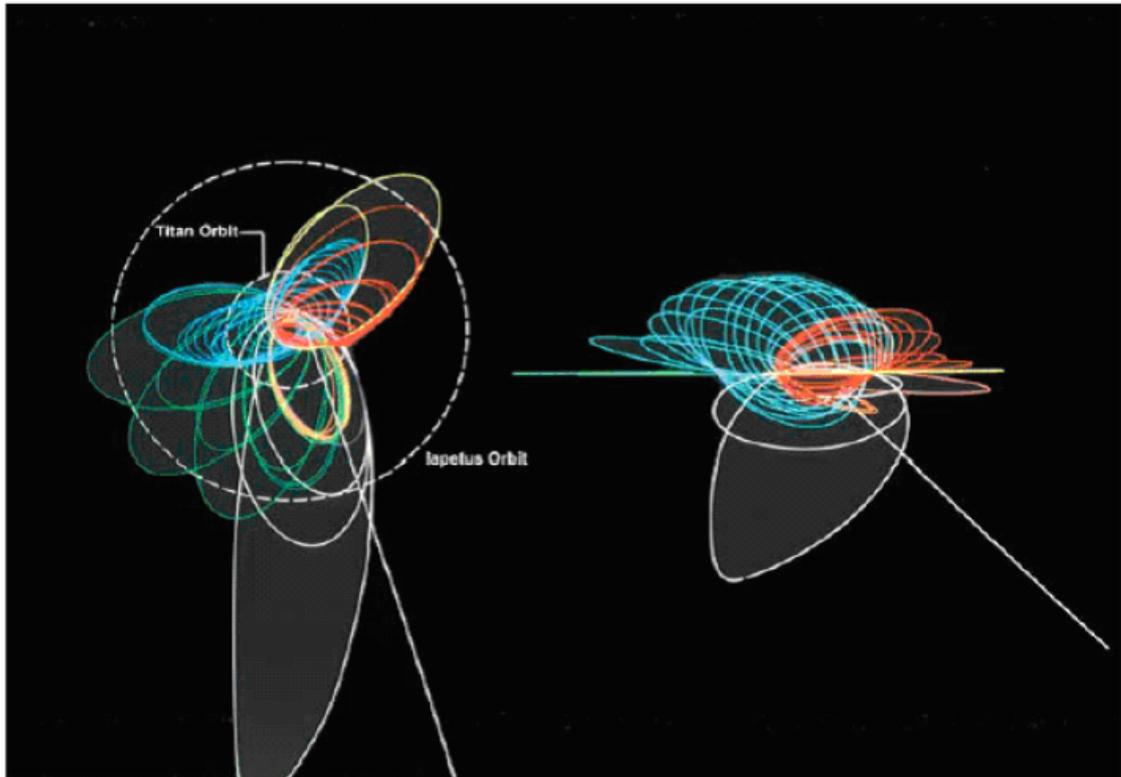
Lo scopo di tali flybys è quello di completare la mappatura del sistema di Saturno e nel contempo svolgere attività di ricerca scientifica. Almeno nominalmente, tali flybys non arrecano contributi significativi in termini di variazione dei parametri orbitali.

Ad ogni flyby, a causa dell'effetto di gravity-assist, la traiettoria dello spacecraft viene modificata. È cruciale che la conoscenza dei parametri orbitali e della geometria di osservazione per ogni flyby siano molto precise, perché la somma di tutti gli impulsi di velocità messi a disposizione per eventuali correzioni orbitali (*cleanup manoeuvre*, per ogni flyby è a disposizione un  $\Delta V$  di 11 m/s) durante i quattro anni di orbite Saturniane, non deve superare i 500 m/s, molto meno dell'incremento medio ad ogni flyby con Titano ( $\Delta V=770$  m/s).

Pertanto, sfruttando i dati del tracking radiometrico e le immagini ottiche, rilevate durante la navigazione intorno Titano e gli altri satelliti, rispetto ad una o più stelle predeterminate, i progettisti del Navigation Team possono predire un controllo sull'errore dell'ordine dei 10 Km per ogni flyby con Titano, errore accettabile per il quantitativo di propellente a disposizione.

Nella figura successiva (fig. 12) è riportata una classificazione delle orbite del Tour T18-3. L'orbita più esterna tratteggiata rappresenta l'orbita di Iapetus. Le varie fasi del tour sono indicate con colori differenti: le orbite indicate con il bianco avvengono in un periodo compreso tra 1 luglio 2004 e 15 febbraio 2005, incluse la SOI, il rilascio del Probe e la Huygens mission; le orbite indicate con il viola sono avvenute tra il 15 Febbraio 2005 ed il 1 Aprile 2005; le orbite in arancio si sono svolte dal 1 Aprile 2005 al 7 Settembre 2005 ed includono una serie di importanti sequenze di occultazione; le orbite in verde invece dal 7 Settembre 2005 al

22 Luglio 2006; le blu dal 22 Luglio 2006 al 30 Giugno 2007 ed includono un trasferimento di 180°; le orbite gialle si svolgeranno in un periodo che va dal 30 Giugno 2007 al 31 Agosto 2007 ed includono una rotazione dell'apoasse; le orbite rosse vanno dal 31 Agosto 2007 fino alla fine della missione nominale (1 Luglio 2008) e prevedono delle sequenze ad alta inclinazione.



*Fig. 12 – Classificazione delle orbite del Tour T18-3*

### 3.6 – Strategia generale dei Titan flybys

I flybys previsti durante la missione Cassini-Huygens vengono indicati con il nome del pianeta interessato dalla manovra, seguito da numeri progressivi indicanti l'ordine in cui avvengono i flybys (i.e. Titan 1, Titan 2....Encedalus 1....Rhea 1, ecc. ).

I flyby vengono distinti in due categorie:

- **“Targeted flyby”**: quando la traiettoria dell'Orbiter è stata disegnata per passare in uno specifico *“aimpoint”* (latitudine, longitudine e quota) nel punto più vicino (closest approach) del flyby. Riguardo Titano, l'aimpoint è selezionato per sfruttare gli effetti dell'influenza gravitazionale della luna Saturniana sull'Orbiter al fine di effettuare le manovre orbitali previste. Per quanto riguarda i flybys con le altre lune ghiacciate, l'aimpoint è selezionato per ottimizzare le osservazioni scientifiche, in quanto l'influenza gravitazionale è minima.
- **“Nontargeted flyby”**: quando il punto di closest approach durante il flyby è distante molto dal satellite, in quanto gli effetti gravitazionali derivanti dal passaggio possono essere minimi tanto da non richiedere un controllo rigoroso sull'aimpoint. Questi flybys, numerosi, sono fondamentali per le immagini globali.

I flybys con Titano che avvengono a distanze superiori i 25000 Km al closet approach sono considerati “nontargeted”.

Se l'angolo di trasferimento tra due flybys è  $360^\circ$ , l'orbita che connette i due flybys è chiamata *“orbita risonante”*. Molte delle orbite che prevedono dei passaggi vicino Titano sono risonanti (ad esempio le prime orbite sono risonanti in modo tale che l'orbiter e la luna Titano si ritrovano nelle posizioni relative tra loro ai due closest approach). Il periodo delle orbite risonanti di Titano è un multiplo intero del periodo orbitale di Titano stesso.

Il piano di trasferimento orbitale tra due flybys è individuato dai vettori posizione dei flybys rispetto a Saturno. Se l'angolo di trasferimento è  $0^\circ$  o  $180^\circ$  esiste un numero infinito di piani orbitali che connette i flybys. In questo caso, il piano di trasferimento delle orbite è significativamente inclinato rispetto al piano equatoriale.

Se l'angolo di trasferimento tra due flybys è diverso da  $180^\circ$  o  $360^\circ$ , cosa che generalmente avviene, il piano orbitale individuato dai vettori posizione dei due flybys è unico

ed è vicino al piano equatoriale di Saturno. In questo caso l'orbita è non risonante. Le orbite non risonanti hanno un periodo orbitale che non è un multiplo intero del periodo di Titano. Orbite non risonanti sono in genere sfruttate per passare da un Titan flyby inbound ad un Titan flyby outbound, e viceversa.

Di seguito si riportano in dettaglio le manovre eseguite durante i singoli Titan flyby per meglio comprenderne l'importanza in termini di obiettivi della missione:

**Titan 1 – Titan 2.** I primi tre flybys con Titano riducono il periodo orbitale e l'inclinazione dell'orbita.

L'inclinazione dell'orbiter, misurata rispetto all'equatore di Saturno, viene ridotta fino a zero solo dopo il terzo flyby; per tale motivo questi tre flybys devono svolgersi tutti nella stessa zona dell'orbita di Titano. I flybys che servono a ridurre il periodo orbitale sono stati progettati per essere inbound, piuttosto che outbound, per realizzare l'ulteriore scopo di ruotare la linea dell'apside in senso antiorario. Questo comporta che l'apoasse si muova verso la linea del Sole, al fine di garantire il tempo necessario per le osservazioni dell'atmosfera di Saturno e per consentire, poi, le occultazioni di Saturno su orbite successive.

**Titan 3.** Dopo che è stata ridotta l'inclinazione fino a raggiungere un'orbita equatoriale rispetto a Saturno, si opera un flyby inbound con Enceladus sulla quarta orbita che porta al flyby outbound con Titano sulla quinta orbita il 31 Marzo 2005. Il cambiamento tra un flyby inbound ed uno outbound intorno a Titano orienta la linea dei nodi rendendola quasi normale alla linea della Terra. Questo minimizza l'inclinazione richiesta per ottenere una occultazione di Saturno, pertanto tale flyby prepara le condizioni per la serie di occultazioni degli anelli su orbita quasi equatoriale. In generale un flyby con Titano, che avviene normale alla linea della Terra, può essere inbound o outbound. Per un flyby con Titano, che avviene quasi sopra il terminatore, la S/C è più vicina a Saturno durante l'occultazione se il flyby avviene outbound invece che inbound.

Il risultato scientifico di una occultazione è molto più significativo se la S/C è vicina a Saturno invece che lontana. In particolare, il funzionamento dell'antenna nell'analisi degli anelli è tanto migliore quanto più l'occultazione accade vicino a Saturno, in quanto si incrementa la risoluzione spaziale delle osservazioni del segnale radio scatterato. Questo ha molta influenza sul progetto della fase di osservazione. Infatti, diminuendo l'inclinazione all'equatore, passando da un flyby su Titano inbound ad uno outbound e ruotando l'orbita in

senso antiorario all'inizio del tour, si riesce a mantenere lo S/C vicino a Saturno durante le serie seguente di occultazioni equatoriali.

**Titan 4 - Titan 7.** La minima inclinazione richiesta per raggiungere le occultazioni equatoriali è circa 22 gradi. I due flybys outbound del 31 marzo e del 6 aprile 2005 porteranno l'inclinazione a tale valore. Il secondo di questi cambierà anche il periodo orbitale portandolo a 18.2 giorni. A questo punto, vengono completate 7 rivoluzioni dell'orbiter ed 8 di Titano prima del successivo flyby (le orbite sono risonanti), producendo 7 occultazioni della Terra ad opera di Saturno, in prossimità dell'equatore (una per orbita). In tutte le otto rivoluzioni, l'orbiter attraversa l'equatore di Saturno in prossimità dell'orbita di Enceladus; alla quarta rivoluzione, avverrà il secondo flyby su Enceladus. La gravità di Enceladus è troppo debole per spostare significativamente l'inclinazione al valore richiesto per raggiungere l'occultazione. Il flyby su Titano del 22 agosto e quello del 7 settembre 2005, hanno ridotto l'inclinazione ancora una volta portandola verso l'equatore di Saturno.

**Titan 8 - Titan 15.** Dopo che l'inclinazione si sia ridotta ed il piano orbitale dell'orbiter giaccia nuovamente in prossimità dell'equatore di Saturno, una serie di flybys che si alternano tra flybys inbound, atti all'incremento del periodo orbitale, e flybys outbound, atti a diminuire il periodo, viene usata per ruotare l'orbita in senso orario grazie alla magnetotail (tale manovra dura circa 10 mesi) . Il primo flyby di tale serie è avvenuto il 26 settembre 2005 e l'ultimo il 1 giugno 2006.

**Titan 16.** Dopo la rotazione dell'orbita per porre l'apoasse vicino la linea del Sole, l'inclinazione viene aumentata di circa 10 gradi con un flyby, il 6 luglio 2006, per consentire il passaggio attraverso la regione della magnetotail. Alla distanza da Saturno in questione, si assume che la magnetotail sia spazzata via sull'equatore saturniano dal vento solare. Dopo questo flyby, la distanza dell'apoasse è di circa 49 RS. Inoltre attuando un passaggio nella magnetotail, questo flyby, che incrementa l'inclinazione, è il primo di una sequenza di flyby che fissa a 180 gradi la sequenza di trasferimento descritta di seguito.

**Titan 17 - Titan 31.** Questa serie di flyby completa una sequenza di trasferimento di 180 gradi. I primi flyby di questa sequenza - tutti inbound - sono usati per accrescere l'inclinazione il più velocemente possibile usando una quota minima di 950 Km per ogni flyby. Il flyby del 22 Agosto 2006 riduce il periodo orbitale a 16 giorni, aumentando per quanto possibile l'inclinazione. Il periodo orbitale è mantenuto poi costantemente pari a 16 giorni

mentre l'inclinazione viene incrementata, eccetto durante un intervallo di 48 giorni tra i flyby del 25 ottobre e del 12 Dicembre 2006. Il flyby del 25 ottobre 2006 riduce il periodo a 12 giorni (una risonanza di 3 giri di Titano per ogni 4 giri dello S/C).

Il flyby del 12 Dicembre 2006 incrementa il periodo di nuovo a 16 giorni. Mentre l'inclinazione cresce, il periasse si incrementa e l'apoasse decresce finché l'orbita è circolarizzata ad una inclinazione di circa 60 gradi. La traiettoria dell'orbiter poi attraversa l'orbita di Titano non in un punto, ma in due punti (i nodi ascendente e discendente), rendendo possibile un trasferimento di 180 gradi da un flyby inbound a un flyby outbound. Dopo che questo trasferimento di 180 gradi è avvenuto, i successivi sette flyby, tutti outbound, riducono l'inclinazione vicino all'equatore di Saturno il più velocemente possibile. Questa sequenza di flyby di trasferimento di 180 gradi (aumento dell'inclinazione compiendo il trasferimento di 180 gradi, poi riducendo di nuovo l'inclinazione) ruota la linea dell'apside di circa 120 gradi così che l'apoasse giaccia tra la linea del Sole ed il terminatore di Saturno.

**Titan 32 - Titan 34.** I flyby immediatamente seguenti il completamento della sequenza di trasferimento di 180 gradi e del ritorno del piano orbitale della S/C vicino all'equatore di Saturno, sono usati per mirare ad una serie di flyby con Enceladus, Rhea, Dione e Iapetus. I flybys intorno Enceladus e Rhea avvengono su orbite successive (46 e 47) tra i flyby di Titano, il 28 maggio e 18 luglio 2007. Il flyby su Titano del 1 settembre 2007 incrementa l'inclinazione a 7 gradi per mirare alla luna Iapetus.

**Titan 35 - Titan 43.** Successivamente al flyby con Iapetus del 18 settembre 2007 l'orbiter è indirizzato verso un flyby outbound su Titano, il 3 Ottobre 2007, che porta la linea dei nodi vicino alla linea del Sole. Con questo flyby inizia la fase della missione dedicata alla sequenza di massima-inclinazione dei flyby, progettati appunto per incrementare l'inclinazione il più possibile al fine della migliore osservazione degli anelli e le misure in sito del campo magnetico e delle particelle (in questo caso, a circa 75 gradi). Le orbite a massima inclinazione durante questa sequenza della missione sono orientate verso il Sole, opposte alla magnetotail, per assicurare alcune occultazioni della Terra da parte di Saturno e degli anelli, ripetute ad intervalli stretti. Durante questa sequenza di flybys, prima l'orbita "avviante" e poi l'orbita "spingente" (dopo essere stata raggiunta una moderata inclinazione), sono usate per aumentare l'inclinazione, eventualmente riducendo il periodo orbitale appena oltre 7 giorni (nove rivoluzioni dell'orbiter, 4 di Titano). Le quote dei passaggi più vicini durante questa sequenza

sono tenute al valor minimo consentito, per massimizzare il contributo gravitazionale ad ogni flyby.

La figura 13 di seguito riportata mostra le tracce a terra dei targeted Titan flybys:

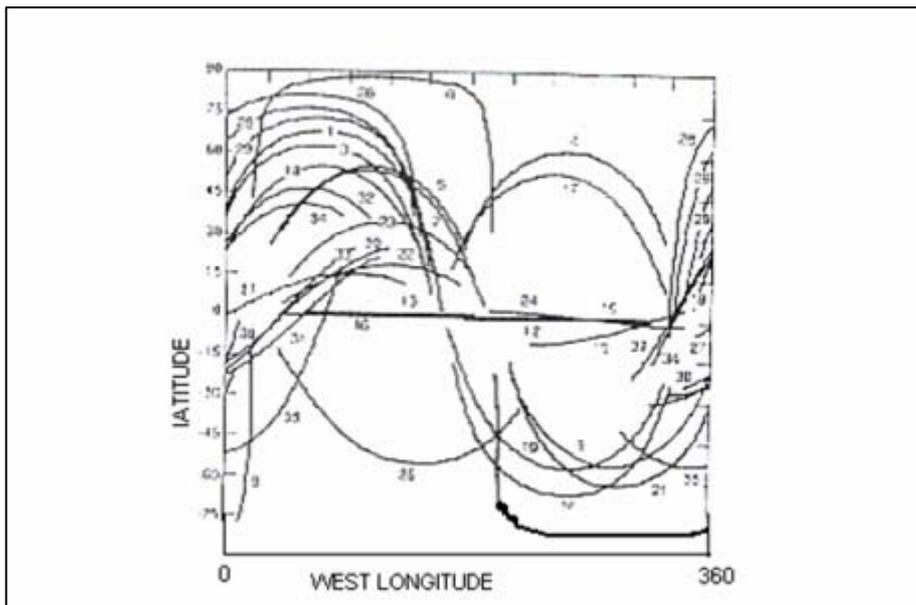


Fig. 13 – Tracce a terra per i targeted Titan flybys

---

# Capitolo III

---

## ➤ Capitolo III: Concetti generali sul funzionamento di un Radar [10]

### 1. Introduzione

**I**l termine Radar è l'acronimo delle parole inglesi **RA**dio **D**etection **A**nd **R**anging, e significa radiorilevamento e determinazione della distanza a mezzo di onde radio. I primi studi sul radar ebbero inizio in America e in Europa contemporaneamente negli anni trenta, poi l'imminenza del secondo conflitto mondiale accelerò ma ne rese segrete le ricerche, che si svilupparono separatamente nei vari stati interessati al conflitto e ne rivolse l'interesse principalmente a scopi militari, come avviene di solito in queste circostanze.

Gli studi furono particolarmente approfonditi in Inghilterra, negli USA e in Germania così, ad esempio, l'Inghilterra fu protetta da una catena di radar per intercettare gli aerei tedeschi che dalla Germania la sorvolavano per bombardarla e si può dire che questo dispositivo ebbe certamente un ruolo determinante sull'esito di quella battaglia.

### 2. Principi di funzionamento

Il radar è essenzialmente un sistema di rilevamento funzionante sul principio dell'eco, in cui il trasmettitore irradia periodicamente energia sotto forma di impulsi di microonde di grande potenza, ma di durata molto breve.

Gli impulsi radar vengono irradiati da un'antenna parabolica fortemente direttiva che li trasmette alla velocità della luce verso il bersaglio, come descritto nella figura 1:

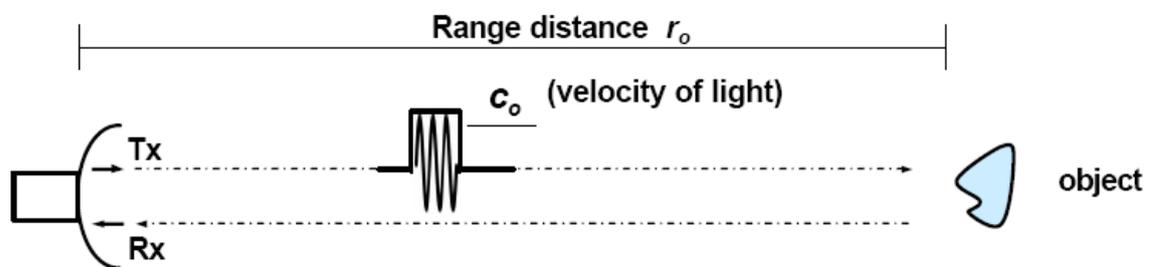


Fig. 1 – Generazione degli impulsi radar

Se gli impulsi trasmessi non incontrano alcun ostacolo, non tornano più indietro, mentre se incontrano un aereo, una nave, una montagna, una piccola parte dell'energia irradiata ritorna

all'antenna trasmittente dopo un tempo brevissimo sotto forma di eco, come descritto nella figura 2:

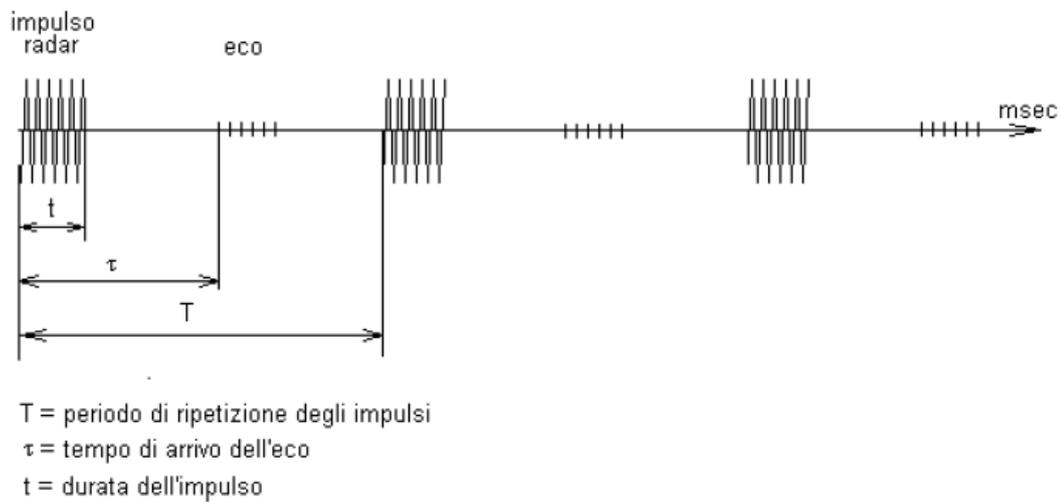


Fig. 2 – Ritorno degli echi del segnale emesso dal radar

Poiché la velocità di propagazione degli impulsi radar è perfettamente nota, dal tempo impiegato dal segnale a raggiungere il bersaglio e a ritornare indietro, si può ricavare la distanza dello stesso.

Se  $c$  è la velocità della luce,  $R$  è la distanza dal bersaglio e  $t$  è il tempo dopo il quale ritorna l'eco dell'impulso all'antenna che lo ha trasmesso, sarà:

$$c = \frac{2R}{t}$$

da cui:

$$R = \frac{ct}{2}$$

La direzione del bersaglio è individuata dall'orientamento dell'antenna parabolica del trasmettitore per mezzo dell'angolo di azimuth e dell'angolo di elevazione che ne determinano la posizione rispetto all'antenna radar come è descritto nella figura 3:

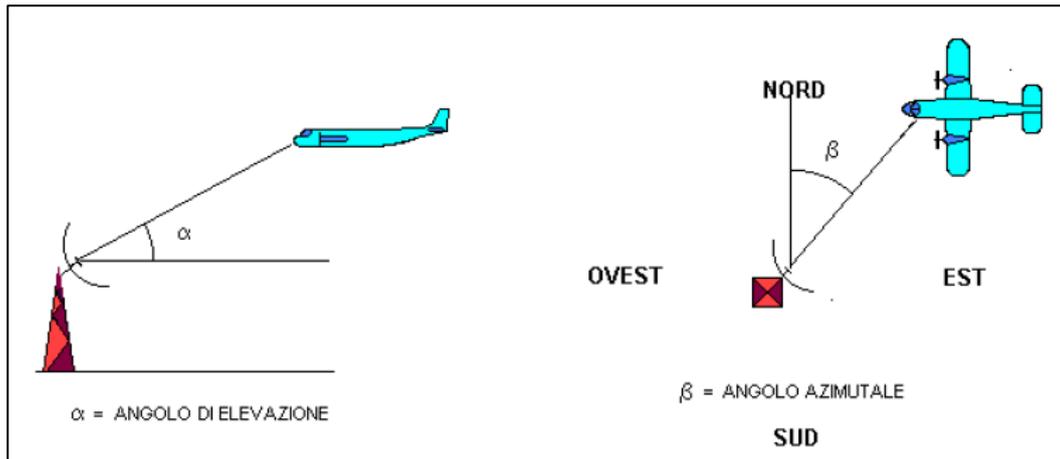


Fig. 3 – Individuazione della direzione di target

La direzione along track è detta di *azimuth*, quella across track è detta di *range*. Si parla di *slant range* riferendosi alla direzione di trasmissione in linea d’aria del segnale e di *ground range* riferendosi a quella riportata a terra. Chiaramente, queste due direzioni sono legate da una relazione tramite il seno dell’angolo “di vista” ( $\theta$ ). Infatti, i radar cosiddetti ad immagine, cioè che danno in uscita un’informazione riguardante la posizione dell’oggetto e la sua forma, sono sempre *side looking*, in quanto il principio stesso di funzionamento dei radar non permetterebbe, in caso di antenna nadirale, di riconoscere da quale lato è posto il target.

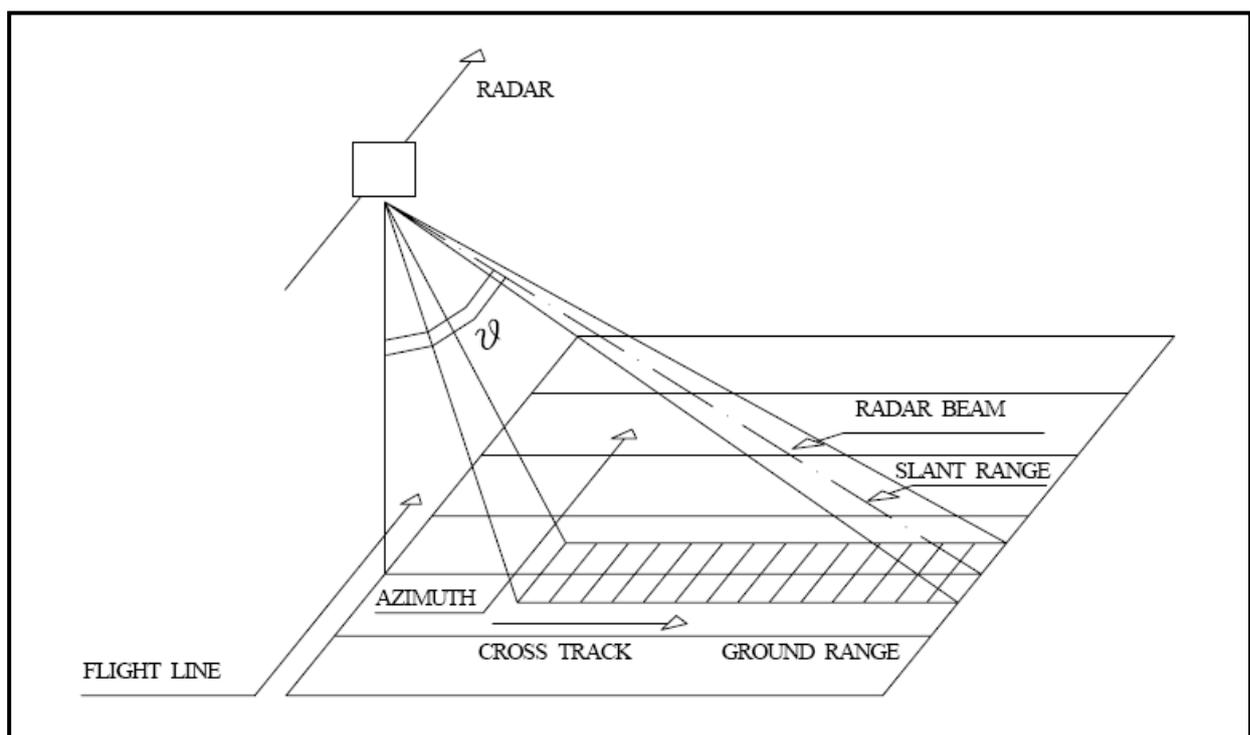


Fig. 4 – Geometria di osservazione di un radar

Per quanto riguarda la risoluzione in range, è possibile discriminare tra di loro due echi e quindi due target se la differenza dei loro ritardi è maggiore della durata  $\tau$  degli impulsi stessi. Nel caso ideale di impulso di Dirac, la risoluzione è quindi infinitamente alta (d'ora in poi, per "alta" risoluzione si intenderà un "piccolo" valore della minima distanza tra due target distinguibili,  $\rho$ ), ed è quindi quello a cui si tende. Nel caso reale, l'impulso trasmesso ha comunque una durata nel tempo, seppur brevissima ( $O[10^{-6}$  s]). La risoluzione in slant range è quindi pari a:

$$\rho_{sr} = \frac{\tau \cdot c}{2}$$

ed in ground range:

$$\rho_{gr} = \frac{\tau \cdot c}{2 \sin \vartheta}$$

Per ottenere una migliore risoluzione in ground range, è opportuno utilizzare angoli di vista molto inclinati, in quanto per  $\vartheta$  minori di  $90^\circ$ , il seno è crescente e quindi  $\rho_{gr}$  diminuisce.

È inoltre necessario accorciare l'impulso, allargandone la banda (si dimostra che il contenuto informativo, in questo caso la risoluzione in distanza, è proporzionale alla banda del segnale): questo però equivale a diminuirne l'energia, riducendone quindi la portata a parità di altre condizioni.

Ciò pone notevoli difficoltà nella realizzazione di radar aventi risoluzioni spinte: infatti, il limite tecnologico nella realizzazione dei trasmettitori è relativo soprattutto alla potenza di picco, piuttosto che alla potenza media e all'energia del singolo impulso. In pratica, un trasmettitore che eroghi un impulso da 2 kW di picco per 10  $\mu$ s è molto più facile da realizzare di uno che emetta 20 kW per 1  $\mu$ s, anche se l'energia dell'impulso rimane la stessa.

Naturalmente, da questi primi concetti, si comprende che il radar d'immagine è a visione laterale, in quanto la visione nadirale comprometterebbe il meccanismo di formazione dell'immagine stessa. Infatti, echi provenienti da due bersagli contenuti nel fascio dell'antenna e simmetrici rispetto alla verticale locale arriverebbero all'antenna ricevente nello stesso istante,

e non sarebbero più identificabili in due pixel diversi. La visione laterale elimina, almeno in parte, il problema: se la scena illuminata fosse perfettamente piatta (senza rilievi topografici), ad ogni punto irradiato corrisponderebbe un unico valore del *range*.

### 3. Chirp Radar

Per conciliare l'esigenza di elevate risoluzioni in distanza con l'impiego di impulsi "lunghi" con limitata potenza di picco, si ricorre spesso alla cosiddetta codifica dell'impulso. Tale tecnica consiste nell'introdurre una qualche forma di modulazione in un impulso di lunga durata, allargandone la banda. In questo modo è possibile distinguere due echi parzialmente sovrapposti grazie alla modulazione presente nell'impulso.

Infatti, se viene utilizzato un segnale linearmente modulato in frequenza, tramite una correlazione del ritorno dal target con una replica del segnale trasmesso memorizzato nel sistema, si ottiene una *sinc* che meglio approssima il Dirac rispetto alla finestra rettangolare. Questo tipo di segnale è chiamato *chirp*, da cui nasce il concetto di *chirp radar*.

La risoluzione in tempo di un sistema del genere è in prima approssimazione pari a  $T' = 1/B$ , dove  $B$  è la banda del chirp (che nel caso di un impulso non modulato di durata  $T$ , avendo questo una banda  $1/T$ , si riduce a  $T' = T$ ), da cui si ricava che la risoluzione geometrica in range di un chirp radar è:

$$\rho = \frac{c}{2B}$$

### 4. Risoluzione in azimuth: RAR e SAR

La risoluzione  $\rho_{az}$  lungo l'azimuth corrisponde alla minima distanza a cui deve trovarsi (nella direzione di volo della piattaforma, ossia lungo l'*azimuth*) un punto  $P'$  dal punto  $P$  affinché essi appaiano separati. Essa dipende dall'ampiezza  $\beta$  del fascio dell'antenna lungo l'*azimuth*, ossia:

$$\rho_{az} = r \cdot \beta = \frac{h \cdot \beta}{\cos \vartheta}$$

dove  $r$  è lo *slant range*, distanza tra il radar ed il punto P. Ricordando che l'ampiezza di fascio a 3dB per un'antenna ad apertura la cui lunghezza nella direzione di volo della piattaforma sia  $L$  è esprimibile come:

$$\beta = \frac{\lambda}{L}$$

si ottiene, per la risoluzione in azimuth, il valore:

$$\rho_{az} = \frac{h \cdot \lambda}{L \cdot \cos \vartheta}$$

direttamente proporzionale alla quota ed inversamente proporzionale alla lunghezza dell'antenna. Questo tipo di radar d'immagine, la cui risoluzione in azimuth è legata all'ampiezza di fascio azimutale dell'antenna, si chiama *radar ad apertura reale* (RAR, *Real Aperture Radar*).

Consideriamo, ad esempio, un RAR posto su piattaforma aerea ed avente le seguenti caratteristiche:

- ✓  $\lambda = 3.1$  cm (Banda X);
- ✓  $L = 10$  m;
- ✓  $h = 7$  km;
- ✓  $\theta = 29^\circ$ .

In tal caso la risoluzione lungo l'*azimuth* sarà pari a circa 24 metri. Lo stesso radar a bordo di un satellite, ad un'altezza di 700 km avrebbe una risoluzione lungo la direzione del moto 100 volte peggiore, ossia di circa 3 km. E' questa la ragione principale per la quale un RAR su piattaforma satellitare è improponibile.

Una tecnica che permette di ottenere immagini radar con risoluzione azimutale buona e, soprattutto, indipendente dalla quota della piattaforma (come la risoluzione in *range*) è la tecnica del **Radar ad Apertura Sintetica (SAR)**. I SAR sono sistemi in cui l'acquisizione dei segnali lungo la direzione del moto della piattaforma viene integrata per una lunghezza sufficientemente grande. In tal modo viene prodotta sinteticamente, in tale direzione, un'antenna lineare molto più grande dell'antenna ad apertura reale, permettendo di ottenere così un'elevata risoluzione nella direzione del moto.

Il miglioramento della risoluzione in *azimuth* in un SAR è ottenuto sfruttando opportunamente lo scostamento Doppler di echi radar ricevuti da bersagli differenti (nel 1957, quando la tecnica SAR fu brevettata dal suo inventore, **J. Wiley**, questo tipo di radar si chiamava “*Doppler beamsharpening radar*”, per evidenziare l'effetto di “restringimento” del fascio dell'antenna attraverso l'analisi Doppler degli echi azimutali).

E' necessaria a questo punto, per completezza, una piccola digressione sull'effetto Doppler.

## 5. Effetto Doppler

L'effetto Doppler, ben noto in ottica e in acustica, si basa sul cambiamento della frequenza, osservato quando c'è un moto relativo radiale, cioè lungo la congiungente fra un trasmettitore ed un ricevitore. Se la distanza tra radar e bersaglio è  $r$  (il *range*), il numero totale di lunghezze d'onda  $\lambda$  contenuto nel cammino (andata e ritorno) tra il radar e il bersaglio è  $2r/\lambda$ , e, siccome una lunghezza d'onda corrisponde ad un'escursione di  $2\pi$  della fase del campo, la fase totale  $\varphi$  “percorsa” da un'onda elettromagnetica a frequenza  $f_0$  è  $4\pi r/\lambda_0$  radianti, con  $\lambda_0=c/f_0$ .

Ovviamente, se il bersaglio è in movimento, sia  $r$  che  $\varphi$  dipendono dal tempo, e un cambiamento nel tempo della fase equivale ad una frequenza istantanea  $f_D$  che si aggiunge alla frequenza  $f_0$ :

$$2\pi f_D = \frac{d\varphi}{dt} = -\frac{4\pi}{\lambda} \frac{dr}{dt}$$

Questo scostamento di frequenza (lo scostamento Doppler, appunto, o *Doppler shift*, scoperto nel 1842 dal fisico austriaco **Christian J. Doppler**) è quindi direttamente proporzionale alla velocità relativa radiale (cioè alla componente lungo la congiungente radar-bersaglio) fra trasmettitore e ricevitore,  $V_r$ , ed è espresso, se la velocità relativa è molto minore della velocità della luce  $c$  (come nel nostro caso), da:

$$f_D = \frac{1}{2\pi} \frac{d\phi}{dt} = -\frac{2V_r}{\lambda}$$

Nella figura seguente è diagrammato il doppler shift per diversi valori di velocità radiale  $V_r$ :

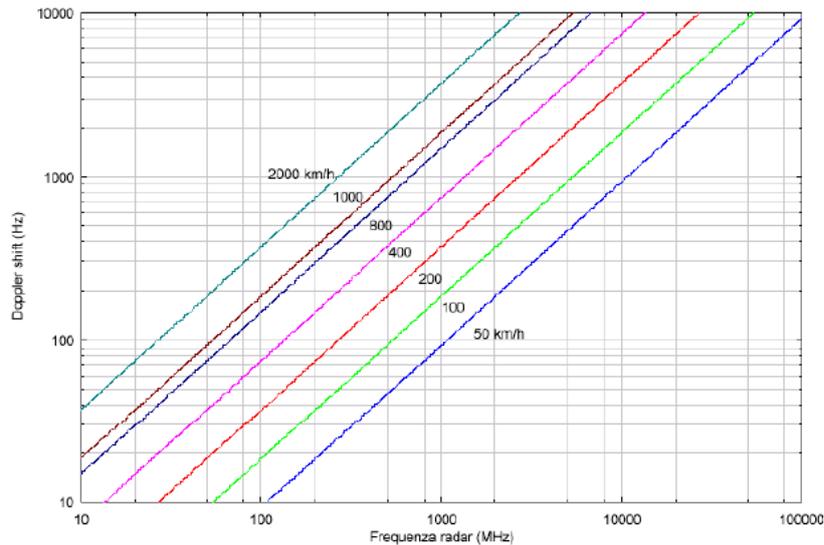


Fig. 5 – Doppler shift in funzione della frequenza radar

La geometria di osservazione del SAR nella direzione azimutale (in *range* non cambia nulla rispetto ad un RAR, naturalmente), invece, è schematizzata in figura 6, presente nella pagina successiva:

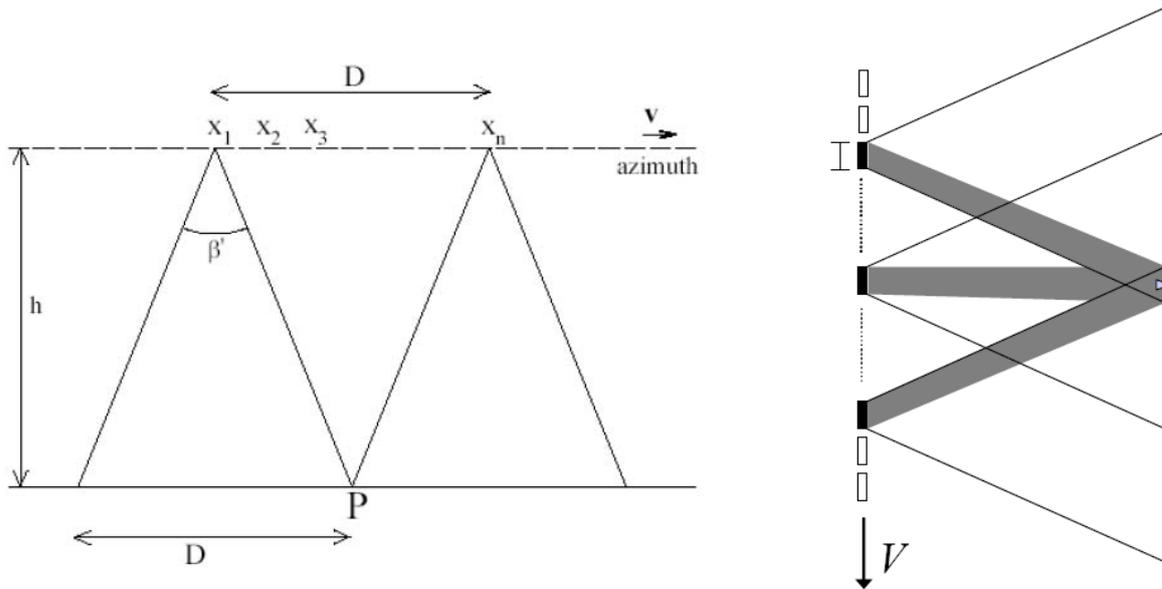


Fig. 6 – Geometria mostrante la formazione di un array sintetico ottenuto dal moto di un'antenna reale lungo l'azimuth

Se indichiamo con  $r_0$  l'altezza del triangolo con il quale è rappresentato il fascio dell'antenna, la generica distanza  $r$  tra una "stazione" della piattaforma (il punto  $x_i$  sulla traiettoria di volo) ed un bersaglio posto nel punto P varierà al variare della posizione della piattaforma ( $r = r(s)$ ), e varrà:

$$r = \sqrt{r_0^2 + V^2 s^2}$$

dove  $V$  è la velocità della piattaforma, ed il tempo  $s$  è valutato a partire da una stazione iniziale, presa come riferimento (per esempio, la stazione  $x_1$ ).

Man mano che il sensore si muove, è possibile registrare lungo la linea di volo i segnali di ritorno nei punti  $x_1, x_2, \dots, x_n$ . In corrispondenza di ogni stazione (con una cadenza dettata dalla PRF) il radar emette un impulso, e subito dopo (la scala dei tempi è "veloce", nel senso che la propagazione è governata dalla velocità dell'onda elettromagnetica, cioè  $c$ ) riceve l'energia retroirradiata dalla scena illuminata. Si fa spesso, nel modellare il funzionamento in azimuth del SAR, la cosiddetta *approssimazione stop-start*: si ritiene cioè che la piattaforma resti ferma durante il tempo necessario a trasmettere e ricevere l'impulso, e che si porti istantaneamente sulla posizione della stazione successiva, dopo un tempo  $1/PRF$ .

A bordo della piattaforma un dispositivo provvederà a registrare “coerentemente” questi segnali, ossia tenendo conto dell’ampiezza e della fase in funzione del tempo. La fase del segnale ricevuto è legata a  $r(s)$ :

$$\varphi(s) = -\frac{4\pi}{\lambda} r^2 = -\frac{4\pi}{\lambda} \left( r_0 + V^2 \frac{s^2}{2r_0} \right)$$

Si nota un termine di fase costante (non dipendente dal tempo) ed un termine quadratico (dipendente da  $s^2$ ). Se quest’ultimo termine non esistesse, la frequenza ricevuta dal radar sarebbe uguale a quella trasmessa, e non ci sarebbe uno scostamento Doppler.

Il SAR registrerà coerentemente (cioè immagazzinando ampiezza e fase dell’eco ricevuto) tutti gli echi radar provenienti dal bersaglio per tutto il tempo in cui sarà “inquadrato” dall’antenna reale, e cioè in tutte le stazioni  $x_1, \dots, x_n$ . Questo processo corrisponde a “sintetizzare”  $n$  antenne in posizioni diverse, ed a combinare i segnali ricevuti in modo da formare un “allineamento” (o *array*) di antenne reali, che prende il nome di “antenna sintetica”. Il corrispondente tempo di “inquadramento” (noto come *tempo di integrazione*)  $T_i$  sarà legato alla dimensione  $D$  della *swath* a terra, che a sua volta dipende dall’ampiezza del fascio azimutale ( $\beta$ ) dell’antenna reale:

$$T_i = \frac{\vartheta_{3x} \cdot r_0}{V}$$

Al variare di  $s$ , quindi, l’eco ricevuto avrà una “storia Doppler”, nel senso che lo scostamento Doppler  $f_D(s)$  ad esso associato dipenderà dal tempo (linearmente, in questo caso). Se il radar è in grado di registrare non solo l’ampiezza dell’eco ricevuto (come fa un RAR) ma anche la “storia di fase”, o *phase history*, ad ogni pixel nella direzione di *azimuth* sarà possibile associare un diverso valore di  $f_D$ . Sarà quindi possibile associare biunivocamente ad ogni pixel la coppia  $(r, f_D)$ , e costruire un’“immagine” associata a queste coppie di coordinate.

Lo scostamento Doppler (in prima approssimazione lineare nel tempo) varierà tra un massimo ed un minimo, e sarà nullo in corrispondenza della distanza  $r_0$  da P. E’ importante valutare, a questo punto, l’intervallo di scostamenti Doppler (la **banda Doppler  $B_D$** ) dell’eco

ricevuto durante la formazione dell'antenna sintetica", cioè durante l'acquisizione degli echi dalle  $n$  stazioni, che sarà:

$$B_D = f(T_i) = f_D T_i$$

La banda Doppler esprime anche il massimo scostamento Doppler rilevato dal radar, ed il suo reciproco ha il significato fisico del "minimo tempo rilevabile", ovvero di una risoluzione temporale: scostamenti Doppler maggiori di  $B_D$  non sono rilevabili dal sistema, ovvero, tempi più piccoli di  $1/B_D$  non sono registrabili durante il movimento della piattaforma. Allora, due oggetti che in azimuth si trovano ad una distanza tale che i loro scostamenti Doppler siano maggiori del valore  $B_D$  non sono "risolvibili" dal SAR.

Dall'espressione precedente si ricava:

$$B = \left| f_D \left( \frac{T}{2} \right) - f_D \left( -\frac{T}{2} \right) \right| = \frac{2V^2 T_i}{\lambda R \left( \frac{T_i}{2} \right)} = \frac{2V^2 T_i}{\lambda R_0} \frac{1}{\sqrt{1 + \frac{V^2 T_i^2}{4R_0^2}}}$$

in quanto, la banda Doppler esprime anche il massimo scostamento Doppler rilevato dal radar ed il suo reciproco ha il significato fisico del "minimo tempo rilevabile", ovvero di una risoluzione temporale. Infatti, effettuando una compressione del segnale in azimuth si ottiene una risoluzione temporale inversamente proporzionale alla banda Doppler e quindi una risoluzione in *azimuth*:

$$\rho = \frac{V}{B_D} = \frac{\lambda R_0}{2V T_i} \sqrt{1 + \frac{V^2 T_i^2}{4R_0^2}}$$

Dato che:

$$\frac{V T_i}{2R_0} \ll 1$$

l'espressione della risoluzione azimuthale (sviluppando in serie) diventa:

$$\rho \cong \frac{\lambda R_0}{2VT_i} = \frac{\lambda}{2\mathcal{G}_3}$$

ovvero:

$$\rho_{az} = \frac{L}{2}$$

Potendo utilizzare un'antenna reale di lunghezza  $L$  piccola, è possibile ottenere, quindi, una risoluzione  $\rho_{az}$  lungo l'*azimuth* molto fine. In aggiunta, essa è anche indipendente dalla distanza del sensore.

## 6. Equazione radar

In questo paragrafo si vuole dare una definizione della relazione tra i parametri caratteristici delle antenne radar, la lunghezza del cammino di propagazione e la potenza trasmessa: l'obiettivo risulta essere, quindi, calcolare la potenza ricevuta.

Il punto di partenza è la densità di potenza (in inglese spesso chiamata *power flux density*) incidente ad un'antenna ricevente ad una distanza  $r$  dall'antenna trasmittente, il cui guadagno è  $G(\vartheta, \varphi)$  e che "accetta" dal trasmettitore una potenza  $P_0$ :

$$S(\vartheta, \varphi) = G(\vartheta, \varphi) \frac{P_0}{4\pi r^2} \left[ \frac{W}{m^2} \right]$$

Il fattore  $P_0/4\pi r^2$  rappresenta la densità di potenza che sarebbe irradiata se la potenza  $P_0$  fosse accettata da un'antenna isotropa e senza perdite. Spesso  $P_0G$  [W] è indicata con la sigla EIRP (*Effective Isotropic Radiated Power*), ed ha il significato di "potenza irradiata effettiva", che tiene conto anche del guadagno  $G^1$  dell'antenna nella direzione d'interesse.

---

<sup>1</sup> Il guadagno è una misura della capacità dell'antenna di concentrare in una direzione particolare la potenza "accettata" dall'antenna, proveniente dal trasmettitore.

Un parametro d'interesse nella classificazione e nel progetto delle antenne è l'*area efficace* (*effective area*), in  $m^2$ , che è una misura della capacità che ha l'antenna di "convertire" la densità di potenza incidente (in  $W/m^2$ ) in potenza disponibile al ricevitore (in W). La relazione tra area efficace e guadagno è:

$$A_e(\vartheta, \varphi) = \frac{\lambda^2}{4\pi} G(\vartheta, \varphi)$$

Di solito si usa anche modellare l'area efficace in funzione dell'area "fisica" dell'antenna, dal momento che si utilizzano antenne ad apertura o a riflettore parabolico (soprattutto nelle stazioni di terra). Se  $D$  è il diametro del riflettore parabolico, l'area efficace si può anche indicare come l'area fisica,  $\pi D^2/4$ , moltiplicata per un fattore  $\eta$  detto *efficienza d'antenna*, una "figura di merito" il cui valore numerico è compreso fra 0 e 1, e che è funzione di varie imperfezioni nella struttura dell'antenna, di deviazioni della superficie riflettente dalla superficie teorica, da perdite di *spillover* (una specie di "tracimazione" del campo dovuta alla non idealità della forma del riflettore), da perdite di linea, da riflessioni dei supporti, ecc. Un valore tipico di  $\eta$  per antenne a parabola è 0.55, e si può arrivare anche a 0.7 per antenne di elevata qualità di fabbricazione.

Ora, la caratterizzazione di un bersaglio, in termini di potenza che reirradia verso l'antenna ricevente, è fatta definendo un parametro  $\sigma$ , detto *sezione radar* (o *radar cross-section*), che mette in relazione la densità di potenza incidente al bersaglio con la potenza riflessa. Il termine  $\sigma$  è dimensionalmente un'area ( $m^2$ ), ed il processo può essere interpretato nel senso che il bersaglio ha "intercettato" la densità di potenza incidente catturandola su un'area  $\sigma$ , e ha reirradiato isotropicamente questa potenza catturata. La densità di potenza che ritornerà all'antenna trasmittente (stiamo supponendo il caso monostatico, nel quale la posizione dell'antenna trasmittente coincide con quella dell'antenna ricevente) sarà pertanto:

$$S_r = \frac{P_t G_t}{4\pi r^2} \frac{\sigma}{4\pi r^2}$$

e la potenza ricevuta si otterrà moltiplicando la  $S$  per  $A_e$ , l'area efficace dell'antenna ricevente. Quindi, si ottiene:

$$P_r = \frac{P_t G_t}{4\pi r^2} \frac{\sigma}{4\pi r^2} G_r \frac{\lambda^2}{4\pi}$$

Se l'antenna utilizzata in trasmissione e quella in ricezione coincidono (come, d'altronde, nel nostro caso), allora  $G_t=G_r=G$ , e la potenza ricevuta può essere scritta come:

$$P_r = P_t \frac{\lambda^2 G^2}{(4\pi)^3 r^4} \sigma$$

che rappresenta l'*equazione radar*.

Dato che nel nostro caso il target osservato risulta essere “esteso”, nell'espressione precedente, invece di radar cross-section  $\sigma$ , si parla di *coefficiente di backscattering*  $\sigma_0$ , che stavolta rappresenta un numero (ovvero area scatterata per unità di area). Quindi, nell'equazione radar, tale  $\sigma_0$  va moltiplicato per l'area osservata  $A_o$ , in maniera da ottenere la seguente espressione:

$$P_r = P_t \frac{\lambda^2 G^2}{(4\pi)^3 r^4} \sigma_0 A_o$$

## 7. Principali applicazioni dei SAR

Negli ultimi anni i SAR hanno praticamente sostituito i RAR anche su piattaforma aerea. Essi, oltre che avere una risoluzione lungo l'*azimuth* di gran lunga superiore, hanno tutte le peculiarità dei RAR in termini di sensibilità alle variazioni della rugosità superficiale e della costante dielettrica, di sostanziale indipendenza dalla presenza di nuvole, di potenzialità di acquisizione dei dati sia di giorno che di notte, e, entro certi limiti, di capacità di penetrazione (vegetazione, ghiaccio e terreni asciutti). Ciò consente di fare studi dettagliati della superficie terrestre, comprese le misure di biomassa e di umidità dei suoli.

I successi ottenuti dal primo satellite con a bordo un SAR (il *Seasat-A*, lanciato nel 1978) e dalla serie di missioni Shuttle denominate *SIR* (**S**huttle **I**maging **R**adar) a partire dagli anni '80 hanno aperto una nuova era nel Telerilevamento dallo spazio.

Il riconoscimento dei notevoli benefici ottenibili con l'uso di tali sensori ha dato un notevole impulso allo sviluppo di sistemi SAR, le cui principali applicazioni sono:

- rilevamento idrografico;
- inventario delle risorse idriche e forestali;
- rilevazione delle zone umide (paludi);
- mappatura morfologica dei bacini dei fiumi;
- analisi del drenaggio;
- rilevamento di ghiacciai;
- studio e rilevazione dei moti ondosi marini;
- rilevazione e controllo di fenomeni d'inquinamento delle acque;
- analisi, classificazione e definizione delle superfici boschive e coltivate;
- controllo degli sviluppi urbani e rurali;
- analisi geologiche strutturali.

Nell'ultimo decennio sono stati messi in orbita diversi satelliti con a bordo un SAR: nell'estate del 1991 fu lanciato il satellite europeo **ERS-1** (**E**uropean **R**emote sensing **S**atellite-1); nel febbraio del 1992 fu messo in orbita il satellite giapponese **JERS-1** (**J**apanese **E**arth **R**esources **S**atellite). Nel 1995 assistiamo al lancio di altri due satelliti equipaggiati con SAR: il satellite europeo **ERS-2**, gemello dell'*ERS-1*, ed il **RADARSAT**, di origine canadese, che fornisce immagini con diverse risoluzioni spaziali e angoli d'incidenza. Si ricorda, inoltre, il lancio nel maggio 2002 del satellite **ENVISAT** (**E**nvironmental **S**atellite) dell'agenzia spaziale europea (*ESA*) a bordo del quale è presente il SAR avanzato (*ASAR*, *Advanced SAR*) che ha catturato il disastro ecologico in Galizia del novembre 2002.

---

# Capitolo IV

---

## ➤ Capitolo IV: Il Cassini Radar

---

### 1. Introduzione

**I**l Cassini Radar è uno strumento *multimode* alle microonde che utilizza un'antenna ad alto guadagno (*HGA*) di apertura 4 m montata a bordo dell'orbiter, di progettazione interamente italiana. Gli obiettivi peculiari del Cassini Radar sono:

- generare una mappatura del coefficiente di scattering della superficie di Titano;
- determinare l'esistenza di oceani o laghi di qualsiasi natura chimica su Titano ed, eventualmente, determinarne la distribuzione;
- studiare le caratteristiche geologiche, topografiche e morfologiche della superficie di Titano;
- analizzare la struttura dell'atmosfera di Titano;
- acquisire dati sugli anelli e sugli altri satelliti del sistema Saturniano.

### 2. Sistema di telecomunicazione

La comunicazione con la Terra è svolta mediante un'antenna parabolica di diametro pari a 4 metri (contemporaneamente *HGA* e *LGA*) collegata costantemente con le antenne del *Deep Space Network* (*DSN* a Goldstone, USA, ed a Camberra, Australia).

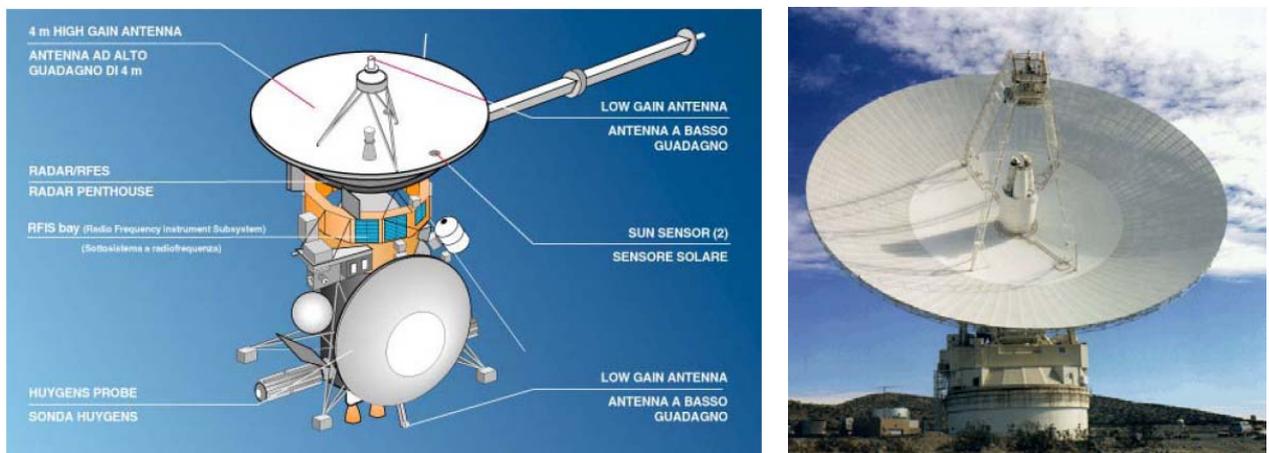
La sonda è equipaggiata con un computer di bordo capace di far fronte ad episodi di emergenza immediata (accendere o spegnere strumenti, posizionarsi in modo da puntare verso la Terra per ripristinare le trasmissioni o mettersi in "safe mode" per permettere al Centro di Controllo di diagnosticare anomalie di funzionamento) e di immagazzinare comandi in memoria per eseguirli in seguito. Questo perché la sonda si troverà, in zona operativa, ad una distanza minima dalla Terra di circa 1.2 miliardi di Km, distanze che le onde radio coprono in

circa 64 - 68 minuti, un tempo troppo alto per impartire da Terra comandi di urgente esecuzione.

La funzione di comunicazione a lunga distanza sullo spacecraft è performata tramite il “Radio Frequency Subsystem” (*RFS*) e tramite il sottosistema antenna. Per le telecomunicazioni tra Spacecraft e la Terra, il RFS trasmette alla frequenza portante di **8.4 GHz (banda X)**.

Il sottosistema antenna include l’antenna ad alto guadagno (*HGA*) e due antenne a basso guadagno (*LGA1* ed *LGA2*). *LGA1* è collegata al riflettore secondario della *HGA* ed ha un pattern emisferico centrato nel campo di vista (*FOV, Field Of View*) dell’*HGA*. *LGA2*, montata in basso rispetto alla *HGA*, invece, ha un pattern emisferico centrato in direzione approssimativamente ortogonale al *FOV* della *HGA*. [9]

Le figure seguenti illustrano la collocazione delle antenne sull’orbiter ed un’antenna del DSN:



Figg. 1.A ed 1.B – Collocazione delle antenne sull’orbiter e DSN Antenna

Le due antenne a basso guadagno sono principalmente adoperate per le comunicazioni durante i primi due anni e mezzo dopo il lancio, quando la *HGA* resta puntata verso il Sole (provvedendo a fare ombra ai sottosistemi dello spacecraft proteggendoli dalla pressione di radiazione solare). Dopo questa prima fase di missione, l’antenna ad alto guadagno verrà utilizzata quasi esclusivamente per le comunicazioni.

Lo spacecraft riceve comandi ed informazioni dalla Terra con data rate di 1000 bits per secondo durante le operazioni della HGA. Quest'ultima trasmette informazioni alla Terra a vari rates, compresi tra 14220 e 165900 bits per secondo. I data rates più bassi sono usati per la ricezione e trasmissione durante le operazioni delle antenne a basso guadagno.

In generale, durante la fase di missione nel sistema Saturniano, le informazioni vengono immagazzinate per 15 ore ogni giorno, finché la HGA non risulta puntata verso la Terra. In seguito, per le restanti nove ore al giorno (generalmente durante la fase di copertura delle stazioni di tracking di Goldstone, California) le informazioni vengono scaricate dai ricevitori a stato solido fino alla fine delle operazioni di indagine scientifica. In questo modo, vengono scaricati, approssimativamente, un gigabit di dati ogni giorno ad ogni "low-activity" tramite l'antenna di 34 metri del Deep Space Network. Analogamente, tramite un'antenna di 70 metri, ogni giorno, ad ogni "high-activity", approssimativamente vengono scaricati 4 gigabits di dati (in circa nove ore).

In aggiunta alla banda X di trasmissione e ricezione, l'HGA utilizza le bande Ka per ricevere, Ka ed S per trasmettere, tutte esclusivamente per esperimenti radio-scientifici.

### 3. Principi di funzionamento del Cassini Radar

Il Cassini Radar è, come anticipato in precedenza, un radar *multimode*, ovvero ha la possibilità di utilizzare diversi modi di osservazione: imaging mode, altimetria, radiometria e scatterometria. Esso ha il compito di investigare la superficie della luna più grande di Saturno, Titano, che è coperta da una fitta atmosfera scura che ne impedisce una normale analisi ottica.

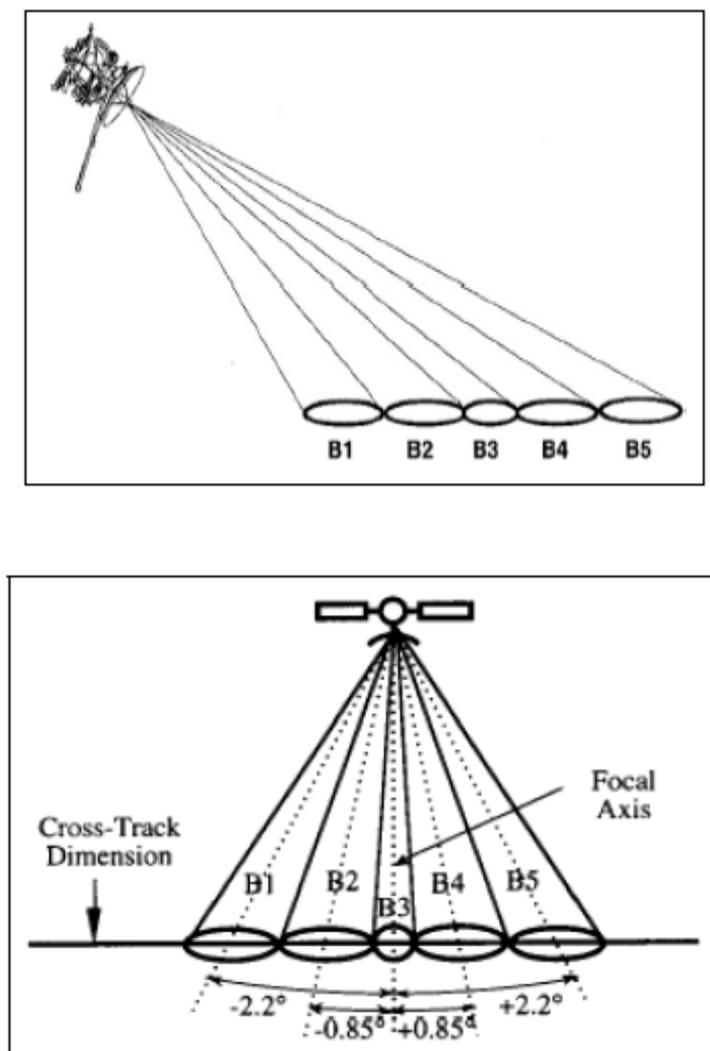
Il radar utilizza un'antenna ad alto guadagno con quattro diverse bande di alimentazione: banda X/Ka per le telecomunicazioni, banda S per "radio scienza" (radio occultation experiment), banda Ku per il radar (13.8 GHz).

Durante le operazioni di imaging, altimetria e backscattering, il Radar funziona in modalità attiva, cioè trasmette un impulso e ne riceve l'eco. In particolare il Radar trasmette un impulso chirp modulato linearmente in frequenza, alla frequenza portante in banda Ku (13.8 GHz), irradiato verso la superficie osservata di Titano dalla HGA. Tale impulso, in seguito alla

riflessione subita ad opera della superficie target, viene catturato dalla stessa antenna ed inviato al RADAR Radio Frequency Electronics Subsystem.

Invece, durante il funzionamento da radiometro, il Radar si attiva in modalità passiva, cioè non trasmette alcun impulso radar, ma l'HGA capta le emissioni elettromagnetiche di Titano. [9]

Le seguenti immagini mostrano la configurazione dei fasci (beams) dell'antenna del radar.



Figg. 2-3 – Rappresentazione dei beams utilizzati dal Cassini Radar in modalità attiva

Nella tabella seguente si riassumono i parametri peculiari per ciascun fascio:

Parametri	Beam 1 & 5	Beam 2 & 4	Beam 3
Polarization	linear	linear	linear
Peak gain [dB]	45.8	46.1	53.1
Azimuth beamwidth [deg]	0.35	0.35	0.35
Peak sidelobe [dB]	-12	-13	16
Switch time [ms]	$\leq 25$	$\leq 25$	$\leq 25$
Peak ant. Input Power [W]	40	40	40
Cross-track beamwidth [deg]	1.35	1.35	0.35
Angle from focal axis [deg]	2.2	0.85	0

Tab. 1 – Parametri fondamentali dei 5 beams

I fasci off-nadir sono realizzati illuminando parzialmente la superficie riflettente dell'antenna con un array di alimentazione spostato rispetto al punto focale dell'antenna. Per creare tutti e cinque i beams, sono richiesti due set di tre piccoli array lineari collocati in posizioni opposte sull'asse della superficie irradiante.

Il passaggio (switching) tra un modo di funzionamento e l'altro è controllato da un apposito sottosistema del radar (digital subsystem). Il principale vantaggio di questo design è che permette il rapido passaggio tra i diversi modi di funzionamento con una buona accuratezza sul puntamento del fascio senza muovere fisicamente il disco irradiante dell'antenna.

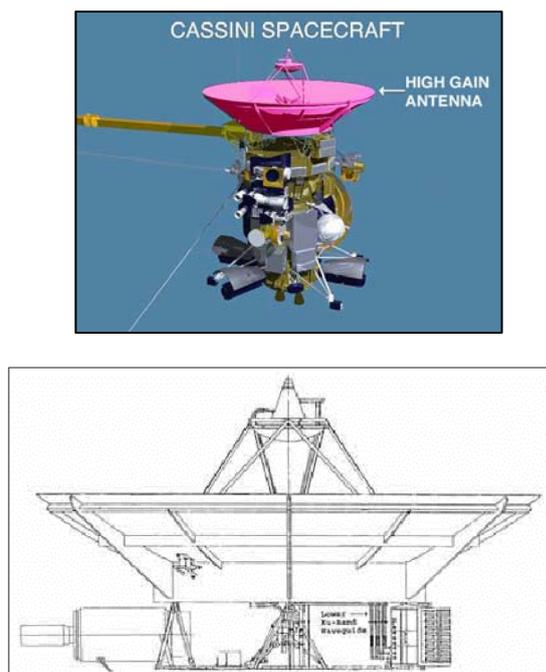


Fig. 4 – Cassini Titan Radar Mapper

La figura seguente mostra un diagramma a blocchi specifico del funzionamento del Cassini Titan Radar Mapper:

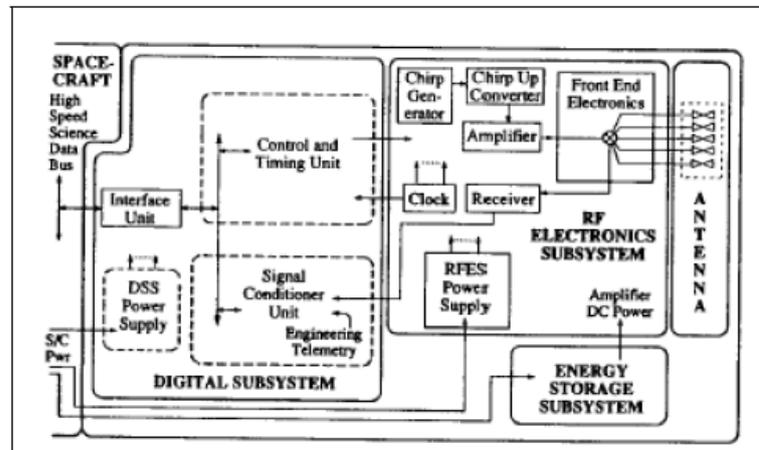


Fig. 5 – Block Diagram del funzionamento del Radar Mapper

Il radar consiste di quattro grandi sottosistemi:

- il RADAR **Subsystem Antenna**;
- il RADAR **Radio Frequency Electronics Subsystem (RFES)**;
- il RADAR **Digital Subsystem (DSS)**;
- il RADAR **Energy Storage Subsystem (ESS)**.

L'Alenia Spazio ha progettato, integrato e testato il RFES e l'HGA, mentre il DSS e l'ESS sono stati progettati dal JPL.

Il RADAR **Radio Frequency Electronics Subsystem (RFES)** è responsabile del trattamento delle radiofrequenze e dei segnali a microonde utilizzati dagli strumenti. Si possono suddividere le competenze di tale sottosistema in tre categorie: la trasmissione di impulsi modulati linearmente in frequenza ad alta potenza e di impulsi non modulati, la ricezione dell'eco dell'impulso e dei dati radiometrici, la calibrazione del segnale.

Esso è composto da sette differenti unità :

- ✓ **Digital Chirp Generator (DCG)** che genera gli impulsi chirp;
- ✓ **Chirp up Converter and Amplifier (CUCA)** che trasla il chirp in banda Ku;
- ✓ **Frequency Generator (FG)** che include un oscillatore *ultra-stable* e rappresenta il riferimento temporale sulle durate dei segnali del Radar;
- ✓ **RFES Power Supply (PPS)** converte i 30-volt d.c. (approssimativamente) di input provenienti dal Power and Pyrotechnic Subsystem al voltaggio richiesto dal RFES;
- ✓ **High Power Amplifier (HPA)** che amplifica il segnale a bassa potenza proveniente dal CUCA ai livelli di potenza richiesti per la trasmissione;
- ✓ **Microwave Receiver (MR)**. Riceve segnali in banda Ku ed opera la down-conversion; i segnali in questione sono gli echi radar, i segnali radiometrici e di calibrazione;
- ✓ **Front-end Electronics (FEE)**: supervisiona la selezione dei segnali per la calibrazione durante i *calibration mode operation*.

Il RADAR **Digital Subsystem (DSS)** è una unità di controllo centrale per le operazioni del radar. Come tale, gestisce i passaggi tra le varie modalità di funzionamento, le comunicazioni seriali, controlla la generazione dei chirp, PRF (Pulse Repetition Frequency), ecc.

Il DSS performa essenzialmente tre funzioni: riceve e trasmette i comandi Radar al Command and Data Subsystem (CDS), genera e controlla le proprietà dell'impulso trasmesso dal Radar, gestisce il trasferimento dei dati e delle informazioni scientifiche al CDS. Esso consiste delle seguenti unità:

- ✓ **Bus Interface Unit (BUI)** che rappresenta l'interfaccia tra il Radar e il CDS;
- ✓ **Flight Computer Unit (FCU)** che raccoglie ed indirizza i comandi, controlla la configurazione del Radar, le informazioni del timing unit, ecc.;

- ✓ **Control and Timing Unit (CTU)** che controlla la configurazione dell'hardware e tutti i riferimenti temporali dei segnali trasmessi dal Radar;
- ✓ **Signal Conditioning Unit (SCU)** supervisiona la gestione della conversione analogico/digitale dei dati;
- ✓ **DSS power supply** che converte i 30-volt d.c. di input provenienti dal Power and Pyrotechnic Subsystem al voltaggio richiesto dal DSS.

Il DSS necessita di smaltire il calore prodotto dalle apparecchiature elettroniche, ed a tale scopo usa due modi principali di trasferimento di calore:

- scambio di calore per conduzione tra il componente elettronico ed il sostegno sottostante e lo *shear plate*;
- scambio di calore per irraggiamento tra lo *shear plate* e l'ambiente spaziale.

Le componenti che dissipano grandi quantità di energia sotto forma di calore sono montate in speciali *heatsink bracket*, che sono a diretto contatto con lo *shear plate* per ottimizzare lo scambio di calore. Particolari elementi sono interposti tra un componente elettronico e la *heatsink* per minimizzare la resistenza termica di contatto.

Il **RADAR Energy Storage Subsystem (ESS)** è responsabile della conversione dai 30-V dc di potenza provenienti dal PPS a tensioni maggiori richieste dal radar e gestisce il filtraggio elettromagnetico/radio-frequenze. Tale sottosistema adopera fundamentalmente gli stessi modi di trasferimento del calore del DSS: anche in questo caso, come per il DSS, le componenti che dissipano di calore sono montate in speciali *heatsink bracket*, che sono a diretto contatto con lo *shear plate*, mentre particolari elementi sono interposti tra un componente elettronico e la *heatsink* per minimizzare la resistenza termica di contatto.

#### 4. Scansioni Radar

Durante i 44 targeted Titan flybys, le osservazioni scientifiche eseguite dal Cassini Radar non hanno luogo durante l'intero flyby ma in precisi intervalli di quote. Infatti, le restanti fasi del flyby, sono utilizzate per l'analisi ottica (*optical remote sensing* ORS; questi ultimi strumenti sono montati ortogonalmente all'asse Z lungo il quale sono orientati i fasci del radar) e per l'indagine radio-scientifica, quando l'HGA è puntata verso la Terra per il doppler tracking delle misure campo gravitazionale.

Durante ogni flyby le osservazioni del Cassini Radar hanno inizio diverse ore prima del *closest approach* (a seconda della quota al closest approach stesso), quando il radar si trova a lavorare ad altitudini approssimativamente minori di 100000 Km. [11]

**4.1 - Altitudini comprese tra 100000 Km e 25000 Km:** il radar opererà esclusivamente da radiometro per registrare dati riguardanti la temperatura di brillanza e l'emissività della superficie di Titano, la quale è collegata alla composizione chimica della superficie stessa. In questa fase il radar funzionerà passivamente ricevendo, con tutti e cinque i beams, la radiazione elettromagnetica emessa dal pianeta. Alla quota di 100000 Km la traccia a terra di un beam è circa 500 Km in across range (una risoluzione di 1/10 del disco di Titano). Il fascio verrà mosso con un pattern a spirale o *raster* per coprire l'intero disco di Titano.

**4.2 – Altitudini comprese tra i 25000 Km e 9000 Km:** il radar può funzionare alternativamente da radiometro o scatterometro (*low resolution altimeter* 55-140 Km). Durante questo ultimo modo di indagine, si cerca di stabilire, mediante l'invio di impulsi alle microonde, la composizione della superficie di Titano, in particolare la rugosità ed il coefficiente di back-scattering, studiando l'energia dell'eco riflesso dalla superficie stessa. L'utilità di questa indagine deriva dal fatto che l'impulso sarà deflesso in diverse direzioni, e da ciò dipende l'energia dell'eco (e quindi la possibilità di determinare le caratteristiche della superficie che ha riflesso il segnale).

**4.3 – Altitudini comprese tra 9000 Km e 4000 Km:** il radar si attiverà alternando il funzionamento da radiometro e quello da altimetro (*high resolution:* 24-27 Km in orizzontale e 50 m in verticale). In questo ultimo modo di funzionamento si ricaveranno precise informazioni sull'altezza della superficie di Titano rispetto alla superficie del geoide di riferimento. Durante

il funzionamento da altimetro verrà utilizzato il fascio centrale puntato al nadir (Beam 3, circolare 0.35° across). L'analisi simultanea di altimetria e scatterometria risulterà molto interessante ai fini dell'analisi meteorologica (con la quota, il profilo di temperatura dell'atmosfera di Titano si riduce di 1K/Km) permettendo di comprendere gli scambi di calore, radiativi e convettivi, che avvengono nell'atmosfera di Titano.

**4.4 – Alitudini inferiori ai 4000 Km:** generalmente intorno al closest approach, il radar funzionerà principalmente da SAR (*imaging mode*) e secondariamente da radiometro. La seguente tabella riporta le caratteristiche del funzionamento da SAR del Cassini Radar durante un intervallo di  $\pm 16$  minuti rispetto al closest approach:

Tempo rispetto al c.a. [min]	(-6,+6)	(12,6),(+6,+12)	(-16,12),(+12,+16)
Quota [km]	1000 – 1556	1556 – 2895	2895 – 4002
Potenza trasmessa [W]	46.2	46.2	46.2
Imaging mode	HRI	MRI	LRI
Chirp bandwidth [MHz]	0.850	0.500	0.425
Antenna gain [dB]	44.4	44.4	44.4
Noise temperature [K]	800	800	800
Number of bursts/cycles	2	3 – 6	6 – 8
Burst duration [ms]	6.5 – 11.1	10.3 – 20.4	19.6 – 28.6
PRF [Hz]	3000 – 35000	1800 – 3000	1800 – 3000
Max data rate [kbps]	255	195	195
Ground range resolution [m]	480 – 640	480 – 2700	480 – 2700
Azimuth resolution [m]	350 – 420	420 – 720	420 – 720
Incidence angle [deg]	14.0 – 18.6	16.4 – 28.9	22.2 – 35.4

Tab. 2 – Parametri peculiari del Cassini Radar nel SAR mode

Durante il funzionamento da radar ad apertura sintetica (SAR) vengono fornite immagini, ad alta e bassa risoluzione, della superficie di Titano, sfruttando i beams che guardano off-nadir. Ad un intervallo pari a circa  $\pm 15 \div 20$  minuti intorno al closest approach, l'orbiter effettua una serie di manovre di assetto per puntare tutti i beams dell'antenna del Cassini Radar lateralmente rispetto alla direzione del moto, a destra o sinistra della traccia a terra dello spacecraft.

Il valore complessivo dello swath in cross-track può variare tra i 120 Km ed i 460 Km per quote dello spacecraft comprese tra 1000 Km e 4000 Km. Durante la fase di *high-resolution imaging*, a quote dello spacecraft minori di 1550 Km, il Radar permette una risoluzione in azimuth compresa tra i 350 m ed i 420 m, mentre permette una risoluzione in range variabile tra 480 m e 640 m. Invece le risoluzioni ottenute per la modalità *low-resolution images* in azimuth sono 420 m – 720 m, mentre in range 480 m – 2700 m.

Prima e dopo ciascuna operazione di data-tracking il Radar attiva una sequenza di calibrazione interna (per il radiometro è una procedura di calibrazione assoluta) per testare lo stato e le performance delle strumentazioni.

A fine missione circa un 30 % della superficie di Titano verrà coperta dall'analisi di imaging mode, una piccola percentuale della superficie di Titano sarà stata scandagliata dall'altimetro e dallo scatterometro, mentre oltre il 90% di tale superficie sarà stata studiata dall'indagine radiometrica.

L'immagine successiva rappresenta la suddivisione temporale, ad ogni passaggio, tra le varie osservazioni da radiometro - altimetro - scatterometro e SAR, in un tipico Titan flyby con quota al closest approach non superiore ai 2500 Km:

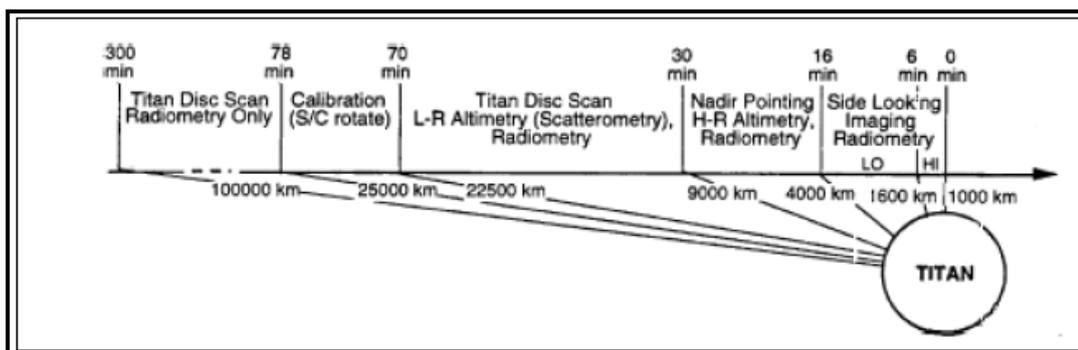


Fig. 6 – Timeline per l'indagine del Cassini Radar durante un tipico flyby  
(Naturalmente dopo il "minuto 0" la sequenza si ripete inversamente)

## 5. Burst Timing

Il funzionamento a “bursts” nasce normalmente dall’esigenza di risolvere il compromesso tra l’evitare ambiguità in range (cosa che richiede PRF, pulse repetition frequency, basse) e quella in doppler (dove occorrono PRF elevate).

Una tecnica possibile è trasmettere una lunga “raffica” di impulsi ad elevata PRF (che garantisce un adeguato campionamento della banda doppler) all’interno di un *burst period* (BRI) in modo che la restante parte del BRI può essere sfruttata per ricevere tutti gli echi di ritorno senza ambiguità. Naturalmente ciò è valido solo se la finestra in range in cui ci si attende l’eco di ritorno sia relativamente ristretta. L’elevato rate all’interno di un “burst” di impulsi permette di non sottocampionare la banda doppler (cosa fondamentale quando si utilizzano tecniche di apertura sintetica) estraendo così per ogni burst uno spettro doppler. In più il funzionamento burst mode permette di ridurre i data rate per le modalità SAR. La durata del burst (*burst time*) determina la risoluzione in azimuth mentre il numero di bursts determina il numero di looks.

Per il Cassini Radar il funzionamento burst mode è soprattutto legato alla necessità di allocare un range di variazione della distanza dal bersaglio molto ampio, trasmettendo un numero sufficiente di impulsi per non compromettere il rapporto Segnale/Rumore (SNR), senza utilizzare meccanismi complessi come PRF adattive o simili. Pertanto una serie successiva di impulsi, *burst*, è trasmessa dall’antenna del Cassini Radar, con una certa lunghezza  $\tau_B$  (*burst length*) e periodo BRI (*burst repetition interval*), prima che venga ricevuto il primo eco radar. Il numero di impulsi per burst deve essere un numero intero. Esso è legato al periodo dell’impulso dalla seguente relazione:

$$N_B = \frac{\tau_B}{PRI}$$

La lunghezza del burst non deve eccedere il tempo di propagazione dell’impulso in modo che l’eco di ritorno possa essere ricevuto senza ambiguità:

$$t_d = \frac{2h}{c}$$

Naturalmente gli echi sono ricevuti all’interno della parte del periodo di burst che non è occupato dal burst stesso (*closest burst method*) detto *reception length*:

$$L_R = BRI - \tau_B$$

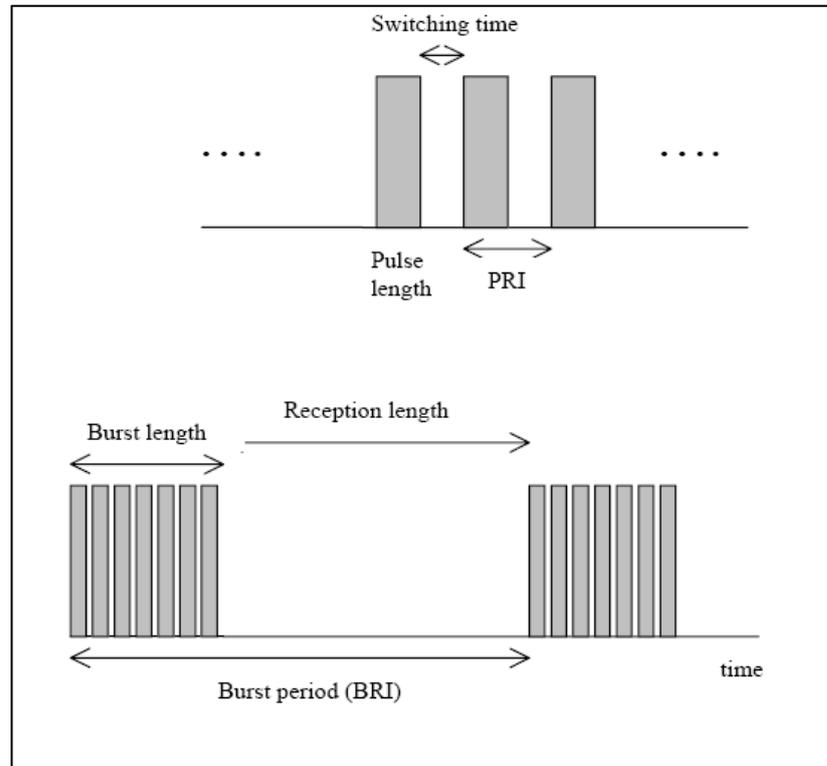


Fig. 7 – Esempio di burst cycle timing

Allo stesso tempo, il criterio di campionamento di Nyquist richiede che la PRI non deve eccedere la seguente limitazione:

$$PRI \leq \frac{D}{2V_{SC}} = \frac{1}{B_D}$$

Il tempo di integrazione è assunto pari alla durata del burst e deve essere sotto il limite superiore disposto dall'*unfocused processing*, che può essere ottenuto dalla seguente relazione:

$$T_{iu} = \sqrt{\frac{\lambda h}{2}} \frac{1}{V_{SC}}$$

il quale, infine, fissa la massima risoluzione in azimuth per questo genere di sistema:

$$\rho_{az} \cong \frac{\lambda h}{2VT_i}$$

## 6. Approfondimenti sul Synthetic Aperture Radar

Al fine di poter costruire un background su cui basarsi per la descrizione dell'iter programmatico per la ricostruzione dell'immagine SAR, presente nel Capitolo VI, si vuole in questo paragrafo dare degli approfondimenti riguardo i Radar e, più specificamente, i Synthetic Aperture Radar (SAR).

### 6.1 – Segnali utilizzati da un Radar

Come descritto nel precedente capitolo, il **Radar (Radio Detection And Ranging)** è un sensore attivo operante nella banda di frequenza delle microonde e che ha, fondamentalmente, la funzione di misurare le caratteristiche elettromagnetiche di un oggetto “illuminato” da segnali inviati dal radar stesso, nonché la sua distanza, attraverso il calcolo del tempo di propagazione di un segnale inviato ad un bersaglio riflettente.

La sorgente di questi segnali consiste in un trasmettitore, che genera la radiazione elettromagnetica, ed in un'antenna, che irradia nello spazio, in modo opportuno, questa radiazione, focalizzandola sulla superficie da osservare. Se questa superficie è scabrosa, l'onda elettromagnetica viene diffusa in tutte le direzioni. In particolare, una parte dell'energia elettromagnetica viene *retroirradiata*, ossia riflessa nuovamente in direzione del radar, per cui si parla di retrodiffusione o **backscattering** (fig. 8):

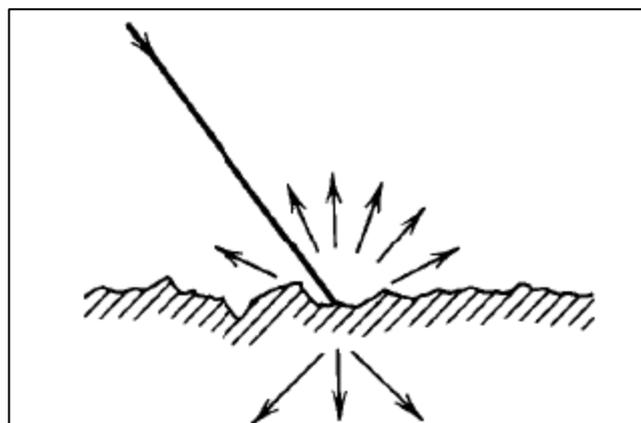


Fig. 8 – Il fenomeno del backscattering

Tale energia è captata dall'antenna, che è collegata al ricevitore, che rileva il segnale e lo registra in modo da poter essere, poi, elaborato. La discriminazione tra i segnali di ritorno (gli "echi radar"), ricevuti da differenti direzioni di propagazione, può essere realizzata con tecniche differenti, che coinvolgono la discriminazione temporale (echi che ritornano in istanti differenti appartengono a bersagli a differente distanza dal radar), la discriminazione angolare (echi provenienti da direzioni maggiori dell'ampiezza di fascio a 3dB dell'antenna non sono ricevuti), e la discriminazione in termini di scostamento Doppler (echi con scostamento Doppler differente appartengono a bersagli in posizioni differenti, perché la componente radiale della velocità relativa sensore-bersaglio è differente).

I componenti di un sistema radar sono, quindi:

1. un generatore di impulsi (con una data PRF) o, come sarà più chiaro in seguito, una *chirp generator unit*;
2. dei filtri, atti all'eliminazione delle frequenze "indesiderate", ovvero i multipli della  $f_0$  (le *armoniche*) che nascono dall'operazione di mixing necessaria per trasmettere il segnale a frequenze adeguate (tale fase di mixing e filtraggio prende anche il nome di *up conversion*);
3. un amplificatore;
4. un trasmettitore;
5. un *duplexer* (è un dispositivo che collega l'antenna al trasmettitore quando deve essere inviato l'impulso, e la collega al ricevitore quando deve essere ricevuto l'eco);
6. un'antenna;
7. a valle della ricezione del segnale (dal punto 7 in poi si è nella fase di ricezione), un *Low Noise Amplifier (LNA)*, atto ad un miglioramento del rapporto segnale/rumore termico;
8. un sistema inverso rispetto al punto 2 (si parla, infatti, di *down conversion*);

9. un convertitore Analogico/Digitale (A/D);
10. un dispositivo di immagazzinamento dati, per elaborazioni successive (*postprocessing*), od un dispositivo di visualizzazione *real-time* (un monitor, ad esempio).

Nell'immagine che segue viene presentato uno schema a blocchi di un sistema radar:

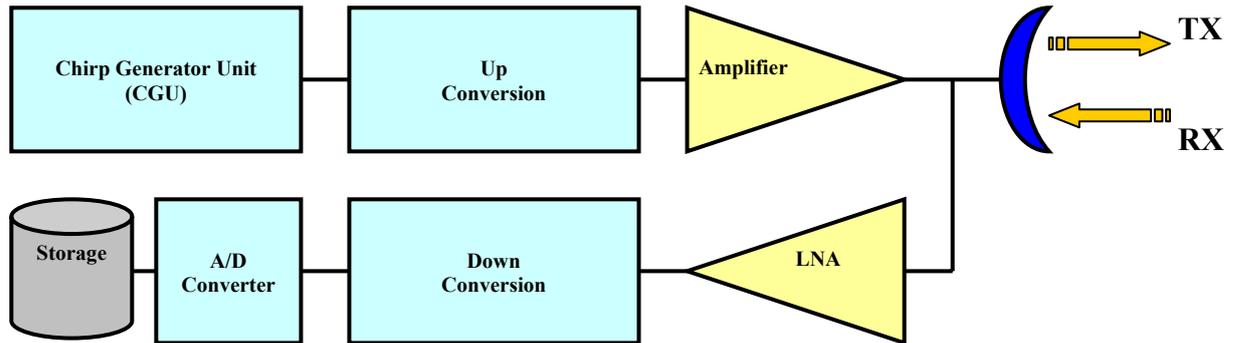


Fig. 9 – Block diagram di un sistema radar

I radar possono trasmettere segnali continui (si parla di radar *Continuous Wave*, o CW), oppure degli impulsi sinusoidali di durata finita (in questo caso si parla di *radar ad impulsi*). In questo secondo caso, il numero di impulsi trasmessi al secondo si chiama PRF (*Pulse Repetition Frequency*, frequenza di ripetizione dell'impulso). Un impulso (in inglese, *pulse*) di durata  $t$  e di frequenza  $f_0$ , è un tronco di senoide:

$$s(t) = A \cos(2\pi f_0 t) \quad \text{con:} \quad -\frac{\tau}{2} \leq t \leq \frac{\tau}{2}$$

il cui involuppo (ossia la curva che unisce i massimi locali) è un impulso rettangolare di durata  $t$ . Un parametro di fondamentale importanza, nella comprensione della capacità del radar nel discriminare due bersagli in distanza (ovvero per determinare la risoluzione in *range*), è la **banda** del segnale trasmesso, ossia l'intervallo di frequenze (centrato intorno a  $f_0$ ) "occupato" dall'impulso. È possibile dimostrare, inoltre, che la banda di un impulso rettangolare con frequenza portante pari a  $f_0$ , è pari a:

$$B = \frac{1}{\tau}$$

La durata degli impulsi è molto piccola rispetto al periodo di tempo che intercorre fra due impulsi successivi (tipicamente, il prodotto  $\tau \cdot \text{PRF}$  è circa pari a 1/1000). L'intervallo di tempo fra emissione dell'impulso e ricezione dell'eco, può essere misurato con grande accuratezza e, quindi, essendo nota la velocità di propagazione delle onde elettromagnetiche nello spazio (pari a  $c = 299792458$  m/s nel vuoto, cioè circa  $3 \times 10^8$  m/s), è possibile calcolare la distanza  $R$  dal radar dell'area osservata.

Dal momento che l'impulso trasmesso percorre una distanza pari a  $2R$  (andata e ritorno) in un tempo  $T$ , è ovvio che, come già anticipato nel precedente capitolo:

$$R = \frac{cT}{2}$$

Se due bersagli sono separati da una distanza  $\Delta R$ , due echi verranno ricevuti dall'antenna (che ha trasmesso un solo impulso), e torneranno al radar con una separazione temporale pari a:

$$\Delta T = \frac{2\Delta R}{c}$$

Se l'impulso trasmesso ha durata  $\tau$ , affinché i due echi non si sovrappongano, è necessario che sia:

$$\tau > \frac{2\Delta R}{c}$$

Quindi, come visto, si può definire la *risoluzione geometrica o spaziale* come la minima distanza relativa alla quale due oggetti possono trovarsi ed essere identificati come oggetti distinti:

$$\rho = \Delta R_{\min} = \frac{c\tau}{2} = \frac{c}{2B}$$

Come si può notare, per avere una risoluzione in range adeguata (sull'ordine del metro), occorrerebbe trasmettere segnali di durata troppo piccola (sull'ordine dei nanosecondi, ma al più è possibile trasmettere segnali con durata dei micro-secondi con le attuali tecnologie).

Questo perché la durata di un impulso è anche legata alla sua energia, ed alla sua potenza; l'energia di un impulso è a sua volta legata alla capacità di rivelare la presenza di un bersaglio, e sono desiderabili impulsi ad alte energie, cioè a grandi valori di  $\tau$ . Ciò peggiorerebbe, però, la capacità di discriminare i bersagli in *range* (un vincolo che “spinge” verso valori piccoli di  $\tau$ , ovvero bande grandi).

L'esigenza di avere impulsi con bande grandi e durate sufficientemente grandi, impossibile da ottenere con impulsi rettangolari, è risolta con tecniche di *modulazione* dell'impulso (nei radar si usano impulsi con modulazione lineare di frequenza, detti *chirp pulses*, o semplicemente *chirp*, che “spezzano” il legame fra  $\tau$  e B). In definitiva, a parità di durata dell'impulso, con una modulazione lineare in frequenza si aumenta la banda del segnale trasmesso.

Un segnale chirp ha la seguente espressione:

$$s(t) = A\Pi\left(\frac{t}{\tau}\right)e^{j2\pi f_0 t} e^{j2\pi\frac{\alpha}{2}t^2}$$

dove  $\alpha$  assume il nome di “chirp rate”. Come si può notare, tale segnale è caratterizzato da una fase parabolica ed una frequenza lineare:

$$\varphi(t) = 2\pi f_0 t + 2\pi\frac{\alpha}{2}t^2$$

$$f(t) = \frac{\dot{\varphi}}{2\pi} = f_0 + \alpha t$$

Essendo:

$$-\frac{\tau}{2} \leq t \leq \frac{\tau}{2}$$

si ha che:

$$\begin{cases} f_{\min} = f_0 - \alpha\frac{\tau}{2} \\ f_{\max} = f_0 + \alpha\frac{\tau}{2} \end{cases}$$

da cui la banda del segnale chirp diviene direttamente proporzionale alla durata dell'impulso:

$$B = f_{\max} - f_{\min} = \alpha\tau$$

Quindi, in questo caso, la risoluzione risulta essere:

$$\rho = \frac{c}{2B} = \frac{c}{2\alpha\tau}$$

Perciò, un radar ad impulsi chirp permette di disporre di ottime risoluzioni in range (ordine del m) con impulsi di durata dell'ordine dei millisecondi e, quindi, con potenze di picco basse.

Praticamente, non potendo trasmettere istantaneamente tutta la banda, in quanto occorrerebbe un impulso troppo stretto, si trasmettono le frequenze sfasate nel tempo. Occorrerà, quindi, in fase di ricezione, uno strumento che comprima le fasi in modo che, alla sua uscita, le frequenze saranno tutte sovrapposte ad un certo istante di tempo, cioè si avrà un impulso stretto focalizzato in un istante di tempo. Questo processo permette, perciò, di massimizzare il rapporto tra la potenza del segnale e quella del rumore: gli strumenti che ci permettono tutto ciò (e che quindi, come si vedrà, vengono simulati nell'algoritmo con opportuni comandi) sono detti *filtri adattati*.

Si dimostra che il filtro ottimo è fondamentalmente un sistema avente una risposta impulsiva  $h(t)$  all'ingresso  $x(t)$  pari proprio al complesso coniugato ribaltato dell'ingresso stesso, ovvero:

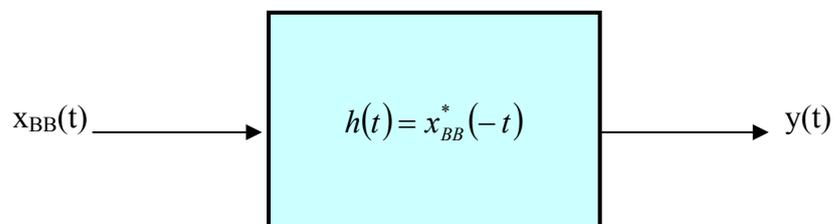


Fig. 10 – Schematizzazione del matched filter

dove con il pedice BB si è indicato il segnale a valle della fase di down conversion, ovvero in banda base.

L'uscita di tale sistema,  $y(t)$ , sarà data dal prodotto di convoluzione tra ingresso e risposta, ovvero, scritto analiticamente:

$$y(t) = x_{BB}(t) * h(t) = \int_{-\infty}^{+\infty} x_{BB}(\tau) h(t - \tau) d\tau$$

Dato che nel dominio della frequenza (invece che in quello del tempo) vale:

$$H(f) = X_{BB}^*(f)$$

e dato che nel suddetto dominio il prodotto di convoluzione è pari semplicemente al prodotto, l'uscita del sistema può anche essere calcolata più agevolmente come:

$$Y(f) = X_{BB}(f) \cdot H(f) = X_{BB}(f) \cdot X_{BB}^*(f) = |X_{BB}(f)|^2$$

Tenendo in conto che a valle della down conversion si ha praticamente un segnale del tipo:

$$x_{BB}(t) \approx \Pi\left(\frac{t-t_0}{\tau}\right) e^{-j2\pi f_0 t_0} e^{j2\pi \frac{\alpha}{2}(t-t_0)^2} \quad \text{con: } t_0 = \frac{2R}{c}$$

si può dimostrare (“principio di fase stazionaria”) che:

$$X_{BB}(f) \approx \Pi\left(\frac{\bar{t}}{\tau}\right) e^{j2\pi \frac{f^2}{2\alpha}} \quad \text{con: } \bar{t} = \frac{f}{\alpha}$$

ovvero che la trasformata di Fourier di un chirp è ancora un chirp.

Questo si traduce nel constatare che (lo si può dimostrare), nel dominio del tempo, l'uscita del filtro adattato risulta essere proporzionale a:

$$y(t) \approx B\tau \operatorname{sinc}(Bt')$$

avendo indicato per semplicità con  $t'$  la differenza  $t - t_0$ .

Come si può notare, si è ottenuto, a partire da un segnale inviato “largo”  $\tau$ , un segnale (naturalmente traslato in  $t_0$ , dato il percorso antenna-target-antenna) che, invece di avere una larghezza pari a  $\tau$ , è più stretto (è largo, infatti,  $1/B$ ): dato che, rispetto al segnale che si avrebbe senza il matched filter, la potenza deve comunque rimanere la stessa, allora vuol dire che l’impulso compresso è anche “più alto”, ovvero è stata aumentata la potenza di picco (tale operazione è anche chiamata *range compression*).

Per chiarezza, si mostra nelle due seguenti immagini la differenza tra il segnale senza (fig. 11) e con (fig. 12) il filtro adattato:

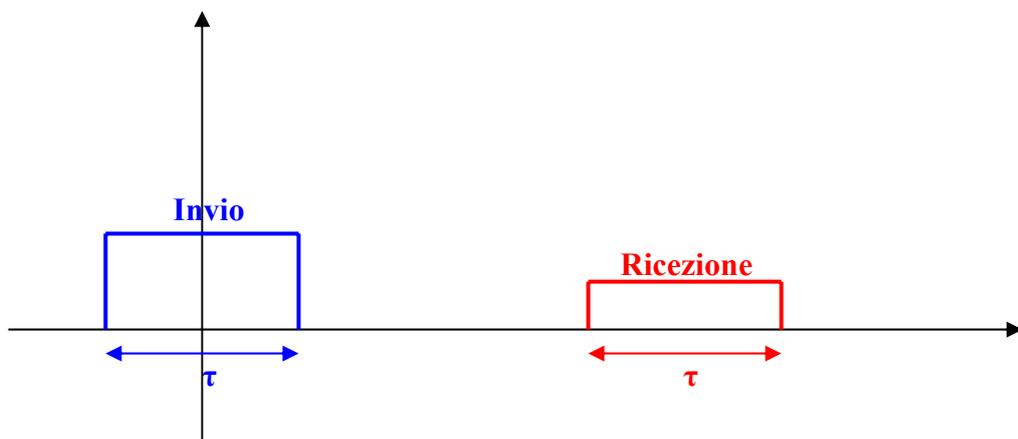


Fig. 11 – Segnale in ricezione (dopo la down conversion) in assenza di matched filter

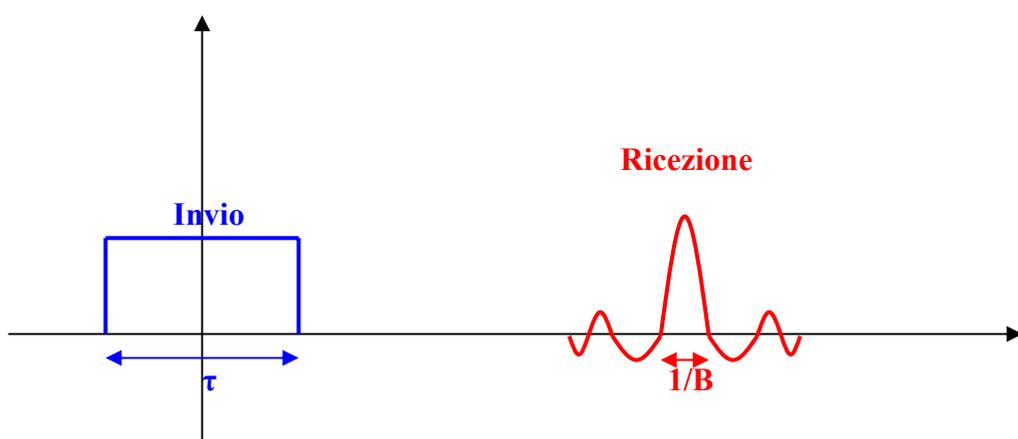


Fig. 12 – Segnale in ricezione (dopo la down conversion) in presenza di matched filter

Si ricorda, inoltre, che il prodotto  $B\tau$  prende il nome anche di “fattore di compressione”.

Nelle figure seguenti si mostra, invece, l'andamento di un segnale chirp rispettivamente nel dominio del tempo ed in quello della frequenza:

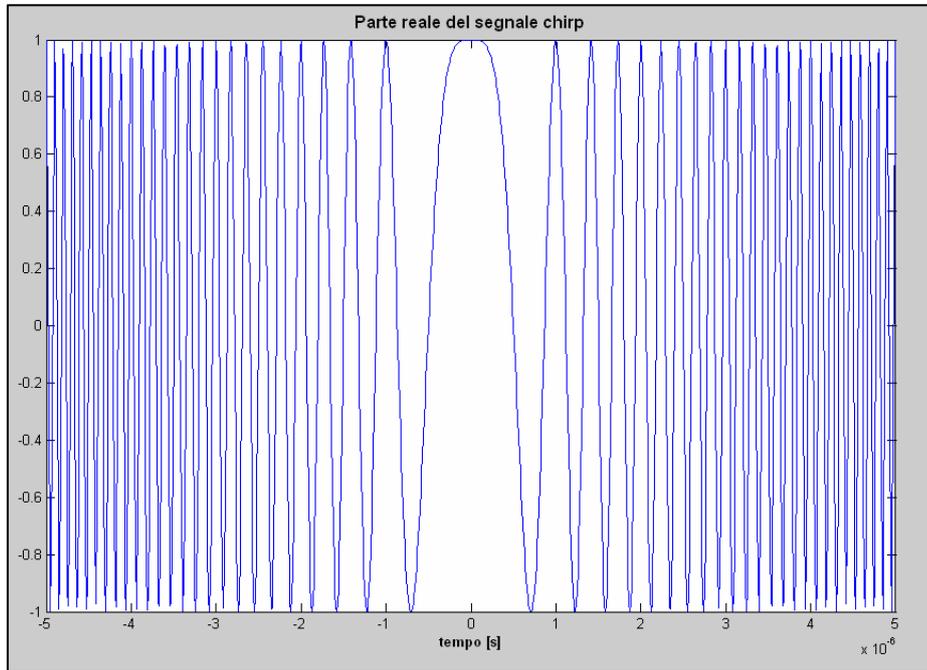


Fig. 13 – Chirp nel dominio del tempo

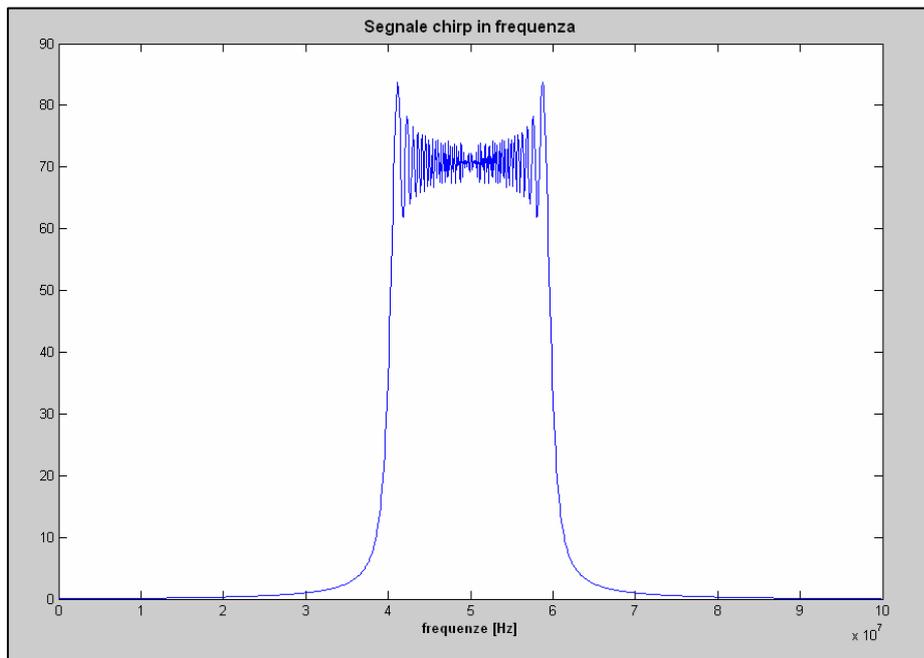


Fig. 14 – Chirp nel dominio della frequenza

## 6.2 – SAR

Nel capitolo precedente si è parlato del radar ad apertura sintetica (SAR=Synthetic Aperture Radar), e si è denotato come in range ed in azimuth le cose non fossero uguali:

### Range

- ✓  $B=\alpha\tau$   $\Rightarrow$  banda
- ✓  $\rho_R=c/2B$   $\Rightarrow$  risoluzione
- ✓  $\varphi(t)=2\pi(\alpha/2)t^2$   $\Rightarrow$  fase
- ✓  $f(t)=\alpha t$   $\Rightarrow$  frequenza

### Azimuth

- ✓  $B_x=(2V/\lambda)\theta_3$   $\Rightarrow$  banda
- ✓  $\rho_x=\lambda/(2\theta_3)=D_x/2$   $\Rightarrow$  risoluzione
- ✓  $\varphi(x)=(-4\pi/\lambda)[R_0+(V^2S^2/2R_0)]$   $\Rightarrow$  fase
- ✓  $f(x)=-2V^2S/\lambda R_0=(2V/\lambda R_0)x$   $\Rightarrow$  frequenza

avendo indicato con  $D_x$  la dimensione dell'antenna lungo l'azimuth ed essendo  $t$ [tempo "veloce"]= $2R/c$  ed  $S$ [tempo "lento" o "discreto"]= $x/V$ .

Tali variazioni funzioni di  $x$  (ascissa nella direzione di volo) che si hanno in azimuth, si ritrovano anche nel segnale a valle della down conversion, in particolar modo si denota un  $R=R(x)$ :

$$x_{BB}(t) \approx \Pi\left(\frac{t-t_0}{\tau}\right) e^{-j2\pi f_0 t_0} e^{j2\pi \frac{\alpha}{2}(t-t_0)^2} = \Pi\left(\frac{t-t_0}{\tau}\right) e^{j2\pi \frac{\alpha}{2}(t-t_0)^2} e^{-j\frac{4\pi}{\lambda}R(x)}$$

infatti, in azimuth:

$$t = t(x) = \frac{2R(x)}{c}$$

essendo stavolta  $R$  variabile con  $x$ . Quest'ultimo valore  $t(x)$ , moltiplicato per  $f_0$  (ricordando che la frequenza  $f$  può scriversi anche come  $f=c/\lambda$ ) fornisce il termine di fase che compare anche nell'equazione precedente, ovvero:

$$\varphi(x) = -\frac{4\pi}{\lambda} R(x)$$

che si era visto potevasi scrivere, tramite uno sviluppo in serie di  $R(x)$ , come già mostrato nella pagina precedente, cioè:

$$\varphi(x) \cong -\frac{4\pi}{\lambda} \left[ R_0 + \left( \frac{V^2 S^2}{2R_0} \right) \right] = \varphi(S)$$

e tale  $\varphi(S)$  causa un ulteriore problema, come definito di seguito.

Come si è mostrato nel paragrafo precedente, a valle della down conversion è necessaria un'operazione di filtraggio (matched filter), causa il fatto che ci sono frequenze trasmesse prima e frequenze trasmesse dopo, per cui all'ingresso del ricevitore ci saranno frequenze che arrivano prima e frequenze che arrivano dopo.

Tuttavia, avendo tale filtro una funzione di trasferimento con rate opposto a quello del chirp trasmesso, accade che il filtro ritarda di più le frequenze trasmesse prima e anticipa quelle trasmesse dopo, in modo tale che le frequenze arrivino all'uscita del ricevitore tutte allo stesso istante così da essere tutte sovrapposte all'uscita dello stesso. Di conseguenza, il segnale d'uscita dal filtro sarà un impulso stretto e alto, centrato su di un certo istante  $t_0$ .

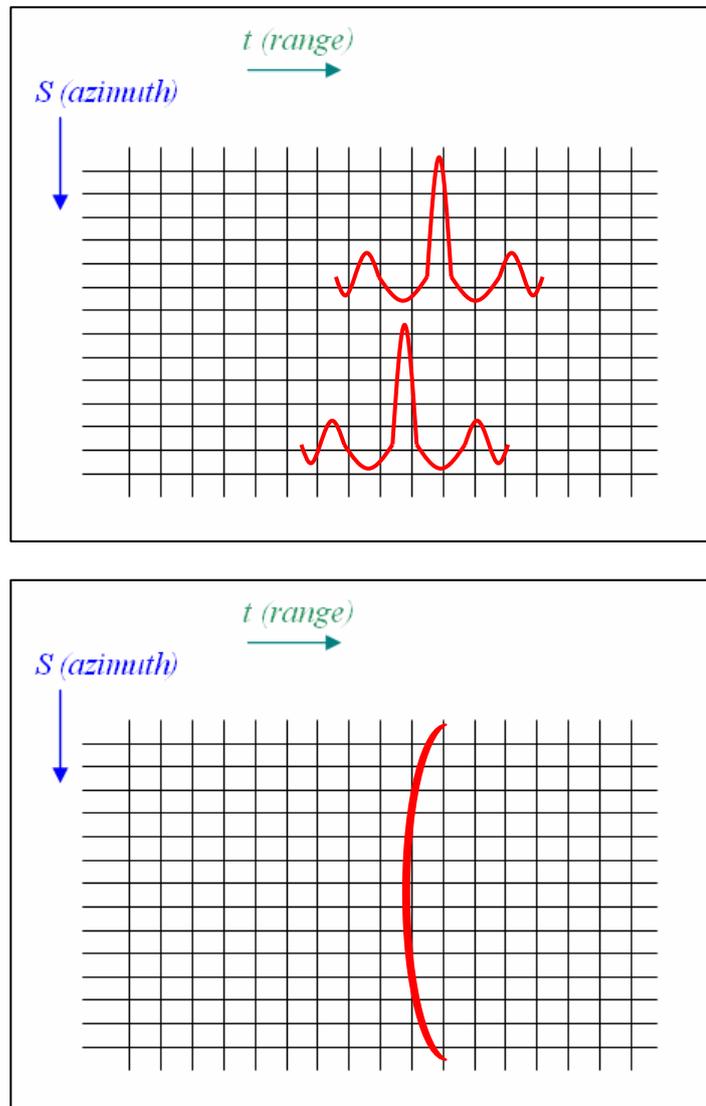
Ma, stavolta, tale  $t_0$  è funzione di  $S$  [ $t_0=2R(S)/c$ ], per cui, a valle del filtraggio, si ha un segnale del tipo:

$$x_{BB}(t, S) \approx e^{-j\frac{4\pi}{\lambda}R(S)} \cdot \text{sinc}[B(t - t_0)]$$

Essendo il massimo della funzione sinc<sup>1</sup> pari ad 1, ciò vuol dire che i “picchi” del segnale a valle del filtraggio saranno proporzionali ad:

$$\max(x_{BB}) \approx e^{-j\frac{4\pi}{\lambda}R(S)} = f(S)$$

ovvero sono funzioni di S. Ciò vuol dire che, in una “griglia” range/azimuth relativa alla generazione dell’immagine, i massimi della sinc relativa ad uno stesso target non si troveranno sulla stessa colonna, cioè:



Figg. 15-16 – Andamento dei massimi del segnale

<sup>1</sup> Si ricorda che la funzione sinc è definita come:  $\text{sinc}(\alpha) = \sin(\pi\alpha)/(\pi\alpha)$ .

Come si può notare, si ha una migrazione dei massimi (si parla, appunto, di *range migration*) a causa del “ritardo” dovuto ad S.

Per ottenere una correzione a tale problematica, si può pensare di ragionare lungo l’azimuth non in termini di spazio ( $x$ , ovvero  $S$ ), bensì di frequenza: infatti, se ci si mette in un dominio  $(t, f)$  invece che in uno  $(t, S)$ , ciascun target, indipendentemente dalla propria locazione lungo  $x$ , avrà associata una stessa  $f_D$ . Quindi, in pratica, a valle del filtraggio lungo il range, c’è bisogno di una  $fft^2$  (Fast Fourier Transform) lungo l’azimuth.

Tutto ciò, nell’ambito della fase di processing, si tradurrà nell’utilizzo di opportuni comandi che permetteranno di “simulare” il filtro adattato nonché la compressione in azimuth.

---

<sup>2</sup> Per approfondimenti sulla  $fft$  cfr. Appendice B.

---

# Capitolo V

---

## ➤ Capitolo V: Cassini Burst Data [12]

---

### 1. Introduzione

In questo capitolo si intende dare una panoramica sui dati che saranno oggetto dell'elaborazione atta alla creazione dell'immagine SAR, ovvero il punto d'inizio di tutta la fase di processing. Nella fattispecie si parla di Cassini Burst Ordered Data, in quanto tali dati sono organizzati in records, time-ordered per ogni burst, o meglio di LBDR (Long Burst Data Records).

Nella tabella seguente, per completezza, si riassumono nuovamente le caratteristiche del Cassini Radar:

Instrument Type:

Radar

Modes:

Imaging (13.78 GHz; 0.425 MHz & 0.85 MHz bandwidth)

Altimeter (13.78 GHz; 4.25 MHz bandwidth)

Scatterometer (13.78 GHz; 0.1 MHz bandwidth)

Radiometer (13.78 GHz; 135 MHz bandwidth)

Number of nominal Operational Periods:

One per selected flyby of Titan (approximately 12 to 22 flybys, total)

Duration of nominal Operational Period:

From 300 minutes before to 300 minutes after closest approach to Titan for prime operation

Peak Power:

86 W

Data Rates:

1 kbps: Radiometer only

30 kbps: Altimeter & Scatterometer / Radiometer

365 kbps: SAR Imaging / Radiometer

*Tab. 1 – Caratteristiche peculiari del Cassini Radar*

Di seguito, invece, si riassumono le unità di misura in cui sono in default immagazzinati i dati (ricordando che, comunque, vi saranno anche delle quantità adimensionali):

- tempi in secondi;
- frequenze in Hertz;
- potenze in Watts;
- correnti (eventuali) in Ampere;
- tensioni (eventuali) in Volts;
- lunghezze in chilometri;
- temperature in Kelvin;
- angoli in gradi;
- velocità in chilometri al secondo;
- velocità angolari in gradi al secondo;
- energie (eventuali) in Joules.

I dati possono essere visti come divisi in tre livelli: l'*engineering data segment*, l'*intermediate level data segment* (riguardante in particolar modo la spacecraft geometry) e lo *science data segment*. Il primo di questi livelli è molto importante, in quanto consiste proprio di una copia dei dati di telemetria scaricati dal satellite.

Nei paragrafi successivi si presentano, con una descrizione dei dati immagazzinati, tali tre data segments.

## 2. Engineering Data Segment

L'engineering data segment, come anticipato, contiene una copia della telemetria radar presente nel file *Engineering Ground Support Equipment (EGSE)*, ottenuto dal downlink. Tali dati sono immagazzinati in maniera da poter permettere l'accesso a molte informazioni ricavate dallo spacecraft, e sono decodificati e convertiti nelle unità di misura standard.

Nella tabella seguente vengono descritti i dati relativi a questo data segment:

Tab. 2 – Campi d'interesse dell'engineering data segment

Data Field Name	Data type	Description
<b>burst_id</b>	integer	An integer which uniquely identifies each burst throughout the mission.
<b>rx_window_pri</b>	integer	The receive window length in units of PRI (pulse repetition interval).
<b>radar_mode</b>	integer	The operational mode of the radar. 0=Scatterometry, 1=Altimetry, 2=Low resolution SAR, 3=High resolution SAR, 4=Radiometer only. Adding 8 to any of these values indicates auto-gain is enabled. Auto-gain is N/A for Radiometer only mode.
<b>adc_rate</b>	float	Analog to Digital Converter sampling rate in Hz. This is the rate at which the echo is sampled. Since Cassini uses video offset rather than IQ sampling. Each sample is a real (not complex) value.
<b>antenna_int_period</b>	float	The length of a single radiometer antenna measurement window in seconds.
<b>chirp_time_step</b>	float	Chirp step duration in seconds.
<b>num_rad_meas</b>	float	Number of radiometer antenna measurement windows.
<b>num_chirp_steps</b>	integer	Number of chirp steps. One step means two different frequencies before and after the step, so that the number of distinct frequencies is one more than the number of steps.
<b>chirp_length</b>	float	Total length of chirp in seconds. This is equivalent to the width (during transmission) of an individual pulse.
<b>chirp_freq_step</b>	float	The change in frequency for each chirp step in Hz.
<b>num_pulses</b>	integer	Number of pulses transmitted.
<b>burst_period</b>	float	Time in seconds between consecutive bursts.
<b>PRI</b>	float	Pulse repetition interval in seconds.
<b>rx_window_delay</b>	float	Time in seconds from start of burst to start of receive window.

<b>chirp_start_freq</b>	float	Starting frequency of chirp in Hz.
<b>raw_res_load_meas</b>	integer	Resistive load measurement (raw counts)
<b>raw_antenna_meas</b>	integer	Radiometer antenna measurement summed over all windows (raw counts).
<b>raw_noise_diode_meas</b>	integer	Noise diode measurement (raw counts).
<b>noise_diode_int_period</b>	float	The length of the noise diode measurement window in seconds.
<b>res_load_int_period</b>	float	The length of the resistive load measurement window in seconds.
<b>baq_mode</b>	integer	A flag which identifies the method used to compress the raw active mode data.
<b>num_bursts_in_flight</b>	integer	Number of bursts transmitted with a single round trip time. The value is almost always 1. In this case, all the fields in the record correspond to the same measurement.
<b>raw_active_mode_length</b>	integer	Number of valid data values in the time sampled echo data array after decompression.
<b>raw_active_mode_rms</b>	float	Root mean square of the time sampled echo data after decompression.

Si precisa qui che, come nel caso degli altri data segment, non verranno utilizzati, nella fase di processing, tutti i dati presenti, bensì verranno estratti solo quelli che risulteranno essere essenziali nelle varie fasi di calcolo (questo anche per ottimizzare l'occupazione di memoria).

### 3. Intermediate Level Data Segment

Questo data segment contiene informazioni riguardo lo spacecraft timing e geometry, calcolate utilizzando diversi files in aggiunta all'EGSE. Inoltre, in esso sono presenti differenti temperature che sono state ottenute prelevandole dai files di telemetria.

Per quanto riguarda il sistema di riferimento utilizzato, a meno che non venga diversamente specificato, ci si attiene al sistema di riferimento inerziale J2000, centrato nel target body (nel nostro caso, quindi, Titano).

I dati di questo segmento includono anche l'istante d'inizio del burst, la posizione e velocità dello spacecraft, i vettori direzione degli assi del sistema di coordinate satellite ed il vettore velocità angolare.

La tabella che segue documenta ogni campo in dettaglio. Le informazioni geometriche sono espresse nella maggior parte dei casi come vettori tridimensionali. Alcune informazioni, invece, sono immagazzinate in campi composti da tre dati, ovvero uno per ciascuna delle componenti x, y e z: nella tabella vengono presentati solo le componenti x. I nomi dei dati relativi alle x-componenti finiscono in “\_x” (ad esempio: sc\_vel\_j2000\_x), quelli relativi alle y-componenti in “\_y” e, naturalmente, quelli specifici delle z-componenti in “\_z”.

Tab. 3 – Campi d'interesse dell'intermediate level data segment

Data Field Name	Data type	Description
<b>engineer_qual_flag</b>	integer	Flag to indicate quality of intermediate level data segment. Bit 0 is the LSB (Less Significant Bit). The following table indicates the meaning of setting each bit to 1. <u>Bit 0</u> Bad or missing s/c attitude data <u>Bit 1</u> Other bad of missing geometry data <u>Bit 2</u> Missing temperature telemetry (scwg_tmp) <u>Bit 3</u> Missing temperature telemetry (feed_tmp) <u>Bit 4</u> Missing temperature telemetry (hga_tmp) <u>Bit 5</u> Downlink error in raw data file <u>Bit 6</u> This burst is not suitable for further processing The other 25 bits are not currently used but are available for future use. If bit 6 is 1, the remainder of fields in this segment and all the fields in the science data segment are invalid.
<b>t_sc_clock</b>	double	Spacecraft clock time in seconds at start of burst.
<b>t_ephem_time</b>	double	Time at start of burst expressed in seconds since 12:00 AM Jan. 1, 2000.
<b>t_utc_ymd</b>	string	Time at start of burst expressed as a UTC time tag in yyyy-mm-ddThh:mm:ss.sss format. One blank space is padded at the end of the string to make certain the record length is a multiple of 4 bytes.
<b>t_utc_doy</b>	string	Time at start of burst expressed as a UTC time tag in yyyy-doyThh:mm:ss.sss format. Three blank spaces are padded at the end of the string to make certain the record length is a multiple of 4 bytes.

<b>transmit_time_offset</b>	double	Time offset in seconds from <i>t_ephem_time</i> at which the leading edge of the first transmit pulse leaves the antenna.
<b>time_from_closest_approach</b>	double	<i>t_ephem_time</i> - <i>closest_approach_time</i>
<b>time_from_epoch</b>	double	<i>t_ephem_time</i> - <i>epoch_time</i>
<b>target_name</b>	string	Name of body observed during this burst (measurement cycle). The string is 16 characters (bytes) long including space characters padded at the end.
<b>tbf_frame_name</b>	string	Name of the the target body fixed frame in the NAIF SPICE system. The string is 24 characters (bytes) long including space characters padded at the end.
<b>pole_right_ascension</b>	double	Right ascension (east positive longitude in the target centered J2000 celestial sphere) of the North pole of the target body in degrees at the epoch time.
<b>pole_declination</b>	double	Declination (latitude in the target centered J2000 celestial sphere) of the North pole of the target body in degrees at the epoch time.
<b>target_rotation_rate</b>	double	Positive east rotation rate in degrees/s of the target body about its axis in the target centered J2000 inertial coordinate system.
<b>target_rotation_angle</b>	double	The rotation about the north pole of the target body required to complete the transformation from J2000 to target body fixed coordinates.  Target body fixed coordinates at <i>epoch_time</i> can be computed by successively applying the following three rotations to the J2000 coordinates: <i>pole_right_ascension</i> degrees about the J2000 Z-axis, $90 - \textit{pole\_declination}$ degrees about the once-rotated Y-axis, and <i>target_rotation_angle</i> degrees about the twice rotated Z-axis.  An additional rotation of $\textit{target\_rotation\_rate} * \textit{time\_from\_epoch}$ degrees about the thrice rotated Z-axis yields the target body fixed coordinates at <i>t_ephem_time</i> .
<b>beam_number</b>	integer	The number (1-5) of the beam for which measurements are obtained during this burst.
<b>sc_pos_j2000_x</b>	double	x-component of spacecraft position in target-centered J2000 inertial coordinate system.
<b>sc_vel_j2000_x</b>	double	x component of spacecraft velocity in target-centered J2000 inertial coordinate system.
<b>sc_pos_target_x</b>	double	x-component of spacecraft position in target body fixed (TBF) coordinate system.

<b>sc_vel_target_x</b>	double	x-component of spacecraft velocity in target body fixed (TBF) coordinate system.
<b>sc_x_axis_j2000_x</b>	double	x-component of direction vector representing the spacecraft coordinate system's x-axis in the J2000 coordinate system. This is a unitless quantity. The vector magnitude is one.
<b>sc_y_axis_j2000_x</b>	double	x-component of direction vector representing the spacecraft coordinate system's y-axis in the J2000 coordinate system. This is a unitless quantity. The vector magnitude is one.
<b>sc_z_axis_j2000_x</b>	duble	x-component of direction vector representing the spacecraft coordinate system's z-axis in the J2000 coordinate system. This is a unitless quantity. The vector magnitude is one.
<b>sc_x_axis_target_x</b>	double	x-component of direction vector representing the spacecraft coordinate system's x-axis in the TBF coordinate system. This is a unitless quantity. The vector magnitude is one.
<b>sc_y_axis_target_x</b>	double	x-component of direction vector representing the spacecraft coordinate system's y-axis in the TBF coordinate system. This is a unitless quantity. The vector magnitude is one.
<b>sc_z_axis_target_x</b>	double	x-component of direction vector representing the spacecraft coordinate system's z-axis in the TBF coordinate system. This is a unitless quantity. The vector magnitude is one.
<b>rot_vel_j2000_x</b>	double	x-component of spacecraft angular velocity vector in J2000 coordinate system. Units are degrees/s.
<b>rot_vel_target_x</b>	double	x-component of spacecraft angular velocity vector in TBF coordinate system. Units are degrees/s.

#### 4. Science Data Segment

Nello science data segment sono disponibili tre principali stime di quantità geofisiche quali la backscatter cross-section normalizzata  $\sigma_0$  ottenuta dalle misure scatterometriche, la temperatura dell'antenna determinata da misure radiometriche ed il *range-to-target* ( $RTT$ =distanza tra il sensore ed il punto più vicino della superficie) calcolata da misure altimetriche.

Oltre a tali valori, vi sono anche altri parametri ancillari, tra cui temperatura del ricevitore, energia totale dell'eco, guadagno del sistema ed una versione "corretta" della  $\sigma_0$  in cui sono stati rimossi gli effetti dell'angolo d'incidenza.

Nella tabella successiva vengono riportati tutti i parametri di tale livello:

Tab. 4 – Campi d'interesse dello science data segment

Data Field Name	Data type	Description
<b>science_qual_flag</b>	integer	Quality flag specifying which of the science data elements are valid. Zero value indicates all data fields are valid. The meaning of a set bit (bit =1) is as follows for each bit. (Bit 0 is the LSB). <u>Bit 0</u> All passive mode fields are invalid <u>Bit 1</u> All active mode fields are invalid <u>Bit 2</u> All altimeter fields are invalid <u>Bit 3</u> All scatterometer fields are invalid <u>Bit 4</u> All radiometer fields are invalid <u>Bit 5</u> Passive boresight is not on surface <u>Bit 6</u> One or more of passive ellipse points is not on surface <u>Bit 7</u> Active boresight is not on surface <u>Bit 8</u> One or more of active ellipse points is not on surface <u>Bit 9</u> All SAR fields are invalid Remaining 22 bits are currently unassigned but may be utilized at a later time.
<b>system_gain</b>	float	Coefficient used to convert radiometer counts to antenna temperature.
<b>antenna_temp</b>	float	Antenna contribution to overall system temperature.
<b>receiver_temp</b>	float	Receiver contribution to overall system temperature.
<b>ant_temp_std</b>	float	Estimated standard deviation of the residual error in antenna temperature estimate.
<b>pass_geom_time_offset</b>	float	Time offset in seconds from burst reference time (t_ephem_time) for which the passive geometry fields were computed.
<b>pass_pol_angle</b>	float	Angle of orientation of the electric field vector about the look vector during receipt of the passive mode measurement. Angle is zero when the electric field vector is perpendicular to the plane of incidence as defined by the

		look vector and the target surface normal, and increases counterclockwise.
<b>pass_emission_angle</b>	float	The angle between the antenna look direction and the surface normal during receipt of the passive mode measurement.
<b>pass_azimuth_angle</b>	float	The direction of the projection of the antenna look vector in the plane tangent to the surface at the measurement centroid, expressed by the angle counterclockwise from East (e.g. North is 90 degrees).
<b>pass_centroid_lon</b>	float	Longitude of the passive (one-way) antenna boresight.
<b>pass_centroid_lat</b>	float	Latitude of the passive (one-way) antenna boresight.
<b>pass_major_width</b>	float	Width of major axis of ellipse representing passive measurement one-way 3-dB gain pattern contour.
<b>pass_minor_width</b>	float	Width of minor axis of ellipse representing passive measurement one-way 3-dB gain pattern contour.
<b>pass_ellipse_pt1_lon</b>	float	Longitude of first point in ellipse representing passive measurement one-way 3-dB gain pattern contour. This point is on the major axis of the best fit ellipse.
<b>pass_ellipse_pt2_lon</b>	float	Longitude of second point in ellipse representing passive measurement one-way 3-dB gain pattern contour. This point is on the major axis of the best fit ellipse.
<b>pass_ellipse_pt3_lon</b>	float	Longitude of third point in ellipse representing passive measurement one-way 3-dB gain pattern contour. This point is on the minor axis of the best fit ellipse.
<b>pass_ellipse_pt4_lon</b>	float	Longitude of fourth point in ellipse representing passive measurement one-way 3-dB gain pattern contour. This point is on the minor axis of the best fit ellipse.
<b>pass_ellipse_pt1_lat</b>	float	Latitude of first point in ellipse representing passive measurement one-way 3-dB gain pattern contour. This point is on the major axis of the best fit ellipse.
<b>pass_ellipse_pt2_lat</b>	float	Latitude of second point in ellipse representing passive measurement one-way 3-dB gain pattern contour. This point is on the major axis of the best fit ellipse.
<b>pass_ellipse_pt3_lat</b>	float	Latitude of third point in ellipse representing passive measurement one-way 3-dB gain pattern contour. This point is on the minor axis of the best fit ellipse.
<b>pass_ellipse_pt4_lat</b>	float	Latitude of fourth point in ellipse representing passive measurement one-way 3-dB gain pattern contour. This point is on the minor axis of the best fit ellipse.
<b>num_pulses_received</b>	integer	Number of pulses which were received completely within

		the echo window. Partial pulses are ignored.
<b>total_echo_energy</b>	float	Estimate of the total energy in the receiver window in Joules.
<b>noise_echo_energy</b>	float	Estimate of the noise contribution to the energy in the receiver window.
<b>sigma0_uncorrected</b>	float	Normalized backscatter cross-section. Quantity is unitless. Scale is physical (linear) not dB (logarithmic).
<b>sigma0_corrected</b>	float	Normalized backscatter cross-section corrected to minimize dependence on incidence angle. Quantity is unitless. Scale is physical (linear) not dB (logarithmic).
<b>sigma0_uncorrected_std</b>	float	Estimated standard deviation of residual error in normalized backscatter cross-section.
<b>range_to_target</b>	float	Estimated distance between the antenna and the nearest point on the surface. Computed from the active mode data when the radar is in altimeter mode. For other radar modes this data field is invalid, as indicated by <code>science_qual_flag</code> . Currently a placeholder only, awaiting development of altimeter processor.
<b>rtt_std</b>	float	Estimated standard deviation of the residual error in the <code>range_to_target</code> measurement.
<b>act_geom_time_offset</b>	float	Time offset in seconds from burst reference time ( <code>t_ephem_time</code> ) for which the active geometry fields were computed.
<b>act_pol_angle</b>	float	Angle of orientation of the electric field vector about the look vector during the active mode measurement. Angle is zero when the electric field vector is perpendicular to the plane of incidence as defined by the look vector and the target surface normal, and increases counterclockwise. Angle is computed for the time halfway between the transmission midpoint and the midpoint of the active mode receiver window.
<b>act_incidence_angle</b>	float	The angle between the antenna look direction and the surface normal halfway between transmission and receipt of the active mode signal.
<b>act_azimuth_angle</b>	float	The direction of the projection of the antenna look vector in the plane tangent to the surface at the measurement centroid expressed by the angle counterclockwise from East (e.g. North is 90 degrees).
<b>act_centroid_lon</b>	float	Longitude of the active (two-way) antenna boresight.
<b>act_centroid_lat</b>	float	Latitude of the active (two-way) antenna boresight.

<b>act_major_width</b>	float	Width of major axis of ellipse representing active measurement two-way 3-dB gain pattern contour.
<b>act_minor_width</b>	float	Width of minor axis of ellipse representing active measurement two-way 3-dB gain pattern contour.
<b>act_ellipse_pt1_lon</b>	float	Longitude of first point in ellipse representing active measurement two-way 3-dB gain pattern contour. This point is on the major axis of the best fit ellipse.
<b>act_ellipse_pt2_lon</b>	float	Longitude of second point in ellipse representing active measurement two-way 3-dB gain pattern contour. This point is on the major axis of the best fit ellipse.
<b>act_ellipse_pt3_lon</b>	float	Longitude of third point in ellipse representing active measurement two-way 3-dB gain pattern contour. This point is on the minor axis of the best fit ellipse.
<b>act_ellipse_pt4_lon</b>	float	Longitude of fourth point in ellipse representing active measurement two-way 3-dB gain pattern contour. This point is on the minor axis of the best fit ellipse.
<b>act_ellipse_pt1_lat</b>	float	Latitude of first point in ellipse representing active measurement two-way 3-dB gain pattern contour. This point is on the major axis of the best fit ellipse.
<b>act_ellipse_pt2_lat</b>	float	Latitude of second point in ellipse representing active measurement two-way 3-dB gain pattern contour. This point is on the major axis of the best fit ellipse.
<b>act_ellipse_pt3_lat</b>	float	Latitude of third point in ellipse representing active measurement two-way 3-dB gain pattern contour. This point is on the minor axis of the best fit ellipse.
<b>act_ellipse_pt4_lat</b>	float	Latitude of fourth point in ellipse representing active measurement two-way 3-dB gain pattern contour. This point is on the minor axis of the best fit ellipse.
<b>altimeter_profile_range_start</b>	float	Range of the first altimeter profile value in each pulse.
<b>altimeter_profile_range_step</b>	float	Difference in range between consecutive range bins in altimeter profile.
<b>altimeter_profile_length</b>	integer	Number of valid entries in altimeter profile
<b>sar_azimuth_res</b>	float	Effective SAR image resolution in km along azimuth dimension.
<b>sar_range_res</b>	float	Effective SAR image resolution in km along range dimension.
<b>sar_centroid_bidr_lon</b>	float	Longitude of active measurement centroid in the BIDR oblique cylindrical map projection.
<b>sar_centroid_bidr_lat</b>	float	Latitude of active measurement centroid in the BIDR oblique cylindrical map projection.

## 5. Sampled Echo Data

Il file LBDR che viene utilizzato nella fase iniziale del processing, ovvero quella di lettura dati, presenta alla fine di ogni record un array di dati dell'eco campionati. L'array è costituito da **32768** valori floating point da 4 byte e contiene i dati *time-sampled* nella modalità attiva di funzionamento del radar, ottenuti nella finestra di ricezione.

I dati vengono codificati precedentemente al downlink dallo spacecraft in maniera da minimizzare il rate di trasferimento, e successivamente decodificati.

La lunghezza dell'array corrisponde al numero massimo di echo data che possono essere ottenuti da un singolo burst. Solo i primi  $N$  elementi nell'array risultano essere dati validi: questi ultimi sono  $N$  valori floating point nel range  $[-127.5, 127.5]$  campionati di seguito ad un rate di  $B$  Hertz.

$N$  è immagazzinato nel campo dati **raw\_active\_mode\_length** presente nell'engineering data segment, mentre il parametro  $B$  è nel campo **adc\_rate** nello stesso segment. Il campo **raw\_active\_mode\_rms** (anch'esso nell'engineering data segment) contiene, invece, la media quadratica degli  $N$  valori dei dati dell'eco, ovvero:

$$RMS = \sqrt{\frac{1}{N} \sum_{i=1}^N x_i^2} = \sqrt{\frac{x_1^2 + x_2^2 + \dots + x_N^2}{N}}$$

Ciascuno dei 32768 valori è inizialmente una tensione stimata ad un particolare istante di tempo: tali valori sono proporzionali alle tensioni ma sono espressi in dati che necessitano di una conversione in unità ingegneristiche. Naturalmente, il timing dei campioni è anch'esso contenuto nell'engineering data segment di ogni record LBDR.

---

# Capitolo VI

---

## ➤ Capitolo VI: Data Processing

---

### 1. Introduzione

**A** valle della definizione dei concetti riguardanti il funzionamento dei Radar ed in particolar modo dei SAR dati nei capitoli precedenti, nonché introdotti nel Capitolo V quelli che saranno i dati iniziali che andranno ad essere processati (LBDR), si vuole ora, in questo capitolo, passare all'esplicazione dell'iter programmatico.

Naturalmente, il primo step riguarderà la lettura dei dati necessari, mentre il secondo sarà una “traduzione” in stringhe di comando delle varie fasi di SAR processing definite nel paragrafo 6 del Capitolo IV. Si precisa, inoltre, che il main software di cui si è fatto uso nella fase di elaborazione è stato **Matlab**<sup>®</sup>.

### 2. Lettura dati

Come accennato, la prima fase riguarda la lettura dei dati dal file LBDR. A tal scopo si utilizza all'interno del main del programma una function esterna. Va detto, per completezza, che si fa previo uso di un algoritmo in C per l'estrazione e la selezione dei dati compattati, in maniera tale da poter creare un file (da cui leggere) in cui vi siano solo i dati necessari all'elaborazione e, quindi, come già anticipato anche nel Capitolo V, avere un “alleggerimento” computazionale.

Creato, quindi, tale “subfile” di lettura<sup>1</sup>, si passa all'estrazione dei dati. Essendo utilizzata una funzione esterna, si ha la necessità di definire le variabili da “passare” e quelle da “leggere”, con una forma sintattica del tipo:

```
function [sample_freq, chirp_length, PRI, chirp_start_freq, burst_time,
          number_of_pulses, sc_j2000_x, sc_j2000_y, sc_j2000_z,...]=
nomefunction(filename_input, record_start, record_end)
```

---

<sup>1</sup> Si ricorda che i beams utilizzati dall'antenna sono 5, quindi, in effetti, i “subfiles” di lettura creati sono in realtà anch'essi 5.

dove i termini presenti nelle parentesi quadre rappresentano i valori da leggere che poi vengono usati dal *main*, mentre quelli nelle parentesi tonde rappresentano quelli passati dal *main* stesso alla *function*, e sono: nome del file da cui leggere, record (ovvero burst) da cui cominciare a leggere e record a cui terminare (la definizione di tali parametri all'interno del *main* sarà esplicitata in seguito). Ovviamente, la stringa in rosso rappresenta il nome attribuito alla *function*.

Come detto, alla *function* vanno passati quei tre parametri che all'interno del *main* devono essere richiesti come input data. A tal fine, si sono costruite delle finestre di immissione dati.

La input window mostrata nell'immagine successiva rappresenta la fase di immissione dati relativa al *record\_start* ed al *record\_end*:

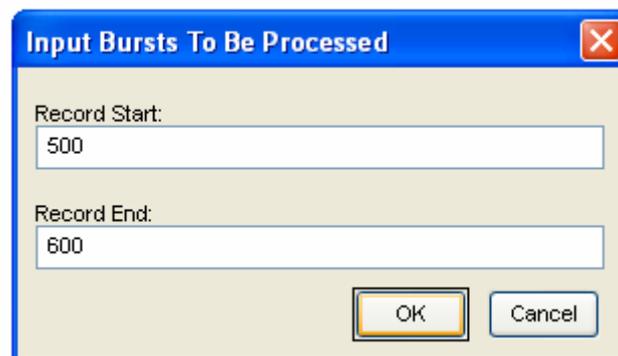
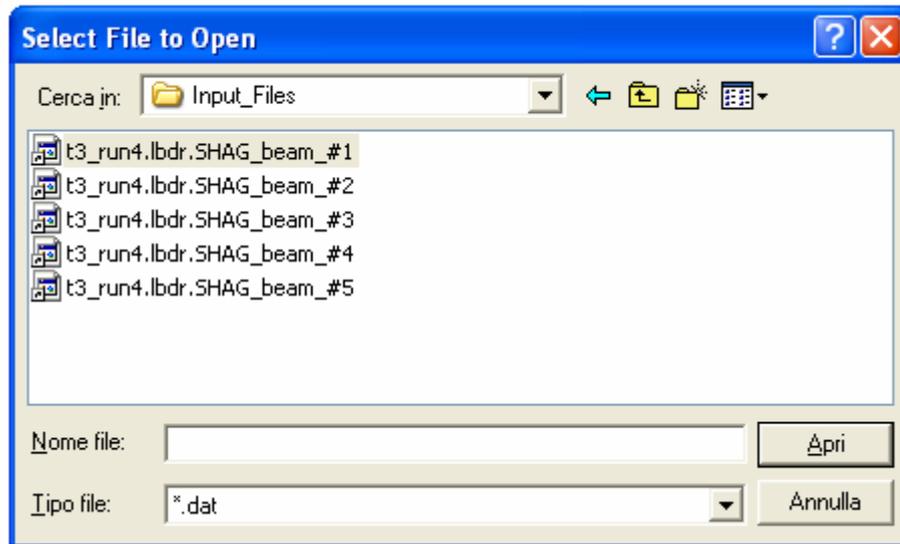


Fig. 1 – Input window relativa all'immissione dei bursts da processare

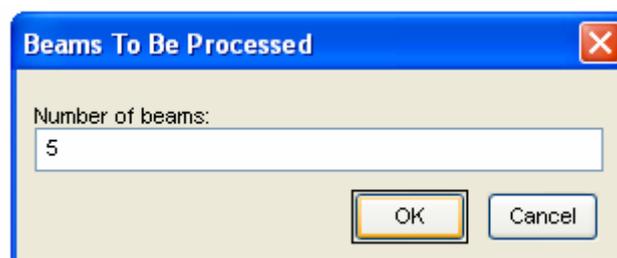
Inserito il “range” di bursts da processare, bisogna perciò immettere il nome del file da cui leggere i dati. Si ricorda qui che per ogni beam esiste un file: di conseguenza, se si vogliono processare i dati relativi ad un numero superiore ad uno di beams, una procedura, una volta selezionato il primo file, cambia automaticamente il file da cui leggere (il che è possibile dato che il nome dei files di input per ogni beam varia solo nella parte finale, ovvero varia nel numero identificativo del beam, ad es. : *t3\_run4.lbdr.SHAG\_beam\_#1*, *t3\_run4.lbdr.SHAG\_beam\_#2*, ecc.).

La figura nella pagina seguente rappresenta la finestra di dialogo necessaria per la scelta del file da cui leggere (comando *uigetfile*):



*Fig. 2 – Input window relativa all'immissione del nome del file da cui leggere*

Naturalmente, come accennato in precedenza, si possono processare i dati relativi a tutti e cinque i beams, oppure quelli relativi ad un numero inferiore (anche solo uno). Ciò è possibile tramite l'acquisizione del dato relativo al numero di beams da studiare, realizzata anche in questo caso tramite una opportuna input window:



*Fig. 3 – Input window relativa all'immissione del numero di beams da studiare*

Una volta scelto il file da cui leggere, è necessario scegliere il nome del file su cui scrivere i dati di output: ciò è necessario sia per aver un riferimento esterno riguardante l'analisi effettuata, sia perché, quando si fa uno studio in cui concorre un numero superiore ad uno di beams, è opportuno accodare in tale file di output i vari dati per ogni beam. Ciò vuol dire che, dato l'i-esimo beam, si salvano i dati su file esterno, si cancellano questi ultimi dal workspace

di Matlab, si elaborano quelli del beam successivo, si accodano nuovamente al file di output, e così via, fino all'ultimo beam dell'analisi: questo per aver una sostanziale diminuzione dell'occupazione di memoria.

L'immagine che segue mostra la finestra di dialogo atta all'inserimento del nome del file di output su cui scrivere (comando *uiputfile*):

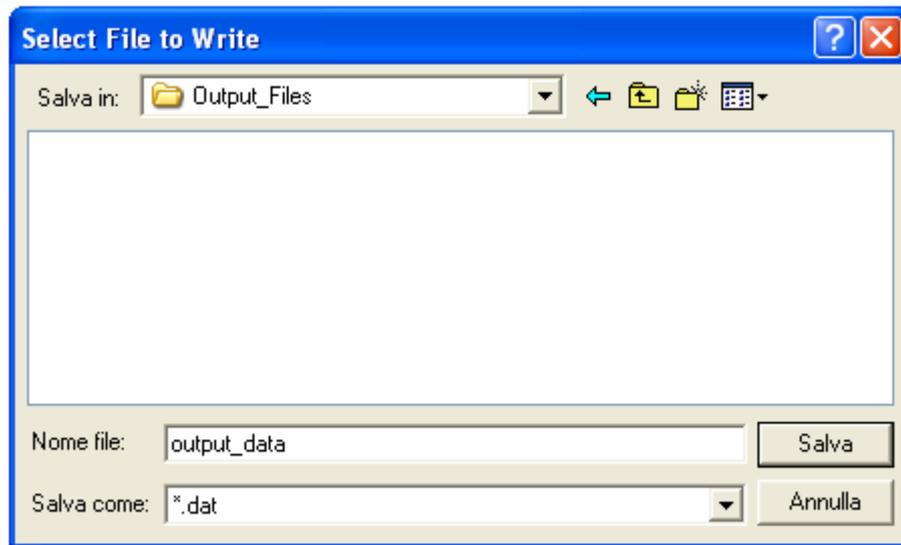


Fig. 4 – Input window relativa all'immissione del nome del file di output

Si precisa qui, inoltre, come si può denotare d'altronde dalla figura 2, che si fa riferimento ad i files LBDR relativi al flyby Titan 3 (**t3**, cfr. Capitolo II) e **radar\_mode=1011<sub>2</sub>**, ovvero relativi al funzionamento del Radar nella modalità **SHAG**, cioè *Synthetic Aperture Radar, High-Resolution (SARH) with Auto Gain*:

**radar\_mode=1011<sub>2</sub>**    ⇒    **SHAG Mode**

### 3. Definizione costanti

Nell'ambito della fase iniziale è necessaria la definizione di alcuni parametri che rappresentano delle costanti durante tutta l'elaborazione (ciò viene fatto ancor prima della lettura dati). Tra i più importanti:

- ✓ raggio medio del satellite di Saturno in studio, ovvero Titano, pari a 2575000 metri ( $R_{\text{Tit}}=2575e3$ );
- ✓ velocità della luce nel vuoto  $c$ , pari a 299792458 m/s;
- ✓ ampiezza di fascio a 3 dB ( $\theta_3$ , 3-dB beamwidth<sup>2</sup>) in range, che, relativamente a ciascuno dei cinque fasci (dal 1° al 5°) vale: 1.35 deg, 1.35 deg, 0.35 deg, 1.35 deg, 1.35 deg;
- ✓ ampiezza di fascio a 3 dB in azimuth, pari a 0.35 deg per tutti e cinque i beams;
- ✓ lunghezza d'onda  $\lambda$ , pari a circa 0.0218 metri, ovvero  $c/(13.78 \text{ GHz})$ ;
- ✓ peak gain che, relativamente a ciascuno dei cinque fasci (dal 1° al 5°) vale: 45.8 dB, 46.1 dB, 53.1 dB, 46.1 dB, 45.8 dB.

Definite le costanti, e letti i dati LBDR, la fase successiva è rappresentata dall'elaborazione della fase di range compression ed azimuth compression, definite nei due paragrafi successivi.

Si ricorda, naturalmente, che tali fasi verranno effettuate per ogni fascio (se, ovviamente, i beams in studio sono più di uno): quindi, ciò che verrà esplicitato nei seguenti due paragrafi, sarà reiterato tramite un ciclo for (si noti, come è palese, che anche la fase di lettura dati è presente nel suddetto ciclo).

---

<sup>2</sup> Una misura pratica della capacità di un'antenna di convogliare la potenza trasmessa verso una direzione piuttosto che un'altra, è data dall'*ampiezza di fascio a 3 dB (3-dB beamwidth)*. Essa è definita come l'angolo in corrispondenza del quale la potenza trasmessa si è ridotta della metà (cioè è diminuita di 3 dB, perché  $\frac{1}{2}$  in dB è appunto pari a  $-3$ ) rispetto alla potenza trasmessa nella direzione di massima irradiazione. Questo angolo è in realtà la semiampiezza del fascio, e va moltiplicato per 2 per ottenere la *3-dB beamwidth*.

#### 4. Range compression [13]

Come già definito nel Capitolo IV, la fase di range compression riguarda la simulazione, per ogni burst, del *matched filter*. Ovviamente, prima di poter effettuare un'opportuna operazione di filtraggio, è necessaria, a partire da alcuni dei dati LBDR letti ed immagazzinati nel workspace precedentemente, la ricostruzione del segnale, ovvero del *chirp*. A tal scopo, l'algoritmo prevede delle operazioni iniziali che vengono di seguito riassunte.

In primis (e questo viene fatto per ogni burst che si sta studiando), sussiste il calcolo di:

- 1) numero di campioni di ogni impulso del singolo burst, ricavabile a partire dalla PRI e dalla frequenza di campionamento (come già accennato, tali dati di partenza sono letti dal file LBDR);
- 2) numero di impulsi ricevuti (in realtà questa operazione prevede solo una rilettura dei dati immagazzinati a partire dai LBDR);
- 3) numero di campioni validi per burst, dato dal prodotto di 1) e 2).

Successivamente, seguono le istruzioni legate al segnale chirp, ovvero:

- 4) rilettura della frequenza di campionamento (immagazzinata precedentemente nel workspace);
- 5) rilettura della chirp start frequency;
- 6) rilettura della lunghezza totale del chirp (in secondi);
- 7) rilettura del chirp frequency step, ovvero il cambio in frequenza per ogni chirp step [Hz];

- 8) rilettura del numero di chirp steps (ogni step consiste di due frequenze, una prima ed una dopo lo step);
- 9) calcolo della chirp stop frequency come somma della chirp start frequency con il prodotto tra 7) ed 8);
- 10) calcolo della banda chirp come la differenza tra 9) e 5);
- 11) calcolo del chirp rate come rapporto tra 10) e 6);
- 12) calcolo del chirp start time, come rapporto tra 5) e 11);
- 13) calcolo del chirp stop time, come rapporto tra la somma di 5) con 10) e 11);
- 14) rilettura del chirp time step, ovvero la durata del chirp step in secondi;
- 15) definizione del vettore dei tempi a partire da 12) e 13);
- 16) generazione della fase del chirp.

Giunti alla definizione della fase del chirp (ovvero alla ricostruzione del segnale stesso), si può, quindi, simulare il filtro adattato:

- 17) si effettua una fft del chirp;
- 18) si genera la risposta del filtro, ovvero viene calcolato il complesso coniugato ribaltato del chirp in ingresso (cioè il chirp al contrario, ovvero la fase va cambiata di segno);
- 19) si calcola una fft anche della risposta del filtro.

A questo punto, la range compression si completa tramite una ifft (Inverse Fast Fourier Transform) del prodotto tra 17) e 19).

## 5. Azimuth compression [13]

Come descritto nel Capitolo IV, l'azimuth compression consiste in una fft lungo l'azimuth, il che si traduce da un punto di vista della programmazione in una fft del risultato della range compression: essendo questo una *range matrix* (in quanto bisogna ricordare che per ogni burst vi è un numero di impulsi validi, e quindi di chirp, superiore ad uno, perciò il risultato che si ottiene a valle della range compression non è un singolo valore, bensì una matrice), l'azimuth compression comporta, perciò, l'adozione di una Fast Fourier Transform di tale matrice. Per completezza, c'è da dire che a valle dell'azimuth compression, vi è un riordino di quest'ultima matrice ottenuta, a causa di problemi legati all'apertura della finestra di acquisizione (ovvero, si "centra" il burst).

Inoltre, si ricorda che le operazioni che vengono effettuate all'interno di tale ciclo for (dalla lettura dati all'elaborazione stessa) comportano un grosso stress dal punto di vista computazionale e massiva occupazione di memoria, il che comporta il fatto che, proprio da un punto di vista tecnologico<sup>3</sup>, si è avuta una limitazione nel numero di bursts da processare alla volta: tipicamente, si è optato per un numero non superiore a 100 – 120 bursts.

Ciò, ovviamente, si traduce in tempi di attesa abbastanza elevati che intercorrono tra l'immissione dei dati ed i risultati in uscita. Quindi, al fine di dar all'operatore un'informazione riguardo lo stato di avanzamento del processing, vengono utilizzate delle waitbar (comando *waitbar*) di cui l'immagine successiva ne è un esempio:

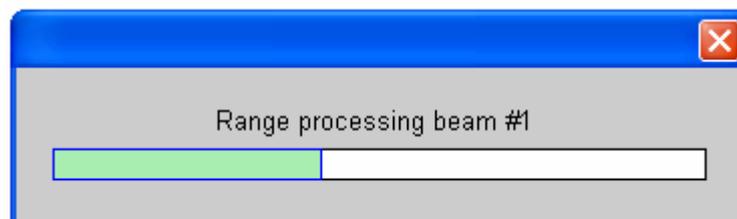


Fig. 5 – Waitbar di stato di avanzamento del processing

<sup>3</sup> Si fa qui presente che si è lavorato con macchine aventi 1 Gb / 1.5 Gb di RAM.

Oltre al calcolo dei dati relativi alla generazione dell'immagine (ovvero quelli che intercorrono nelle fasi di range compression ed azimuth compression), vengono valutate anche altre differenti grandezze (facendo, naturalmente, anche in tal caso ausilio dei dati LBDR letti ed immagazzinati nel workspace in precedenza), tra cui:

- velocità dello spacecraft nel sistema di riferimento inerziale J2000 (ovvero centrato in Titano) [km/s];
- $SC_{radius}$ , ovvero il modulo del vettore posizione dello spacecraft nel sistema inerziale J2000 (è, in pratica, la somma del raggio medio di Titano e della quota del satellite) [km];
- quota dello spacecraft [km];
- risoluzione in ground range [m];
- slant range [m];
- tempo d'integrazione [s];
- risoluzione in azimuth [m];
- BRI (Burst Repetition Interval, che in realtà rappresenta una rilettura dei dati immagazzinati) [s];
- near range [m];
- far range [m];
- gain.

Alcuni andamenti di questi valori saranno in seguito plottati nella fase di output grafico, oltre, come è ovvio, l'immagine SAR.

L'immagine seguente, invece, mostra un block diagram dell'iter fin qui descritto:

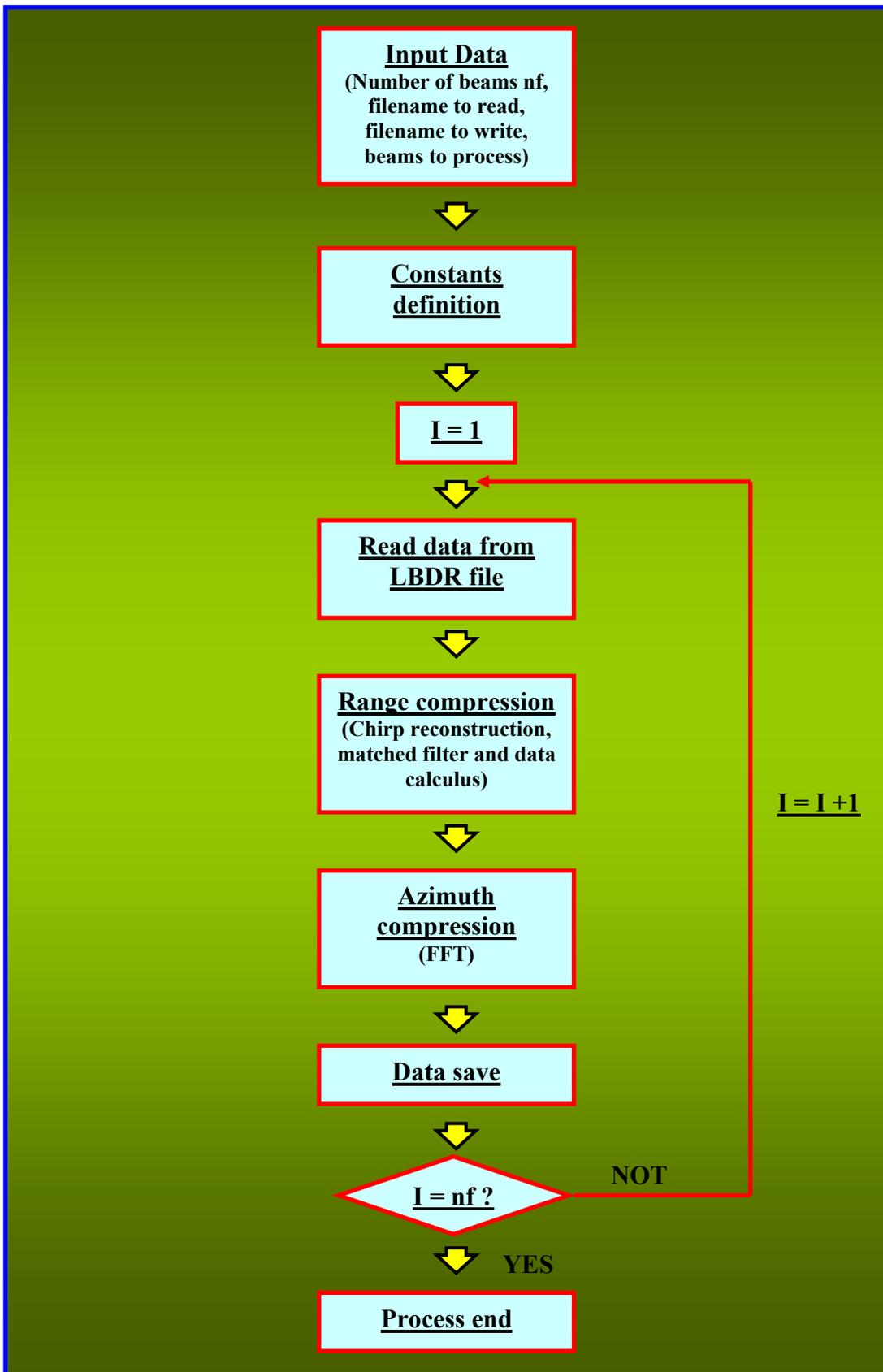


Fig. 6 – Block diagram del data processing fin qui descritto

## 6. Azimuth correction

Il processing dei dati inviati a Terra permette (a valle delle note fasi di *range compression* ed *azimuth compression*) di giungere, per il dato Titan Flyby, ad il calcolo dei dati necessari per la ricostruzione dell'immagine SAR.

Nell'immagine seguente si riporta un primo risultato dell'analisi ottenuto studiando i primi due beams nonché dei bursts (20) relativi al closest approach:

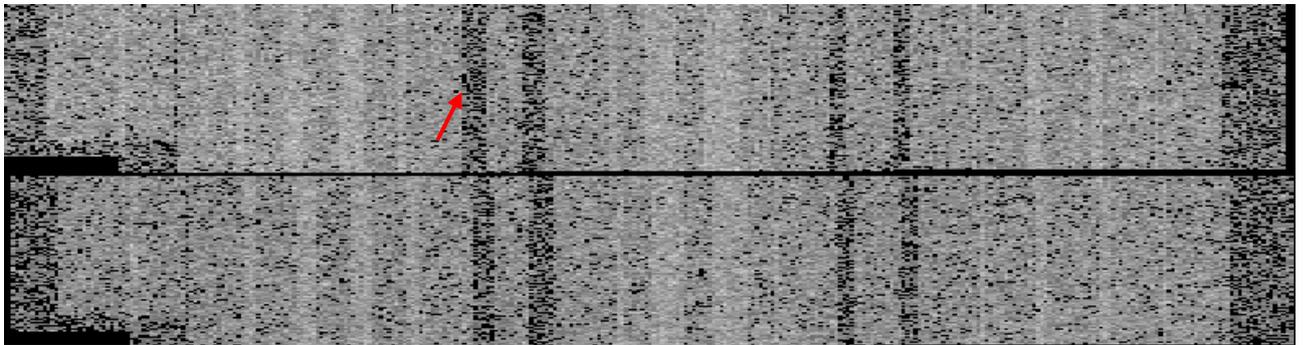


Fig. 7 – SAR imaging ottenuto utilizzando i primi due beams ed i bursts relativi al closest approach

Come evidenziato anche dalla freccia in rosso, l'immagine presenta delle *dark stripes* lungo l'azimuth, oltre che naturalmente in range. Ma, mentre nel secondo caso sono noti gli angoli tra i cinque beams, e quindi è pensabile una manovra correttiva, nel primo è necessario cercare di ricavare qualche informazione riguardo la posizione del boresight<sup>4</sup> lungo l'azimuth al fine di poter compensare le zone di vuoto.

Quello che si cerca di fare, quindi, è rappresentato da una correzione in azimuth: tali righe nere, infatti, sono presenti proprio perché la geometria di osservazione del satellite (e, perciò, in particolar modo dell'antenna) dettata dal flyby non comporta né il fatto che il boresight sia perpendicolare al suolo di Titano e né che tale delta-boresight (chiamato *squint angle*) rimanga costante. Questo si traduce nel fatto che i bursts<sup>5</sup> non hanno una spaziatura costante tra loro (e, quindi, necessitano di uno "spostamento" di un valore di  $\pm\Delta x$ ).

<sup>4</sup> Per boresight s'intende l'asse ottico di un'antenna direzionale.

<sup>5</sup> Qui il termine burst è usato in maniera più generale, ovvero come "finestra d'immagine".

## 6.1 – Squint angle

Supposto il generico flyby del satellite, si consideri la figura sottostante in cui viene mostrato il boresight dell'antenna nella direzione di azimuth:

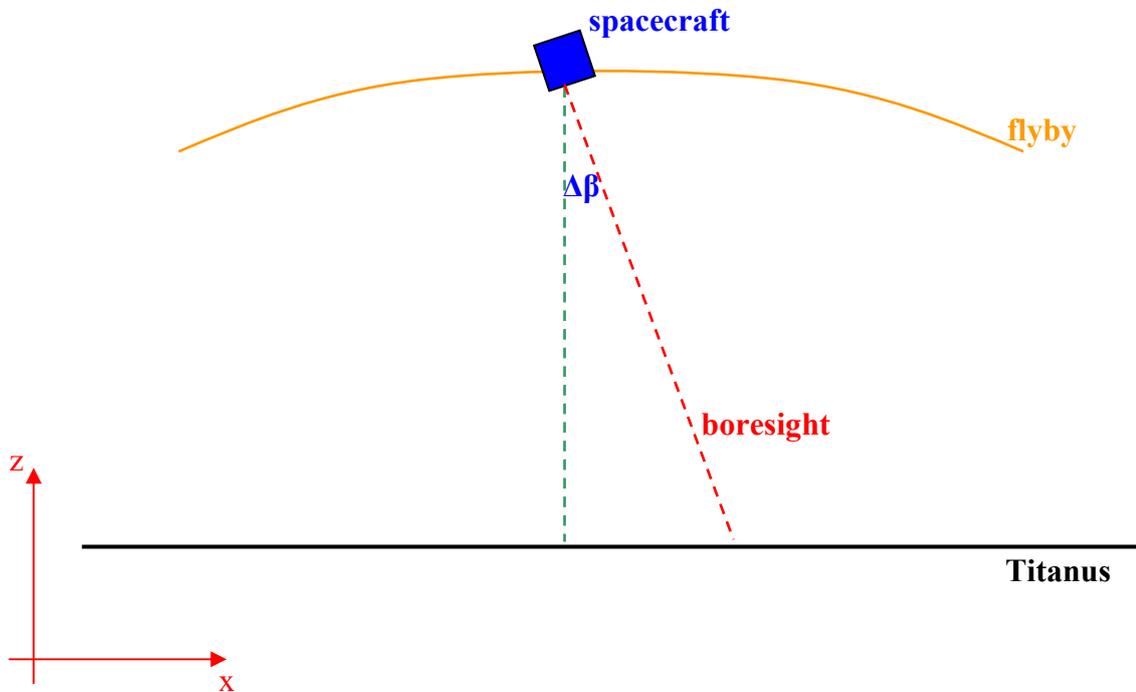


Fig. 8 – Geometria di osservazione dell'antenna nel generico flyby

Dall'immagine si denota che, dato un sistema di riferimento in cui il piano xz contenga il flyby (od una proiezione di esso), l'angolo di squint  $\Delta\beta$  tra la direzione del boresight (linea tratteggiata in rosso) e la verticale locale (linea tratteggiata in verde) può essere ottenuto come:

$$\Delta\beta = \cos^{-1} \left( \frac{|z_{sc} - z_{cen}|}{\sqrt{(x_{sc} - x_{cen})^2 + (z_{sc} - z_{cen})^2}} \right)$$

avendo indicato con:

- $x_{sc}$  – coordinata x del satellite;
- $z_{sc}$  – coordinata z del satellite;
- $x_{cen}$  – coordinata x del boresight;
- $z_{cen}$  – coordinata z del boresight.

Ma, andando a plottare i dati relativi alla posizione del satellite (e quindi il flyby dello stesso) nel sistema di riferimento denominato *J2000*, nella fattispecie centrato in Titano, ci si accorge che ivi non c'è alcun piano che contenga l'intero flyby (le misure relative agli assi  $x$ ,  $y$  e  $z$  nell'immagine che segue ed in quelle successive sono in metri):

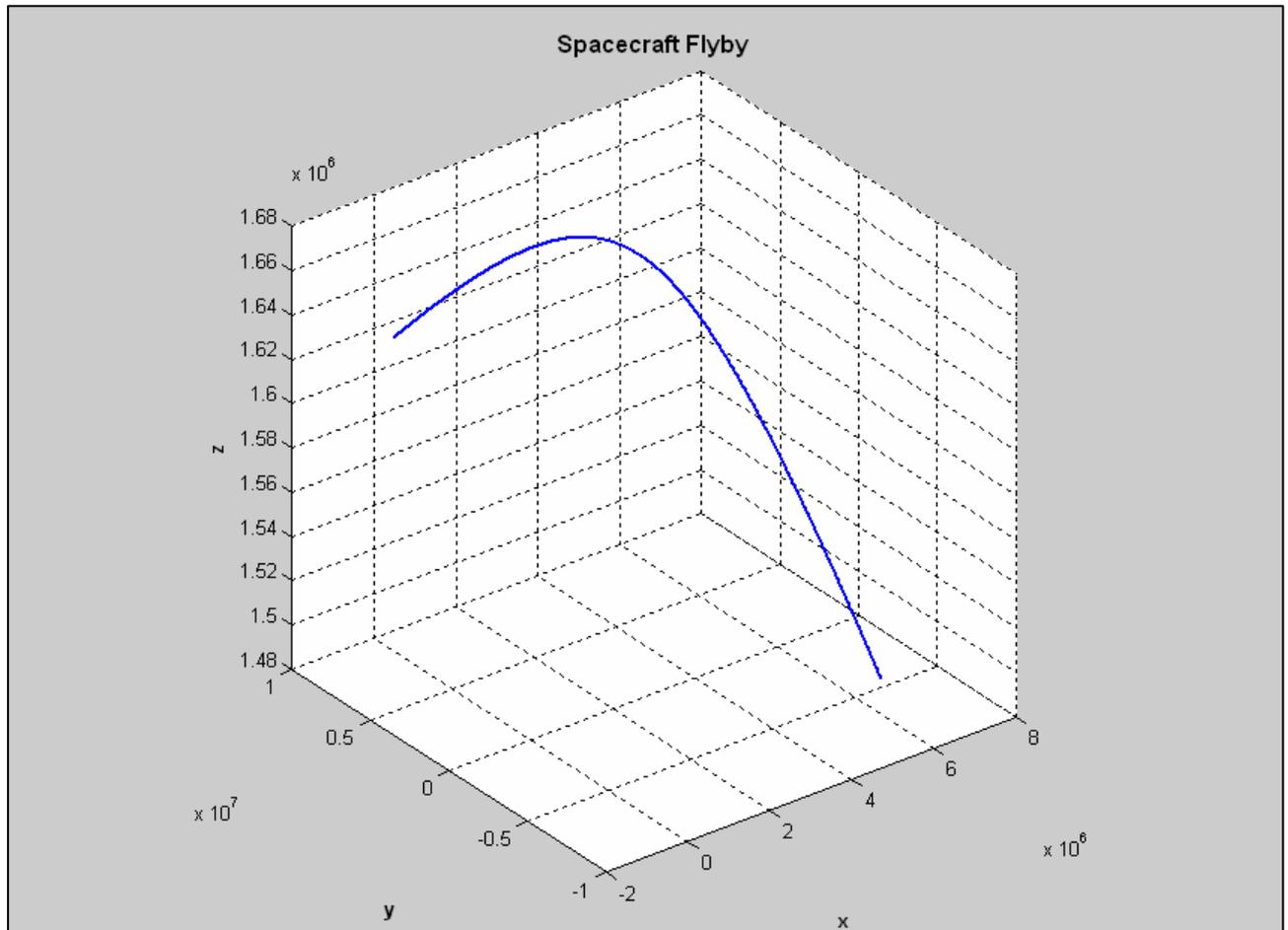


Fig. 9 – Flyby del satellite nel sistema di riferimento Titano

Ciò che bisogna fare, quindi, è cercare di generare un sistema di riferimento ausiliario in cui l'intera “orbita” del satellite (o la sua proiezione) sia contenuta in un singolo piano ( $xz$  od  $yz$ ). A tal scopo, si è pensato in prima analisi di sfruttare il sistema di coordinate satellite nella condizione di *closest approach*. Dal file contenente i dati inviati a Terra si sono scaricati, quindi, anche quelli relativi a:

- componente  $x$  del vettore direzione rappresentante l'asse  $x$  del sistema di coordinate spacecraft nel sistema J2000 (vettore  $x\_sc\_axis\_J2000\_x$ );
- componente  $y$  del vettore direzione rappresentante l'asse  $x$  del sistema di coordinate spacecraft nel sistema J2000 (vettore  $x\_sc\_axis\_J2000\_y$ );

- componente z del vettore direzione rappresentante l'asse x del sistema di coordinate spacecraft nel sistema J2000 (vettore  $x\_sc\_axis\_J2000\_z$ );
- componente x del vettore direzione rappresentante l'asse y del sistema di coordinate spacecraft nel sistema J2000 (vettore  $y\_sc\_axis\_J2000\_x$ );
- componente y del vettore direzione rappresentante l'asse y del sistema di coordinate spacecraft nel sistema J2000 (vettore  $y\_sc\_axis\_J2000\_y$ );
- componente z del vettore direzione rappresentante l'asse y del sistema di coordinate spacecraft nel sistema J2000 (vettore  $y\_sc\_axis\_J2000\_z$ );
- componente x del vettore direzione rappresentante l'asse z del sistema di coordinate spacecraft nel sistema J2000 (vettore  $z\_sc\_axis\_J2000\_x$ );
- componente y del vettore direzione rappresentante l'asse z del sistema di coordinate spacecraft nel sistema J2000 (vettore  $z\_sc\_axis\_J2000\_y$ );
- componente z del vettore direzione rappresentante l'asse z del sistema di coordinate spacecraft nel sistema J2000 (vettore  $z\_sc\_axis\_J2000\_z$ ).

Degli elementi di tali vettori, si è scelto quello relativo alla condizione di closest approach; l'indice è stato ottenuto facendo riferimento al vettore contenente lo *spacecraft radius* ( $SC\_radius = \text{Raggio medio di Titano} + \text{quota}$ ); da quest'ultimo vettore è stato estrapolato, naturalmente, l'indice relativo al valore minimo.

Da tali elementi, si sarebbe potuta costruire la seguente matrice di trasformazione per il passaggio delle coordinate dal sistema Titano a quello satellite:

$$\begin{bmatrix} x_{sc} \\ y_{sc} \\ z_{sc} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} sc\_x\_axis\_j2000\_x(i) & sc\_y\_axis\_j2000\_x(i) & sc\_z\_axis\_j2000\_x(i) \\ sc\_x\_axis\_j2000\_y(i) & sc\_y\_axis\_j2000\_y(i) & sc\_z\_axis\_j2000\_y(i) \\ sc\_x\_axis\_j2000\_z(i) & sc\_y\_axis\_j2000\_z(i) & sc\_z\_axis\_j2000\_z(i) \end{bmatrix}^{-1} \begin{bmatrix} x_{Ti\ tanus} \\ y_{Ti\ tanus} \\ z_{Ti\ tanus} \end{bmatrix}$$

in cui con "i" si è indicato l'indice relativo al closest approach.

La costruzione del susseguente sistema di riferimento, però, ha messo in luce che nemmeno in questo caso il piano xz (od equivalentemente un altro dei piani) conteneva il flyby: quindi si è dovuta scartare tale possibilità.

La seconda opzione è pervenuta osservando la traccia del flyby nel piano xy del sistema di riferimento Titano (in blu nell'immagine):

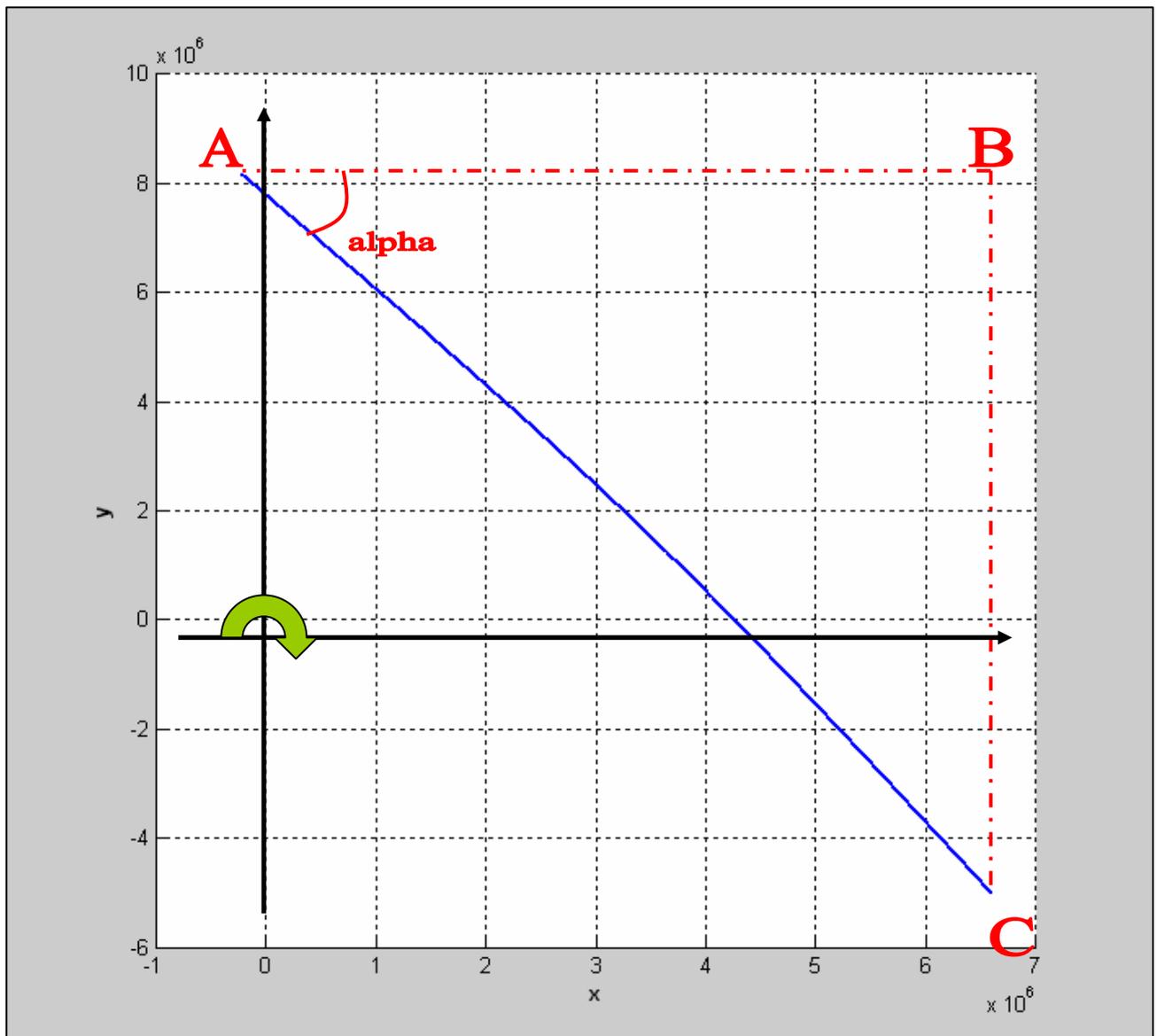


Fig. 10 – Traccia del flyby nel sistema di riferimento Titano

Ciò che si può notare è che si può ottenere un sistema di riferimento in cui in un piano (nello specifico xz) è presente il flyby semplicemente ruotando in senso orario il sistema Titano attorno all'asse z dell'angolo  $\alpha$  come mostrato in figura.

Avendo indicato con **C** la posizione del satellite all'inizio del flyby e con **A** quella finale, i lati **AB** e **BC** sono naturalmente pari a:

$$\begin{cases} \overline{AB} = x_C - x_A \\ \overline{BC} = y_A - y_C \end{cases}$$

da cui, l'angolo  $\alpha$  sarà uguale a:

$$\alpha = \operatorname{tg}^{-1}\left(\frac{\overline{BC}}{\overline{AB}}\right)$$

In questo caso, la matrice di trasformazione per poter passare i dati dal sistema J2000 a quello “ruotato” risulta essere la seguente:

$$\begin{bmatrix} x_{new} \\ y_{new} \\ z_{new} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos(-\alpha) & \sin(-\alpha) & 0 \\ -\sin(-\alpha) & \cos(-\alpha) & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x_{Ti \tan us} \\ y_{Ti \tan us} \\ z_{Ti \tan us} \end{bmatrix}$$

In questo modo, il flyby nel nuovo sistema di riferimento è (per tale immagine è stato usato il comando *axis equal*):

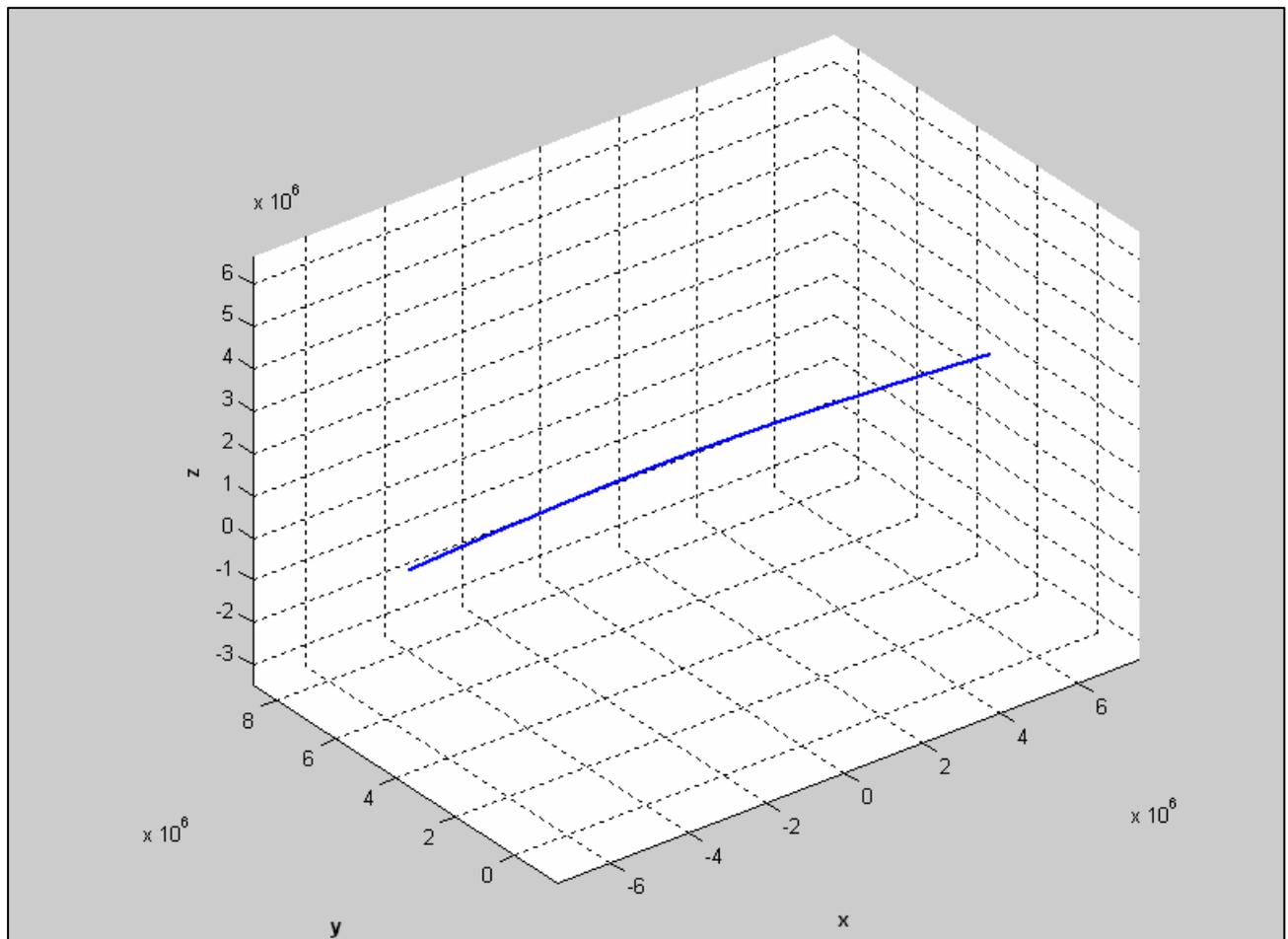


Fig. 11 – Flyby del satellite nel nuovo sistema di riferimento trasformato

Lo stesso flyby nel piano xz è, quindi (anche qui con il comando *axis equal*):

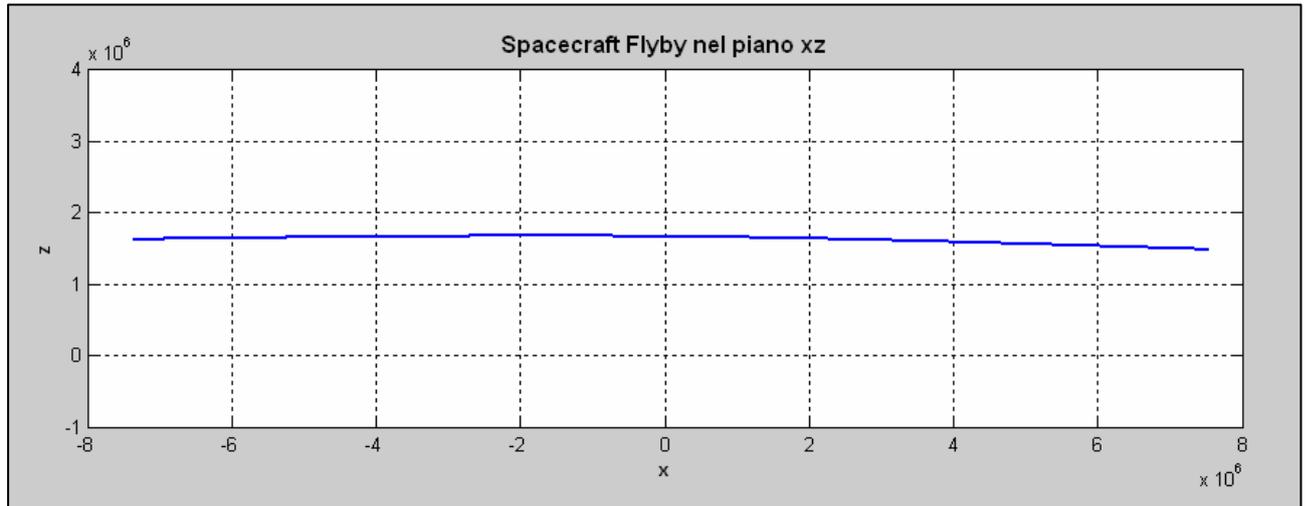
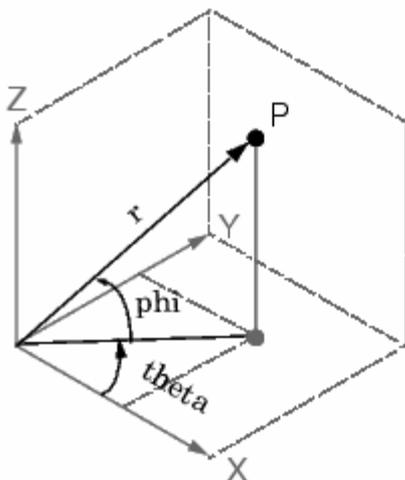


Fig. 12 – Flyby del satellite nel piano xz nel nuovo sistema di riferimento

Con tale sistema di riferimento, quindi, è possibile applicare la formulazione vista in precedenza per la determinazione del *delta-boresight*  $\Delta\beta$ .

Naturalmente, è necessario prima estrapolare la posizione del boresight. Quest'ultima, nei dati inviati, è posta in termini di latitudine e longitudine nel sistema J2000, ovvero è una serie di “punti” (centroide) sulla superficie di Titano: è necessaria, perciò, dapprima una trasformazione in coordinate cartesiane.

Ciò è ottenuta facendo uso del comando *sph2cart* che effettua il seguente passaggio al sistema cartesiano Titano:



$$\begin{aligned} x &= r \cdot \cos(\text{phi}) \cdot \cos(\text{theta}) \\ y &= r \cdot \cos(\text{phi}) \cdot \sin(\text{theta}) \\ z &= r \cdot \sin(\text{phi}) \end{aligned}$$

Fig. 13 – Passaggio al sistema di riferimento cartesiano

in cui con “phi” si individua il valore della latitudine, con “theta” quello della longitudine e con “r” il valore del raggio che nella fattispecie è quello medio di Titano, pari a 2575000 metri.

A questo punto, può essere applicata anche alle coordinate del centroide così trovate la matrice di trasformazione definita in precedenza.

Quindi, può essere ricavato lo squint angle (prima definito con  $\Delta\beta$ ) tramite la formulazione vista in precedenza (naturalmente, dato che il “segno” del  $\Delta\beta$  andava perso facendo il  $\cos^{-1}$ , si è poi usata una procedura che lo estrapolasse facendo riferimento alla posizione di closest approach):

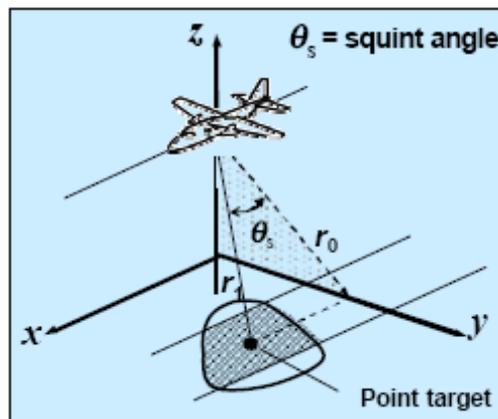


Fig. 14 – Squint angle

A partire dallo squint angle così ricavato, è direttamente calcolabile l’*azimuth frequency variation* tramite la:

$$f_{\alpha} = \frac{2V \sin(\theta_s)}{\lambda}$$

dove si è indicato con:

- ✓ V = velocità del satellite nel sistema di riferimento J2000 (calcolata precedentemente, come definito nel paragrafo 5);
- ✓  $\theta_s$  = squint angle;
- ✓  $\lambda$  = lunghezza d’onda.

Tale valore in frequenza può essere aggiunto nella fase di chirp reconstruction. Il valore di  $\Delta x$  per ogni “finestra” burst, invece, è direttamente ricavabile dalla:

$$x = \frac{\lambda R_0 f_a}{2V}$$

o, più semplicemente, dalla:

$$x = \sqrt{R^2 - R_0^2} \quad \text{con:} \quad R_0 = R \cos(\vartheta_s)$$

dove  $R_0$  è stato ricavato dallo squint angle  $\theta_s$  e da  $R$  (distanza satellite-centroide).

A valle della correzione effettuata, il risultato è apprezzabile e lo si può notare nell’immagine seguente (la prima immagine è relativa a quella dell’inizio del paragrafo 6, ovvero la figura 7, seconda è la rispettiva immagine “corretta”):

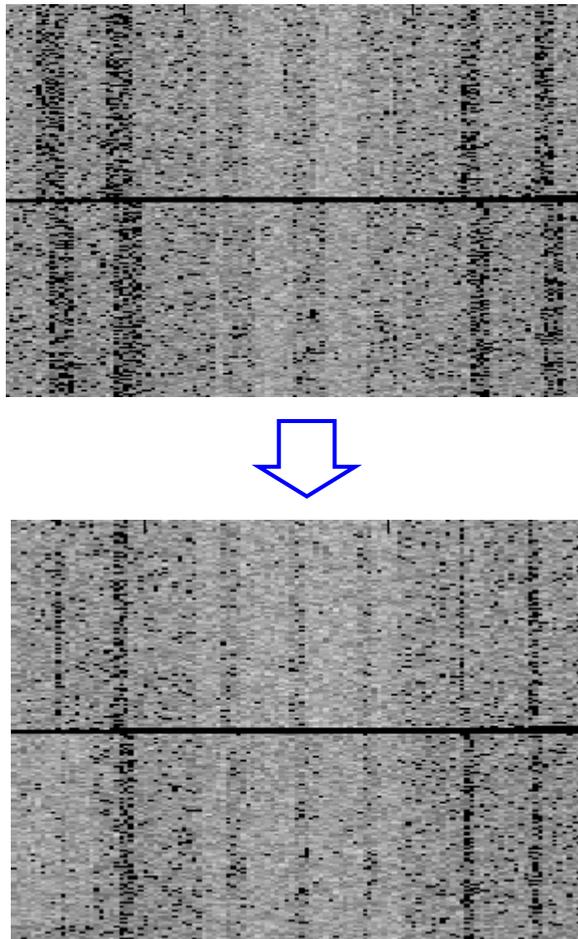


Fig. 15 – Effetto dell’azimuth correction

Le immagini presenti in questa pagina ed in quella seguente mostrano l'iter adottato per l'azimuth correction: la prima vede un run in cui si fa uso del solo beam 3 per ricavare e salvare in una opportuna directory (in generale quella corrente) la matrice di trasformazione; quella successiva, invece, mostra un diagramma simile a quello del paragrafo 5, con la differenza che qui, nella fase iniziale vi è il caricamento della matrice di trasformazione calcolata con il run suddetto ed in seguito tutte le operazioni definite in precedenza (applicazione della matrice, trasformazione delle variabili, ecc.).

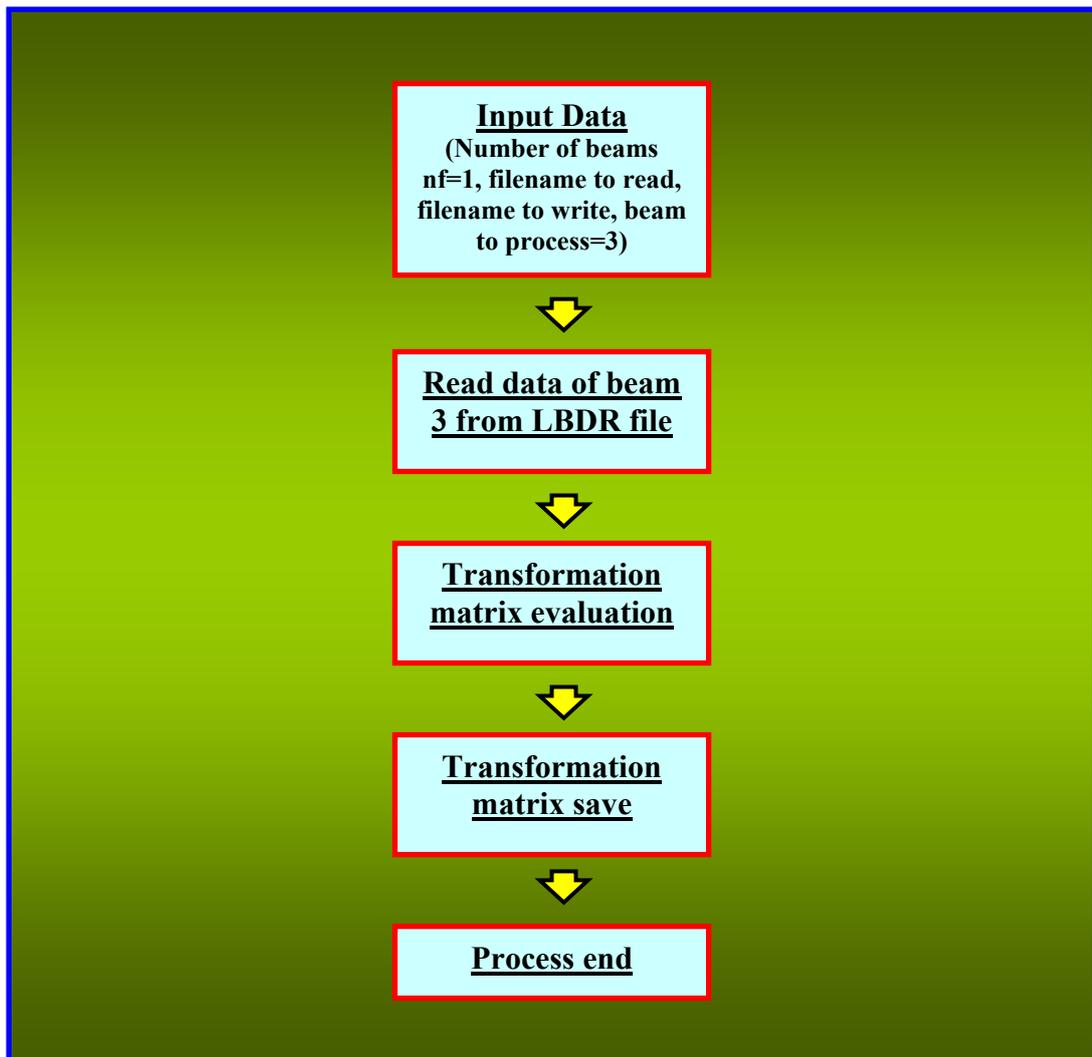


Fig. 16 – Calcolo e salvataggio della matrice di trasformazione

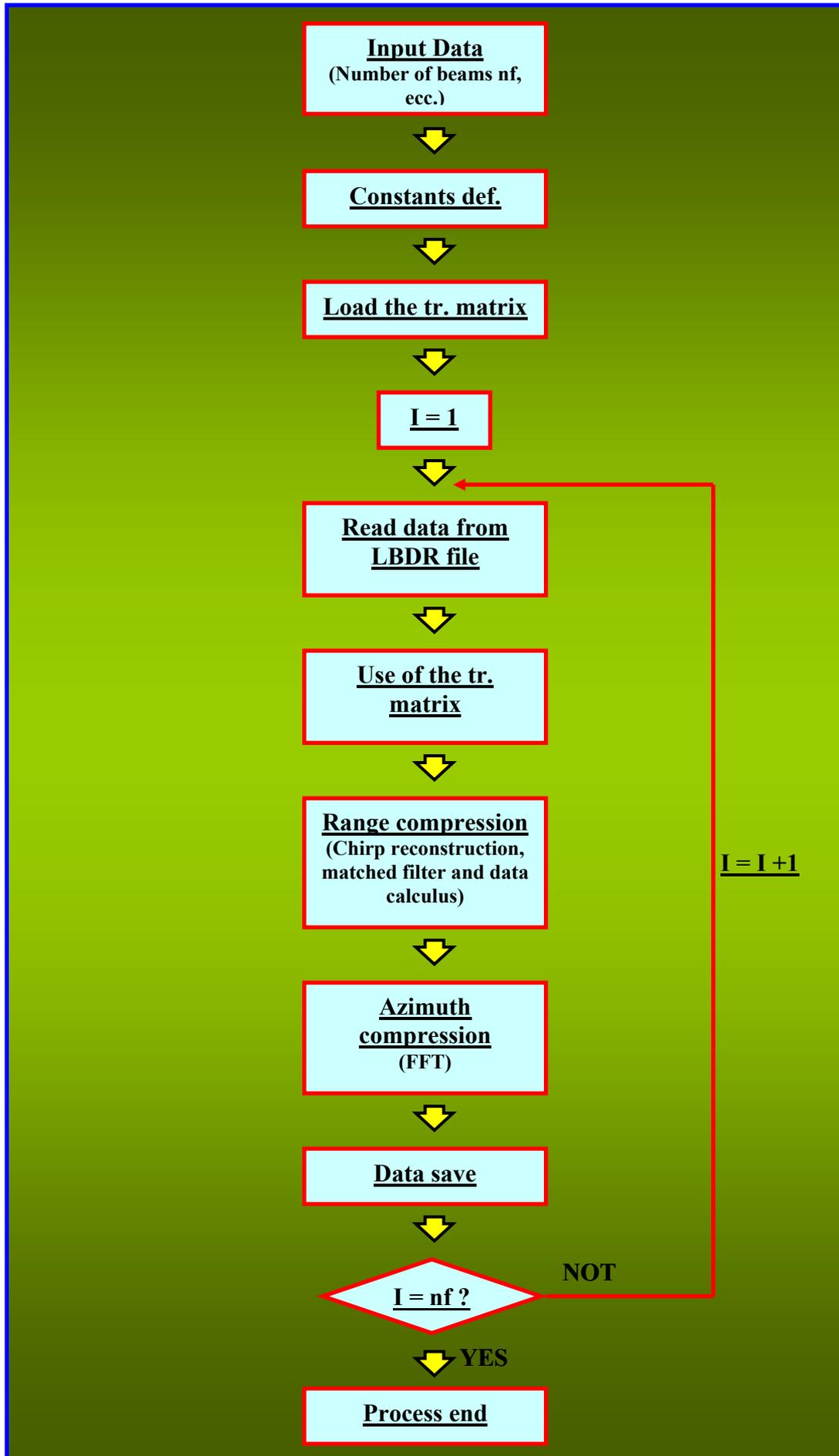


Fig. 17 – Block diagram del data processing fin qui descritto

## 7. Output data

Prima di passare all'esplicazione dell'ultima fase per la generazione dell'immagine, si vuole qui mostrare l'andamento di alcune importanti quantità che non necessitano di ulteriori steps. Nella fattispecie, ci si riferirà ai bursts che vanno dal **550** al **601** (questo perché, come sarà citato anche successivamente, dall'analisi effettuata l'immagine relativa alla regione "compresa" in tale range presenta dei "contrastati" che ben permettono la distinzione di alcune zone sulla superficie di Titano, ovvero dei laghi).

In tale contesto, la prima grandezza che si è plottata è stata l'angolo di off-nadir ( $\theta_{\text{off-nadir}}$ ), ovvero quello compreso tra la direzione di nadir ed il boresight:

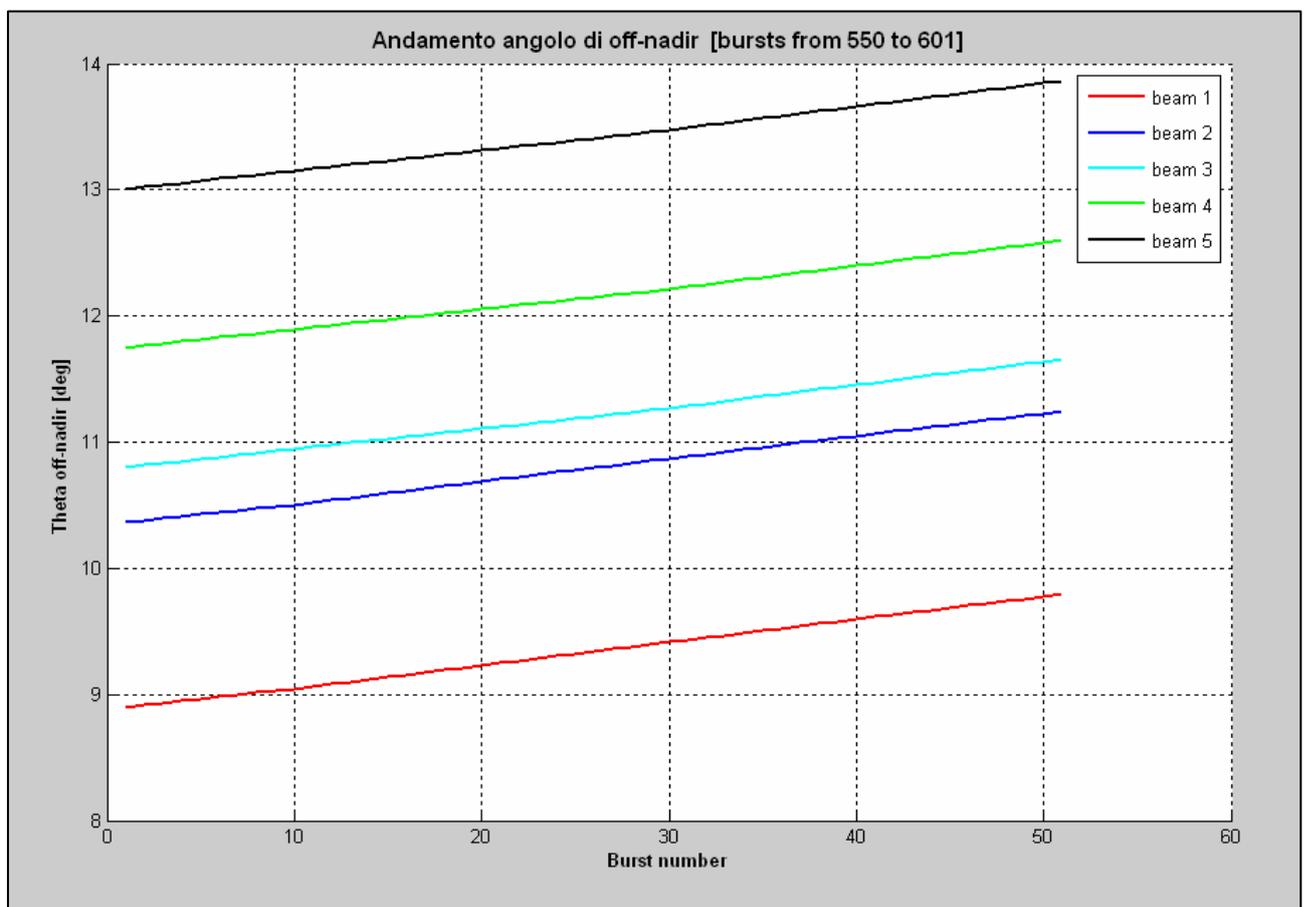


Fig. 18 – Andamento dell'off-nadir angle relativo ai bursts 550 - 601

Tali valori sono stati ottenuti a partire dall'incidence angle  $\theta$  (letto dai LBDR data), ovvero l'angolo compreso tra il beam boresight incidente sulla superficie di Titano e la perpendicolare al punto d'incidenza stesso, ovvero:

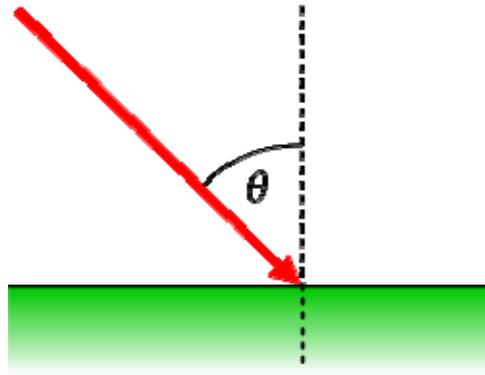


Fig. 19 – Incidence angle

Per una superficie sferica (Titano, si ricorda, è stato approssimato come sferico), si può dimostrare che la suddetta relazione è:

$$\vartheta_{\text{off-nadir}} = \sin^{-1} \left[ \frac{\sin(\vartheta) \cdot R_{\text{Titanus}}}{SC_{\text{radius}}} \right]$$

dove:

- ✓  $\theta$  = incidence angle;
- ✓  $R_{\text{Titanus}}$  = valore medio del raggio di Titano (2575000 metri);
- ✓  $SC_{\text{radius}}$  = spacecraft radius, ovvero la somma tra il raggio medio di Titano e la quota del satellite, ricavato dalle componenti x, y e z ( $sc\_j2000\_x$ ,  $sc\_j2000\_y$ ,  $sc\_j2000\_z$ ) della posizione dell'orbiter nel sistema di riferimento J2000 lette dal file LBDR come, ovviamente:

$$SC_{\text{radius}} = \sqrt{(sc\_j2000\_x)^2 + (sc\_j2000\_y)^2 + (sc\_j2000\_z)^2}$$

Come si può denotare dalla figura 18, in questa fase c'è un aumento dell'angolo di off-nadir (naturalmente proporzionale per i 5 beams): come ci si aspettava, ovviamente, si sono ottenuti dei valori minimi per il nearest beam (il primo) e man mano sempre maggiori per gli altri 4 beams.

In relazione alla grandezza identificata dalla formula precedente, si va qui di seguito a mostrare l'andamento dello spacecraft radius, nonché della quota del satellite nel burst interval preso in considerazione:

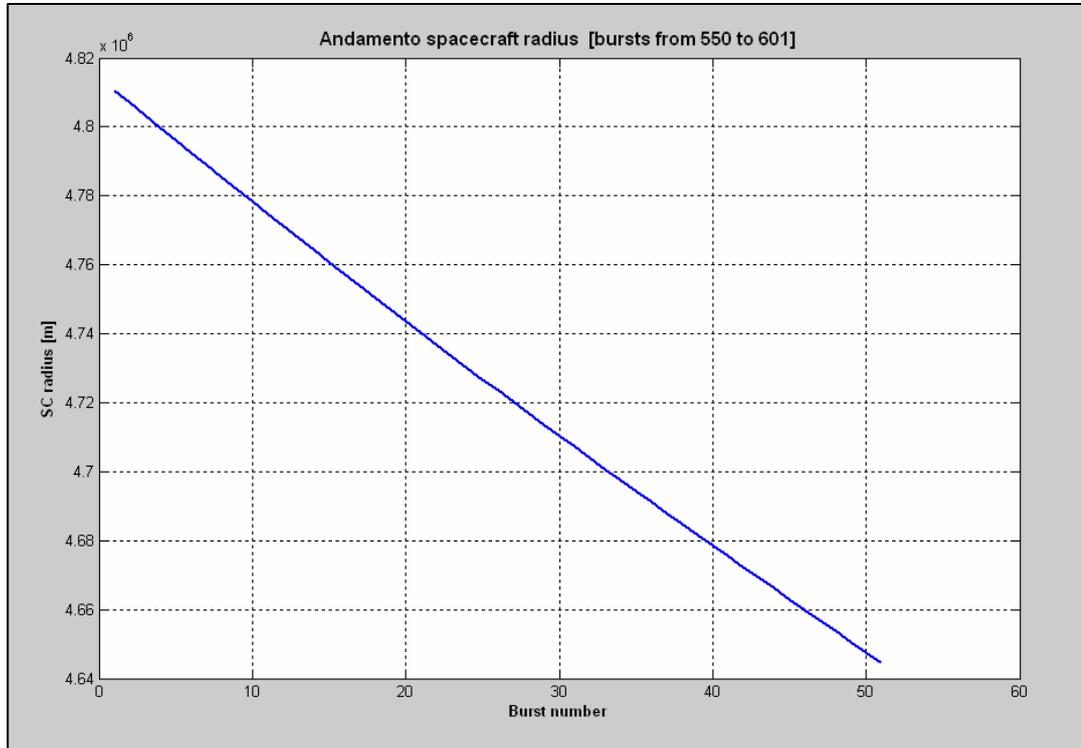


Fig. 20 – Andamento dello spacecraft radius relativo ai bursts 550 - 601

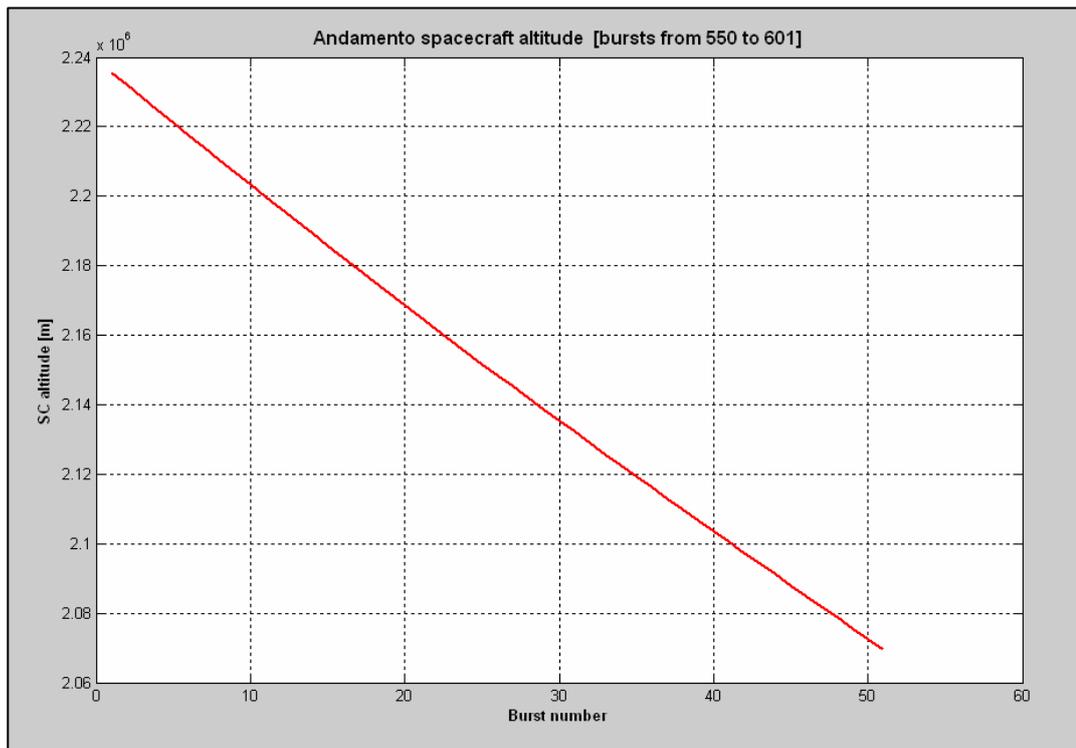


Fig. 21 – Andamento della spacecraft altitude relativa ai bursts 550 - 601

Nell'immagine successiva, invece, è plottato l'andamento della velocità del satellite sia nell'intervallo d'interesse che relativo a tutto il flyby:

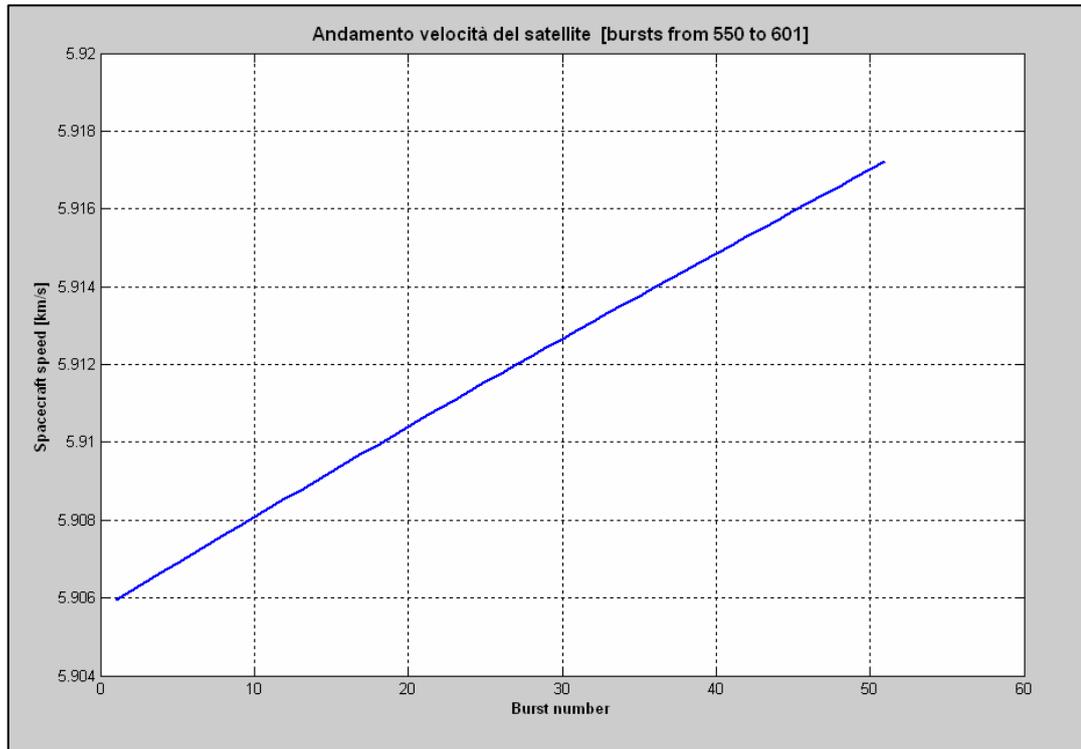


Fig. 22 – Andamento della spacecraft speed relativa ai bursts 550 - 601

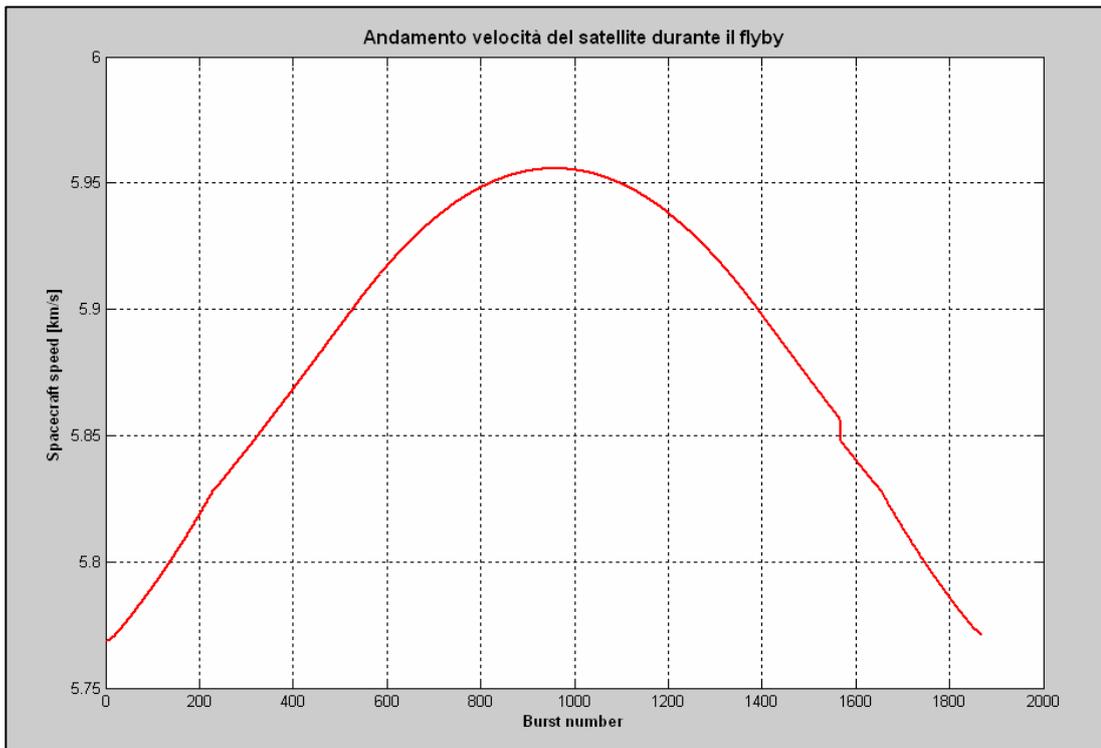


Fig. 23 – Andamento della spacecraft speed durante tutto il flyby

Anche in questo caso la velocità del satellite è stata ottenuta tramite le tre componenti x, y, e z (`j2000_sc_vel_x`, `j2000_sc_vel_y`, `j2000_sc_vel_z`) lette dal file LBDR naturalmente come:

$$J2000\_SC\_VEL = \sqrt{(j2000\_sc\_vel\_x)^2 + (j2000\_sc\_vel\_y)^2 + (j2000\_sc\_vel\_z)^2}$$

Dalla figura 23 si denota, come ci si aspetta, che il valore massimo di velocità è relativo a metà flyby, ovvero alla condizione di closest approach.

L'immagine seguente, mostra l'andamento del gain (i valori che ivi si ottengono non sono calibrati, perciò rappresentano fondamentalmente dei "numeri"):

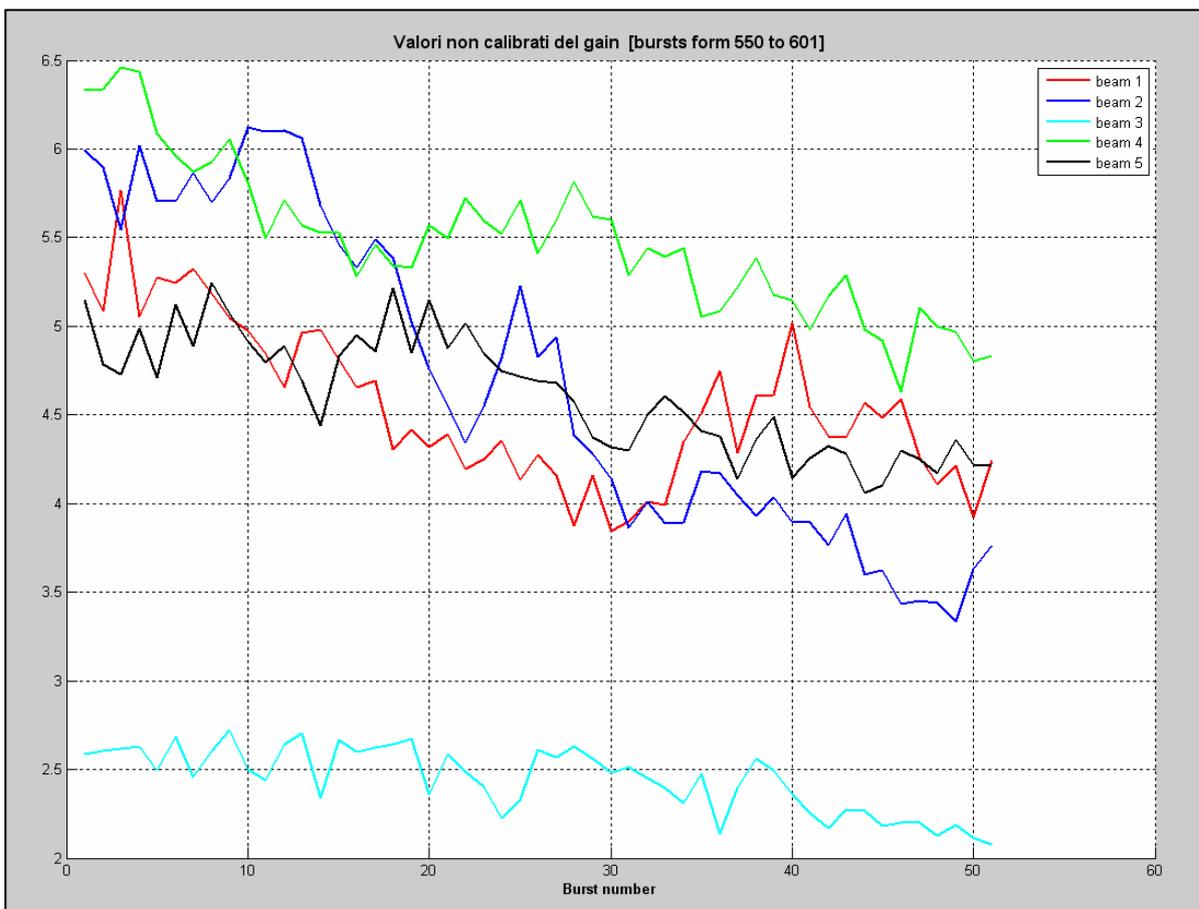


Fig. 24 – Andamento del gain non calibrato

Le due immagini successive, invece, si riferiscono all'andamento dello squint angle relativo a tutto il flyby ed al range di bursts studiato:

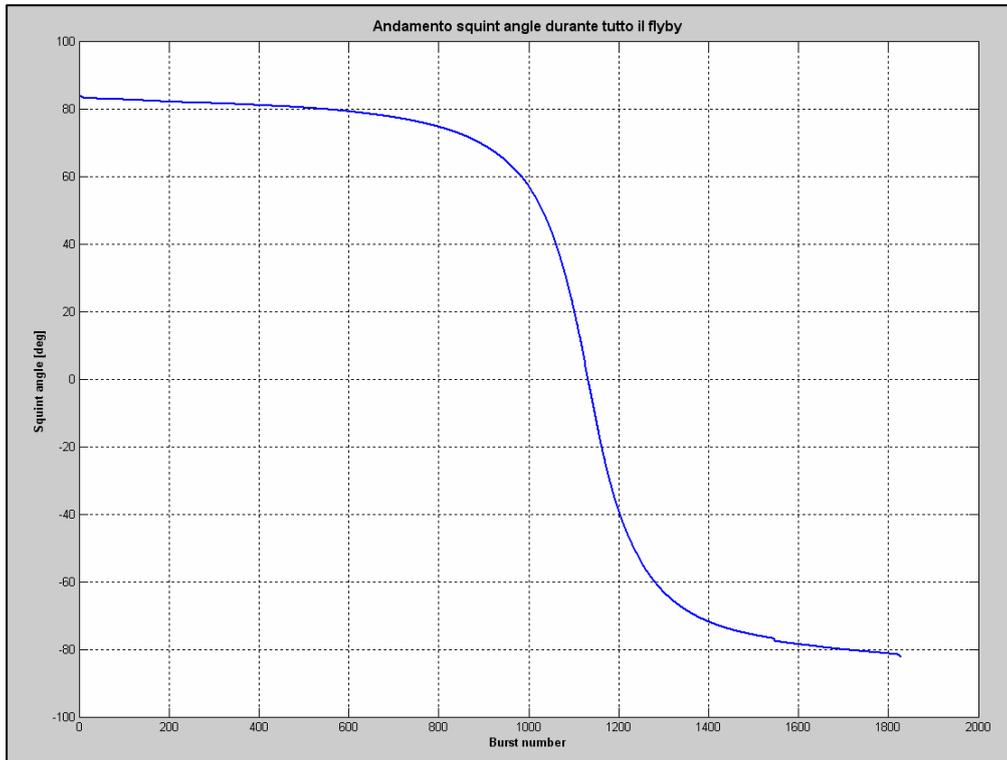


Fig. 25 – Andamento dello squint angle durante tutto il flyby

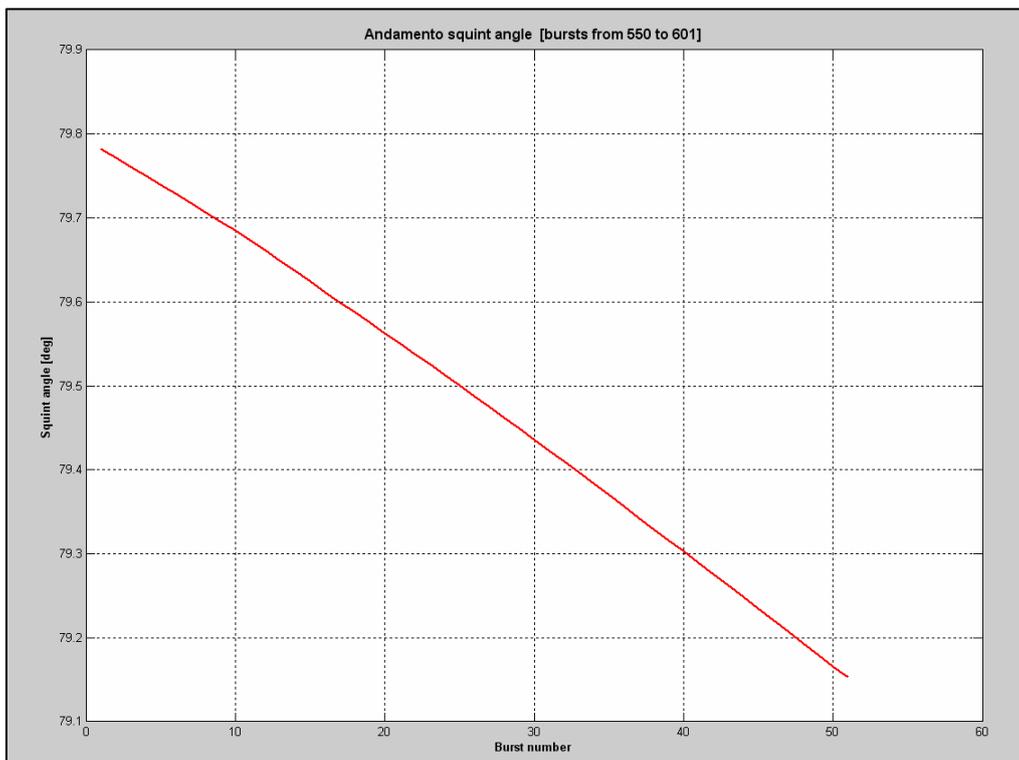


Fig. 26 – Andamento dello squint angle relativo ai bursts 550 - 601

Nelle figure seguenti, si mostrano due fasi del “centramento” (cfr. paragrafo 5) di un burst (il primo dell’analisi, ovvero il 550):

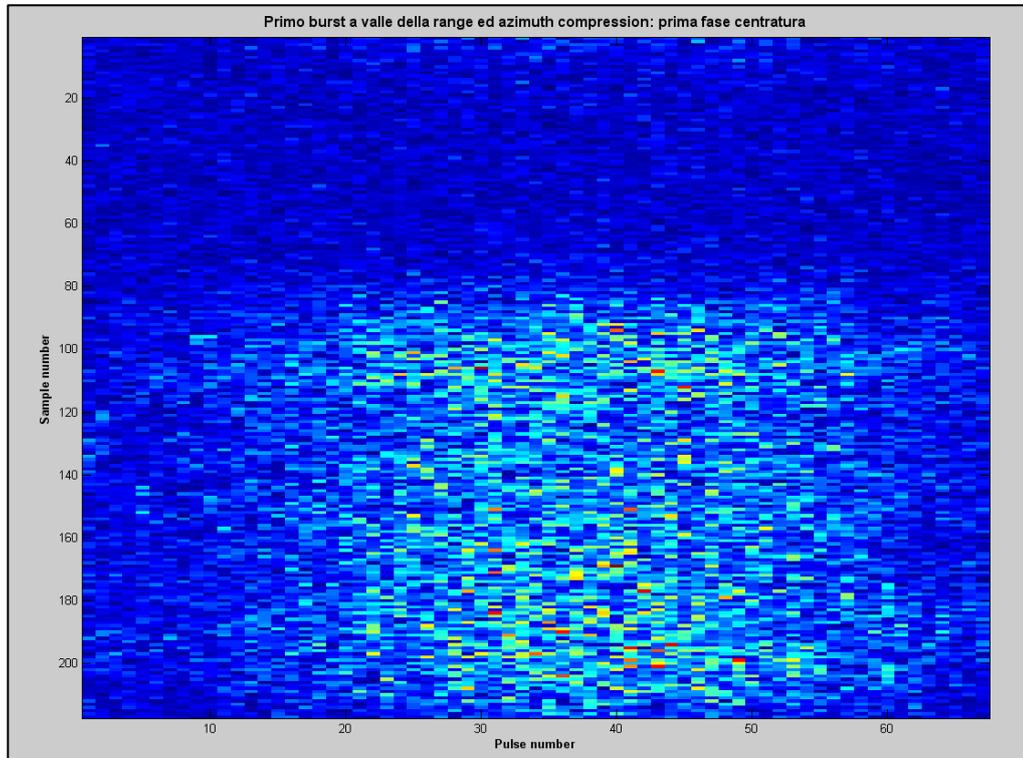


Fig. 27 – Prima fase “centratura” del burst 550

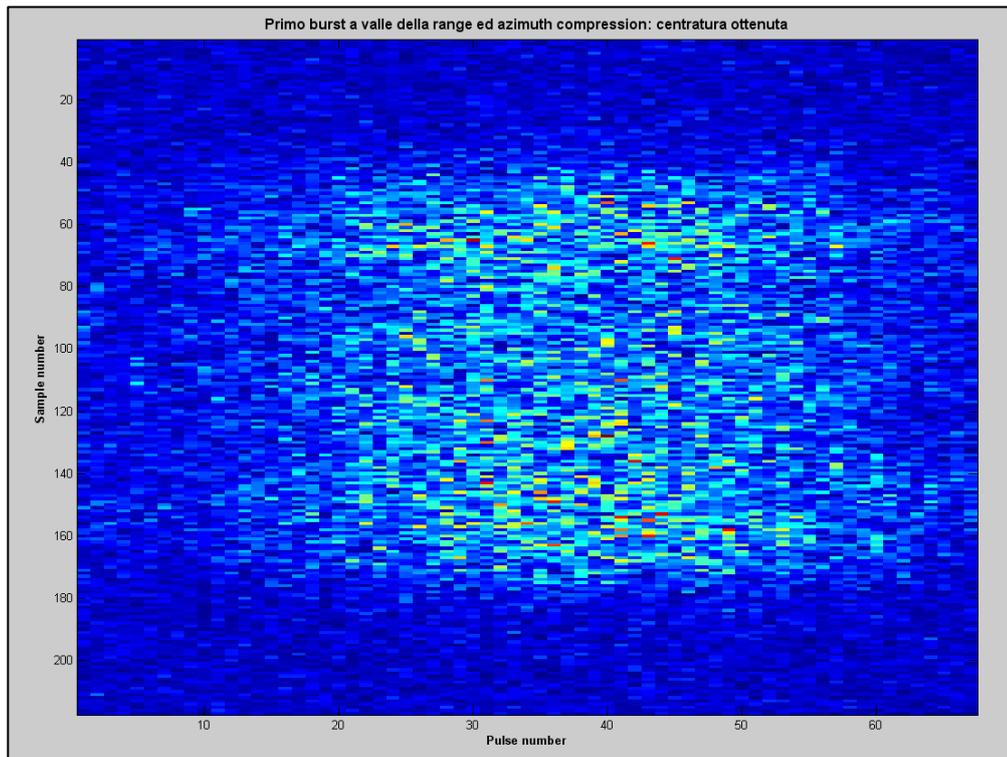


Fig. 28 – Ultima fase “centratura” del burst 550

## 8. BIDR data

Al fine di poter effettuare una ricostruzione dell'immagine SAR, l'ultimo step è stato l'uso di BIDR (Basic Image Data Records) data files: tramite l'analisi fin qui descritta, infatti, non si era riusciti a giungere ad un risultato apprezzabile. Usando questi ultimi si può effettuare la suddetta ricostruzione relativa ad un flyby in quanto contengono output data elaborati al JPL. Infatti, per poter passare dal raw output ottenuto a valori di  $\sigma_0$  (backscatter cross-section normalizzata) al fine di generare l'immagine, è necessaria una calibrazione; quest'ultima può essere ottenuta effettuando il prodotto di convoluzione tra i dati ed un parametro definito come *x factor* (naturalmente, ragionando nel dominio delle frequenze, tale operazione si riduce ad un più semplice prodotto). [13]

Tale parametro è collegato all'equazione radar, a delle stime da scansioni solari radiometriche, alle effemeridi<sup>6</sup> planetarie e legate allo SC, nonché a misure di calibrazione strumentali pre-lancio e post-lancio. Quello che è stato quindi necessario fare, è risultata essere l'associazione di tali parametri dal file BIDR (e quindi delle  $\sigma_0$  in esso contenute) con i relativi bursts LBDR: in particolar modo, si sono utilizzati i dati di longitudine e latitudine di ciascun pixel costituente l'immagine SAR. [14]

La cosa fondamentale, infatti, è stata l'associazione dei valori di latitudine e longitudine di ciascun burst ottenibili dal file LBDR con quelli relativi alla creazione dell'immagine tramite i BIDR data: in questo modo, si può collegare direttamente quello che si ottiene dall'elaborazione di un certo range di bursts tramite l'iter spiegato nei paragrafi precedenti con il relativo x factor (ovvero  $\sigma_0$ ), e quindi ottenere l'immagine SAR. Tale "associazione" è stata effettuata tramite un ulteriore script Matlab.

Gli steps di tale programma possono essere così riassunti:

- 1) lettura dei 3 BIDR files (longitudine, latitudine ed X, o, meglio,  $\sigma_0$ ) tramite una function esterna;

---

<sup>6</sup> Le effemeridi (dalla parola greca *ephemeros* = giornaliero) sono tabelle che contengono dati precisi riguardo alla posizione, nel corso di un particolare intervallo di tempo, di corpi celesti naturali quali il Sole, la Luna, i pianeti, le comete ed i satelliti artificiali.

- 2) creazione e salvataggio di matrici contenenti i valori letti, in maniera tale da poter ottenere delle immagini anche in runs successivi senza dover andar a ripetere l'operazione di estrazione dati; la figura seguente mostra la finestra di selezione della directory in cui salvare i dati (comando *uigetdir*):



Fig. 29 – Window di selezione directory

- 3) selezione del range di bursts da processare, del file da cui acquisire i dati LBDR e susseguente lettura dal suddetto file:



Fig. 30 – Lettura da file LBDR

- 4) caricamento della matrice dei dati BIDR creata allo step 1 (o, comunque, in un run precedente);

- 5) estrazione dei dati di longitudine, latitudine e  $\sigma_0$  dalla matrice dati BIDR relativi al range di coordinate definito dalla lettura dei bursts LBDR; anche in questo caso si sono utilizzate delle waitbar per informare l'utente dello stato di avanzamento del processo, come mostrato nella figura successiva:

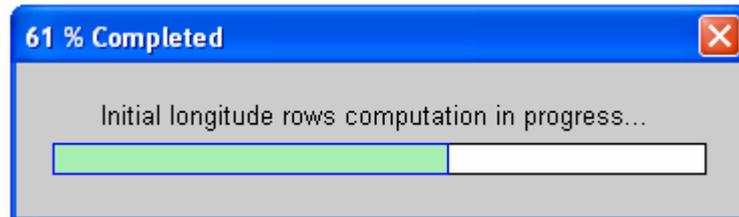


Fig. 31 – Waitbar di stato di avanzamento del processing

- 6) selezione di alcune proprietà dell'immagine (comando *axesm*):

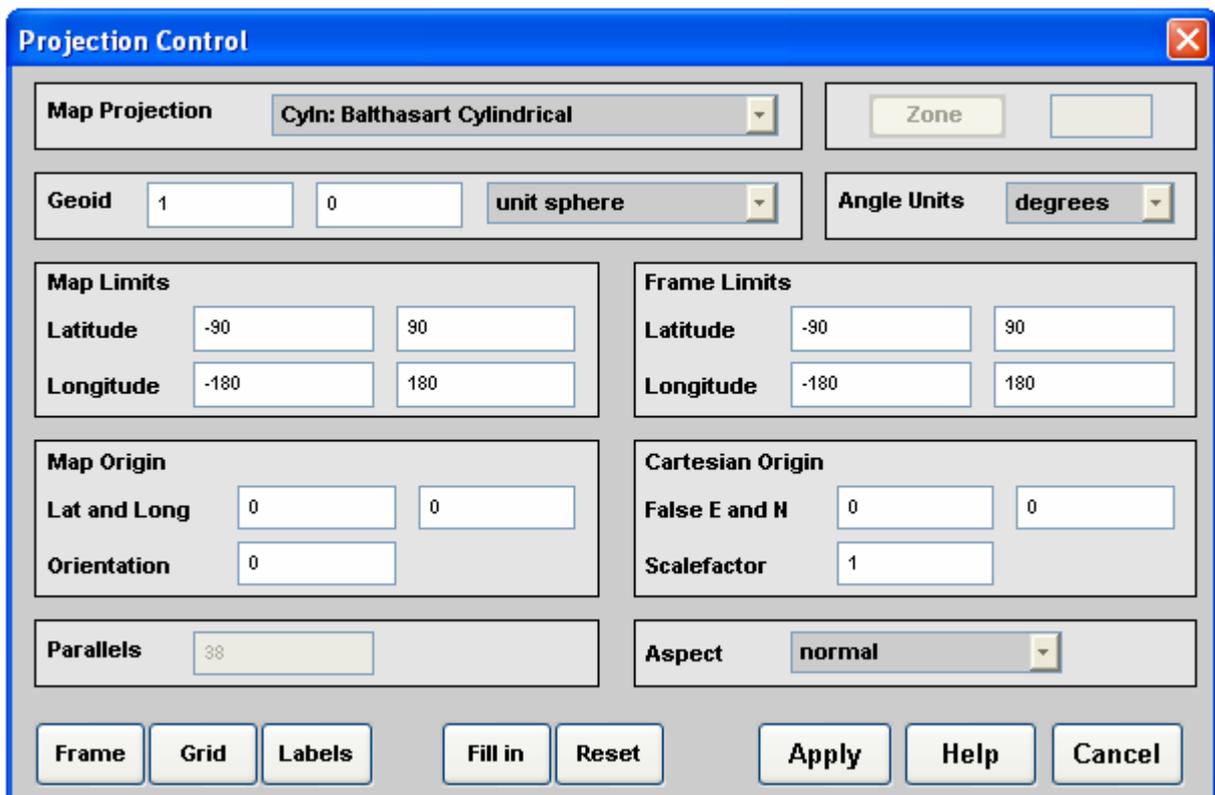
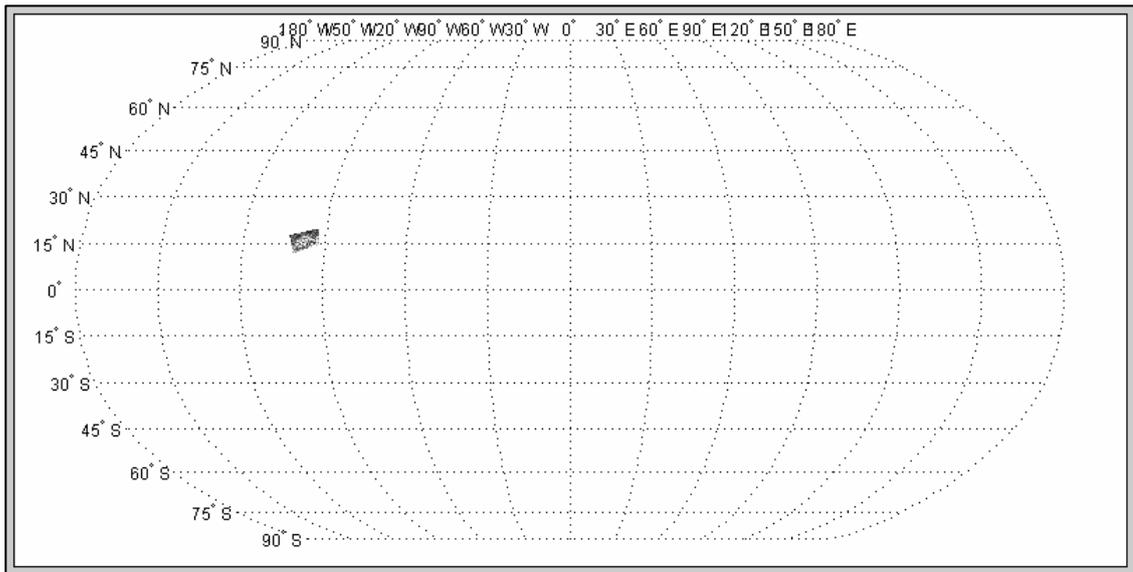


Fig. 32 – Window per la selezione di alcune proprietà grafiche

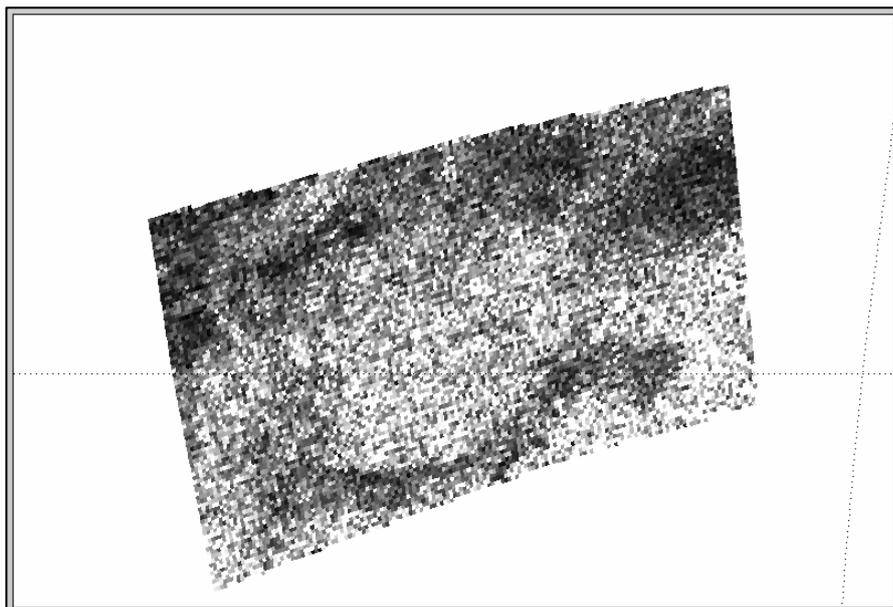
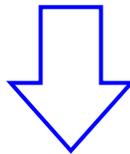
Si ricorda qui che, per completezza, nell'Appendice A è riportato l'algoritmo Matlab per l'associazione dei file LBDR – BIDR.

## 9. SAR image

Conseguentemente alla selezione delle map properties, viene creata l'immagine; nelle figure della pagina seguente è presentata l'immagine SAR relativa alla porzione di flyby del t3 sia nell'intero sistema di riferimento sferico (Titano) sia sotto forma di zoom:



*Fig. 33 – Immagine SAR relativa al t3*



*Fig. 34 – Zoom dell'immagine SAR relativa al t3*

Come si può denotare dalle immagini, ci sono delle zone ad elevato contrasto. Quelle strutture scure che si osservano sono tipiche di zone dove sussiste una elevata riflessione (si parla, infatti, di riflessione “speculare”) dell’energia incidente, e rappresentano, quindi, dei laghi.

La figura seguente mostra un esempio di “scala dei grigi” relativa al processo di formazione di un’immagine radar (ovviamente, l’esempio qui mostrato si riferisce alla generazione di un’immagine terrestre):

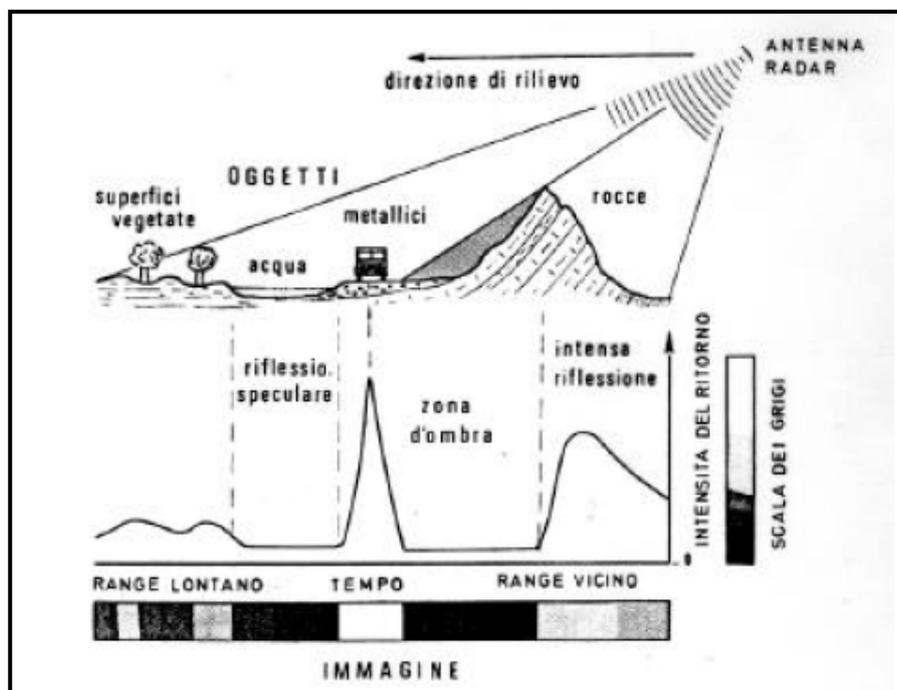


Fig. 35 – Esempio di processo di formazione di un’immagine radar

## 10. Validazione dell'immagine SAR

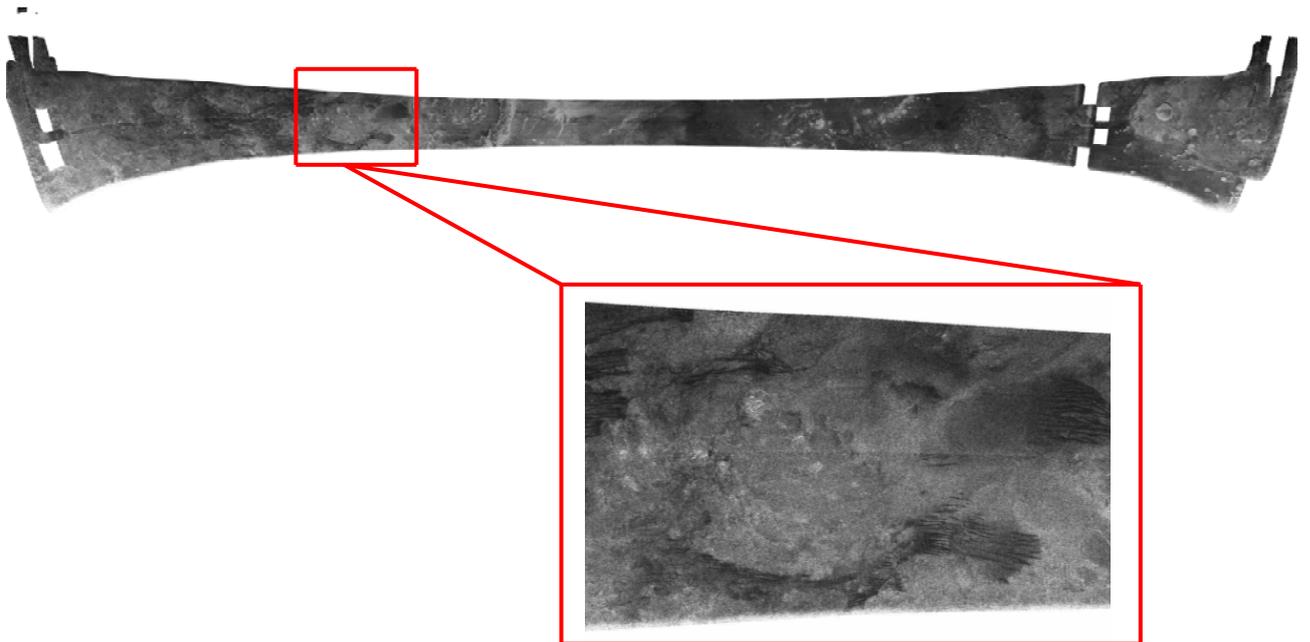
A conclusione del presente lavoro, si è confrontata la porzione d'immagine SAR ottenuta con l'immagine relativa al t3 "full resolution" elaborata al JPL (si ricorda che il flyby t3 è avvenuto il 15/02/2005, quindi i dati che si vanno ad utilizzare per la validazione rappresentano dei "final results").

Il t3 mostrato di seguito rappresenta la suddetta immagine full resolution elaborata al Jet Propulsion Laboratory:

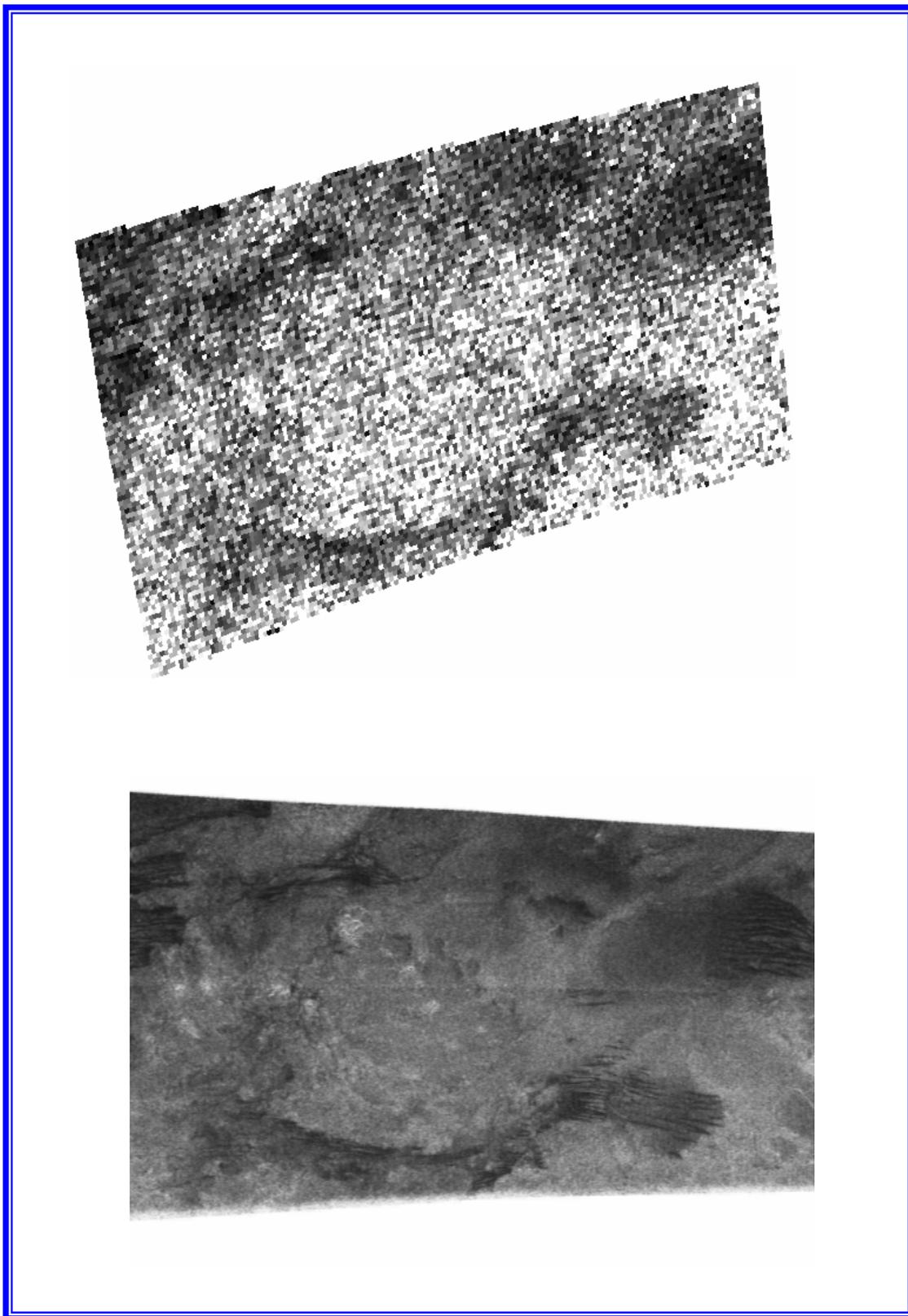


*Fig. 36 – T3 flyby full resolution (JPL)*

Da questa figura, si può scorgere la presenza dell'immagine ottenuta, il che valida il lavoro svolto. La figura successiva mostra un ingrandimento di tale zona, mentre nella pagina seguente si confronta tale zoom con il risultato ottenuto tramite l'iter sin qui descritto:



*Fig. 37 – Zoom sulla zona dell'immagine JPL relativa all'elaborazione effettuata*



*Fig. 38 – Confronto tra l'immagine ottenuta e quella JPL*

---

# Capitolo VII

---

## ➤ Capitolo VII: Conclusioni

---

L'analisi svolta, ha cercato di ricostruire un'immagine SAR del satellite saturniano Titano con una buona risoluzione tramite un iter programmatico che si è costituito di differenti steps atti alla risoluzione di diverse problematiche. Naturalmente, è stato dapprima opportuno offrire un'analisi del background entro il quale si operava, questo per poter comprendere, in seguito, le opportune operazioni da effettuare: ovviamente, ciò si è tradotto sia in una descrizione della missione Cassini-Huygens, sia in uno studio più approfondito riguardo la teoria che è alla base del funzionamento dei radar (ed, in particolare, dei SAR), riferendosi, poi, con maggiore attenzione al sistema montato a bordo dell'orbiter Cassini.

Si è visto come, a valle dell'estrazione dati di input (peraltro, fase quest'ultima abbastanza lunga), sia stata necessaria, per ogni burst, la ricostruzione del segnale chirp, che rappresenta l'unico tipo di segnale che, ad oggi, può essere utilizzato per le applicazioni SAR.

Si è dapprima discusso, e poi applicato tramite una traduzione in stringhe di comando, l'utilizzo di una range compression tramite una correlazione con un filtro adattato e susseguentemente di una azimuth compression, ovvero dell'applicazione di una Fast Fourier Transform (nonché di un ancora successivo "centramento" bursts).

Si è resa, in seguito, necessaria una correzione in range ed, in particolar modo, in azimuth, a causa della dinamica orbitale del satellite Cassini che andava ad influire sulla formazione dell'immagine: varie analisi hanno portato in luce come la costruzione e l'utilizzo di un opportuno sistema di riferimento permettesse di effettuare un adeguato centroid tracking e, quindi, di apportare delle apprezzabili correzioni.

Tali steps, hanno permesso l'estrazione di una prima serie di dati di output. Ma, per il SAR imaging, è stato necessario ricorrere ad un'associazione di fattori di calibrazione con i "raw counts" che erano stati ottenuti. Qui, perciò, è nata la necessità di costruire un nuovo algoritmo capace di collegare i bursts con i relativi valori di tale fattore moltiplicativo calcolati al JPL. A tale scopo, si è utilizzata l'informazione di longitudine e latitudine che era a disposizione sia per i bursts sia per tali fattori  $\times$  (ovvero per le backscatter cross-section normalizzate  $\sigma_0$ ).

Il risultato di tale operazione è stata l'immagine SAR di una porzione del flyby che si stava analizzando: il confronto con quella ottenuta al Jet Propulsion Laboratory ha validato, quindi, l'output ottenuto.

Comunque, dall'analisi effettuata, si è denotato come il lavoro svolto offre le basi per un successivo sviluppo dello stesso: di certo, un'opportuna fase di ricerca potrà garantire le fondamenta per l'autonoma generazione ed applicazione del suddetto fattore di calibrazione, con un conseguente guadagno dei tempi di calcolo data dall'assenza dell'estrazione di quest'ultimo dai files JPL. Ed è proprio questo un altro dei punti focali legati allo sviluppo del presente lavoro: si è visto, infatti, che a causa della pesantezza computazionale, nonostante alcune soluzioni adoperate, si ha comunque l'impossibilità di provare a ricostruire l'intera immagine SAR, il che limita l'analisi a "porzioni" di essa. A meno di ulteriori cambiamenti dal punto di vista software, l'unica soluzione possibile sembra ad oggi l'utilizzo di hardware più potenti, magari con realizzazioni cluster.

---

# Appendice A

---

## ➤ Appendice A: Algoritmo Matlab per il BIDR SAR Imaging

---

```

% To extract and plot selected BIDR (linked to the latitude and longitude
% of the bursts read from the LBDR file)

clear all
close all
clc

% Select the C:\...\CASPAD\TA folder:
x=uigetdir('D:\Cassini\CASPAD\T3','Select the C:\...\CASPAD\TA folder');

% Select if read first the BIDR files:
button=questdlg('Do you want to read the BIDR files?','Select initial action','Yes','Not','Yes');
if button=='Yes'
% Create the cluster (s) through the data_gui:
q=data_gui(x,'T3'); % Here use an external function
uiwait(q);
end

clc

% Records to be processed:
prompt={'Record Start:','Record End:'};
dlg_title='Input Bursts Corresponding To The BIDR';
num_lines=1;
default={'1','20'};
answer=inputdlg(prompt,dlg_title,num_lines,default);
answer=str2double(answer);
record_start=abs(answer(1));
record_end=abs(answer(2));

% Select file to read:
[filename,pathName]=uigetfile('*.dat');
filename=filename(1:length(filename)-4);

g=msgbox('Reading Cassini data file...','help');

% Read Cassini file.txt:

```

```

i_str=strfind(filename,'#');
i_beam=str2num(filename(i_str+1));
Nradar=32768;          % length of record (byte floating point values)
fid_dat=fopen(strcat(pathName,filename,'.dat'),'r','l');
%
% ...now read from file (use external function):
rec_echo=zeros(record_end-record_start+1,Nradar);
    [rec_echo,activity,calibration,burst_id,radar_data_length,sample_freq,chirp_time_step,...
     num_chirp_steps,chirp_length,chirp_freq_step,PRI,chirp_start_freq,number_of_pulses,...
     rx_window_delay,sc_j2000_x,sc_j2000_y,sc_j2000_z,rx_effective_pulse,...
     act_centroid_longitude,act_centroid_latitude,reference_SC_clock,burst_time,...
     time_from_closest_approach,transmit_time_offset,SC_clock,ephemeris_time,...
     J2000_sc_vel_x,J2000_sc_vel_y,J2000_sc_vel_z,...
     TGT_sc_vel_x,TGT_sc_vel_y,TGT_sc_vel_z,incidence_angle,azimuth_angle,...
     active_geometry_time_offset,beam_mask,time_from_epoch,x_sc_axis_J2000_x,...
     y_sc_axis_J2000_x,z_sc_axis_J2000_x,x_sc_axis_J2000_y,y_sc_axis_J2000_y,...
     z_sc_axis_J2000_y,x_sc_axis_J2000_z,y_sc_axis_J2000_z,z_sc_axis_J2000_z]=...
     leggi_file_cassini_SAR(strcat(pathName,filename),record_start,record_end);

close(g);

clc

% Coordinates limits to use:
initial_lon=int16(act_centroid_longitude(record_start));
final_lon=int16(act_centroid_longitude(record_end));

% Load file (T3_SAR_ref_16_ppd.mat created with the data_gui):
load([x,'\mt.dataset\data\T3_SAR_ref_16_ppd.mat']);

% Extract from the cluster:
im=s.image;
lon=360-s.longitude;
lat=s.latitude;
im=imadjust(s.image);
im(find(im==min(min(im))))=NaN;
clc

% Calculate the max index to use:
dimensions=size(s.longitude);

```

```

% Find the rows containing a value of longitude equal to initial_lon (the
% value at the first burst):
h=waitbar(0,'Initial longitude rows computation in progress...','WindowStyle','modal');
ph=findobj(h,'type','patch');
set(ph,'FaceColor',[169 239 177]/256,'EdgeColor','b');
kk=0;
for i=1:dimensions(1)
    for j=1:dimensions(2)
        if int16(s.longitude(i,j))=initial_lon
            kk=kk+1;
            j_indextarget_in(kk)=j;
            i_indextarget_in(kk)=i;
        end
    end
    set(h,'name',strcat(num2str(round((i/dimensions(1)*100))),'% Completed'))
    waitbar(i/dimensions(1));
end
close(h);

% Find the rows containing a value of longitude equal to final_lon (the
% value at the last burst):
h=waitbar(0,'Final longitude rows computation in progress...','WindowStyle','modal');
ph=findobj(h,'type','patch');
set(ph,'FaceColor',[169 239 177]/256,'EdgeColor','b');
pp=0;
for i=1:dimensions(1)
    for j=1:dimensions(2)
        if int16(s.longitude(i,j))=final_lon
            pp=pp+1;
            j_indextarget_fin(pp)=j;
            i_indextarget_fin(pp)=i;
        end
    end
    set(h,'name',strcat(num2str(round((i/dimensions(1)*100))),'% Completed'))
    waitbar(i/dimensions(1));
end
close(h);

% Transform the spherical coordinates to cartesian (optional):
button=questdlg('Do you want to transform also the spherical coordinates to cartesian?',...
'Select initial action','Yes','Not','Yes');

```

```

if button=='Yes'
    R_Tit=2575e3; % Mean Titan radius
    lat2=lat([i_indextarget_in(1):i_indextarget_fin(pp)],:);
    lon2=lon([i_indextarget_in(1):i_indextarget_fin(pp)],:);
    im2=im([i_indextarget_in(1):i_indextarget_fin(pp)],:);
    %
    dimensions2=size(lat2);
    %
    h=waitbar(0,'Latitude converting in progress...','WindowStyle','modal');
    ph=findobj(h,'type','patch');
    set(ph,'FaceColor',[169 239 177]/256,'EdgeColor','b');
    for i=1:dimensions2(2)
        lat3(1+(i-1)*dimensions2(1):dimensions2(1)*i)=lat([1:dimensions2(1)],i);
        waitbar(i/dimensions2(2));
    end
    close(h);
    %
    h=waitbar(0,'Longitude cinverting in progress...','WindowStyle','modal');
    ph=findobj(h,'type','patch');
    set(ph,'FaceColor',[169 239 177]/256,'EdgeColor','b');
    for i=1:dimensions2(2)
        lon3(1+(i-1)*dimensions2(1):dimensions2(1)*i)=lon([1:dimensions2(1)],i);
        waitbar(i/dimensions2(2));
    end
    close(h);
    %
    h=waitbar(0,'Sigma0 in progress...','WindowStyle','modal');
    ph=findobj(h,'type','patch');
    set(ph,'FaceColor',[169 239 177]/256,'EdgeColor','b');
    for i=1:dimensions2(2)
        im3(1+(i-1)*dimensions2(1):dimensions2(1)*i)=im([1:dimensions2(1)],i);
        waitbar(i/dimensions2(2));
    end
    close(h);
    %
    %...now transform the coordinates:
    [Xbidr,Ybidr,Zbidr]=sph2cart(lon3.*pi/180,lat3.*pi/180,R_Tit);
end

% Plot in the spherical coordinate system:
axesm;

```

```
pcolorm(lat([i_indextarget_in(1):i_indextarget_fin(pp)],:),...
        lon([i_indextarget_in(1):i_indextarget_fin(pp)],:),...
        im([i_indextarget_in(1):i_indextarget_fin(pp)],:));
colormap gray;
title(['Titan surface - From burst ',num2str(record_start),' to ',num2str(record_end)],...
      'FontSize',12,'FontWeight','bold');

clc
```

---

# Appendice B

---

## ➤ Appendice B: La FFT (Fast Fourier Transform) [15]

---

**P**er introdurre la Fast Fourier Transform è necessario, dapprima, dare delle definizioni importanti che meglio permettono di comprenderla. Innanzitutto, la “Trasformata di Fourier” rappresenta una trasformata integrale tra le più significative della matematica, con innumerevoli applicazioni: nell’ambito della teoria dei segnali, essa viene utilizzata per la rappresentazione di un segnale in termini di frequenze e relative ampiezze.

La Trasformata di Fourier fu sviluppata dal matematico francese *Jean Baptiste Joseph Fourier* nel 1822, nel suo trattato “*Théorie analytique de la chaleur*”, e, data una funzione  $u$ , essa può essere definita come di seguito:

$$F\{u\} = u(f) := \int_{-\infty}^{+\infty} e^{-j2\pi ft} u(t) dt$$

Ora, come si può denotare, questa operazione al calcolatore non sarebbe direttamente implementabile: per questo, si introduce la “Trasformata di Fourier Discreta” che, contrariamente, necessita di un numero finito di operazioni. La Trasformata di Fourier Discreta (spesso abbreviata con DFT, Discrete Fourier Transform) stabilisce una relazione biunivoca tra due n-ple di numeri (in generale complessi). Data una successione:

$$x_n \quad \text{con } n = 0, 1, \dots, N-1$$

si definisce la sua Trasformata di Fourier Discreta la successione di:

$$x_q \quad \text{con } q = 0, 1, \dots, N-1$$

espressa da:

$$X_q = F_d(x_n) = \sum_{k=0}^{N-1} x_k e^{-j\frac{2\pi}{N}kq} \quad \text{per } q = 0, 1, \dots, N-1$$

Esiste un rapporto tra la Trasformata di Fourier Discreta e quella continua, che in particolare consente di ricavare l'una dall'altra. Riferiamoci ad un segnale  $x(t)$  continuo nel tempo dotato di trasformata di Fourier. Costruiamo le ripetizioni dei segnali:

$$x_p(t) = \sum_{i=-\infty}^{+\infty} x(t - iT_p)$$

$$X_p(\omega) = \sum_{i=-\infty}^{+\infty} X(\omega - i\omega_p)$$

con periodi  $T_p$  ed  $\omega_p$  legati dalla relazione  $T_p\omega_p = 2\pi N$ .

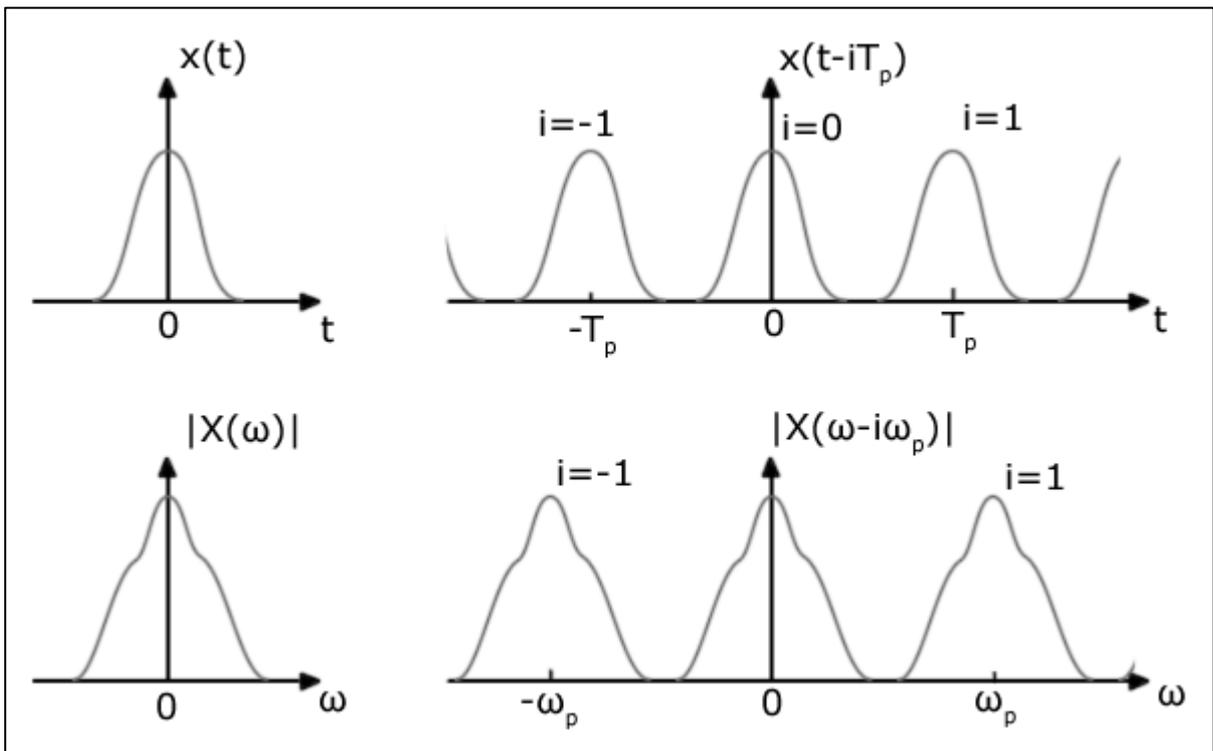


Fig. 1 – Segnale  $x(t)$  e con ripetizione nel tempo, sua trasformata  $X(\omega)$  con sua ripetizione nelle frequenze (ed assenza di aliasing in entrambi i casi)

Indichiamo inoltre:

$$\Delta t = \frac{T_p}{N} = \frac{2\pi}{\omega_p}$$

$$\Delta \omega = \frac{\omega_p}{N} = \frac{2\pi}{T_p}$$

che per la condizione stabilita prima soddisfano la relazione:

$$\Delta t \cdot \Delta \omega = \frac{2\pi}{N}$$

Definiamo ora le due n-ple di numeri

$$\Delta t \cdot x_p(n\Delta t) \quad \text{con } n = 0, 1, \dots, N-1$$

$$X_p(q\Delta \omega) \quad \text{con } q = 0, 1, \dots, N-1$$

Sussistono le seguenti uguaglianze:

$$\Delta t \cdot x_p(n\Delta t) = F_d^{-1}(X_p(q\Delta \omega))$$

$$X_p(q\Delta \omega) = F_d(\Delta t \cdot x_p(n\Delta t))$$

Se non vi è sovrapposizione né nel dominio dei tempi né in quello delle frequenze, è possibile ricavare la trasformata continua da quella discreta. *Ovvero, in pratica, noi abbiamo dei segnali che derivano dal campionamento di un segnale periodico, sono cioè delle sequenze finite: la DFT non fa altro che tirar fuori i campioni della Trasformata di Fourier del segnale periodico che si ottiene andando a replicare la nostra sequenza.*

Ma, calcolare direttamente la somma relativa alla DFT definita in precedenza richiede una quantità di operazioni aritmetiche di ordine  $O(N^2)$ . La FFT, invece, essendo un algoritmo ottimizzato per calcolare la DFT (nonché la sua inversa), ottiene lo stesso risultato con un numero di operazioni dell'ordine  $O(n \log(n))$ . In generale, questi algoritmi si basano sulla fattorizzazione<sup>1</sup> di  $N$  (il più diffuso è l'algoritmo di **Cooley-Tukey**).

---

<sup>1</sup> Fattorizzare un numero  $N$  significa trovare un insieme di numeri tali che il loro prodotto sia il numero originario.

---

# Appendice C

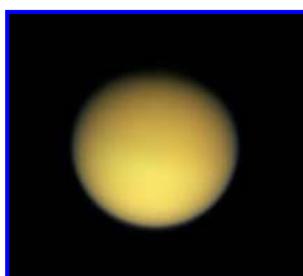
---

## ➤ Appendice C: Cenni sul satellite Titano

---

**T**itano è il più grande satellite naturale del pianeta Saturno, ed uno dei corpi rocciosi più massicci dell'intero sistema solare; supera in dimensioni il pianeta Mercurio ed il pianeta nano Plutone, ed è il secondo satellite del Sistema solare dopo Ganimede. Si tratta inoltre dell'unico satellite in possesso di una densa atmosfera, che ha, in passato, impedito uno studio dettagliato della sua superficie da Terra.

L'atmosfera titaniana appare ricca di metano, e la temperatura superficiale media è molto vicina al punto triplo del metano, dove possono coesistere le forme liquida, solida e gassosa di questo composto. Misure condotte con telescopi terrestri hanno evidenziato che la superficie non è uniforme, e presenta quelli che potrebbero essere dei continenti.



Titano fu scoperto il 25 marzo 1655 dall'astronomo olandese **Christiaan Huygens**; si trattava del primo satellite naturale ad essere individuato dopo i satelliti galileiani di Giove. Huygens lo denominò semplicemente, in lingua latina, *Luna Saturni* ("il satellite di Saturno"), ad esempio nell'opera *De Saturni Luna observatio nova* del 1656. Quando più tardi Giovanni Domenico Cassini scoprì quattro nuovi satelliti, li volle chiamare Teti, Dione, Rea e Giapeto (complessivamente noti come satelliti Iodicei); la tradizione di battezzare i nuovi corpi celesti scoperti in orbita attorno a Saturno proseguì, e Titano iniziò ad essere designato, nell'uso comune, come **Saturno VI**, perché apparentemente sesto in ordine di distanza dal pianeta. Il nome di Titano venne suggerito per la prima volta da John Herschel (figlio del più celebre William Herschel), nella sua pubblicazione *Risultati delle osservazioni astronomiche condotte presso il Capo di Buona Speranza* del 1847. Di conseguenza iniziò la tradizione di denominare gli altri satelliti saturniani in onore dei titani della mitologia greca, o delle sorelle e dei fratelli di Cronos.

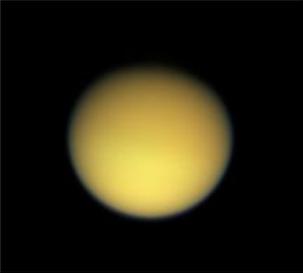
La magnitudine apparente di Titano da Terra oscilla fra 7,9 ed 8,7; il satellite non si trova mai ad una distanza angolare da Saturno superiore a 20 raggi saturniani. Sebbene chiaramente invisibile ad occhio nudo, Titano può essere individuato attraverso piccoli

telescopi (con diametro maggiore di 5 cm) o binocoli particolarmente potenti; il diametro apparente del suo disco è mediamente pari a 0,8 secondi d'arco.

Titano è stato a lungo ritenuto il satellite più grande del sistema solare; in verità le prime osservazioni da Terra sono state disturbate dalla sua densa atmosfera, che ha causato una stima per eccesso delle dimensioni reali del corpo. In verità il satellite gioviano Ganimede è leggermente più grande di Titano, oltre che più massiccio. Le proprietà fisiche di Titano sono simili a quelle di Ganimede e Callisto, del satellite nettuniano Tritone e di Plutone; il satellite si compone per metà di ghiaccio d'acqua e per l'altra metà di materiale roccioso. La sua struttura interna è stratificata, con un nucleo roccioso dal diametro di circa 3400 km circondato da strati composti da diverse forme cristalline del ghiaccio. L'interno di Titano potrebbe essere ancora caldo, e vi potrebbe essere uno strato liquido composto da acqua ed ammoniaca situato fra il nucleo roccioso e la crosta ghiacciata. Sebbene la composizione chimica titaniana sia analoga a quella degli altri satelliti naturali di Saturno, e in particolar modo Rea, Titano presenta una densità maggiore, per via della compressione gravitazionale.

Titano è l'unico satellite naturale del sistema solare a possedere un'atmosfera sviluppata; la sua scoperta risale al 1944, quando Gerard Kuiper, facendo uso di tecniche spettroscopiche, stimò la pressione parziale del metano in 10 kPa. In seguito, le osservazioni condotte da distanza ravvicinata nell'ambito del programma Voyager hanno permesso di determinare che l'atmosfera titaniana è più densa di quella terrestre, e le sue imponenti formazioni nuvolose rendono impossibile l'osservazione diretta della superficie. La foschia visibile nell'immagine a fianco contribuisce a sostenere un effetto serra al contrario, che, aumentando l'albedo del satellite e riflettendo la luce incidente nello spazio, ne diminuisce la temperatura superficiale. L'atmosfera si compone al 98,4% di azoto, all'1,4% di metano. Sono presenti tracce di numerosi altri gas.

La tabella presente nella pagina seguente riassume le caratteristiche peculiari del satellite Titano:

TITANO (Saturno VI)	
	
Scoperta	25 marzo 1655
Scopritore	Christiaan Huygens
PARAMETRI ORBITALI	
(epoca di riferimento: J2000)	
Semiassse maggiore	1 221 931 km
Periodo orbitale	15,94542 giorni
Inclinazione rispetto all'equat. di Saturno	0,34854°
Eccentricità	0,028880
DATI FISICI	
Diametro medio	5150 km
Superficie	$8,3 \times 10^{13}$ m <sup>2</sup>
Massa	$1,345 \times 10^{23}$ kg
Densità	$1,88 \times 10^3$ kg/m <sup>3</sup>
Acceleraz. di gravità in superficie	1,35 m/s <sup>2</sup> (0,14 g)
Velocità di fuga	2 630 m/s
Periodo di rotazione	Rotazione sincrona
Inclinazione assiale	0°
Temperatura superficiale	94 K ( <b>media</b> )
Pressione atm.	146 700 Pa
Albedo	0,21
DATI OSSERVATIVI	
Magnitudine apparente da Terra	7,9 ( <b>min</b> ) 8,7 ( <b>max</b> )

---

# Appendice D

---

## ➤ **Appendice D: Indice Acronimi Utilizzati**

---

**AACS:** *Attitude and Articulation Control System.*  
**ASAR:** *Advanced Synthetic Aperture Radar.*  
**ASI:** *Agenzia Spaziale Italiana.*  
**BIDR:** *Basic Image Data Records.*  
**BRI:** *Burst Repetition Interval.*  
**BUI:** *Bus Interface Unit.*  
**CAPS:** *Cassini Plasma Spectrometer.*  
**CDA:** *Cosmic Dust Analyzer.*  
**CDS:** *Command and Data Subsystem.*  
**CGU:** *Chirp Generator Unit.*  
**CIRS:** *Composite Infrared Spectrometer.*  
**CTU:** *Control and Timing Unit.*  
**CUCA:** *Chirp Up Converter and Amplifier.*  
**CW:** *Continuous Wave.*  
**DB:** *Decibel.*  
**DCG:** *Digital Chirp Generator.*  
**DFT:** *Discrete Fourier Transform.*  
**DSN:** *Deep Space Network.*  
**EGSE:** *Engineering Ground Support Equipment.*  
**ENVISAT:** *ENVIronmental SATellite.*  
**ERS:** *European Remote sensing Satellite.*  
**ESA:** *European Space Agency.*  
**ESS:** *Energy Storage Subsystem.*  
**FCU:** *Flight Computer Unit.*  
**FEE:** *Front-End Electronics.*  
**FFT:** *Fast Fourier Transform.*  
**FG:** *Frequency Generator.*  
**FOV:** *Field Of View.*  
**GWE:** *Gravitational Wave Experiment.*  
**HGA:** *High Gain Antenna.*  
**HPA:** *High Power Amplifier.*  
**HST:** *Hubble Space Telescope.*  
**IFFT:** *Inverse Fast Fourier Transform.*  
**INMS:** *Ion and Neutral Mass Spectrometer.*  
**IRU:** *Inertial Reference Unit.*  
**ISS:** *Imaging Science Subsystem.*  
**JERS:** *Japanese Earth Resources Satellite.*  
**JPL:** *Jet Propulsion Laboratory.*  
**KBPS:** *KiloBit Per Second.*  
**LBDR:** *Long Burst Data Records.*  
**LGA:** *Low Gain Antenna.*  
**LNA:** *Low Noise Amplifier.*  
**MIMI:** *Magnetospheric Imaging Instrument.*  
**MR:** *Microwave Receiver.*  
**NASA:** *National Aeronautics and Space Administration.*  
**ODM:** *Orbiter Deflection Maneuver.*

**ODT:** *Orbiter Delay Time.*  
**ORS:** *Optical Remote Sensing.*  
**PAA:** *Probe Aspect Angle.*  
**PDD:** *Parachute Deployment Device.*  
**PMS:** *Propulsion Module Subsystem.*  
**PRF:** *Pulse Repetition Frequency.*  
**PRI:** *Pulse Repetition Interval.*  
**PRM:** *Probe Release Maneuver/Periapse Raise Maneuver.*  
**RADAR:** *Radio Detection And Ranging.*  
**RAM:** *Random Access Memory.*  
**RAR:** *Real Aperture Radar.*  
**RFES:** *Radio Frequency Electronics Subsystem.*  
**RFS:** *Radio Frequency Subsystem.*  
**RPWS:** *Radio and Plasma Wave Science.*  
**RS:** *Raggio Saturniano.*  
**RSS:** *Radio Science Subsystem.*  
**RTT:** *Range To Target.*  
**SAR:** *Synthetic Aperture Radar.*  
**SARH:** *Synthetic Aperture Radar, High-Resolution.*  
**SC:** *SpaceCraft.*  
**SCU:** *Signal Conditioning Unit.*  
**SED:** *Saturn Electrostatic Discharges.*  
**SHAG:** *Synthetic Aperture Radar, High-Resolution with Auto Gain.*  
**SIR:** *Shuttle Imaging Radar.*  
**SKR:** *Saturn Kilometric Radiation.*  
**SOI:** *Saturn Orbit Insertion.*  
**SRMU:** *Solid Rocket Motor Upgrade.*  
**UTC:** *Universal Time Coordinated.*  
**UV:** *UltraViolet.*  
**UVIS:** *Ultraviolet Imaging Spectrograph.*  
**VIMS:** *Visible and Infrared Mapping Spectrometer.*  
**VVEJGA:** *Venus-Venus-Earth-Jupiter Gravity Assist.*

---

# Bibliografia

---

➤ **Bibliografia**

---

- [1]: R. Lorenz *et al.*, *Planet. Space Sci.* 47, 1503 (1999).
- [2]: Philip W. Tracadas, H. B. Hammel, J. L. Elliot, C. B. Olkin, *Massachusetts Institute of Technology, Department of Earth, Atmospheric, and Planetary Sciences, Cambridge*, “Probing Titan’s Atmosphere with the 1995 August Stellar Occultation”.
- [3]: David Doody, George Stephan, 1995, *Basic of Space Flight*, JPL D-9774 Rev. A.
- [4]: *Cassini Mission Plan Document*, D. Seal, 2003.
- [5]: *The Cassini-Huygens Mission to the Saturnian System*, Dennis Matson, *Space Science Reviews* 104: 1–58, 2002.
- [6]: JPL Publication No. D-11777, Cassini Document 699—070-2, *Cassini Program Environmental Impact Statement Supporting Study*.
- [7]: [http://www.jpl.nasa.gov/releases/2001/cassini\\_010629.html](http://www.jpl.nasa.gov/releases/2001/cassini_010629.html).
- [8]: David H. Atkinson, Dept. of Electrical Computer Engineering University of Idaho, Box 441023 Academy of Sciences Moscow, Bobby Kazeminejad Department of Extraterrestrial Physics Space Research Institute, Austrian Academy of Science, *Huygens Descent Trajectory*, June 18, 2003.
- [9]: Charles Elachi, *Cassini Titan Radar Mapper*, *Proceeding of the IEEE*, Vol.79,N°6, June 1991.
- [10]: <http://www.corista.unina.it>.
- [11]: R.D.Lorentz *ea al.*, 2003, *CASSINI RADAR: prospects for Titan surface investigations using the microwave radiometer*, *Planetary and Space Science* 51, 353-364.
- [12]: JPL Publication No. D-27891, Cassini Radar Instrument Team, *Cassini Radar Burst Ordered Data Products SIS*, Version 1.1, March 15, 2004.
- [13]: Bryan W. Stiles, Yonggyu Gim, Gary Hamilton, Scott Hensley, William T. K. Johnson, Joanne Shimada, Richard D. West, Phil Callahan, Jet Propulsion Laboratory, California Institute of Technology, Pasadena (CA), *Ground Processing of Cassini RADAR Imagery of Titan*.
- [14]: JPL Publication No. D-27889, Cassini Radar Instrument Team, *Cassini Radar Basic Image Data Records SIS*, Version 1.4, September 27, 2005.
- [15]: <http://www.wikipedia.com>.