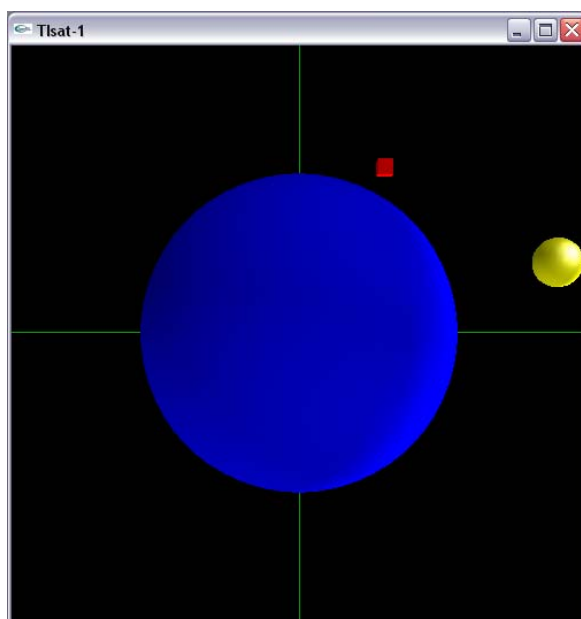


Progetto di diploma

O3-05_06-D-01

**SUPSI SpaceLab –
Verifica d'idoneità d'orbita**



Studente / i: Igor Benaglio

Relatore: Allen Weston
Correlatore: Paolo Ceppi

Committente: SUPSI Space Lab

Data: 23 ottobre 2006

RINGRAZIAMENTI

Giorgio Salvadé
*per la disponibilità
e la consulenza in fisica teorica
a questo lavoro*

Ivano Bonesana
*per la pazienza quando
interpellato in momenti inopportuni,
la disponibilità e l'interesse dimostrato
in ogni tempo*

Alessandra Altmann
*per l'accoglienza
e l'amicizia
in questi duri anni*

INDICE

RIASSUNTO / ABSTRACT.....	5
PROGETTO ASSEGNATO	6
1. INTRODUZIONE	8
1.1. Generalità sulle orbite	8
1.2. Implicazioni	10
2. REQUISITI E SPECIFICHE.....	12
2.1. Obiettivi	12
2.2. Vincoli.....	12
2.3. Requisiti iniziali.....	12
2.4. Specifiche.....	12
3. STUDIO DELLE SOLUZIONI	14
3.1. Dati orbitali	14
3.2. Grandezze fondamentali	16
3.3. Determinazione vettore satellite	17
3.4. Determinazione vettore sole.....	19
3.5. Dinamica risolutiva	20
3.6. Calcolo calorimetrico	20
4. DESIGN / CONCEZIONE	22
4.1. Manipolazione dell'input	22
4.1.1. File di parametrizzazione generale	22
4.1.2. File dei TLE	23
4.2. L'output	25
4.2.1. Lo standard output.....	25
4.2.2. I files di dati.....	25
4.2.3. Log.....	26
4.2.4. Simulazione grafica	26
5. REALIZZAZIONE / TEST	28
6. CONCLUSIONI	29
PIANI DI LAVORO	30
Piano preventivo	30
Piano effettivo	30
BIBLIOGRAFIA.....	31
APPENDICE	32
A1. Codice della routine con l'algoritmo per la determinazione del vettore satellitare.....	32
A2. Codice della routine con l'algoritmo per la determinazione del vettore di puntamento solare	32
A3. File di parametrizzazione dell'elaborazione completo	32
A4. Specifiche formato TLE Nasa	32
ALLEGATI	33

INDICE DELLE FIGURE

Figura 1.1: Orbita polare.....	8
Figura 1.2: Orbita ellittica.....	9
Figura 1.3: Anno orbitale	11
Figura 3.1: Schema vettoriale.....	16
Figura 4.1: Parametri generali d'elaborazione	23
Figura 4.2: Insieme di TLE in file	24
Figura 4.3: Formato TLE	24
Figura 4.4: Standard output.....	25
Figura 4.5: Scelta	25
Figura 4.6: Files riassuntivi	26

RIASSUNTO / ABSTRACT

Nell'ambito del progetto Tlsat-1 del SSL ci si confronta con la necessità di scegliere nel modo più opportuno fra diverse proposte di messa in orbita da parte di lanciatori di satelliti.

La scelta non può essere fatta a caso o basandosi su questioni preminentemente economiche o di dislocazione geografica, ma entra in gioco il tipo di rotta che viene impressa all'oggetto.

Ogni orbita possiede caratteristiche ben precise le quali possono influenzare la missione in modo determinante.

Principalmente si valutano i periodi specifici di esposizione solare e d'ombra e le caratteristiche di visibilità dalla *ground-station*, che determinano i possibili valori del bilancio energetico quali la temperatura e le possibilità di comunicazione radio del satellite.

In questa sede si sono calcolate, in base ai dati iniziali di lancio forniti, le orbite e le posizioni reciproche Sole-Terra-satellite nel tempo, da cui i bilanci calorimetrici che permettono la stima dell'andamento delle temperature.

Per ogni caso è possibile riprodurre una simulazione grafica.

For the SSL Tlsat-1 project we need to be able to do the best choice from a pool of launch proposals by satellite launchers.

The choice can't be randomly made or made just on economic and geographical basis, what's interesting is the course the satellite is being given.

Every orbit has own features that can significantly affect the mission.

The evaluation is mainly based on the specific solar and shadow exposition times and on visibility qualities from ground-station. These define energy budget matters such as temperature and radio communication abilities. This solution computes the sun-earth-satellite mutual position along time, upon which the temperature from calorimetric calculation can be determined. Every case can be graphically simulated.

PROGETTO ASSEGNATO

Descrizione: Ogni tanto, lanciatori di satelliti offrono a potenziali interessati opportunità di lancio e messa in orbita di piccoli satelliti. Decidere rapidamente se il proprio satellite è adatto ad un'opportunità di lancio comporta una serie di valutazioni derivanti dalle sue caratteristiche costruttive e dall'orbita da percorrere. Lo SUPSISpaceLab desidera disporre di un applicativo che permetta di determinare rapidamente se un satellite è idoneo a percorrere una particolare orbita o meno, rispettivamente di sapere quali parti devono essere modificate per adattarsi alla nuova situazione.

Informazioni tecniche

Obiettivi da raggiungere: vedi compiti.

Compiti da eseguire: L'applicativo deve fornire dati sulla visibilità del satellite da un determinato punto sulla Terra, dati sui periodi di insolazione e buio, dati sul budget della comunicazione radio e sul budget energetico nonché qualche altro parametro. Le funzioni per i calcoli necessari sono note e saranno fornite.

Tecnologie da utilizzare: Java, C, grafica. L'applicativo dovrebbe essere indipendente dalla piattaforma.

Docenti responsabili

Relatore: Weston Allen
Indirizzo email: allen.weston@supsi.ch
Corelatore: Paolo Ceppi
Indirizzo email: paolo.ceppi@supsi.ch

Ditta o istituto esterno

Ditta o istituto: SUPSI Space Lab

Persona di contatto: Weston Allen

Contatto:
Indirizzo e-mail: allen.weston@supsi.ch

Date del progetto

Proposta: Thu Aug 31 23:57:47 CEST 2006

1. INTRODUZIONE

Per capire il perché sia necessario operare una scelta oculata fra le varianti offerte da chi porta in orbita i satelliti, è opportuno premettere una descrizione di massima di alcune delle principali caratteristiche delle orbite gravitazionali.

1.1. Generalità sulle orbite

Come si sa, il progetto Tlsat-1 del SSL prevede un'orbita di tipo polare.

Per orbita polare (vedi figura 1.1) si intende:

“Un'orbita che permette al satellite che la percorre di passare sopra entrambi i poli del corpo celeste su cui ruota (ad esempio un pianeta). Quindi l'orbita polare ha un'inclinazione molto vicina ai 90° rispetto l'equatore.

Una volta fissato il piano orbitale, perpendicolare alla rotazione del corpo centrale, il satellite passerà sopra il pianeta con diverse longitudini, quindi passerà sopra ogni regione. Per questa caratteristica, l'orbita polare è spesso utilizzata per missioni di mappatura e osservazione terrestre, ma anche per satelliti meteo.

Poiché non esistono orbite geostazionarie polari, per ottenere un'esposizione su un solo polo per lungo tempo, benché a grande distanza, vengono utilizzate delle orbite ellittiche con grandi eccentricità e con apogeo sopra la zona da osservare: queste orbite, molto utilizzate dall'Unione Sovietica durante la Guerra Fredda, sono definite orbite Molniya.” [1]

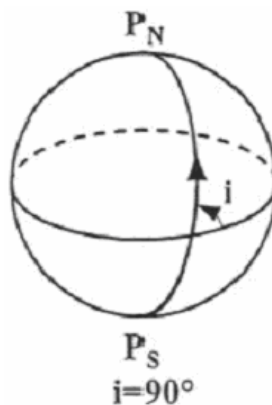


Figura 1.1: Orbita polare

L'altro estremo, se così si può dire, è rappresentato dall'orbita di tipo equatoriale. In questo caso l'angolo del piano orbitale rispetto all'equatore è idealmente di 0° gradi ed è comunque molto vicino a questo valore. Ciò significa che l'itinerario si trova più o meno sempre sulla verticale dell'equatore.

Gli altri tipi di orbita sono naturalmente delle vie di mezzo fra questi due estremi.

Un ulteriore fattore generale che caratterizza fortemente ad un'orbita è l'"eccentricità". Si potrebbe dire "ellitticità", per definire quanto sia a forma di ellisse. Questo comporta che il satellite, lungo il ripetitivo tragitto, veda variare continuamente entro due estremi la propria distanza dal pianeta attorno al quale gravita.

Quando si trova più lontano, la sua velocità è minore, poiché l'attrazione gravitazionale è anch'essa minore.

Viceversa, maggiore vicinanza significa maggior attrazione, che si traduce in maggiore velocità.

In figura 1.2, immaginando che il piano orbitale sia perpendicolare allo sguardo, è schematizzata un'orbita fortemente eccentrica.

In buona sostanza quindi, un'orbita eccentrica è contraddistinta da distanza e velocità variabili, al contrario di un'orbita circolare.

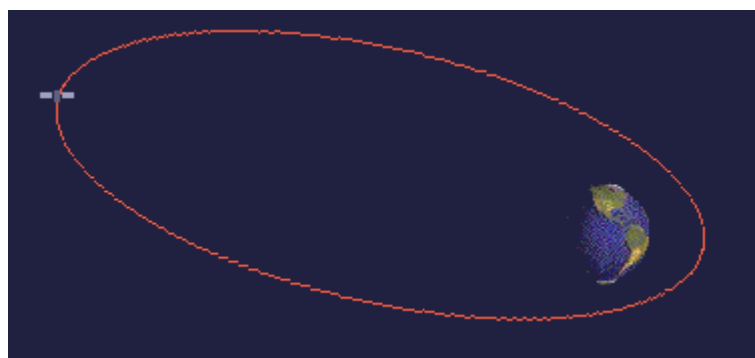


Figura 1.2: Orbita ellittica

Il Tlsat-1 assumerà un'orbita determinata dal momento del lancio (fuoriuscita dal razzo vettore), le caratteristiche dell'orbita dipenderanno da altitudine, direzione e velocità a quel istante, dopodiché sarà un decorso legato principalmente alle leggi

inerziali, e generalmente in misura infinitesimale, ad attriti, resistenze e spinte che l'oggetto orbitante incontra nello spazio (residui atmosferici, gas, pulviscolo spaziale, micrometeoriti, vento solare, ...).

Questi agenti infinitesimali il cui bilancio, nella maggior parte dei casi, si traduce in rallentamento, sono alla base del fatto che praticamente ogni satellite vede nel decorso del tempo un rateo più o meno variabile di decadimento della propria orbita e se non recuperato o non in grado di correggere il proprio andamento, è destinato, presto o alla lunga, all'inesorabile "bruciante" rientro in atmosfera.

1.2. Implicazioni

Come si può a questo punto intuire, una rotta prevalentemente equatoriale e di eccentricità contenuta (vicinanza marcata al pianeta), prevede lungo tutto l'anno un'esposizione media sole/ombra piuttosto equilibrata, con leggera prevalenza di sole.

Si avrebbero in questo caso problemi legati alla visibilità, cioè di radio comunicazione, se la *ground station* si trovasse a latitudine elevata (per via della curvatura planetaria).

Nel caso che più da vicino interessa la missione di SSL, che prevede pure un'eccentricità contenuta, ed una *ground station* a latitudini piuttosto elevate, si rende necessaria un'orbita prevalentemente polare, così da poter beneficiare di più passaggi visibili del satellite.

Questo però ha in teoria l'effetto collaterale, di dover subire in due piuttosto ampi periodi dell'anno, un'esposizione solare prolungata, come evincibile da figura 1.3, che propone una prospettiva bidimensionale del decorso annuale in tal senso appropriata ed intuitiva.

Qualitativamente, le zone blu corrispondono ai periodi dell'anno in cui il rapporto sole/ombra è equilibrato, progredendo durante l'anno verso le zone rosse si ha un rapporto sempre più a favore di sole fino a raggiungere un'esposizione solare continua. Le durate di tali periodi sono stimabili dal diagramma. Il bilancio annuale a preponderanza di sole suggerisce il problema legato al possibile surriscaldamento

del corpo orbitante. Surriscaldamento che dovrebbe essere possibile evitare con opportuni accorgimenti tecnici.

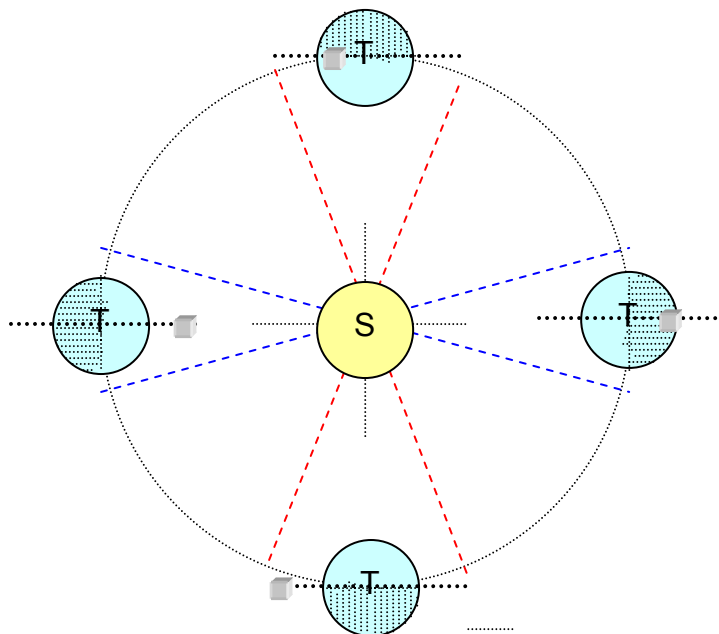


Figura 1.3: Anno orbitale

2. REQUISITI E SPECIFICHE

2.1. Obiettivi

Studiare soluzioni per la determinazione del bilancio energetico e della comunicazione con SSL

Dare la possibilità di vagliare soluzioni realistiche imparando a ragionare in contesti elevati e che richiedono studi accurati quanto praticabili.

Non dovrebbe essere indispensabile proporre la soluzione completa finale, ma piuttosto apprendere più a fondo concetti fisici ed altri studiati durante gli anni precedenti e farli collimare, trovandone i nessi e le vie di concertazione.

2.2. Vincoli

- Temperature limite della missione e relativa resistenza degli oggetti
- Tempi di visibilità radio sufficienti

2.3. Requisiti iniziali

- Indipendenza dalla piattaforma
- Produzione di un'applicativo in un linguaggio di programmazione conosciuto
- Utilizzo di grafica dimostrativa

2.4. Specifiche

Per quanto riguarda le specifiche dettagliate di questo progetto, inizialmente non sono date o almeno non in modo particolareggiato e tecnicamente definito. È data facoltà di desumerle attraverso opportuni studi e ricerche, o di proporre soluzioni con gli estremi che permettano di riprodurle agevolmente (es. possibilità di manovrare parametri di elaborazione variabili che soddisfino l'utilizzo

dell'applicazione da parte di chi meglio le specifiche affettive da adottare di volta in volta).

Per fornire tali possibilità ci si propone:

- la ricerca delle più comprovate soluzioni legate alla categoria di missioni spaziali
- studio dei principi fisici e delle strategie funzionali ad esse legati
- possibilità, una volta acquisite le conoscenze, di elaborare modifiche e/o compromessi particolari per ottenere migliori funzionalità ed adattare a eventuali aspetti particolari della missione

3. STUDIO DELLE SOLUZIONI

3.1. Dati orbitali

Inizialmente si devono acquisire i dati fondamentali di descrittivi delle orbite candidate.

Questo si può fare attraverso il formato “TLE” (Two Line Element) della NASA che fornisce in 2 linee parametrizzate tutti i dati fondamentali di un’orbita.

Di seguito il dettaglio del formato in questione, dove si indicano i range di colonne che contengono le informazioni.

1° linea :

```
01 - 01 Line Number of Element Data
03 - 07 Satellite Number
10 - 11 International Designator (Last two digits of launch year)
12 - 14 International Designator (Launch number of the year)
15 - 17 International Designator (Piece of launch)
19 - 20 Epoch Year (Last two digits of year)
21 - 32 Epoch (Day number and fractional portion of the day)
34 - 43 First Time Derivative of the Mean Motion divided by 2 or
      Ballistic Coefficient (Depending of ephemeris type)
45 - 52 Second Time Derivative of Mean Motion divided by 6.
      (Blank if N/A)
54 - 61 BSTAR drag term if GP4 general perturbation theory was used.
      Otherwise, radiation pressure coefficient.
63 - 63 Ephemeris type
65 - 68 Element number
69 - 69 Check Sum (Modulo 10)
```

2a linea:

```
01 - 01 Line Number of Element Data
03 - 07 Satellite Number
```

09 - 16 Inclination [Degrees]
 18 - 25 Right Ascension of the Ascending Node [Degrees]
 27 - 33 Eccentricity (decimal point assumed)
 35 - 42 Argument of Perigee [Degrees]
 44 - 51 Mean Anomaly [Degrees]
 53 - 63 Mean Motion [Revs per day]
 64 - 68 Revolution number at epoch [Revs]
 69 - 69 Check Sum (Modulo 10)

[2]

In realtà i TLE sarebbero dei Three Line Element, poiché le due linee sopra descritte sono generalmente precedute da una linea contenente una semplice stringa che rappresenta il nome che si vuole dare ai parametri o all'orbita (nel caso di satelliti già orbitanti si tratta del nome del satellite).

Visivamente, ecco come il formato si presenta:

```

AAAAAAAAAAAAAAAAAAAAAAAAAAAA
1 NNNNNU NNNNNAAA NNNNN.NNNNNNNN +.NNNNNNNN +NNNNN-N +NNNNN-N N NNNNN
2 NNNNN NNN.NNNN NNN.NNNN NNNNNNNN NNN.NNNN NNN.NNNN NN.NNNNNNNNNNNNNNN

```

ed ecco un esempio “pratico”:

```

HUBBLE
1 20580U 90037B 99272.06768183 .00002365 00000-0 23382-3 0 02374
2 20580 028.4670 111.0359 0013971 225.3844 134.5606 14.88312749317309

```

Non tutte le unità informative contenute in ogni singolo TLE sono state utilizzate nel calcolo d'orbita e se ne attesta il significato laddove vengono utilizzate e si è avuta l'occasione o la necessità di risalirvi.

Ad onor del vero bisogna ammettere che non sempre è stato necessario comprendere il significato di tutti i parametri utilizzati per poter applicare le formule e gli algoritmi risolutivi.

I TLE devono essere raccolti per intero in un file testuale da fornire in input all'applicazione.

3.2. Grandezze fondamentali

Per poter calcolare in modo indicativo l'evoluzione della temperatura del satellite nel tempo bisogna naturalmente coinvolgere fisica e formule calorimetriche.

Prima ancora di fare ciò bisogna stabilire quali parametri ambientali possano influire su tale fattore.

Nello spazio orbitale, trovandosi basilamente nel vuoto, l'oggetto non dissipa né incamera calore per convezione, ma l'unica modalità è l'irraggiamento.

Bisogna cominciare con lo stabilire se ci si trova al sole o all'ombra.

Il prossimo schema seguente (figura 3.1), mostra alcuni elementi in gioco che una volta definiti possono permettere di ottenere l'informazione cercata. Si tratta semplicemente di due vettori, quelli che puntano rispettivamente il Sole ed il satellite a partire dal centro della Terra, ed un po' di trigonometria, che opportunamente manovrati ci dicono quanto dista, in un determinato istante, il satellite dall'asse che congiunge la terra al sole.

Se questa distanza, quando l'angolo fra i vettori è superiore a 90° , è inferiore al raggio della Terra, allora il satellite si trova in ombra, altrimenti si trova al sole.

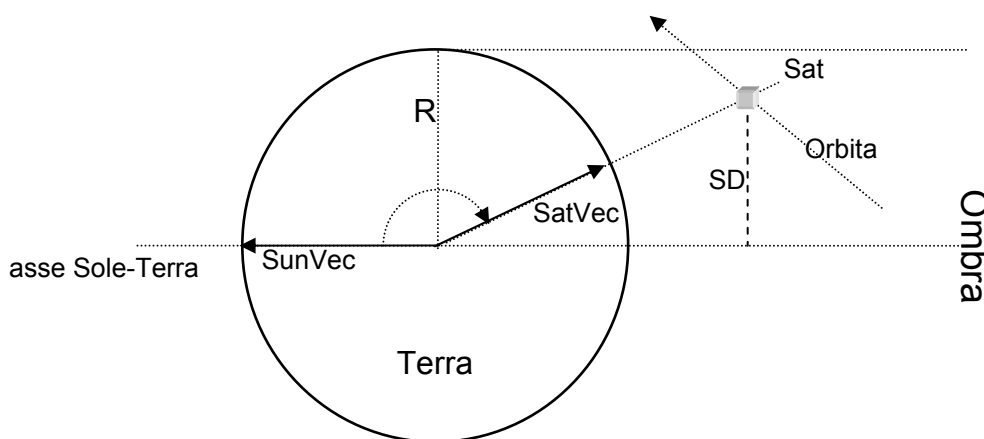


Figura 3.1: Schema vettoriale

Quanto descritto necessita naturalmente la conoscenza dei vettori citati.

Nei prossimi paragrafi verrà descritto come ricavarli assieme ai calcoli del caso.

3.3. Determinazione vettore satellite

Per determinare la posizione del satellite rispetto alla Terra nel tempo si utilizza il seguente algoritmo (qui riportato in turbo-Pascal) :

```

05 k = 57.29578                REM Umrechnung RADIAN in Grad (180/Pi)
10 cea = cos(E/k)              REM E = aktuelle Exz Anomalie
20 cap = cos(Ap/k)             REM Ap = aktuelles Argument des Perig.
30 one = cos(i/k).             REM i = Inklination
40 era = cos(RAAN/k)           REM RAAN = aktuelles RAAN
50 sea = sin(E/k)
60 sap = sin(Ap/k)
70 snc = sin(i/k)
80 sra = sin(RAAN/k)
90 x = (cea-ec)/(1-ec*cea)      REM ec = Exzentrizitat der Ellipse
100 y = sqr(1-ec*ec)*sea/(1-ec*cea)
110 Xsat= x*(cap*cra-sap*cnc*sra)+y*(-sap*cra-cap*cnc*sra)
120 Ysat= x*(cap*sra+sap*cnc*cra)+y*(-sap*sra+cap*cnc*cra)
130 Zsat= x*sap*snc+y*cap*snc

```

[3]

I parametri necessari alla procedura sono quelli dei REMarks, i cui valori devono esser fatti derivare chiaramente dai parametri dei TLE visti al paragrafo 3.1.

Il fattore tempo rientra nelle **voci da aggiornare** al tempo del calcolo, poiché i dati orbitali rappresentano una fotografia nel tempo da cui partire per il calcolo dell'orbita.

I dati aggiornati sono i seguenti e qui si descrive anche come vengono mano a mano elaborati:

E = **anomalia eccentrica**, che viene ricavato attraverso un'iterazione a partire dal parametro orbitale *Mean Anomaly* (anomalia media) contenuto nella seconda linea di formato TLE

A_p = **Argument of Perigee**, presente in TLE ed attualizzato secondo la formula:

$$A_{p\ t+1} = A_{p\ t} + \Delta A_p * T$$

con:

$$\Delta A_p = 5 / ((a/R)^{3.5} * (1-e^2)^2) * (5 * \cos^2(i) - 1)$$

$$a = 331.25 * (1440/MM)^{2/3}$$

dove:

T : tempo trascorso in giorni dalla data del TLE con parte decimale

a : semiasse maggiore dell'orbita (ellisse) in Km

R : raggio del pianeta (Terra)

e : *Eccentricity* da TLE

i : *Inclination* da TLE

MM : *Mean Motion* da TLE

$RAAN$ = **Right Ascension of the Ascending Node**, presente in TLE ed attualizzato secondo la formula:

$$RAAN_{t+1} = RAAN_t + \Delta RAAN * T$$

con:

$$\Delta RAAN = -9.98 / ((a/R)^{3.5} * (1-e^2)^2) * \cos(i)$$

Attraverso quest'elaborazione dinamica si ottiene l'orbita nella sua evoluzione a partire dai dati statici dei TLE.

Il vettore satellite calcolato è unitario, la posizione del satellite si ottiene calcolando il *Range Vector*, che in realtà è un modulo e rappresenta la distanza istantanea del satellite dal centro della Terra.

$$Rv = a * (1 - e * \cos(E))$$

Per il dettaglio completo del codice di calcolo si rimanda all'appendice (A1).

3.4. Determinazione vettore sole

L'ottica del calcolo è geocentrica, pone cioè la Terra al centro del sistema di riferimento e considera quindi anche il Sole come un oggetto orbitante. Per determinare il vettore di puntamento del Sole nel tempo si utilizza il seguente algoritmo:

```

epoche0 = 726482,          //giorno prog. all'epoca
ma0 = 356.6349,          //anomalia media all'epoca (°)
laenge0 = 279.4033,      //(°)
konst1 = 1.9151 ,        //
konst2 = 0.0200 ,        //
ekliptik = 23.4406 ;     //inclinaz. dell'eclittica (°)
gesamtdiff = t;
ma = ma0 + 360*gesamtdiff/365.2596413;      //anomalia media attualizzata
ml = laenge0 + 360*gesamtdiff/365.2421988;   //
wl = ml+konst1*sin(ma/k0)+konst2*sin(2*ma/k0); //
wl *= 100;

Xsun = cos(wl/k0);
Ysun = sin(wl/k0)*cos(ekliptik/k0);
Zsun = sin(wl/k0)*sin(ekliptik/k0);

```

[3]

Il fattore t rappresenta il tempo trascorso in giorni con parte decimale dall'inizio dell'elaborazione, che viene incrementato, come per il satellite, di volta in volta in base allo step temporale scelto come parametro d'elaborazione.

Per il dettaglio completo del codice di calcolo si rimanda all'appendice (A2).

3.5. Dinamica risolutiva

Con i risultati così ottenibili è possibile calcolare il valore di SD (cfr paragrafo 3.2., v. segnatamente figura 3.1) fruttando il prodotto vettoriale per ricavare l'angolo fra i due vettori:

$$\text{Angolo} \rightarrow \text{acos}(-(\text{Xsun} * \text{Xsat} + \text{Ysun} * \text{Ysat} + \text{Zsun} * \text{Zsat}))$$

$$\text{SD} \rightarrow R_v * \sin(\text{Sw})$$

Si ricorda che il valore di SD rappresenta la distanza del satellite dall'asse Terra-Sole; testando questo valore congiuntamente all'angolo tra i vettori ed al raggio terrestre, è finalmente possibile determinare se il satellite è in ombra oppure al sole:

Se $\text{SD} < R$ e $\text{angolo} < 90^\circ$ // $< 90^\circ$ perché utilizzato vettore sole negativo

→ satellite in ombra

altrimenti

→ satellite al sole

3.6. Calcolo calorimetrico

Dal momento in cui si è a conoscenza dello stato di illuminazione o non illuminazione in un dato istante t ed al successivo istante $t + \Delta t$, si può calcolare l'incremento di temperatura approssimato avvenuto nel tempo Δt , supposti i seguenti parametri generali di elaborazione:

- incremento temporale nel calcolo in SECONDI
con possibile parte decimale (Δt)

- coefficiente d'emissività del satellite (e)
- coefficiente d'assorbimento del satellite (a)
- flusso d'irraggiamento solare (Φ_s)
- superficie esposta al flusso d'irraggiamento (S_{esp})
- capacità termica media del satellite (C)
- temperatura di lancio del satellite (T_0)

$$\frac{Q^\uparrow}{\Delta t} = e \sigma S_{esp} (T_{sat}^4 - T_\infty^4 - T_{Terra}^4) \qquad \frac{Q^\downarrow}{\Delta t} = a \Phi_s S_{esp}$$

dove σ : costante di Stefan-Boltzman

T_{sat}^4 : temperatura del satellite che evolve iterativamente a partire da T_0

T_∞^4 : “ media del cosmo

T_{Terra}^4 : “ media della superficie terrestre

quindi:

$$\Delta T = \frac{Q^\downarrow - Q^\uparrow}{C}$$

[4]

Con tutto ciò, l'iterazione continua attuata nel corso dell'elaborazione fornisce l'andamento di temperatura simulato del satellite.

4. DESIGN / CONCEZIONE

Il design dell'applicazione e delle sue parti tiene conto, come accennato in precedenza, di fornire le informazioni utili alla valutazione in modo che i responsabili della missione abbiano a disposizione gli estremi per ponderare fra le varie proposte di lancio la o le più idonee, senza cercare forzatamente i criteri per una risposta perentoria da parte dell'applicazione.

Questa decisione è maturata principalmente per la difficoltà oggettiva dello stabilire prematuramente dei parametri (come ad es. la temperatura critica per il sistema), sia perché le larghe sequenze d'informazioni possono essere esaminate variamente combinate e non in un unico senso.

4.1. Manipolazione dell'input

È possibile il controllo pressoché completo delle risorse di parametrizzazione dell'applicazione, che sono agevolmente manipolabili attraverso più files di input, tutti dislocati nell'apposita cartella.

4.1.1. File di parametrizzazione generale

Il file di parametrizzazione generale dell'applicazione permette di regolare in modo opportuno tutti i parametri più importanti per l'esecuzione all'infuori dei dati di orbita dei TLE.

La figura 4.1 ne mostra un esempio.

L'utilizzo è semplice ed il contenuto è autoesplicante.

Per l'applicazione non è stata sviluppata un'interfaccia utente, ma questo design assume una connotazione più operativa e scientifica e permette al contempo di supportare la funzionalità in forma documentativa.

In altre parole, l'esempio del file di parametrizzazione oltre ad essere uno strumento applicativo, è a sua volta anche documentazione, nonché una scheda ed un'impronta archiviabile di elaborazione.

```

Parametri d'elaborazione per applicazione
SSL - VIO (verifica idoneità orbita)

*
1 Time-out      = 30      (giorni) [OBBLIGATORIO]
2 Delta_t      = 60      (s)      [facoltativo, default: 1s]
3 Group_time   = 1       (giorni) [facoltativo, default: 1/10*Time-out]
4 Coef_emiss   = .8      ( )      [OBBLIGATORIO]
5 Coef_assorb  = .1      ( )      [OBBLIGATORIO]
6 Flusso_solare = 1358   (w/m2)  [OBBLIGATORIO]
7 Area_esposta = .03     (m2)    [OBBLIGATORIO]
8 Cap_termica  = 4180   (J/K)    [OBBLIGATORIO]
9 Temp.iniziale = 283    (K)     [OBBLIGATORIO]
#
[default con "-" opp. "default"]

Didascalìa:
-----
1 Time-out : lasso temporale totale di calcolo in GIORNI

```

Figura 4.1: Parametri generali d'elaborazione

Un'esemplare completo di questo file è riportato in appendice (A3).

4.1.2. File dei TLE

Questo file, di cui un estratto esempio in figura 4.2, contiene l'input principale dell'applicazione.

Esso può contenere n TLE che dovrebbero essere forniti dai lanciatori.

I Two Line Elements, come descritto nel capitolo precedente, sono i gruppi di tre righe di testo ciascuno dei quali riporta le informazioni fondamentali di un'orbita satellitare candidata.

Nell'esempio si vedono TLE di qualche anno fa' relativi a satelliti realmente in orbita.

Nel nostro caso, si tratterà come detto di proposte che probabilmente riporteranno in prima linea il nome del lanciatore o una breve descrizione contraddistintiva.

```

OSCAR-7
1 07530U 74089B 02304.63819206 -.00000029 00000-0 10000-3 0 1254
2 07530 101.7807 348.3803 0012176 290.4631 69.5135 12.53560987279410
OSCAR-10
1 14129U 83058B 02307.06784561 .00000192 00000-0 10000-3 0 9019
2 14129 25.7492 182.3855 6066273 298.8572 13.9944 2.05865971117856
HUBBLE
1 20580U 90037B 02308.25258634 .00005989 00000-0 49247-3 0 2029
2 20580 28.4679 8.4471 0004533 216.9728 205.9008 14.97174149486680
ITAMSAT
1 22826U 93061D 02305.14320246 .00000300 00000-0 13463-3 0 2650
2 22826 98.2907 336.4221 0008173 220.0929 139.9649 14.29100162474294
|

```

Figura 4.2: Insieme di TLE in file

Ad automazione della lettura ed acquisizione di questi dati dal file, sono predisposti altri due file ausiliari contenenti le informazioni sul formato, che per default sono protetti da scrittura in modo semplice, ma permettono di eventualmente cambiare il formato di lettura se dovesse presentarsi una improbabile modifica standard o in caso di necessità particolari.

Vedi figura 4.3 per il formato ufficiale della prima linea di dati.

```

01 - 01 Line Number of Element Data
03 - 07 Satellite Number
10 - 11 International Designator (Last two digits of
12 - 14 International Designator (Launch number of th
15 - 17 International Designator (Piece of launch)
19 - 20 Epoch Year (Last two digits of year)
21 - 32 Epoch (Day number and fractional portion of t
34 - 43 First Time Derivative of the Mean Motion divi
45 - 52 Second Time Derivative of Mean Motion divided
54 - 61 BSTAR drag term if GP4 general perturbation t
63 - 63 Ephemeris type
65 - 68 Element number
69 - 69 Check sum (Modulo 10)
|

```

Figura 4.3: Formato TLE

I file completi di formato TLE possono essere consultati in appendice (A4).

4.2. L'output

4.2.1. Lo standard output

In figura 4.5, le informazioni riportate sono basilamente quelle di calcolo come descritte nel capitolo precedente

L'output le correda con i dati di scorrimento temporale

tempo (gg)	currEpoch (gg)	Rv (km)	Xsat (km)	Ysat (km)	Zsat (km)	Xsun	Ysun	Zsun	Sw (km)	Sd (km)	expos.	T (K)
0.000000	731535.138192	7824.378	7663.481	-1578.873	14.354	-0.875850	-0.442758	-0.191971	39.75	5083.228	ombra	282.998
0.000694	731535.138887	7824.863	7634.052	-1661.935	433.254	-0.875253	-0.443750	-0.192481	39.62	4989.648	ombra	282.996
0.001389	731535.139581	7825.365	7581.866	-1740.026	850.859	-0.874655	-0.444742	-0.192831	39.69	4977.516	ombra	282.994
0.002083	731535.140275	7825.874	7507.003	-1812.914	1265.918	-0.874055	-0.445733	-0.193261	39.96	5026.623	ombra	282.992
0.002778	731535.140970	7826.388	7409.692	-1880.383	1677.191	-0.873454	-0.446723	-0.193690	40.44	5076.219	ombra	282.990
0.003472	731535.141664	7826.906	7298.229	-1942.232	2083.456	-0.872852	-0.447713	-0.194119	41.10	5145.181	ombra	282.987
0.004167	731535.142359	7827.427	7148.923	-1998.278	2483.481	-0.872249	-0.448701	-0.194548	41.94	5231.681	ombra	282.985
0.004861	731535.143053	7827.948	6986.353	-2048.356	2876.089	-0.871644	-0.449690	-0.194977	42.95	5334.077	ombra	282.983
0.005556	731535.143748	7828.469	6802.857	-2092.317	3260.103	-0.871038	-0.450677	-0.195405	44.12	5450.204	ombra	282.981
0.006250	731535.144442	7828.987	6599.038	-2130.031	3634.377	-0.870430	-0.451664	-0.195833	45.44	5577.865	ombra	282.979
0.006944	731535.145137	7829.501	6375.509	-2161.389	3997.795	-0.869822	-0.452650	-0.196260	46.88	5714.824	ombra	282.977
0.007639	731535.145831	7830.010	6132.941	-2186.297	4349.295	-0.869211	-0.453636	-0.196688	48.44	5858.869	ombra	282.975
0.008333	731535.146525	7830.511	5872.062	-2204.684	4687.768	-0.868600	-0.454621	-0.197115	50.11	6007.859	ombra	282.973
0.009028	731535.147220	7831.005	5593.653	-2216.495	5012.268	-0.867987	-0.455605	-0.197541	51.87	6159.752	ombra	282.971
0.009722	731535.147914	7831.488	5298.550	-2221.698	5321.807	-0.867373	-0.456588	-0.197968	53.71	6312.632	ombra	282.969
0.010417	731535.148609	7831.968	4987.635	-2220.279	5615.466	-0.866758	-0.457571	-0.198394	55.63	6464.713	sole	283.025
0.011111	731535.149303	7832.420	4661.839	-2212.243	5892.371	-0.866141	-0.458553	-0.198819	57.62	6614.351	sole	283.081
0.011806	731535.149998	7832.865	4322.137	-2197.615	6151.698	-0.865523	-0.459534	-0.199245	59.66	6760.038	sole	283.138
0.012500	731535.150692	7833.295	3969.543	-2176.442	6392.678	-0.864903	-0.460515	-0.199670	61.75	6900.405	sole	283.194
0.013194	731535.151387	7833.708	3605.111	-2149.787	6614.595	-0.864283	-0.461495	-0.200095	63.89	7034.212	sole	283.251

Figura 4.4: Standard output

La scelta (v. figura 4.5) da la possibilità di elaborare visionando i dati calcolati, di saltare la visualizzazione numerica corrente passando alla simulazione grafica, di semplicemente sopprimere la visualizzazione numerica fino al prossimo TLE per riproporre la scelta, oppure di elaborare tutte le proposte in background.

```
ENTER -> videata dati, 'g' -> grafica, 'n' -> next TLE, 'e' -> elabora tutto :_
```

Figura 4.5: Scelta

4.2.2. I files di dati

Per ogni TLE viene scritto un file di dettaglio con gli stessi dati di videata visti al paragrafo precedente, come pure un file di raggruppamento che agisce in base

al parametro generale di elaborazione “Group_time” il quale specifica il lasso di tempo sul quale effettuare le sommatorie dei dati di accumulo, nella fattispecie i dati relativi alle percentuali di esposizione a radiazioni solari/ombra e quelli di temperatura.

Questo ha l'effetto di sovrapporre ai dati di dettaglio portanti, quelli che permettono di sorvegliare più a grandi linee gli andamenti interessanti e fare un sunto sui lunghi periodi, il loro formato e mostrato in figura 4.6.

I file di dettaglio prendono il nome (1 linea) del relativo TLE con doppia estensione “.det.txt”, mentre quelli riassuntivi con “.acc.txt”.

Essi sono dislocati nella cartella dedicata all'output.

tempo(gg):	1.00	parz.:	64.216%	sole	35.784%	ombra	tot.:	64.216%	sole	35.784%	ombra	T(K):	331.641768
tempo(gg):	2.00	parz.:	62.543%	sole	37.457%	ombra	tot.:	63.381%	sole	36.619%	ombra	T(K):	372.728084
tempo(gg):	3.00	parz.:	62.292%	sole	37.708%	ombra	tot.:	63.018%	sole	36.982%	ombra	T(K):	406.333706
tempo(gg):	4.00	parz.:	64.028%	sole	35.972%	ombra	tot.:	63.270%	sole	36.730%	ombra	T(K):	433.797980
tempo(gg):	5.00	parz.:	63.151%	sole	36.849%	ombra	tot.:	63.246%	sole	36.754%	ombra	T(K):	453.547301
tempo(gg):	6.00	parz.:	62.431%	sole	37.569%	ombra	tot.:	63.110%	sole	36.890%	ombra	T(K):	466.875370
tempo(gg):	7.00	parz.:	63.403%	sole	36.597%	ombra	tot.:	63.152%	sole	36.848%	ombra	T(K):	476.616638
tempo(gg):	8.00	parz.:	63.958%	sole	36.042%	ombra	tot.:	63.253%	sole	36.747%	ombra	T(K):	483.639159
tempo(gg):	9.00	parz.:	62.986%	sole	37.014%	ombra	tot.:	63.223%	sole	36.777%	ombra	T(K):	487.533165
tempo(gg):	10.00	parz.:	62.752%	sole	37.248%	ombra	tot.:	63.176%	sole	36.824%	ombra	T(K):	489.759756
tempo(gg):	11.00	parz.:	65.000%	sole	35.000%	ombra	tot.:	62.242%	sole	36.658%	ombra	T(K):	492.915627

Figura 4.6: Files riassuntivi

4.2.3. Log

È previsto anche un file di log con estensione “.log.txt” che riporta una traccia dei principali passi di elaborazione con segnalazioni sull'esito delle operazioni principali.

4.2.4. Simulazione grafica

L'ultimo tipo di output prodotto è una simulazione grafica possibile per ogni TLE elaborato a scelta. Proposta in forma essenziale, essa riproduce Terra, cubeSat e Sole nelle reciproche posizioni calcolate in precedenza, lette dal file di dettaglio e riprodotte in una sorta di *streaming* da disco a monitor che anima nel tempo gli

attori principali dell'elaborazione. In tempo reale, vengono riportati i dati posizionali e gli altri di cui si è ormai già lungamente trattato.

La grafica permette alcuni controlli come avvicinamento/allontanamento dell'occhio + rotazione geocentrica (tasti cursore combinati con trascinamento mouse), accelerazione/ rallentamento immagini (tasti '+'/ '-'), pausa/ripresa (tasto SPACE).

Per evidenziare il passaggio in ombra del satellite, esso cambia colore da rosso a verde.

Il Sole è indicativo della direzione della propria luce ed è simbolicamente posto nei paraggi della Terra perché possa rientrare nel quadro d'esame.

La finestra grafica ha l'aspetto dell'immagine di copertina.

5. REALIZZAZIONE / TEST

La realizzazione di quanto descritto è avvenuta principalmente in programmazione C, con una fase di avvio che ha visto la prova di alcuni concetti su foglio di calcolo.

La grafica è stata realizzata con OpenGL.

Poche parole in più si possono produrre in questa sezione del documento, anche perché veri e propri test dell'attendibilità dei risultati prodotti. Esistono affermati programmi, per il calcolo di orbite (p. es. Predict, Satscape, ...), ma questi non producono output immediatamente confrontabile, a "prima vista" solo rappresentazioni grafiche e/o dinamica numerica senza traccia, che non hanno permesso nel tempo residuo a tale scopo una vera e propria verifica.

Quello che si può dire è che nonostante la possibilità di qualche piccolo errore nascosto, la funzionalità realizzata è coerente e segue basilarmente le giuste regole di calcolo. Questo le conferisce un buon potenziale per facili correzioni e sviluppi futuri.

6. CONCLUSIONI

Il calcolo dell'orbita, se fosse necessario, può essere affinato coinvolgendo il parametro *Decay rate*, di cui si è parlato “sotto mentite spoglie” alla fine del paragrafo 1.1.

La costruzione del calcolo orbitale è stata macchinosa, e sembra essere, per l'apprendista, viepiù suscettibile di ampliamenti e modifiche.

Nonostante ciò, credo di aver messo in piedi una buona base di calcolo, forse non completa al 100%, ma sostanziale.

Quello che inizialmente sembrava un errore nel calcolo dell'orbita” (cfr. paragrafo 3.4.) solare attorno alla Terra, si è rivelato con tutta probabilità una svista, si è pensato che il sole fosse troppo lento poiché lo si vedeva in ottica “giornaliera” (~1 giro al giorno), mentre il modello di calcolo estrapolato dai riferimenti bibliografici utilizzati, si è scoperto, lo pone in rotta “eclittica”, cioè in ottica annuale (senza considerare la rotazione terrestre, poiché il tutto è riferito ad un unico punto che è il centro del nostro pianeta ed il comportamento non è quello apparente dell'astro rispetto alla superficie...).

Resta ancora senza risposta la curiosa carenza di percentuale d'ombra nell'esito medio finale. Come già detto però, non dovrebbe essere gravoso a questo punto scoprire il problema.

Da ultimo bisogna ricordare che non sono state affrontate qui le possibilità di comunicazione radio del satellite in rapporto alla sua rotta.

Il lavoro è stato duro ed interessante ed ha reso possibile l'apprendimento di concetti elevati, come pure, ancora una volta, ha insegnato come affrontare difficoltà, addentrarsi in materie nuove e sconosciute, “imparare ad imparare”, eventualmente a barcamenarsi...

PIANI DI LAVORO

Piano preventivo

ATTIVITÀ	hh	SETTIMANA							
		11.9	18.9	25.9	2.10	9.10	16.10	23.10	30.10
FASE INTRODUTTIVA -									
assegnazione progetto	0	■							
valutazione	5		■						
ANALISI -									
dei requisiti	10		■	■					
delle soluzioni	30		■	■	■	■	■		
ricerche/studi	10		■	■	■	■			
briefing/discussioni con committente	20	■	■	■	■	■	■		
IMPLEMENTAZIONE	60		■	■	■	■	■		
TEST	15		■	■	■	■	■		
DOCUMENTAZIONE	20		■		■		■		
PRESENTAZIONE	0						■		

totale 170

Piano effettivo

ATTIVITÀ	hh	SETTIMANA							
		11.9	18.9	25.9	2.10	9.10	16.10	23.10	30.10
FASE INTRODUTTIVA -									
assegnazione progetto	0	■							
valutazione	5		■						
ANALISI -									
dei requisiti	8		■	■					
delle soluzioni	30		■	■	■	■	■		
ricerche/studi	15		■	■	■	■			
briefing/discussioni con committente	10	■		■	■	■	■		
IMPLEMENTAZIONI	83		■	■	■	■	■		
TEST	20			■	■	■	■		
DOCUMENTAZIONE	10		■			■	■	■	
PRESENTAZIONE	1						■		

totale 182

BIBLIOGRAFIA

[1]

Wikipedia, <http://it.wikipedia.org>

[2]

AMSAT, <http://www.amsat.org/amsat/keps/formats.html>

[3]

Manfred Manday, Grundlagen und Software für die Bahnberechnung von Satelliten, beam-Verlag, 1995

[4]

Paul A. Tipler, Invito alla fisica 2, Zanichelli, 1991, Prima edizione

APPENDICE

A1. Codice della routine con l'algoritmo per la determinazione del vettore satellitare

A2. Codice della routine con l'algoritmo per la determinazione del vettore di puntamento solare

A3. File di parametrizzazione dell'elaborazione completo

A4. Specifiche formato TLE Nasa

ALLEGATI

CD-Rom con:

- Files di documentazione di progetto (cartella “*doc*”)
 - presente documento
 - presentazione
 - descrizione del progetto originale
 - immagini (cartella “*immagini*”)

- Files di codice, eseguibili ed annessi (cartella “*src*”)
 - *SSL – VIO.c*
 - *graficaOpenGL.h*
 - *graficaOpenGL.c*
 - files di input (cartella “*input*”)
 - files di output (cartella “*output*”)
 - *Sunfunction.c*
 - *Illuminazione sat.xls*
 - *Reame.txt*

- Materiale di supporto (cartella “*sup*”)
 - applicazione *gpredict-0.6.1-win32-1*
 - applicazione *predict-2.2.3*
 - applicazione *Predict DOS 2.2*
 - links utili