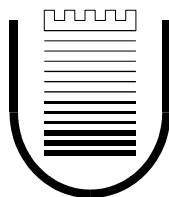


Università degli Studi di Roma "Tor Vergata"



Facoltà di Ingegneria

Master in Ingegneria e Diritto Internazionale dello Spazio
nei sistemi satellitari di comunicazione, navigazione e
sensing

**STUDIO PREDITTIVO SUL RE-ENTRY INCONTROLLATO IN
ATMOSFERA TERRESTRE DI OGGETTI IN ORBITA LEO**

Relatore

Prof.ssa Ernestina CIANCA

Candidato

Davide ARMENISE

Anno accademico 2018/2019

1. IL CONCETTO DI SPACE SITUATIONAL AWARENESS

Con il termine “*Space Situational Awareness*” (SSA) si intende la capacità di osservare, capire e prevedere la posizione fisica di corpi naturali e artificiali in orbita attorno alla Terra, con l’obiettivo di evitare possibili collisioni. A causa dell’aumento esponenziale degli oggetti in orbita, l’SSA ha assunto un ruolo di primo piano sia nel campo civile che in quello militare. In particolare, l’SSA comprende tre principali settori:

- *Space Surveillance and Tracking* (SST) di oggetti in orbita terrestre come satelliti attivi, satelliti inattivi, detriti spaziali (*debris*), stadi di lancio (*rocket body*);
- *Space Weather* (SWE) per il monitoraggio delle condizioni del vento solare nella magnetosfera, ionosfera e termosfera;
- *Near-Earth Objects* (NEO) per la rilevazione di potenziali collisioni di oggetti naturali con la Terra.

1.1 L’ambiente spaziale

Il problema principale nell’ambiente SSA sono i detriti spaziali, causati principalmente dalla esplosione degli stadi superiori e da collisioni tra satelliti o tra satelliti e altri detriti. Il fenomeno “*debris*” diventa sempre più rilevante a causa della grande quantità di satelliti e costellazioni di satelliti lanciate negli ultimi anni. In quasi 60 anni di attività spaziali più di 5.250 sono stati i lanci che hanno portato a circa 42.000 oggetti tracciati in orbita, di cui circa 23.000 regolarmente monitorati dalla *US Space Surveillance Network* e mantenuti nel loro catalogo. Oggi tra 4.200 e 4.400 satelliti, inclusi satelliti per comunicazioni geostazionari, sono in orbita attorno la Terra, ma solo una piccola frazione - circa 1.200 - sono satelliti operativi per una massa totale di oltre 7.500 tonnellate.

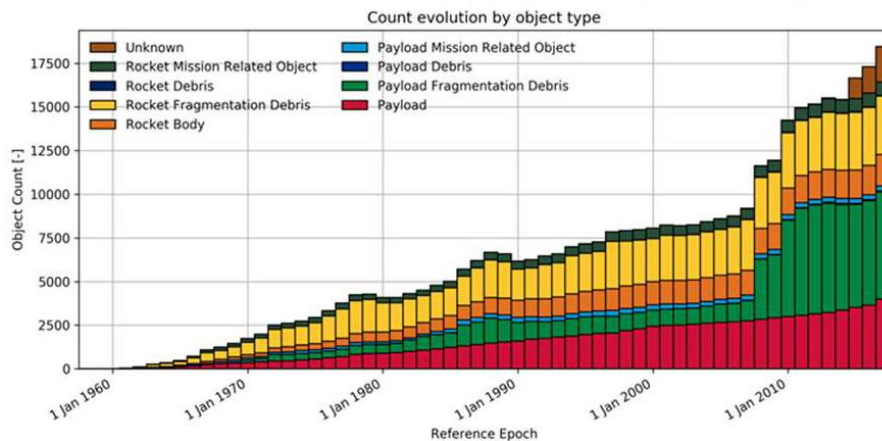


Figura 1. Evoluzione dal 1960 in poi del numero di oggetti in orbita attorno alla Terra.

1.2 Space Surveillance and Tracking

Con il termine “*Space Surveillance and tracking*” si intende la capacità di rilevare e predire i movimenti di oggetti in orbita terrestre (satelliti, *debris*, ecc.). I dati generati da un sistema SST devono essere utilizzati per proteggere i satelliti e le piattaforme in orbita da collisioni con *debris*, ormai sempre più presenti. Grazie ad una “*Space Surveillance Network*” (SSN) dedicata, Stati Uniti e Russia sono in grado di rilevare e catalogare oggetti di dimensioni maggiori di 5-10 cm in orbita bassa (*Low Earth Orbit*) e di dimensioni maggiori di 30-100 cm in orbita geostazionaria (*Geostationary Earth Orbit*, a 36.000 km dall’equatore terrestre).

Una SSN può comprendere diversi tipi di sensori:

- Sensori di tipo **Ground-based**:
 - *Phased-array RADAR*;
 - *RADAR convenzionali*;
 - *Sensori elettro-ottici*;
- Sensori di tipo **Space-based**, per il rilevamento di oggetti senza interferenze da condizioni climatiche e atmosfera. Questo tipo di sensori sono solitamente ottici o a infrarossi.

La principale fonte di informazione nel settore SST è la *US Space Surveillance Network*, chiamata **USSTRATCOM**, la quale, disponendo di sensori di varia natura e di dati forniti dal *North American Aerospace Defence Command* (NORAD), nonché da altre agenzie come l'ESA (*European Space Agency*), ha la capacità di rilevare, correlare e catalogare oggetti in orbita. Inoltre, il *Joint Space Operations Center* (JSpOC) fornisce il servizio (gratuito ma non aperto) di *collision warning* con lo scopo di fornire per tempo *warnings* di collisione e permettere in anticipo le manovre di prevenzione di potenziali incidenti.

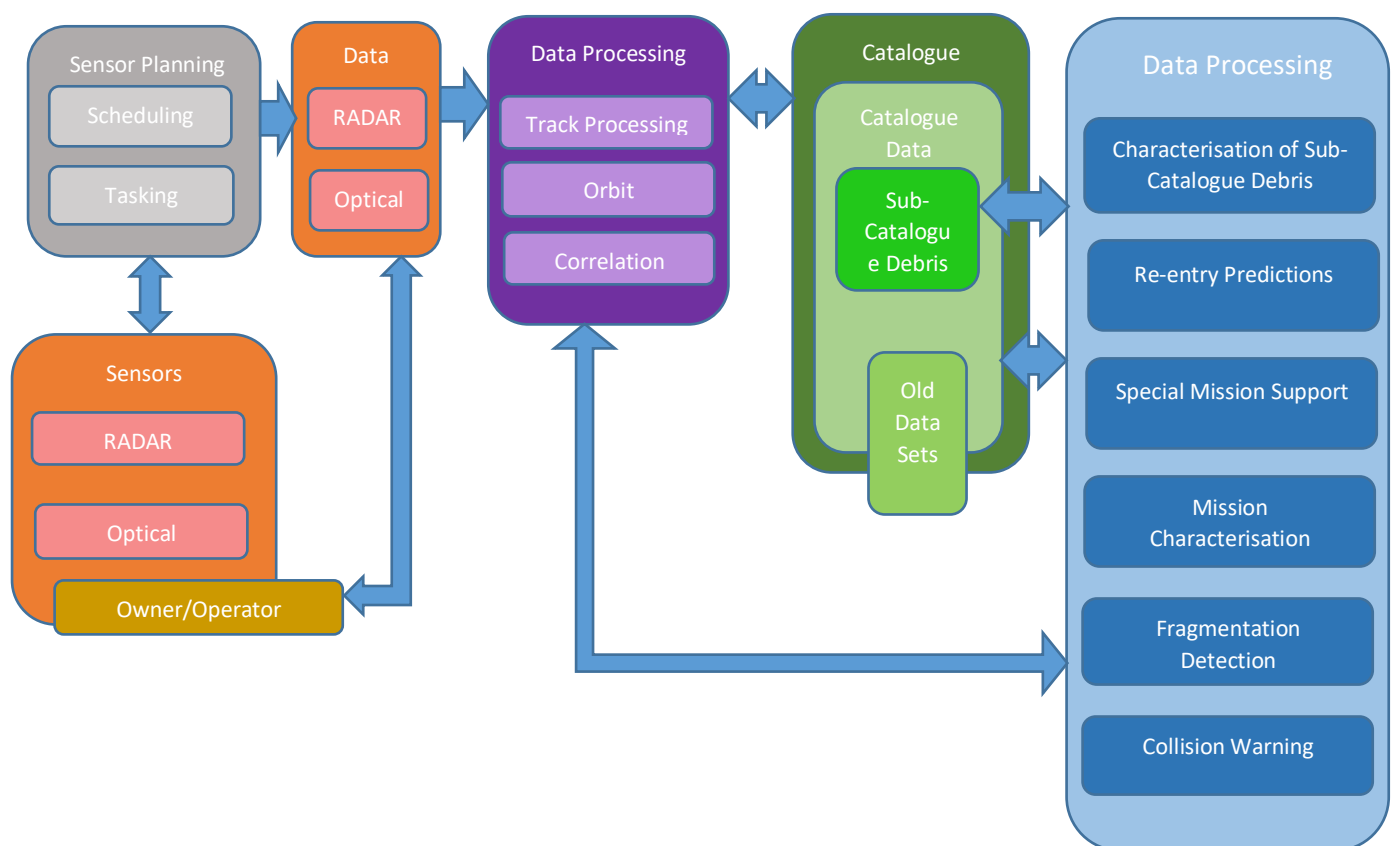


Figura 2. Schema a blocchi ad alti livello architetturale del sistema SST in ambito nazionale

In ambito europeo oggi si punta all'indipendenza delle singole nazioni; a seguito delle decisioni del Parlamento Europeo e del Consiglio Europeo nell'Aprile 2014, i leader delle agenzie spaziali di Italia, Francia, Germania, Spagna ed Inghilterra hanno firmato un accordo per avviare un Consorzio dedicato all'SST Europeo. Tale consorzio è gestito dall'*European Satellite Center* (SATCEN). In ambito nazionale, l'Agenzia Spaziale Italiana (ASI), l'Istituto Nazionale di Astrofisica (INAF) e il Ministro della Difesa hanno firmato un accordo quadro per il programma SST. L'accordo (che va da

Giugno 2015 fino a fine 2020) prevede un Comitato Direttivo per le attività di *Space Surveillance and Tracking* (OCIS) responsabile per il coordinamento a livello nazionale delle attività di SST, e indirizzando l'ASI come *National Entity* (NE) rappresentante l'Italia nel Consorzio Europeo di SST. In figura 2. si riporta uno schema a blocchi ad alto livello architetturale del sistema SST in ambito nazionale.

Il presente lavoro di tesi si sofferma su uno degli aspetti trattati nel sistema SST: quello della predizione dei *re-entry* in atmosfera terrestre. In particolare, il concetto di fondo su cui si basa il presente lavoro è che oggetti di dimensioni e caratteristiche simili si comportino in maniera simile durante il rientro incontrollato a Terra. Per poter dimostrare ciò è prima necessario capire su quale tipologia di oggetti basare lo studio. La scelta è stata quella dei *rocket body*, vista la grande quantità di dati a disposizione in archivio riguardante *re-entry* incontrollati di questa tipologia di oggetti. Nel prossimo capitolo si parlerà di missione spaziale facendo particolare attenzione ai *rocket body*.

2. RE-ENTRY INCONTROLLATI

2.1 La fase di lancio

Ad oggi, nessun lanciatore può portare un oggetto in orbita LEO (*Low Earth Orbit*) con un solo stadio. La domanda dunque non è se un lanciatore debba avere più di uno stadio, bensì quanti stadi debba avere per completare la sua missione. La risposta è che, in base alla missione, sono utilizzati dai 2 ai 6 stadi. Avere a disposizione più di uno stadio di lancio è vantaggioso sia perché non si deve spendere energia per la propulsione di serbatoi vuoti (una volta utilizzato, lo stadio viene sganciato dal resto del razzo), sia perché i serbatoi di propellente e l'intero veicolo possono essere più piccoli, dovendo trasportare meno massa. Tuttavia, per ogni stadio aggiunto la complessità del lanciatore aumenta, dovendo tenere in conto di alcuni elementi come le strutture tra i vari stadi o i meccanismi di sgancio dei singoli stadi. In generale comunque, una soluzione a più stadi è tipica per ottenere rendimenti più elevati. Per comprendere più a fondo il lancio nello spazio, nel prossimo paragrafo vengono descritte, a titolo di esempio, le fasi di lancio di un vettore Soyuz per il trasporto degli astronauti sulla Stazione Spaziale Internazionale (ISS).

2.1.1 Soyuz, la sequenza di lancio

Il lanciatore Soyuz ha una potenza dell'ordine di milioni di cavalli e riesce a raggiungere una velocità orbitale di circa 28.800 km/h. Dopo l'accensione, i motori accelerano verso lo spazio gli astronauti all'intero della Soyuz, aumentando la velocità di circa 50 km/h ogni secondo, per 9 minuti. Per raggiungere l'orbita terrestre la Soyuz dovrà attraversare tre stadi: in ognuno di questi una diversa parte del razzo utilizza il suo carburante e viene poi sganciata per tornare sulla Terra. I quattro booster che sempre si vedono nelle foto e nei video di ogni lancio costituiscono il primo stadio. Sono sufficienti solo due minuti per consumare tutto il loro carburante e dare alla Soyuz la prima "spinta". A questo punto gli astronauti stanno volando ad una velocità di 8.300

km/h ad un'altezza di circa 39 km da terra. Dopo circa 30 secondi, il primo stadio viene fatto separare dal resto del razzo. Il secondo stadio nel frattempo ha continuato a bruciare e finisce il carburante a disposizione dopo circa cinque minuti dal lancio: ad un'altezza di 176 km dalla Terra (quindi ormai ufficialmente nello Spazio) e avendo fatto raggiungere alla Soyuz una velocità di circa 13.500 km/h, anche il secondo stadio si separa. In soli 5 minuti gli astronauti a bordo del vettore russo hanno percorso ben 500 km. Quindi è il momento del terzo stadio: il suo compito è spingere la navicella Soyuz abbastanza distante da poter resistere alla forza di gravità. Dopo 9 minuti di forte accelerazione, gli astronauti hanno finalmente un po' di tregua quando anche il terzo stadio smette di bruciare carburante e si stacca. L'equipaggio è ufficialmente in assenza di peso e inizia il suo viaggio per raggiungere la Stazione Spaziale Internazionale.

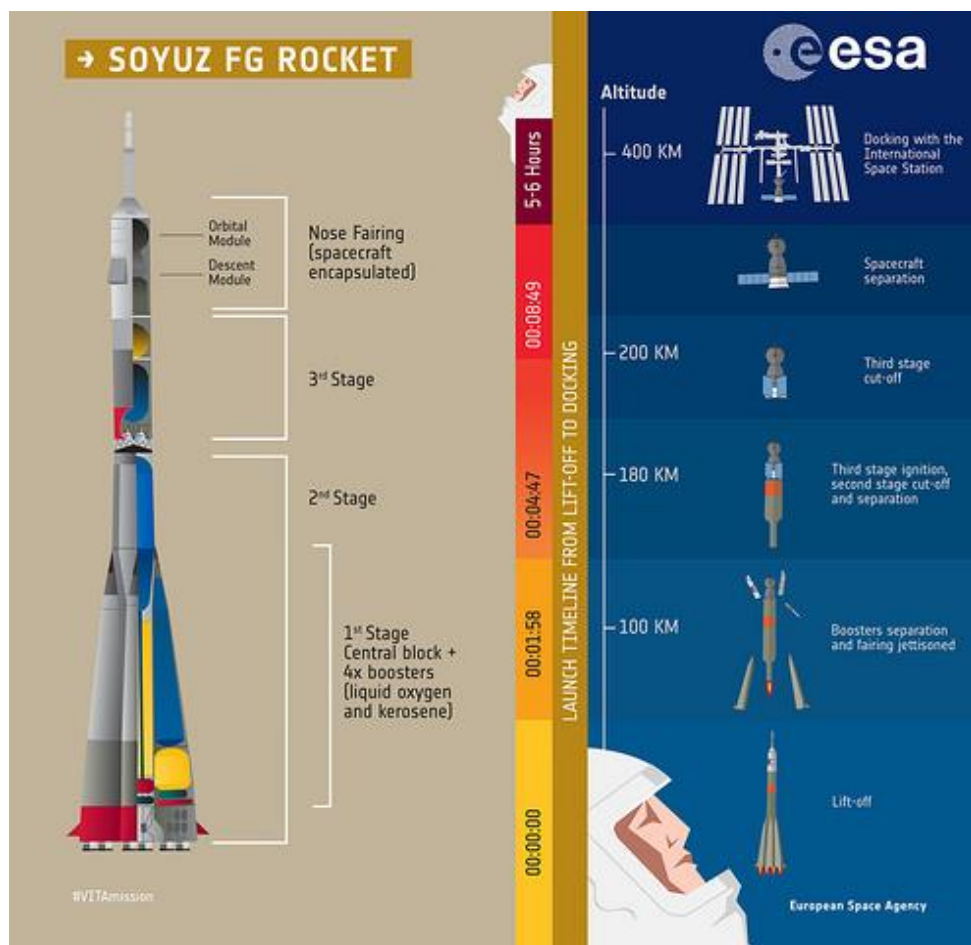


Figura 3. Fasi del lancio del vettore russo Soyuz verso la Stazione Spaziale Internazionale

Successivamente al lancio, più stadi sono stati sganciati a diverse quote. Mentre i primi stadi rientrano rapidamente a terra e generalmente ricadono in mare (la posizione della base di lancio viene scelta vicino al mare e lontano dai centri abitati per questo motivo), gli ultimi stadi sganciati percorrono diverse orbite prima di ricadere in maniera incontrollata sulla Terra. Sono quelli che costituiscono maggiore pericolo, potendo “sopravvivere” all’ingresso in atmosfera e impattare al suolo senza nessuna possibilità di intervento su di essi.

2.2 *Re-entry* incontrollati

Oggi, approssimativamente il 70% dei *re-entry* in atmosfera di oggetti in orbita attorno alla Terra sono incontrollati. Ciò corrisponde a circa 100 tonnellate ogni anno. In media, ogni settimana si assiste ad un *re-entry* incontrollato di un *rocket-body*, con una massa che mediamente si aggira attorno ai 2.000 kg. Un oggetto di queste dimensioni in orbita circolare attorno alla Terra, durante il *re-entry* incontrollato possiede una energia orbitale specifica¹ di circa $3,2 \times 10^7 \text{ J/kg}$. Se tutta questa energia fosse convertita in calore assorbito dal corpo, praticamente qualsiasi materiale vaporizzerebbe durante il *re-entry*. Il problema è che le cose funzionano diversamente: tipicamente solo l’1% di questa energia viene assorbita sotto forma di calore dal corpo nel suo rientro a Terra, dunque la possibilità che vi siano componenti intatte impattanti a terra è ben lontana dall’essere trascurabile, soprattutto quando si parla di oggetti come *rocket-body*.

A partire da una quota di 110 km, durante gli ultimi 10 minuti prima del raggiungimento del suolo, l’atmosfera è abbastanza densa da riscaldare l’oggetto che, a causa della resistenza aerodinamica, decelera, molto spesso disintegrandosi. Simulazioni più dettagliate congiunte all’analisi dei resti ritrovati a Terra di questi oggetti porta alla conclusione che, anche nel caso di oggetti non specificatamente progettati per “sopravvivere” al rientro, una massa che va dal 5% al 40% dell’oggetto

¹ In meccanica celeste o astrodinamica, l’energia orbitale specifica è una delle costanti di moto di un corpo orbitante che rispetta le usuali ipotesi di problema dei due corpi puntiformi (corpo orbitante e attrattore) che seguono la legge di gravitazione universale.

è in grado di raggiungere la superficie terrestre. In termini di massa e numero di componenti, i *re-entry* incontrollati degli stadi superiori presentano generalmente un rischio più elevato rispetto ai veicoli spaziali o ad episodi come la scomparsa dello Skylab (1979) e la perdita del veicolo spaziale Columbia (2003); la maggior parte dei frammenti recuperati sul terreno finora appartiene a corpi di razzi. Questo è stato probabilmente uno dei motivi che ha portato negli ultimi anni alla pratica di *de-orbiting* controllata dei stadi superiori.



Figura 4. Secondo stadio di un razzo Delta II ricaduto a Terra vicino Georgetown, Texas, il 22 Gennaio 1997.

2.3 Capacità dell'ESA

Come accennato precedentemente, il pericolo posto da *re-entry* incontrollati di veicoli spaziali, stadi di lanci e detriti spaziali è relativamente basso ma non trascurabile. Inoltre, tale fenomeno è associato ad una serie di aspetti legali e di sicurezza che devono essere presi in considerazione. Il rischio dovuto ai *re-entry* può essere innanzitutto calcolato a partire dall'analisi dei frammenti "sopravvissuti" all'atmosfera e alla loro dispersione a terra in una *swath*. La soglia di probabilità comunemente accettata dalle agenzie spaziali per il rischio di incidente di un singolo *re-entry* incontrollato è di 1 su 10.000. E' dunque obbligatorio che le missioni ESA raggiungano tale soglia e che produca un'analisi dettagliata dei rischi dovuti a *re-entry* controllati e non controllati.

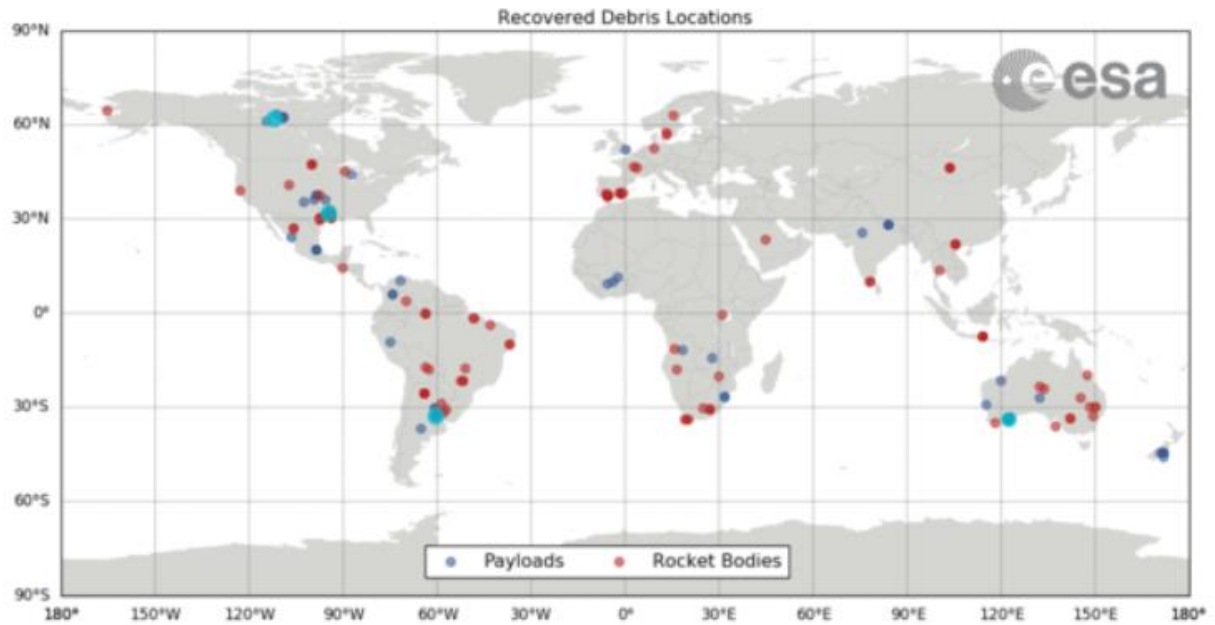


Figura 5. Mappa dell'ESA dei ritrovamenti sulla terraferma dei Payloads e Rocket Bodies

Le manovre di rientro possono essere ottimizzate per controllare il rischio di impatto (idealmente su un'area oceanica), e quindi mantenere la probabilità di incidente al di sotto di una soglia di rischio accettabile. Nel caso di eventi non controllati, la finestra temporale di rientro e il tempo di impatto possono essere monitorati. La qualità di questo processo può essere migliorata attraverso dati di tracciamento orbitale e strumenti sofisticati di predizione orbitale. In particolare, gli studi dell'ESA includono:

- Simulazioni dettagliate della rottura aerotermica e strutturale di satelliti o stadi di lancio;
- Previsione dell'orbita e del comportamento di ciascun frammento di rientro;
- Identificazione di oggetti che raggiungono il suolo;
- Analisi dei potenziali rischi associati per la popolazione nella *swath* di impatto.

L'ufficio “*Space debris*” dell'ESA fornisce informazioni sui *re-entry* passati e imminenti ad un ampio pubblico, comprese le agenzie di protezione nazionali ed il mondo scientifico e di ricerca; ciò avviene grazie ad un portale web.

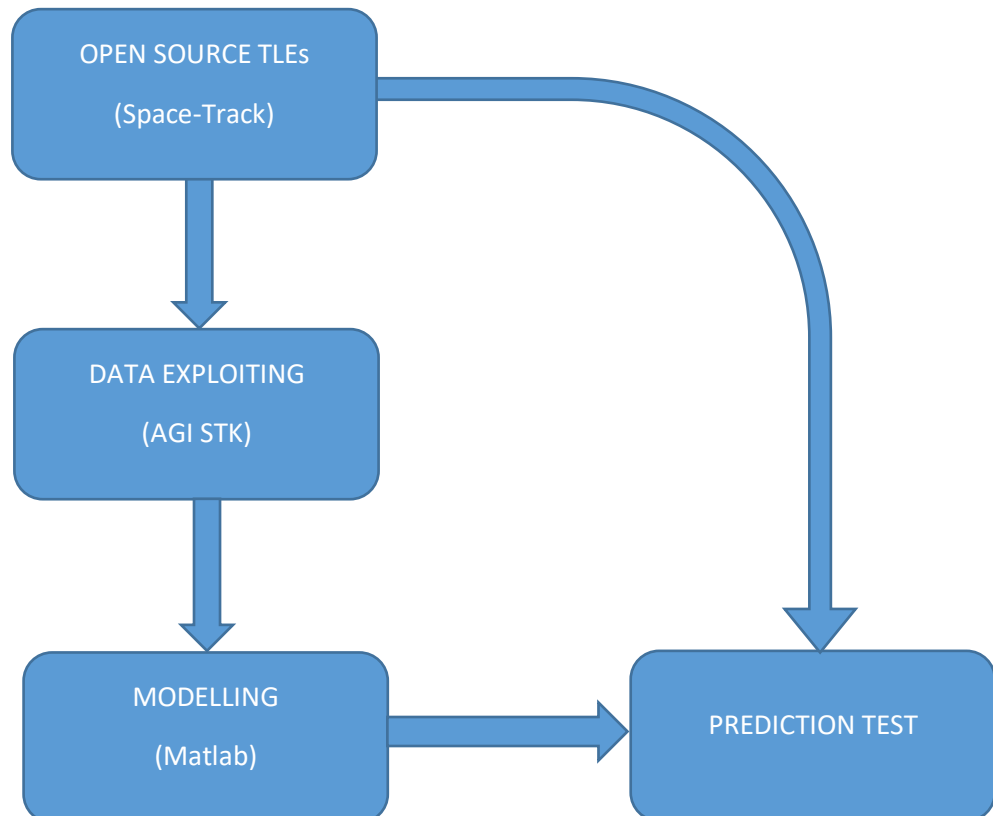
2.4 Il caso della Tiangong-1

Uno dei casi più celebri tra i recenti *re-entry* incontrollati è quello della stazione spaziale cinese Tiangong-1. La stazione spaziale in questione è stata la prima stazione spaziale cinese, lanciata il 29 settembre 2011 su un'orbita approssimativamente circolare, a circa 350 km di altezza e inclinata di poco meno di 43° rispetto all'equatore terrestre. Nel Novembre dello stesso anno è stata raggiunta e agganciata dalla navicella Shenzhou-8 senza equipaggio, mentre i primi tre astronauti vi sono saliti a bordo, trasportati da Shenzhou-9, nel giugno 2012, trascorrendovi 9 giorni e mezzo. Il secondo e ultimo equipaggio di tre astronauti si è agganciato alla stazione, con Shenzhou-10, nel giugno 2013, trascorrendovi 11 giorni e mezzo. Da allora Tiangong-1 ha continuato ad essere utilizzata, disabitata, per condurre una serie di test, con l'obiettivo di deorbitarla, a fine missione, con un rientro guidato nella cosiddetta *South Pacific Ocean Unpopulated Area* (SPOUA). Purtroppo, il 16 marzo 2016, il centro di controllo a terra ha perso la capacità, in maniera irreversibile, di comunicare e impartire comandi al veicolo spaziale. Nei due anni trascorsi da allora, Tiangong-1 ha perciò perduto progressivamente quota, fino al suo rientro in atmosfera, alla quota di 80 km, alle 02:10 (ora italiana) del 2 Aprile 2018. Poco dopo, il corpo cilindrico del veicolo spaziale ha cominciato a disintegrarsi e i frammenti più veloci sono precipitati sulla superficie terrestre 7 minuti più tardi a circa 1.800 km di distanza, mentre quelli più lenti sono precipitati 20 minuti dopo ad una distanza di circa 500 km dal punto di rientro. L'area interessata dalla caduta dei frammenti, nell'Oceano Pacifico meridionale, non è molto lontana da quella dove il veicolo sarebbe stato fatto rientrare nel caso in cui se ne fosse mantenuto il controllo.

3. STUDIO PREDITTIVO

Non esiste un confine netto e preciso tra l'atmosfera e lo spazio: la prima svanisce progressivamente, con continuità, nel secondo. Ecco perché i satelliti in orbita bassa ne subiscono gli effetti, così come la Stazione Spaziale Internazionale, che orbita a circa 400 km di altezza e che deve periodicamente accendere i motori per contrastare la perdita di quota provocata dall'atmosfera residua. Esiste comunque un'interfaccia convenzionale, fissata alla quota di 120 km, al di sopra della quale un'orbita circolare è ancora marginalmente possibile, anche se di brevissima durata, mentre al di sotto no. In generale si parla quindi di rientro nell'atmosfera quando un veicolo spaziale scende alla quota di 120 km. Ma siccome in gran parte dei casi la struttura principale di un satellite rimane integra fino alla quota di 80 km, spesso, quando si parla di previsioni di rientro, ci si riferisce appunto al raggiungimento della quota di 80 km. In un caso come quello della Tiangong-1, si parla di rientro nell'atmosfera quando l'oggetto scende a 120 km di quota. Da quel punto in avanti l'attrito dell'aria diventa sempre più significativo, e le strutture esposte di grande area e massa contenuta, come i pannelli solari e le antenne sporgenti, possono staccarsi tra i 110 km e i 90 km di altezza. Il corpo del satellite, dov'è concentrata gran parte della massa, rimane però generalmente intatto fino a 80 km di quota. Solo in seguito, a causa dell'azione combinata delle forze aerodinamiche e del riscaldamento prodotti dall'attrito dell'aria, la struttura principale si disintegra e i singoli componenti si trovano a loro volta esposti alle condizioni proibitive dell'ambiente circostante. Il destino dei vari pezzi dipende dalla composizione, dalla forma, dalla struttura, dal rapporto area su massa, e dal momento in cui vengono rilasciati durante la discesa. Gran parte della massa si vaporizza ad alta quota, ma se il satellite o l'oggetto in caduta è sufficientemente massiccio e contiene componenti particolari, come serbatoio di acciaio o titanio e masse metalliche in leghe speciali, la caduta al suolo di frammenti solidi a elevata velocità, fino a qualche centinaio di km/h, è possibile.

Il presente studio si concentra sulla parte di *re-entry* antecedente i 120 km di quota. L'obiettivo è quello di creare, analizzare e correlare un dataset di *re-entry* incontrollati di *rocket body* con lo scopo di poter creare un modello predittivo basato esclusivamente su uno storico di eventi misurati. Si riporta di seguito lo schema ad alto livello dello studio effettuato:



3.1 *Space-Track*

Space-Track.org è una piattaforma che promuove la sicurezza del volo spaziale, la protezione dell'ambiente spaziale e l'uso pacifico dello spazio in tutto il mondo, condividendo servizi di *Space Situational Awareness* con gli Stati Uniti e i proprietari/operatori satellitari internazionali, il mondo accademico e altre entità. Tra i vari servizi offerti dalla piattaforma troviamo:

- *Two Line Element (TLE) data*;
- *Satellite decay & re-entry data*;

- *Space Situational Awareness (SSA) sharing;*
- *Satellite catalog (SATCAT) data.*

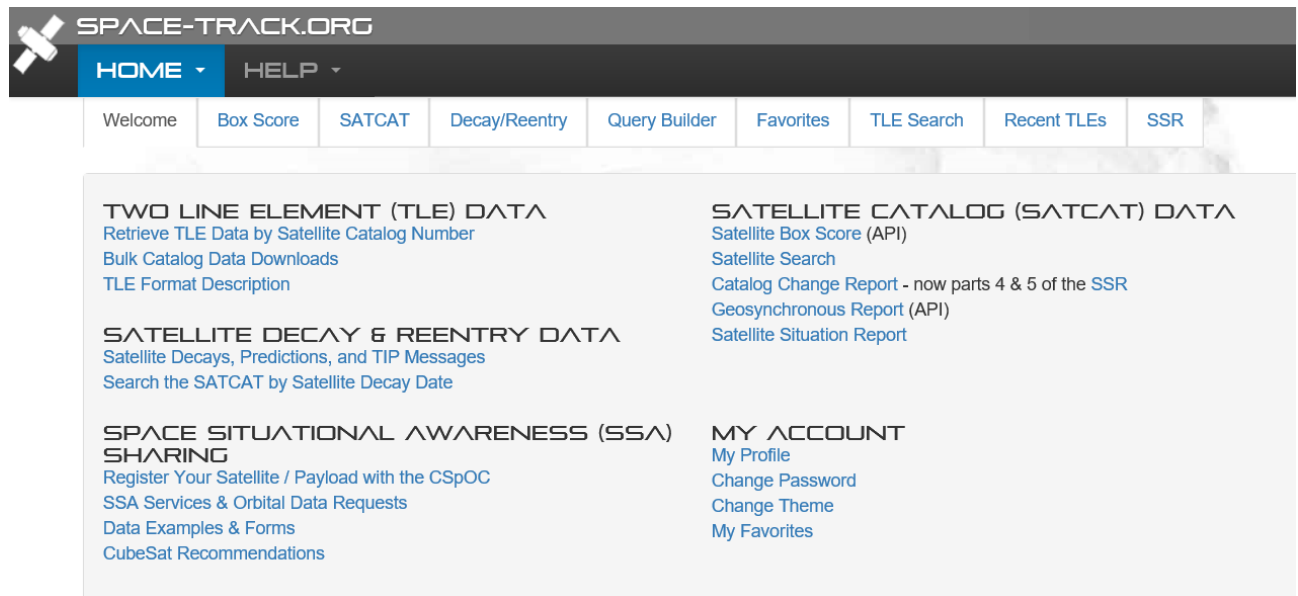


Figura 6. Interfaccia dei servizi offerti dalla piattaforma Space-Track.org

Ovviamente, quello utilizzato per lo studio del presente lavoro di tesi è “*Satellite decay & re-entry data*”. In particolare, in questa sezione sono archiviati dati orbitali di oggetti (satelliti, *rocket-body* e *debris*) rientrati in atmosfera terrestre o di cui ne è previsto il rientro. Per ogni oggetto vengono forniti dati orbitali (TLE), *RADAR Cross Section* (che può essere *Small* o *Large*), data del rientro e tipologia di messaggio per distinguere tra dati previsionali e dati archiviati.

3.1.1 Two Line Element

Un TLE è un formato di dati che codifica l’insieme di elementi orbitali di un oggetto in orbita attorno alla Terra, per un dato punto nel tempo, l’epoca. A partire dal TLE, usando appositi algoritmi di predizione, è possibile stimare con una certa accuratezza lo stato (posizione e velocità) dell’oggetto in questione in qualsiasi punto nel passato o nel futuro. Il nome TLE deriva proprio dal fatto che questo tipo di dato è formato da due righe di codici. I TLE possono descrivere solo le traiettorie di oggetti in orbita attorno alla Terra. Essi sono ampiamente utilizzati per le predizioni delle orbite di

detriti spaziali, con lo scopo di caratterizzare eventi futuri come la collisione e per supportare l'analisi dei rischi e manovre di “*conjunction avoidance*”. Si riporta di seguito un esempio di TLE della Stazione Spaziale Internazionale:

```
ISS (ZARYA) 1 25544U 98067A 08264.51782528 -.00002182 00000-0 -11606-4 0
2927 2 25544 51.6416 247.4627 0006703 130.5360 325.0288 15.72125391563537
```

Nelle seguenti tabelle si riporta invece la spiegazione di ciascuno degli elementi presenti nel TLE:

Field	Columns	Content	Example
1	01–01	Line number	1
2	03–07	Satellite number	25544
3	08–08	Classification (U=Unclassified)	U
4	10–11	International Designator (Last two digits of launch year)	98
5	12–14	International Designator (Launch number of the year)	067
6	15–17	International Designator (piece of the launch)	A
7	19–20	Epoch Year (last two digits of year)	08
8	21–32	Epoch (day of the year and fractional portion of the day)	264.51782528
9	34–43	First Time Derivative of the Mean Motion divided by two ^[11]	-.00002182
10	45–52	Second Time Derivative of Mean Motion divided by six (decimal point assumed)	00000-0
11	54–61	BSTAR drag term (decimal point assumed) ^[11]	-11606-4
12	63–63	The number 0 (originally this should have been "Ephemeris type")	0
13	65–68	Element set number. Incremented when a new TLE is generated for this object. ^[11]	292
14	69–69	Checksum (modulo 10)	7

Field	Columns	Content	Example
1	01–01	Line number	2
2	03–07	Satellite number	25544
3	09–16	Inclination (degrees)	51.6416
4	18–25	Right ascension of the ascending node (degrees)	247.4627
5	27–33	Eccentricity (decimal point assumed)	0006703
6	35–42	Argument of perigee (degrees)	130.5360
7	44–51	Mean Anomaly (degrees)	325.0288
8	53–63	Mean Motion (revolutions per day)	15.72125391
9	64–68	Revolution number at epoch (revolutions)	56353
10	69–69	Checksum (modulo 10)	7

3.2 Creazione del database

Dopo aver chiarito i servizi offerti da *Space-Track.org* e la struttura di un TLE, vediamo come è stata strutturata la ricerca degli oggetti per la popolazione del database. Come già accennato in precedenza, la tipologia di oggetti studiati è quella dei *rocket-body*, sia perché rappresentano un rischio maggiore di impatto al suolo, sia perché è possibile usufruire di una grande quantità di dati relativi a *re-entry* in atmosfera di questa tipologia di oggetti. Inoltre, per uniformare lo studio, tutti gli oggetti sono stati scelti con una *Large RADAR cross section*. La quota di studio si concentra dai 300 km di perigeo (punto dell'orbita più vicino alla superficie terrestre) ai 120 km di quota dell'oggetto (all'incirca l'ultimo valore di quota sopra il quale l'orbita può ancora essere considerata circolare, prima del rientro); generalmente questa quota corrisponde anche all'ultimo TLE disponibile, quindi l'ultima “misura” effettuata prima del rientro. E' comunque importante sottolineare che questo studio considera solo oggetti in orbita bassa (*Low Earth Orbit*). Infine, essendo i TLE i dati di riferimento per la ricostruzione della traiettoria di caduta a Terra dell'oggetto, sono stati scelti solo i *rocket-body* di cui si dispone di più di una misura al giorno: TLE multipli con frequenza giornaliera. Si riporta nella tabella di seguito un riepilogo dei parametri descritti.

TIPOLOGIA EVENTO	RE-ENTRY
ORBITA	LEO
RCS	LARGE
TIPOLOGIA	ROCKET BODY
QUOTA MASSIMA PERIGEO	300 Km
QUOTA MINIMA	ULTIMO TLE (generalmente 120 km)
FREQUENZA TLE	>1 TLE al giorno

Per poter realizzare questa ricerca, *Space-Track.org* mette a disposizione un tool che permette di individuare gli oggetti a seconda dei vincoli impostati. Questo ha portato alla creazione di un archivio contenente più di 60 set di dati orbitali relativi a eventi di

re-entry incontrollati in atmosfera terrestre. Per ogni oggetto, registrato con il codice del catalogo NORAD, oltre ai TLE è stato salvato anche il messaggio di rientro, in cui è presente la data precisa della caduta a Terra.

3.3 System Tool Kit

System Tool Kit (in precedenza *Satellite Tool Kit*), spesso indicato con la sigla STK, è un pacchetto software della *Analitical Graphics, Inc.* che consente a ingegneri e scienziati di eseguire analisi complesse relative a risorse terrestri, marittime, aeree e spaziali e condividendo i risultati in un'unica soluzione integrata. STK è stato sviluppato nel 1989 come strumento commerciale *off-the-shelf*. Originariamente creato per risolvere problemi relativi a satelliti in orbita terrestre, è ora utilizzato nella comunità aerospaziale e della difesa per molte altre applicazioni.

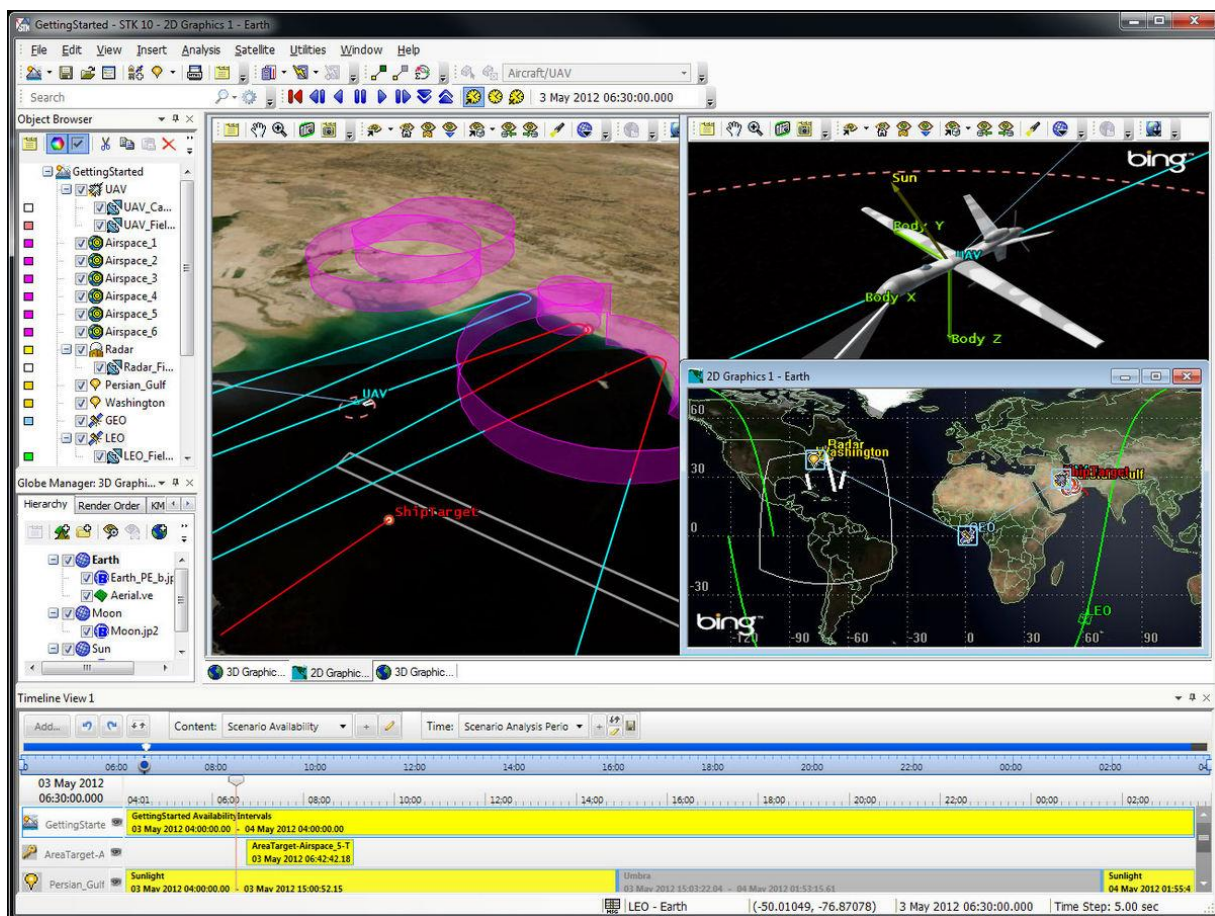
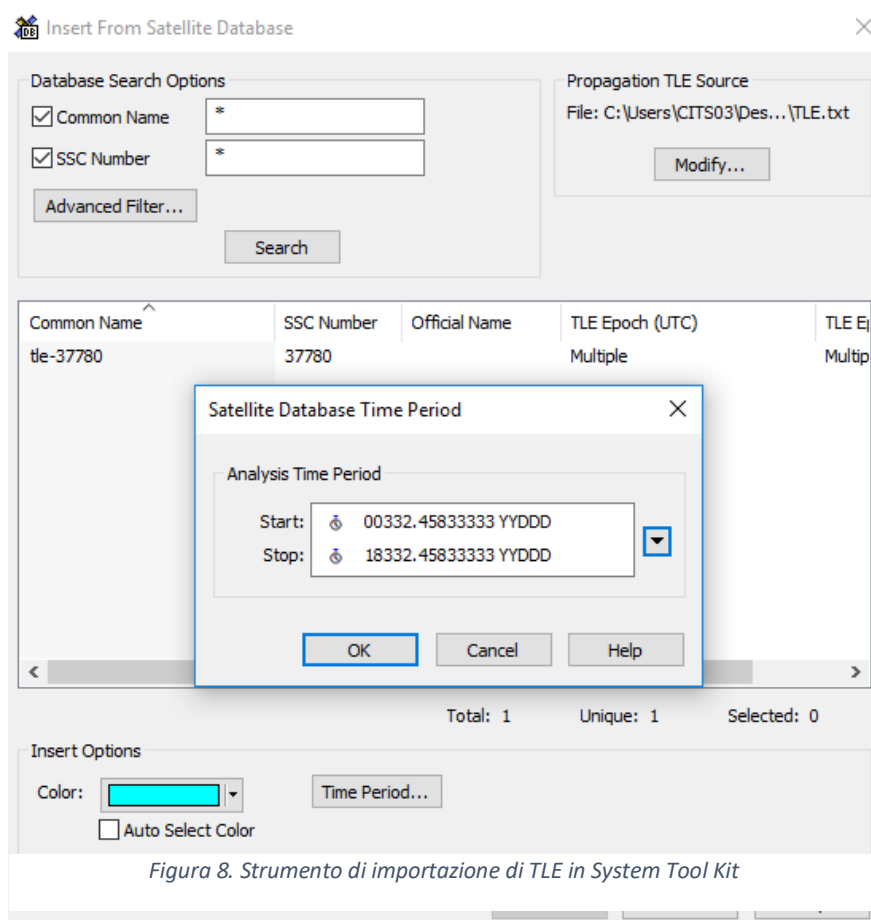


Figura 7.. Interfaccia grafica di System Tool Kit

Analizziamo di seguito come è stato utilizzato il software.

3.3.1 Import dei dati

Come già accennato precedentemente, il dato di input a disposizione è l'insieme di TLE relativi al rientro in atmosfera di un insieme di *rocket-body*. Come prima cosa è dunque necessario importare i dati a disposizione sulla piattaforma STK. Per far ciò è necessario specificare i tempi di *start* e *stop* della finestra temporale del TLE. Essendo i TLE multipli ordinati temporalmente, è bastato prendere i tempi del primo e dell'ultimo TLE per definire tale finestra.



Tale procedimento è stato ripetuto per tutti gli oggetti presenti nell'archivio creato in precedenza.

A questo punto è necessario chiarire le scelte fatte per l'analisi dei dati a disposizione, al fine di poter descrivere nel migliore dei modi il comportamento dell'oggetto durante il rientro a Terra.

3.4 Analisi dei dati su *System Tool Kit*

Tra i vari tool offerti da STK troviamo, nella sezione *Analysis*, lo strumento di ”*Report & Graph Manager*”. Grazie a questo strumento è possibile estrarre, a partire dai dati a disposizione dell’oggetto (nel nostro caso, i TLE multipli), una serie di informazioni riguardanti parametri orbitali, tempi di accesso, posizione e velocità dell’oggetto ecc.... E’ dunque necessario capire come sfruttare al meglio questo strumento per poter analizzare l’andamento del *re-entry*. Abbiamo in precedenza affermato che, nonostante il fatto che non si possa definire in maniera netta una quota al di sotto della quale l’oggetto non è più in orbita circolare, bensì in caduta verso la superficie terrestre, esiste una fascia che va dagli 80 km ai 120 km in cui questo evento si verifica. Dunque la scelta fatta per l’analisi è stata quella di estrarre delle informazioni di quota. Nello specifico, due particolari quote sono state scelte per lo studio: apogeo e perigeo. Esse corrispondono rispettivamente ai punti di massima e minima distanza del satellite dalla Terra. Per poter comprendere come è stato possibile estrarre questo tipo di informazione a partire dai TLE, si riporta nel seguente paragrafo una descrizione del propagatore utilizzato per lo studio. Il modello SGP4.

3.4.1 Propagatore orbitale

Possiamo considerare i dati presenti nell’archivio creato con *Space-Track.org* come una serie di “punti di misura” dai quali è necessario estrarre informazioni. La frequenza di questi punti di misura, come è stato detto in precedenza, è maggiore di due campioni al giorno. Tuttavia, per poter esaminare l’andamento di apogeo e perigeo è necessario “interpolare” questi punti di misura con uno strumento di propagazione orbitale. Questo ci permette di avere una “continuità” (o meglio una frequenza più alta) dei dati a disposizione con una certa precisione. Il propagatore utilizzato è l’SGP4 (*Standard General Perturbations Satellite Orbit Model 4*). In generale i modelli semplificati di perturbazione sono un insieme di cinque modelli matematici (SGP, SGP4, SDP, SGP8 E SDP8) utilizzati per calcolare i vettori di stato orbitale di satelliti e detriti spaziali relativi al sistema di coordinate inerziali centrate sulla Terra. Questo insieme di modelli

viene spesso definito collettivamente come SGP4 a causa della frequenza di utilizzo di tale modello, in particolare con i set di TLE prodotti da NORAD e NASA. Questi modelli prevedono l'effetto delle perturbazioni causate da:

- Forma della Terra;
- DRAG atmosferico;
- Pressione di radiazione solare;
- Effetti gravitazionali di altri corpi celesti come Sole e Luna.

I modelli di perturbazione generali semplificati (SGP) si applicano ad oggetti vicini alla Terra, aventi periodo orbitale inferiore ai 225 minuti. I modelli semplificati di *Deep Space Perturbations* (SDP) invece, si applicano ad oggetti con un periodo orbitale superiore ai 225 minuti, che corrispondono a quote più elevate. Avendo selezionato in archivio solo oggetti in orbita LEO, il modello SGP4 è quello ritenuto migliore per lo studio. Di seguito si riporta l'immagine dell'andamento della quota (in km) nel tempo (minuti sull'asse delle ascisse) di un *rocket-body* in rientro incontrollato verso l'atmosfera. Il campionamento è stato fatto ad 1 minuto.

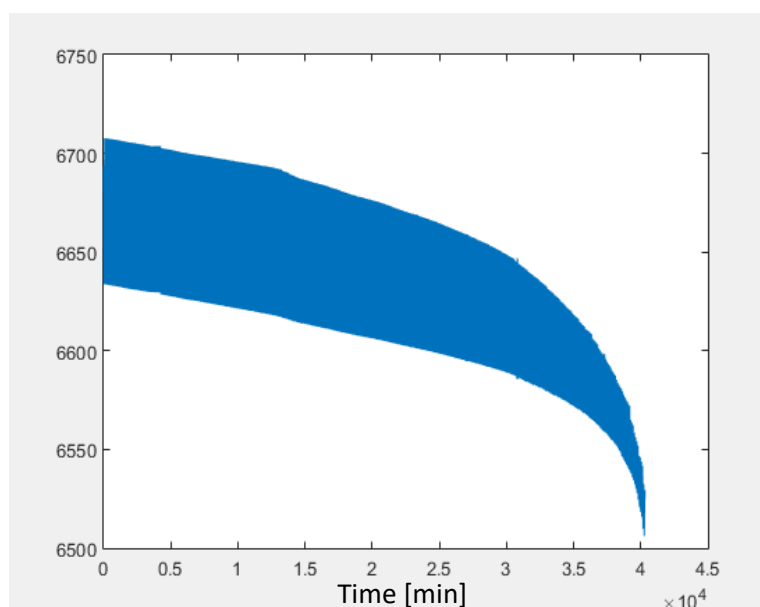


Figura 9. Andamento della quota di un *rocket-body* in rientro incontrollato in atmosfera

L'arco temporale osservato è circa un mese mentre la quota è misurata a partire dal centro della Terra; l'ultimo punto disponibile si ha dunque a circa 6.500 km, da cui

sottraendo il raggio medio della Terra (in media 6.380 km) si ottiene proprio 120 km. Per poter comprendere meglio l'andamento oscillatorio della quota tra apogeo e perigeo, si riporta di seguito uno zoom dell'immagine precedente.

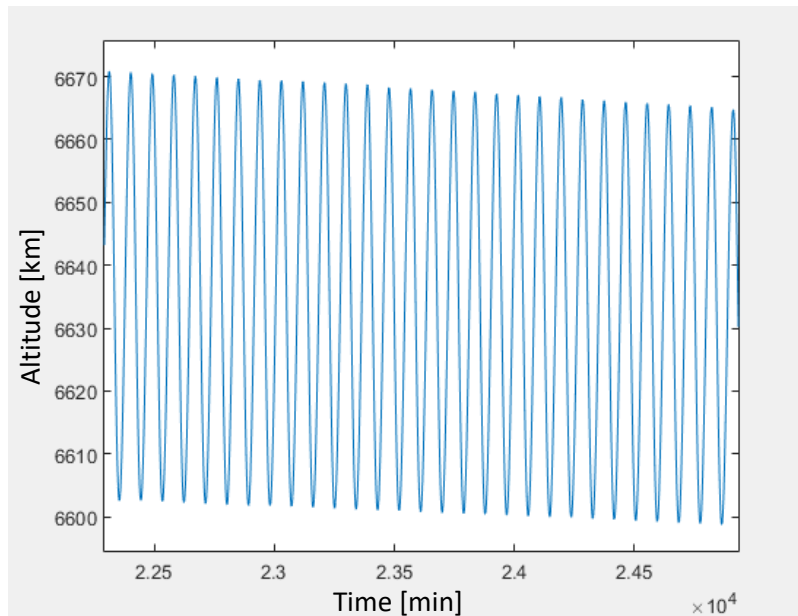


Figura 10. Zoom dell'andamento della quota di un rocket-body in rientro incontrollato in atmosfera

Ovviamente i picchi di questa funzione oscillatoria, corrispondono ai punti di massima e minima quota dell'oggetto, e dunque ad apogeo e perigeo. Ciò è confermato dal fatto che i numeri di campioni che intercorrono tra due minimi consecutivi (o tra due massimi consecutivi) è poco più di 90; essendo ogni campione distante temporalmente dal precedente di 1 minuto, la distanza di 90 minuti circa quadra perfettamente con il periodo orbitale di un oggetto alle quote di studio (un oggetto in orbita LEO, ad esempio a 400 km ha un periodo orbitale di circa 90 minuti). In ogni caso, è necessario estrarre dall'andamento della quota solo i valori di apogeo e perigeo. Per far ciò è stato considerato l'involuppo dell'andamento precedente. Ciò ha permesso di trovare i due andamenti distinti di apogeo e perigeo, che diventano i nuovi dati a disposizione per lo studio. Per semplicità di studio, si è deciso di mantenere la frequenza temporale delle curve ottenute ad 1 minuto, interpolando linearmente i valori ottenuti di massimi (apogeo) e minimi (perigeo). Ciò non sarebbe possibile poiché, come accennato in

precedenza, due picchi consecutivi distano temporalmente di 90 minuti. Tuttavia, essendo interessati esclusivamente all'andamento generale in una finestra temporale abbastanza ampia (1 mese, come vedremo nel prossimo paragrafo) si è considerato trascurabile questo artificio ai fini dello studio. Pertanto di seguito viene riportata la

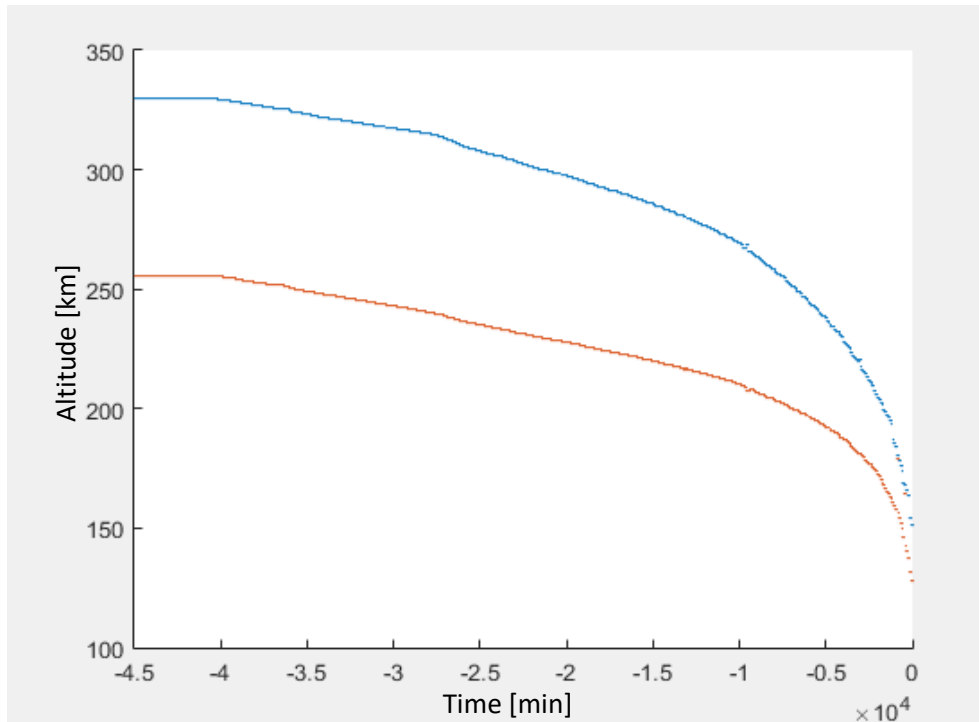


Figura 11. Andamento di apogeo e perigeo di un rocket body durante un rientro incontrollato in atmosfera

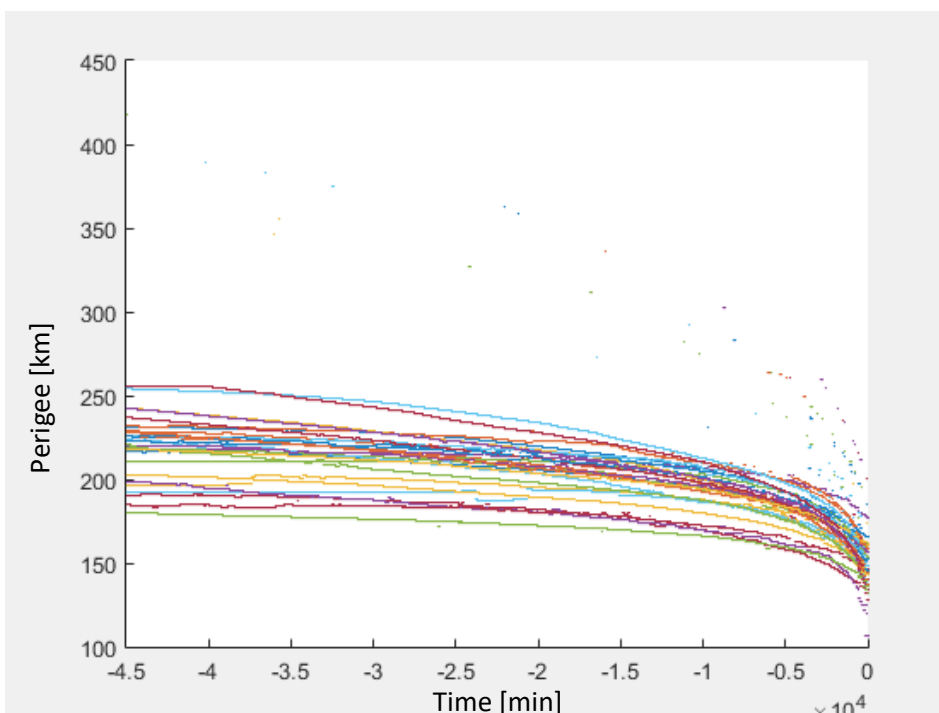
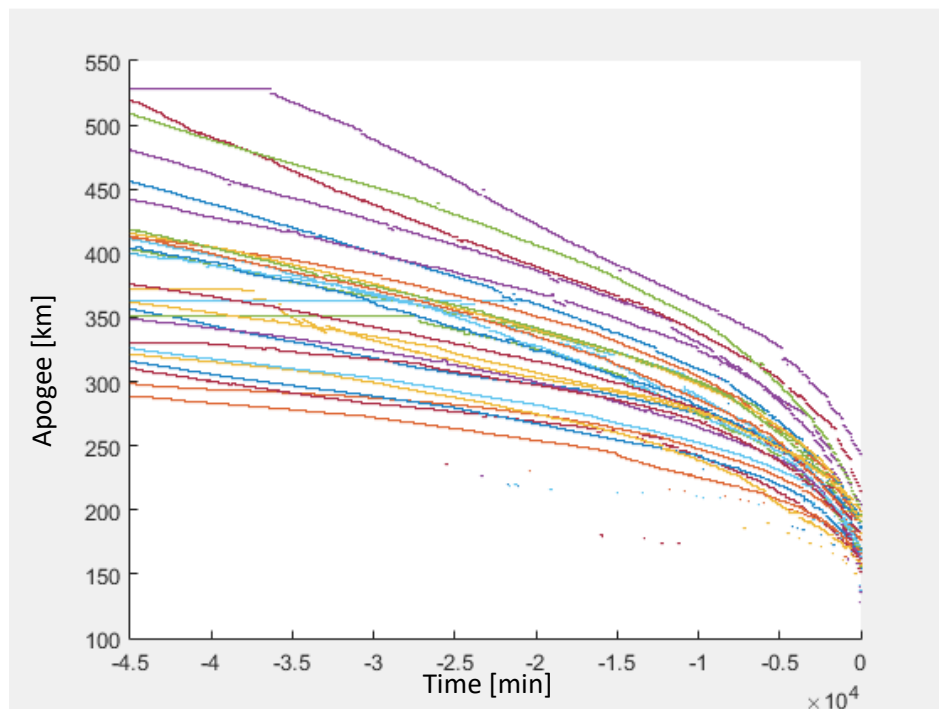
figura rappresentante l'andamento di apogeo e perigeo.

3.5 Organizzazione dei dati

A questo punto abbiamo a disposizione l'andamento di apogeo e di perigeo dei campioni presenti del database fino al momento del loro *re-entry*. E' ora necessario scegliere una finestra temporale di osservazione nella quale effettuare lo studio. Ricordando che uno degli scopi del presente lavoro di tesi è quello di fornire al mondo operativo dell'SST uno spunto utile per poter organizzare le osservazioni e per capire a quale momento dell'evoluzione della traiettoria di rientro corrispondono le osservazioni effettuate, è necessario scegliere un tempo che sia compatibile anche con il mondo operativo. A tale scopo, la finestra di osservazione scelta è 1 mese. Dunque

sono stati eliminati dal database tutti i dati relativi ad oggetti osservati per periodi minori di un mese dall'ultimo TLE disponibile.

I due grafici di seguito corrispondono agli andamenti di apogeo e di perigeo a partire da un mese prima del loro rientro fino all'ultimo TLE (che corrisponde al giorno del rientro a Terra, scelto come tempo 0).



E' opportuno sottolineare che i vari eventi sono avvenuti in periodi diversi (sono stati considerati *re-entry* a partire dal 2014 fino al 2018); tuttavia nelle due figure tali eventi sono mostrati tutti contemporaneamente per poter capire le somiglianze che intercorrono tra essi.

3.5 Modello predittivo

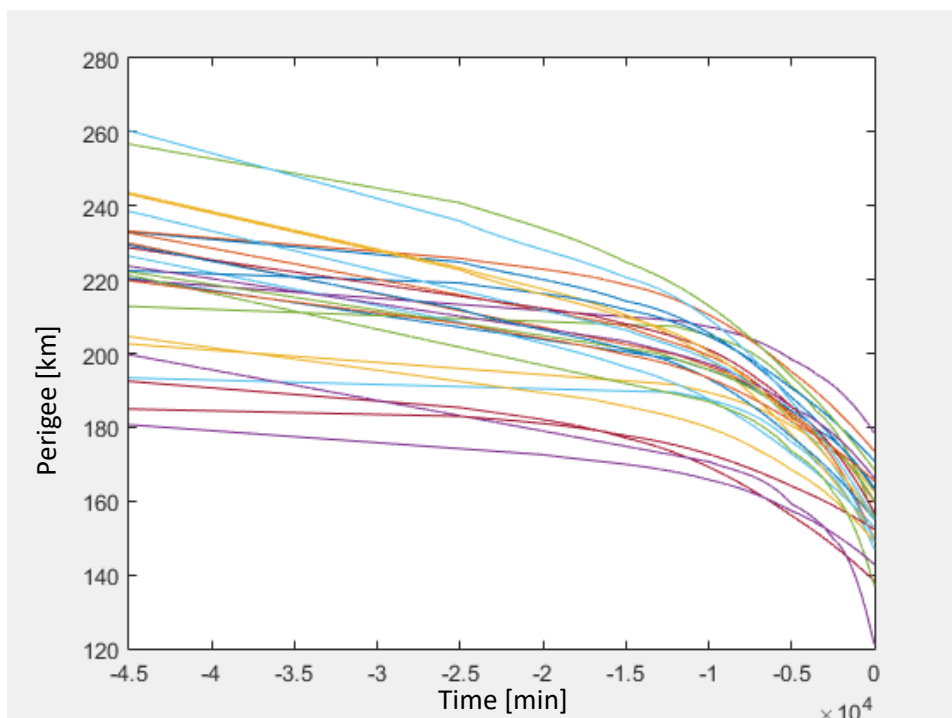
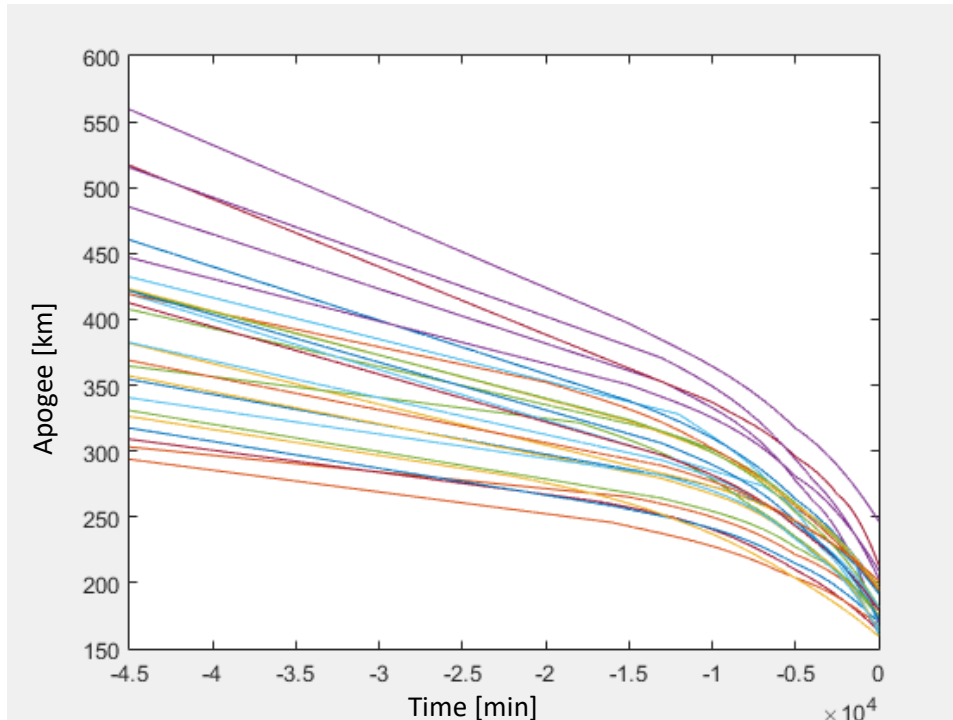
Organizzati tutti i dati è dunque necessario cercare un modello che meglio permetta di descriverli e di utilizzarli per poter effettuare l'analisi previsionale su altri eventi di rientro. Come si può osservare dai grafici mostrati nel paragrafo precedente, in entrambi i set di curve (apogeo e perigeo) si possono distinguere due comportamenti diversi: un comportamento di tipo "lineare" ed un comportamento di tipo "quadratico". In particolare, apogeo e perigeo entrano in zona quadratica insieme. A questo fenomeno si assiste perché al di sotto di una certa quota il DRAG atmosferico inizia a diventare un fenomeno rilevante. Si parla dunque dell'attrito provocato dall'atmosfera, che porta ad una riduzione della velocità dell'oggetto con conseguente alterazione dell'asse maggiore dell'orbita che dunque tende a richiudersi. Il fatto che tale effetto sia presente, in alcuni casi, anche a quote più elevate è spiegato dal fatto che il DRAG faccia sentire i suoi effetti al perigeo (punto di minima quota) ma che tali effetti si ripercuotono su tutta l'orbita e dunque anche all'apogeo. Detto ciò quindi è resa chiara la distinzione tra le due zone della traiettoria verso Terra. A valle di questa osservazione ogni curva è stata modellata come successione di due funzioni matematiche, una lineare ed una quadratica. Per far ciò, in MATLAB si è usata la funzione *fit*, specificando per entrambe le zone il modello più adatto. Per la parte lineare il modello usato è stato un polinomio di curva lineare (*poly1*) di tipo:

$$curve(t) = p1t + p2$$

mentre per la parte quadratica un polinomio di curva quadratica del tipo:

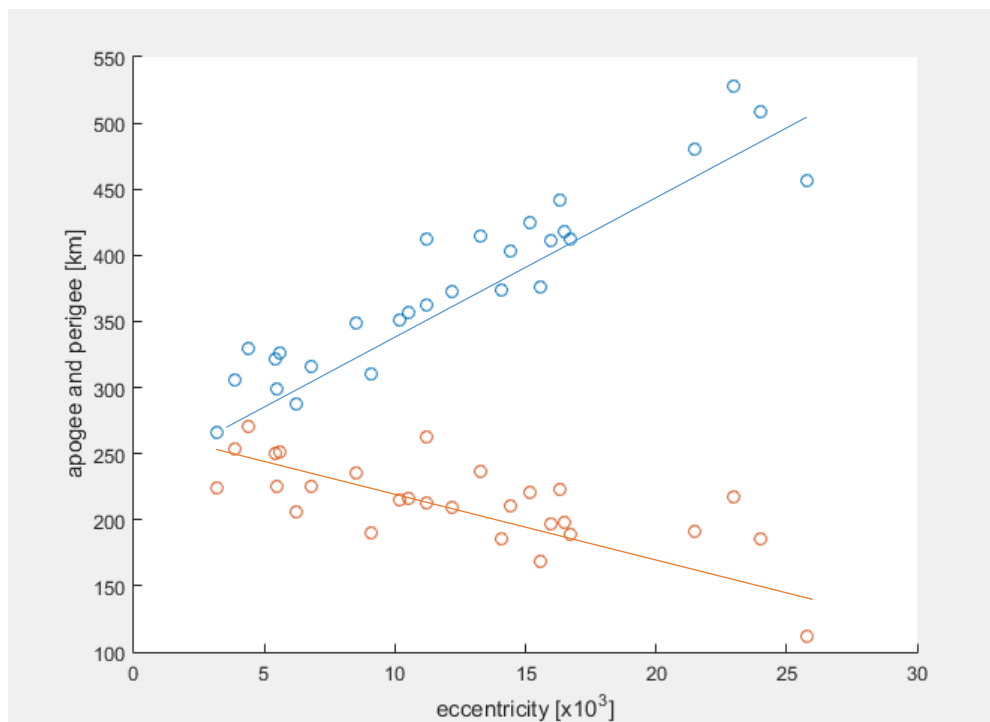
$$curve(t) = p1t^2 + p2t + p3$$

Il ruolo del coefficienti $p1$ nella prima delle due formule precedenti è stato di vitale importanza ai fini dello studio, come vedremo nel prossimo paragrafo. Di seguito si riportano i grafici ottenuti a valle della modellizzazione con le funzioni di *fit*.



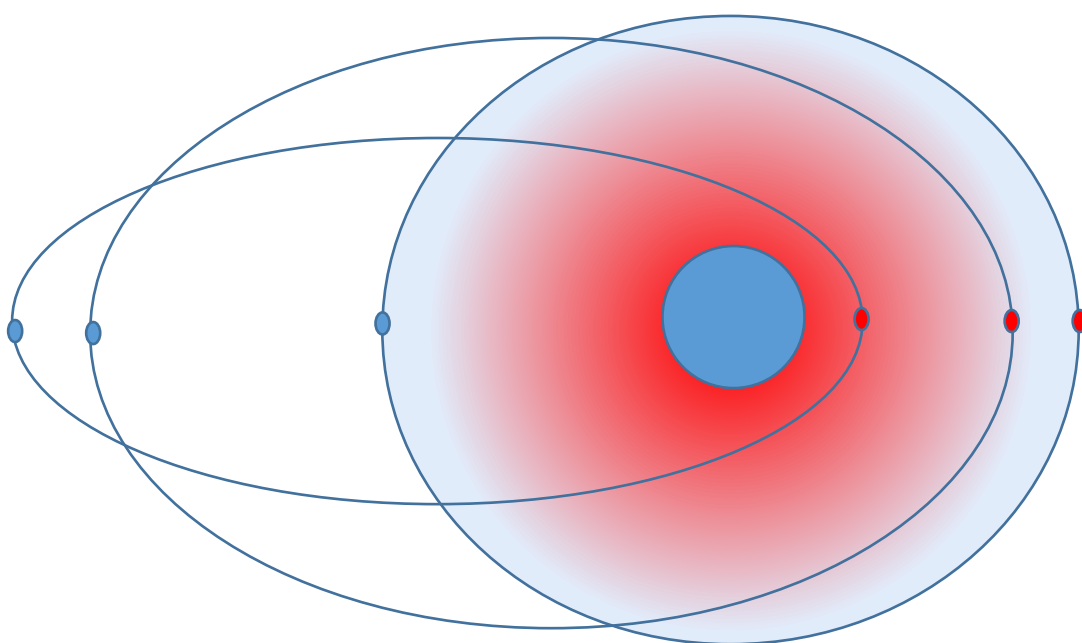
3.6 Studio del modello

Una volta modellate le curve di apogeo e perigeo è utile poter capire come utilizzarle ai fini del modello predittivo. Si nota subito dalla curva di apogeo che c'è un rapporto di proporzionalità tra la quota di partenza e il coefficiente angolare $p1$ del modello lineare descritto in precedenza: più la quota di partenza è elevata, maggiore è la pendenza della curva, pertanto maggiore è il rate di decadimento della quota nel tempo. Questo fenomeno può essere spiegato come segue; consideriamo la seguente immagine che mostra i valori di apogeo e perigeo in funzione dell'eccentricità delle orbite dei vari oggetti osservati nel modello al tempo $t=-45000$ min dal tempo di rientro.



All'interno dell'immagine sono presenti anche due rette che interpolano i punti rappresentanti apogeo (in blu) e perigeo (in rosso). Come è possibile notare dal grafico, per la tipologia di orbite osservate all'aumentare dell'eccentricità la quota di apogeo aumenta mentre quella di perigeo diminuisce. Questo significa che oggetti con apogeo a quote più alte hanno anche rispettivamente il perigeo a quote più basse e dunque più vicine alla superficie terrestre. Nel periodo di rivoluzione attorno alla Terra dunque,

oggetti a quote di apogeo più elevate si trovano, al perigeo, a dover attraversare strati più bassi dell'atmosfera con conseguente rallentamento dovuto alla dissipazione di energia nello scontro con le particelle sempre più presenti dell'atmosfera stessa (DRAG). Questo rallentamento si ripercuote anche sull'andamento dell'apogeo che di conseguenza diminuisce più rapidamente. Nella figura di seguito è mostrato graficamente questo concetto.



I pallini rossi e blu corrispondono rispettivamente ai punti di perigeo e apogeo di 3 orbite con eccentricità diversa. Il cerchio blu centrale corrisponde alla Terra mentre dal rosso all'azzurro il contributo dell'atmosfera.

L'analisi dunque si sofferma sulla zona lineare della curva di apogeo. Una volta individuato il coefficiente angolare $p1$ si individua subito la traiettoria su cui si muoverà l'oggetto. Per capire dove si trova l'oggetto sulla traiettoria è necessaria invece la quota. Individuata quest'ultima è possibile capire in quale punto dell'asse delle x (tempo) ci si trova, e dunque individuare una stima dei giorni che mancano al rientro dell'oggetto in atmosfera. Ricapitolando, il processo di stima prevede i seguenti step:

1. Analisi della traiettoria di apogeo a partire dai TLE;
2. Calcolo del coefficiente $p1$ e individuazione della traiettoria;
3. Misura della quota dell'oggetto;
4. Stima del tempo a disposizione prima del rientro.

3.7 Test e risultati

Ovviamente sono stati scelti come oggetti di test, *rocket-body* aventi le stesse caratteristiche di quelli utilizzati per il modello visto in precedenza. Anche in questo caso, è stato considerato come arco temporale l'intero mese antecedente all'ultimo TLE e dunque al rientro. Tuttavia, per poter testare il modello si è scelto di usare solo i dati corrispondenti a 3 giorni di osservazioni consecutive presi all'interno del mese. L'unico vincolo imposto è che la predizione è stata fatta partendo dalla zona lineare della traiettoria dell'apogeo, dunque i TLE sono stati scelti in questa finestra temporale. Di seguito uno schema riepilogativo del test.

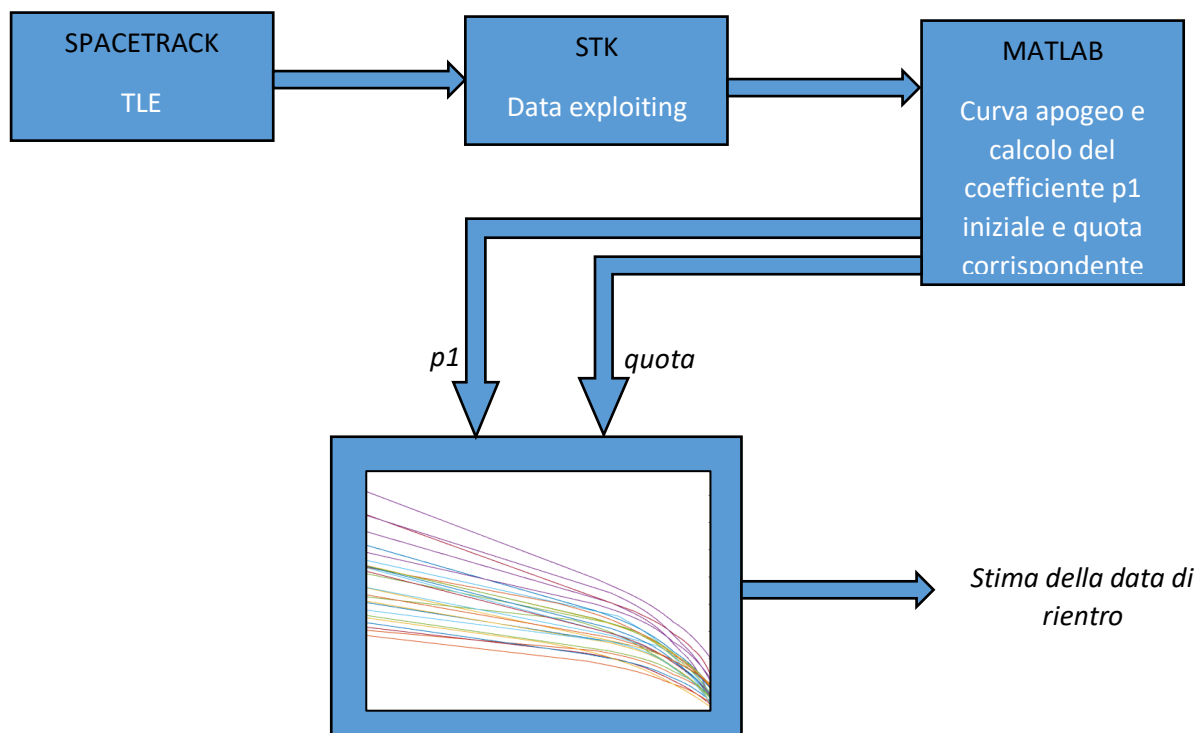


Figura 12. Schema riepilogativo del processo di test di predizione della data di rientro

Questo processo può essere reiterato aggiungendo ogni volta nuovi TLE (che corrispondono, dal punto di vista operativo, a nuovi dati a disposizione da aggiungere a quelli già disponibili); ciò permette di affinare la stima del coefficiente $p1$ e di individuare più precisamente la traiettoria all'interno del modello. Si riportano di seguito alcuni dei risultati ottenuti dallo studio.

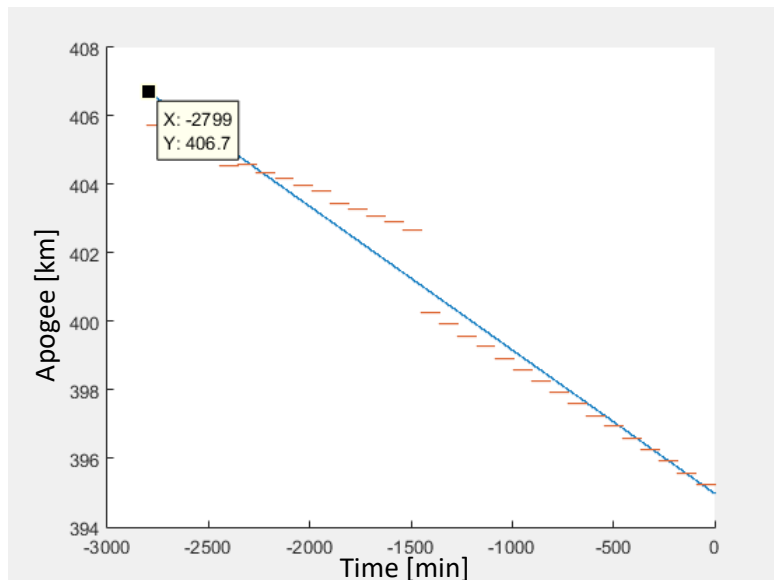


Figura 13. In rosso i punti corrispondenti all'apogeo (misurati) in blu la retta che rappresenta il fit lineare dei campioni in rosso.

Dalla retta del precedente grafico è stato calcolato il coefficiente angolare. Considerata anche la quota (in questo caso di 406,7 km) del primo campione disponibile, abbiamo la coppia di ingresso al modello. In particolare la curva più vicina all'andamento descritto nel grafico di sopra è la seguente:

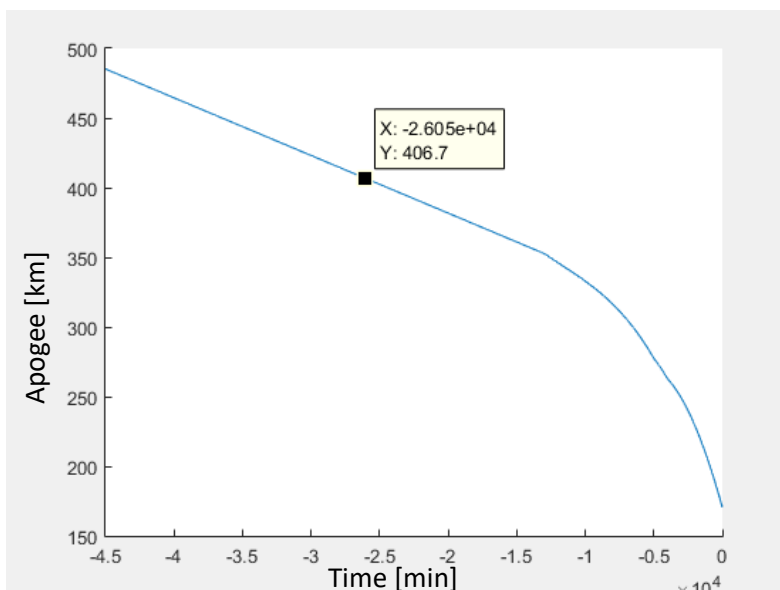


Figura 14. Curva del modello da utilizzare per la predizione

Dunque, sulla curva del grafico sopra, mettendosi ad una quota di 406,7 km si ottiene il valore sulle ascisse di -26050 min, corrispondenti a 18 giorni circa. Questa è la stima del tempo a disposizione prima del rientro dell'oggetto di studio. In effetti l'ultimo TLE disponibile risale proprio a 18 giorni dopo la data del campione preso in considerazione. Nel grafico di seguito si mettono a confronto la curva completa del rientro dell'oggetto di test e la curva rappresentante il modello usato per predirne la data di rientro.

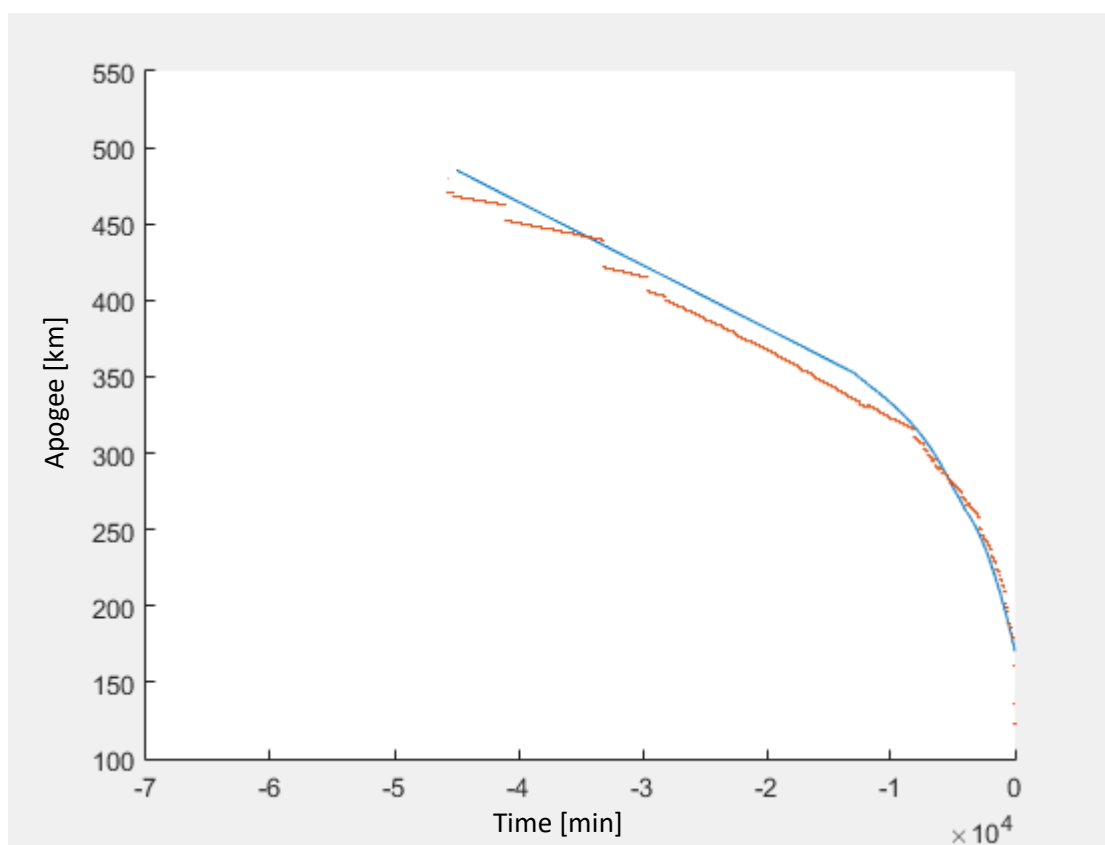


Figura 15. In rosso andamento reale dell'oggetto, in blu il modello predittivo

Come è evidente dal grafico, i due andamenti sono molto simili tra loro, a dimostrazione del fatto che i due corpi, avendo caratteristiche simili, si comportano nello stesso modo nel tempo. In questo particolare caso è stato possibile predire il rientro ben 18 giorni prima.

Di seguito si riportano i grafici di un altro test effettuato su un oggetto simile.

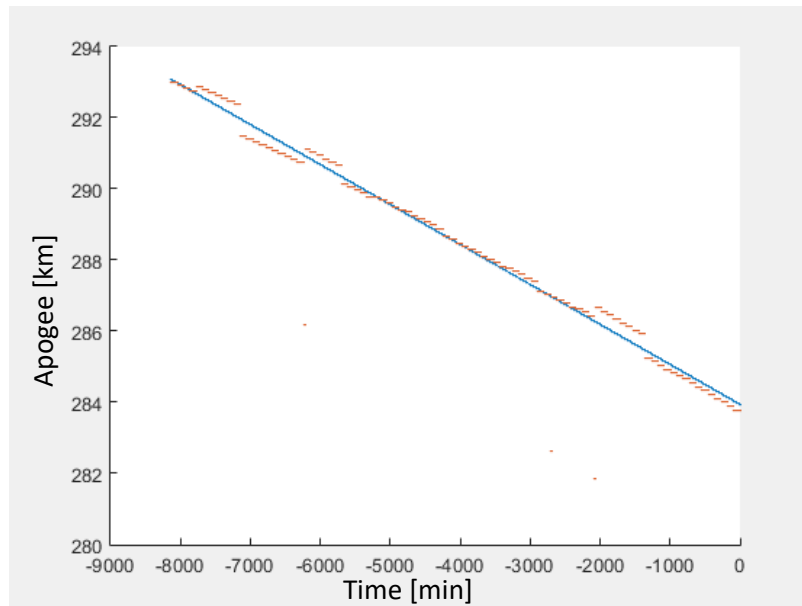


Figura 16. In rosso i punti corrispondenti all'apogeo (misurati) in blu la retta che rappresenta il fit lineare dei campioni in rosso.

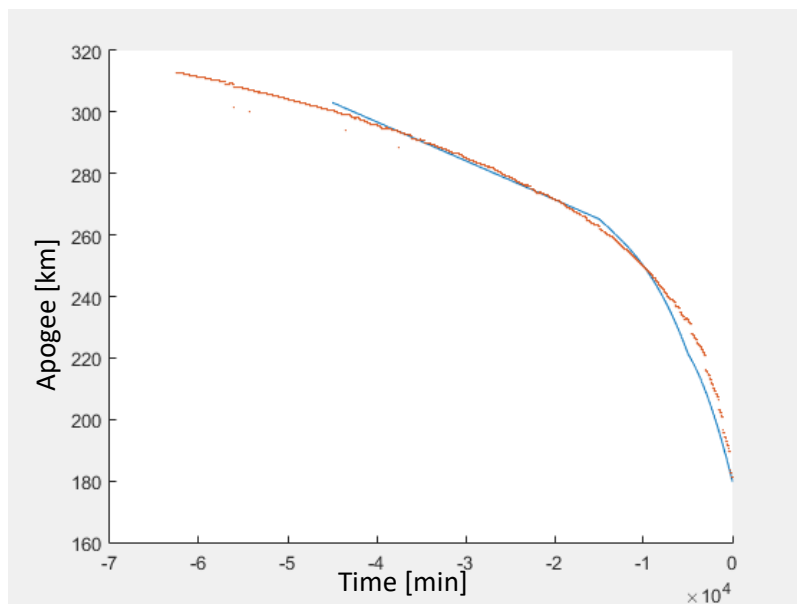


Figura 17. In rosso andamento reale dell'oggetto, in blu il modello predittivo

Nella tabella di seguito vengono riportati i risultati ottenuti dai test su 10 oggetti osservati:

	Observation time in days	Days before re-entry	Predicted days before re-entry
Obj-1	3	19	19
Obj-2	3	18	18
Obj-3	3	22	20
Obj-4	5	11	11
Obj-5	2	23	26
Obj-6	5	22	21
Obj-7	3	30	26
Obj-8	4	15	15
Obj-9	2	26	30
Obj-10	4	9	10

Conclusioni

Come si evince dalla tabella dei risultati, non è sempre possibile determinare con esattezza e con largo anticipo il giorno in cui l'oggetto rientra a Terra. Questo deriva dal fatto che nel fenomeno di *re-entry* intervengono fattori di varia natura (come DRAG e pressione di radiazione solare) che rendono l'evento complesso da analizzare. E' tuttavia evidente che all'aumentare dei giorni di osservazione e considerando campioni "vicini" all'evento del rientro, i risultati diventano più precisi. Il seguente lavoro di tesi dunque, non vuole proporre un'alternativa ai tool di analisi di predizione del rientro a terra, bensì un metodo che possa aggiungere informazioni e verificare i dati già noti dai tool di cui sopra. Si è dimostrato dunque che, nonostante la complessità dell'evento del *re-entry*, oggetti simili tra loro si comportano in maniera simile e dunque è possibile predirne l'andamento con una data incertezza. C'è inoltre da sottolineare che il numero di campioni considerati per la costruzione del modello nel seguente studio è limitato. Ampliando il database con un numero maggiore di eventi è possibile costruire un modello più ampio e ottenere risultati più precisi. Inoltre, uno studio più dettagliato sulle curve (nel presente lavoro ci si è soffermati solo su andamento lineare e quadratico) potrebbe portare alla luce ulteriori dettagli e correlazioni tra le varie curve (si veda l'andamento del coefficiente angolare $p1$ rispetto alla quota di partenza della curva). Infine, un ulteriore elemento di ampliamento del seguente studio può essere introdotto considerando lo *Space Weather*; il susseguirsi dei cicli solari negli anni infatti potrebbe portare delle differenze sostanziali tra le varie curve, da poter ulteriormente catalogare in base al particolare momento di attività solare.