

**ALMA MATER STUDIORUM – UNIVERSITA' DI BOLOGNA**

SECONDA FACOLTA' DI INGEGNERIA  
CON SEDE A CESENA

**CORSO DI LAUREA**  
IN INGEGNERIA AEROSPAZIALE  
Vecchio Ordinamento

Sede di Forlì

TESI DI LAUREA  
IN SISTEMI SPAZIALI

**SIMULAZIONE DELLO SCENARIO DI MISSIONE DEL VOLO  
INAUGURALE DEL LANCIATORE VEGA**

CANDIDATO

Dott. Giacomo Barile

RELATORE

Ing. Paolo Tortora

Anno accademico 2010/2011  
Sessione III°

# Indice

<i>Ringraziamenti</i> .....	7
Capitolo 1 Introduzione .....	11
1.1 Il lancio del Microsatellite ALMASat-1 .....	11
1.2 Il lanciatore VEGA.....	11
1.3 Organizzazione del Lavoro .....	12
Capitolo 2 Scenario di Riferimento .....	13
2.1 Il software STK: Satellite Tool Kit .....	13
2.2 Implementazione dello Scenario .....	16
2.3 Ricerca dei modelli disponibili.....	26
2.4 Integrazione dati esterni (posizione ed assetto).....	30
2.5 I propagatori di STK.....	31
Capitolo 3 Modellazione 3D .....	35
3.1 Generalità .....	35
3.2 LARES System.....	38
3.2.1 LARES & Avionica.....	38
3.2.2 ALMASat-1 .....	42
3.2.3 Cubesat .....	44
3.3 Articolazioni dei sistemi.....	45
3.3.1 Articolazioni del lanciatore VEGA .....	48
3.3.2 Articolazioni del Sistema LARES .....	49
Capitolo 4 Realizzazione Filmato .....	51
4.1 Generalità .....	51
4.2 Realizzazione dei filmati .....	51
Capitolo 5 Conclusioni e Sviluppi Futuri .....	69
Bibliografia .....	71
APPENDICE A.....	73
A.1 Programma del modello del LARES System .....	73
APPENDICE B .....	81
B.1 Acquisizione dei dati.....	81

B.1.1 Posizione del LARES System.....	81
B.1.2 Assetto del LARES System.....	81
B.1.3 Posizione del satellite ALMASAT-1 .....	82
B.1.4 Posizione del satellite LARES .....	82
B.1.5 Posizione dei satelliti Cubesat.....	83
B.2 Articolazioni.....	83
B.2.1 Articolazioni del lanciatore VEGA .....	83
B.2.2 Articolazioni del LARES System .....	84
APPENDICE C .....	85
C.1 Tabella di calcolo dei vari Payload.....	85
C.1.1 Tabella riassuntiva dei CoG dei vari PLs:.....	85
C.1.2 Calcolo per ALMASat-1: .....	85
C.1.3 Calcolo LARES:.....	86

# Indice delle Figure

Figura 1: Scenario di esempio per la determinazione della corretta finestra di lancio	14
Figura 2: Interfaccia grafica di gestione .....	14
Figura 3: Simulazione di un sistema multi body .....	15
Figura 4: Verifica della coperture per missioni relative all'osservazione della Terra	15
Figura 5: Visualizzazione della sequenza di lancio con l'utilizzo di GIS aggiornati .	16
Figura 6: Icona dello scenario.....	16
Figura 7: Esempio di file di uno scenario salvato.....	17
Figura 8: Catalogo degli oggetti.....	18
Figura 9: Browser degli oggetti .....	18
Figura 10: Finestra 3D di uno scenario.....	19
Figura 11: Finestra 2D di uno scenario.....	19
Figura 12: Finestra delle proprietà di una stazione al suolo .....	20
Figura 13: Browser degli oggetti dello scenario VEGA.....	21
Figura 14: Finestra delle proprietà di Ariane Launch-Pad.....	22
Figura 15: Rotational Offset di Ariane5 .....	22
Figura 16: Finestra per l'inserimento del modello del Titan4-lp.....	23
Figura 17: Finestra per l'inserimento di dati di posizione esterni .....	23
Figura 18: Finestra per l'inserimento di dati di assetto esterni.....	24
Figura 19: Finestra per aggancio vettoriale di ALMASat-1 a AVUM Body-x e AVUM Body-y .....	25
Figura 20: Finestra dei parametri di massa e matrice d'inerzia di ALMASat_1 .....	25
Figura 21: Modello del VEGA Launch Vehicle .....	27
Figura 22: Particolare del Fairing del VEGA .....	27
Figura 23: Particolare del Launch Pad del VEGA.....	28
Figura 24: Vista laterale del Launch Pad del VEGA .....	28
Figura 25: Modello del satellite GFZ-1 utilizzato per il LARES .....	29
Figura 26: Modello del satellite Cubesat .....	29
Figura 27: Esempio di diagramma di flusso di un modello .....	36
Figura 28: Immagine reale del LARES System.....	40
Figura 29: Modello del LARES System realizzato sul VEGA.....	40
Figura 30: Vista laterale del modello del LARES System .....	41
Figura 31: Vista dall'alto del modello del LARES System.....	41
Figura 33: Modello dell'ALMASat-1 – vista 1 .....	43
Figura 34: Modello dell'ALMASat-1 – vista 2 .....	43
Figura 35: Foto dell'ALMASat-1 .....	44
Figura 36: Pannello interno a STK per le articolazioni temporanee.....	46
Figura 37: Diagramma 1 per le articolazioni .....	47

Figura 38: Diagramma 2 per le articolazioni .....	47
Figura 39: Diagramma 3 per le articolazioni .....	47
Figura 40: Diagramma 4 per le articolazioni .....	47
Figura 41: Istante iniziale della partenza del VEGA .....	52
Figura 42: Qualche secondo dal lancio .....	52
Figura 43: 1,95 km di altezza dopo circa 20 secondi dal lancio .....	53
Figura 44: Distacco 1° stadio .....	53
Figura 45: Distacco 2° stadio .....	54
Figura 46: Apertura Fairing .....	54
Figura 47: Distacco 3° stadio .....	55
Figura 48: Inizio trasferimento per quota di rilascio del LARES .....	55
Figura 49: Sequenza iniziale nella schermata 2D .....	56
Figura 50: Vista d'insieme della traiettoria di lancio .....	56
Figura 51: Trasferimento del VEGA dal distacco del 3° stadio .....	57
Figura 52: Istante iniziale in cui il VEGA compare all'orizzonte di Forlì .....	57
Figura 53: Alcuni istanti prima del rilascio del LARES .....	58
Figura 54: Inizio della rotazione di AVUM per il rilascio del LARES .....	58
Figura 55: Altro istante della rotazione di AVUM .....	59
Figura 56: Istanti iniziali del rilascio del LARES .....	59
Figura 57: Il LARES si allontana dall'AVUM .....	60
Figura 58: Il LARES viaggia sulla sua orbita .....	60
Figura 59: Il LARES alcuni istanti prima del lancio vista dalla telecamera di bordo	61
Figura 60: Il LARES visto dalla telecamera di bordo alcuni istanti dopo il lancio ....	61
Figura 61: Alcuni istanti prima del rilascio dei Cubesat .....	62
Figura 62: Il lancio dei primi tre cubesat .....	63
Figura 63: Lancio dei successivi tre Cubesat .....	63
Figura 64: Il terzo lancio del settimo Cubesat .....	64
Figura 65: ALMASat-1 lascia l'AVUM .....	64
Figura 66: Altra visuale del distacco dell'ALMASat-1 dall'AVUM .....	65
Figura 67: ALMASat-1 viaggia per raggiungere la sua orbita .....	65
Figura 68: L'allontanamento aumenta tra ALMASat-1 e AVUM .....	66
Figura 69: Altro punto di vista del lancio dell'ALMASat-1 .....	66
Figura 70: ALMASat-1 si stabilizza sulla sua orbita finale .....	67
Figura 71: Istante iniziale di rilascio di ALMASat-1 visto dalla telecamera di bordo	67
Figura 72: Alcuni secondi dopo il lancio visto dalla telecamera di bordo .....	68
Figura 73: ALMASat-1 si allontana per raggiungere la sua orbita .....	68

# Indice delle Tabelle

Tabella 1: Sequenza di lancio: tempi di accensione, di spegnimento e di rilascio dei vari payload.....	48
--	----



# *Ringraziamenti*

---

Desidero ringraziare tutte le persone che mi hanno aiutato nella realizzazione di questo lavoro. Un sincero grazie al Prof. Ing. Paolo Tortora per i suoi preziosi consigli, la sua competenza, la pazienza e la presenza dimostratemi nello svolgimento di questa tesi.

Indispensabile inoltre il supporto di Valentino, Nicola e Alberto che sono stati sempre disponibili a dissolvere i miei dubbi durante la stesura.

Non potevo dimenticare gli amici ed i colleghi di lavoro che mi hanno sostenuto nel corso degli anni. Un particolare abbraccio è dedicato ad Eliana che, nonostante i miei sbalzi d'umore ed i periodi difficili nella preparazione dei vari esami universitari, mi è sempre stata vicina ed ha saputo mantenere inalterato il suo affetto e la sua attenzione verso di me.

Infine un pensiero vola verso i miei genitori che, ovunque siano ora, hanno saputo fare di me l'uomo che sono diventato oggi.



“Tout ce qu’un homme est capable d’imaginer,  
d’autres hommes seront capables de créer”

*Jules Verne*



# Capitolo 1 Introduzione

## 1.1 Il lancio del Microsatellite ALMASat-1

Il lavoro svolto consiste, in via generale, nella simulazione della fase di lancio del satellite ALMASat-1, il primo microsatellite interamente disegnato, progettato e realizzato dalla II° Facoltà di Ingegneria Aerospaziale dell'Università di Bologna.

L'obiettivo è quindi quello di avere una panoramica completa sin dagli istanti iniziali della missione; dalla partenza, che avverrà dal Centre Spatial Guyanais (CSG) dell'Agenzia Spaziale Europea sito a Kourou nella Guyana Francese, fino al momento del rilascio del satellite stesso e le prime orbite. Il lancio avverrà a bordo del nuovo lanciatore VEGA (Vettore Europeo di Generazione Avanzata) durante il suo volo inaugurale.

Per poter raggiungere un tale obiettivo, si è fatto uso di un software di simulazione denominato Satellite Tool Kit (STK) realizzato dalla Analytical Graphics Inc. (AGI), che la Facoltà di Ingegneria può utilizzare con licenza educational. STK è un programma in grado di analizzare le dinamiche di scenari complessi (tipicamente multi-body) e di fornirne una rappresentazione grafica 3D, sia in tempo reale che in tempo simulato. Si possono simulare le posizioni e gli assetti di diversi veicoli utilizzando vari algoritmi di propagazione o dati esterni. Una volta ottenute le posizioni e gli assetti, si riescono a collegare i vari veicoli in movimento per mezzo di sensori di puntamento, di comunicazione, e vari altri sistemi eventualmente presenti a bordo. STK è capace così di determinare le relazioni che intercorrono tra un determinato assetto e tutti gli oggetti presi in considerazione.

## 1.2 Il lanciatore VEGA

Negli anni '90, diversi paesi europei avanzano la proposta di studiare un lanciatore complementare alla famiglia di lanciatori Ariane, per poter soddisfare le esigenze di piccoli payload. Nasce così il programma VEGA (Vettore Europeo di Generazione

Avanzata), motivato soprattutto dalla richiesta, sempre più crescente, di lanci di micro/mini-satelliti, sviluppati spesso in ambito universitario (Fabbri, 2008/2009). Inizialmente previsto per la fine del 2007, il lancio inaugurale, la cui missione consiste nel rilasciare in orbita tutta una serie di payload, è avvenuto il 13 febbraio 2012 alle ore 11:00 ora italiana. Carico primario il satellite scientifico LARES (LAsER Relativity Satellite), costituito da una sfera di tungsteno piena di raggio 182 cm e del peso di 387 kg, che servirà a confermare un particolare aspetto della relatività generale di Einstein, il Lense Thirring ovvero il trascinamento dello spazio tempo dovuto al moto di rotazione della Terra. Il microsatellite ALMASat-1, di forma cubica di 30 cm di lato e del peso di circa 12,5 kg, e i 7 nanosatelliti Cubesat, sempre di forma cubica ma di 10 cm di lato e dal peso di 1 kg fanno invece parte del carico secondario. Tutti i payload sono posizionati sull'AVUM (Attitude and Vernier Upper Module), quarto e ultimo stadio del lanciatore VEGA, che a differenza dei primi tre stadi a combustibile solido, utilizza un propellente liquido. La configurazione di lancio prevede il rilascio del payload principale LARES dopo  $56^m 20,6^s$  dal decollo in una orbita ad una quota di circa 1450 km, mentre i payload secondari, immessi lungo la traiettoria di deorbiting, verranno rilasciati rispettivamente a  $1^h 10^m 25^s$  dalla partenza a quota di circa 1458 km i Cubesat, scansionati ogni  $10^s$  a gruppi di 3, a  $1^h 10^m 55^s$  dal lancio a quota 1455,4 km l'ALMASat-1 per ultimo (Fabbri, 2008/2009).

### **1.3 Organizzazione del Lavoro**

Nei primi due capitoli della tesi saranno discussi il software STK e l'implementazione dello scenario di missione. Il successivo terzo capitolo descriverà tutte le fasi della modellazione dei payload attraverso il modellatore MDE di STK, e la creazione dei file necessari alle varie articolazioni dello scenario. Infine gli ultimi due capitoli porteranno rispettivamente alla realizzazione del filmato il quarto, alle conclusioni ed alcuni futuri sviluppi il quinto.

In appendice sono riportati i vari dati acquisiti dal software, i file delle articolazioni e le tabelle di calcolo per i vari payload.

# Capitolo 2 Scenario di Riferimento

## 2.1 Il software STK: Satellite Tool Kit

Satellite Tool Kit è un software di simulazione utilizzabile per applicazioni di modellazione, d'ingegneria ed operazioni spaziali, cyberspazio, UAV, difesa militare e sistemi elettronici. La piattaforma STK ha lo scopo principale di modellare, analizzare e ottimizzare applicazioni di qualunque tipo, dalle missioni spaziali ai sistemi di difesa missilistica, dalle condizioni ambientali al puntamento dei satelliti di comunicazione, fino ai sistemi cosiddetti intelligenti. Esso si basa su algoritmi di meccanica spaziale brevettati da AGI. Nel pacchetto "Educational" fornito alle università, si possono trovare molteplici supporti per implementare l'intero ciclo di una missione spaziale, dalle prime fasi del lancio fino alla simulazione dell'intera vita operativa di un satellite o di una sonda interplanetaria (STK, <http://www.stk.com/>).

Tra le risorse disponibili on-line è possibile avere a disposizione migliaia tra modelli, esempi di missioni compiute, immagini 3D, documentazione di missioni effettuate e diversi tutorial. STK inoltre è capace di interfacciarsi con molteplici applicazioni quali Excel e Matlab e di interagire con database GIS (Geographical Information System) quali Microsoft Bing Maps, formati KML o raster maps, etc. per l'implementazione di cartografia e mappe vettoriali aggiornate. Di seguito alcune immagini esplicative che ne dimostrano le diverse applicazioni (Par. 2.1 Figura 1(Catalog); Figura 2; Figura 3 (Catalog); Figura 4 (Catalog); Figura 5 (Catalog)).

Come accennato nell'introduzione, questo lavoro di tesi verterà sulla realizzazione di diversi filmati dei momenti salienti della missione in formato WMV (Windows Media Video) che verranno generati a seguito dell'implementazione dello scenario di missione relativo al volo inaugurale del lanciatore VEGA con il suddetto software, cercando di seguire il più fedelmente possibile le varie fasi del lancio, dal momento del distacco dal suolo fino al rilascio dell'ultimo payload, il satellite ALMASat-1.

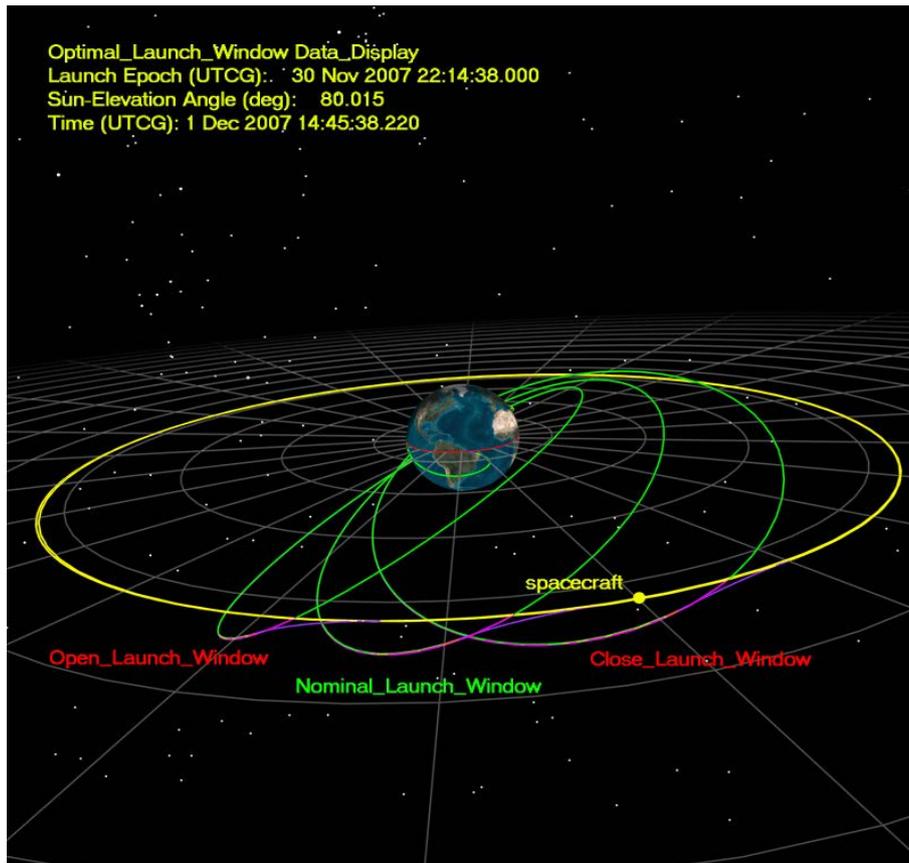


Figura 1: Scenario di esempio per la determinazione della corretta finestra di lancio

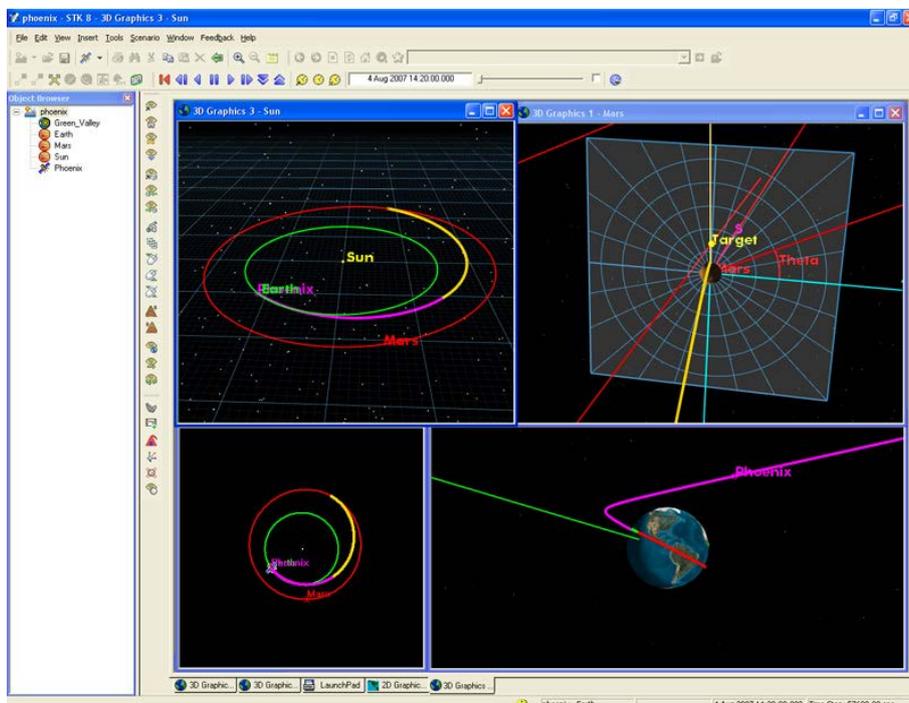


Figura 2: Interfaccia grafica di gestione

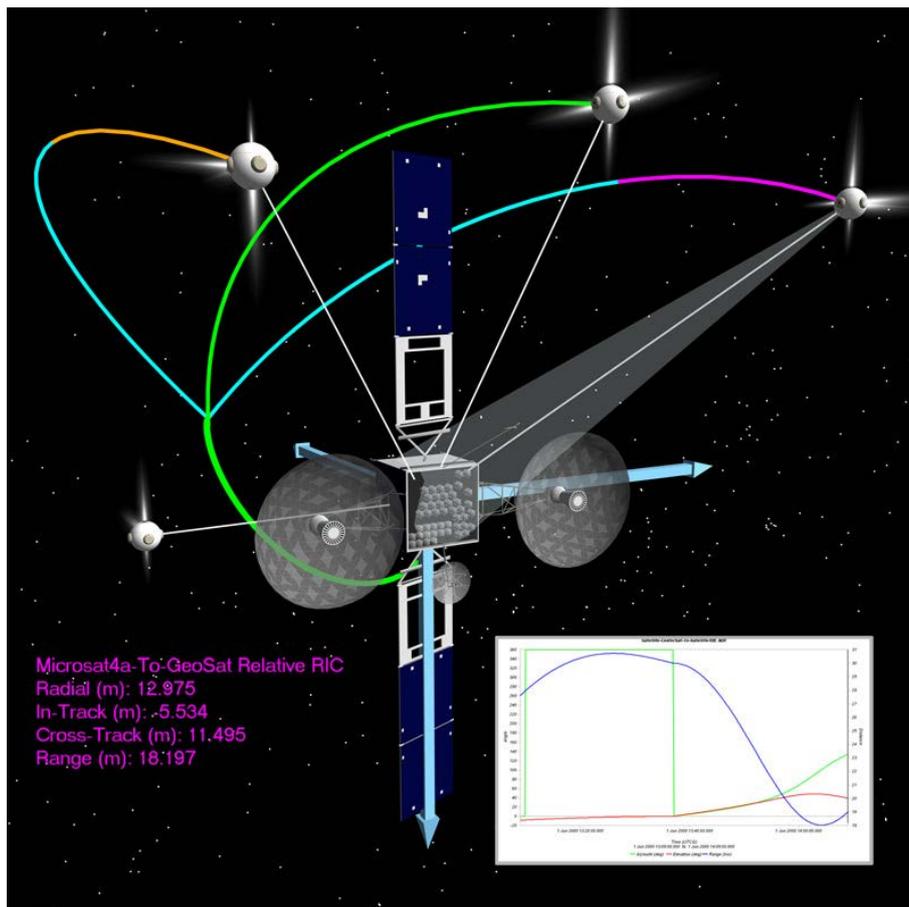


Figura 3: Simulazione di un sistema multi body

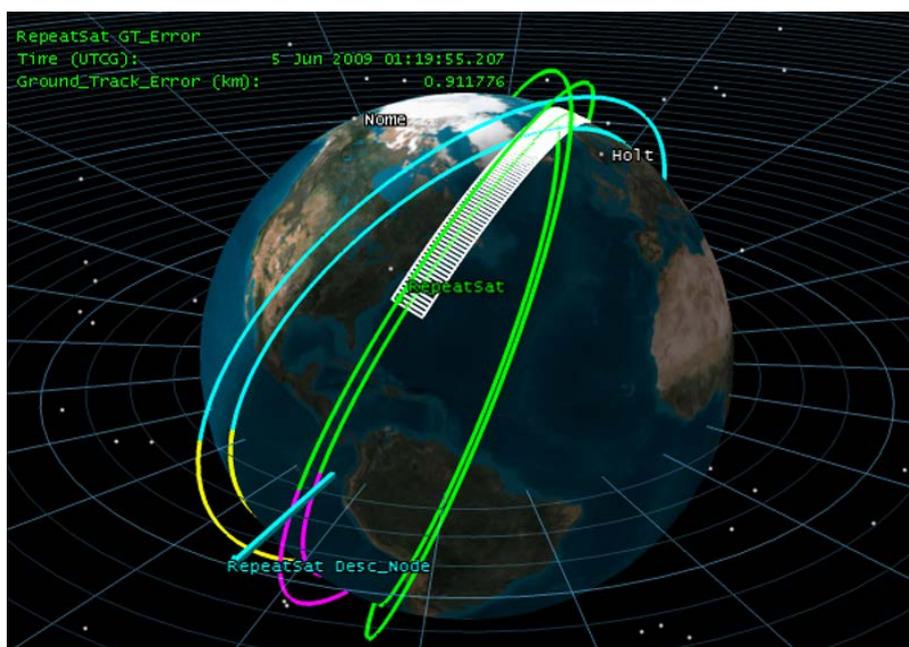


Figura 4: Verifica della coperture per missioni relative all'osservazione della Terra



Figura 5: Visualizzazione della sequenza di lancio con l'utilizzo di GIS aggiornati

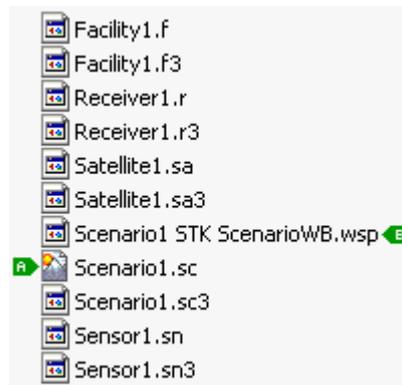
## 2.2 Implementazione dello Scenario

Lo scenario rappresenta una missione operativa o analitica che si sta modellando con STK. Nella barra degli strumenti, uno scenario è rappresentato da una piccola icona con un paesaggio idealizzato (Par. 2.1 Figura 6). Per aprire uno scenario nuovo, si clicca su tale icona (STK, <http://www.stk.com/>).



Figura 6: Icona dello scenario

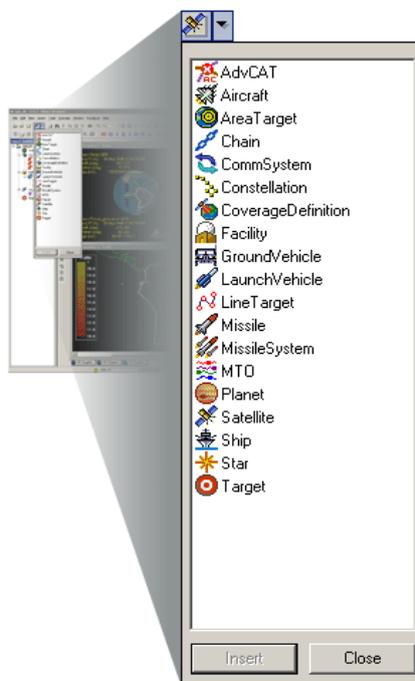
Quando si salva uno scenario, STK memorizza nella cartella prescelta tutta una serie di file che comprendono ogni singolo oggetto creato all'interno del programma; tra i principali oggetti possono essere citati satelliti, il lanciatore, le strutture al suolo, i pianeti, le stelle e i trasmettitori/ricevitori (STK, <http://www.stk.com/>).



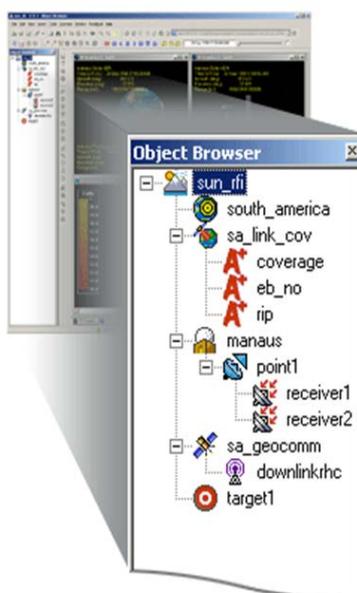
**Figura 7: Esempio di file di uno scenario salvato**

Lo stesso scenario viene salvato come un oggetto (Par. 2.2 Figura 7) (STK 9.2.2 Manual), e lo si ritrova all'interno di una cartella con lo stesso nome dello scenario. Il file che rappresenta lo scenario ha estensione .sc. All'interno di uno scenario si possono memorizzare alcune proprietà quali unità di misura, periodi temporali, modalità di visualizzazione delle finestre 2D e 3D. Con tali informazioni si creano reports, grafici, tabelle. Quando si aggiungono oggetti ad uno scenario, si può accedere alla finestra delle proprietà che si possono modificare secondo necessità. Gli oggetti che si possono aggiungere ad uno scenario si trovano nel catalogo degli oggetti. (Par. 2.2 Figura 8) (STK 9.2.2 Manual) Per costruire uno scenario, bisogna selezionare gli oggetti dal catalogo degli oggetti, configurare le sue proprietà ed inserirlo nel browser degli oggetti. (Par. 2.2 Figura 9). Una volta inseriti nel browser dello scenario, gli oggetti possono essere rinominati e le loro proprietà possono essere modificate. Una volta salvato uno scenario nuovo esso si presenta di default con due finestre, una 2D e una 3D (Par. 2.2 Figura 10 e Figura 11) (STK 9.2.2 Manual). Con il mouse all'interno della finestra 3D è possibile muovere il globo terrestre ruotandolo tenendo premuto il tasto sinistro, mentre tenendo premuto il tasto destro del mouse e muovendosi avanti e indietro si può zoomare. Per primo si inseriscono le stazioni al suolo, cercando nel catalogo degli oggetti, poi si apre la

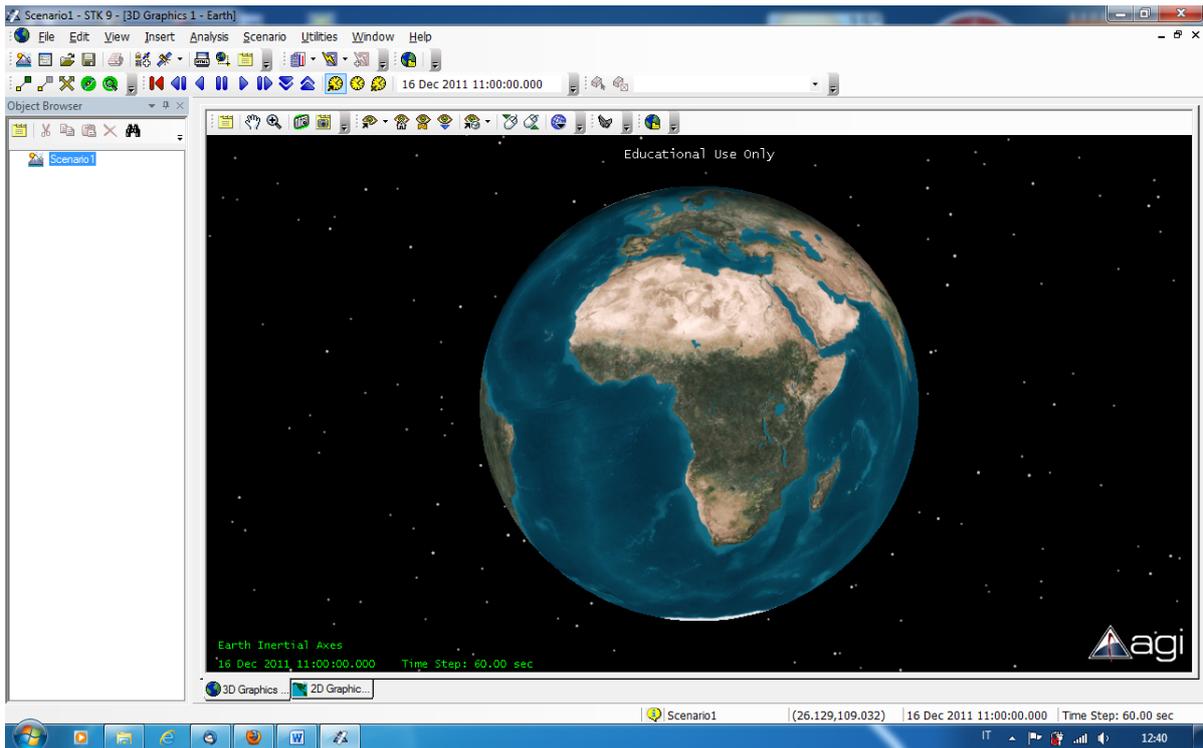
finestra delle proprietà con un doppio clic del mouse sulla stazione nella finestra del browser degli oggetti per inserire i parametri d'interesse (Par. 2.2 Figura 12). E così via per ogni singolo oggetto inserito nel browser degli oggetti (Figura 8) (STK, <http://www.stk.com/>).



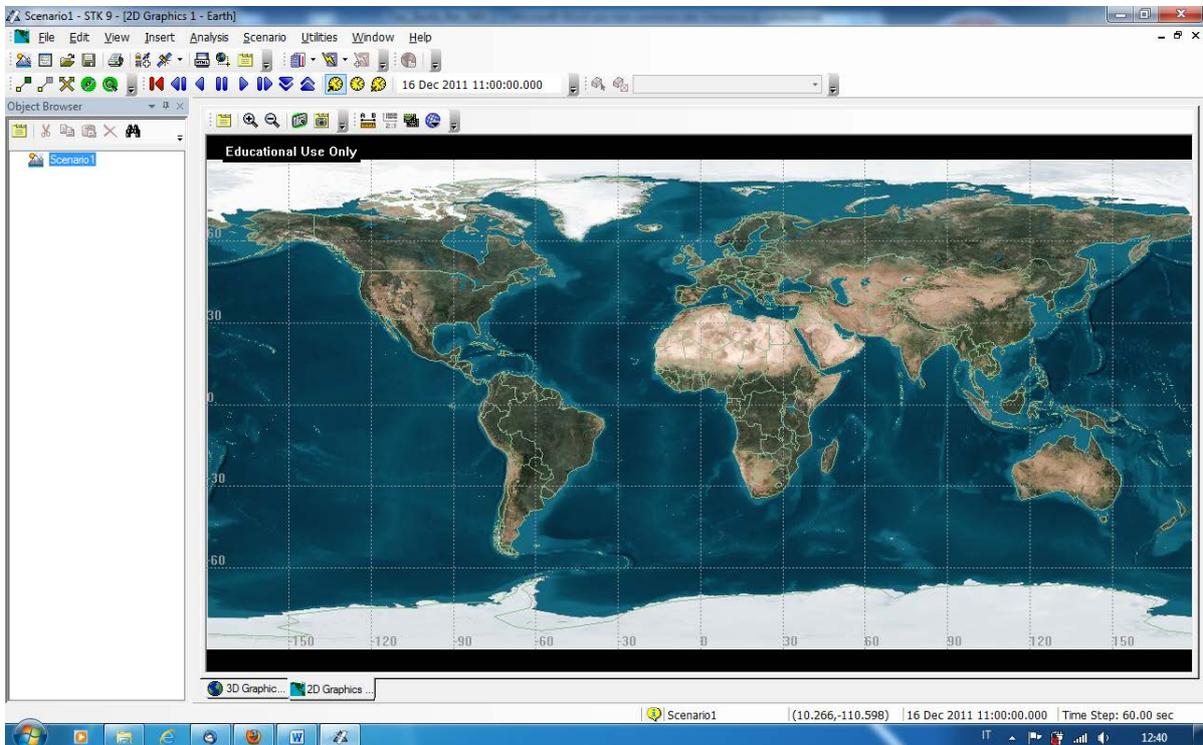
**Figura 8: Catalogo degli oggetti**



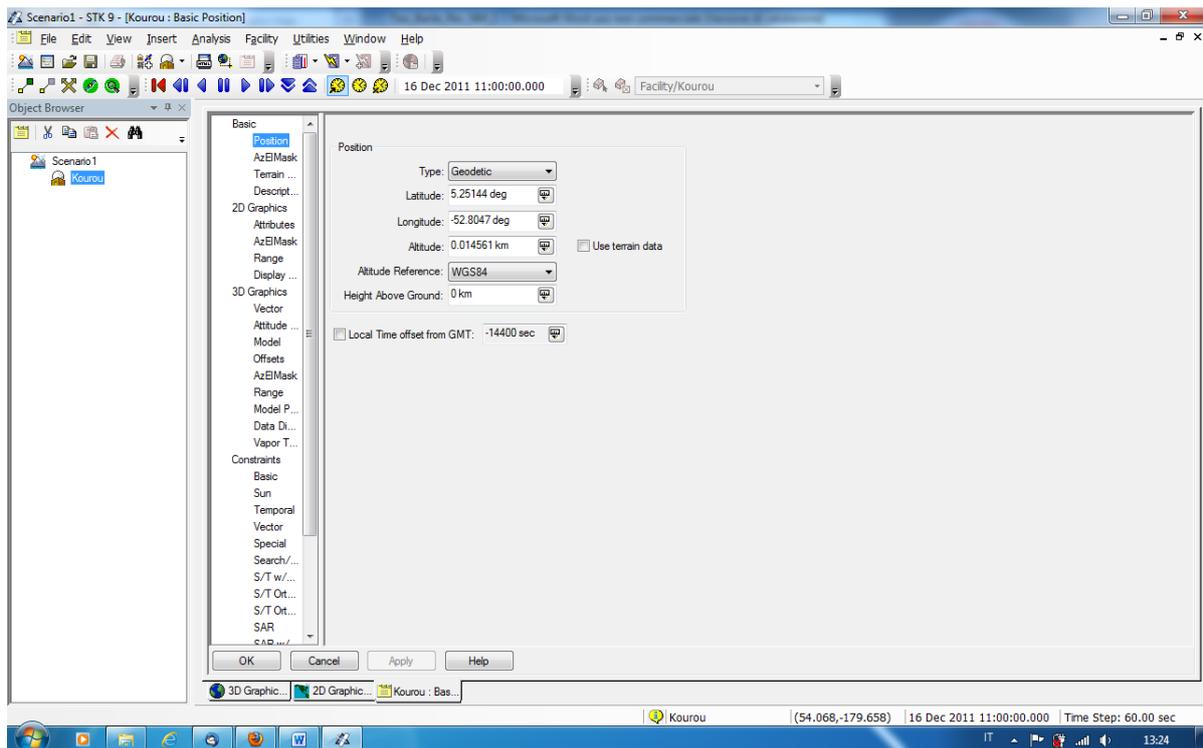
**Figura 9: Browser degli oggetti**



**Figura 10: Finestra 3D di uno scenario**



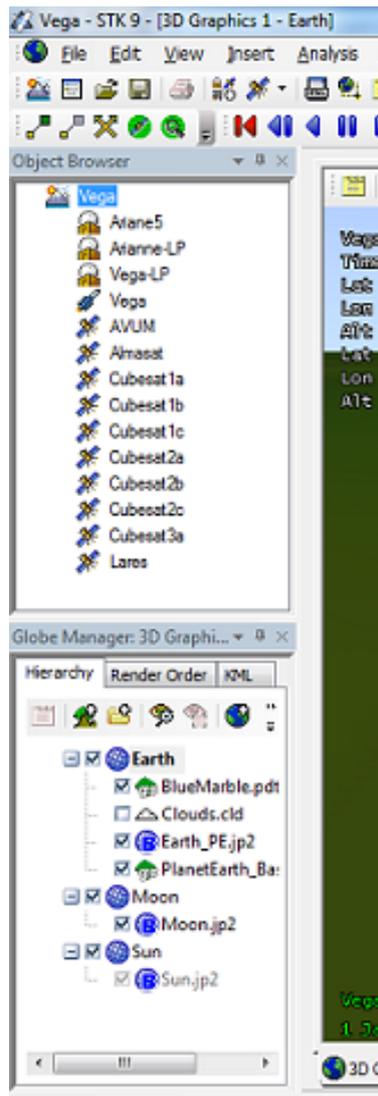
**Figura 11: Finestra 2D di uno scenario.**



**Figura 12: Finestra delle proprietà di una stazione al suolo**

Le proprietà da inserire sono generalmente la posizione iniziale dell'oggetto e la sua altitudine. Nello scenario della missione oggetto della tesi, denominato VEGA, sono stati inseriti i seguenti oggetti (Par. 2.2 Figura 13) (STK 9.2.2 Manual):

- Ariane5 - Launch Pad;
- VEGA - Launch Pad;
- VEGA Launch Vehicle;
- (AVUM) LARES System;
- ALMASat-1;
- Cubesat da 1 a 7;
- LARES Satellite;
- Earth Planet;
- Moon;
- Sun.



**Figura 13: Browser degli oggetti dello scenario VEGA**

Per ogni oggetto inserito nello scenario, sono state modificate le proprietà dell'oggetto, in particolare per:

- Ariane5 Launch Pad, la posizione (Par. 2.2 Figura 14);
- Ariane5, la posizione e il rotational offset (Par. 2.2 Figura 15);
- VEGA Launch-Pad, la posizione e il modello di Launch-Pad del Titan4b-lp.mdl (Par. 2.2 Figura 16), opportunamente modificato come spiegato nei successivi capitoli della tesi;
- VEGA Launch Vehicle, essendo i dati di posizione e assetto pre-calcolati, nella finestra delle proprietà si sono inserito i collegamenti ai files denominati Posizione\_AVUM (Par. 2.2 Figura 17) e Assetto\_AVUM (Par. 2.2 Figura 18). STK infatti permette di integrare dati esterni precalcolati attraverso file con

estensione .e (effemeridi) e .a (assetto), come si dirà nel Par. 2.4 Integrazione dati esterni (posizione ed assetto) ;

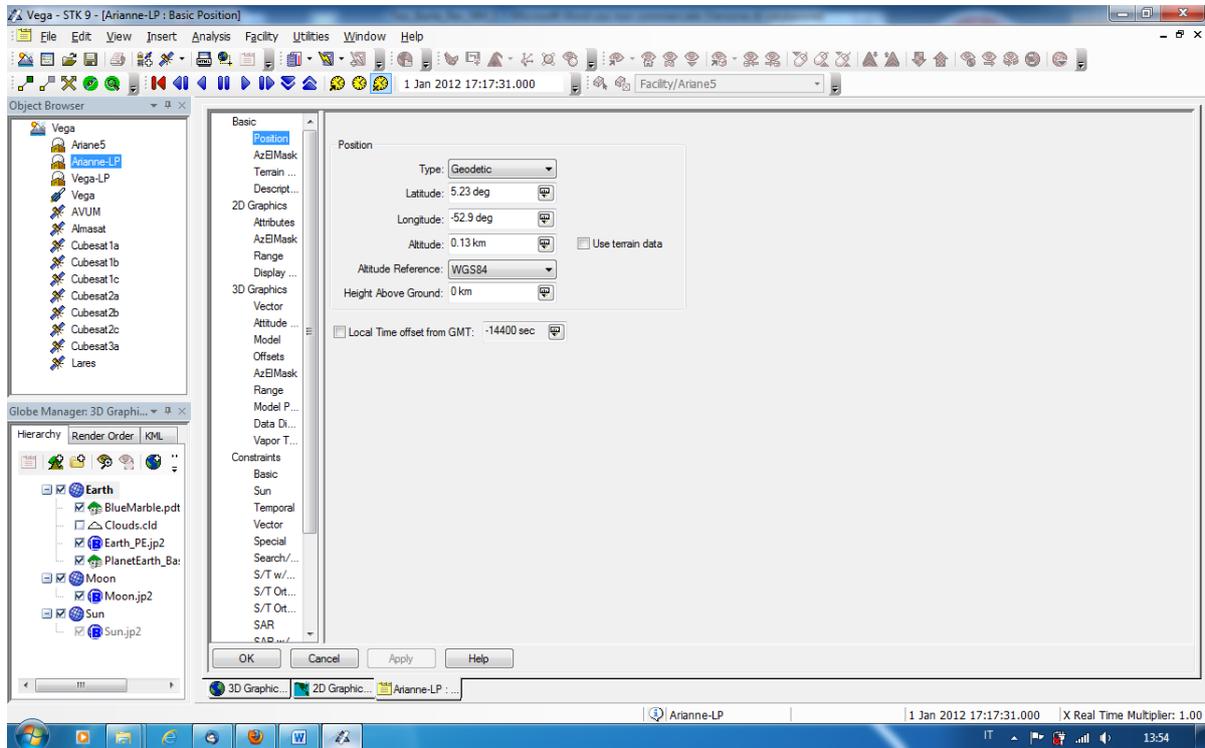


Figura 14: Finestra delle proprietà di Ariane Launch-Pad

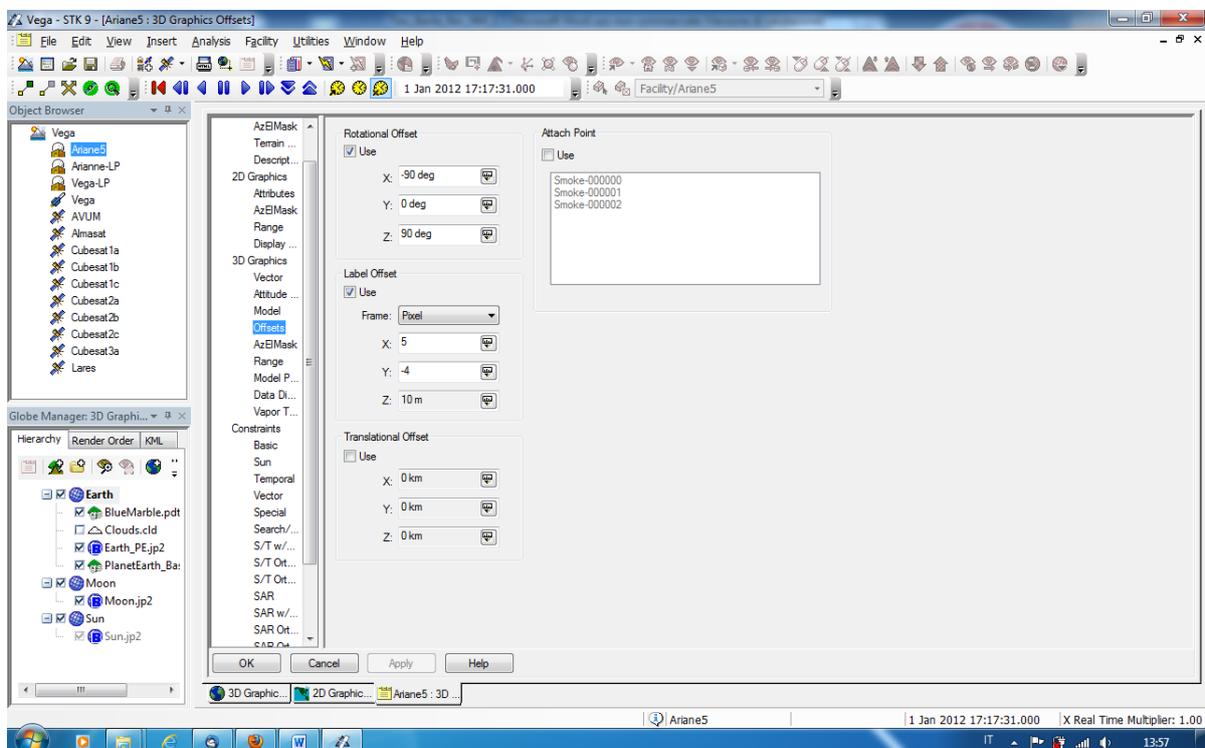


Figura 15: Rotational Offset di Ariane5

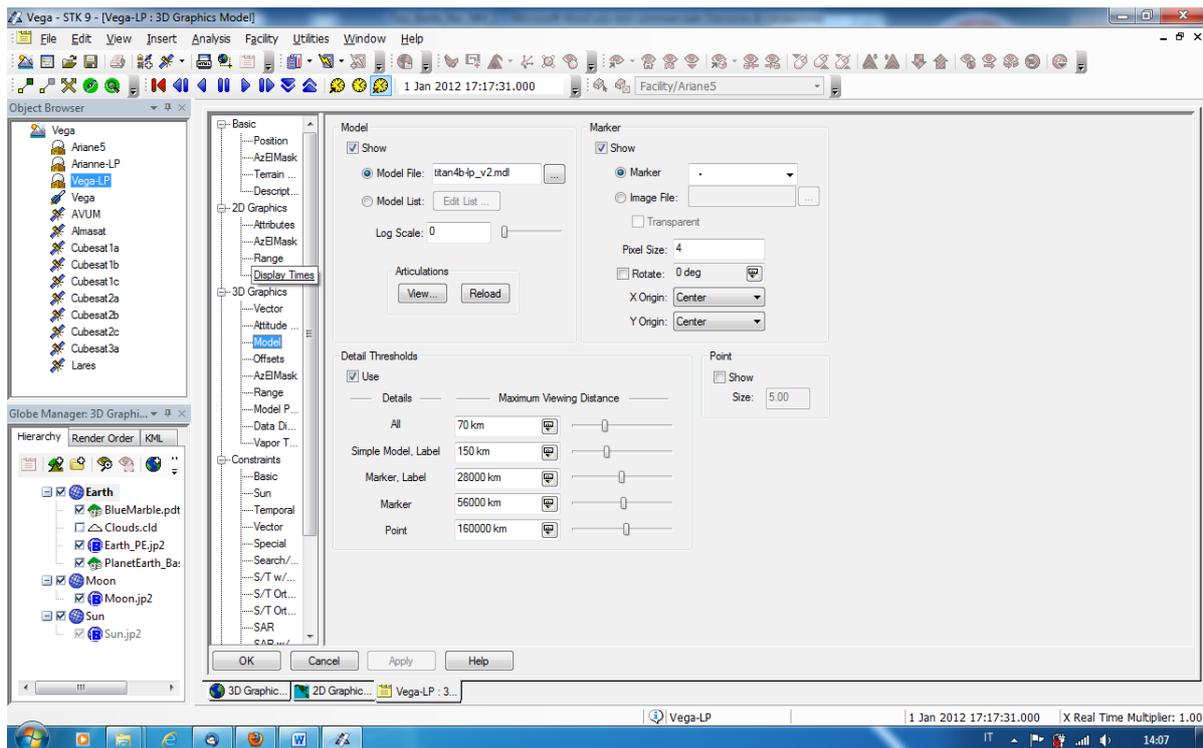


Figura 16: Finestra per l'inserimento del modello del Titan4-lp

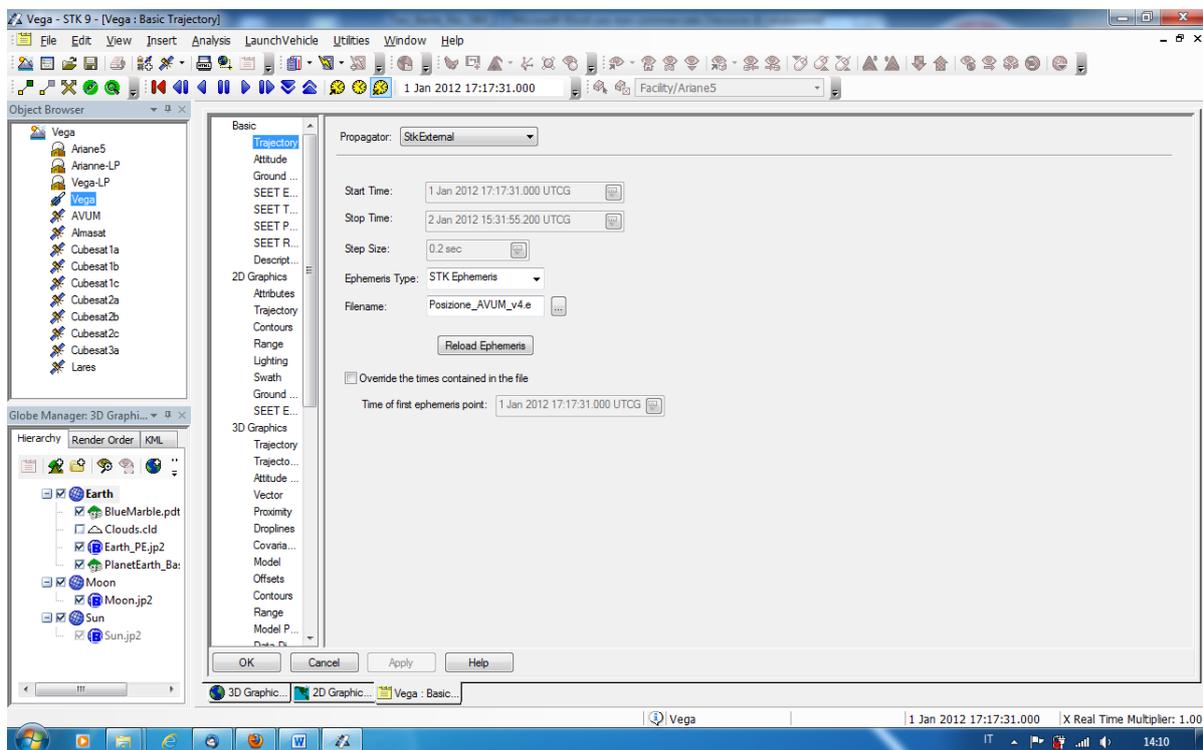


Figura 17: Finestra per l'inserimento di dati di posizione esterni

- AVUM, ovvero per il LARES System, si sono inseriti gli stessi parametri del VEGA Launch Vehicle, essendo i due oggetti solidali. Non esistendo però un

modello di AVUM, si è dovuto procedere alla sua creazione, come spiegato nel Par. 3.1 Generalità;

- ALMASat-1, i parametri inseriti sono di posizione, e, non avendo per i payload i file di assetto, nella corrispondente finestra (Par. 2.2 Figura 19) si è utilizzata l'opzione di allineamento dei vettori x e y al corpo di AVUM. In particolare si può avere un vettore allineato (Body AVUM-y) e un vettore agganciato (Body AVUM-x). Anche in questo caso è stato inserito un modello di ALMASat-1 appositamente creato per la tesi;
- Cubesat da 1 a 7, come per ALMASt-1, posizione inserita con apposito file esterno, e modello trovato nel database di AGI;

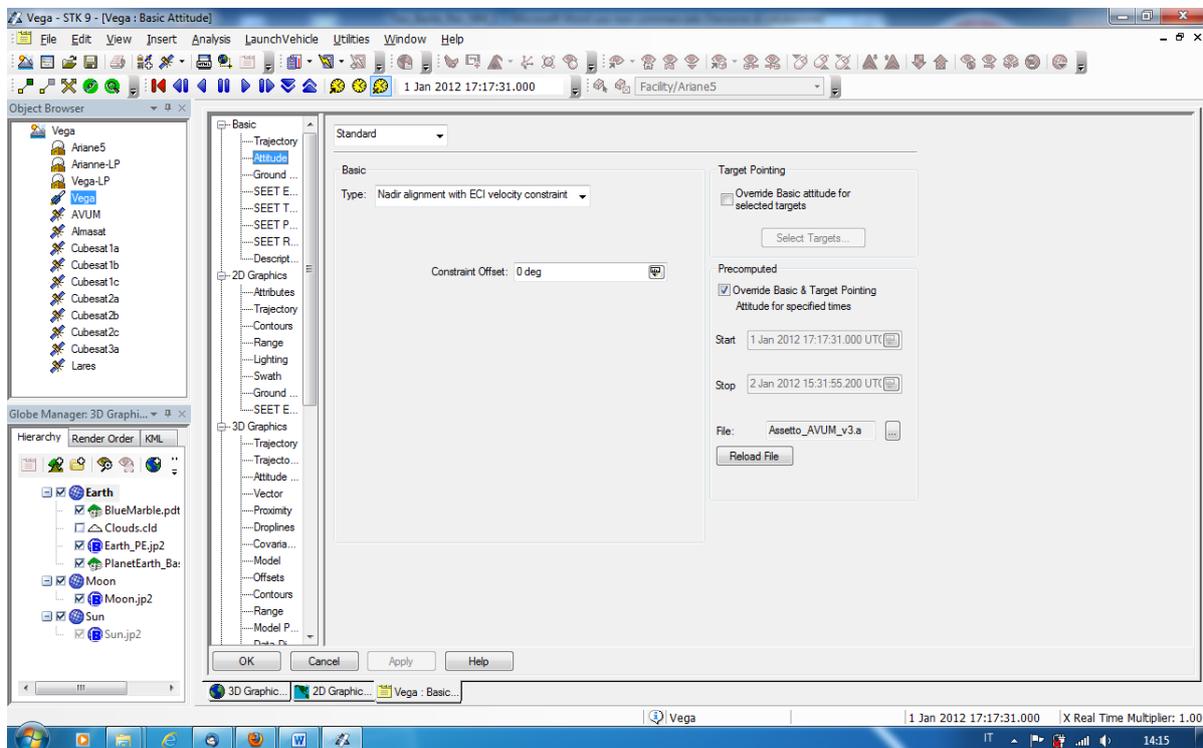


Figura 18: Finestra per l'inserimento di dati di assetto esterni

- LARES, file di posizione e assetto vincolato, come per gli altri satelliti. Per il modello è stato trovato un satellite russo molto simile, modificato in modo opportuno.

Per ogni satellite, inoltre, sono stati implementati i parametri di massa e matrice d'inerzia (Par. 2.2 Figura 20).

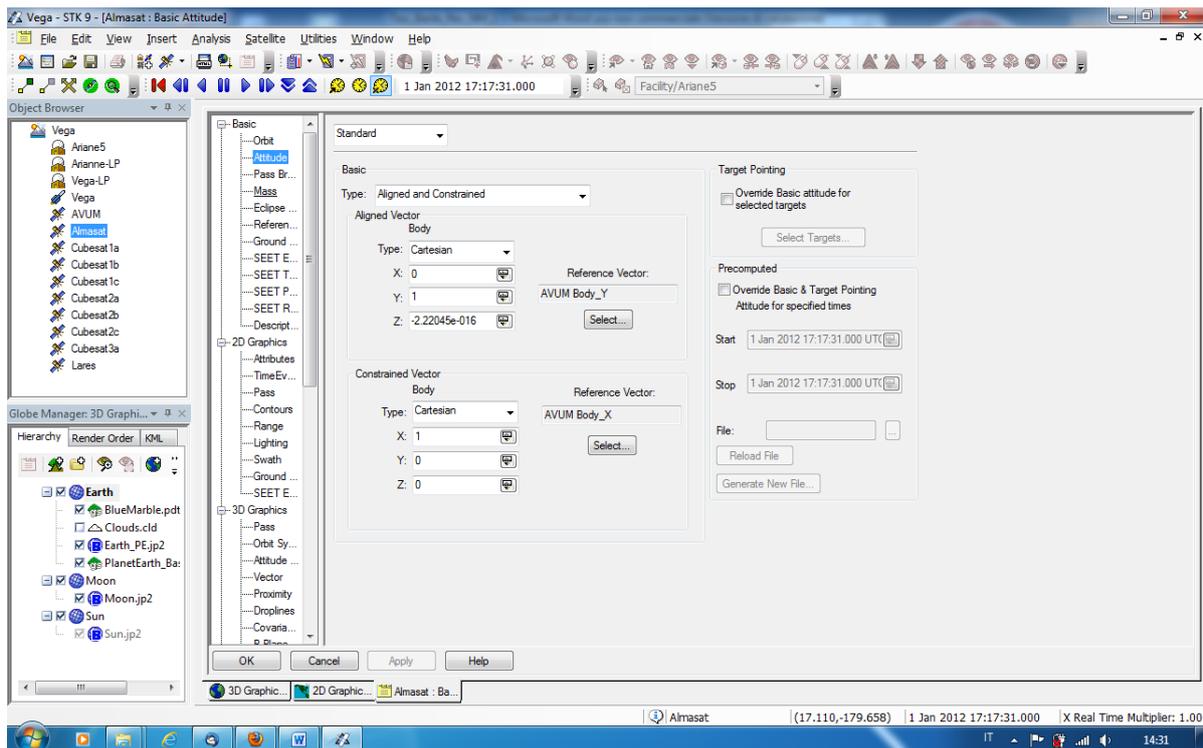


Figura 19: Finestra per aggancio vettoriale di ALMASat-1 a AVUM Body-x e AVUM Body-y

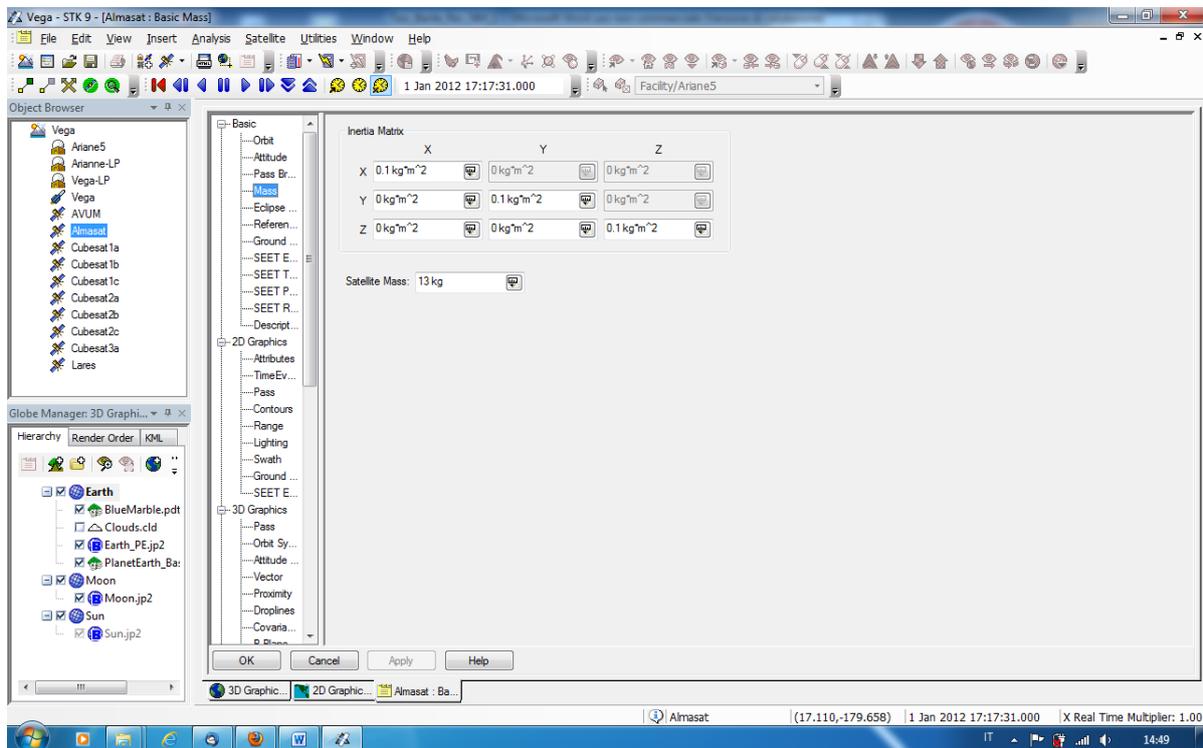


Figura 20: Finestra dei parametri di massa e matrice d'inerzia di ALMASat\_1

Altri file salvati nella cartella dello scenario sono i file delle articolazioni di cui si parlerà ampiamente nel Par. 3.3 (Articolazioni dei sistemi) che permettono alla

simulazione di effettuare determinate manovre in tempi prestabiliti come ad esempio lo sgancio di uno stadio del lanciatore, la sua movimentazione, l'accensione e lo spegnimento dei vari stadi, etc. Oltre agli oggetti creati, è possibile inserire nello scenario oggetti presi, come accennato, da un database di AGI (AGI Database Federate) nel quale si trovano zone particolareggiate della terra con una risoluzione migliore, alcune zone in 3D, o modelli interi elaborati quali ad esempio lo Space Shuttle (STS) o la Stazione Spaziale Internazionale (ISS). Per lo scenario oggetto della tesi, essendo la licenza di tipo educational, veniva a mancare la possibilità di integrare zone particolari della terra con risoluzioni migliori, ma è stato comunque trovato una terra “migliore” di quella di default.

### **2.3 Ricerca dei modelli disponibili**

Sul database di AGI sono disponibili diversi modelli 3D che si possono utilizzare nello scenario. Per la missione oggetto della tesi sono stati considerati i seguenti modelli:

- *Il lanciatore VEGA*: il modello trovato nel database di AGI risulta sufficientemente dettagliato e comprensivo di tutte le articolazioni necessarie come i distacchi dei vari stadi, la loro movimentazione al momento del distacco, l'apertura del fairing con diverse modalità, accensione/spegnimento dei motori nei vari stadi. Ciononostante è stato necessario apportare una piccola modifica al file del modello, ed esattamente l'inserimento di un attach point (punto di aggancio) per l'aggiunta della funzione “smoke” nella prima fase di salita del lanciatore. (Par. 2.3 Figura 21 e Figura 22);
- *Il launch pad del VEGA*: in questo caso non è stato trovato il launch pad originale del VEGA ma un modello molto simile, al quale, come nel caso precedente, sono state fatte delle piccole modifiche. In particolare sono stati aggiunti le decals, sulla parete di destra e sulla parete posteriore, del logo dell'ESA e di quello del VEGA, e sono state eliminate le colonne finali sulle torri parafulmini. Vista comunque la secondaria importanza

dell'oggetto, si è ritenuto che le modifiche effettuate siano più che sufficienti per la visualizzazione della simulazione (Par. 2.3 Figura 23 e Figura 24);



Figura 21: Modello del VEGA Launch Vehicle



Figura 22: Particolare del Fairing del VEGA

- *Il satellite LARES*: anche quest'oggetto non è stato realizzato ex-novo, ma è stato utilizzato il modello di un satellite simile: il GFZ-1, satellite russo rilasciato dalla stazione MIR il 19 aprile del 1995; il modello è stato modificato solo per quanto riguarda le dimensioni; il GFZ-1 ha un diametro di 215 mm e 60 riflettori, il LARES ha un diametro di 384 mm e 92 riflettori. Per il resto la forma è sferica e i colori sono simili (Par. 2.3 Figura 25 (Catalog));

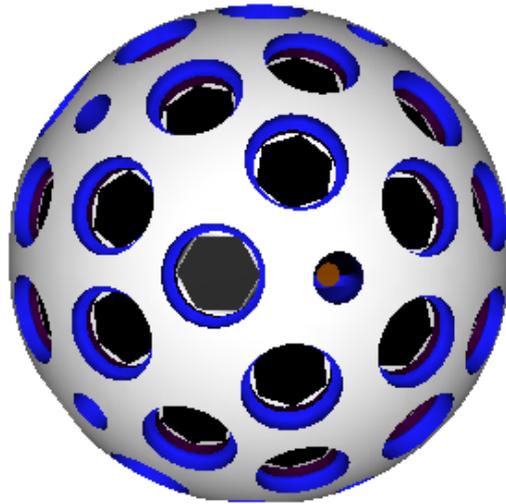


Figura 23: Particolare del Launch Pad del VEGA

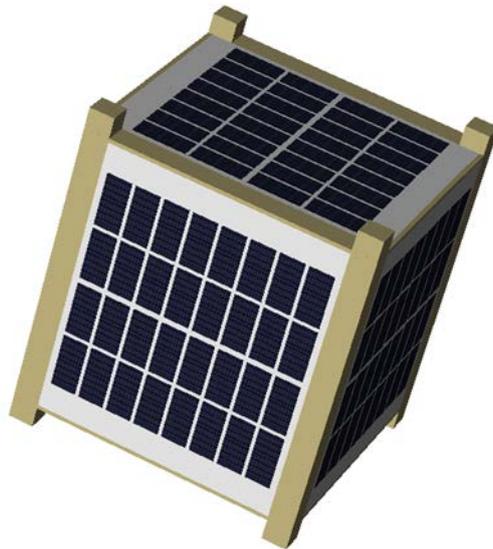


Figura 24: Vista laterale del Launch Pad del VEGA

- I satelliti Cubesat: nel database ci sono molti Cubesat; quelli scelti hanno dimensioni e peso uguali a quelli imbarcati a bordo (10 cm di lato per 1 Kg di peso) e sono stati inseriti nello scenario quindi senza modifiche (Par. 2.3 Figura 26) (Catalog);



**Figura 25: Modello del satellite GFZ-1 utilizzato per il LARES**



**Figura 26: Modello del satellite Cubesat**

Per quanto riguarda il sistema LARES e il satellite ALMASat-1, non è stato trovato nessun riscontro nel database di AGI, motivo per cui, per giungere alla loro modellazione, sono stati utilizzati due procedimenti diversi, che saranno discussi nel Capitolo 3 Modellazione 3D.

## 2.4 Integrazione dati esterni (posizione ed assetto)

Il programma STK, oltre a gestire in modo proprio il calcolo di posizione e assetto una volta inizializzati i parametri principali di lancio e di rilascio dei vari satelliti, offre la possibilità di inserire, attraverso dei file esterni al programma, il posizionamento e l'assetto dei vari componenti, con tempistiche anche differenziate, che permettono al simulatore di seguire traiettorie ed assetti particolari gestite attraverso strumenti esterni al software principale come ad esempio il sistema di simulazione orbitale realizzato per ALMASat-1 nel corso di precedenti lavori. Tali file, che si trovano in appendice, sono stati implementati per i seguenti oggetti:

- Posizione\_AVUM: valido sia per posizionare il VEGA che il sistema LARES al quale è solidale;
- Assetto\_AVUM: come per la posizione, anche in questo caso sia il VEGA che il LARES System hanno dei file di assetto sotto forma di quaternioni;
- Posizione ALMASat: come per gli altri satelliti, anche ALMASat-1 ha un file di posizionamento sempre corretto per il cambiamento del CoG che cambia solo dal rilascio in poi;
- Posizione Cubesat 1a, 1b, 1c, 2a, 2b, 2c, 3a: tre rilasci consecutivi a gruppi di tre satelliti per i primi due lanci, solo il terzo satellite nell'ultimo lancio di Cubesat, intervallati di 10 secondi l'uno dall'altro, con i relativi file di posizionamento corretti per lo spostamento del CoG;
- Posizione LARES: fino al momento del rilascio, il file è identico a quello del LARES System, corretto per lo spostamento del CoG, per differenziarsi al momento del rilascio;

Sui file di posizionamento dei vari satelliti, come anzi detto, sono state effettuate delle modifiche per tenere conto del fatto che il baricentro dei payload non coincideva con il baricentro del sistema LARES. E' necessario quindi posizionare i payload rispetto al baricentro del sistema LARES. I calcoli per gli spostamenti, che si trovano nel file Excel allegato in appendice C, consistono nei seguenti passi:

- Trasformazione dei quaternioni in una matrice di rotazioni (3x3);

- Moltiplicazione della matrice di rotazione per le coordinate del baricentro di ogni singolo payload ( $3 \times 3 * 3 \times 1 = 3 \times 1$ );
- Sommare le coordinate così ottenute a quelle del posizionamento del sistema LARES.

Tutto ciò ovviamente prima del rilascio dei singoli satelliti, in quanto le coordinate dopo il lancio sono precalcolate. Le espressioni utilizzate per operare i suddetti calcoli sono, considerando il quaternioni espresso nella forma: (B. Kuipers, 1999)

$$q = q_0 + iq_1 + jq_2 + kq_3$$

$$Q = \begin{bmatrix} 2q_0^2 - 1 + 2q_1^2 & 2q_1q_2 - 2q_0q_3 & 2q_1q_3 - 2q_0q_2 \\ 2q_1q_2 + 2q_0q_3 & 2q_0^2 - 1 + 2q_2^2 & 2q_2q_3 - 2q_0q_1 \\ 2q_1q_3 - 2q_0q_2 & 2q_2q_3 - 2q_0q_1 & 2q_0^2 - 1 + 2q_3^2 \end{bmatrix}$$

$$\begin{bmatrix} x_i \\ y_i \\ z_i \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} Q \times dr + x_j \\ Q \times dr + y_j \\ Q \times dr + z_j \end{bmatrix}$$

dove:

- $dr$  è la distanza in coordinate  $x, y, z$  del payload dal baricentro del sistema LARES;
- $x_j, y_j, z_j$  sono le coordinate del baricentro del sistema LARES;
- $x_i, y_i, z_i$  sono le coordinate calcolate del baricentro dei vari satelliti.

## 2.5 I propagatori di STK

Esistono due tipi di propagatori delle orbite disponibili in STK: analitici e numerici. I propagatori analitici usano una forma chiusa delle soluzioni del moto tempo-dipendente di un satellite per produrre le effemeridi o per calcolare direttamente posizione e velocità di una satellite in un istante particolare. I propagatori numerici integrano numericamente le equazioni del moto di un satellite. Dall'istante di rilascio dei vari satelliti, STK ha diverse possibilità di propagare il payload. Tra i possibili propagatori si citano: (STK 9.2.2 Manual)

- TwoBody: o movimento Kepleriano, propagatore che considera solo le

forze di gravità terrestre, considerata come massa puntiforme:

- J2 Perturbation: tiene conto delle variazioni secolari degli elementi orbitali dovute alla non sfericità della terra. J2 utilizza una rappresentazione del campo gravitazionale terrestre attraverso una serie infinita di coefficienti armonici zonali; è un propagatore del 1° ordine;
- J4 Perturbation: come il precedente con in più perturbazioni del 2° ordine;
- HPOP: high-precision orbit propagator, può calcolare orbite circolari, ellittiche, paraboliche ed iperboliche a distanze che vanno dalla superficie terrestre fino ad orbite lunari ed oltre;
- SGP4: simplified general perturbations propagator, un propagatore AFSPACCOM standard, utilizzato con i TLE (two-line mean element). Esso considera le variazioni secolari e periodiche dovute alla non sfericità della terra, effetti gravitazionali lunari e solari, effetti di risonanza gravitazionale e un semplice modello di resistenza aerodinamica per il decadimento dell'orbita;
- GPS: il propagatore GPS permette di utilizzare i satelliti GPS utilizzando un almanacco esterno di dati, memorizzato in file esterni o caricati dai server di AGI;
- LOP: long-term orbit predictor calcola accuratamente il moto di un satellite per periodi che vanno da alcuni mesi fino a diversi anni;
- Real-Time: tramite una connessione in tempo reale, il propagatore elabora i dati ricevuti per calcolare le effemeridi di ogni tipo di veicolo;
- Astrogator: il propagatore Astrogator provvede a calcolare traiettorie e pianificare manovre, ed include la possibilità di elaborare effemeridi per il targeting di qualsiasi oggetto e luogo.

Tra i vari propagatori si è scelto Astrogator, essendo inoltre specializzato nell'analisi di manovre orbitali interattive e delle traiettorie. Astrogator calcola le effemeridi dei satelliti eseguendo una Mission Control Sequence (MCS), che si definisce in accordo con le richieste della missione. Astrogator utilizza metodi di targeting quali un correttore differenziale, che permette di trovare i necessari valori dei parametri di

controllo che verificano determinati vincoli, e un ottimizzatore che offre la possibilità di modificare i parametri di controllo per raggiungere un obiettivo, mentre viene applicato un set di vincoli che definiscono lo spazio di manovra. Inoltre con Astrogator si possono definire sequenze automatiche di azioni che vengono svolte all'avverarsi di un particolare evento. Questi sono solo alcune delle potenzialità di questo propagatore. I risultati si vedono chiaramente nei filmati di rilascio dei vari payload, quello del LARES e quello dei Cubesat / ALMASat1.



# Capitolo 3 Modellazione 3D

## 3.1 Generalità

Per modellazione s'intende la creazione di modelli in 3 dimensioni che saranno poi implementati nello scenario di missione come oggetti. Come detto nel 2° capitolo, alcuni modelli sono stati reperiti nel database di AGI, in alcuni casi così come sono, altre volte con alcune modifiche sul file del modello stesso. I modelli che invece non sono stati trovati nel database di AGI sono stati creati ad hoc così come risultano dai disegni del documento ufficiale del lanciatore VEGA. Per la realizzazione dei modelli in STK si procede in due modi differenti: si può convertire un modello creato con altri software di modellazione nel formato riconosciuto da STK, quello con estensione .mdl, oppure si scrive con un editore di testo, usualmente Notepad, un file con le diverse funzioni disponibili allo scopo. Nel presente lavoro sono stati utilizzati entrambi i metodi visto che alcuni modelli esistevano già in altri formati, ad esempio l'ALMASat-1, mentre per altri non risultava nulla. I file .mdl sono scritti seguendo una gerarchia di componenti e primitive, oltre alla descrizione dell'oggetto che si sta realizzando, e una serie di parametri utilizzati per descrivere componenti e primitive. Il file del modello utilizza di base il metro come unità di misura. Nella gerarchia i componenti sono i genitori di tutte le primitive e dei sub componenti contenute al suo interno (Par. 3.1 Figura 27). (STK 9.2.2 Manual) Una primitiva che si riferisce ad un componente è invece il genitore di quel componente. I componenti sono i pezzi che costituiscono il modello e sono di tre tipi: articolazioni (le parti mobili del modello), punti di aggancio (punti utilizzati per i sensori) e puntatori (parte del modello che traccia un oggetto dello scenario). Il componente master che si riferisce a tutti i componenti nel file è detto Root component, il quale può anche contenere articolazioni. E' nel Root component che si può scrivere un comando – *UniformScale* – che serve a modificare tutte l'unità di misura del modello, ad esempio da metri a piedi. Le primitive sono le forme di base che definiscono la forma del modello. Alcuni parametri modificabili delle primitive sono il colore, le dimensioni, la lucentezza. Esse sono di diversi tipi, come ad esempio:

- *Cylinder*, per disegnare un cilindro;
- *Polygon*, per un poligono;
- *Extrusion*, per disegnare solidi di rivoluzione attorno all'asse x;
- *Sphere*, per creare una sfera.

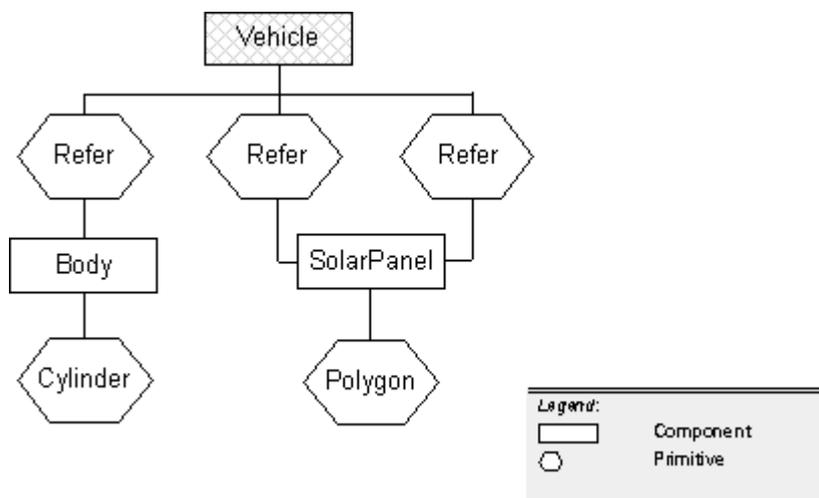


Figura 27: Esempio di diagramma di flusso di un modello

Alcuni parametri dei modelli che ne definiscono le qualità (colore, texture, ...) sono invece:

- *BackFaceCullable*, per vedere entrambe le facce di una primitiva;
- *BoundRadius*, il raggio di una sfera ipotetica dentro la quale si trova il modello;
- *Comment*, per scrivere commenti esplicativi;
- *FaceColor*, per colorare la primitiva. In tal caso si usa sia il nome del colore, sia la scala dei colori RGB;
- *Shininess*, per la luminosità della primitiva;
- *SmoothShading*, per indicare se i pixels vengono mediati nella transizione da chiaro a scuro;
- *Texture*, che serve a dare aspetti particolari alle primitive, inserendo un file con estensione .TGA, per esempio la fiamma del VEGA.

Per ogni componente o primitiva è possibile definire la posizione e l'orientamento sul modello, ad esempio dove si colloca un'antenna. Esistono delle trasformazioni che servono allo scopo e sono di tre tipi:

- *Rotate*, ruota il componente attorno agli assi x, y o z del componente genitore;
- *Scale*, espande o contrae il componente nelle tre direzioni;
- *Translate*, sposta il componente rispetto agli assi x, y o z.

Ad esempio con il codice seguente si è costruito la scatola di alimentazione del sistema LARES, un poligono costituito da 8 vertici e 6 facce, e nel quale si è usata una texture (metal-3d.tga) disponibile nel database. I data altro non sono che le coordinate spaziali dei vertici (x, y, z).

```

Component power
  PolygonMesh
    SmoothShading No
    BackfaceCullable Yes
    Translucency 0.00000
    Specularity 0.500000
    Shininess 71
    Texture
      RGB metal-3d.tga
      Parm AA
      Parm Mipmap
    EndTexture
    NumVerts 8
    DataTx
      0 0.64 0.12 2.56 .48
      0 0.88 0.12 3.52 .48
      0 0.88 0.38 3.52 1.52
      0 0.64 0.38 2.56 1.52
      0.1 0.64 0.12 2.56 .48
      0.1 0.88 0.12 3.52 .48
      0.1 0.88 0.38 3.52 1.52
      0.1 0.64 0.38 2.56 1.52
    NumPolys 6
    Polys
      4 3 2 1 0
      4 1 5 4 0
      4 2 6 5 1
      4 7 6 2 3
      4 4 7 3 0
      4 5 6 7 4
    EndPolygonMesh
  EndComponent

```

Nel file del modello si inseriscono anche le articolazioni delle parti mobili che saranno poi attivate attraverso un file specifico con lo stesso nome del file del modello salvato nella cartella dello scenario. Nel codice seguente le articolazioni del modello del sistema LARES:

```
Component Payload_Vega_ROOT  
Root  
Refer  
Articulation Payload_Vega  
uniformScale Size 0 1 1  
xRotate Roll -360 0 360  
yRotate Pitch -360 0 360  
zRotate Yaw -360 0 360  
xTranslate MoveX -1000 0 1000  
yTranslate MoveY -1000 0 1000  
zTranslate MoveZ -1000 0 1000  
EndArticulation  
Component Payload_Vega  
EndRefer  
EndComponent
```

In esso viene data la possibilità all'intero modello di ruotare attorno ai tre assi (Roll, Pitch, Yaw) e di traslare lungo i tre assi (MoveX, MoveY, MoveZ). I valori numerici indicano rispettivamente il valore minimo, il valore iniziale e quello massimo dei movimenti possibili.

## **3.2 LARES System**

### **3.2.1 LARES & Avionica**

Lavorando in parte con il modellatore fornito da AGI, MDE (Model Development Environment),(STK 9.2.2 Manual) in parte con il convertitore LwConvert (Lightwave to AGI Model Converter) (Catalog), è stato scritto il file per la creazione del LARES System. Il lavoro parte dai disegni originali dai quali sono state estrapolate le misure in metri, inserendo e posizionando nel suo interno l'adattatore di ALMASat-1, fornito in formato .igs (Initial Graphics Specification), che necessitava quindi di una doppia conversione (prima da .igs a .lwo e poi da .lwo a .mdl). Nel modello sono state inserite anche le articolazioni dei coperchi dei P-POD;

Come esempio si riporta la creazione e la collocazione dei coperchi dei P-pod, unici pezzi articolati del LARES system. Per primo si crea il *componente P\_pod\_coperchio*, una piastra di 14.5 cm di lato, costituito quindi da 4 vertici e un solo poligono, un quadrato;

```

Component P_pod_coperchio
  PolygonMesh
    FaceColor %255237033
    BackfaceCullable No
    Shininess 51
    NumVerts 4
    Data
      0 0.145 0.145
      0 0 0.145
      0 0 0
      0 0.145 0
    NumPolys 1
    Polys
      4 0 1 2 3
  EndPolygonMesh
EndComponent

```

poi si traslano i coperchi sopra i P-POD attraverso una traslazione del sistema di riferimento del coperchio e si crea l'articolazione in un secondo *componente P\_pod\_coperchio\_1* per ogni coperchio:

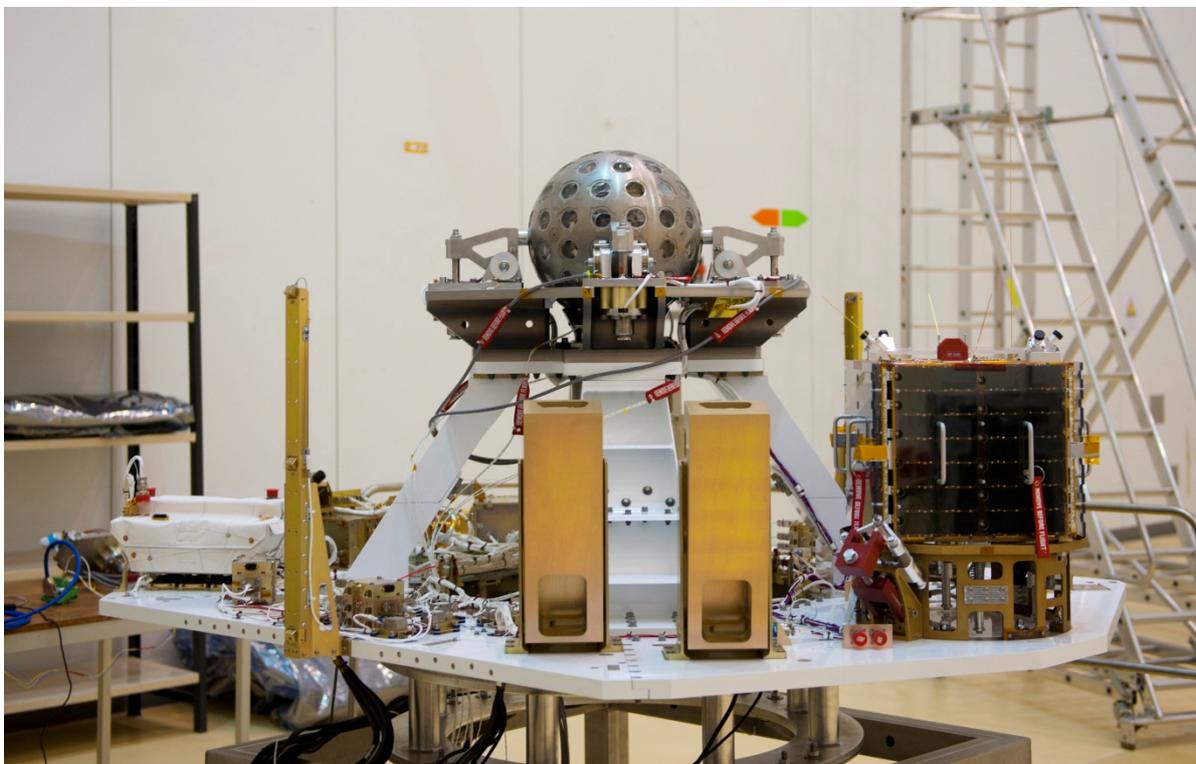
```

Component P_pod_coperchio_1
  Rotate 180 0 0
  Translate 0.359 -0.615 0.273 # Pivot Point to new origin
  Refer
    Articulation Apertura_Coperchio_1
      zRotate Yaw -120 0 0
    EndArticulation
  Component P_pod_coperchio
  EndRefer
EndComponent

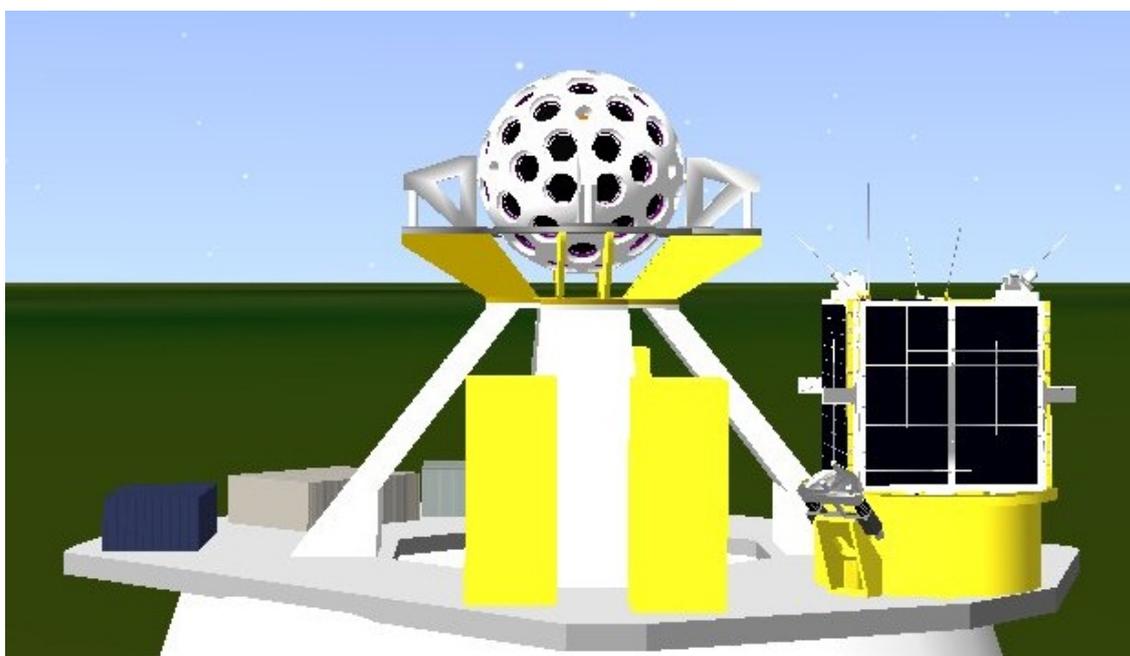
```

Infine si integra nel componente Payload\_Vega\_root per vedere quanto realizzato nel visualizzatore di modelli di STK, il Modeler 9, che permette di controllare il risultato ottenuto e il funzionamento delle articolazioni. Il sistema LARES, integrato con l'ultimo stadio del lanciatore prende il nome di AVUM (Attitude and Vernier Upper

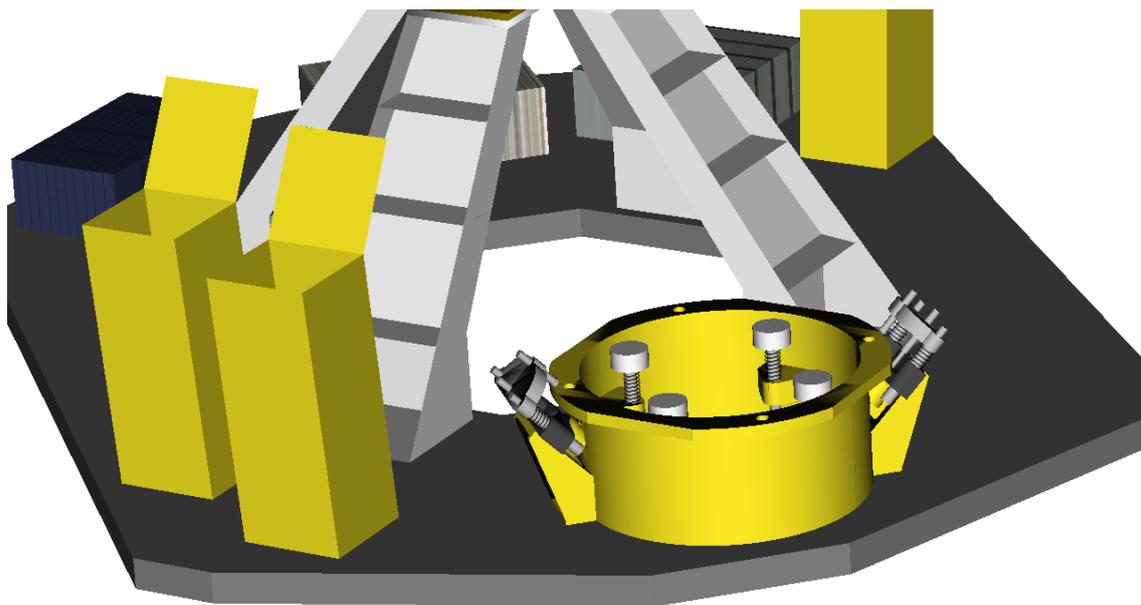
Module), nome che è stato dato nella simulazione, essendo i due pezzi solidali l'uno con l'altro. Le figure seguenti mostrano i risultati conseguiti (Figura 28 (AVUM); Figura 29; Figura 30; Figura 31; Figura 32).



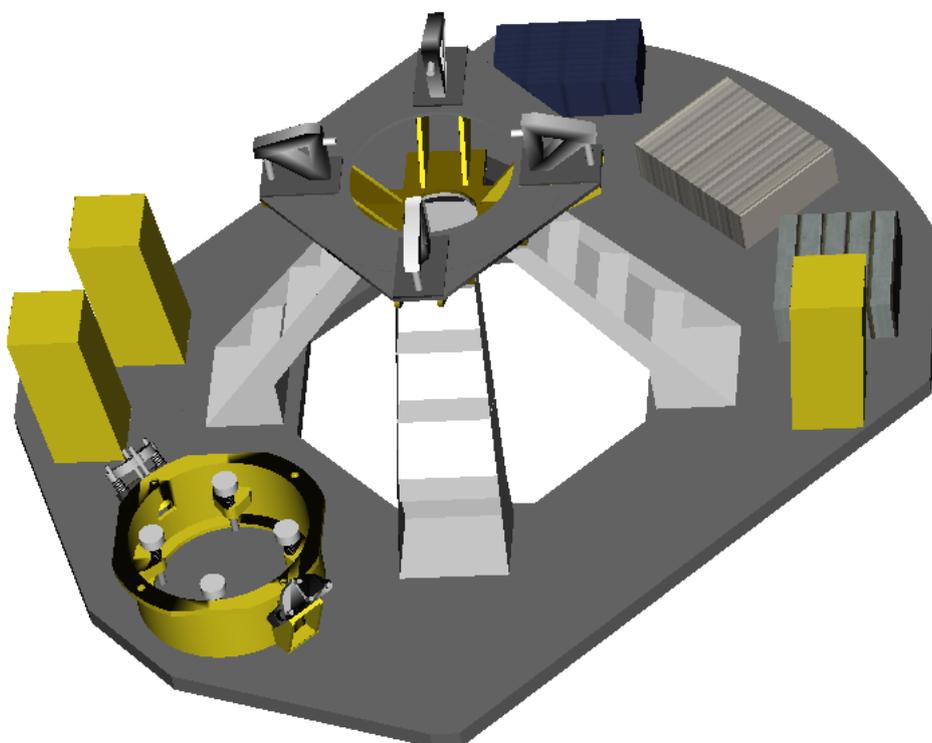
**Figura 28: Immagine reale del LARES System**



**Figura 29: Modello del LARES System realizzato sul VEGA**



**Figura 30: Vista laterale del modello del LARES System**



**Figura 31: Vista dall'alto del modello del LARES System**

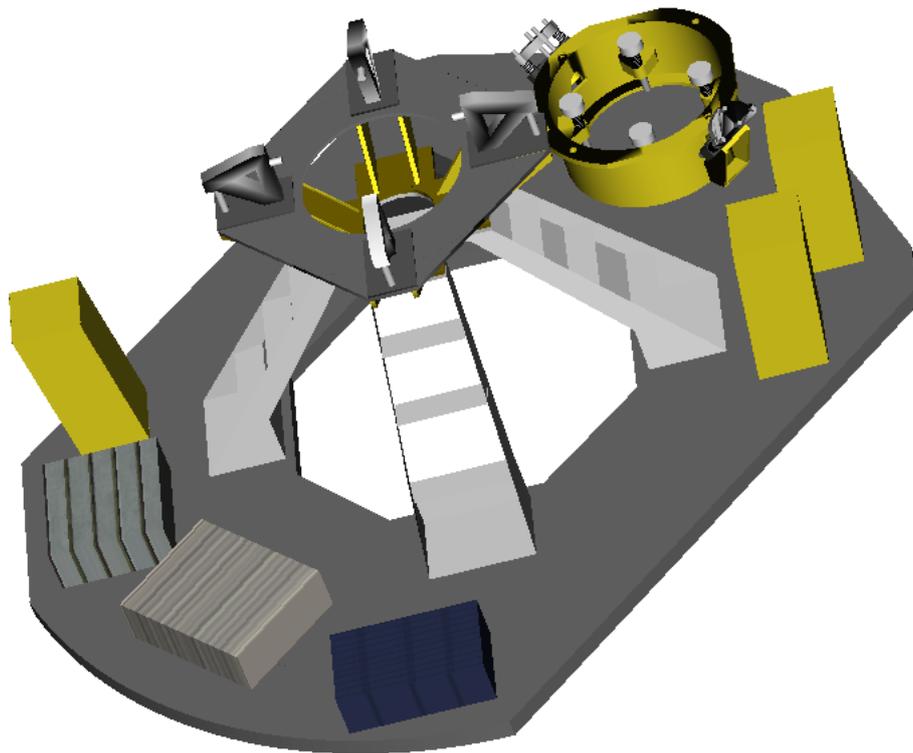
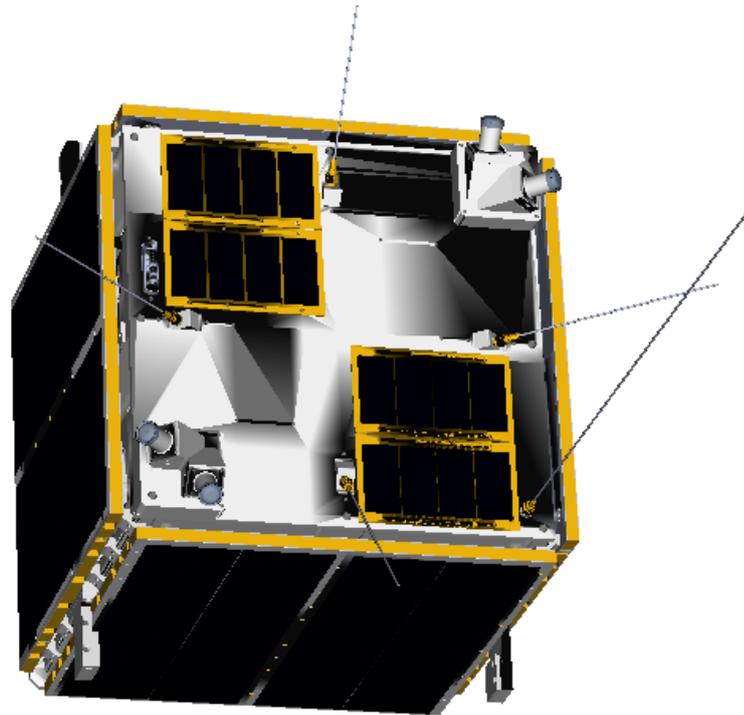


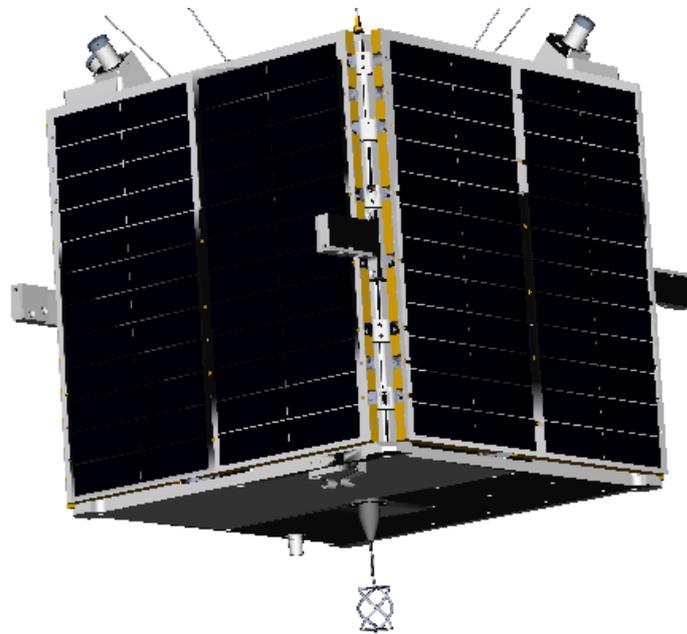
Figura 32: Altra vista del modello del LARES System

### 3.2.2 ALMASat-1

Per quanto riguarda ALMASat-1, si è implementato un lungo lavoro di preparazione per l'utilizzo all'interno dello scenario. Si è quindi cercato un modello sufficientemente dettagliato, eliminando tutti quei dettagli non necessari per l'obiettivo prefissato. Il formato di partenza del modello è .igs, che necessitava quindi della stessa doppia conversione dell'adattatore dell'ALMASat-1. Durante il processo di conversione si sono però perse le caratteristiche superficiali delle diverse parti, si è quindi provveduto a ripristinare le diverse superfici utilizzando le possibilità offerte dai modelli STK. Il modello non presenta articolazioni, essendo i pannelli solari di tipo body mounted. Nelle Figura 33 e Figura 34 del Par. 3.2.2 si possono vedere i risultati finali del modello confrontato con un'immagine reale dell'ALMASat-1 (Par. 3.2.2 Figura 35) (Team, 17 December 2009).



**Figura 33: Modello dell'ALMASat-1 – vista 1**



**Figura 34: Modello dell'ALMASat-1 – vista 2**



Figura 35: Foto dell'ALMASat-1

### 3.2.3 *Cubesat*

I satelliti Cubesat sono stati scelti nell'ambito di diverse università nel mondo attraverso un concorso che valutava i progetti migliori. I nanosatelliti del peso di 1 Kg e delle dimensioni di un cubo di 10 cm di lato, sono i seguenti:

- 1) XaTcobeo dell'Università spagnola di Vigo;
- 2) e-st@r del Politecnico di Torino;
- 3) Goliat dell'Università di Bucarest;
- 4) ROBUSTA dell'Università di Montpellier II;
- 5) MaSat1 dell'Università di Budapest;
- 6) PW-Sat 1 dell'Università Tecnica di Varsavia
- 7) UNICubeSat dell'Università di Roma

I Cubesat, come accennato in precedenza, sono stati trovati nel database di AGI, il quale è ben fornito di questo tipo di satelliti, essendo quelli maggiormente utilizzati per le loro caratteristiche di basso peso, costo contenuto e facilità di trasporto. E' stato scelto un modello unico per tutti i Cubesat, anche se ci sono effettivamente delle differenze tra ognuno di loro, non tanto per dimensioni e peso ma per il compito per il quale sono stati creati. Ad esempio quello italiano del Politecnico di Torino, l'e-St@r, ha lo scopo principale di testare e sviluppare un sottosistema attivo di determinazione e controllo di assetto, mentre come obiettivo secondario si prefigge l'esecuzione di test di componenti e materiali commerciali. Ben diverso è invece il motivo per cui è stato creato il ROBUSTA francese, sigla che sta per "Radiation on Bipolar Test for University Satellite", il quale vuole quantificare il deterioramento in volo di componenti elettronici basati sui transistor bipolari quando esposti alle radiazioni spaziali.

### **3.3 Articolazioni dei sistemi**

Nello scenario di missione ci sono oggetti capaci di movimentarsi, ovvero di muovere secondo determinate direzioni, delle loro appendici (pannelli solari, antenne) o una parte intera di se stessi, come i vari stadi di un lanciatore. E' possibile accedere a tali spostamenti, definiti in sede di modellazione nel file del modello stesso, sia dall'interno di STK dalla finestra delle proprietà (Par. 3.3 Figura 36) – ma tali articolazioni sono temporanee – sia dall'esterno scrivendo un file delle articolazioni del modello che, inserito nella cartella dello scenario con lo stesso nome del file del modello che si vuole articolare, ma con estensione differente (.lvma per i lanciatori, .sama per i satelliti, etc..) a seconda dell'oggetto, farà eseguire al modello tutta una sequenza ordinata prestabilita di spostamenti. E' possibile scrivere tale file in due modi: quello standard e sotto forma di datasheet. Il modo standard, quello scelto, consiste nello scrivere una sequenza di comandi che ha la seguente struttura (STK 9.2.2 Manual):

## NEW\_ARTICULATION

*STARTTIME* 4219.000000  
*DURATION* 0.500000  
*DEADBANDDURATION* 0.000000  
*ACCELDURATION* 0.000000  
*DECELDURATION* 0.000000  
*DUTYCYCLEDELTA* 0.000000  
*PERIOD* 0.0  
*ARTICULATION* Apertura\_Coperchio\_1  
*TRANSFORMATION* Yaw  
*STARTVALUE* 0.000000  
*ENDVALUE* -120.000000

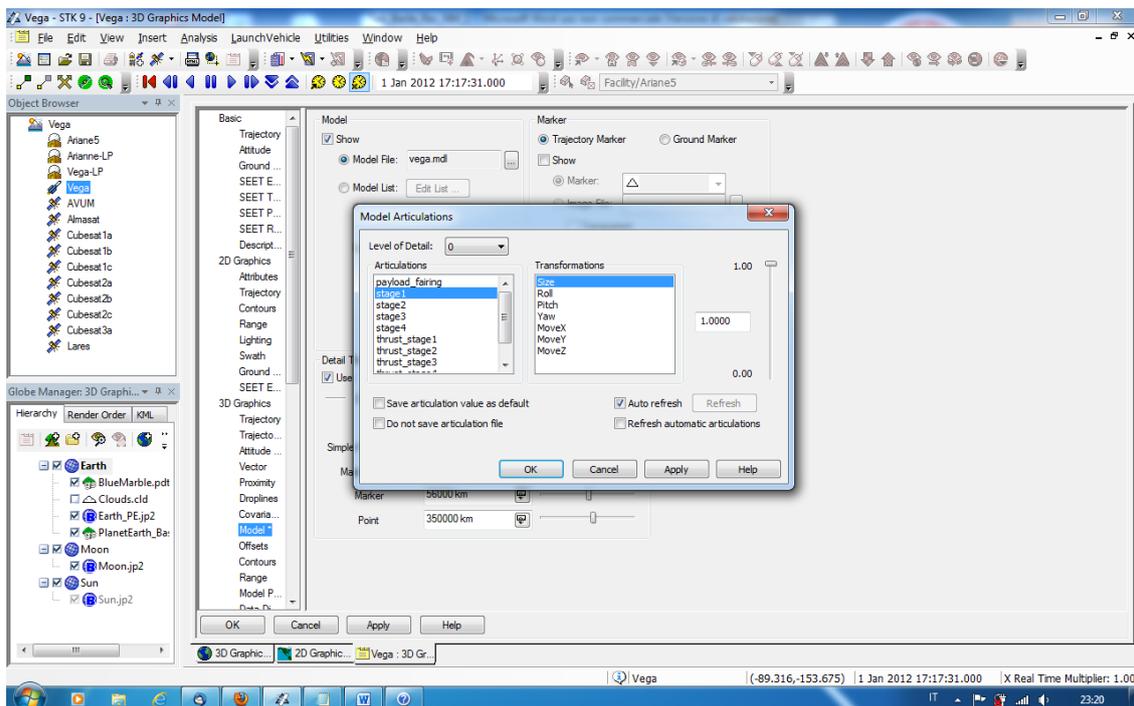


Figura 36: Pannello interno a STK per le articolazioni temporanee

I comandi sono:

- *NEW\_ARTICULATION*: indica l'inizio dell'articolazione;
- *STARTTIME*: il tempo espresso in secondi al quale inizia l'articolazione;
- *DURATION*: la durata del movimento;
- *DEADBANDDURATION*: quanto tempo prima della fine dell'articolazione finisce il movimento;
- *ACCELDURATION*: accelerazione della durata del movimento;
- *DECELDURATION*: decelerazione della durata del movimento;
- *DUTYCYCLEDELTA*: quanto tempo passa dallo starttime prima di movimentare;
- *PERIOD*: se la movimentazione è periodica;

- *ARTICULATION*: il nome dato all'articolazione nel file del modello;
- *TRANSFORMATION*: il tipo di movimento da eseguire;
- *STARTVALUE*: il valore iniziale del movimento;
- *ENDVALUE*: il valore finale del movimento.

Il codice dell'esempio precedente è quello dell'apertura di un coperchio P-POD dove i valori iniziali e finali dell'articolazione, in tal caso, sono espresse in gradi. I diagrammi successivi rendono chiaramente l'idea dei vari parametri utilizzabili in un file delle articolazioni (Par. 3.3 Figura 37, Figura 38, Figura 39, Figura 40).

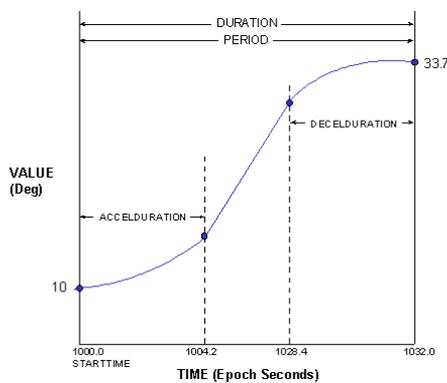


Figura 37: Diagramma 1 per le articolazioni

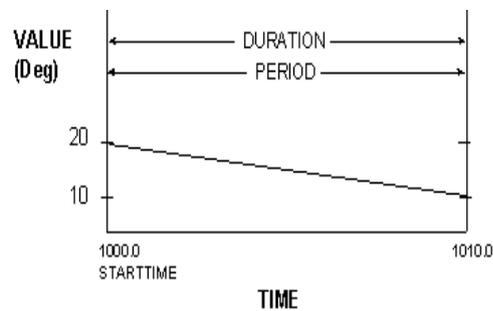


Figura 38: Diagramma 2 per le articolazioni

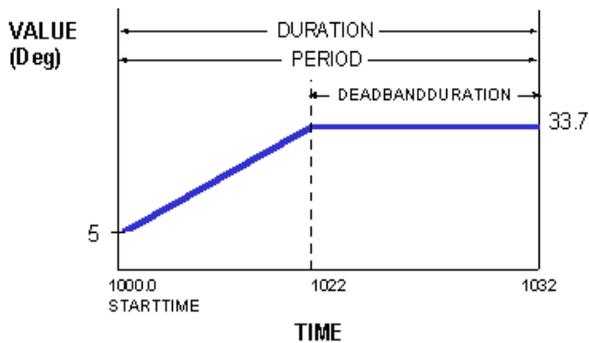


Figura 39: Diagramma 3 per le articolazioni

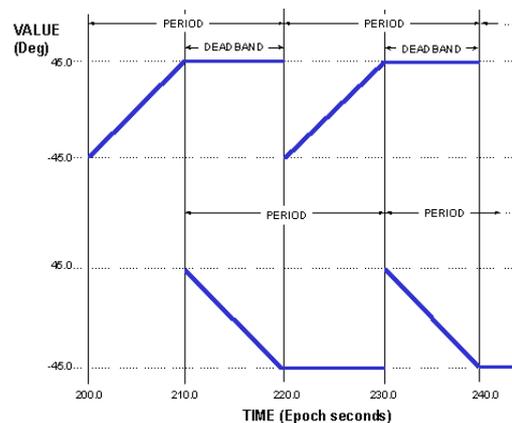


Figura 40: Diagramma 4 per le articolazioni

Quelli principali sono pitch, roll, yaw, MoveX, MoveY, MoveZ, e quanti sono stati inseriti nei vari file delle articolazioni (STK 9.2.2 Manual).

### 3.3.1 Articolazioni del lanciatore VEGA

Per quanto riguarda il lanciatore VEGA, partendo dalla sequenza di lancio (Par. 3.3.1 Tabella 1), sono stati estrapolati i valori dell'accensione e di spegnimento dei vari stadi, e l'istante del loro distacco. Nel file delle articolazioni è anche possibile specificare la velocità, i tempi di accensione/spegnimento, la durata, l'accelerazione della durata e la sua decelerazione. La Figura 37 Par. 3.3 mostra tali possibilità.

	Time [s]		
1 Mission St.	0,00	3 Coasting	
1 Lift-Off	0,30	3 Motor Start	215,50
1 Pitch-Over	4,40	3 HS Jettison	221,00
1 q*alpha max	16,40	3 (T-D)/M max	324,50
1 GravityTurn	19,90	ATD at t =	336,25
1 Mach 1	31,00	3 AT Det.	336,50
1 P.dyn. max	53,00	3 Separation	349,20
1 (T-D)/M max	91,50	4 Coasting	
ATD at t =	113,65	4 Motor Start	356,20
1 AT Det.	114,00	4 Cut-Off	567,80
1 Separation	114,30	4 Coasting	
2 Coasting		4 Mtr Restart	2990,70
2 Motor Start	115,10	4 Cut-Off	3230,00
2 alpha max	126,50	4 Coasting	
2 (T-D)/M max	159,00	4 P/L Sep.	3380,00
ATD at t =	192,12	4 Coasting	
2 AT Det.	192,50	4 Deorbiting	4080,00
2 Separation	203,10	4 (T-D)/M max	4213,40
		4 Cut-Off	4213,40

**Tabella 1: Sequenza di lancio: tempi di accensione, di spegnimento e di rilascio dei vari payload**

In appendice B.2.1 si trova il file necessario alle movimentazioni suddette.

### ***3.3.2 Articolazioni del Sistema LARES***

Il sistema LARES, come detto in precedenza, non ha particolari movimentazioni, in quanto è un pezzo unico solidale al quarto stadio del VEGA, costituendo così l'AVUM. Pur tuttavia, al momento del lancio, i coperchi dei P-POD sono ovviamente chiusi per poi aprirsi proprio qualche istante prima del rilascio dei vari Cubesat. Ecco quindi che si è dovuto scrivere un file delle articolazioni per l'apertura scansionata di ogni P-POD secondo la successione di lancio dei vari Cubesat. In tal caso la funzione temporale utilizzata viene mostrata attraverso il diagramma di Figura 38 del Par. 3.3. In appendice B.2.2 si trova il file appena descritto.



# Capitolo 4 Realizzazione Filmato

## 4.1 Generalità

Per la realizzazione del filmato, STK offre diverse possibilità tra cui differenti formati video (AVI, MPG, Quicktime o WMV), scelta dei codec, scelta del bitrate, video editing, compressione video, posizionamento della videocamera, follow path, etc. Registrando dall'interno di STK, le scelte del formato video si restringono a due: .avi o .wmv. Si è ovviamente scelto il secondo formato, il Windows Media Video, essendo più flessibile e moderno dell'AVI. Il passo successivo è scegliere il codec da utilizzare e il bitrate. Per il codec si lascia quello di default usato da STK, il Windows Media Video 9. Per quanto riguarda il bitrate, si è calcolato che, non considerando lo spazio occupato dal file ma solo la qualità finale, volendo registrare 5 minuti di filmato con una risoluzione video ad alta definizione di 1224 x 576, il bitrate necessario è intorno ai 5000 kbps. Lo spazio occupato da un file di 5 minuti è di conseguenza:  $5000 \text{ kbps} \times 300 \text{ s} = 1.500.000 \text{ kb} / 1024 \text{ kb/mb} / 8 \text{ bits/byte} = 183 \text{ Mb}$ . Si è poi passato alla preparazione dello scenario per il filmato, cercando di fare in modo che l'animazione sia il più lineare e reale possibile, scegliendo i tempi di registrazione in modo opportuno, selezionando accuratamente i punti di vista durante lo svolgimento della missione.

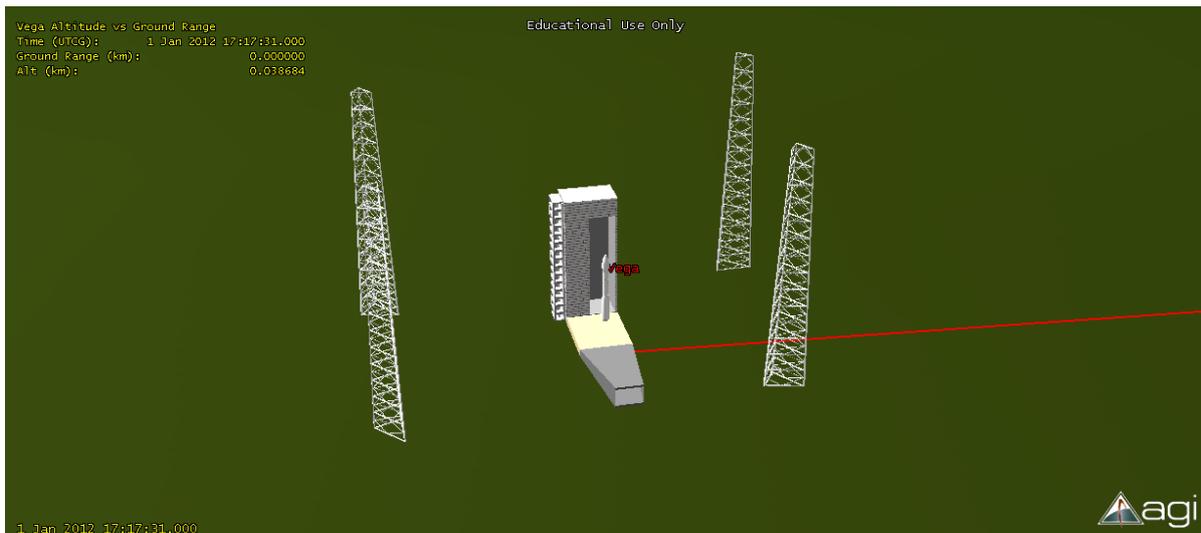
## 4.2 Realizzazione dei filmati

Ovviamente il risultato si visualizzerà durante l'esposizione della tesi per la quale sono stati realizzati diversi filmati, per la precisione quattro, che evidenzieranno i momenti salienti del volo inaugurale del lanciatore, ed esattamente:

- Filmato 1: La partenza, con il distacco dei vari stadi, fino al momento in cui l'AVUM, con il suo prezioso carico, inizia il trasferimento per portarsi alla quota di lancio del primo payload, il LARES;
- Filmato 2: Il trasferimento, dal distacco del 3° stadio fino al rilascio del LARES, filmato realizzato in 2D in modalità accelerato;

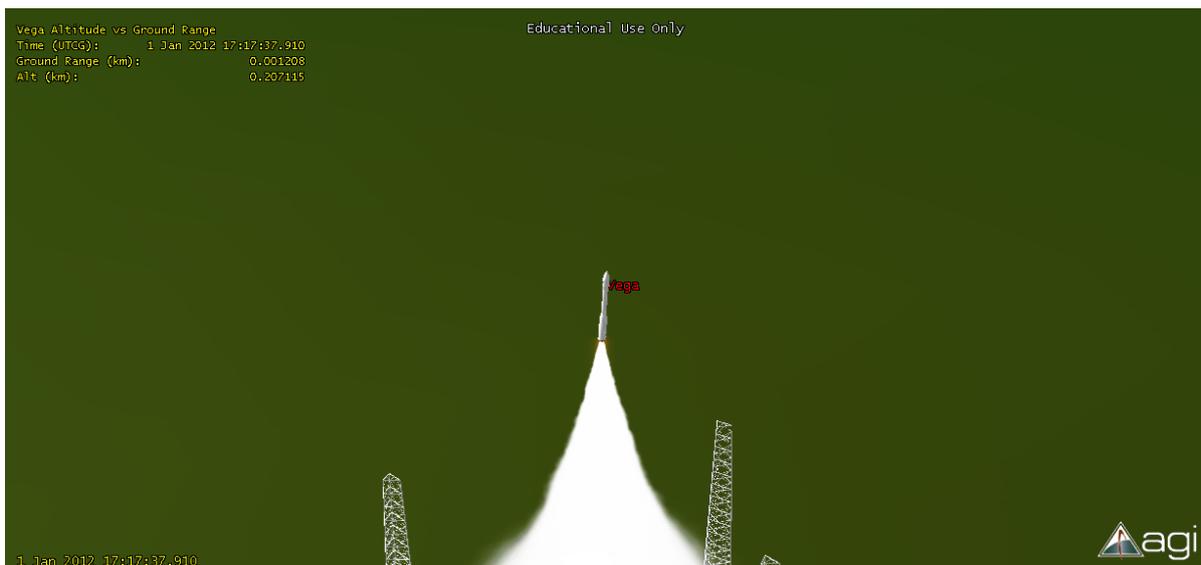
- Filmato 3: Il rilascio del LARES, a 3877,6 secondi dalla partenza, visualizzato da due punti di vista diversi, esterno e con una telecamera di bordo posizionata esattamente dove si trova quella reale sull'AVUM;
- Filmato 4: Il rilascio dei Cubesat e dell'ALMASat-1, dopo circa 4250 secondi dal lancio, con la stessa modalità di visualizzazione del LARES.

Le Figure che seguono documentano tali momenti importanti dei vari filmati, attraverso foto sequenze estratte dagli stessi.



**Figura 41: Istante iniziale della partenza del VEGA**

Frame iniziale pochi istanti prima della partenza. La linea rossa che si vede in Figura 41 è la traiettoria al suolo del VEGA.



**Figura 42: Qualche secondo dal lancio**

Accensione del primo stadio con una vistosa scia di condensazione, qualche secondo dalla partenza (Figura 42) e dopo 20 secondi dal lancio (Figura 43) dove il VEGA ha già raggiunto un'altezza di 1,95 km, come si può notare nei dati di telemetria in alto a sinistra della finestra.



**Figura 43: 1,95 km di altezza dopo circa 20 secondi dal lancio**



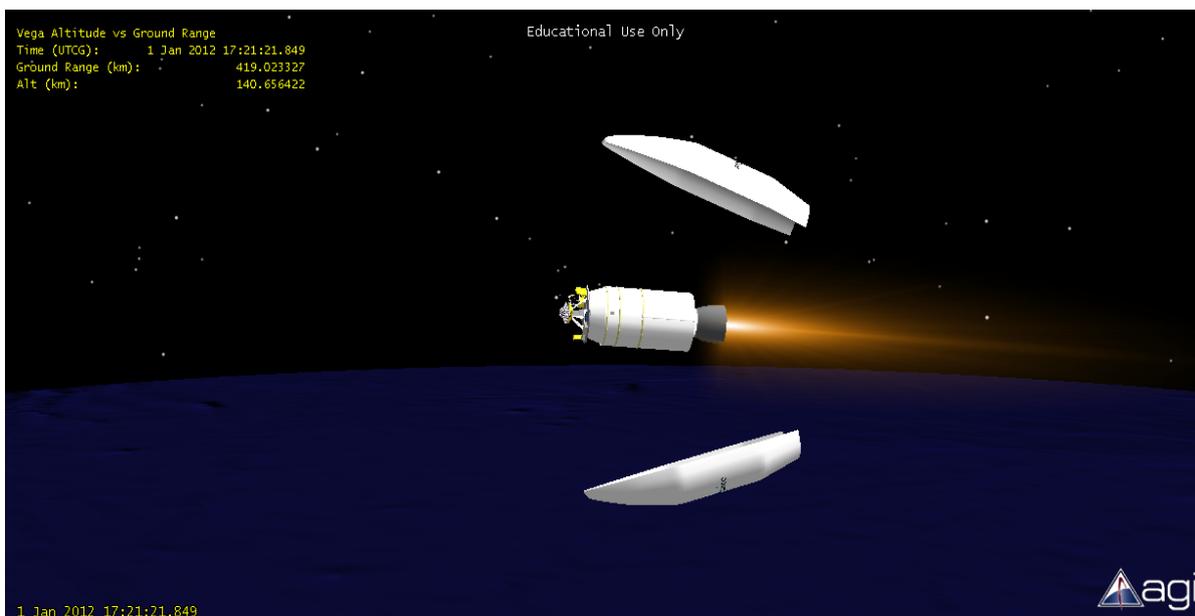
**Figura 44: Distacco 1° stadio**

A 114,30 secondi dall'accensione del P80 (Figura 43) avviene il distacco del primo stadio (Figura 44)



**Figura 45: Distacco 2° stadio**

Il distacco del secondo stadio arriva dopo 203,10 secondi, come programmato (Figura 44) e visualizzato nella Figura 45. Esattamente dopo 229,76 secondi si apre il fairing (Figura 46).

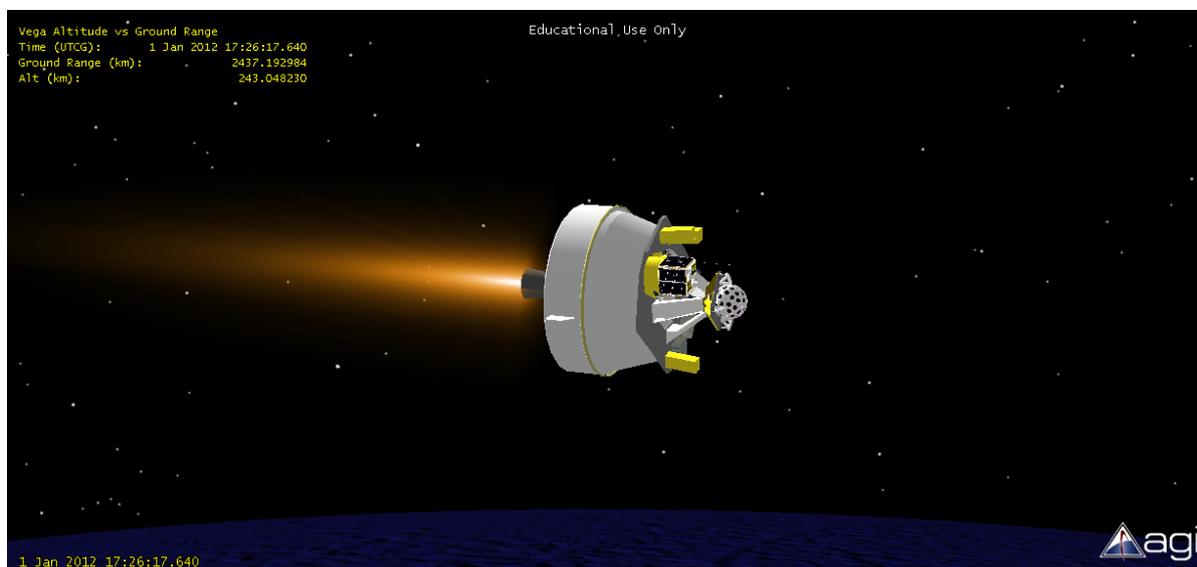


**Figura 46: Apertura Fairing**

L'ultimo stadio si separa a 349,20 secondi dal lancio, posizionandosi in modo quasi verticale (Figura 47). La Figura 48 mostra il riposizionamento dell'AVUM per la salita a quota 1450 km, dove sarà rilasciato il primo payload, il LARES.



**Figura 47: Distacco 3° stadio**

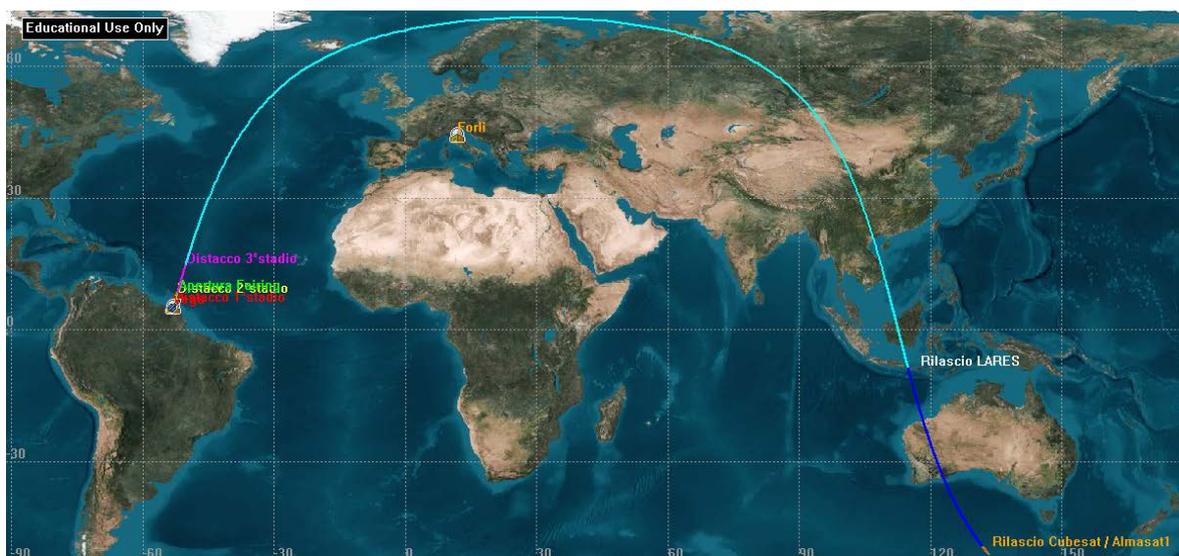


**Figura 48: Inizio trasferimento per quota di rilascio del LARES**



**Figura 49: Sequenza iniziale nella schermata 2D**

Il Filmato 2 inizia con una finestra 2D in cui sono evidenziate le varie fasi del lancio, dal distacco del primo stadio fino al rilascio dell'ALMASat-1. In particolare la Figura 49 è ingrandita sulla base di Kourou. Nelle Figura 50: Vista d'insieme della traiettoria di lancio e Figura 51: Trasferimento del VEGA dal distacco del 3° stadio sono rappresentati due istanti consecutivi del trasferimento. L'intero filmato è velocizzato per ovvi motivi.



**Figura 50: Vista d'insieme della traiettoria di lancio**



Figura 51: Trasferimento del VEGA dal distacco del 3° stadio

Nella Figura 52 il VEGA viene visualizzato all'orizzonte della stazione di Forlì (STK calcola automaticamente l'apparizione del lanciatore all'orizzonte fino al suo tramonto).

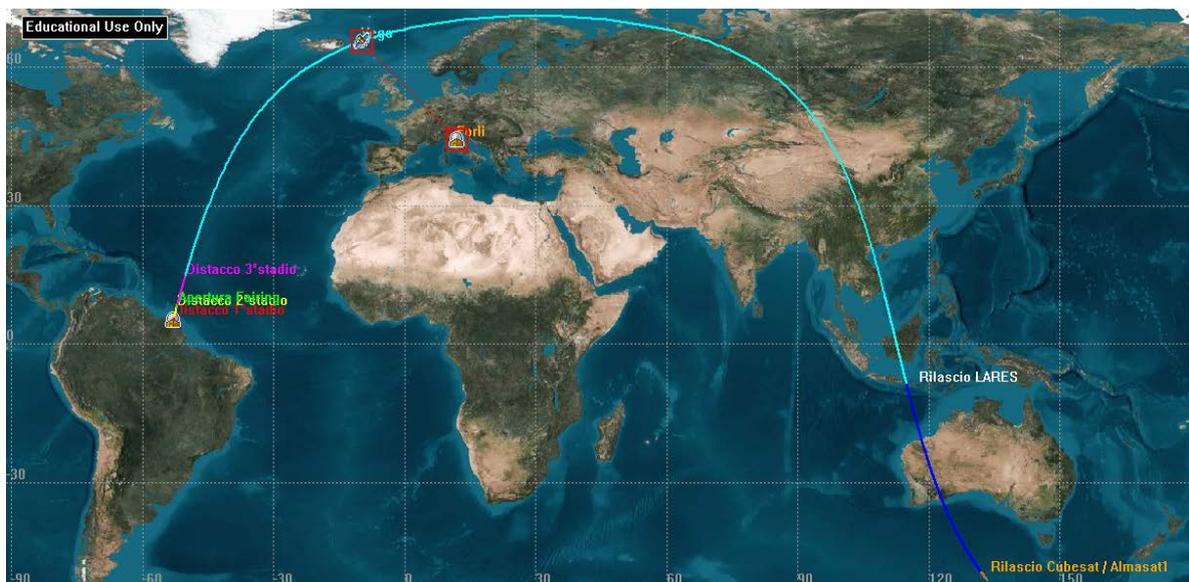


Figura 52: Istante iniziale in cui il VEGA compare all'orizzonte di Forlì



Figura 53: Alcuni istanti prima del rilascio del LARES

La Figura 53 si riferisce ad alcuni secondi prima del rilascio del LARES. La successiva sequenza di immagini è relativa al filmato 3: il rilascio del LARES. Le Figura 54 e Figura 55 sono due momenti consecutivi della rotazione dell'AVUM (notare la posizione nelle due figure di ALMASat-1) per il rilascio in orbita del LARES.



Figura 54: Inizio della rotazione di AVUM per il rilascio del LARES



**Figura 55: Altro istante della rotazione di AVUM**

La Figura 56 mostra i primi secondi di allontanamento del carico primario, così come le successive Figura 57 e Figura 58 sotto due differenti visuali.



**Figura 56: Istanti iniziali del rilascio del LARES**

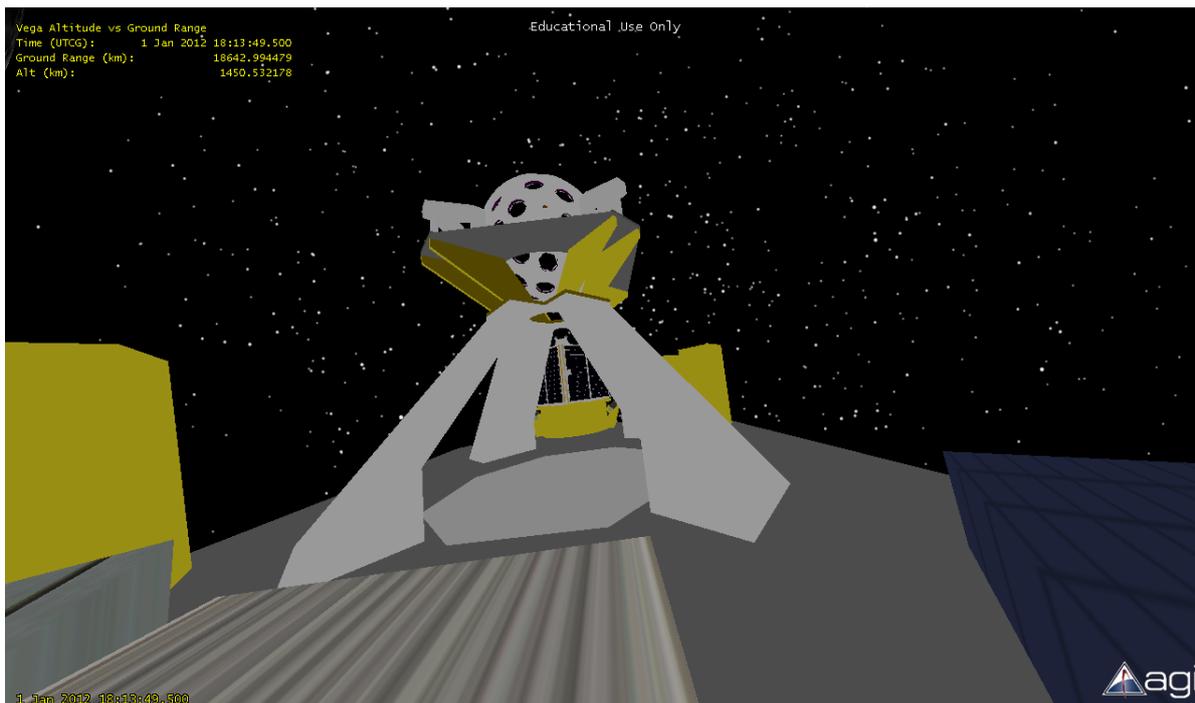


**Figura 57: Il LARES si allontana dall'AVUM**

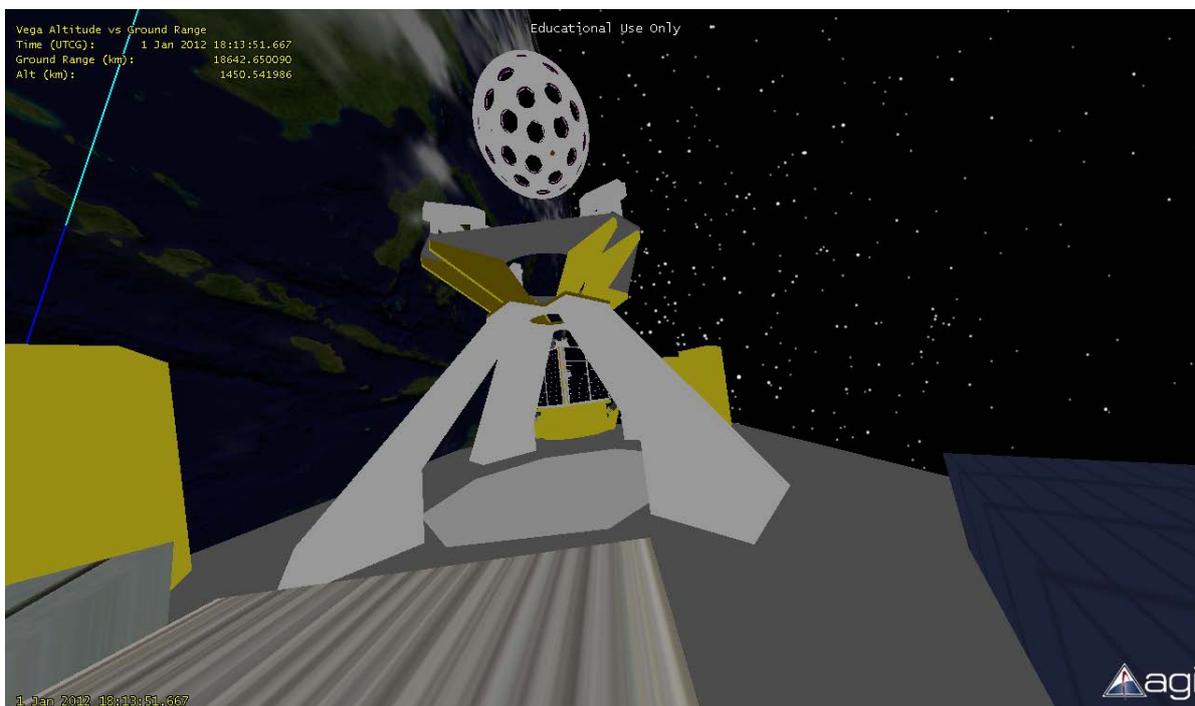


**Figura 58: Il LARES viaggia sulla sua orbita**

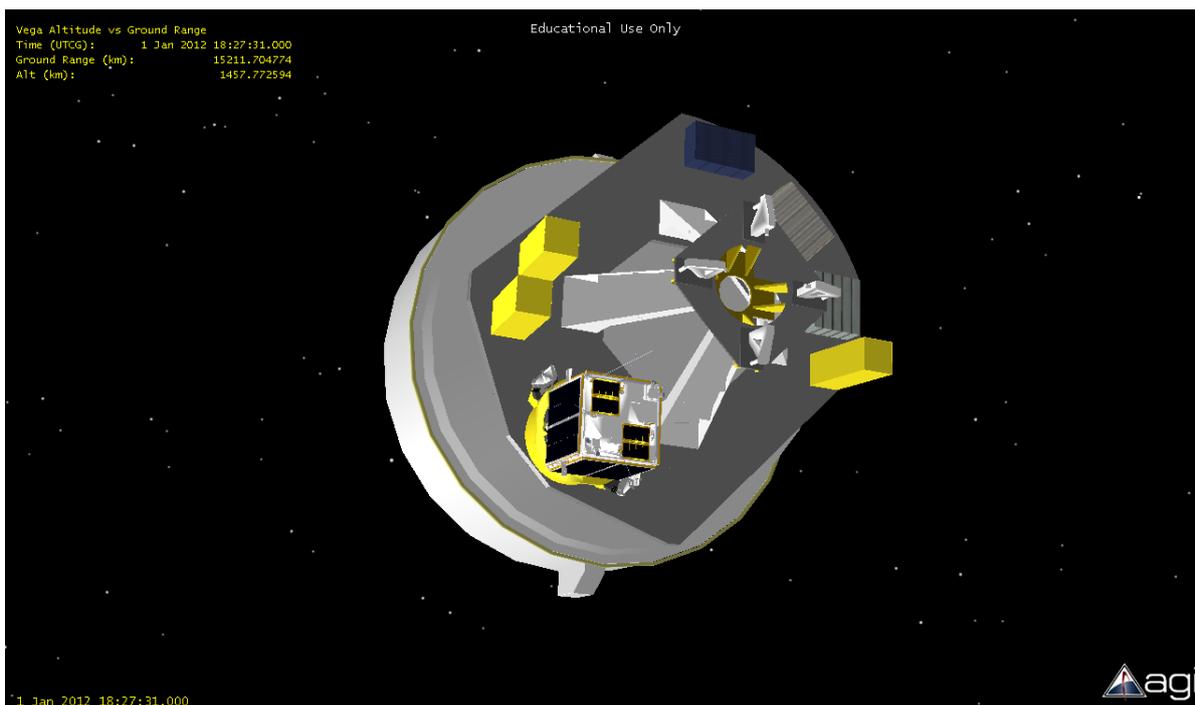
Le Figura 59 e Figura 60 mostrano il lancio del LARES dal punto di vista della telecamera di bordo, con apertura angolare di  $133^\circ$ , elevazione  $30^\circ$  rispetto al piano orizzontale, posizionata nei pressi della Avionic and Harness Subsystem dell'AVUM, sopra la Acquisition Unit Box.



**Figura 59: Il LARES alcuni istanti prima del lancio vista dalla telecamera di bordo**

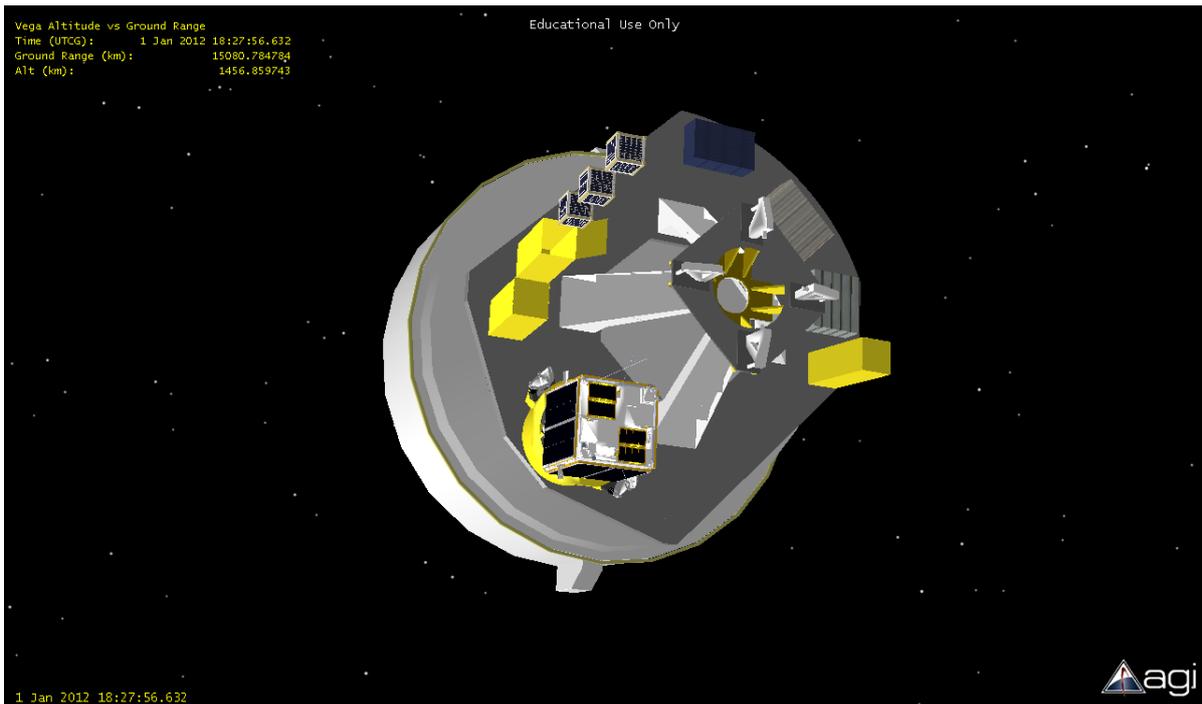


**Figura 60: Il LARES visto dalla telecamera di bordo alcuni istanti dopo il lancio**



**Figura 61: Alcuni istanti prima del rilascio dei Cubesat**

L'ultima serie di figure viene estratta dal quarto filmato, quello del rilascio dei Cubesat e dell'ALMASat-1. In particolare, alcuni istanti prima del lancio dei primi tre Cubesat nella Figura 61, dove, all'apertura del primo dei tre P-POD vengono lanciati i primi tre Cubesat (Figura 62). Dopo 10 secondi il secondo P-POD si apre e lancia la seconda serie di Cubesat (Figura 63). Il terzo P-POD lancia il settimo Cubesat dopo altri 10 secondi (Figura 64). Dopo ulteriori 10 secondi, a 4255,19 secondi dal lancio viene rilasciato ALMASat-1 (Figura 65), come si può capire dalla sequenza delle tre figure che seguono (Figura 66; Figura 67; Figura 68; Figura 69; Figura 70). In alto a destra di ogni figura compaiono alcuni dati relativi alla telemetria di ALMASat-1 dopo il suo rilascio quali posizione geografica, altitudine e relative velocità.



**Figura 62: Il lancio dei primi tre Cubesat**



**Figura 63: Lancio dei successivi tre Cubesat**

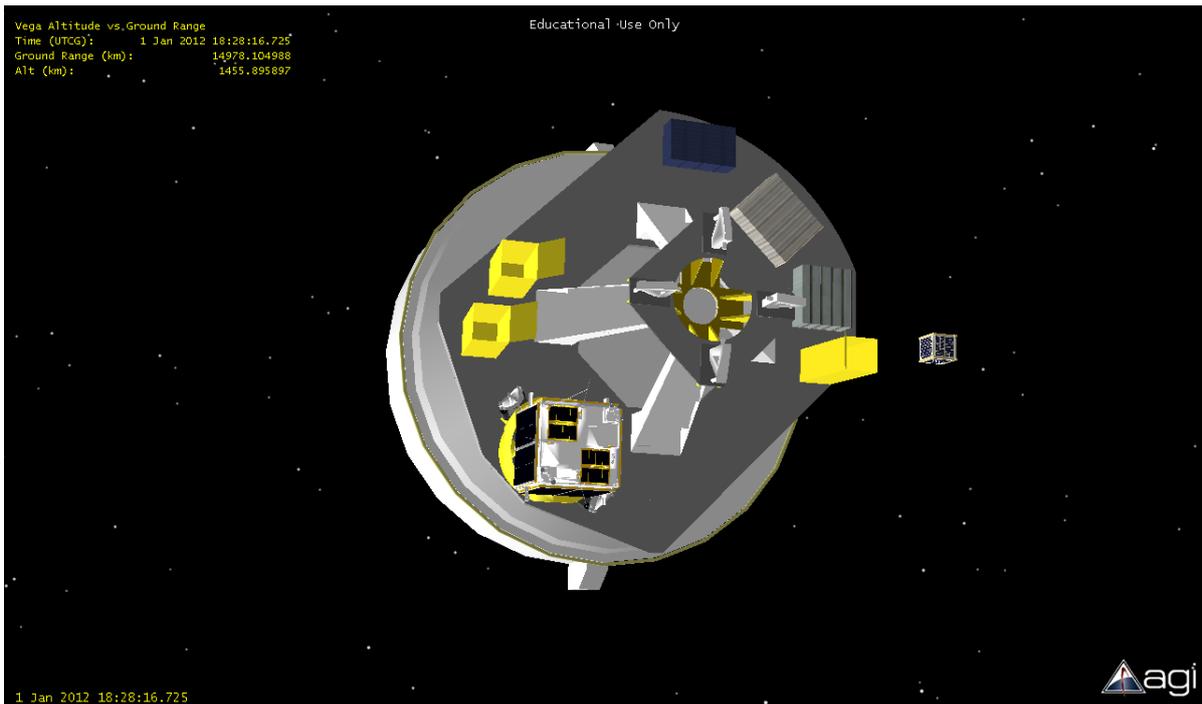


Figura 64: Il terzo lancio del settimo Cubesat

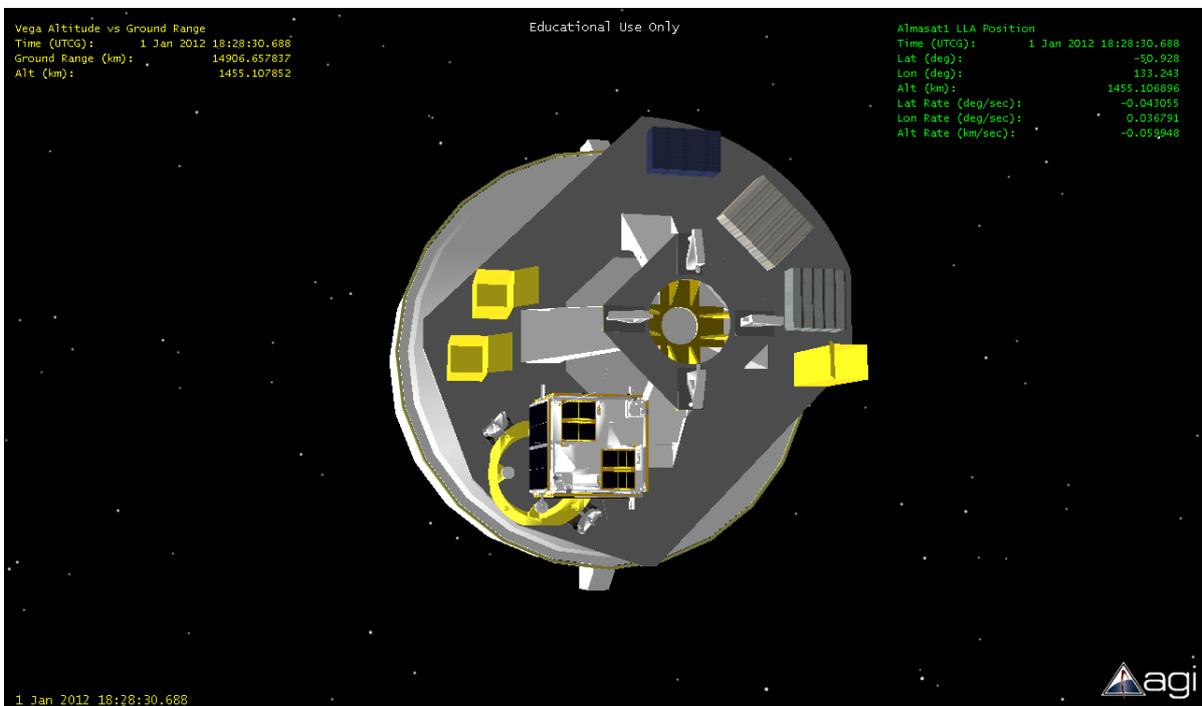


Figura 65: ALMASat-1 lascia l'AVUM



Figura 66: Altra visuale del distacco dell'ALMASat-1 dall'AVUM

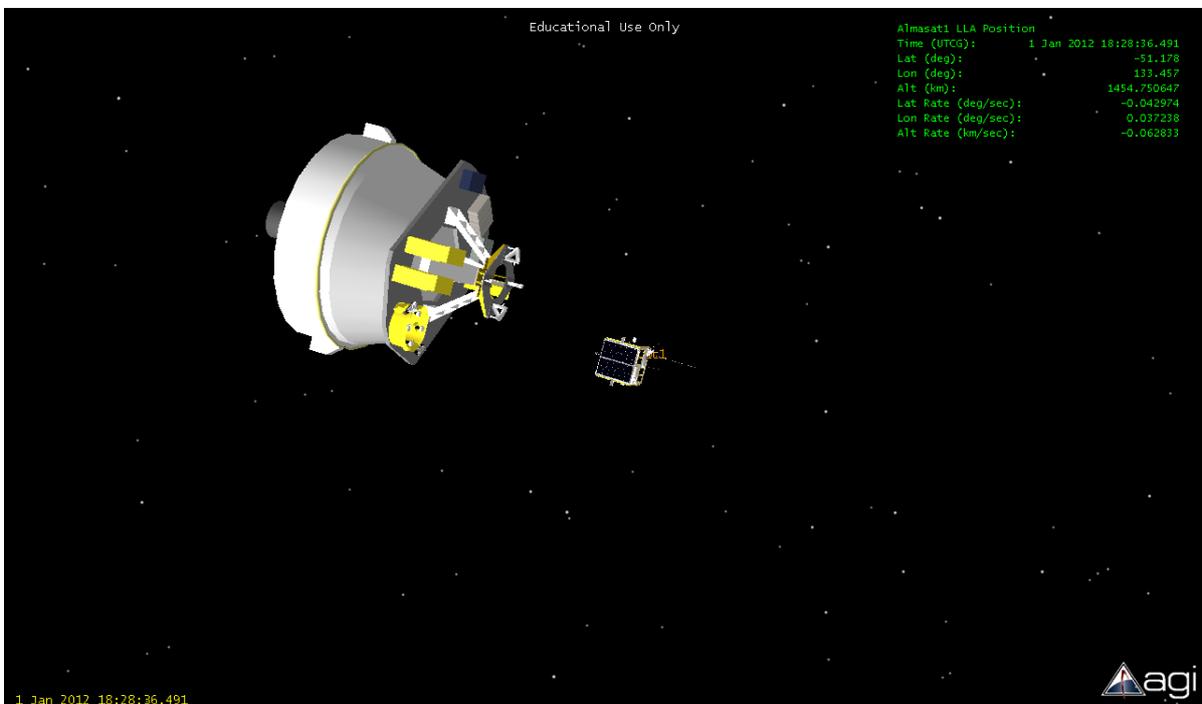


Figura 67: ALMASat-1 viaggia per raggiungere la sua orbita

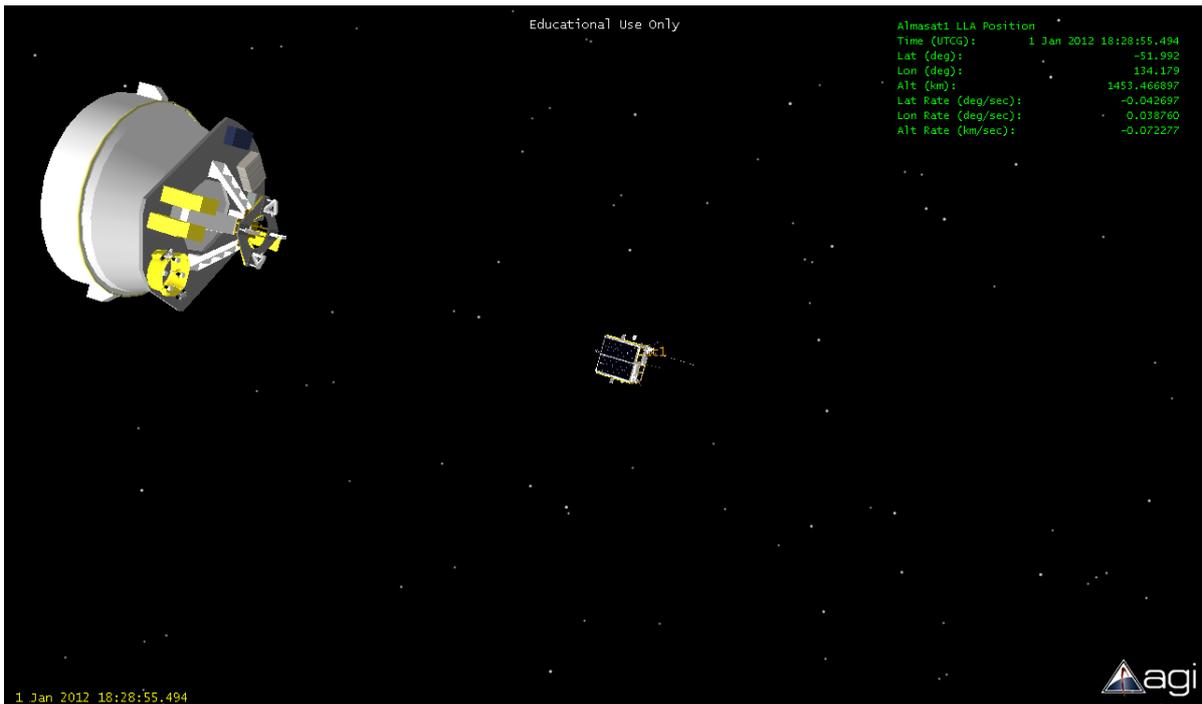
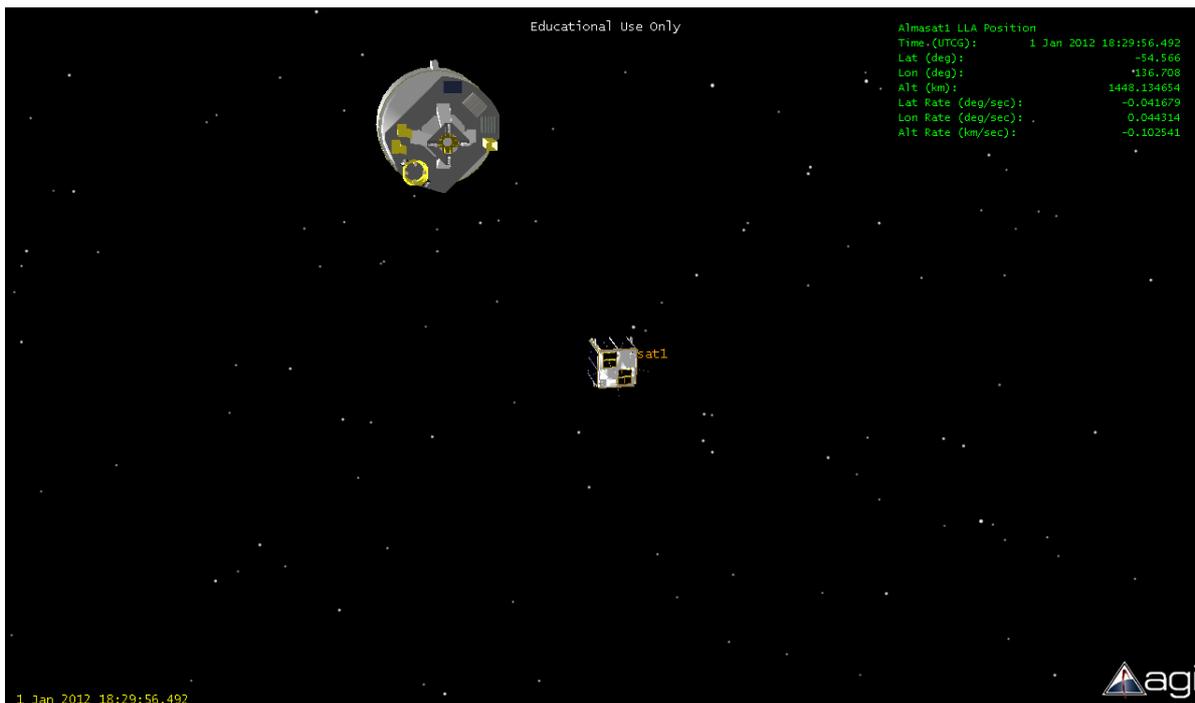


Figura 68: L'allontanamento aumenta tra ALMASat-1 e AVUM

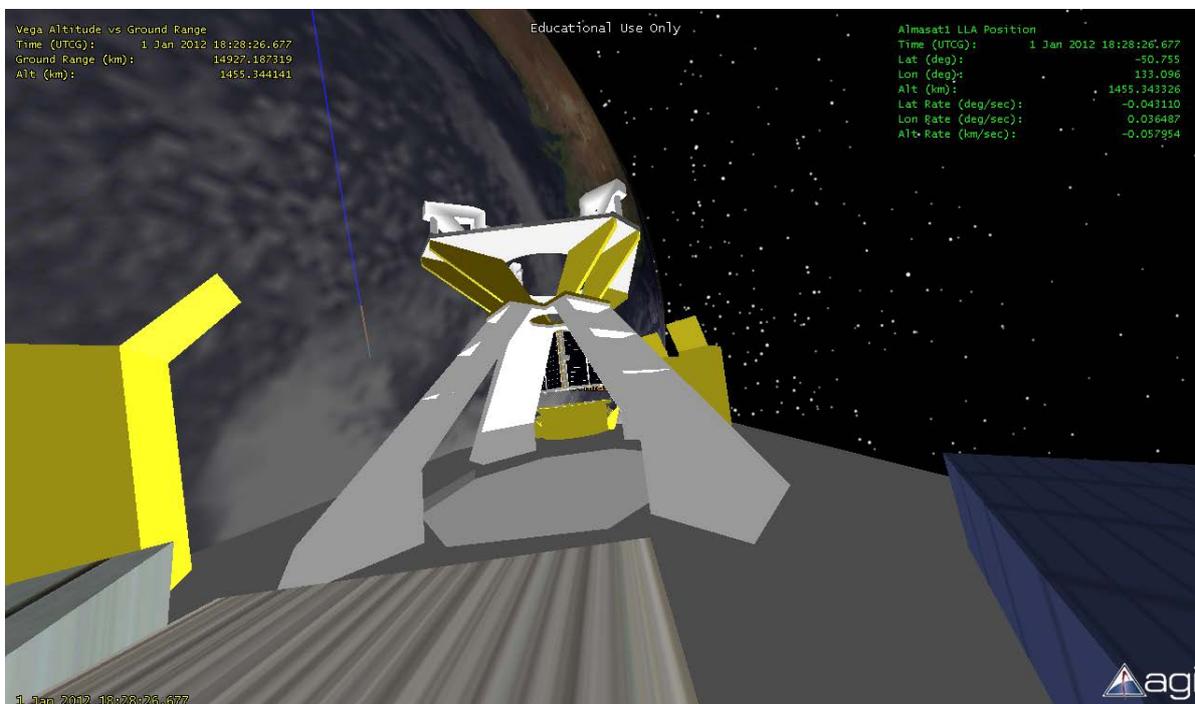


Figura 69: Altro punto di vista del lancio dell'ALMASat-1

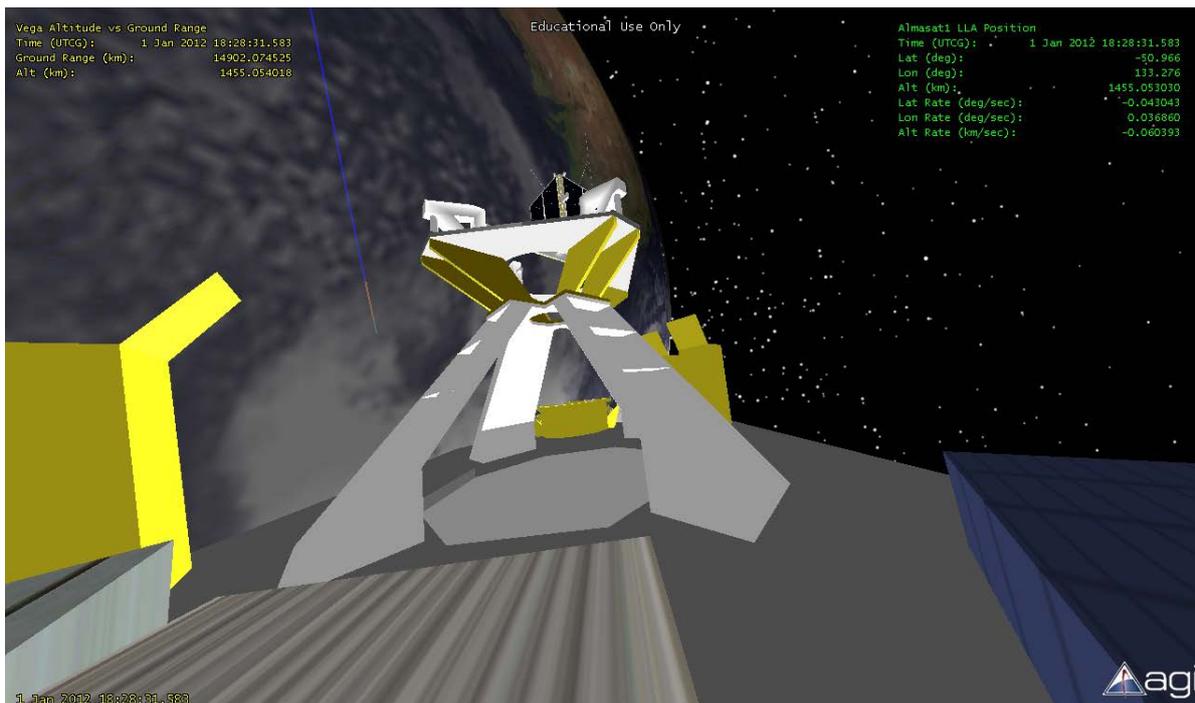


**Figura 70: ALMASat-1 si stabilizza sulla sua orbita finale**

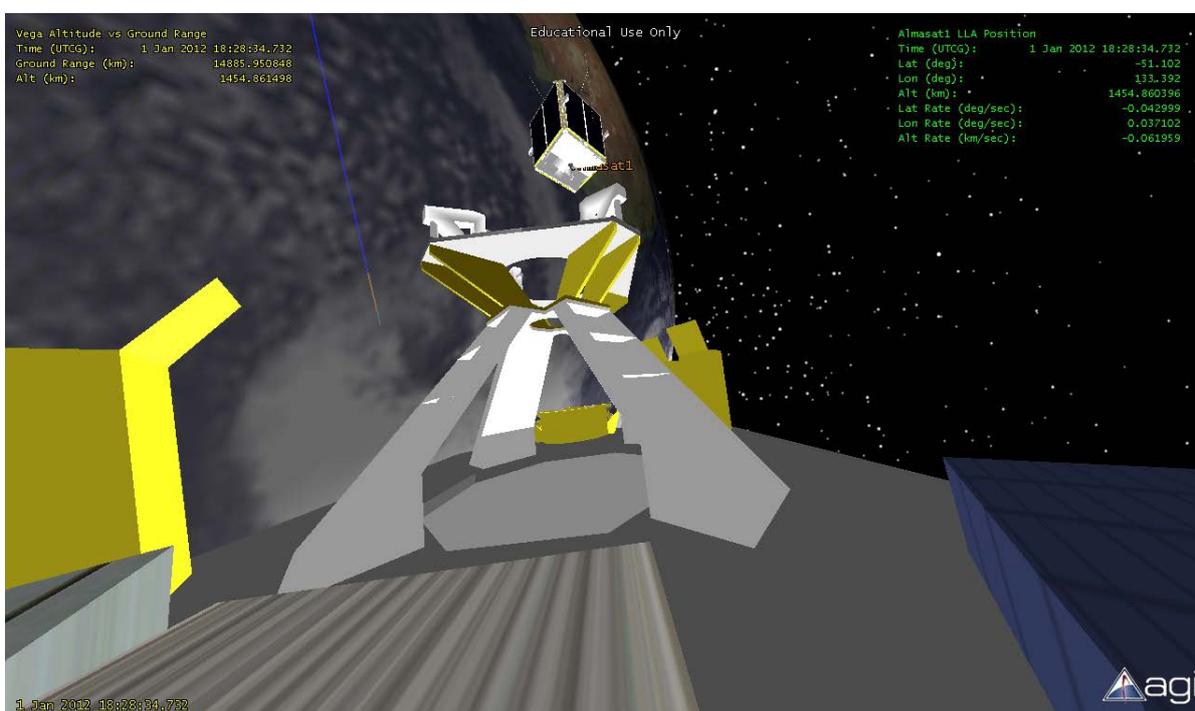
Infine alcune immagini tratte dalla telecamera di bordo nell'istante del rilascio dell'ALMASat-1 (Figura 71; Figura 72; Figura 73).



**Figura 71: Istante iniziale di rilascio di ALMASat-1 visto dalla telecamera di bordo**



**Figura 72: Alcuni secondi dopo il lancio visto dalla telecamera di bordo**



**Figura 73: ALMASat-1 si allontana per raggiungere la sua orbita**

# Capitolo 5 Conclusioni e Sviluppi Futuri

Riassumendo, nel presente lavoro si è affrontato il problema del trasporto, tramite il lanciatore VEGA, di alcuni payload, tra cui l'ALMASat-1, dal decollo dalla base di lancio del Kourou in Guyana francese fino al momento del rilascio dei vari carichi. Per lo sviluppo della tesi si è utilizzato il software di simulazione Satellite Tool Kit, che ha dimostrato senza dubbio le sue molteplici capacità. Pur utilizzando solo in parte le sue potenzialità, la realizzazione dei filmati che ne scaturiscono rende chiaramente l'idea di cosa succede quando, una volta raggiunta la quota prestabilita, VEGA rilascia i suoi carichi.

Il VEGA si prospetta essere il lanciatore del futuro, visto i costi abbastanza contenuti, rispetto ai suoi "fratelli maggiori", e data la richiesta di lanciare payload sempre più piccoli e a basso costo. Il 2° lancio del VEGA è previsto per il 2013. Il presente lavoro potrebbe essere utilizzato per simulare lo scenario del prossimo lancio per analizzare e programmare tutte le varie fasi, dalla partenza al rilascio del carico pagante. Come noto in tale settore, la simulazione è fondamentale per la buona riuscita di un programma di immissione in orbita di satelliti, e il software STK di AGI inc., come si è potuto notare nel presente lavoro, può soddisfare le differenti esigenze degli addetti ai lavori.

Un'ulteriore sviluppo della tesi è offerto ora dal confronto tra i dati della simulazione e quelli reali, ora che il lancio è avvenuto con successo. In tal modo sarà possibile valutare l'affidabilità della simulazione, e, se positiva, utilizzare e ottimizzare, come su scritto, la simulazione per i futuri voli del Vettore Europeo di Generazione Avanzata.



# Bibliografia

AVUM. (s.d.). Tratto da [http://www.esa.int/images/\\_SCO3655.jpg](http://www.esa.int/images/_SCO3655.jpg).

B. Kuipers, J. (1999). *Quaternions and rotation sequences*. Princeton, New Jersey: Princeton University Press.

Catalog, A. -S. (s.d.). *STK - AGI - Standard Object Catalog Beta*. Tratto da <http://soc.agi.com/Default.aspx>.

Fabbri, V. (2008/2009). DEVELOPMENT OF A PAYLOAD DISPERSION AND CONTAMINATION ANALYSIS TOOL FOR THE VEGA MAIDEN FLIGHT.

STK. (s.d.). Tratto da <http://www.stk.com/>.

*STK 9.2.2 Manual*. (s.d.). Tratto da <http://www.agi.com/resources/help/online/stk/index.html?page=source%2Fmanuals%2Fmanuals.htm>.

Team, T. A.-1. (17 December 2009). *ALMASat-1\_DesignReport\_rev2.0\_171209*. *Microsatellites and Space Systems Laboratory*, 113.



# APPENDICE A

---

## *A.1 Programma del modello del LARES System*

```
#####  
#      COPYRIGHT 2011 Aerospace Engineering, Inc.      #  
#      This data is intended for use with Satellite Tool Kit (TM)  #  
#      products only. Any other use is expressly forbidden.      #  
#####  
#  
# Builder: G. Barile  
# Date: 12/11  
#  
# Modified:  
# Modification Notes:  
#  
# Manufacturer/Contractor: University of Aerspatial Engineering, Forlì  
# Name: Payload_Vega  
# Function: Base di sgancio dei vari PLs del volo inaugurale del lanciatore VEGA  
#  
# Description: Il quarto stadio del lanciatore VEGA è integrato con il sistema LARES,  
# costituendo l'AVUM (Attitude and Vernier Upper Module), sul quale sono installati  
# i vari satelliti da rilasciare.  
#  
#Source:http://www.agi.com/resources/help/online/stk/index.html?page=source%2Fmanuals%2Fmanuals.htm  
#  
# VO_Model_Category: Facility  
#  
# Articulations:  
#   Payload_Vega - Size, Roll, Pitch, Yaw, MoveX, MoveY, MoveZ  
#   Apertura_Coperchio_1 - Yaw  
#   Apertura_Coperchio_2 - Yaw  
#   Apertura_Coperchio_3 - Yaw  
#  
# Textures used:  
#   metal-3d.tga  
#   sbir.tga  
#   radiator.tga  
#  
# Attach points:  
#       Smoke-1  
#  
# Model pointing articulations:  
#   (none)  
#  
# SolarPanel groups:  
#   (none)
```

```

#
# STK/VO 3D Model file
#####
#
#Base forata AVUM
#
Component Default1
  PolygonMesh
    BackfaceCullable no
    FaceColor gray50
    Shininess 71
    SmoothShading No
    Specularity 0.5
    NumVerts 14
    Data
      0 0.38 0
      0 0.95 0
      0 0.06 -0.89
      0 0 -0.89
      0 0 -0.29
      0 0.17 -0.29
      0 0.38 -0.08
      -0.041 0.38 0
      -0.041 0.95 0
      -0.041 0.06 -0.89
      -0.041 0 -0.89
      -0.041 0 -0.29
      -0.041 0.17 -0.29
      -0.041 0.38 -0.08
    NumPolys 9
    Polys
      7 0 1 2 3 4 5 6
      7 7 8 9 10 11 12 13
      4 1 0 7 8
      4 2 9 8 1
      4 2 3 10 9
      4 3 4 11 10
      4 4 5 12 11
      4 5 6 13 12
      4 13 7 0 6
    EndPolygonMesh
  EndComponent
#
Component Default2
  PolygonMesh
    BackfaceCullable No
    FaceColor gray50
    Shininess 71
    SmoothShading No

```

```

Specularity 0.5
NumVerts 14
Data
  0 -0.33 0
  0 -0.92 0
  0 -0.92 0.12
  0 0 1.03
  0 0 0.41
  0 -0.12 0.41
  0 -0.33 0.21
-0.041 -0.33 0
-0.041 -0.92 0
-0.041 -0.92 0.12
-0.041 0 1.03
-0.041 0 0.41
-0.041 -0.12 0.41
-0.041 -0.33 0.21
NumPolys 9
Polys
  7 0 1 2 3 4 5 6
  7 7 8 9 10 11 12 13
  4 1 0 7 8
  4 2 9 8 1
  4 2 3 10 9
  4 3 4 11 10
  4 4 5 12 11
  4 5 6 13 12
  4 13 7 0 6
EndPolygonMesh
EndComponent
#
...omissis...
#
#Fine base forata AVUM
#
#Adattatore Almasat
Component FEM_AC_9102G
  PolygonMesh
    FaceColor %255237033
    BackfaceCullable Yes
    Specularity 0.000000
    Shininess 51
    NumVerts 3883
    Data
      133.54273986816 133.98338317871 -92.31758117676
      ...omissis...
      -133.75926208496 -133.75926208496 -92.32295989990
    NumPolys 968
    Polys

```

```

        4 2 3 0 1
        ...omissis...
        4 3880 3879 3881 3882
    EndPolygonMesh
EndComponent
#
...omissis...
#
#Fine Adattatore
#
#Inizio colonne di supporto LARES
#
Component LARES_hold
    PolygonMesh
        FaceColor white
        SmoothShading No
        BackfaceCullable No
        Specularity 0.600000
        Shininess 71
        Texture
            RGB white.tga
            Parm AA
            Parm Mipmap
        EndTexture
        NumVerts 20
        DataTx
            0.001 0.56 0.17 0.56 0.17
            0.001 0.4 0.17 0.4 0.17
            0.001 0.4 -0.05 0.4 -0.05
            0.001 0.56 -0.05 0.56 -0.05
            0.46 0.20 0.14 0.20 0.14
            0.46 0.20 -0.02 0.20 -0.02
            0.46 0.14 -0.02 0.14 -0.02
            0.46 0.14 0.14 0.14 0.14
            0.12 0.4 0.17 0.4 0.17
            0.12 0.4 -0.05 0.4 -0.05
            0.12 0.46 0.157 0.46 0.157
            0.12 0.46 -0.04 0.46 -0.04
            0.25 0.365 0.152 0.36 0.154
            0.25 0.365 -0.0335 0.36 -0.035
            0.25 0.305 0.158 0.315 0.16
            0.25 0.305 -0.034 0.315 -0.036
            0.36 0.28 0.145 0.28 0.145
            0.36 0.28 -0.0265 0.28 -0.0275
            0.36 0.22 0.145 0.23 0.145
            0.36 0.22 -0.0265 0.23 -0.0275
        NumPolys 9
        Polys
            4 3 2 1 0

```

```

5 0 1 8 7 4
4 4 7 6 5
5 3 5 6 9 2
4 6 7 8 9
4 1 2 9 8
4 8 9 11 10
4 12 13 15 14
4 16 17 19 18
EndPolygonMesh
EndComponent
#
#Fine colonne di supporto LARES
#
#Inizio base di supporto LARES
#
Component Top_colonna
#
...omissis...
#Fine base di supporto LARES
#
#Inizio P-pod
#
Component P_pod
PolygonMesh
FaceColor %255237033
SmoothShading No
BackfaceCullable No
Specularity 0.500000
Shininess 51
NumVerts 8
Data
0.001 0.12 0.12
0.001 0.12 -0.12
0.001 -0.12 -0.12
0.001 -0.12 0.12
0.6 0.182 0.12
0.6 0.182 -0.12
0.6 -0.058 -0.12
0.6 -0.058 0.12
NumPolys 5
Polys
4 3 0 1 2
4 3 7 6 2
4 3 0 4 7
4 5 6 2 1
4 4 5 1 0
EndPolygonMesh
EndComponent
#

```

```

#Coperchio P-pod
#
EndComponent
...onissis...
Component Payload_Vega
  Refer
    Component Default1
  EndRefer
  Refer
    Component Default2
  EndRefer
  Refer
    Component Default3
  EndRefer
  Refer
    Component Default4
  EndRefer
  Refer
    Component Default5
  EndRefer
  Refer
    Component Default6
  EndRefer
  Refer
    Component power
  EndRefer
  Refer
    Component battery
  EndRefer
  Refer
    Component camera
  EndRefer
  Refer
    Component Almsat_base
  EndRefer
  Refer
    Component LARES_hold_4
  EndRefer
  Refer
    Component Ass_base
  EndRefer
  Refer
    Component Ass_base_2
  EndRefer
  Refer
    Component Supporto_LARES_base_up_4
  EndRefer
  Refer
  Translate -0.01 0.02 0.06

```

```

    Component LARES_base_up_4
EndRefer
Refer
Translate -0.01 0 0
    Component LARES_block_4
EndRefer
    Refer
    Translate -0.005 0 0
    Component LARES_block_2_4
EndRefer
Refer
    Component Cilindro_blocco_sfera_4
EndRefer
Refer
    Component Cilindro_sblocco_4
EndRefer
Refer
    Component Almsat_base
EndRefer
Refer
    Component P_pod_1
EndRefer
Refer
    Component P_pod_2
EndRefer
Refer
    Component P_pod_3
EndRefer
Refer
    Component P_pod_coperchio_1
EndRefer
Refer
    Component P_pod_coperchio_2
EndRefer
Refer
    Component P_pod_coperchio_3
EndRefer
EndComponent
#
Component Payload_Vega_ROOT
Root
Refer
    Articulation Payload_Vega
    uniformScale Size 0 1 1
    xRotate Roll -360 0 360
    yRotate Pitch -360 0 360
    zRotate Yaw -360 0 360
    xTranslate MoveX -1000 0 1000
    yTranslate MoveY -1000 0 1000

```

zTranslate MoveZ -1000 0 1000  
EndArticulation  
Component Payload\_Vega  
EndRefer  
EndComponent

# APPENDICE B

---

## *B.1 Acquisizione dei dati*

### *B.1.1 Posizione del LARES System*

stk.v.9.0

BEGIN Ephemeris

NumberOfEphemerisPoints 20894

InterpolationMethod Lagrange  
InterpolationOrder 1  
CentralBody Earth  
ScenarioEpoch 1 Jan 2012 17:17:31.000

CoordinateSystem TrueOfDate

EphemerisTimePos

0 3843216.235 -5057103.079 578160.6657  
0.2 3843289.989 -5057047.028 578160.6657  
...omissis...  
80074.2 2255803.662 -5613719.534 -3802401.088

END Ephemeris

### *B.1.2 Assetto del LARES System*

stk.v.9.0

BEGIN Attitude

InterpolationMethod Lagrange  
InterpolationOrder 5  
CentralBody Earth  
NumberOfAttitudePoints 20894  
ScenarioEpoch 1 Jan 2012 17:17:31.000  
CoordinateAxes Inertial

AttitudeTimeQuatScalarFirst

0 0.647133393 0.618413225 -0.342875028 -0.285001126  
0.2 0.647133393 0.618413225 -0.342875028 -0.285001126  
...omissis...  
80064.2 0.467487704 -0.353888102 -0.808359982 -0.05205609  
80074.2 0.467487704 -0.353888102 -0.808359982 -0.05205609

END Attitude

### *B.1.3 Posizione del satellite ALMASAT-1*

stk.v.9.0

BEGIN Ephemeris

NumberOfEphemerisPoints 20893

InterpolationMethod Lagrange

InterpolationOrder 1

CentralBody Earth

CoordinateSystem TrueOfDate

EphemerisTimePos

0 3843216.904 -5057102.968 578160.192  
0.2 3843290.658 -5057046.917 578160.192  
...omissis...  
80064.2 2321049.547 -5643967.401 -3694946.183  
80074.2 2359336.96 -5661743.845 -3632353

END Ephemeris

### *B.1.4 Posizione del satellite LARES*

stk.v.9.0

BEGIN Ephemeris

NumberOfEphemerisPoints 12676

InterpolationMethod Lagrange

InterpolationOrder 1

CentralBody Earth

ScenarioEpoch 1 Jan 2012 17:17:31.000

CoordinateSystem TrueOfDate

EphemerisTimePos

0 3843216.733 -5057103.735 578160.741  
0.2 3843290.487 -5057047.684 578160.741  
...omissis...  
79180.6 -4808857.086 5985018.629 -1531959.655  
79190.6 -4818943.89 5959757.39 -1597914.584

END Ephemeris

### B.1.5 Posizione dei satelliti Cubesat

stk.v.9.0

BEGIN Ephemeris

NumberOfEphemerisPoints 20894

InterpolationMethod Lagrange  
InterpolationOrder 1  
CentralBody Earth  
ScenarioEpoch 1 Jan 2012 17:17:31.000  
CoordinateSystem TrueOfDate

EphemerisTimePos

0 3843216.372 -5057103.459 578159.916  
0.2 3843290.126 -5057047.408 578159.916  
...omissis...  
80064.2 2483366.73 -5713732.142 -3418792.796  
80074.2 2520495.642 -5728766.827 -3354473.584

END Ephemeris

## B.2 Articolazioni

---

### B.2.1 Articolazioni del lanciatore VEGA

```
#VO_v90
NEW_ARTICULATION
  STARTTIME          0.000000
  DURATION            0.000001
  DEADBANDDURATION   0.000000
  ACCELDURATION       0.000000
  DECELDURATION       0.000000
  DUTYCYCLEDELTA     0.000000
  PERIOD              0.0
  ARTICULATION        thrust_stagel
  TRANSFORMATION      Size
  STARTVALUE          0.000000
  ENDVALUE            1.000000
NEW_ARTICULATION
  STARTTIME          110.000000
  DURATION            4.160000
  DEADBANDDURATION   0.000000
  ACCELDURATION       0.000000
  DECELDURATION       0.000000
  DUTYCYCLEDELTA     0.000000
...omissis...
  PERIOD              0.0
```

```

ARTICULATION      thrust_stage4
TRANSFORMATION    Size
STARTVALUE       1.000000
ENDVALUE         0.000000
NEW_ARTICULATION
STARTTIME        4213.400000
DURATION         4.000000
DEADBANDDURATION 0.000000
ACCELDURATION   0.000000
DECELDURATION   0.000000
DUTYCYCLEDELTA  0.000000
PERIOD           0.0
ARTICULATION     thrust_stage4
TRANSFORMATION    Size
STARTVALUE       1.000000
ENDVALUE         0.000000

```

### *B.2.2 Articolazioni del LARES System*

```

#VO_v90
NEW_ARTICULATION
STARTTIME        4219.000000
DURATION         5.000000
DEADBANDDURATION 0.000000
ACCELDURATION   0.000000
DECELDURATION   0.000000
DUTYCYCLEDELTA  0.000000
PERIOD           0.0
ARTICULATION     Apertura_Coperchio_1
TRANSFORMATION    Yaw
STARTVALUE       0.000000
ENDVALUE         -120.000000
NEW_ARTICULATION
STARTTIME        4230.000000
...omissis...
DEADBANDDURATION 0.000000
ACCELDURATION   0.000000
DECELDURATION   0.000000
DUTYCYCLEDELTA  0.000000
PERIOD           0.0
ARTICULATION     Apertura_Coperchio_3
TRANSFORMATION    Yaw
STARTVALUE       0.000000
ENDVALUE         -120.000000

```

# APPENDICE C

## C.1 Tabella di calcolo dei vari Payload

Per questioni di spazio sono stati inseriti solo i primi secondi di calcolo per i vari satelliti, essendo il calcolo ripetitivo

### C.1.1 Tabella riassuntiva dei CoG dei vari PLs:

**P/L CoG position  
on AVUM wrt P/L  
separation plane**

Component Name/Description	Value [mm]	Component	References
<b>Baseline configuration</b>			
PPOD1	315,30	x	CGS LARES_POSIZIONE_COG_PAYLOADS
	-781,70	y	CGS LARES_POSIZIONE_COG_PAYLOADS
	120,90	z	CGS LARES_POSIZIONE_COG_PAYLOADS
PPOD2	315,30	x	CGS LARES_POSIZIONE_COG_PAYLOADS
	-863,10	y	CGS LARES_POSIZIONE_COG_PAYLOADS
	-142,80	z	CGS LARES_POSIZIONE_COG_PAYLOADS
PPOD3	315,30	x	CGS LARES_POSIZIONE_COG_PAYLOADS
	718,70	y	CGS LARES_POSIZIONE_COG_PAYLOADS
	-120,90	z	CGS LARES_POSIZIONE_COG_PAYLOADS
ALMASat-1	272,20	x	CGS LARES_POSIZIONE_COG_PAYLOADS
	-501,00	y	CGS LARES_POSIZIONE_COG_PAYLOADS
	-600,00	z	CGS LARES_POSIZIONE_COG_PAYLOADS
LARES*	827,00	x	CGS LARES_POSIZIONE_COG_PAYLOADS
	0,00	y	CGS LARES_POSIZIONE_COG_PAYLOADS
	0,00	z	CGS LARES_POSIZIONE_COG_PAYLOADS

<b>AVUM CoG wrt LV base</b>	23,191000000	x
	-0,004000000	y
	0,000000000	z

### C.1.2 Calcolo per ALMASat-1:

t	q(0)	q(1)	q(2)	q(3)	x1	y1	z1
0	0,647133393	0,618413225	-0,342875028	-0,285001126	0,669	0,111	-0,474
0,2	0,647133393	0,618413225	-0,342875028	-0,285001126	0,669	0,111	-0,474
...							

*C.1.3 Calcolo LARES:*

t	q(0)	q(1)	q(2)	q(3)	x1	y1	z1
0	0,647133393	0,618413225	-0,342875028	-0,285001126	0,498	-0,656	0,075
0,2	0,647133393	0,618413225	-0,342875028	-0,285001126	0,498	-0,656	0,075
...							

*C.1.4 Tabella di calcolo dei satelliti Cubesat 1a, 1b, 1c:*

t	q(0)	q(1)	q(2)	q(3)	x1	y1	z1
0	0,647133393	0,618413225	-0,342875028	-0,285001126	0,137	-0,380	-0,750
0,2	0,647133393	0,618413225	-0,342875028	-0,285001126	0,137	-0,380	-0,750
...							

*C.1.5 Tabella di calcolo dei satelliti Cubesat 2a, 2b, 2c*

t	q(0)	q(1)	q(2)	q(3)	x1	y1	z1
0	0,647133393	0,618413225	-0,342875028	-0,285001126	0,137	-0,380	-0,750
0,2	0,647133393	0,618413225	-0,342875028	-0,285001126	0,137	-0,380	-0,750
...							

*C.1.6 Tabella di calcolo del satellite Cubesat 3a*

t	q(0)	q(1)	q(2)	q(3)	x1	y1	z1
0	0,647133393	0,618413225	-0,342875028	-0,285001126	0,247	-0,125	0,744
0,2	0,647133393	0,618413225	-0,342875028	-0,285001126	0,247	-0,125	0,744
...							