



Progetto

Detriti Spaziali

@ OATe

*(Supporto alle attività LADC e
validazione pre-operativa per SST)*

G. Valentini

A. Di Cecco

F. De Luise

Versione Documento: OATE-SD-TN-001-000

Protocollo n: _____

Storico Documento

<i>Versione</i>	<i>Revisione</i>	<i>Data</i>	<i>Autore/i</i>	<i>Note</i>
0	0	15-Dic-2015		Draft
0	1	29-Apr-2016	GV, ADC,FDL	Prima stesura completata
0	2	04-Apr-2016	GV, ADC,FDL	Revisione
0	3	26-Apr-2016	GV	Aggiornamento in seguito alla sostituzione della CCD
0	4	20-Mag-2016	FDL	Revisione
1	0	22-Giu-2016		Pubblicazione

Sommario

Introduzione.....	4
1. Tecniche osservative	6
2. Oggetti in orbita GEO	13
3. La strumentazione	17
4. Acquisizioni delle immagini.....	24
5. Archiviazione dati.....	25
6. Protocollo di riduzione delle immagini	26
7. I test di laboratorio	27
8. Confronto fra dati di laboratorio ed osservazioni	28
9. L'Accordo ASI-INAF e coinvolgimento OATe	28
Referenze	31

Introduzione

Il lancio dello Sputnik-1 nel 1957 ha dato inizio all'era delle missioni spaziali, aprendo nuove opportunità per la scienza, la telecomunicazione e la difesa militare. Dopo mezzo secolo di attività spaziali, i satelliti operativi non sono che un 10% dell'ammontare di tutti gli oggetti in orbita intorno alla Terra, mentre la percentuale restante è composta da spazzatura spaziale, o *space junk*. Tra i 'detriti spaziali' (*space debris*) troviamo vecchi satelliti in disuso, pezzi di lanciatori, frammenti, varie componenti delle missioni spaziali, e persino oggetti persi dagli astronauti durante le missioni umane. Il numero di questi detriti è imprecisato e ad oggi (Maggio 2016) si stima che vi siano ~30 mila oggetti di dimensioni più grandi di 10 cm, ~670 mila oggetti di dimensioni maggiori di 1cm, e ~170 milioni di oggetti di dimensioni minori di 1 cm (UN-TRSD 1999, ESA SSA Programme webpage¹). I detriti spaziali occupano orbite circumterrestri comprese tra 300 e 40000 km di altitudine e la velocità di un detrito è compresa tra qualche e 10-15 km/s. A causa dell'aumento della densità della popolazione e delle alte velocità orbitali relative in gioco, i detriti rappresentano un pericolo concreto per i satelliti operativi, che potrebbero essere seriamente danneggiati da impatti iperveloci. In particolare, detriti dell'ordine di 1 cm possono mettere fuori uso un veicolo spaziale, mentre detriti di più grandi dimensioni possono causare catastrofiche rotture o frammentazioni, fino ad innescare reazioni a catena capaci di produrre nuvole di detriti altrettanto pericolose (“sindrome di Kessler”, Kessler 1991).

Il catalogo più completo di tutti gli oggetti in orbita è prodotto dallo United States Strategic Command (USSTRATCOM) tramite le osservazioni della rete dei sensori appartenenti allo Space Surveillance Network (SSN). Tale catalogo mostra che la popolazione detritica è composta da payload attivi (~6%) ed inattivi (~20%), pezzi di lanciatori (~8%), oggetti relativi alle missioni (~9%) e frammenti (~57%) dovuti ad esplosioni o collisioni, intenzionali o non intenzionali (Wittig 2015). L'incremento nel tempo della popolazione detritica, complessiva e per tipologia, è mostrato in Figura 1.

¹http://www.esa.int/Our_Activities/Space_Engineering_Technology/Clean_Space/How_many_space_debris_objects_are_currently_in_orbit

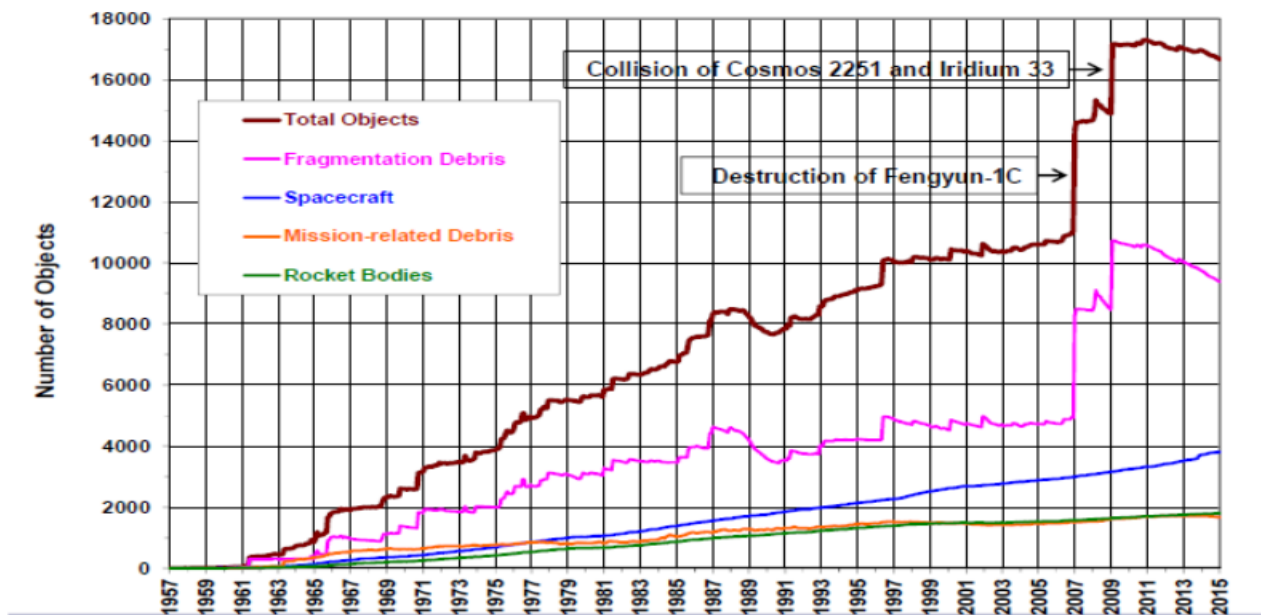


Figura 1: Numero di oggetti in orbita circumterrestre in funzione dell'anno (Witting 2015).

Uno degli obiettivi principali dello USSTRATCOM è l'aggiornamento periodico dei Two-Line-Equivalent (TLE), ovvero dei parametri necessari all'identificazione univoca dell'oggetto ed al calcolo dell'orbita. Quest'ultima viene determinata dalle equazioni del moto di un punto materiale soggetto al campo gravitazionale terrestre ed alle perturbazioni di Gauss: non sfericità del geopotenziale, perturbazioni lunisolari, pressione di radiazione solare e attrito atmosferico. Le componenti perturbative non gravitazionali (pressione di radiazione e attrito atmosferico) sono correlate al rapporto area-su-massa dell'oggetto, o Area-to-Mass ratio (AMR).

La distribuzione delle orbite mostra che il ~76% degli oggetti si trova nelle regioni di Low Earth Orbit, LEO (300 – 2.000 km), il ~7% in Geosynchronous Earth Orbit (GEO~36.000 km) ed il 17% in Medium Earth Orbit (MEO~2000–36000 km) (Witting 2015, Figura 2). La distribuzione della massa ha picchi sulle orbite LEO (45%) e GEO (30%), con una minore concentrazione in MEO (5%), in Highly Elliptical Orbit (HEO, 9%) e sopra-GEO (11%) (Klinkrad 2006). La maggior parte (~60%) degli oggetti in orbita ha eccentricità quasi sferica ($e < 0.01$), mentre il resto ha eccentricità nel range $0.1 < e < 0.01$; più

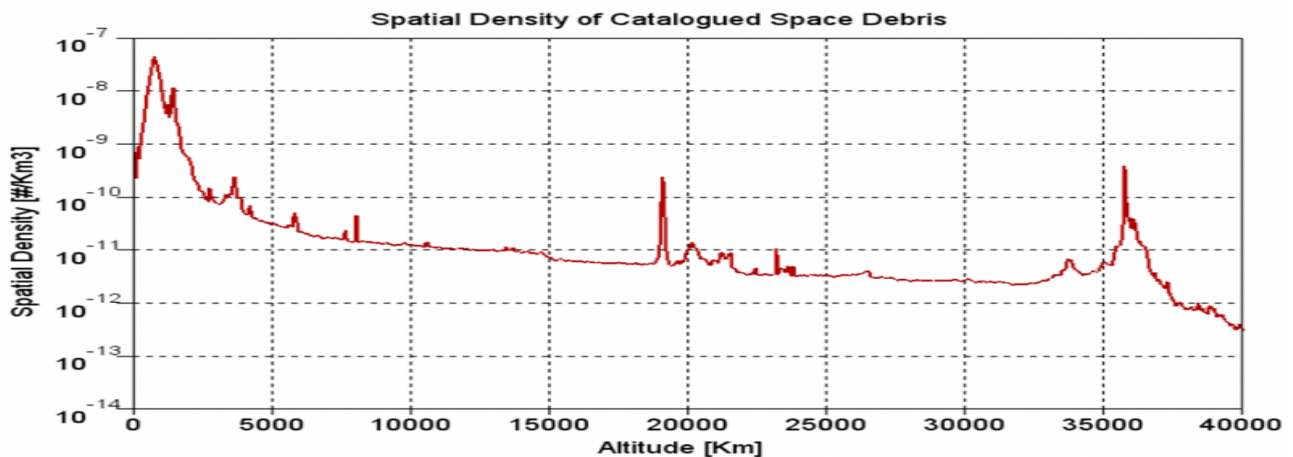


Figura 2: Densità spaziale dei detriti in funzione dell'altezza orbitale (credit: CNES).

alta eccentricità ($e \sim 0.6-0.8$) è riservata alle orbite semi-sincrone. La distribuzione delle inclinazioni mostra precise zone popolate a $i \sim 100^\circ$ (orbite sunsincrone), $i \sim 90^\circ$ (orbite polari), $i \sim 60^\circ$ (satelliti di navigazione), $i < 15^\circ$ (quasi-GEO) (Klinkrad 2006).

La ricerca sulla popolazione detritica avviene tramite l'uso di telescopi radar ed ottici, maggiormente utilizzati per le osservazioni in orbita LEO e GEO, rispettivamente. Gli strumenti attuali permettono di rivelare oggetti dell'ordine di ~ 30 cm in orbita LEO e di 1 m in orbita GEO (UNOOSA 2016).

1. Tecniche osservative

Lo studio degli *space debris* è una scienza relativamente recente, dato che solo negli ultimi anni si è dedicato maggiore attenzione ai rischi che un "sovraffollamento" di alcune regioni orbitali può avere sia sulle missioni umane che sul posizionamento e sopravvivenza di nuovi satelliti. Per questo motivo fare un censimento quanto molto dettagliato di tutti i detriti diventa una necessità, non solo da un punto di vista dinamico, ma anche da un punto di vista di caratterizzazione fisica (determinazione della struttura e dei materiali costituenti). La letteratura attuale mostra ancora forti incertezze nell'identificazione sia dei materiali che, in taluni casi, addirittura sulla natura originaria dell'oggetto (satellite, serbatoio, modulo del vettore, etc.). Gli stessi strumenti di indagine utilizzati a tale scopo, spesso ereditati dallo studio dei corpi minori del Sistema Solare, come la fotometria o la spettrofotometria, ad

esempio, necessitano ancora di un'adeguata validazione e ottimizzazione in questo nuovo ambito, ma stanno già portando a qualche risultato utile. Il loro scopo principale è duplice: da una parte identificare caratteristiche fotometriche comuni, in modo da ridurre la tipologia di appartenenza quanto più è possibile; dall'altra, studiare in dettaglio l'oggetto in modo da determinare la natura delle componenti, identificando quasi sempre quando possibile.

Qui di seguito se ne propongono alcuni.

Riflettanza, spettroscopia e confronto con spettri di laboratorio: i punti fotometrici ottenuti nelle varie bande possono essere tradotti in riflettanza tramite la formula:

$$R_x = 10^{\pm 0.4[(V-X) - (V-X)_\odot]}$$

dove

- X è il filtro in esame;
- $(V-X)$ è il colore rispetto al filtro in esame;
- $(V-X)_\odot$ è il corrispondente colore solare;

Una volta messi nel piano "lunghezza d'onda (λ) - riflettanza" e normalizzati alla lunghezza d'onda nel filtro V^2 , è possibile ricostruire un andamento in funzione della lunghezza d'onda (*slope*). Ogni oggetto avrà un andamento caratteristico, determinato dai materiali di cui esso è composto. Un esempio è riportato nella Figura 3 (Cardona, 2011), dove vengono graficati i punti di riflettanza di diversi detriti osservati. Passo successivo è confrontare tali andamenti con spettri ottenuti in laboratorio, in modo da identificarne la composizione e, conseguentemente, determinarne la natura originaria (componente di vettore, pannello solare, lamiera, etc.). Ovviamente, molto spesso si tratterà di miscele di diverso materiale, soprattutto se si ha a che fare con pezzi molto grandi o con interi satelliti. Per questo motivo, i punti di riflettanza verranno confrontati anche con spettri ottenuti tramite combinazione lineare di diversi materiali.

² Tipicamente tale normalizzazione viene riferita ai 5500Å, 5700 Å oppure al picco del filtro V nel sistema di filtri in uso.

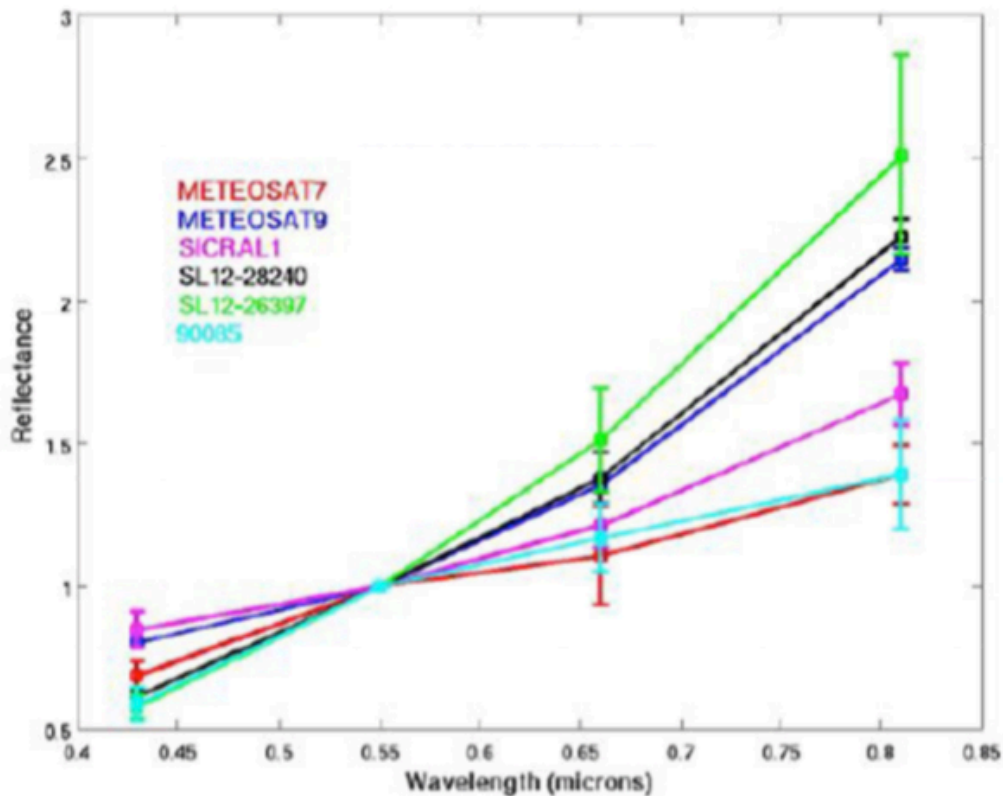


Figura 3: Punti di riflettanza di satelliti come osservati in Cardona (2001). I valori sono stati normalizzati a 0.55 micron.

Sebbene dia dei vincoli molto forti, in alcuni casi questa tecnica potrebbe portare ad avere una degenerazione. Per ridurre le incertezze la tecnica migliore è quella di ottenere spettri a bassa risoluzione (i materiali possono essere identificati tramite bande di assorbimento, quindi investigare le righe può essere superfluo). Un esempio è riportato in Figura 4, dove lo spettro osservato di debris è stato confrontato con spettri di laboratorio per arrivare ad identificarne, con buona approssimazione, l'origine in un modulo del vettore (*rocket body*, R/B) (pannello di sinistra) ed un satellite IRTF (pannello di destra).

Lavori come De Luise et al. (2007, 2010), Fornasier et al. (2004) basati su asteroidi, PHA e Troiani di Giove mostrano come la combinazione di dati fotometrici e spettroscopici permettano di avere una doppia nonche' indipendente identificazione della natura dell'oggetto o, nel caso, possano essere utilizzati per connettere in maniera opportunamente gli spettri nel diagramma "λ-riflettanza" (e.g. Figura 5 e Figura 6).

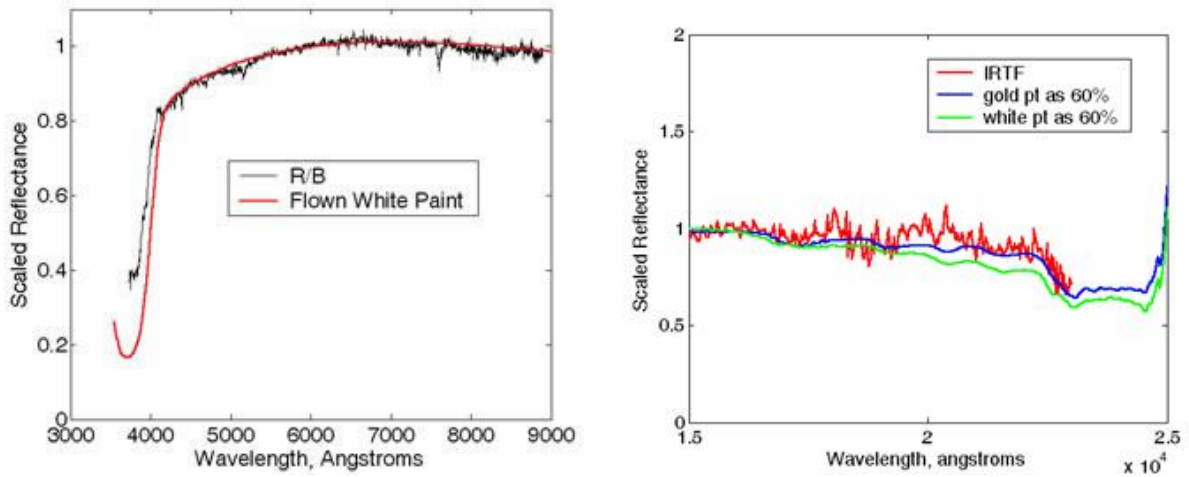


Figura 4: Spettri di detriti confrontati con spettri di laboratorio. Analisi svolta presso i laboratori NASS.

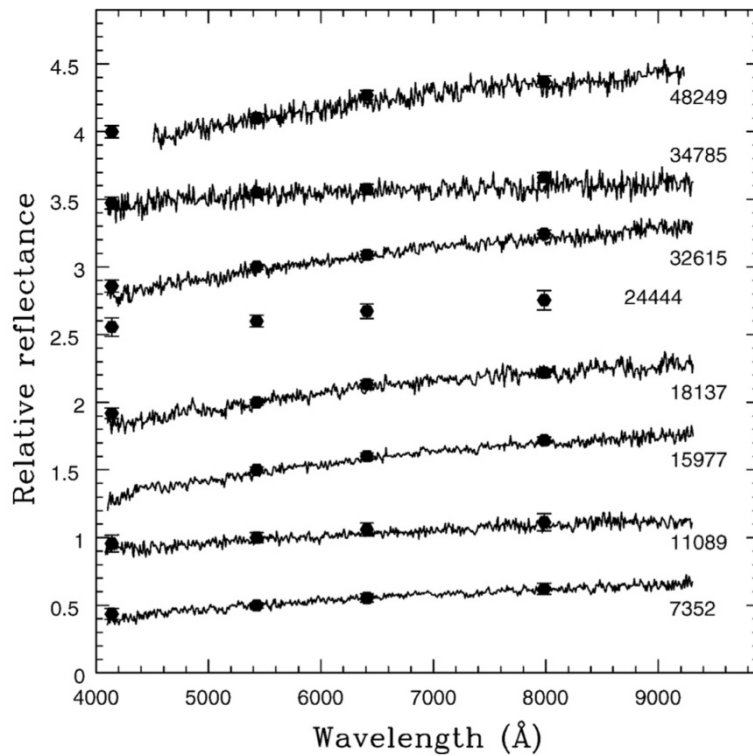


Figura 5. Spettri e punti di riflettanza di troiani di Giove. Si noti come gli andamenti (slope) siano corrispondenti.

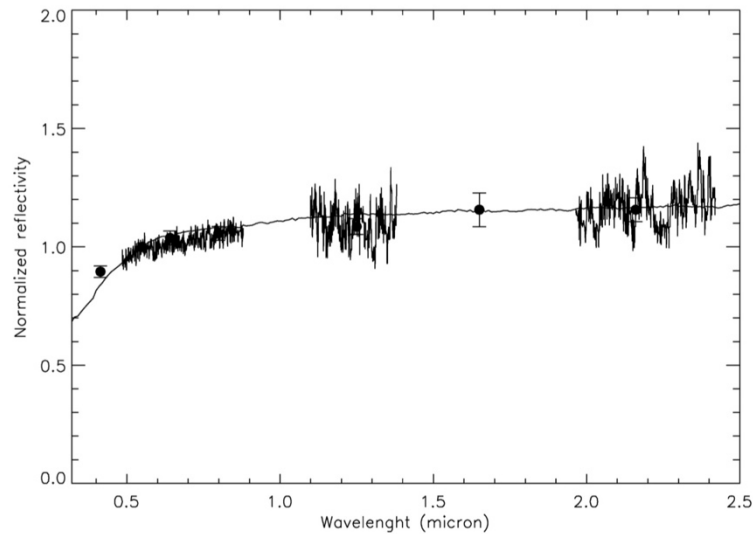


Figura 6. Punti di riflettanza e spettri di un PHA, (144898) 2004VD17 (De Luise et al., 2007). La linea continua rappresenta lo spettro ottenuto in laboratorio di un meteorite di tipo aubrite denominato Mayo Belwa.

Diagramma colore-colore e colore-magnitudine: mette in relazione i colori ottenuti nelle varie bande fotometriche osservate. L'obiettivo è di riuscire a trovare aree o regioni comuni a strutture satellitari, a loro componenti o a materiali. Purtroppo però al momento non sembra riuscire a determinare univocamente la natura degli oggetti, collocando la composizione dei materiali in zone ben definite del diagramma. Ciò è mostrato in Figura 7 ig. 5, dove si nota come oggetti appartenenti alla stessa categoria non siano raggruppati ne' raggruppabili in nessun modo. Ovviamente ciò non esclude affatto che ampliando il campione e scegliendo opportunamente i colori si possa riuscire ad trovare proprietà comuni ai vari oggetti.

Qualche maggiore correlazione sembra invece esserci analizzando il diagramma colore-magnitudine (Seitzer et al., 2010), sebbene si sia ancora sul piano speculativo.

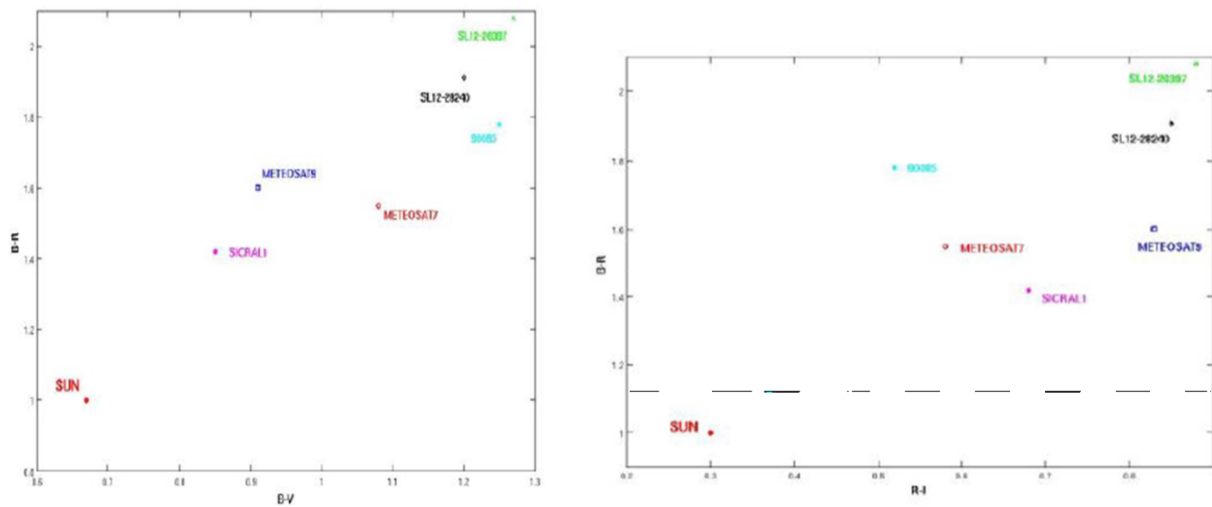


Figura 7. Diagramma colore-colore di sei satelliti osservati in Cardona (2012). E' evidente come esista una scarsa correlazione anche fra oggetti appartenenti alla stessa tipologia (e.g. Meteosat 7 e Meteosat 9).

Curve di luce: l'analisi dei punti fotometrici ottenuti in tempi differenti durante la notte permette di determinare le curve di luce degli oggetti osservati, da cui ricavare una ipotesi di struttura. Da letteratura sappiamo che la luminosità dell'oggetto varia con il tempo secondo diversi fattori, di forma di componenti (vari materiale con vario indice di riflessione), oltre che dalla struttura (maggiore o minore estensione dei pannelli solari, rivestimento in Kapton), dall'orientazione dei pannelli solari (cambio dell'angolo di incidenza della luce solare). Questo permette di fare una prima scrematura degli oggetti, almeno discriminando fra le due maggiori categorie di oggetti, cioè *flasher* (la luminosità ha dei picchi nel momento in cui l'orientazione del satellite massimizza la riflessione della luce solare) e *not-flasher*.

Secondo Cowardin et al. (2010) è inoltre possibile mettere in relazione un colore con l'angolo di rotazione che, rapportato con i dati da laboratorio, può dare informazioni sul materiale componente il satellite.

Un altro strumento potenzialmente utile per cercare di determinare la posizione relativa dell'oggetto in funzione dell'osservatore è mettere in relazione il colore con il tempo. In Seitzer et al. (2010), ad esempio, ha permesso di dedurre una forma abbastanza regolare del detrito osservato e, dalla minima variazione di colore osservato, anche una certa uniformità

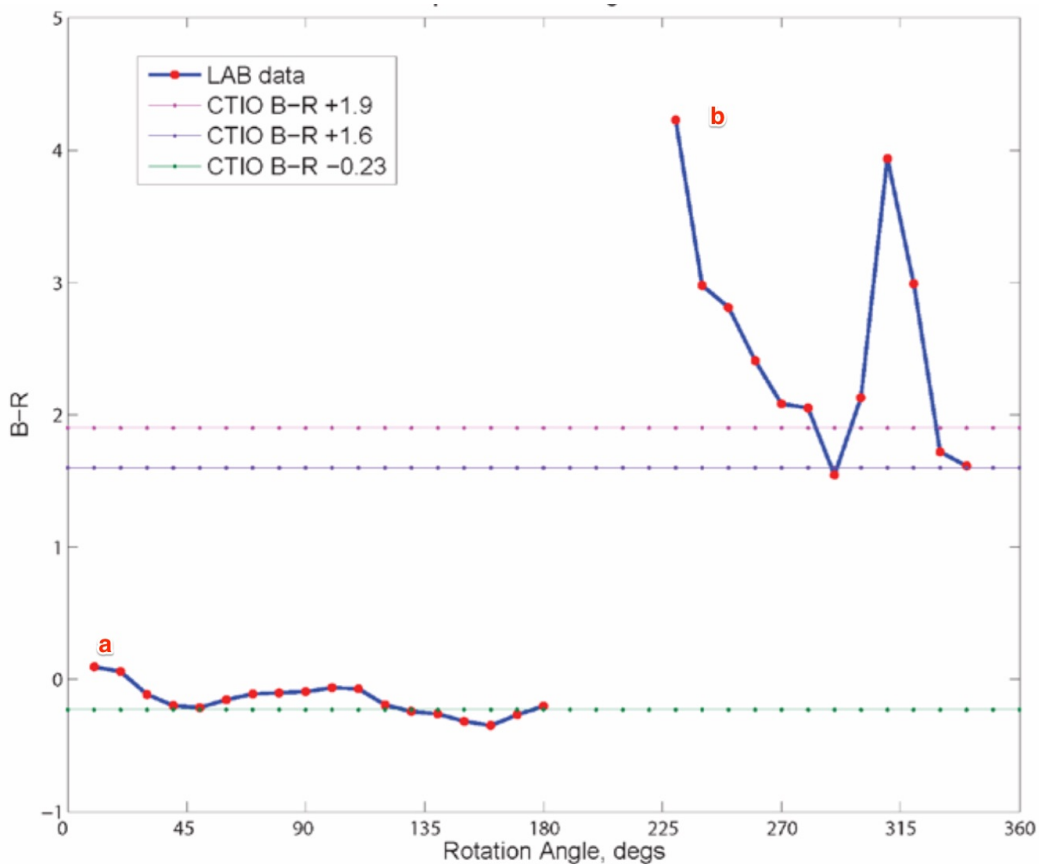


Figura 8: Confronto B-R in funzione dell'angolo di rotazione per un Multi-layered Insulation (linee orizzontali) (Cowardin et al. 2010). La posizione del frammento e' frontale, confrontato con dati di laboratorio, Kapton di color rame (a) e alluminizzato (b).

nella composizione dei materiali.

Curva di fase: mette in relazione la magnitudine visuale osservata con l'angolo di fase (cioè l'angolo formato da Sole-Oggetto-Osservatore). Mutuato dallo studio dei corpi minori del sistema solare (De Luise et al. 2010), ad oggi, questo strumento non è stato mai stato utilizzato in ambito di *space debris*. Tuttavia, alcuni studi (Jolley et al. 2015) hanno messo in evidenza come l'angolo di incidenza della luce possa essere un parametro non trascurabile nella luminosità degli oggetti e, quindi, nell'identificazione dei materiali. Tale dipendenza e' stata trovata anche in spettri ottenuti in laboratorio (Cowardin et al. 2010)

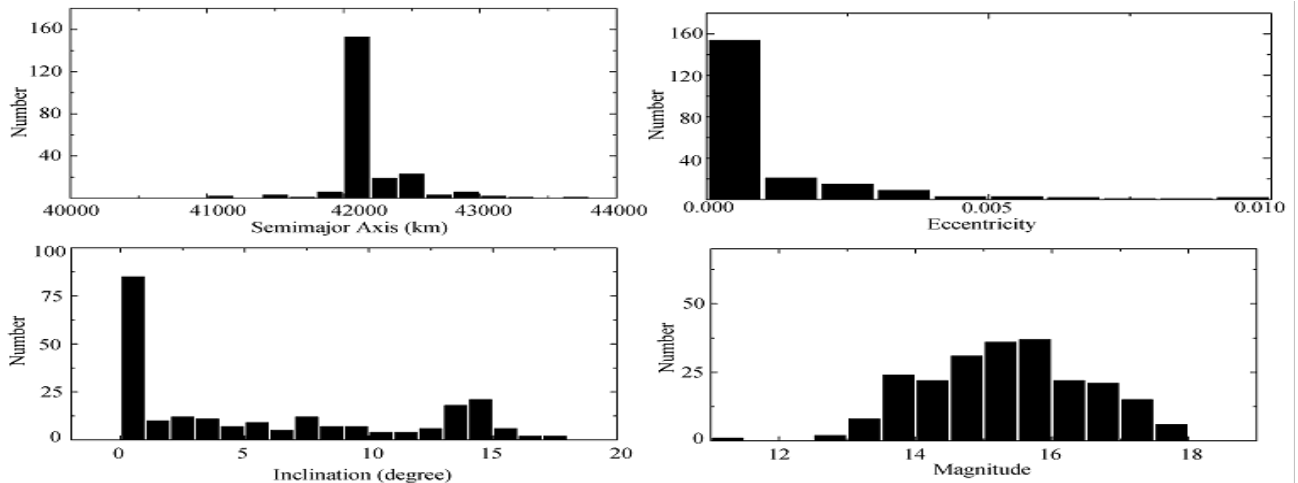


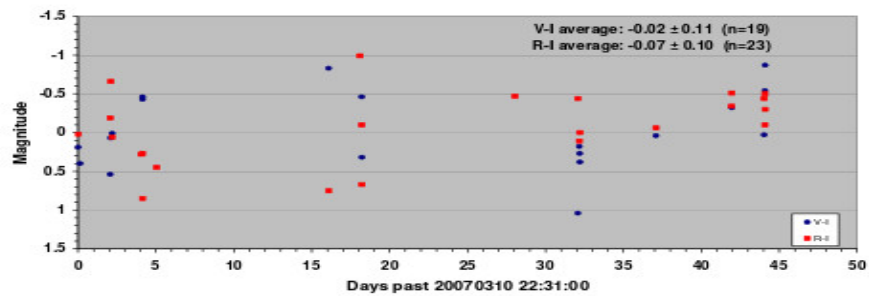
Figura 9: Distribuzione dei parametri orbitali e della magnitudine di oggetti in orbita GEO.

2. Oggetti in orbita GEO

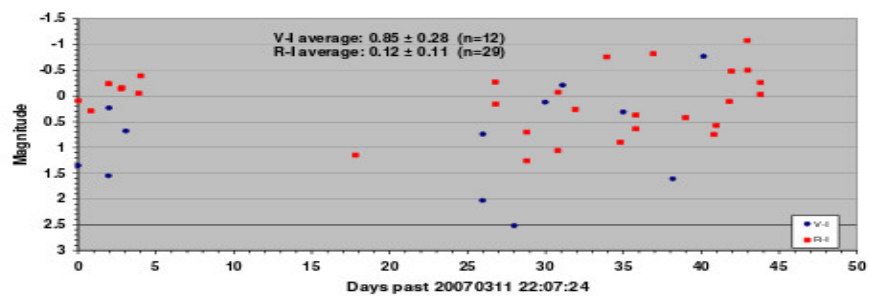
Nell'ambito dello studio dei detriti spaziali, l'Osservatorio Astronomico di Teramo (OATe) si propone di contribuire al miglioramento della conoscenza di oggetti in orbita GEO.

Le orbite GEO, come detto in precedenza, sono poste a ~ 36000 km e sono idealmente orbite circolari, equatoriali e con periodo di rivoluzione pari ad un giorno terrestre. In realtà, le orbite hanno una piccola eccentricità ed inclinazione, come conseguenza delle perturbazioni dovute alle anomalie del campo di gravità terrestre, agli effetti lunisolari ed alla pressione di radiazione solare. In particolare, l'effetto del geopotenziale gravitazionale si manifesta come variazione della longitudine del semiasse maggiore dell'orbita, che assume un moto oscillatorio delimitato da due punti stabili (75° E o 105° O). Gli effetti luni-solari e la non sfericità del geopotenziale, inoltre, causano la precessione del polo del piano orbitale con un periodo di 53 anni, con effetti sull'inclinazione dell'orbita di $\pm 15^\circ$. Alla pressione di radiazione solare è dovuta una piccola eccentricità che in casi estremi può arrivare a ± 75 km. Le orbite GEO sono quindi distribuite all'interno di un *anello geostazionario* di ampiezza 150 km e $\pm 15^\circ$. La magnitudine di questi oggetti ha un picco tra 14 e 18 mag (Figura 9).

L'immissione di satelliti in orbita GEO viene usualmente effettuata tramite l'utilizzo di un'orbita di trasferimento (Geostationary Transfert Orbit, GTO), che permette di minimizzare



V-I and V-R color indices of object EGEO33 ($AMR = 5.4 \text{ m}^2\text{kg}^{-1}$).



V-I and V-R color indices of object EGEO45 ($AMR = 17 \text{ m}^2\text{kg}^{-1}$).

Figura 10: Variazione della magnitudine per due oggetti GEO (Schildknecht et al 2008).

l'uso del carburante. In alternativa, l'immissione in orbita GEO può avvenire direttamente tramite l'utilizzo di lanciatori potenti, i cui stadi superiori vengono rilasciati in orbita quasi-GEO, aumentando il numero dei detriti nell'anello dei GEO.

Uno dei problemi principali della popolazione detritica riguarda la conoscenza dei parametri orbitali. La ricostruzione dell'orbita infatti permette di studiare la pericolosità di impatto lungo le orbite occupate da satelliti operativi. Tramite l'associazione delle orbite, inoltre, è possibile individuare se un determinato detrito è un frammento di un oggetto precedentemente lanciato ed esploso. Un contributo al miglioramento dei parametri orbitali è fornito dall'acquisizione di immagini dell'oggetto e successiva astrometizzazione.

Un secondo aspetto relativo ai detriti spaziali riguarda lo studio delle loro dimensioni, del materiale di composizione e dell'assetto, tramite l'analisi di immagini fotometriche. Ad esempio, Schildknecht et al. (2008) hanno osservato oltre 200 GEO nelle bande VRI, trovando un'alta variazione della magnitudine degli oggetti nell'arco di pochi secondi. La **Errore. L'origine riferimento non è stata trovata.** mostra la variazione intrinseca di luminosità di due oggetti GEO. Gli stessi autori trovano inoltre che le curve di luce di alcuni piccoli oggetti

GEO con basso AMR ($<0.03\text{m}^2\text{kg}^{-1}$) sono usualmente piatte. Le curve di luce di GEO ad alto AMR ($>1\text{m}^2\text{kg}^{-1}$) sono caratterizzate invece da un segnale quasi periodico, con un periodo di rotazione dell'ordine di ~ 5 secondi. Come dall'analisi delle curve di luce si possa risalire all'assetto del satellite è ancora un campo di ricerca aperto.

Come descritto nella sezione precedente, uno dei modi per lo studio del materiale di composizione di un detrito può invece essere effettuato tramite il confronto tra il piano colore-colore osservativo e le analisi di laboratorio dei materiali. Ad esempio, Cowardin et al. (2010) misurano in laboratorio 14 materiali diversi nei filtri UBVI (**Errore. L'origine riferimento non è stata trovata.**), illuminandoli con luce bianca (corpo nero a temperatura solare di $5700\text{ }^\circ\text{K}$) a diversi angoli di fase (Fig.11). Successivamente, gli autori confrontano col piano colore-colore di laboratorio, le osservazioni di due oggetti GEO: uno con luminosità stabile ed un secondo con luminosità variabile. Mentre nel primo caso può essere effettuata una associazione tra l'oggetto osservato ed il materiale di laboratorio, nel secondo caso non è possibile (Fig.12).

Table 2. Laboratory samples with respective photometric color indices before solar corrections

ID	Material	Material	B-V	B-R	B-I
1	Intact MLI	Space-facing, spacecraft-facing	$+2.0\pm 0.8$	$+2.9\pm 1.1$	$+2.5\pm 0.8$
2	Layer MLI: Space-facing Kapton	Copper Kapton, Aluminized Kapton	$+3.6\pm 1.0,$ -0.1 ± 0.1	$+2.3\pm 1.3,$ -0.1 ± 0.2	$+3.6\pm 1.7,$ -0.3 ± 0.6
3	Layer MLI: Spacecraft-facing Kapton	Aluminized Kapton, Copper Kapton	$-0.1\pm 0.1,$ $+2.1\pm 1.2$	$-0.1\pm 0.1,$ $+2.8\pm 1.7$	$-0.8\pm 0.5,$ $+2.8\pm 1.1$
4	Impacted MLI	Layers of copper Kapton sandwiched with Mylar and beta cloth substitute	$+0.1\pm 0.2$	$+0.1\pm 0.2$	-0.9 ± 1.0
5	Solar panel	Solar cell, aluminum honeycomb interior, CFRP backing	$+1.9\pm 0.1$	$+2.2\pm 0.3$	$+0.6\pm 1.0$
6	Intact Solar cell	Aluminized backing, solar cell	$+0.2\pm 0.2$	$+0.1\pm 0.5$	-2.3 ± 1.9
7	Fragment Solar cell	Aluminum back, solar cell	$+0.2\pm 0.2$	-0.8 ± 1.0	N/A
8	Aluminum	Aluminum alloy	$+0.0\pm 0.0$	-0.1 ± 0.1	-0.8 ± 0.4
9	Glass Fiber Reinforced Plastic	Glass fiber reinforced plastic	$+0.1\pm 0.1$	$+0.1\pm 0.2$	N/A
10	Carbon Fiber Reinforced Plastic	Carbon fiber reinforced plastic	$+0.1\pm 0.1$	$+0.1\pm 0.0$	N/A
11	Nugget - Potting Material	Plastic potting material	$+0.4\pm 0.1$	-1.3 ± 0.8	N/A
12	Electronic Circuit Board	Plastic back side, electronics	$+0.3\pm 0.1$	$+0.1\pm 0.3$	-3.0 ± 0.5
13	Flake- Aluminum	Possible aluminum with unknown surface contaminants	$+0.0\pm 0.0$	$+0.1\pm 0.0$	-0.6 ± 0.4
14	Potted Electronics	Metals and plastics	$+0.3\pm 0.1$	$+0.5\pm 0.1$	$+0.5\pm 0.1$

Tabella 1: Materiali analizzati in laboratorio da Cowardin et al. (2010).

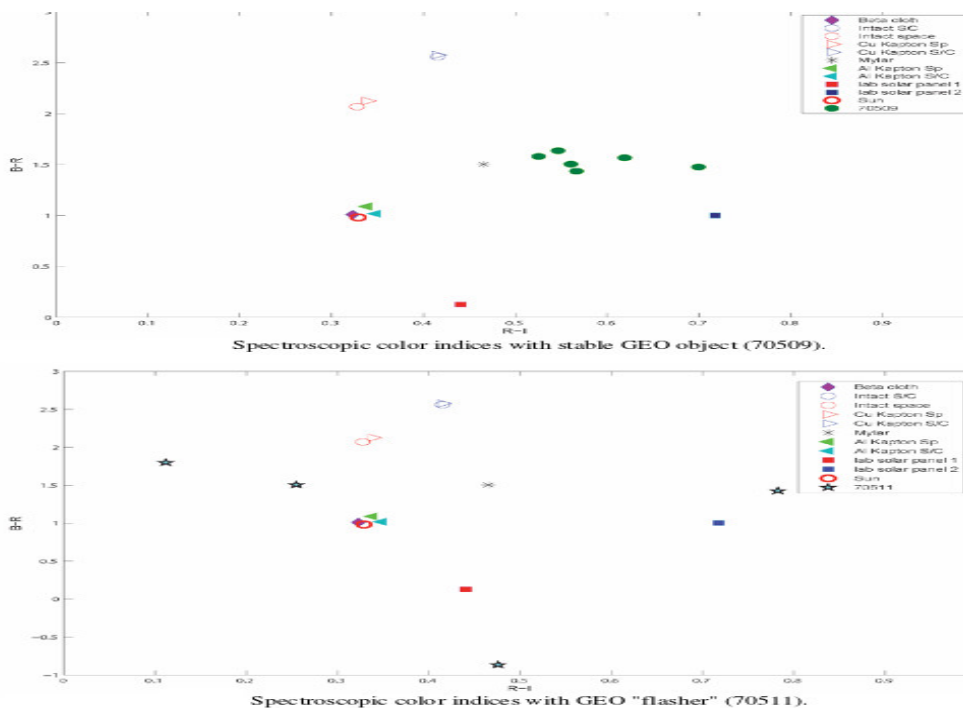
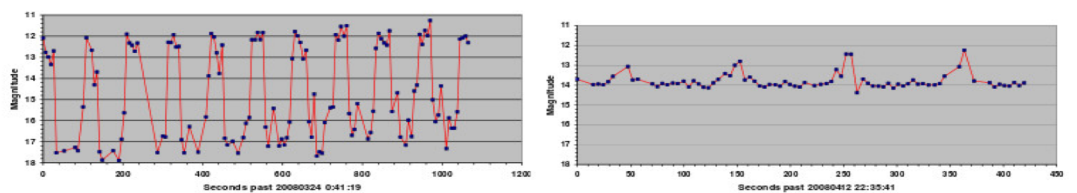
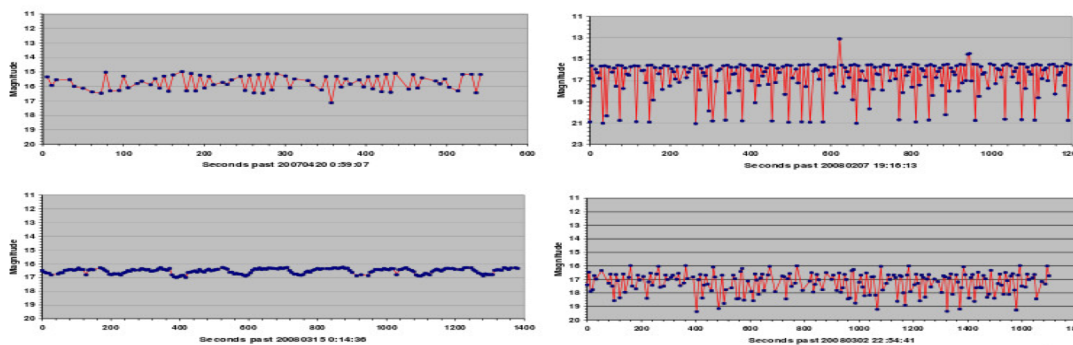


Figura 12: Indici di colore spettroscopici di due GEO confrontati con dati di laboratorio (Cowardin et al. 2010).



Two light curves of the high AMR object 95046 ($AMR = 1.9 \text{ m}^2\text{kg}^{-1}$).



Light curves of faint high AMR objects. Top: two light curves of object E06321D ($AMR = 2.6 \text{ m}^2\text{kg}^{-1}$; 5.5 s and 4.5 s sampling period); note the beats. Bottom left: E07337C ($AMR = 1.9 \text{ m}^2\text{kg}^{-1}$; 6.5 s sampling period. Bottom right: E07287A ($AMR = 0.5 \text{ m}^2\text{kg}^{-1}$; 6.5 s sampling period).

Figura 11: Curve di luce di oggetti GEO ad alto AMR ed alta luminosità (in alto) o bassa luminosità (in basso).

3. La strumentazione

Il telescopio T.N.T. (Teramo-Normale Telescope) nasce da un progetto sviluppato dall'OATe in collaborazione con la Scuola Normale Superiore di Pisa. I componenti optomeccanici sono stati costruiti presso la Costruzioni Ottico-Meccaniche Marcon (San Donà di Piave – Venezia Figura 13).



Figura 13: Telescopio TNT

Il TNT ha un disegno ottico di tipo Ritchey-Chretien (due specchi a curvatura iperbolica), con un primario di diametro 720 mm. e un secondario di 185 mm. La lunghezza focale complessiva è di 9800 mm con un rapporto focale di circa F/14 (Fig.9).

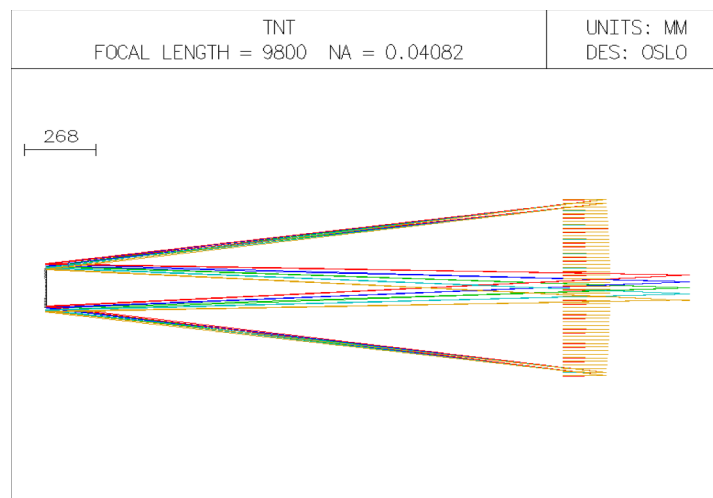


Figura 14: Sistema ottico del TNT.

La montatura è di tipo equatoriale a forcella. Al piano focale del telescopio possono essere montate fino a due CCD ottiche, entrambe equipaggiabili con una ruota portafiltri contenente i filtri a larga banda BVRI. La guida del telescopio viene effettuata con una telecamera televisiva posta sul piano focale ma fuori asse.

Riassumendo le caratteristiche principali progettuali del telescopio sono riportate di seguito:

Optical design	f/14 Ritchey-Cretien
Primary mirror diameter	720 mm
Focal length	9800 mm
Mirrors distance	2111 mm
Focal plane	20' => 57 mm
Secondary mirror diameter	185 mm
Telescope frame type	Equatorial

Il controllo del telescopio avviene attraverso il computer (PC-TNT) posto all'interno della sala di controllo, interamente gestibile anche in modalità remota (Valentini G., Di Rico G., 2014). Con il programma *TPS* è possibile gestire puntamenti, movimentazione cupola, autoguida e messa a fuoco. Si aprono due diverse finestre di dialogo, la prima (Teramo TNT - TPS) permette di seguire la telemetria del telescopio e di aprire la finestra di selezione delle varie modalità di puntamento, mentre la seconda (KeyPad) riproduce una vera e propria pulsantiera multiuso (Figura 15):

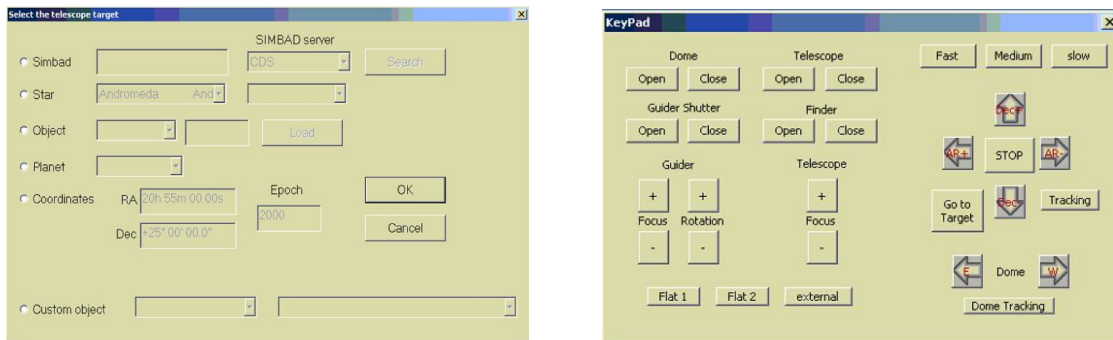


Figura 15: Pulsantiere di controllo TNT

La camera ottica attualmente montata al piano focale del telescopio è una Apogee ALTA U47, una CCD retroilluminata con una efficienza quantica alta (Figura 16).

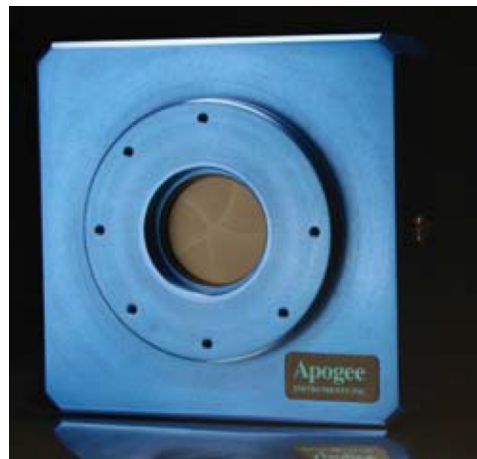
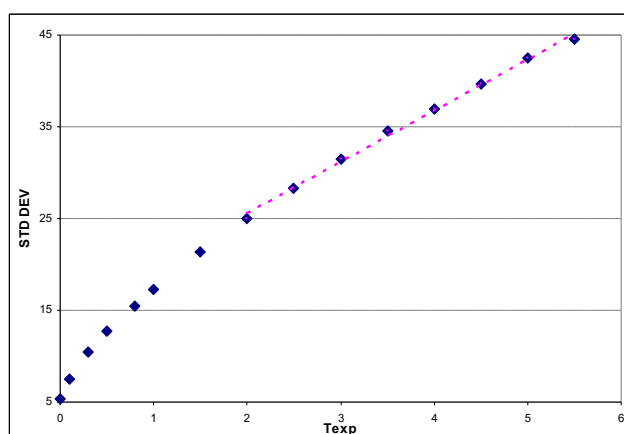


Figura 16: CCD del TNT

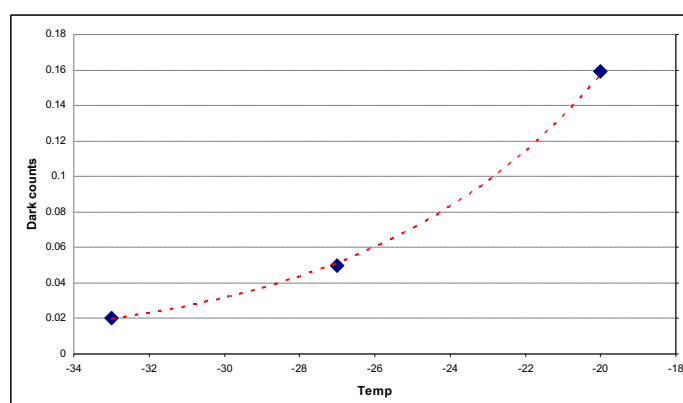
Ha una matrice di 1024x1024 pixel, ognuno con una dimensione di 13 micron. L'area sensibile per l'acquisizione delle immagini è di 13.3x13.3 mm che abbinata alla focale attuale del telescopio porta ad una risoluzione spaziale di circa 0.4"/pixel, per un totale campo di vista di circa 8'x8'.

Il CCD è interfacciato con un PC attraverso una USB 2.0 ed ha una risoluzione digitale di 16 bits con una lettura a matrice completa con frequenza di 700 kHz. Il rumore associato è di 10 elettroni RMS con un tempo di lettura complessivo di 1 secondo. La lettura della matrice

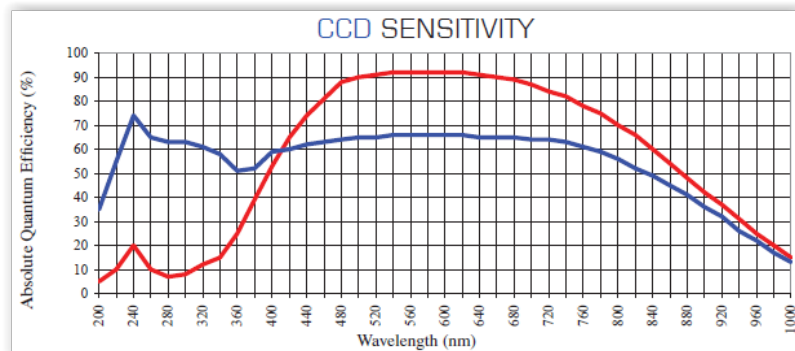
può anche avvenire raggruppando i pixel (binning) da 1x1 a 8x1024. L'otturatore, un classico Melles Griot da 43 mm, permette tempi di esposizioni a partire da 30 millisecondi fino ad un massimo di 183 minuti. Dai test effettuati in laboratorio, in cui si confrontano i valori medi delle singole deviazioni standard per una sequenza di esposizioni a medesimi tempi di esposizione, l'otturatore non influenza l'esposizione a partire da un tempo di 2 secondi cioè dove la dipendenza diventa lineare (Valentini G., 2008).



Per diminuire l'effetto della corrente di oscurità la matrice interna viene raffreddata da un sistema termo-elettrico con circolo forzoso di aria che permette di far scendere la temperatura di lavoro fino a 55° sotto la temperatura ambientale. La temperatura di lavoro si ottiene con un raffreddamento controllato che necessita di circa 20 minuti per stabilizzarsi (± 0.1 °C). Solitamente, per trovare condizioni uguali per tutto l'anno, la temperatura di lavoro viene fissata a -30 °C. Con questa temperatura la corrente di buio è circa 0.03 elettroni/pixel/secondo.



Grazie alla tecnologia di retroilluminazione, l'efficienza quantica è al di sopra del 90% nell'intervallo spettrale tra 490 e 680 nanometri. Le prestazioni su tutto l'intervallo spettrale della banda ottica sono mostrati dalla seguente figura (linea rossa):

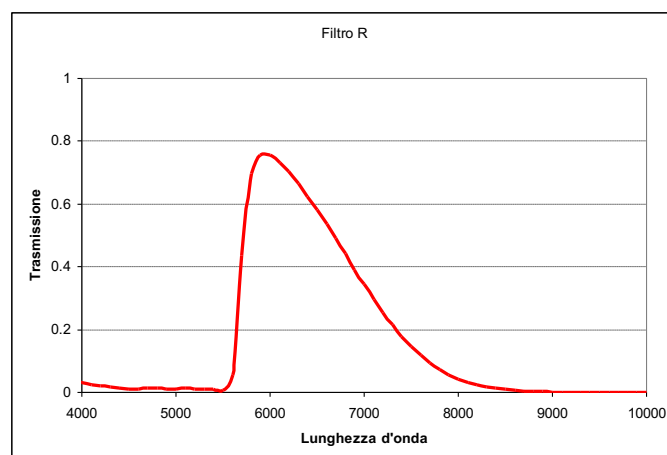
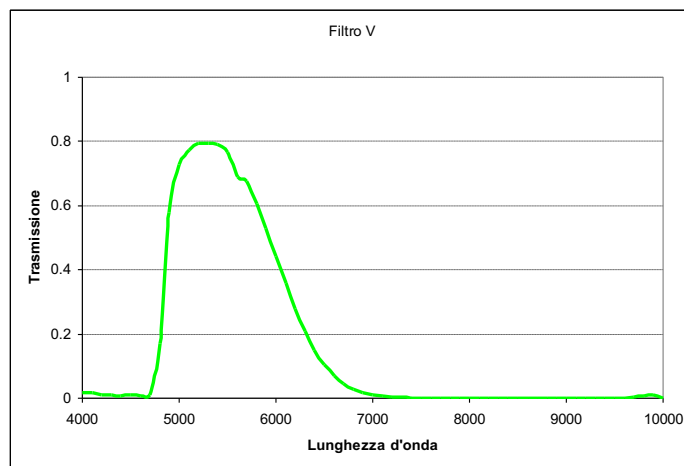
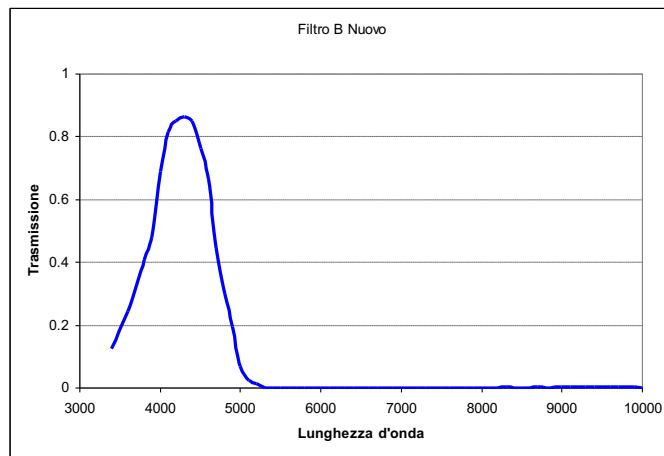


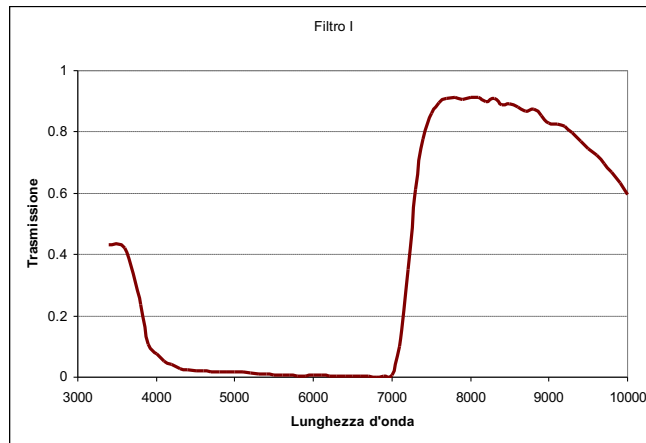
Riassumendo mostriamo di seguito la tabella con le specifiche principali della camera CCD:

CCD SPECIFICATIONS	
CCD	E2V CCD47-10
Array Size (pixels)	1024 x 1024
Pixel Size	13 x 13 microns
Imaging Area	13.3 x 13.3 mm (177 mm ²)
Imaging Diagonal	18.8 mm
Video Imager Size	1.2"
Linear Full Well (typical)	100K electrons
Dynamic Range	83 dB
QE at 400 nm	52% (MB); 57% (UV)
Peak QE	96% (MB); 65% (UV)
Anti-blooming	none

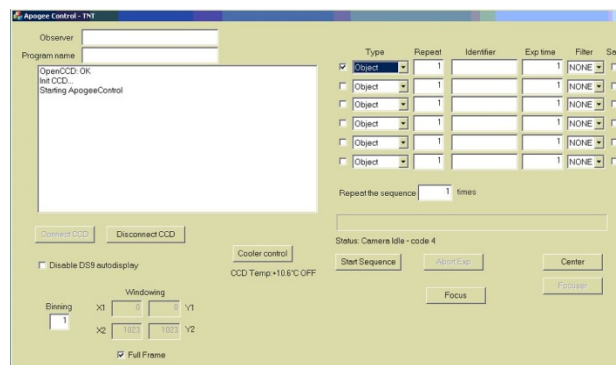
Per le osservazioni ottiche a larga banda, all'ingresso della camera ottica viene montata una ruota portafiltri con un set di filtri BVRI di Johnson. I filtri sono stati caratterizzati in laboratorio ottenendo le curve di trasmissione per ogni filtro. Questi dati sono stati ottenuti utilizzando un monocromatore Jobin Yvon che permette di lavorare nell'intervallo spettrale 330-1000 nanometri. Le curve di trasmissione del set dei filtri ottenute sono (Valentini G.

2010):

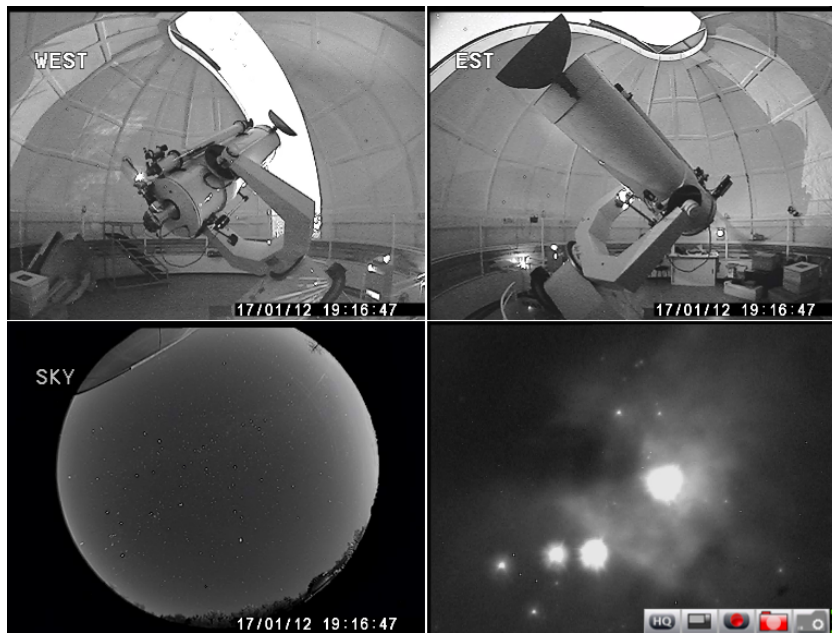




Il controllo della CCD e della ruota portafiltri avviene con un secondo computer (PC-TOD2) collocato nella sala di controllo del telescopio, attraverso il programma *Apogee Control*. Dalla sua finestra di dialogo è possibile gestire tutte le importanti funzionalità come il controllo della temperatura di lavoro, il *binning*, la velocità di lettura, le sequenze di acquisizione immagini e se salvarle o meno:



Sia per la gestione del telescopio che per quella della CCD, è possibile fare un *controllo remoto* attraverso i programmi di controllo remoto dei desktop dei due PC e pagine web per la gestione delle alimentazioni e il controllo delle condizioni meteo. Il sistema è integrato con un controllo visivo delle attività attraverso due telecamere di sorveglianza installate in cupola (WEST–EST), una telecamera a grande campo montata all’esterno (SKY) e una telecamera sul telescopio di controllo del campo puntato:



4. Acquisizioni delle immagini

L'acquisizione dei dati sarà incentrata sulla fotometria, tecnica in grado di misurare con la miglior precisione possibile la luminosità intrinseca di un oggetto (detrito, satellite), ovvero la luce solare da esso riflessa.

Ciascuna notte osservativa sarà strutturata seguendo ricette osservative già sperimentate con successo per lo studio di oggetti che hanno delle similitudini con i detriti: i Near Earth Objects (NEO), i Potentially Hazardous Asteroids (PHA) ed i Main Belt Asteroids (MBA).

Ogni oggetto prevede una prima esposizione in luce bianca del campo per verificarne la presenza nel campo e la sua eventuale prossimità a stelle. Successivamente vengono acquisite immagini in cicli nei filtri B, V, R, I, stabiliti dalla strategia osservativa della serata. I tempi di integrazione delle immagini sono, ovviamente, legati alla magnitudine dell'oggetto. Tale informazione è spesso assente nei database e dovrà essere ricavata empiricamente nella fase di acquisizione in luce bianca. In questa fase non è richiesta solo una determinazione di massima, per poter calcolare/definire i tempi di esposizione nei singoli filtri. Altro fattore da tener conto è la velocità degli oggetti, (che possono andare da qualche arcsec/s a 1000 arcsec/s), che potrebbe costringere a pose più forzatamente più brevi e/o a numeri di cicli

per notte nei filtri limitati.

Per la calibrazione delle immagini, oltre alle classiche acquisizioni necessarie alla pre-riduzione (flat field, bias, dark), verranno osservati campi di stelle standard (Landolt, 1992) a masse d'aria differenti (tipicamente 1.0, 1.5, 2.0, 2.6) negli stessi filtri utilizzati in precedenza.

5. Archiviazione dati

Ogni immagine acquisita in modalità binning 1x1, frequenza di lettura di 700 kHz e 16 bits di risoluzione digitale ha una dimensione di 2 MB. A prescindere dalla scelta di salvare o meno i dati (il save sulla finestra di dialogo di Apogee Control), le immagini vengono comunque per sicurezza archiviate sul computer locale in due differenti cartelle. La cartella con i dati salvati ha come nome la data di osservazione secondo la codifica *AAAAMMDD* (ad esempio 20151231 per il 31/12/2015) ed i file "fits" hanno un nome del tipo TNTnnnnn.FITS con nnnnn numero progressivo. I dati non salvati sono in una cartella "scratch" con file del tipo TNTscrnnnnn.FITS, con nnnnn sempre numero progressivo.

Per avere traccia delle condizioni e delle operazioni di osservazione, nella sala di controllo è presente un Registro di Cupola dove annotare le operazioni di acquisizione e i dati salvati.

Parallelamente è stato sviluppato un programma, operante su supporto Linux, per creare un log automatico delle immagini fits presenti nella cartella. Questo software "*TNTlogmaker*" estrae dalle intestazioni dei fits (*header*) le informazioni che si ritengono necessarie (nome-file, data-ora osservazione, oggetto, RA e DEC del telescopio, filtro, temperatura del CCD, tempo di esposizione, massa d'aria, osservatore ecc. ecc.).

Come ulteriore stadio di archiviazione dati, per l'elaborazione delle immagini e per la condivisione con i collaboratori esterni all'OATe, è stata definita un computer denominato "SPACEDEB" (sistema operativo Linux) con 300 GB di spazio disco, gestita dal nostro centro di calcolo. Su questa macchina saranno attivate due modalità di accesso con credenziali diverse:

- *sdteramo*: ad uso esclusivo interno, avrà accesso ai vari software e alle cartelle delle immagini che saranno chiamate con nomi del tipo “SD_TNT_AAAAMMDD” con dentro i dati e i file log delle osservazioni;
- *sdtntdata*: con possibilità di accesso esterno via SFTP per lo scambio dei dati (download e upload);

Per una ricerca veloce delle immagini disponibili per un determinato oggetto, sarà sviluppato un software in linguaggio Python. Nelle varie cartelle dei dati esso controllerà il file log alla ricerca della stringa contenente il nome oggetto e ne estrarrà la relativa riga delle informazioni (come definite da *TNTlogmaker*). Queste informazioni andranno memorizzate in un file come risultato della ricerca.

6. Protocollo di riduzione delle immagini

Per ogni notte osservativa la cartella dei dati deve contenere immagini inerenti i *bias*, i *flat-field*, gli oggetti osservati e il file testo di log. Tutti i file hanno una nomenclatura del tipo TNTnnnnn.FITS. Come primo passo nel trattamento delle immagini si opera una pre-riduzione, ossia una cosmesi in cui si sottrae dalle immagini scientifiche il livello elettronico della CCD chiamato bias. Le immagini con gli oggetti devono poi essere normalizzate con il flat-field, ovvero per la sensibilità di risposta di ogni singolo pixel. Vista la brevità di esposizione delle immagini riguardanti i detriti spaziali non si procede alla sottrazione della corrente di buio.

Per la fase di pre-riduzione sarà sviluppato un programma automatico (“*TNTprered*”) ottimizzato alle caratteristiche delle immagini della nostra CCD. Questo programma utilizzando delle macro in ambiente IRAF produce innanzitutto una immagine di bias (*masterbias*) derivante dalla mediana di tutte le immagini di bias acquisite nella notte in oggetto. Il nome dovrà essere del tipo MBaaaammgg.fits (con aaaa anno, mm mese e gg giorno).

Il *masterbias* sarà sottratto a tutte le immagini di flat e degli oggetti. Della serie di immagini di flat, suddivise per tipologia di filtro, sarà calcolata di nuovo la mediana in modo da ottenere

un masterflat. Il nome dovrà essere del tipo MF*aaammgg.fits (con al posto dello * il nome del filtro B,V,R,I).

Ottenute le immagini “pulite”, si passa alla ricerca degli oggetti nel campo, alla astrometria (posizione, velocità, direzione) e alla fotometria (magnitudini, variabilità, indici di colore).

7. I test di laboratorio

La presenza presso l’Osservatorio di Teramo di un sufficientemente attrezzato laboratorio di ottica permette di poter fare test sui materiali che usualmente compongono i detriti in loco. Per il nostro scopo è a disposizione un monocromatore Jobin Yvon che permette di lavorare nell’intervallo spettrale 330-1000 nanometri con un passo di 1 nm (lo stesso utilizzato per la determinazione della curva di trasmissione dei filtri ottici). Il monocromatore viene innanzitutto calibrato in lunghezza d’onda utilizzando un fascio laser verde a 550 nm. Utilizzando una lampada con spettro di emissione conosciuta, si misurerà la riflettanza dei materiali (inizialmente si testeranno campioni di prova di alluminio e materiali di pannelli solari che sono utilizzati sui satelliti), da mettere al confronto con la riflettanza di uno specchio. Per le misure verranno acquisite immagini con una CCD *MagZero* da laboratorio contenenti contemporaneamente i contributi dello specchio e del materiale (misure differenziali). Lavorando a passi di lunghezze d’onda ad alta risoluzione (5-10 nanometri) sarà poi possibile riportare lo spettro di laboratorio alla stessa risoluzione degli spettri osservati ai telescopi.



8. Confronto fra dati di laboratorio ed osservazioni

L'identificazione dei materiali passa necessariamente attraverso un database quanto più ampio e dettagliato possibile di spettri (a bassa risoluzione) dei materiali che tipicamente compongono i satelliti artificiali. Database che tenga in considerazione non solo materiali di recente costruzione, ma anche quelli di vecchia produzione. Questo perché i detriti attualmente in orbita coprono un intervallo di età che risale ai primordi dell'astronautica (il più vecchio ancora in orbita risale al 1958) fino ai giorni nostri. Inoltre, va tenuto conto del processo di invecchiamento delle superficie ad opera della radiazione solare, oltre che di frammentazioni per impatto in seguito a scontri o perché utilizzati come bersaglio per missili anti-satellite (come nel 2007 per un satellite cinese): questi potenzialmente possono presentare anche effetti di combustione rapida in seguito all'impatto.

Ad oggi sono pochissimi i laboratori altamente specializzati che si occupano di ottenere spettri in un ampio intervallo di lunghezze d'onda (tipicamente visibile, vicino e medio infrarosso, $0.4 \leq \lambda \leq 2.5 \mu\text{m}$). I più ampi database sono del Jet Propulsion Laboratory (JPL) e della NASA (l'Orbital Measurements Center, OMC, e NASA AMOS Spectral Study, NASS). Purtroppo però tali database non sono liberamente accessibili al pubblico (Seitzer et al., 2012, Cardona, 2011).

9. L'Accordo ASI-INAF e coinvolgimento OATe

Tra ASI e INAF è stato stilato l'accordo triennale n. 2015-028-R.0 dal titolo "*Detriti Spaziali – Supporto alle attività IADC e validazione pre-operativa del SST*". L'incontro di partenza del progetto si è fatto a Roma presso la sede ASI in data 09/10/2015. Gli enti partecipanti, oltre a INAF (IRA, OAC e OATe) e ASI, sono il CNR con l'ISTI (Istituto di Scienza e Tecnologie dell'Informazione) e IFAC (Istituto di Fisica Applicata), e l'Università con UniRM1, PoliMi, UniPd. Il coordinamento nazionale INAF è stato affidato a Germano

Bianchi dell'istituto IRA. I fondi trasferiti ad INAF per il progetto triennale ammontano a circa € 750.000,00.

Nel primo incontro (Kick-off meeting, Novembre 2015) è stato pianificato un calendario per verificare l'avanzamento delle attività:

Evento	Nota	Data	Luogo
Kick Off meeting (KO)		To	ASI - Roma
Prima Riunione di avanzamento (RA ₁)		To + 6 mesi	IFAC - Firenze
Seconda Riunione di avanzamento (RA ₂)	Con rendicontazione	To + 12 mesi	AOC - Cagliari
Terza Riunione di avanzamento (RA ₃)		To + 18 mesi	IRA - Medicina
Quarta riunione di avanzamento (RA ₄)	Con rendicontazione	To + 24 mesi	CISAS - Padova
Quinta riunione di avanzamento (RA ₅)		To + 30 mesi	OATe - Teramo
Riunione finale (RF)	Con rendicontazione	To + 36 mesi	ASI - Roma

Ad ogni appuntamento deve essere preparato un rapporto incrementale delle attività fino ad arrivare a quello finale fra 36 mesi.

Il coinvolgimento dell'OATe nel progetto è riassunto nella seguente tabella:

Legenda: C = coordinatore P = partecipante			PARTECIPANTI							
			Istituto di RadioAstronomia IRA	Politecnico di Milano PoliMi	Osservatorio Astronomico di Cagliari OAC	Istituto di Scienza e Tecnologie dell'Informazione ISTI	Università di Roma "La Sapienza" UniRM1	Università di Padova - CISAS UniPd	Istituto di Fisica Applicata IFAC	Osservatorio Astronomico di Teramo OATe
WP-0000	WP-0100	Coordinamento	C	P	P	P	P	P	P	
WP-1000	WP-1100	Ottico (inclusi test di validazione)					C		P	
	WP-1200	Test di validazioni radar	P	C	P					
WP-2000	WP-2100	Sviluppo ed aggiornamento modelli di evoluzione						C		
	WP-2200	Studio dell'evoluzione a medio-lungo termine						C		
	WP-2300	Partecipazione al WG2 e alle campagne di rientro dello IADC				C				
WP-3000	WP-3100	Azioni IADC assegnate al WG3					C			
	WP-3200	Modelli di frammentazione (esplosione e/o collisione catastrofica)					C			
WP-4000	WP-4100	Mitigazione e supporto pre-operativo per SST				C				
WP-5000	WP-5100	Studio di tracking in radar bistatico con SRT in banda UHF			C					
	WP-5200	Studio di utilizzo di SRT per tracking a diverse frequenze			C					
	WP-5300	Studio di algoritmi per ranging con radar bistatico	P		C					
	WP-5400	Sviluppo algoritmi per determinazione orbitale su multibeam radar bistatico	P	C						
	WP-5500	Sviluppo algoritmi per la ricostruzione dello stato dinamico di oggetti in orbita					C		P	
	WP-5600	Sviluppo di algoritmi per la fusione di dati angolari (ottici) e di distanza (laser ranging, radar)	P	P	P		C		P	
	WP-5700	Studio multi-banda per la caratterizzazione dei materiali dei detriti spaziali				P			C	

quindi come partecipante al coordinamento nazionale (WP-0000), collaboratore per le osservazioni (WP-1100), collaboratore per lo sviluppo degli algoritmi dinamici (WP-5500, WP-5600) e come coordinamento dello studio multibanda per la caratterizzazione dei materiali (WP-5700).

Il personale dell'OACTe ufficialmente coinvolto nel progetto:

- **Gaetano Valentini:** Tecnologo, responsabile scientifico dei telescopi e dei laboratori.
Coordinatore WP5700;
- **Santi Cassisi:** Primo Ricercatore esperto di evoluzione stellare teorica e trasformazioni filtri fotometrici;
- **Gabriella Raimondo:** Ricercatrice, esperta di popolazioni stellari multiple dai punti di vista osservativo e teorico;
- **Fiore De Luise:** Ricercatore TD, esperto in caratterizzazione fisica di asteroidi e corpi minori del Sistema Solare (in particolare NEO, PHA ed MBA);
- **Alessandro Di Cecco:** Assegnista di ricerca (dal 01/02/2016), coordinamento osservazioni ottiche e attività di laboratorio;
- **Angelo Valentini:** Collaboratore Tecnico, responsabile dell'officina meccanica e della manutenzione dei telescopi;

I fondi definiti dall'INAF per l'OATe anno per anno, riportati nella seguente in ordine dal 2015 al 2017, ammontano a:

TERAMO	Assegno di ricerca	€ 35.546,82	€ 36.046,82
	Missioni	€ 500,00	
TERAMO	Assegno di ricerca	€ 35.546,82	€ 38.258,35
	Missioni	€ 2.711,53	
TERAMO	Acquisto hardware	€ 4.134,70	€ 8.134,70
	Missioni	€ 4.000,00	

In aggiunta, verrà erogato un contributo per il funzionamento (*overhead*) di:

TERAMO	€ 1.777,33
--------	------------

Referenze

Cardona, T. 2011. “*Tracking, photometry and spectroscopy of space debris: the Malindi, Loiano, Las Campanas and Cerro Tololo observation campaign results*” Tesi di Laurea.

Cowardin et al. 2010, Characterization of Orbital Debris Photometric Properties Derived from Laboratory-Based Measurements, Conference Paper, 61st International Astronautical Congress, Praga

De Luise, F.; Perna, D.; Dotto, E.; Fornasier, S.; Belskaya, I. N.; Boattini, A.; Valsecchi, G. B.; Milani, A.; Rossi, A.; Lazzarin, M.; Paolicchi, P.; Fulchignoni, M. 2007. "Physical investigation of the potentially hazardous Asteroid (144898) 2004 VD17". Icarus 191, 628-635

De Luise, F.; Dotto, E.; Fornasier, S.; Barucci, M. A.; Pinilla-Alonso, N.; Perna, D.; Marzari, F. 2010. "A peculiar family of Jupiter Trojans: The Eurybates". Icarus 209, 586-590

Fornasier, S.; Dotto, E.; Marzari, F.; Barucci, M. A.; Boehnhardt, H.; Hainaut, O.; de Bergh, C., 2004. "Visible spectroscopic and photometric survey of L5 Trojans: investigation of dynamical families". Icarus 172, 221-232.

Kessler, D. 1991, *Collisional Cascading: The Limits of Population Growth in Low Earth Orbit. Advances in Space Research* 11, 63-66.

Klinkrad, H. 2006, *Space Debris Model and Risk Analysis*, published by Springer-Verlag Berlin Heidelberg New York, p. 430

NASA ODPO (Orbital Debris Program Office), Orbital Debris Quarterly News 11, January 2007, p. 8

Schildknecht, T. et al. 2008, *Color Photometry and Light Curve Observations of Space Debris in GEO*, technical paper, Advanced Maui Optical and Space Surveillance Technologies (AMOS) Conference, Maui, Hawaii

UN-TRSD, United Nations Technical report on space debris 1999, p. 15, New York, United Nation Publications, Sales No. E.99.I.17, ISBN 92-1-100813-1+

UNOOSA 2016, Committee on the Peaceful Uses of Outer Space Scientific and Technical Subcommittee Fifty-third session, Space debris, AC.105/C.1/2016/CRP.8

Valentini, G.; Di Rico, G., 2014. “Manuale breve per l’utilizzo in remoto del telescopio



TNT e della CCD-TOD2”. Rapporto tecnico interno.

Valentini, G., 2008. “Collaudo Apogee U47 Alta”. Rapporto tecnico interno.

Valentini, G., 2010. “Curve di trasmissione dei filtri B, V, R, I utilizzati al telescopio TNT”. Rapporto tecnico interno.

Wright, D. 2007, Space debris. Physics Today 35-40

Wittig, M. 2015 TU-R Conference and Workshop on the small satellite regulation and communication systems, Prague, Czech Republic, 2-4 March 2015