

SISTEMI SATELLITARI IN AMBITO AMMINISTRAZIONE DIFESA (AD)

autori: Col. Ing. Giovanni Arseni, Ing. Giovanni Nicolai
dal Workshop 20 Dicembre 2019 presso Dipartimento DIMA Facoltà Ingegneria La Sapienza
organizzato da Commissione Aerospazio - Ordine Ingegneri Provincia di Roma

1. GENERALITÀ E DEFINIZIONI

In ambito Amministrazione Difesa lo **Spazio** è la regione che si estende oltre l'atmosfera terrestre. Non esiste un confine preciso da cui comincia lo spazio ma convenzionalmente si considera l'altezza di 100 Km sopra il livello del mare (linea di Kármán). L'**Ambiente Spaziale** quindi include tutto quanto rimane al di fuori della linea di Kármán.

I sistemi satellitari per l'Amministrazione Difesa vanno quindi dal **Telerilevamento** (Earth Observation), alle **Telecomunicazioni** ed alla **Navigazione Satellitare** (GNSS) e abbracciano diverse tipologie di Orbite e Missioni. L'**Orbita** è la traiettoria descritta dal satellite nello spazio nel suo moto attorno alla Terra. Le Orbite possono essere classificate in base a: 1) inclinazione rispetto al piano equatoriale e 2) altitudine rispetto alla Terra (vedi Figura 1 e Figura 2).

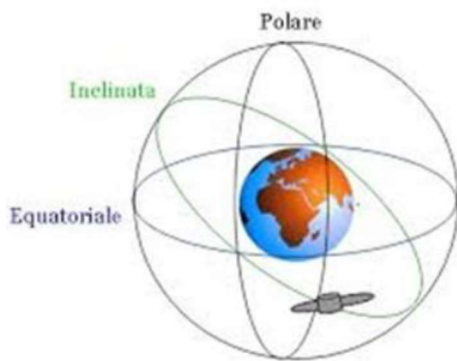


Figura 1- Inclinazione dell'Orbita rispetto al Piano Equatoriale

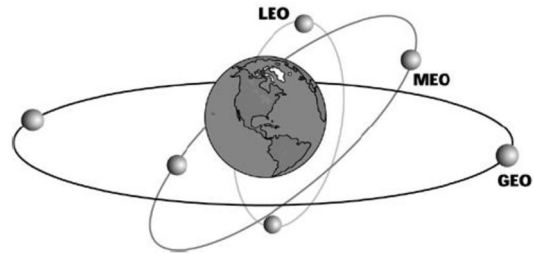


Figura 2- Altitudine dell'Orbita rispetto alla Terra

In merito all'Altitudine ed Inclinazione le orbite possono essere classificate come Orbita Bassa LEO (Low Earth Orbit), Orbita Media MEO (Medium Earth Orbit) o Orbita Geostazionaria GEO (Geostationary Earth Orbit). Le caratteristiche principali di queste Orbite sono illustrate rispettivamente nella Tabella 1, Tabella 2 e Tabella 3.

| |
|---|
| Altezza dal suolo: compresa nella fascia 180 Km – 2.000 Km |
| Orbita circolare |
| Inclinazione: variabile |
| Periodo di rivoluzione: in media 90 – 100 minuti (velocità di rotazione elevata ≈ 27.400 Km/h) |
| Copertura: ridotta (per coprire il globo occorre una costellazione di 50 satelliti circa) |
| Ritardo di propagazione RF: @ 400 Km, 7 ms |
| Tempo max sopra orizzonte locale: ≈ 20 minuti |

Tabella 1- Caratteristiche Orbita LEO

| |
|---|
| Altezza dal suolo: da 2.000 Km e 35.780 Km (GEO) |
| Orbita circolare (MEO) o ellittica (ICO*) |
| Inclinazione: variabile (in genere $> 40^\circ$) |
| Periodo di rivoluzione: in media 12 – 15 ore |
| Copertura: discreta (per coprire il globo occorre una costellazione di 15 satelliti circa) |
| Ritardo di propagazione RF: @ 4000 Km, 85 ms |
| Tempo max sopra orizzonte locale: poche ore |

Tabella 2- Caratteristiche Orbita MEO

| |
|--|
| Altezza dal suolo: 35.780 Km |
| Orbita circolare |
| Inclinazione: 0° |
| Periodo di rivoluzione: 24 ore (velocità di rotazione terrestre ≈ 1.700 Km/h). La velocità angolare del satellite è uguale a quella della terra |
| Copertura: massima (per coprire il globo occorrono 3 satelliti spazati di 120°); |
| Ritardo di propagazione RF: @ 36000 Km, 270 ms |

Tabella 3- Caratteristiche Orbita GEO

L'Architettura di un Sistema Satellitare comprende (vedi Figura 3) non solo il Satellite (**Space Segment**) ma anche il Segmento Terreno (**Ground Segment**) composto dalla Stazioni Rice-Trasmittenti a Terra e dalla Rete di Controllo dell'intero Sistema Satellitare. Lo **Space Segment** si identifica con i satelliti ed è composto da due parti (vedi Figura 4):

- Payload
- Piattaforma o Carrozza o Bus

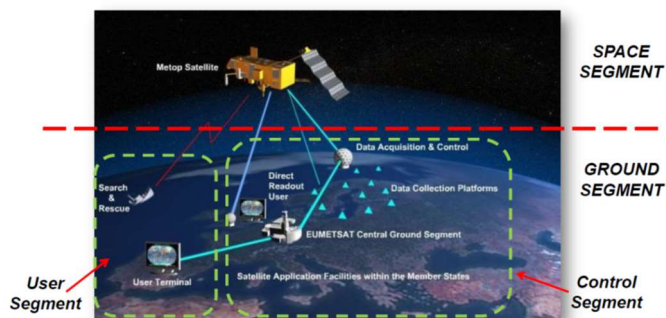


Figura 3- Architettura di un Sistema Satellitare

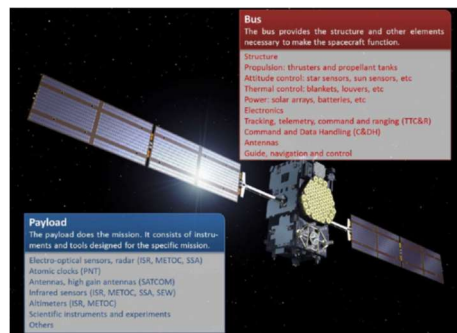


Figura 4- Lo Space Segment

Il *Payload* (carico utile o carico pagante) è la parte principale del satellite, ossia la parte che svolge la missione per la quale il satellite è stato progettato e messo in orbita. Le principali tipologie di Payload sono:

- Telerilevamento (radar, ottico, IR, multispettrale, iperspettrale)
- Telecomunicazioni
- Radionavigazione e servizi globali di PNT
- Scientifici

La *Piattaforma* comprende tutto ciò che occorre per il sostentamento dell'intero satellite. La Piattaforma è composta da:

- Struttura;
- Controllo termico;
- Alimentazione elettrica;
- Controllo di assetto;
- Propulsione;
- Gestione Comandi e Dati (Data Handling);
- Telemetrie e Telecomandi (TT&C).

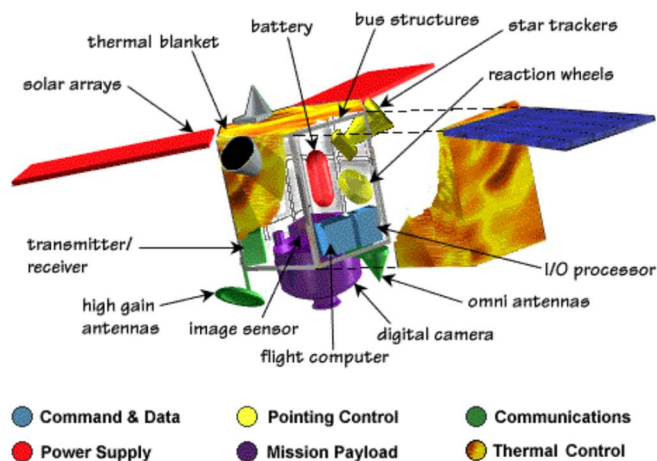


Figura 5- Composizione della Piattaforma

La **Missione** definisce il tipo di servizio svolto dai Satelliti ed in particolare in questo articolo si parlerà di **Telerilevamento** svolto da Costellazioni di Satelliti in Orbite LEO come Cosmo Skymed, di **Telecomunicazioni** svolte da Satelliti in Orbite GEO e di **Navigazione Satellitare** svolte da Costellazioni di Satelliti in Orbite MEO come GPS e Galileo.

2. SISTEMI DI TELERILEVAMENTO (OSSERVAZIONE DELLA TERRA)

I sistemi di Telerilevamento Satellitare (*Satellite Remote Sensing o Earth Observation*) operano normalmente su orbite LEO e permettono di ricavare informazioni sull'ambiente e sulla superficie del pianeta in base a **immagini** rilevate da **sensori** posti a bordo di satelliti. I Sensori (vedi *Figura 6*) utilizzano radiazione riflessa o emessa da un oggetto e si distinguono in:

- Sensori Passivi: ottico pancromatico, multi e iperspettrale
- Sensori Attivi: SAR

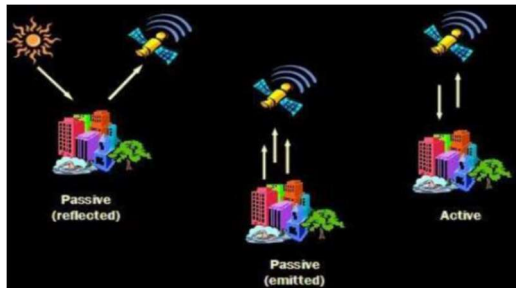


Figura 6- Tipologia di sensori

I *Sensori Passivi* hanno le seguenti caratteristiche:

- Ottico Pancromatico: utilizza tutta la banda dello spettro ottico e rappresenta una sola banda (immagine b/n);
- Ottico Multispettrale: utilizza un numero di bande compreso tra 3 e 15 e non memorizza bande di frequenze contigue. E' possibile che all'interno di una stessa immagine vi siano alcune bande relative allo spettro del visibile, ed altre bande relative a quello degli infrarossi, e che lo spazio di frequenze tra di esse non sia totalmente coperto dalle restanti bande;
- Ottico Iperspettrale: utilizza un numero elevato di bande, solitamente superiore al centinaio, che rappresentano intervalli discreti dello spettro elettromagnetico e producono uno spettro continuo per ogni pixel ritratto nella scena.



Figura 7- Immagine Pancromatica

I *Sensori Attivi* sono essenzialmente quelli SAR ed utilizzano le tecniche dell'Interferometria. Il termine Interferometria, nel Telerilevamento attivo designa la

tecnica o i metodi che utilizzano almeno due immagini complesse di un radar ad apertura sintetica (SAR, *Synthetic Aperture Radar*) al fine d'ottenere delle informazioni supplementari sugli oggetti sfruttando l'informazione contenuta nella fase del segnale di ritorno.

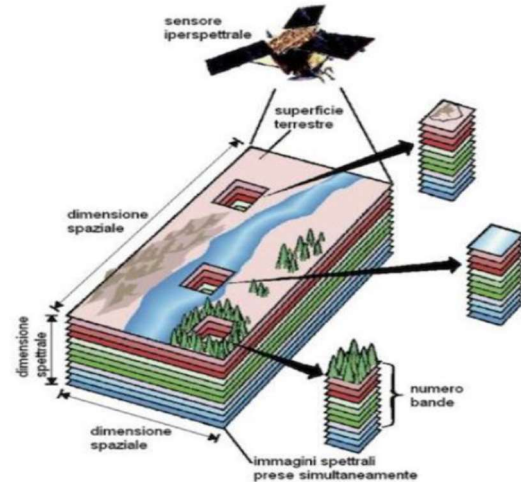


Figura 8- Sistema TLR con Sensore Iperspettrale

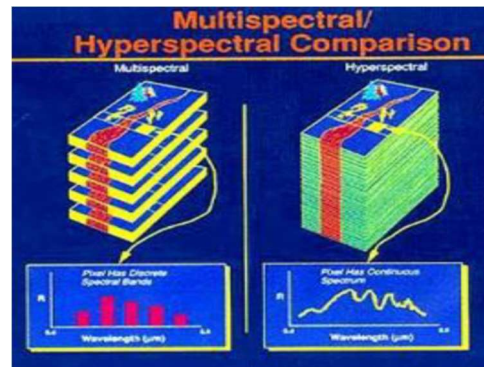


Figura 9- Paragone Sensore Multispettrale e Iperspettrale



Figura 10- Immagine Iperspettrale



Figura 11- Immagine SAR

Con riferimento alle prestazioni dei Sensori, I parametri prestazionali si dividono in:

- *Risoluzione Spettrale* che definisce il numero di colori che si possono vedere;
- *Risoluzione Radiometrica* che definisce il numero di tonalità di ciascun colore che si possono vedere;
- *Risoluzione Spaziale* che indica la dimensione geografica rappresentata dal lato di un singolo pixel; attualmente i sensori più performanti hanno una risoluzione spaziale di poche decine di centimetri che, comunque, dipende dalle dimensioni della lente e dall'altezza dell'orbita.

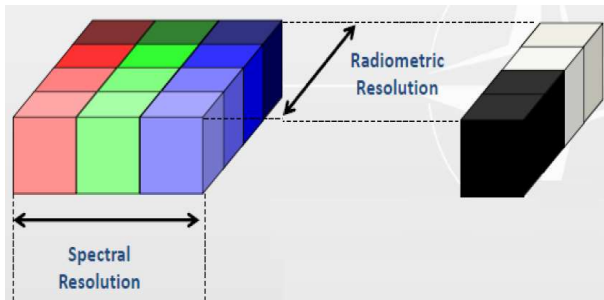


Figura 12- Risoluzione Spettrale e Radiometrica

Infine il *Tempo di Rivisita*, che si misura in ore o giorni e che rappresenta il tempo tra due successive opportunità di ripresa sullo stesso target (DTO-Data Take Opportunity), fornisce informazioni a come cambia l'oggetto nel tempo cambiando i passaggi orbitali del satellite (vedi Figura 13).

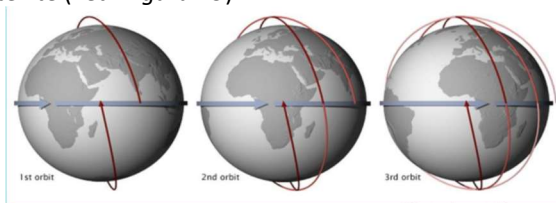


Figura 13- Tempo di Rivisita tra Orbite successive

2.1 STRATEGIE TELERILEVAMENTO PER AMMINISTRAZIONE DIFESA

I Sistemi Satellite di Telerilevamento con Sensori Ottici o SAR hanno entrambi vantaggi e svantaggi che possono essere sintetizzati in tal modo:

- I *Satelliti TLR Ottici* hanno una grande facilità di interpretazione per i dati trasmessi (SW applicativi semplici) ma di notte e con coperture nuvolose non forniscono sufficienti dettagli;
- I *Satelliti TLR SAR* funzionano H24 con qualsiasi condizione meteo grazie alle tecniche interferometriche ma necessitano di SW applicativi complessi per l'elaborazione dei dati ricevuti.

Con riferimento alle precedenti considerazioni, l'Amministrazione Difesa ha selezionato entrambi i Sistemi Ottici e SAR di Telerilevamento in base ai seguenti requisiti operativi:

- Monitoraggio strategico globale per finalità di intelligence, protezione civile, salvaguardia delle infrastrutture critiche, monitoraggio dei confini terrestri e marittimi;
- Supporto alla pianificazione nella conduzione delle operazioni militari;
- Supporto alla gestione delle crisi e delle emergenze umanitarie e ambientali.

I sistemi di TLR definiti da AD, in base ai requisiti operativi, sono quindi:

- Costellazione COSMO-SkyMed 1G con TLR SAR (gestita attualmente da AD e ASI);
- Costellazione COSMO-SkyMed 2G con TLR SAR (sarà gestita da AD e ASI);
- Satellite OPTSAT 3000 con TLR Ottico Pancromatico (gestito da AD);
- Costellazione francese con TLR Ottico Pancromatico, Multispettrale e Iperspettrale (costellazione gestita dalla Francia e programma di cooperazione gestito da Occar).

2.2 SISTEMA COSMO-SKY MED

Il sistema Cosmo-Sky Med è un Sistema italiano duale (75% ASI–25% Amm. Difesa) per Osservazione della Terra dallo Spazio con sensori radar ad alta risoluzione (SAR). Il sistema di 1^a generazione (**CSK**) è composto da 4 satelliti operativi come segue:

- COSMO1: lanciato in data 8 giugno 2007;
- COSMO2: lanciato in data 9 dicembre 2007;
- COSMO3: lanciato in data 25 ottobre 2008;
- COSMO4: lanciato in data 5 novembre 2010.

La vita operativa attesa era di 6 anni ma ancora alla data odierna il Sistema è operativo. Le caratteristiche principali sono le seguenti:

- Orbita eliosincrona (SSO) alla quota di 619 km circa (LEO);
- Inclinazione: 97,86°;
- Periodo orbitale: 97 minuti circa;
- Tempo di Rivisita: 12 ore;
- Tempo di risposta (tempo tra richiesta e ricezione dato): da 18 ore a 72 ore (in funzione del modo operativo impiegato);
- Immagini giornaliere acquisibili: 1800 (4satelliti);
- Dimensioni immagini: da 10x10 Km² a 200x200 Km²;
- Risoluzione spaziale: da sub-metrica sino a 100 m.

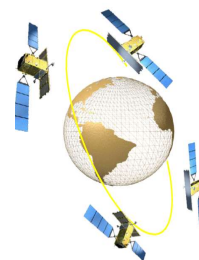


Figura 14- Sistema Cosmo-Sky Med CSK

La modalità di acquisizione immagini è descritta nella figura che segue:

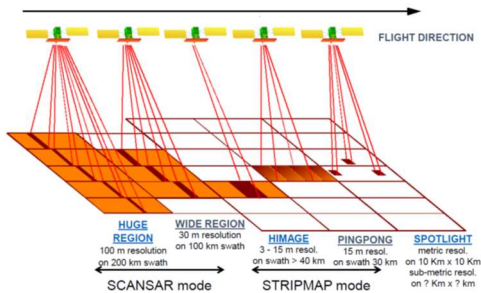


Figura 15- Modalità di acquisizione immagini SAR del Sistema CSK

L'architettura del Sistema Cosmo-Sky Med (1^ generazione) è mostrata di seguito:

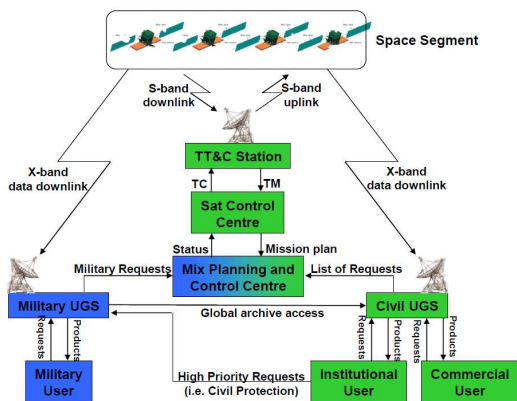


Figura 16- Architettura del Sistema CSK

Il Sistema Cosmo-Sky Med di seconda generazione (CSG) è sempre un Sistema italiano duale (65% ASI-35% Amm. Difesa) per la continuità operativa con il Sistema di 1 generazione CSK. Il programma Cosmo-Sky Med di Seconda Generazione CSG prevede il lancio di due ulteriori satelliti di cui il primo è stato lanciato a dicembre 2019 e il secondo verrà lanciato entro la metà del 2020. Le prestazioni del CSG sono ulteriormente migliorate in termini di tecnologia, servizi e vita operativa del sistema. I nuovi satelliti della costellazione rappresenteranno infatti il top dell'osservazione radar dallo Spazio, in termini di precisione, caratteristiche e qualità delle immagini. Quindi in sintesi i miglioramenti del Sistema CSG rispetto a quello CSK sono:

- Migliore risoluzione geometrica;
- Vita Operativa attesa 7 anni;
- Versatilità maggiore rispetto al CSK.

Il Sistema CSG garantirà la continuità con il Sistema CSK nel seguente modo:

- Disponibilità continua di dati SAR;
- Concetto operativo CSG identico al CSK;
- Progetto di Missione CSG identico al CSK;
- Costellazione unica CSK e CSG;
- Ground Segment unico CSK e CSG.



Figura 17- Satellite Cosmo-Sky Med

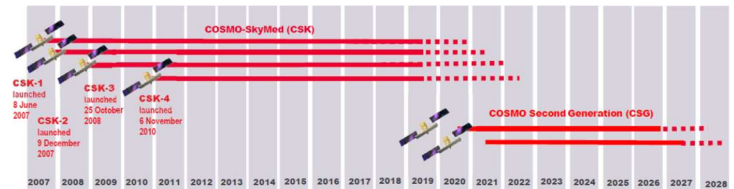


Figura 18- Programmazione Operativa della Costellazione Cosmo

2.3 SISTEMA OPTSAT 3000

Il Sistema Optsat 3000 è un Sistema Ottico ad alta risoluzione di costruzione israeliana e proprietà esclusiva della Amministrazione Difesa AD Italiana. Le caratteristiche salienti sono:

Space Segment:

- 1 satellite con sensore ottico pancromantico;
- Lancio agosto 2017;
- Vita operativa 7 anni;
- Orbita elio sincrona alla quota di circa 450 km (LEO);
- Tempo di rivisita circa 3giorni;
- Immagini al giorno circa 100.

Ground Segment(GS):

- User Ground Segment (UGS) presso il CITS di Pratica di Mare;
- Satellite Ground Control Segment (SGCS) presso il CIGC SICRAL a Vigna di Valle;
- Back-up del SGCS presso il Centro del Fucino di Telespazio.



Figura 19- Satellite Optsat 3000

L'architettura del Sistema Optsat 3000 è mostrata nella figura che segue.

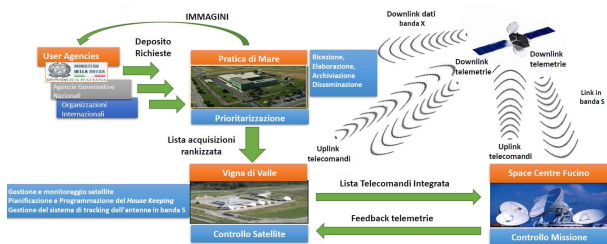


Figura 20- Architettura Terra-Bordo del Sistema Satellite Opsat 3000

Modalità di ripresa di Opsat 3000

- "Spot" per immagini HD
- "Strip" per acquisizione di una striscia
- "Wide area" per acquisizione di aree estese
- "Stereo" per immagini stereoscopiche del target (estrazione quota):

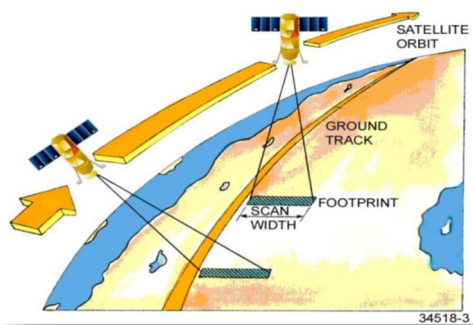


Figura 21- Modalità di Ripresa Opsat 3000

3. SISTEMI TLC SATCOM PER AMM DIFESA

L'Amministrazione Difesa per Sistemi di Telecomunicazione opera sui seguenti segmenti spaziali in orbita geostazionaria (GEO):

- SICRAL 1
- SICRAL 1B
- SICRAL 2 e ATHENA-FIDUS

L'acronimo SICRAL sta per Satellite Italiano per Comunicazioni Riservate e Allarmi. E' un programma avviato nel 1978 presso Il Centro Consultivo Studi e Ricerche AM ed approvato nel 1980. Il primo Satellite SICRAL 1, lanciato il 7 Febbraio 2001 con Ariane-4 per una vita operativa di 10 anni, supporta un Payload nelle bande UHF (300 MHz), SHF (7-8 GHz), EHF (20-40 GHz).



Figura 22- Satellite SICRAL 1

Le caratteristiche principali del Payload SICRAL 1 sono:

- **PAYLOAD UHF (250-320 MHz)**
 - 15 canali da 25 KHz in 3 sottobande da 175 KHz
 - 10 canali cross-strappati nelle bande EHF/SHF
 - 1 antenna RX ed 1 TX da 2,5 x 2,5 metri patched array
- **PAYLOAD SHF (7-8 GHz)**
 - 4 canali da 50 MHz
 - 1 antenna multifascio RX, 1 fissa dual feed TX, 1 spot mobile
- **PAYLOAD EHF (20- 40 GHz)**
 - 2 canali da 50 MHz
 - 1 antenna fissa RX-TX a copertura nazionale
 - 1 antenna TX ed 1 RX a copertura globale
 - Interconnessione SHF/EHF

Le coperture di SICRAL 1 sono mostrate nelle figure che seguono.



Figura 23- Copertura SICRAL 1 banda SHF



Figura 24- Copertura SICRAL 1 banda EHF

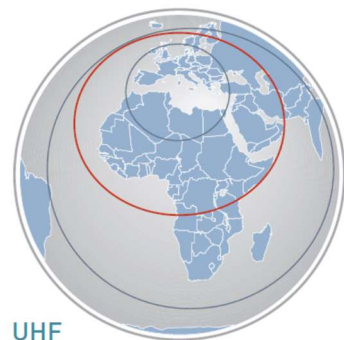


Figura 25- Copertura SICRAL1 banda UHF

Il SICRAL 1B il secondo satellite del programma SICRAL, lanciato il 20 Aprile 2009 da una piattaforma Sea Launch collocate nell'oceano Pacifico all'altezza dell'equatore, ha

avuto l'obiettivo di sostituire il primo dopo un periodo di affiancamento operativo. SICRAL 1B è collocato in una posizione orbitale non distante da quella di SICRAL 1 ed ha caratteristiche tecnico-operative molto simili con una vita operativa stimata di 13 anni.

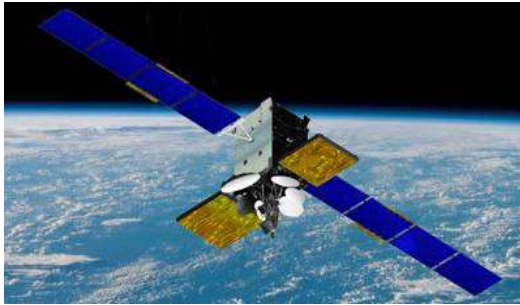


Figura 26- Satellite SICRAL 1B

Le caratteristiche principali del Payload SICRAL 1B sono:

- **PAYLOAD UHF (250-320 MHz)**
 - 15 canali da 25 KHz
 - 1 antenna RX ed 1 TX da 2,5 x 2,5 metri patched array
- **PAYLOAD SHF (7-8 GHz)**
 - 4 canali da 50 MHz
 - 1 Canale NATO
 - 1 antenna phased array RX, 1 fissa RX-TX, 2 spot mobili RX-TX
- **PAYLOAD EHF (20- 40 GHz)**
 - 2 canali da 50 MHz
 - 1 antenna fissa RX-TX a copertura nazionale

Oggi il SICRAL 1, dopo 19 anni dal lancio, è ancora operativo in orbita inclinata sulle bande UHF e SHF mentre SICRAL 1B è operativo su tutte le bande.

Il Sistema SICRAL è oggi il Sistema per Comunicazioni via Satellite per la Difesa Italiana, che assicura Comunicazioni Strategiche e Tattiche sul territorio Nazionale e nei "Teatri e Fuori Area", con mezzi mobili (piattaforme terrestri, navali ed aeree) e con postazioni fisse.

SICRAL è un sistema complesso, di cui fanno parte:

- una costellazione di Satelliti in orbita Geostazionaria, SICRAL1, SICRAL1B e SICRAL2 e ATHENA-FIDUS;
- il Centro Interforze per la Gestione e Controllo (CIGC), sito in Vigna di Valle, con una sua componente di ridondanza sita in Fucino;
- un elevato numero di terminali utente, operanti in ambiente fisso, trasportabile e mobile.

| SATELLITE | LANCIO | VETTORE | POSIZIONE | VITA UTILE (anni) | MASSA AL LANCIO (Kg) | POTENZA MAX BOL (W) |
|--------------|-----------|------------|-----------|-------------------|----------------------|---------------------|
| SICRAL 1 | 07-feb-01 | ARIANE 4S | 16.2° E | 10 | 2600 | 3300 |
| SICRAL 1B | 20-apr-09 | SEA LAUNCH | 11.8° E | 13 | 3000 | 4700 |
| ATHENA-FIDUS | 06-feb-14 | ARIANE 5 | 37.8° E | 15 | 4400 | 8200 |
| SICRAL 2 | 26-apr-15 | ARIANE 5 | 37° E | 15 | 4400 | 8200 |

Figura 27- Il Sistema SICRAL



Figura 28- Centro di Controllo SICRAL di Vigna di Valle

Il satellite dual use italo-francese Athena Fidus, lanciato il 6 Febbraio 2014, ed il satellite SICRAL 2, lanciato il 26 Aprile del 2015, hanno completato il sistema SICRAL. La vita operativa di entrambi i satelliti è di 15 anni.

Athena Fidus - 6 Febbraio 2014

SICRAL 2 - 26 Aprile 2015

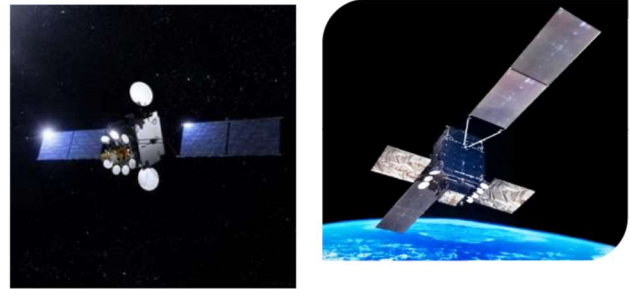


Figura 29- Athena Fidus e SICRAL 2

Le caratteristiche del Payload italiano di Atena Fidus sono le seguenti:

- **PAYLOAD KA MILITARE (30-31 GHz / 20.2-21.2 GHz)**
 - 6 canali per complessivi 425 MHz
 - 1 antenna RX-TX con copertura nazionale
 - 2 spot mobili
- **PAYLOAD KA CIVILE (29-30 GHz / 19.2-20.2 GHz)**
 - 6 canali per complessivi 600 MHz
 - 1 antenna RX-TX con copertura nazionale
- **PAYLOAD EHF (44.5-45.5 GHz / 20.2-21.2 GHz)**
 - 2 canali per complessivi 125 MHz
 - 1 antenna RX-TX con copertura nazionale

Le caratteristiche del Payload SICRAL 2 sono le seguenti:

- **PAYLOAD UHF (250-320 MHz)**
 - 15 canali da 25 KHz con processazione digitale a bordo
 - 1 antenna RX ed 1 TX da 2,5 x 2,5 metri patched array
- **PAYLOAD SHF (7-8 GHz)**
 - 5 canali da 40 MHz + 5 payload FR
 - 1 antenna phased array RX, 2 fisse RX-TX (europa e medio oriente) 2 spot mobili
 - Processazione digitale a bordo Digital Transparent Processor (DTP)

Le coperture e capacità globali SHF ed UHF del Sistema SICRAL sono mostrate nella figure che seguono.

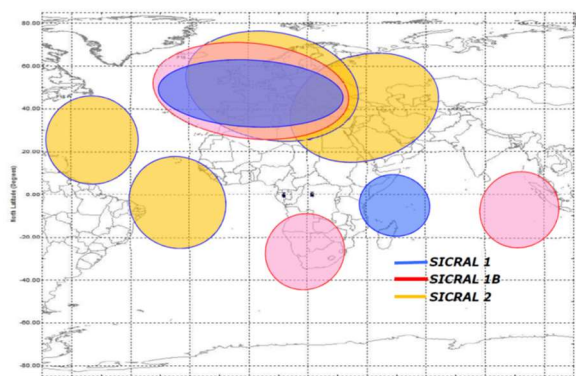


Figura 30- Capacità SHF SICRAL



Figura 31- Capacità UHF SICRAL

3.1 EVOLUZIONE SISTEMI SATCOM PER AMM DIFESA

L'evoluzione del Sistema SICRAL sarà un sistema satellitare innovativo con propulsione elettrica, denominato **SICRAL 3** per il Ministero Difesa o **Ital-GovSatCom** per ASI, per l'erogazione di servizi di telecomunicazioni con caratteristiche di sicurezza, resilienza ed affidabilità, tali da consentirne l'utilizzo per finalità governative e militari. Questo satellite di manifattura italiana, che sarà lanciato nel 2023 per sostituire SICRAL 1B, potrebbe avere 2 differenti soluzioni per coprire tutte le bande UHF, SHF e Ka:

- **VERSIONE MEDIUM BUS**
- **VERSIONE SMALL BUS**

La prima soluzione Medium Bus sarà costituita da un singolo satellite operativo in tutte le bande mentre la versione Small Bus prevede due satelliti, uno operativo nelle bande SHF e Ka ed un altro operativo nella singola banda UHF.

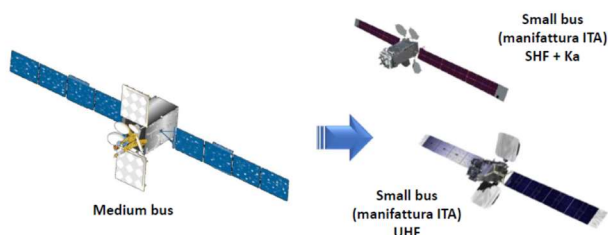


Figura 32- Possibile Evoluzione SICRAL 3 o Ital GovSatCom

Il programma **Ital-GovSatCom** è il contributo dell'Italia all'iniziativa europea denominata GovSatCom a cui il MISE partecipa ed è volto alla realizzazione dell'innovativo satellite italiano. L'accordo prevede la collaborazione fra l'Agenzia Spaziale Italiana (ASI) e il Ministero dello Sviluppo Economico (MISE) per incentivare lo sviluppo e la competitività dell'industria spaziale italiana e fornire servizi di elevata performance sia per i mercati governativi che per quelli commerciali.

L'Agenzia Spaziale Italiana (ASI) per lo sviluppo del sistema Ital-GovSatCom ha siglato un accordo con Telespazio e Thales Alenia Space (TAS). Thales Alenia Space sarà alla guida del consorzio di compagnie spaziali italiane responsabili della progettazione del satellite e dei suoi principali sottosistemi, incluso un *payload* innovativo. Telespazio avrà il compito di realizzare le infrastrutture per il controllo, di gestire le operazioni di lancio e le prime fasi del volo orbitale. Inoltre dovrà fornire tutti i servizi istituzionali pianificati nell'ambito del sistema GovSatCom.

E' previsto che il satellite venga collocato in orbita dal lanciatore VEGA C, in fase di realizzazione, con il principale contributo tecnologico fornito da AVIO.

4. NAVIGAZIONE SATELLITARE AD

Il **Global Positioning System GPS** nasce dalla necessità di un sistema flessibile ed utilizzabile anche su aree prive di assistenze alla navigazione che potesse offrire, anche, ampie applicazioni in ambito militare. Queste esigenze spinsero, le due superpotenze USA e URSS a lanciare programmi di navigazione satellitare che sarebbero poi approdati negli anni novanta nei sistemi Navstar GPS e GLONASS.

Il primo sistema di localizzazione, chiamato Transit (statunitense), diventò operativo nel 1964, poi seguiti altri sistemi, tra cui l'Argos (nato da una collaborazione Usa-Francia), operativo dal 1978 ed il più noto sistema di navigazione **GPS NavStar** (NAVigation Satellite Time And Ranging). Concepito dalla Difesa americana come mezzo efficace per determinare con grande precisione le coordinate geografiche di un punto nel quale è posto il ricevitore del segnale, il sistema funziona su tutto il pianeta ed è caratterizzato da un'accurata definizione della posizione geografica. Il completamento della costellazione **Navstar GPS** nei primi anni 90 portò ad un'esplosione delle applicazioni commerciali.

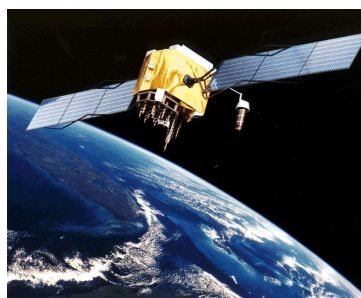


Figura 33- Satellite NavStar GPS

Il sistema GPS si compone di tre parti: il Segmento Spaziale, il Segmento di Controllo e il Segmento Utente.

Il **Segmento Spaziale** è costituito dalla costellazione di 24 satelliti MEO, più 8 di riserva, posti in un'orbita circolare a circa 20.200 km di quota i quali compiono una rivoluzione orbitale in 12 ore. La costellazione di satelliti GPS ruota su 6 piani orbitali, con 4 satelliti su ogni orbita, sfasati di 60 gradi tra loro e inclinati di circa 55 gradi rispetto al piano equatoriale della Terra. Questa peculiare distribuzione delle orbite e dei satelliti in ciascuna orbita è stata scelta con il preciso obiettivo di far sì che in ogni punto del pianeta sia sempre possibile ricevere i segnali di un numero di satelliti compreso tra 5 e 8.



Figura 34- Costellazione Satelliti NavStar GPS

Il **Segmento di Controllo** è composto da:

- una stazione di controllo principale (master control station);
- una stazione di controllo principale alternativa (alternate master control station);
- sei stazioni di controllo dedicate.

La stazione di controllo principale può accedere anche alle stazioni di controllo della NGA (National Geospatial-Intelligence Agency). Il sistema GPS americano, nel corso degli anni, si è rivelato efficiente ma presenta alcune limitazioni relative alla precisione e all'affidabilità.

Per ovviare ai limiti tecnici ed ai vincoli politico-militari esistenti, l'Unione Europea, in stretta collaborazione con l'Agenzia Spaziale Europea ESA, ha preso nel 2003 di sviluppare un proprio sistema **GNSS Global Navigation Satellite System**, denominato **Galileo**, caratterizzato da maggiori livelli di precisione, affidabilità e sicurezza e fornisce dati di posizione, navigazione e tempo.



Figura 35- Satellite GNSS Galileo

Il sistema completo comprenderà 26 satelliti MEO. Ad oggi, Febbraio 2020, il sistema ha 22 satelliti in orbita. Il sistema GNSS Galileo si articola in tre segmenti:

- **Segmento Spaziale** con 26 satelliti MEO (24 operativi più 2 di scorta) orbitanti su 3 piani inclinati rispetto al piano equatoriale terrestre di circa 56° e ad una quota di circa 23.222 km;

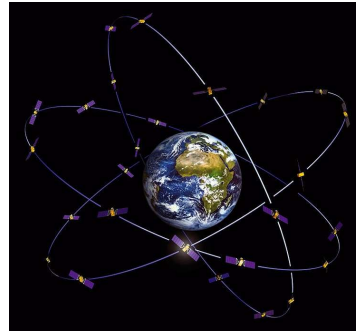


Figura 36- Costellazione Satelliti GNSS Galileo

- **Segmento Terrestre** comprendente i 2 GALILEO Control Centre (GCC), 30-40 GALILEO Sensor Stations (GSS), 5 Telemetry, Telecommand & Tracking Station (TT&C) e 9 Mission Up-link Station (MUS), tutte connesse attraverso la GALILEO Communications Network (GCN). Le funzioni del segmento terrestre sono a) il controllo e il monitoraggio dei satelliti, b) il controllo di missione (tutte le operazioni necessarie per determinare l'orbita dei satelliti), c) il monitoraggio dei dati di posizionamento, navigazione e tempo PNT (Positioning Navigation Timing);

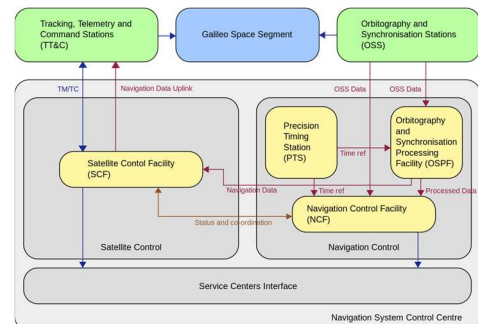


Figura 37- Rete di Controllo Sistema GNSS Galileo

- **Segmento Utente**, rappresentato dalla vasta gamma di ricevitori dei segnali diffusi dai satelliti.

Il Sistema GNSS Galileo fornisce dati e servizi di posizionamento, navigazione e tempo (PNT) ed in particolare:

- **Open Service (OS)**: servizio gratuito destinato ad applicazioni di massa. Sarà ricevibile da qualsiasi utente senza bisogno di alcuna autorizzazione;
- **Safety of Life Service (SoL)**: offre le stesse prestazioni dell'OS con in più il controllo di integrità dei dati ricevuti. È destinato ad applicazioni quali la navigazione marittima, aerea ed i trasporti ferroviari;
- **Commercial Service (CS)**: servizio destinato ad impieghi commerciali dove sono richieste prestazioni migliori dell'OS da cui si differenzia per la presenza di una coppia aggiuntiva di segnali protetta da chiavi di cifratura di tipo commerciale;

- **Public Regulated Service (PRS):** servizio riservato ad utenti governativi autorizzati per applicazioni che richiedono una alta disponibilità e continuità di servizio quali forze dell'ordine, protezione civile, controllo delle frontiere e impieghi militari.

| | OS | CS | SOL | PRS |
|---|--|--|--|--|
| Copertura | Globale | Globale | Globale | Globale |
| Accuratezza di posizionamento [orizzontale (H) e verticale (V)] | (5m(H) – 5m(V) (Single Frequency)) (4m(H) – 4m(V) (Dual Frequency)) | (5m(H) – 5m(V) (Single Frequency)) (4m(H) – 4m(V) (Dual Frequency)) | (5m(H) – 5m(V) (Single Frequency)) (4m(H) – 4m(V) (Dual Frequency)) | (5m(H) – 5m(V) (Single Frequency)) (4m(H) – 4m(V) (Dual Frequency)) |
| Accuratezza di timing | 30 ns | 30 ns | 30 ns | 30 ns |
| Disponibilità | 99,5 % | 99,5 % | 99,5 % | 99,5 % |
| Integrità | No | No | Si | Si |
| Tipologia di accesso | Libero | Controllato (Changing Code, New Data Message) | Controllato (New Data Message) | Controllato (Changing Code, New Data Message) |

Figura 38- Caratteristiche Servizi GNSS Galileo

Quest'ultimo servizio **PRS** costituisce elemento di estremo interesse per l'Amministrazione Difesa. In particolare, i PRS (Public Regulated Service) sono servizi protetti con accesso controllato che assicurano la continuità del segnale per applicazioni di interesse governativo. Essi non sono basati su esigenze militari, difatti riguardano le applicazioni pubbliche legate alla sicurezza (Polizia, Guardia Costiera, Protezione civile) e si utilizzano altresì per i trasporti pericolosi o soggetti a normativa specifica e per attività europee di interesse strategico.

Lo **Sviluppo di Ricevitori a "doppia costellazione"** (Galileo PRS e Navstar GPS) rappresenta una delle priorità individuate dall'Autorità Nazionale Responsabile per il PRS. L'interoperabilità tra il servizio Galileo PRS ed il servizio NavStar GPS, quindi la "dualità" del ricevitore, consentirà un miglioramento della continuità e della disponibilità dei servizi di navigazione.

Questa soluzione "duale" prevede un accoppiamento stretto ("tight") degli algoritmi per la stima della Posizione, Velocità e Tempo (PVT) lungo tutta la catena elaborativa. La tipologia di segnali che possono essere accoppiati può essere di differente natura: segnali Galileo OS e GPS "open", per usi non governativi, e segnali Galileo PRS e GPS "militare" (PPS, PPS SAASM e "M-Code") per usi governativi. Tale approccio garantisce all'Utenza Nazionale di:

- mantenere l'accesso ai servizi GPS già in uso;
- sperimentare l'utilizzo combinato dei servizi GNSS Galileo e NavStar GPS;
- usufruire di un ricevitore Galileo PRS e GPS "M-Code" ad elevatissime performance, innovativo, ad accesso autorizzato ed in grado di offrire nuove funzionalità e modi operativi.

Per garantire l'accesso simultaneo e combinato al servizio Galileo PRS e GPS "M-Code" è necessario che il PR2C sia in grado di ospitare due diversi moduli crittografici, ossia il Security Module PRS ed il Security Module GPS.

L'integrazione dei due moduli crittografici richiede la conclusione di adeguati accordi con gli USA.

Allo stato attuale, l'Unione Europea sta negoziando un accordo preliminare con gli USA per l'accesso al PRS che si prevede possa concludersi entro un anno. A seguire, si potranno avviare le discussioni bilaterali con gli USA finalizzate alla produzione di ricevitori nazionali "doppia costellazione", permettendo all'industria italiana di consolidare e formalizzare i rapporti con i partners industriali americani che saranno coinvolti in questa iniziativa. Tra le questioni preliminari da approfondire vi è la conoscenza dettagliata della documentazione relativa alle interfacce dei Security Module GPS al fine di ricercare soluzioni tecnologiche che consentano l'accoppiamento tra i due sistemi. Lo sviluppo del PR2C, unita alla Miniaturizzazione del modulo sicuro PRS (progetto space economy, descritto nel seguito), permetteranno all'utenza nazionale di disporre di un ricevitore PRS completo, compatto, ad elevate performance e pienamente conforme al contesto operativo in cui operano gli utenti in corrispondenza della FOC del sistema.

5. NORMATIVE INTERNAZIONALI

Nel corso della storia il diritto si è dovuto costantemente aggiornare per tenere il passo con le innovazioni tecnologiche e l'esplorazione spaziale, in tal senso, non costituisce eccezione. Se prima lo spazio era appannaggio solo delle Nazioni, ora, grazie alle nuove scoperte tecnologiche ed alla formazione di aziende private capaci di lanciare in autonomia satelliti artificiali nell'orbita terrestre, si fa sempre più pressante la necessità di regolare le attività esterne all'atmosfera terrestre. Le implicazioni economiche legate allo sfruttamento dello spazio sono notevoli, basti pensare a tutte le tecnologie basate sui satelliti artificiali come telecomunicazioni, previsioni meteorologiche e sistemi di tracciamento della posizione.

Analizzando l'attuale disciplina del diritto internazionale in tema di spazio troviamo cinque trattati fondamentali ratificati in un periodo che va dal 1967 al 1975. Non è un caso che questi trattati siano stati tutti sottoscritti nel periodo di massima espansione, ovvero della cosiddetta "corsa allo spazio" tra Stati Uniti ed Unione Sovietica, proprio perché i trattati sono una chiara fotografia dei timori che le due superpotenze avevano sul controllo indiscriminato dello spazio per mano dell'altra. Il primo di questi trattati, cronologicamente, è il quello del 1967 sui "Principi che governano l'attività degli stati nell'esplorazione ed uso dello spazio extra-atmosferico, inclusa la Luna e gli altri Corpi celesti" noto semplicemente come "Trattato sullo spazio extra-atmosferico".

Il trattato si compone di 17 articoli che hanno creato le fondamenta del diritto internazionale dello spazio. In particolare l'art. 1 che garantisce che l'uso dello spazio

extra-atmosferico sia portato avanti nell'interesse di tutti i Paesi (*"The exploration and use of outer space, including the moon and other celestial bodies, shall be carried out for the benefit and in the interests of all countries, irrespective of their degree of economic or scientific development, and shall be the province of all mankind*"), l'art. 2 vieta alle nazioni di rivendicare risorse e di occupare in qualsiasi forma i corpi celesti (*"Outer space, including the moon and other celestial bodies, is not subject to national appropriation by claim of sovereignty, by means of use or occupation, or by any other means"*) e, infine, l'art. 4 prevede esclusivamente un uso pacifico dello stesso vietando l'utilizzo di qualsiasi arma di distruzione di massa e la costruzioni di basi militari (*"States Parties to the Treaty undertake not to place in orbit around the earth any objects carrying nuclear weapons or any other kinds of weapons of mass destruction, install such weapons on celestial bodies, or station such weapons in outer space in any other manner"*).

Inoltre il trattato estende le regole sulla responsabilità di diritto internazionale a tutte le attività poste in essere nello spazio prevedendo che anche per le operazioni poste in essere da entità non governative, che necessitano di una autorizzazione e della supervisione dello Stato, il responsabile per il diritto internazionale rimane sempre lo Stato presso cui il lancio è stato effettuato.

Nonostante il trattato preveda l'impossibilità degli Stati di rivendicare risorse al di fuori dell'atmosfera terrestre è previsto che la giurisdizione ed il controllo degli oggetti presenti nello spazio sia esclusivo dello Stato che ha effettuato il lancio dello stesso; a ciò si collegano anche le eventuali richieste di risarcimento per i danni causati dalle attività umane nello spazio.

I principi previsti da questo primo trattato sono stati poi espansi nei quattro trattati successivi:

- "L'Accordo sul Salvataggio" (1968) prevede una procedura in caso di pericolo per la vita degli astronauti attraverso una notifica presso il Segretario Generale delle Nazioni Unite a seguito della quale tutti i Paesi firmatari hanno l'obbligo di dare la migliore assistenza possibile, prevedendo anche una compensazione economica per costi legati al salvataggio e al recupero dell'oggetto spaziale.
- La "Convenzione sulla Responsabilità Internazionale per i danni causati dagli oggetti spaziali" (1972) espande ulteriormente i principi previsti dal "Trattato sullo spazio extra-atmosferico" con una disciplina ad hoc per i lanci congiunti e, quindi, dando la possibilità alle parti danneggiate di richiedere l'intero risarcimento agli Stati che hanno collaborato all'operazione. La Convenzione, inoltre, regola le procedure per le richieste di risarcimento, le quali possono essere effettuate solo da uno Stato nei confronti di un altro Stato, rendendo quindi impossibile per i singoli individui ed organizzazioni non-governative di richiedere direttamente un

risarcimento nei confronti della Nazioni nel cui territorio è stato lanciato l'oggetto. È stata utilizzata per la prima ed unica volta nel 1978 quando il satellite Sovietico Kosmos 954 precipitò sul suolo Canadese disperdendo 50kg di Uranio-235 in un territorio vasto 124.000km.

- La "Convenzione sulla registrazione degli oggetti lanciati nello spazio extra-atmosferico" (1972) indica la procedura burocratica da seguire per registrare gli oggetti lanciati nello spazio con lo scopo di semplificare le richieste di risarcimento e le rivendicazioni sugli oggetti in orbita intorno alla Terra.
- "Il trattato sulla Luna" (1979) in un primo momento pensato per essere un aggiornamento del trattato "Sullo spazio extra-atmosferico" fu un fallimento a causa della mancata ratifica da parte delle maggiori nazioni capaci di effettuare lanci spaziali.

Nel corso degli anni sempre più Paesi hanno aderito a questi trattati, ma è chiaro che il trascorrere del tempo e la crescita esponenziale nell'interesse al dominio dello spazio renderà sempre più indispensabile una revisione degli stessi. Oggi numerosi enti governativi e non hanno annunciato l'avvio di programmi spaziali con lo scopo di colonizzare e sfruttare le risorse presenti nel Sistema Solare; questi progetti renderanno fondamentale intraprendere delle nuove decisioni per rendere attuali ed al passo con i tempi le normative che disciplinano il diritto internazionale dello spazio.