

**Dimostrazione di fattibilità di uno strumento per
misure angolari ad altissima precisione dallo spazio**

(proposta presentata all'Agenzia Spaziale Italiana)

**Ligori S., Corcione L., Crosta M.T., Gai M., Gardiol D., Lattanzi M.G., Loreggia
D., Vecchiato A.**

Rapporto nr. 88

17/12/2007



Dimostrazione di fattibilità di uno strumento per misure angolari ad altissima precisione dallo spazio

(in risposta al bando ASI 2007 per progetti di sviluppo tecnologico)

1. Scopo della proposta

Con la presente intendiamo proporre una serie di azioni di sviluppo tecnologico necessarie per valutare la fattibilità e le prestazioni di un concetto per una piccola missione per la misura accurata delle deflessione della luce stellare causata dalla curvatura dello spazio-tempo dovuta alla presenza del Sole. Questo esperimento rappresenta una ripetizione, un secolo dopo e con l'utilizzo delle tecnologie più raffinate e moderne, dell'esperimento di Dyson e Eddington grazie al quale, nel 1919, si ebbe la prima conferma sperimentale della teoria della relatività generale di Einstein. L'accuratezza raggiungibile con l'esperimento proposto renderà possibile anche una misura di eventuali deviazioni dalle predizioni della Relatività generale, che vengono parametrizzate, nel contesto del cosiddetto formalismo Post newtoniano, nel parametro Gamma. Per questo l'acronimo della missione è GAME: Gamma Astrometric Measurement Experiment. Nel corso dello studio, verranno identificate altre possibili applicazioni delle tecniche in corso di sviluppo sia nel campo della strumentazione scientifica che per applicazioni industriali avanzate.

2. Documentazione applicabile e di riferimento

[DA 01] Capitolato generale ASI, disponibile su: http://www.asi.it/html/norme/cap_gen.pdf

[DA 02] Istruzione operativa "Requisiti per la preparazione della Work Breakdown Structure (WBS)" – documento OP-IPC-2005-002

[DA 03] "Work Package Description" – modulo MO-PCF-2007-011

[DA 04] "ECSS glossary" – doc. ECSS-P-001, disponibile sul sito: <http://www.ecss.nl>

[DA 05] Standard ECSS

[DR 01] Istruzione operativa "Capitolato gestionale RdO" – documento OP-IPC-2005-010

3. Definizioni ed Acronimi

ASI: Agenzia Spaziale Italiana

GAME: Gamma Astrometric Measurement Experiment

4. Struttura proponente

Il Prime della proposta è l'INAF - Osservatorio Astronomico di Torino.

A partire dall'ultimo decennio del secolo scorso (1990), l'Osservatorio Astronomico di Torino (OATo) è impegnato nello sviluppo e uso di strumentazione astronomica operanti nelle bande ottiche e dell'infrarosso, per telescopi convenzionali e interferometrici.

L'OATo ha anche collaborato a importanti missioni spaziali occupandosi dello sviluppo del software di

riduzione e processamento dati nella missione Hipparcos, della calibrazione del sistema guida fine del Hubble Space Telescope e della produzione del Guide Star Catalog II (GSC-II) per ESO and STScI.

Fin dal 2000, l'Osservatorio collabora con European Southern Observatory (ESO) per lo sviluppo e l'integrazione delle unità fringe tracking per Very Large Telescope Interferometer (VLT): l'OATo ha interamente realizzato FINITO, il primo strumento per stabilizzare le frange ottenute dalla combinazione di due e tre telescopi attualmente in operazione al VLT, ed ha partecipato alla progettazione e realizzazione dei due Fringe Sensor Unit (FSU) di PRIMA (strumento per imaging interferometrico a riferimento di fase e l'astrometria a 10 micro-arcsec), con responsabilità primarie dei work package di calibrazione e sviluppo del software di controllo degli strumenti nell'ambito del commessa industriale tra ESO e Alenia Spazio.

In relazione al progetto GAIA, il gruppo di interferometria e astrometria ha contribuito allo studio del concetto e della fattibilità della missione nel contesto dei contratti guidati ASI (ARS 96-77 and ARS 98-92); attualmente, l'OATo è a capo della sezione italiana del Data Processing Center per lo sviluppo della pipeline di riduzione dei dati di GAIA

Il team industriale è composto da:

- Thales Alenia Space Italia S.p.A.
- ALTEC S.p.A.
- Istituto Nazionale per la ricerca metrologica

4.1 Presentazione ed Esperienza Specifica di THALES ALENIA SPACE ITALIA

4.1.1 Presentazione della Società

Thales Alenia Space è una joint venture tra Thales (67%) e Finmeccanica (33%), e forma con Telespazio la "Space Alliance". Sparsa su 11 siti industriali in 4 paesi Europei (Francia, Italia, Spagna e Belgio), Thales Alenia Space ha oltre 7,200 dipendenti in tutto il mondo.

Prima al mondo per ordini di satelliti ricevuti nel 2006, Thales Alenia Space riveste una posizione centrale nel campo delle maggiori tecnologie satellitari ad alta prestazione sia nel settore civile sia nella difesa.

Thales Alenia Space Italia S.p.A. (TAS-I) è coinvolta per circa il 70% della attività spaziali italiane in termini di sistema, tecnologia, produzione e impiega approssimativamente 2100 persone nei suoi stabilimenti italiani. Nel 2006 TAS-I ha totalizzato un ricavo di produzione di 463 M€, mentre i costi complessivi dell' R&D sono stati di circa 56 M€ (di cui più di 7 a spese della società).

TAS-I ha la responsabilità di sistema, o fornisce sottosistemi e apparati di bordo e di terra, per interi range di applicazioni spaziali. Le sue attività coprono il progetto, lo sviluppo e la costruzione di sistemi e completi spaziali per le infrastrutture orbitali, per satelliti di telecomunicazione e stazioni di terra, per remote sensing, per satelliti meteorologici e scientifici, per i sistemi di trasporto spaziale e re-entry. Di seguito sono riportati alcuni dei programmi su cui TAS-I ha lavorato o è attualmente coinvolta.

- Nel campo della Meteorologia e dell'Osservazione della Terra (TLR) attraverso i programmi

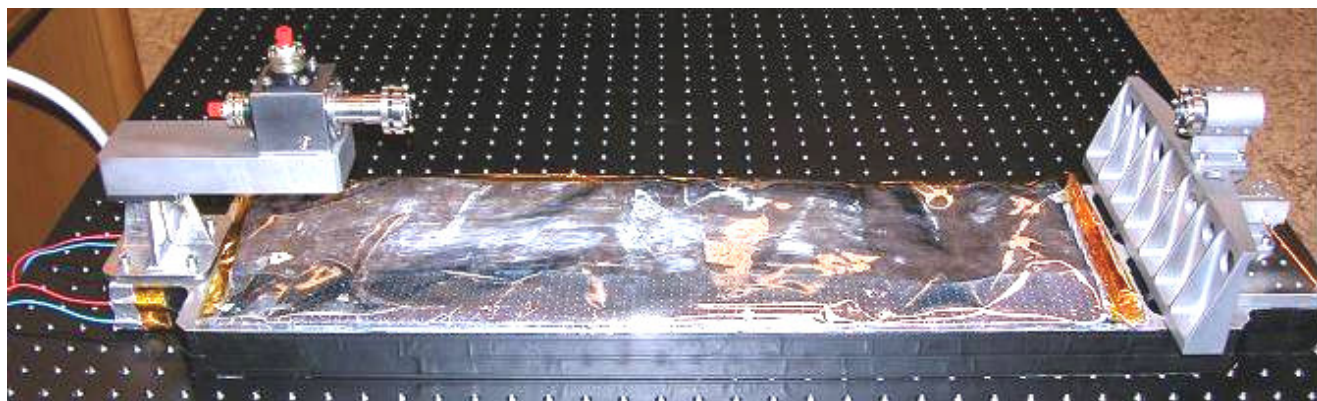
- per la meteorologia
 - METEOSAT e MSG
- per l'osservazione
 - TAS-I è Prime Contractor del programma nazionale Duale SkyMed COSMO
 - In ambito europeo – ERS-1 & ERS-2, HELIOS, POEM e SENTINEL-1 (per GMES)
 - in ambito internazionale X-SAR
- Nel campo della Scienza attraverso i programmi
 - In ambito nazionale e internazionale – LAGEOS 2, TETHERED SATELLITE SYSTEM, SAX, CASSINI.
 - In ambito europeo – HIPPARCOS, SOHO/UVCS, INTEGRAL/XMM, ARISTOTELES/GEM, INTERMASNET, HUYGENS, ROSETTA, MARS EXPRESS, GOCE, HERSCHEL & PLANCK e EXOMARS

4.1.2 Esperienza Specifica

Metrologia Laser e Controllo Ottico Attivo

In questo progetto, guidato da TAS, il sistema metrologico e il meccanismo di traslazione dello specchio per il monitoraggio e il controllo dell' *angolo di base* dello strumento astrometrico di GAIA è stato progettato, prototipato e collaudato. Il Sistema Metrologico si basa su una rete di interferometri di tipo Fabry-Perot capaci di risolvere spostamenti dell'ordine di 1 pm su distanze dell'ordine di 1 metro. L'interferometro Fabry-Perot è una cavità ottica realizzata da due specchi sferici posti reciprocamente di fronte, dove è iniettato il fascio laser. Il segnale di errore dell'interferometro è generato mediante la tecnica di Pound-Drever. Lo spostamento tra gli specchi sferici è determinato dalla quantità di variazione di frequenza che deve essere applicata al fascio laser (per mezzo di un modulatore acusto-ottico) per mantenerlo in risonanza con la cavità ottica, mentre gli specchi si spostano uno relativamente all'altro. La testa ottica dell'interferometro Fabry-Perot è stata realizzata a livello EQM e soggetta a test ambientali (vibrazioni, cicli termici) preceduta e seguita da test di prestazione che hanno dimostrato l'idoneità del progetto per sostenere l'ambiente spaziale. In una lunga prova di prestazione durata circa 14 ore, il segnale di errore dell'interferometro calcolato sulla media di una finestra mobile di 1 sec era controllato a meno di 1 pm.

Figura 4.1-1 Breadboard dell'interferometro Fabry-Perot e del meccanismo di traslazione dello specchio progettato per il monitoraggio e il controllo dell' angolo base di GAIA.



Sensore Satellitare Ottico ad Alta Risoluzione

TAS-I è stato il primo contrattore (cliente Western European Armaments dell' Organizzazione Cell Research) del progetto Sensore Satellitare Ottico ad Alta Risoluzione, per la progettazione di un telescopio ottico di ad apertura-sintetica e ad alta risoluzione per l'osservazione della Terra da GEO e la realizzazione di un laboratorio sperimentale per la validazione della metrologia laser (basato su eterodina interferometro Michelson) e il sistema di controllo (sulla base di una linea di ritardo ottica motorizzata) del l'interferometro ottico di co-fasatura. Nell'ambito di questo progetto TAS -I ha realizzato, in particolare, (con la consulenza e il supporto dell'Istituto di Metrologia "G. Colonnetti" di Torino, ora INRIM) la progettazione, le specifiche, le forniture, l'integrazione, l'allineamento e il funzionamento del laboratorio sperimentale per il sistema di validazione di co-fasatura

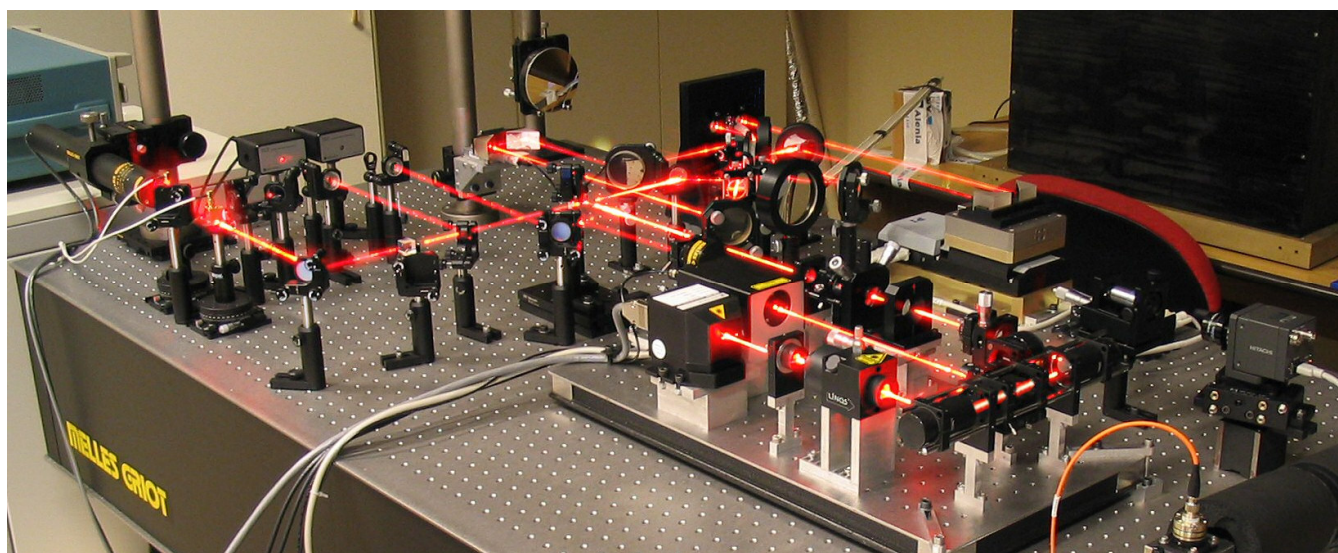


Figura 4.1-2 prototipo dell'interferometro ottico con il suo sistema di co-fasatura (metrologia, costituita da un interferometro Michelson a eterodina e di una linea ottica di ritardo). FSU (Unità per la Rilevazione delle Frange)

4.2 Altec S.p.A

ALTEC S.p.A. (Advanced Logistics and Technological Engineering Centre) – fondata dall’Agenzia Spaziale Italiana, da Alenia Spazio e ICARUS – è un Centro Specialistico Pubblico-Privata per la fornitura, in ambito nazionale ed internazionale, di servizi ingegneristici e logistici a supporto delle Operazioni e dell’Utilizzazione della Stazione Spaziale Internazionale e di altre Infrastrutture e Missioni per l’Esplorazione Spaziale.

La struttura della Società e l’insieme delle sue esperienze si sono sviluppate a partire dalla fornitura all’Agenzia Spaziale Italiana (ASI) del supporto Ingegneristico e Logistico relativo ad MPLM (Multi Purpose Logistic Module), definite sulla base dell’accordo bilaterale ASI-NASA.

In particolare, tale accordo ha richiesto lo sviluppo di un "Mission Support Center" per il supporto in tempo reale ai voli (sette finora, tre ancora previsti prima della dismissione dello

Shuttle) e ai test e simulazioni a terra, in collegamento con i centri NASA JSC, KSC ed MFSC. Le principali caratteristiche del “Support centre” sono illustrate nella figura 1.

ALTEC sta riversando questa significativa nel contesto europeo dell’ESA ed in particolare:

- Nel contesto del Programma “ISS Exploitation” lo status di “Engineering Support Centre” e a questo scopo è stata sviluppata una facility dedicata che consentirà ai tecnici TAS-I e ALTEC di svolgere le attività di Sustaining Engineering e Product Support di cui sono responsabili.
- Nell’ambito del Programma “AURORA-EXOMARS” la responsabilità per la progettazione, sviluppo, ed operazione del “Rover Operations Control Centre” (Exomars-ROCC) e per cui è previsto l’inizio delle Fasi B2/C/D/E1 all’inizio del 2008.

Di conseguenza, attualmente ALTEC è strutturata come un Centro che permette la gestione e l’esecuzione del monitoraggio on-line e/o off-line (ed eventualmente del controllo) di operazioni che si svolgano a bordo della ISS interfacciando, a seconda dell’applicabilità del contesto, i Centri NASA o ESA. La Figura 1. illustra sinteticamente i collegamenti di ALTEC con i nodi di comunicazione ASI ed ESA; mentre la Figura 2 sottostante illustra con maggior dettaglio il ruolo del “Engineering Support Centre per quanto concerne il supporto ingegneristico ai payload europei.



Figura 4.2.1

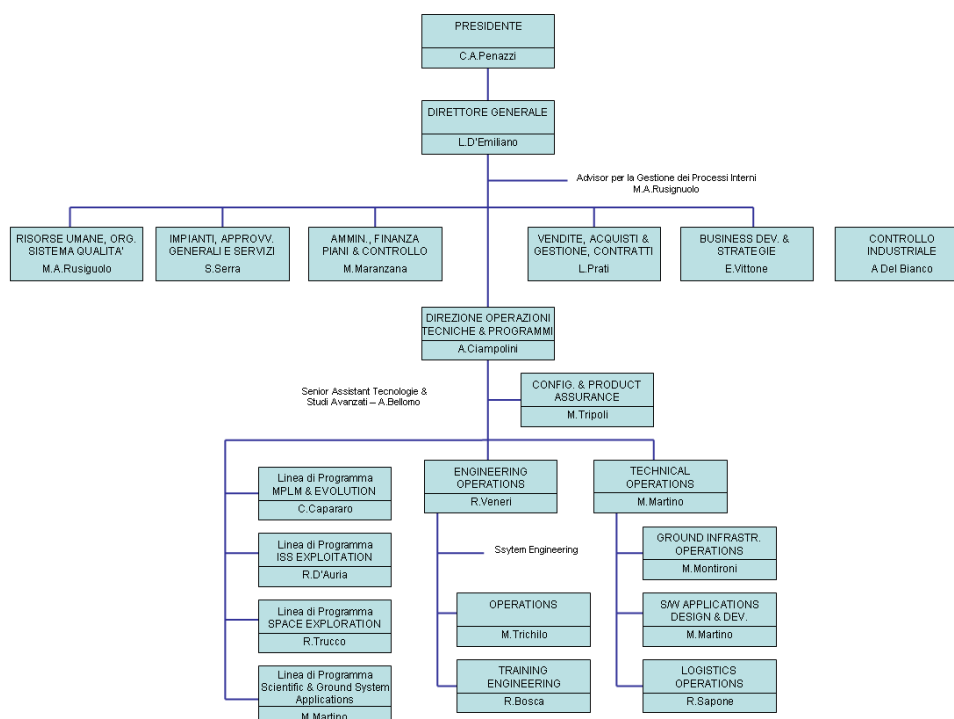
specifica expertise nella capacità di integrare le proprie attività nei contesti operativi e di processo della NASA e nel “reale” *modus operandi* della ISS. Il Team operativo di ALTEC è certificato e autorizzato da ASI/NASA per il Supporto Operativo in “Real Time” da MER/IMC at JSC, da ALTEC Mission Control Room in Torino.

Le ATTIVITÀ

Tra le Attività in corso strettamente collegate ai contenuti della presente proposta si segnala:

- La responsabilità di gestione industriale del Contratto ASI denominato OSMA; in particolare per le seguenti aree:
 - Spazializzazione dell’hardware e dei protocolli sperimentali
 - Supporto al coordinamento ed all’interfaccia con gli eventi ed elementi di volo
 - Supporto al team scientifico per l’identificazione e raffinamento di nuovi requisiti per missioni spaziali
 - Revisione e consolidamento dei requisiti ed analisi di fattibilità delle missioni identificate
 - Supporto alle missioni (dalla sala ALTEC – Mission Operations Control Centre) ed eventualmente alle basi di lancio / atterraggio.
- La gestione operativa della Missione ESPERIA ed il supporto alle operazioni preparatorie e di volo relativamente agli esperimenti ASI (inclusa la certificazione al volo dei campioni e/o apparati).

La STRUTTURA ORGANIZZATIVA di ALTEC



5. Descrizione della proposta

5.1 *Contesto dello sviluppo tecnologico*

Premessa storico-scientifica della missione

La deflessione della luce dovuta all'influenza gravitazionale di corpi massicci è uno degli effetti più noti predetti dalla teoria generale della relatività. Il primo esperimento dedicato alla verifica della RG era basato su questo effetto. Durante l'eclisse del 1919, Dyson, Eddington e collaboratori condussero questo esperimento, confrontando le posizioni relative di un piccolo numero di stelle angolarmente vicine al lembo solare con le posizioni delle stesse stelle misurate quando gli effetti del sole avrebbero dovuto essere trascurabili. Il risultato dell'esperimento confermò la previsione della RG entro un'accuratezza del 10%. La stessa tecnica venne usata di nuovo vari decenni dopo il 1919, ma l'accuratezza raggiunta non era molto migliore rispetto all'esperimento originale. Questo è dovuto ad una serie di limitazioni: in primo luogo il tempo disponibile per svolgere le misure è molto breve, ed è dato dalla durata dell'eclisse. Inoltre, a causa della luce prodotta dalla corona solare e della diffusione dovuta all'atmosfera terrestre, il rumore di fondo è molto elevato e rende possibile l'osservazione solo di poche stelle molto brillanti (in un range di magnitudini tra 4.5 e 8 per l'eclisse del 1919). Inoltre, la misurazione delle posizioni relative delle stelle non era molto accurata, ed infine l'osservazione è limitata alle sorgenti angolarmente vicine al sole durante l'eclisse, senza la possibilità di selezionare altri campi (se non osservando un'altra eclisse).

Per poter esprimere la RG e altre leggi della gravità alternative con un singolo formalismo, è stato proposto un formalismo generalizzato, chiamato formalismo Post Newtoniano Parametrizzato (PPN). Uno dei parametri di questo formalismo, Gamma, ha un valore esattamente pari ad uno solo se la RG è strettamente vera.

Dal punto di vista del parametro Gamma, un'accuratezza del 10% nella misura della deflessione della luce durante un'eclisse equivale a dire che la Gamma è pari a uno con un'accuratezza di 10^{-1} . Esperimenti successivi furono in grado di raggiungere un'accuratezza di 10^{-3} , mentre la migliore stima di Gamma è stata ottenuta dalla missione Cassini, sfruttando l'effetto Shapiro, ed ha un'accuratezza prossima a 10^{-5} .

Principio di missione

I metodi astrometrici rappresentano, per quanto detto prima, il modo di misura più diretto, e la missione GAIA dell'ESA, attualmente in fase di progettazione, potrebbe raggiungere un livello di accuratezza di 10^{-6} entro la fine del prossimo decennio. Una piccola missione a basso costo che riproduca l'esperimento di Dyson e Eddington, con le tecnologie di oggi potrebbe essere in grado di raggiungere accuratezze simili nell'arco di pochi anni da oggi.

Assumendo che osservazioni con un rapporto segnale rumore accettabile siano possibili, una missione basata su satellite non avrebbe limitazioni sul tempo di osservazione. In più, tutte le stelle brillanti la cui latitudine eclittica sia entro un certo intervallo sarebbe disponibile per effettuare l'esperimento. Per questo, abbiamo esplorato la possibilità di una versione spaziale dell'esperimento di Dyson e Eddington. In ogni caso, la missione sarebbe giustificabile solo se fosse in grado di raggiungere un livello di accuratezza di 10^{-6} o migliore.

La presente proposta mira dunque ad identificare e studiare alcuni aspetti critici per determinare la fattibilità e le specifiche necessarie per realizzare tale missione.

5.2 Descrizione tecnica

Il concetto dell'esperimento finale in volo prevede due caratteristiche principali: a) un doppio campo di vista, in modo da osservare simultaneamente due regioni ai due lati opposti della superficie solare e quanto più possibile prossime al lembo solare; b) un altissimo livello di precisione nella determinazione della distanza angolare delle stelle nel campo di vista. E' importante notare che, poiché l'effetto da misurare è sostanzialmente differenziale, non è necessaria una determinazione assoluta delle coordinate dei target, e le posizioni ottenibili da preesistenti cataloghi possono essere utilizzate. L'effetto da misurare, infatti, è il cambiamento nella distanza angolare di una coppia di stelle in un campo quando il Sole è angolarmente vicino, confrontato con quella misurata quando il Sole si trova dalla parte opposta della volta celeste.

Il disegno del telescopio è basato su un interferometro di Fizeau con una maschera occultatrice per bloccare la luce diretta del Sole. L'uso di un interferometro permette non solo di aumentare la risoluzione angolare, ma permette di ottenere una maggiore riduzione della luce parassita, particolarmente importante per aumentare il segnale/rumore delle immagini dei campi stellari. Ogni campo ha un apertura diluita, consistente in una coppia di regioni quadrate derivate dalla stessa superficie ottica. Questo produce tre frange di interferenza nell'immagine risultante, con un contributo ad alta frequenza significativo. Tutti gli specchi sono monolitici, in modo da minimizzare gli effetti differenziali all'interno dello strumento. La separazione dei campi è ottenuta grazie ad un beam combiner posto di fronte allo specchio principale, che permette di piegare l'asse ottico in due direzioni sul cielo, separate da un angolo di base di circa 4 gradi.

L'obiettivo tecnico dello studio proposto consiste nella verifica dei principi di implementazione definiti nel corso dell'attuale definizione preliminare dell'esperimento di volo, tramite progettazione preliminare dello strumento, analisi degli aspetti critici, e valutazione delle principali soluzioni termico-strutturali, orbitali, ottiche, operative e metrologiche. Lo sviluppo proposto comprende la verifica di laboratorio del concetto di strumento, dal punto di vista dei requisiti di disegno ottico, di ingombro/massa, e dei rivelatori, nonché della stabilità metrologica del sotto-sistema che realizza l'angolo di base, elemento cruciale della misura.

DEFINIZIONE DELL'ORBITA

La scelta dell'orbita è vincolata dal requisito del payload di massimizzare il tempo di osservazione del Sole e ridurre le perturbazioni che possono inficiare l'osservazione. In assenza di altri requisiti (copertura, ripetizione della traccia ecc.) il trade off è stato quindi basato sui seguenti punti:

- Massimizzare l'illuminazione per ottimizzare la generazione di potenza
- Evitare o ridurre le eclissi
- Ridurre la resistenza atmosferica per ridurre o evitare mantenimento orbitale
- Ottimizzare i tempi di contatto con le stazioni di terra

Visti gli obiettivi di cui sopra, è stata scelta un'orbita eliosincrona con i parametri orbitali riportati nella seguente tabella.

Tipo di orbita: eliosincrona			
Quota	1500km	LTDN	6h – (18h)
Inclinazione	101.962 deg	Eccentricità	Circolare

È stato scelto LTDN 6h (18.00h) in modo da avere il Sole quasi perpendicolare al piano dell'orbita e dunque massimizzare l'esposizione dei pannelli solari.

Si è optato per una quota di 1500 km poichè è risultata essere quella minima che permette di evitare le eclissi, come riportato nel grafico sottostante.

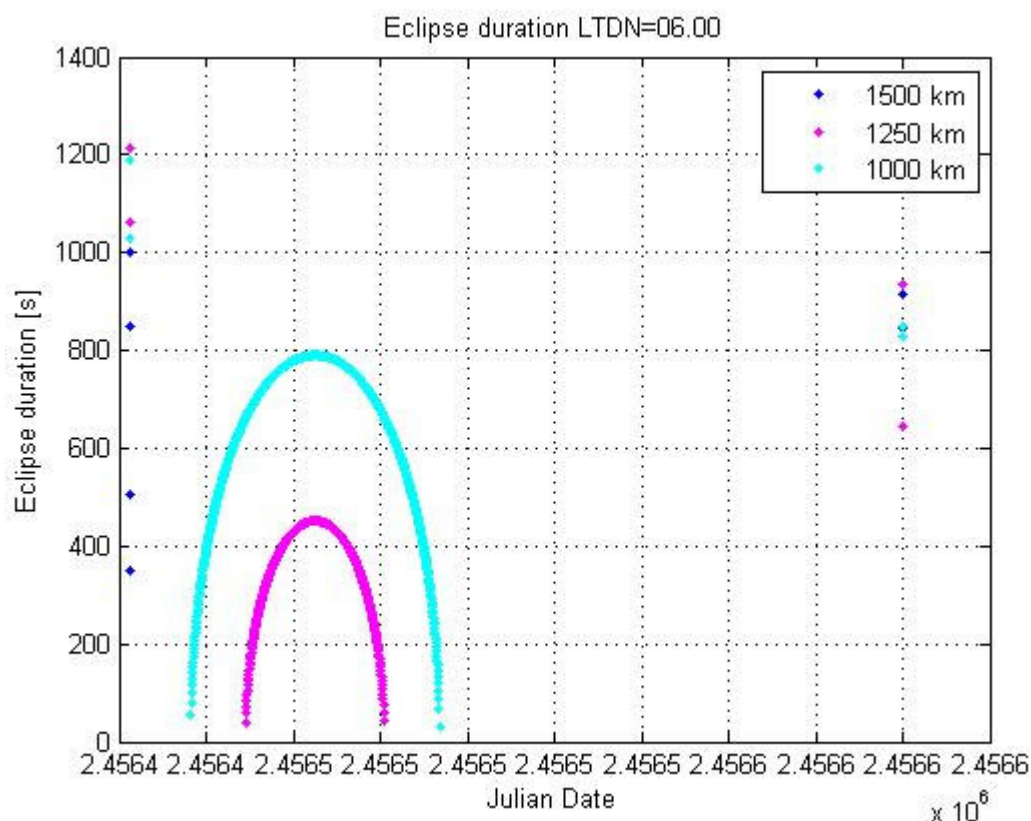


Figura 5.1.1 Durata dell'Eclisse

L'inclinazione è vincolata dalla condizione di eliosincronicità, richiesta per mantenere stabile l'orientazione del piano dell'orbita rispetto al Sole.

Si è valutata l'eventuale necessità di mantenimento orbitale. Il grafico sotto riportato evidenzia

come l'abbassamento di quota dovuto alla resistenza atmosferica sia trascurabile.

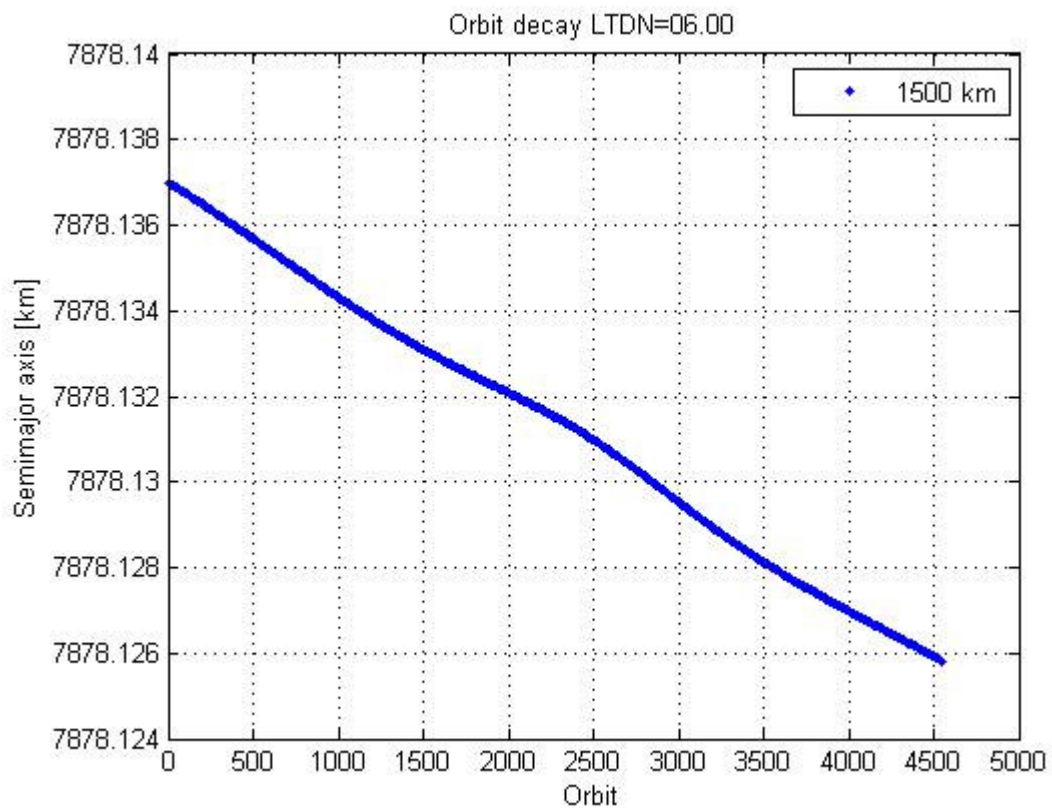


Figura 5.1.2 Abbassamento della quota per effetto del Drag

É stata anche analizzata la variazione del *Beta Angle* in funzione del tempo, per un periodo di simulazione della missione pari ad un anno; i risultati ottenuti sono riportati nella figura seguente.

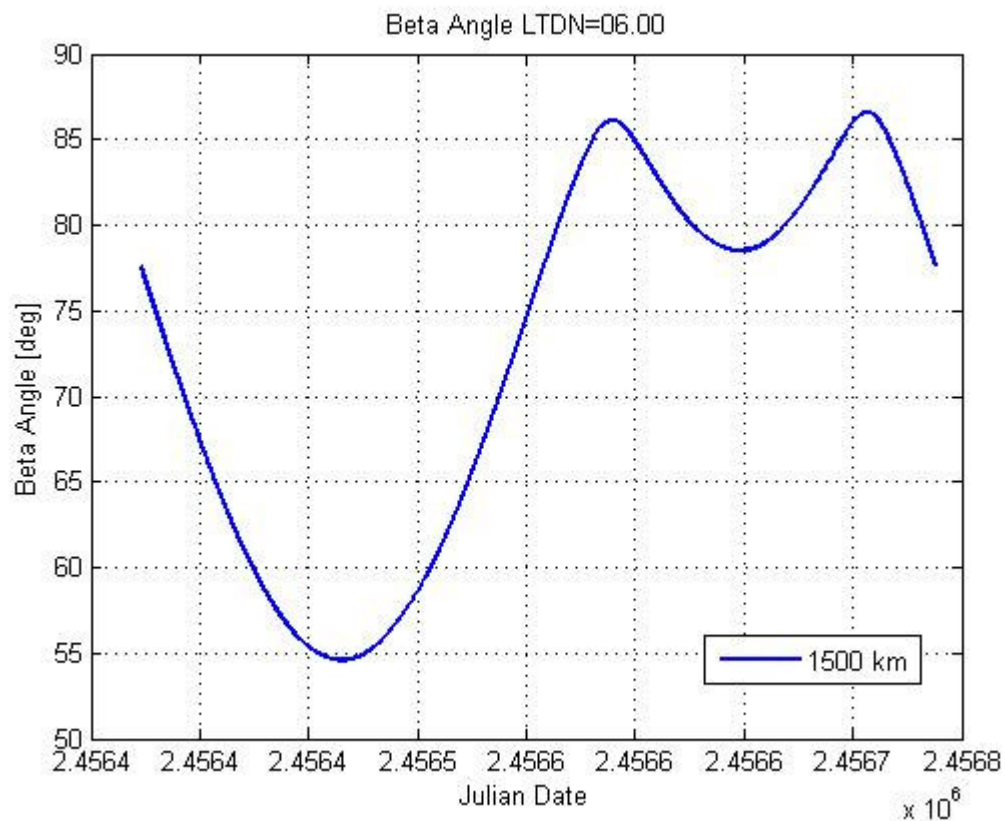


Figura 5.1.2 Evoluzione dell'angolo tra il piano dell'orbita e la direzione del Sole

Sono state inoltre esaminate le opportunità di contatto con le stazioni di Terra di Fucino e Kiruna, ed è stato effettuato un link budget preliminare per verificare la compatibilità dell'orbita scelta con i requisiti di telemetria del payload.

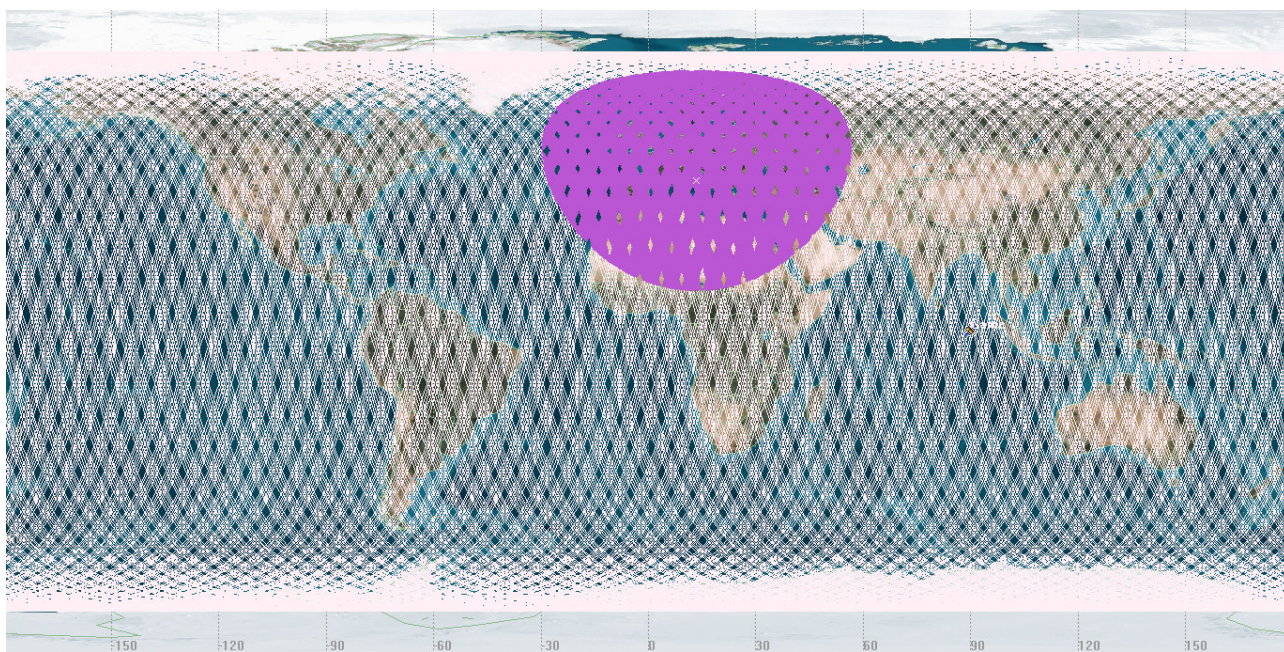


Figura 5.1.3 Link con la stazione di Fucino

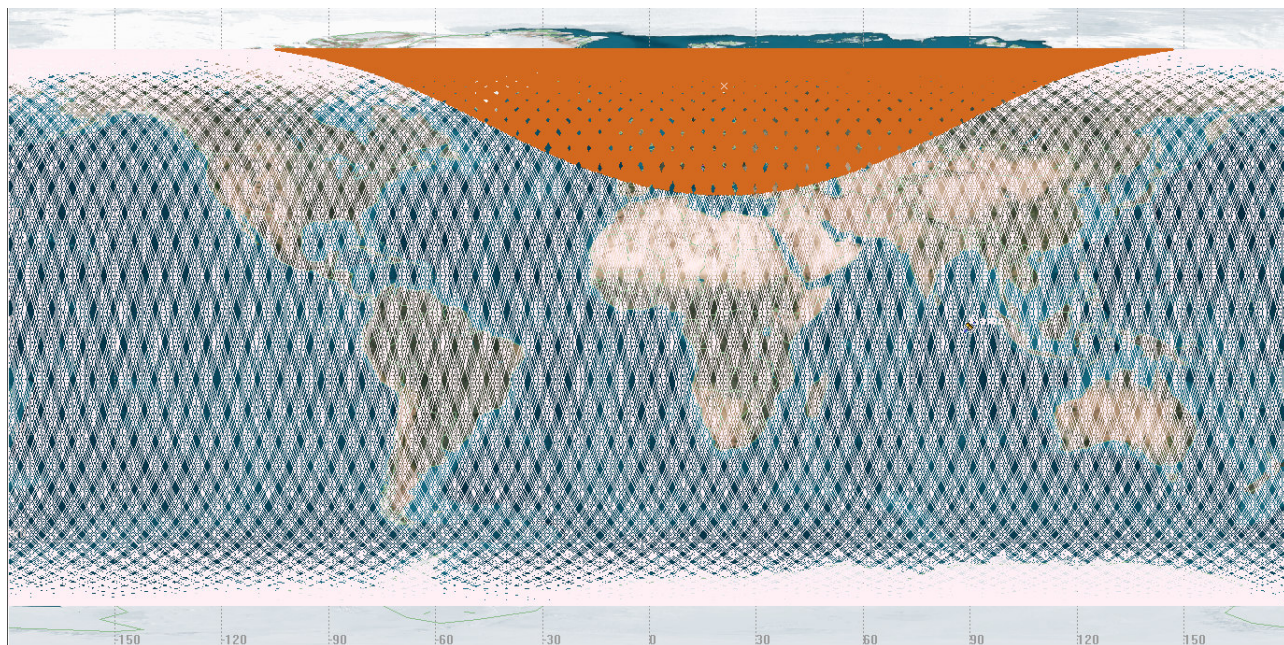


Figura 5.1.4 Link con la stazione di Kiruna

Fucino ground station (6° elev. Limit)			
	Min	Max	Mean
Number of passes per day	3	7	5
Pass duration [min]	1.70	19.32	10.73
Gap length [hr]	1.58	9.96	5.77
Visibility time per day [hr]	0.82	1.67	1.24

Tabella 5.1.1 Statistica della visibilità con la stazione di Fucino

Kiruna ground station (6° elev. Limit)			
	Min	Max	Mean
Number of passes per day	5	11	8
Pass duration [min]	2.04	19.42	10.73
Gap length [hr]	0.27	5.85	3.07
Visibility time per day [hr]	1.31	2.91	2.11

Tabella 5.1.2 Statistica della visibilità con la stazione di Kiruna

definizione dello Spacecraft

Spacecraft Configuration

Trade-off sui lanciatori

Diversi lanciatori sono stati presi in considerazione per la missione GAME:

- PSLV
- Dnepr
- Eurockot
- Vega

l'orbita di riferimento è SSO, altezza 1500 km, inclinazione circa 103°.

Per tali lanciatori sono state confrontate le performances, il volume disponibile allo S/C, i requisiti meccanici ed i costi; pertanto nella tabella successiva vengono mostrate le caratteristiche/prestazioni principali dei vari lanciatori nella missione considerata.

Launcher	Expected performance [kg]	Fairing usable room [mm]				QSL envelope [g's]		Minimum Eigenfrequency [Hz]		Launch Cost [M€]
		Φ_1	H ₁	Φ_2	H ₂	Lateral	Axial	Lateral	Axial	
Dnepr	<300 ^(*)	2700	1880	1930	1530	1.0	8.3	10	20	15
PSLV	<800 ^(*)	2900	2900	1051	2540	1.1	6.4	18	40	TBD
Eurockot	<900 ^(*)	2100	3711	697	2424	0.9	8.1	15	33	TBD
Vega	1000	2380	3515	1060	2000	0.9	5.0	15	20÷45	23

(*) valore estrapolato (TBC)

È chiaro dalla tabella precedente che:

- il lanciatore **Dnepr**, pur presentando un fairing ampio, requisiti meccanici sia statici che dinamici favorevoli ed un prezzo competitivo, purtroppo presenta una performance assolutamente insoddisfacente nell'orbita considerata, e pertanto viene scartato come opzione;
- il lanciatore **PSLV**, nonostante un fairing che permetterebbe ampia versatilità nelle scelte di configurazione, presenta performances decisamente limitate per una missione come GAME e requisiti meccanici molto stringenti, per di più il valore indicato in tabella è solo estrapolato dai grafici del manuale e andrebbe confermato, perciò esso viene considerato unicamente come scelta di backup;
- il lanciatore **Eurockot** presenta problematiche simili al precedente (prestazioni ai limiti dell'accettabilità e per giunta "sub judice" in quanto solo estrapolate dai

grafici), aggiunte al fatto che il fairing risulta molto limitato in diametro, con conseguenti limitazioni nelle scelte di progetto: opzione scartata;

- il lanciatore **Vega** sembrerebbe essere un buon compromesso tra una performance soddisfacente (documentata dal manuale) con un fairing e requisiti meccanici di taglio intermedio tra i precedenti, pertanto è stato scelto come lanciatore di riferimento.

Configurazione di riferimento sotto Vega

Per quanto riguarda la scelta della configurazione di riferimento, è stato scelto di riferirsi a una piattaforma attualmente già in fase di studio che assicurasse le performances adeguate sia come precisione che come stabilità di puntamento, e tale piattaforma è stata individuata in quella di Simbol-X. Infatti è possibile raggiungere le seguenti performances: 10" absolute pointing error e 3" pointing precision knowledge.

La prima difficoltà incontrata nell'utilizzo di tale piattaforma è stata quella relativa al lanciatore: infatti Simbol-X è attualmente configurato per essere accomodato nel fairing di Soyuz/ST, decisamente più capiente di quello di Vega.

Si è pensato allora di ovviare all'inconveniente "scalando" opportunamente la struttura del bus di Simbol-X, in modo da renderla compatibile con il fairing di Vega; nel contempo il pannello solare è stato spezzato in tre parti da collocare in configurazione "body-mounted" direttamente sui tre lati contigui del bus nel lato sempre illuminato dal sole, riducendone in tal modo l'ingombro radiale.

Lo spazio necessario a tale diminuzione di volume interno nel bus è stato ricavato cancellando il sottosistema propulsivo a N_2H_4 (non utile alla missione GAME perchè per essa è sufficiente il sottosistema di micropropulsione a cold gas ai fini dell'AOCs) e recuperando in tal modo il volume interno al bus occupato dalle due tank relative; inoltre, il tank del gas necessario al sottosistema di micropropulsione è stato spostato all'interno del cilindro centrale di spinta, resosi libero per la cancellazione delle elettroniche proprie del payload di Simbol-X che risultavano ivilocate.

Grazie a tale recupero di spazio, la struttura del bus è stata scalata permettendone l'accomodamento all'interno del fairing di Vega, come visibile dalle Figura , Figura 5.1., Figura e Figura ; il PLM è stato schematizzato con un prisma di inviluppo $1500 \times 1000 \times 1500 \text{ mm}^3$, avente una pupilla del diametro di 700 mm, con linea di vista libera, al di sopra del perimetro dei pannelli solari.

L'area disponibile per i pannelli solari risulta essere di 6.3 m^2 , con una superficie proiettata di circa 4.9 m^2 , sufficiente per ottenere circa 1000 W disponibili per il bus e il PLM, di cui circa $600 \div 700 \text{ W}$ (TBC) per la piattaforma.

La disposizione esterna di sensori, antenne e thrusters è stata lasciata sostanzialmente inalterata, eccetto la cancellazione dei thrusters dedicati al sottosistema propulsivo a N_2H_4 e dei due star tracker dedicati alla metrologia (non necessari alla missione GAME).

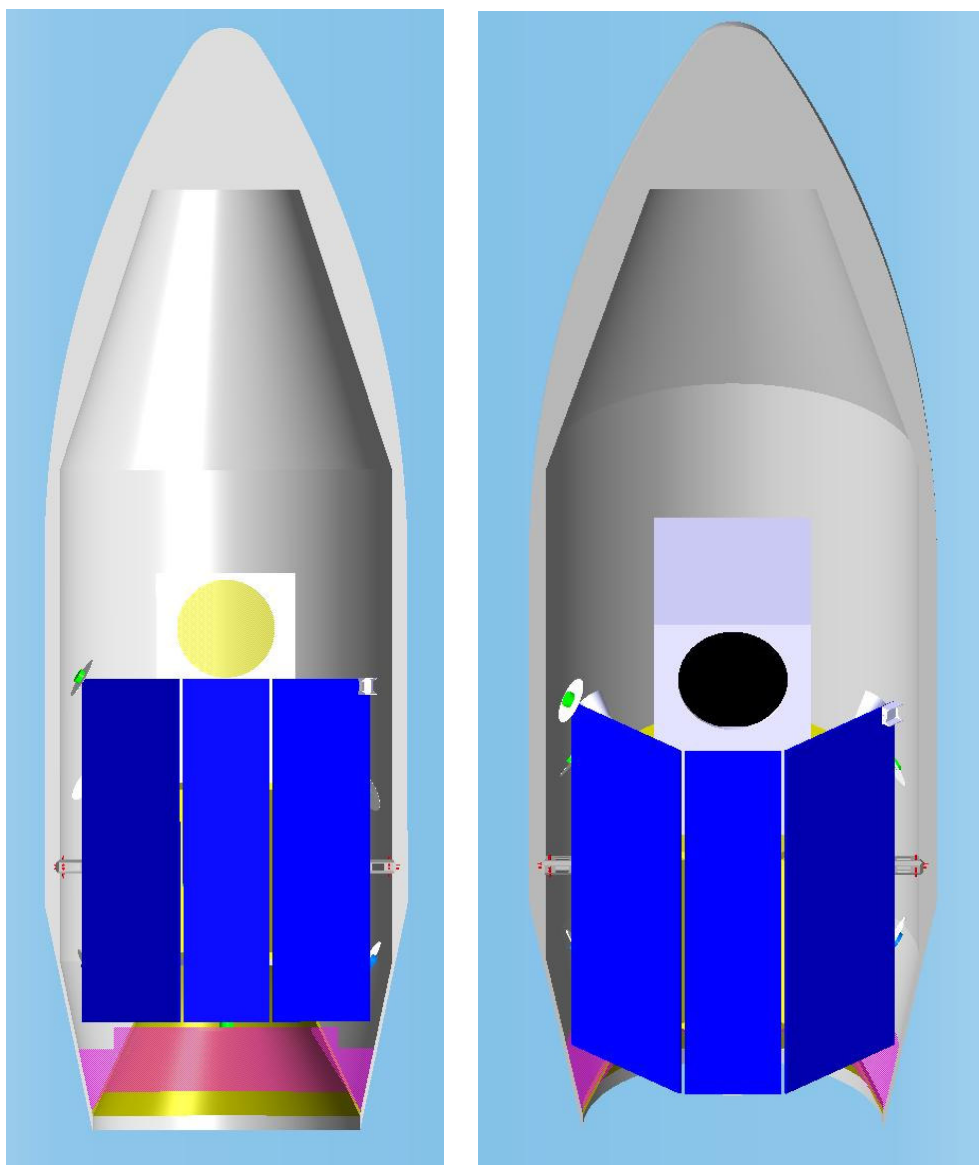


Figura 5.1.6 GAME S/C al lancio sotto il fairing di VEGA (viste frontale ed isometrica)

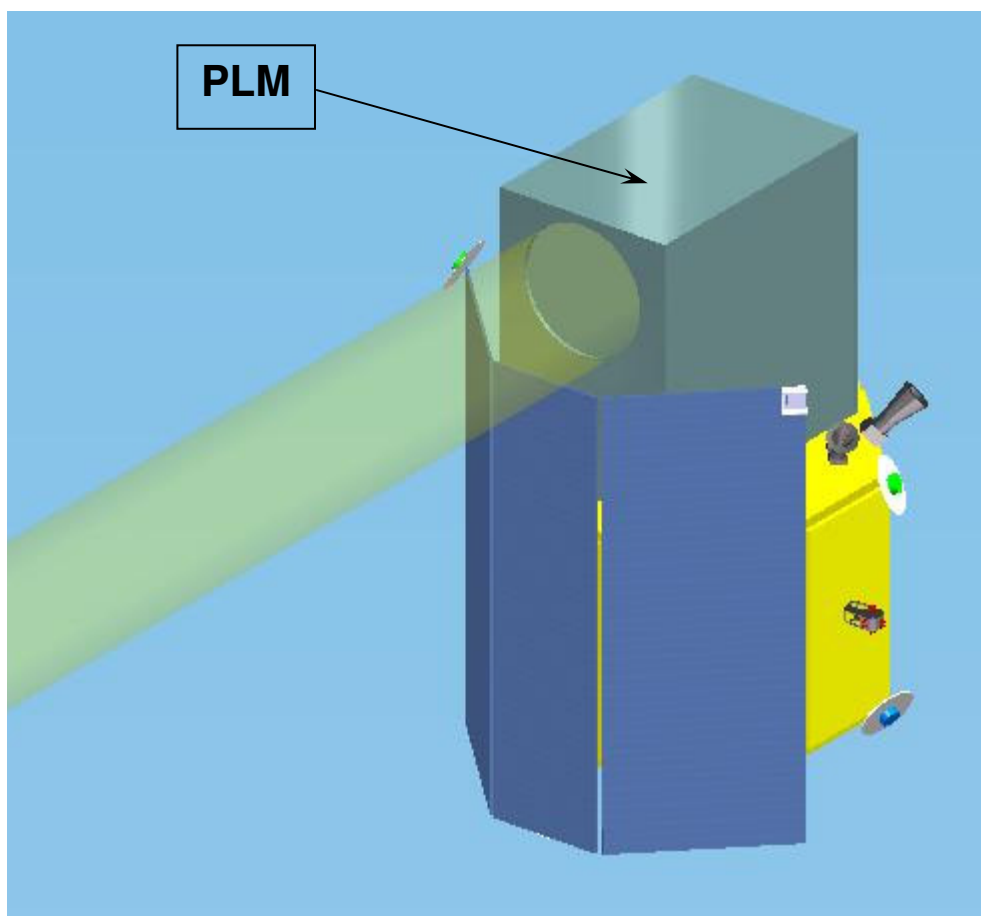


Figura 5.1.7 GAME S/C in configurazione operativa

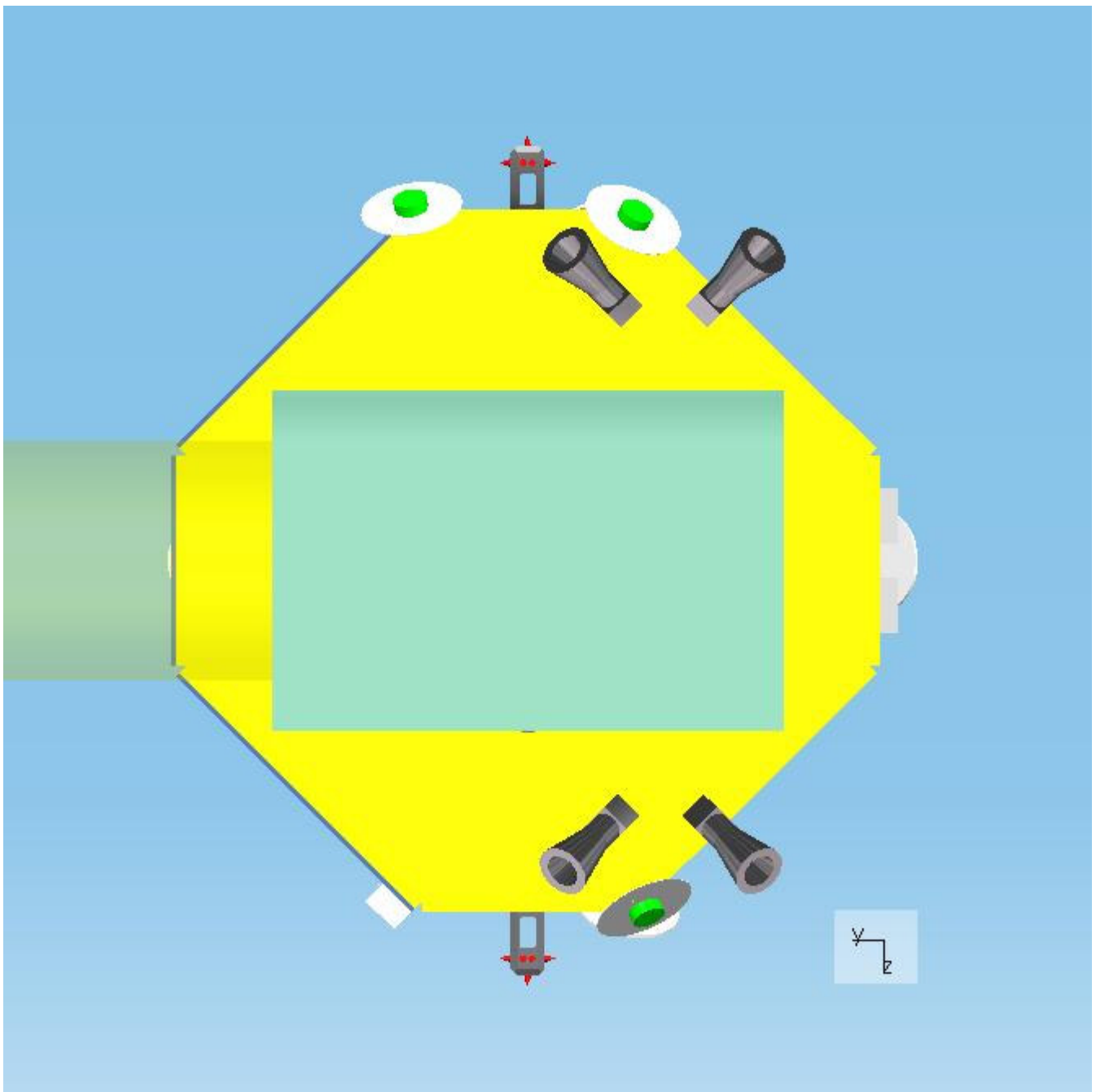


Figura 5.1.8 GAME S/C vista dall'alto

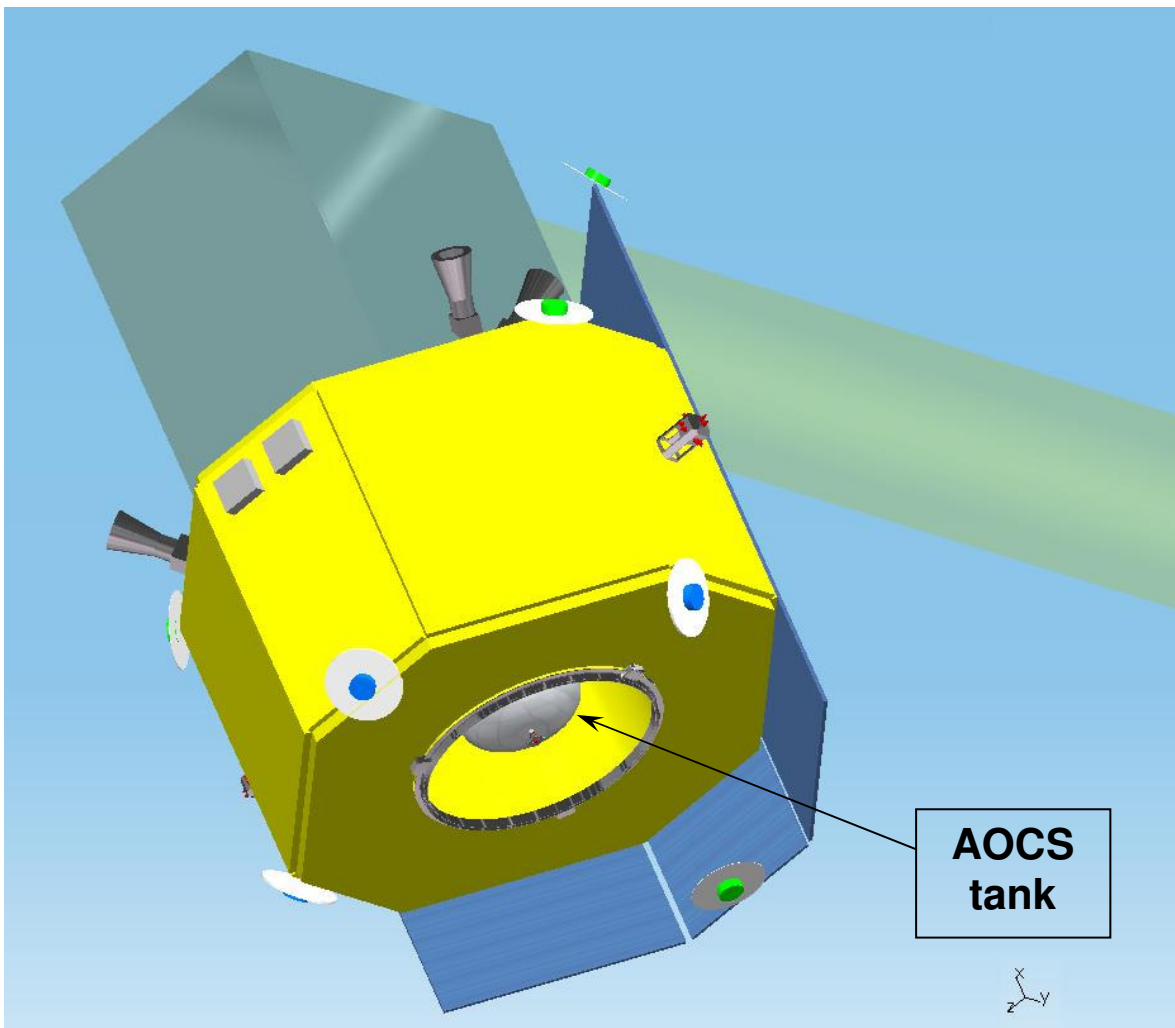


Figura 5.1.8 GAME S/C vista dal basso

Link Budget

Riguardo al data rate, e' stato stimato un primo valore dello strumento:

- Strumento 1 : **256 kbps**

Oggetto dello studio preliminare sono state le seguenti Ground Stations:

- **Fucino** (S-Band)
- **Kiruna** (S-Band)
- **Kiruna + Fucino** (S-Band Kiruna parametri)

Sono stati considerati **6 gradi di elevazione**. L'altitudine e' di **1500 Km** per calcolare la media distanza del collegamento. E' stata fissata una potenza di trasmissione di **5W**. Il link budget calcolati considerano Uplink and Downlink in S-Band per Fucino e Kiruna e Kiruna+Fucino. Si ottiene il Massimo data rate possible con tale architettura del sottosisteme che e':

Altitude [Km]	[Mbps] - S BAND	
	Uplink	DOWNlink
1400	2,93	2,86
1450	2,79	2,71
1500	2,70	2,63
1550	2,53	2,46
1600	2,41	2,35

Altitude [Km]	[Mbps] - S BAND	
	Uplink	DOWNlink
1400	3,29	1,89
1450	3,13	1,79
1500	3,03	1,74
1550	2,84	1,63
1600	2,71	1,55

Tabella 5.1.3 – S-Band Fucino e Kiruna - Max bit rate

data rate

Si è considerato i contatti medi e le finestre medie di non visibilita' del satellite per le stazioni di Fucino e Kiruna e di Fucino+Kiruna. Usando la media del gap tra un contatto di terra e l'altro viene stimata una preliminare massa della memoria.

Ground Station	Mean [Mbit]
Fucino	2181
Kiruna	1483
Kiruna + Fucino	1430

Tabella 5.1.4 Data volume dello strumento

Viene quindi stimato un primo data rate richiesto

Data Rate Required - Mean Case		
Ground Station	Contact [sec]	Data Rate [Mbit]
Fucino	992	2,20
Kiruna	1158	1,28
Kiruna + Fucino	1365	1,05

Tabella 5.1.5 Data Rate richiesto

I grafici sotto mostrano un confronto tra il Data Rate richiesto per garantire il download di tutti i dati e quello massimo che la configurazione del sottosistema puo' garantire.



Figura 5.1.9 Data Rate richiestoin funzione del Data Rate disponibile - Fucino

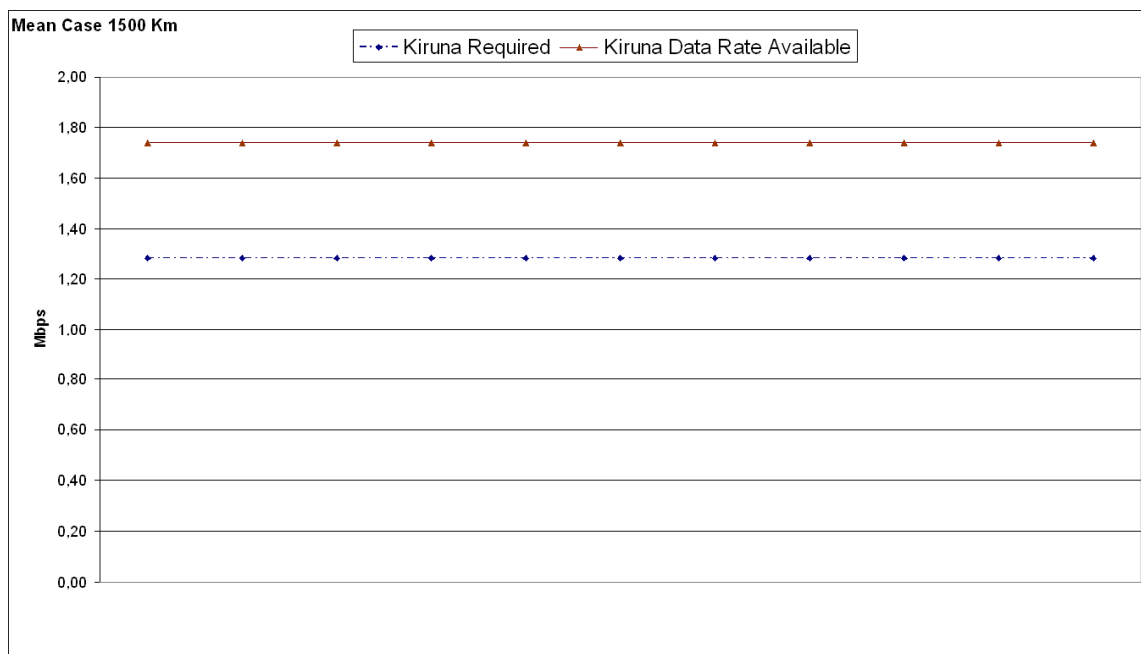


Figura 5.1.10 Data Rate Richiesto in funzione del Data Rate Richiesto - Kiruna

Entrambe le Ground Stations soddisfano il data rate richiesto e quindi non e' necessario

usare le due G/S assieme; viene pero' comunque meostrato la considerazione del data rate richiesto con entrambe le stazioni operanti.

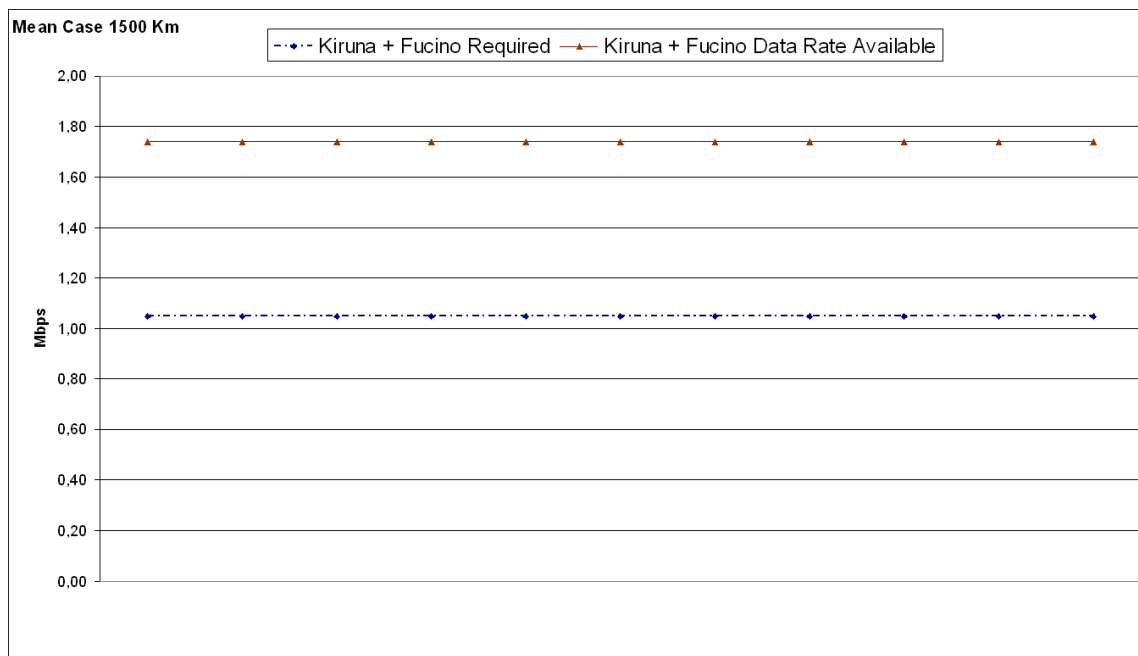


Figura 5.1.11 Data Rate richiesto in funzione del Data Rate disponibile – Kiruna + Fucino

Mass Budget

ITEM	Nominal mass [kg]	Margin [%]	Margin [kg]	Maximum mass [kg]
Structure	114	20%	22.8	136.8
Primary structure	80	20%	16.0	96.0
Secondary structure	34	20%	6.8	40.8
Micro-Propulsion	19.5	7%	1.4	20.9
Tanks	10.5	5%	0.5	11.0
Thrusters	4	5%	0.2	4.2
Piping & misc.	5	13%	0.7	5.7
Power	83	20%	16.7	100.1
Solar array	25	20%	5.1	30.5
Battery	18	5%	0.9	18.9
PCU	13	20%	2.6	15.6
Harness	27	30%	8.1	35.1
AOCS	26	5%	1.3	27.3
Reaction wheels	20	5%	1.0	21.0
Star Trackers	6	5%	0.3	6.3
S-band communications	10	8%	0.8	10.8
Data handling	15	10%	1.5	16.5
Thermal Control	15	20%	3.0	18.0
PLM	120	20%	24.0	144.0
Subtotal				759.5
20% system margin				151.9
Total dry mass				911.4
Propellant				30.0
TOTAL WET MASS				941.4
Launcher performance				1000.0
Launch margin [kg]				58.6
Launch margin [%]				5.9%

5.2.1 Ground Segment / Operations

In coordinazione con le attività di “Simulazione Operazioni” e di “Data Simulation and Reduction”, nel contesto di questa attività si realizzerà lo studio di possibili opzioni per il segmento di terra in accordo all’ipotesi di piano di missione previsto.

A partire dall'analisi dei requisiti di missione dell'esperimento si deriverà un concetto operativo di alto livello sulla base del quale si svilupperà un'architettura concettuale del Ground Segment che terrà conto le infrastrutture già esistenti e le opportunità di sviluppo tecnico che potrebbero essere associate al progetto. In particolare si analizzeranno le potenzialità di quanto già esistente per quanto riguarda l'infrastruttura nazionale di cui ALTEC è un elemento e cioè la rete ASINET e i centri di terra ASI.

In particolare, si analizzeranno gli aspetti di gestione dei database di riferimento e dei dati scientifici ottenuti dallo strumento in studio e della definizione delle interfacce con i vari elementi del ground segment esterni alla responsabilità del team industriale e scientifico. Le attività di progettazione concettuale saranno condotte in parallelo ad un'analisi dei costi associati alle opzioni in studio ed ad una valutazione delle possibilità di sviluppo tecnologico in linea e compatibili con la realizzazione del progetto nel contesto di una missione spaziale a basso costo.

5.2.2 Analisi sistemi di baffling

L'accuratezza della misura di deflessione gravitazionale dipende in modo critico dalla stabilità dell'angolo di base tra i due campi di vista dello strumento ottico e dall'impatto della luce parassita residua (stray-light) sulla luminosità limite delle stelle che sarà possibile misurare durante l'osservazione.

Il disegno ottico/meccanico dello strumento deve perciò tenere conto di entrambi i requisiti sopracitati e il presente WP riguarda il secondo di essi, ovvero la verifica del concetto di schermatura (baffling) e lo studio della stabilità termica globale (reiezione della radiazione incidente) del sistema ottico.

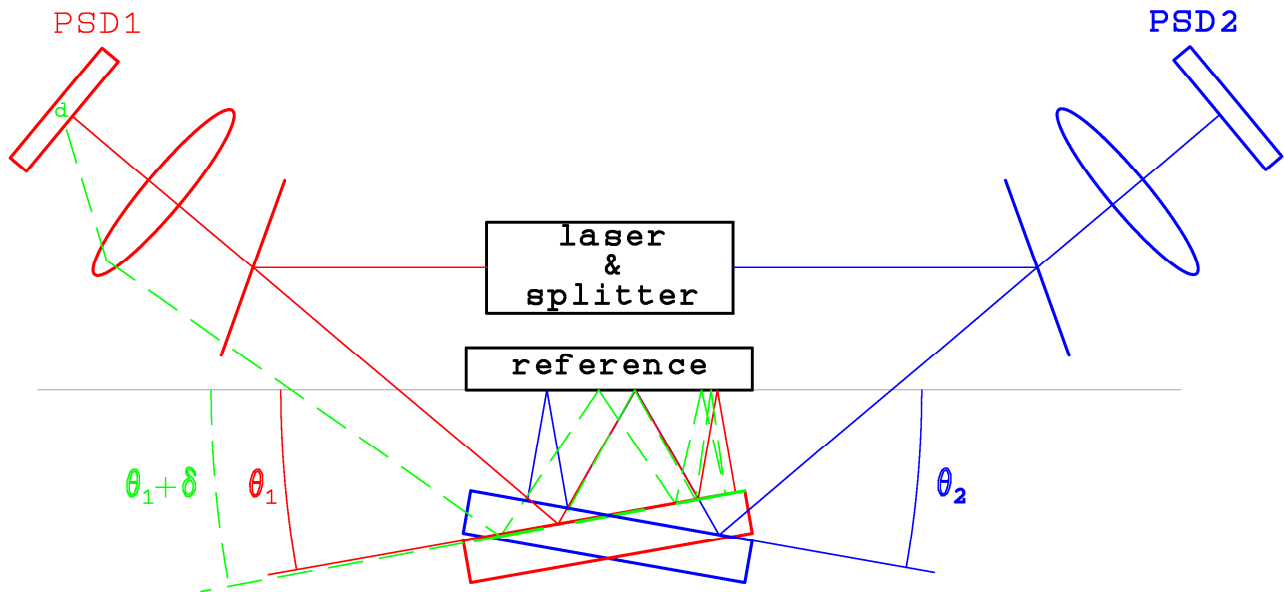
Il progetto ottico sarà verificato analiticamente utilizzando degli strumenti per l'analisi di stray-light.

Il progetto preliminare termo-meccanico per il prototipo usato nel test sarà eseguito con l'aiuto dei tools NASTRAN e FEMAP.

E' previsto inoltre lo svolgimento del test in ALTEC utilizzando la facility sotto vuoto attualmente prevista per SCORE (a valle dei test di SCORE).

5.2.3 Concetto della misura metrologica

Lo schema a blocchi dell'apparato proposto per la misura della stabilità del sotto-sistema che realizza l'angolo di base si basa sul principio della moltiplicazione d'angolo [1] ed è illustrato nella figura seguente.



Uno specchio di riferimento (qualità ottica della superficie pari a $\lambda/20$) è affacciato ai due specchi (in rosso e in blu) che realizzano l'angolo di base. Un laser in fibra viene diviso in due parti di uguale potenza e fatto incidere per mezzo di due separatrici sui due specchi. Ciascun raggio riflesso viene focalizzato su un *Position Sensing Device* bidimensionale. Lo strumento viene “azzerato” quando gli specchi sono in posizione nominale; ogni variazione della posizione angolare di uno degli (o entrambi gli) specchi viene rivelata come differenza tra le letture dei due PSD (in figura è rappresentata in verde una rotazione pari a δ dello specchio rosso, che produce uno spostamento del fascio laser pari a d sul rivelatore). La risoluzione intrinseca dimostrata in [1] è migliore di 1 nrad.

Verranno imposte delle sollecitazioni termoelastiche ai due specchi, montati a distanza sufficiente dallo specchio di riferimento in modo che questo non venga particolarmente “disturbato” e il sistema ottico misurerà l'entità delle deformazioni. E' un po' più difficile pensare a misure a frequenze più elevate, per esempio con sollecitazioni prodotte da elementi piezoelettrici che potrebbero indurre vibrazioni sull'apparato di misura diminuendone la risoluzione.

[1] M. Pisani and M. Astrua, “Angle amplification for nanoradian measurements”, *Appl. Opt.* **45**, pp. 1725-1729 (2006)

5.3 Applicazioni

La misura di deviazioni dalla relatività generale avrebbe naturalmente un profondo impatto su molti aspetti della scienza e della cultura umana in genere. Avrebbe inoltre un impatto potenzialmente significativo in tutte le applicazioni pratiche che richiedono (o che richiederanno in futuro) una conoscenza dettagliata degli effetti relativistici.

Data l'alta accuratezza della misura proposta, anche un risultato nullo fornirebbe comunque la più stringente e diretta conferma della relatività generale mai ottenuta, con conseguenze importanti in fisica fondamentale e cosmologia.

Nel raggiungere questo obiettivo, avremo sviluppato capacità tecniche e tecnologiche che saranno molto preziose, sia per future missioni spaziali che in un gran numero di applicazioni industriali future.

Dal punto di vista della realtà aerospaziale nazionale, l'analisi che verrà effettuata per accomodare l'esperimento nel contesto di una piccola missione potrà essere sfruttata per accrescere la competitività nazionale nel mercato delle missioni spaziali piccole e medie.

Uno dei punti critici dello strumento prevede la realizzazione di una struttura che mantenga elevatissime precisioni meccaniche in condizioni di stress termico; già nella fase dei test di laboratorio, le misure metrologiche previste potrebbero richiedere sviluppi tecnici che sono di potenziale interesse industriale.

5.4 Ritorni, scientifici, tecnici e tecnologici

Il complesso di attività di sviluppo inserite nella proposta consente ai partecipanti ed all'agenzia di acquisire o perfezionare una serie di competenze tecnico-scientifiche di altissimo profilo internazionale, con valenza strategica di competitività per future applicazioni scientifiche, tecnologiche ed applicative legate a misure angolari ad elevata precisione, in particolare dallo spazio.

Il concetto dell'esperimento, in particolare lo strumento astronomico, basato su misure differenziali riportate ad un riferimento di elevata stabilità, è utilizzabile su scale dimensionali e con obiettivi di misura molto diversi, pertanto potrebbe essere riportato a contesti applicativi industriali e commerciali molteplici. Nel corso dello studio verrà documentato il contesto tecnico degli esperimenti ed un primo insieme di possibili casi applicativi da investigare in termini di requisiti e prestazioni.

L'esperimento metrologico proposto, destinato comunque a verificare la necessità di un sottosistema metrologico di volo, è anche particolarmente adatto per il monitoraggio geometrico di sistemi distribuiti con tecniche ottiche non invasive, precise e robuste, il che può avere ricadute in ambiti dall'ambientale all'industriale (quali il controllo strutturale di costruzioni).

Le industrie spaziali coinvolte vedono ulteriormente approfondite le proprie competenze di realizzazione di sistemi di volo con requisiti impegnativi, legati alla strumentazione scientifica coinvolta, e pertanto incrementeranno le proprie capacità di competizione nel campo dei satelliti ad applicazioni commerciali. Esse possono inoltre fornire un supporto cruciale nell'identificazione dei possibili settori applicativi delle tecnologie sviluppate nell'ambito degli

esperimenti proposti, oltre all'ovvio utilizzo diretto nei rispettivi contesti.

6 Organizzazione e Gestione del progetto

6.1 *Descrizione dell'organizzazione*

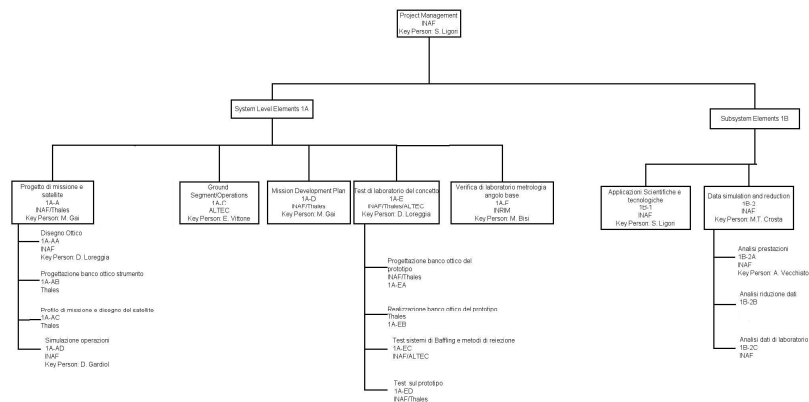
Il primo è organizzato con un PI scientifico (Sebastiano Liori) e un Project Manager (Mario Gai), con il compito di coordinare da una parte il lavoro di preparazione dell'hardware dei test connessi, dall'altro di coordinare l'attività di investigazione scientifica, nonché l'analisi dei dati e lo sviluppo di pipeline di riduzione dei dati di laboratorio. Le altre key persons individuate, per i vari partner, sono:

Bruno Amata per Thales Alenia Space;

Marco Bisi per l'INRI;

Ruggero Veneri per l'ALTEC.

6.2 Work Breakdown Structure (WBS)



6.3 Work package description (WPD)

WORK PACKAGE DESCRIPTION			Sheet 1 of 1
Programme: Proposta di sviluppo tecnologico			Phase:
Project: GAME			
Work Package ID	Title	Company/Organization	Responsible (Name)
1A-AA	Disegno ottico	INAF-OATO	Davide Loreggia
Start Event	End Event	Link to other Tasks (if applicable) – Refer to WP ID	
T₀	T₀+ 6 mesi	1A-AB, 1A-AD, 1A-EA, 1A-EB, 1B-2A	
INPUT			
Disegno ottico			
TASKS DESCRIPTION			
Task included : – Realizzazione del disegno ottico dettagliato dello strumento, inclusa analisi delle tolleranze meccaniche – Analisi dei requisiti del baffling Task excluded :			
OUTPUT and DELIVERABLE			
Documento sul disegno ottico			

WORK PACKAGE DESCRIPTION			Sheet 1 of 1
Programme: Proposta di sviluppo tecnologico			Phase:
Project: GAME			
Work Package ID	Title	Company/Organization	Responsible (Name)
1A-AB	Progettazione banco ottico strumento	TASI	Giorgio Biondetti
Start Event	End Event	Link to other Tasks (if applicable) – Refer to WP ID	
T₀+ 3 mesi	T₀+ 12 mesi	1A-AA	
INPUT			
Disegno ottico			
TASKS DESCRIPTION			
Task included : – Progettazione della struttura di supporto (banco ottico) delle ottiche e del rivelatore dello strumento. – Progettazione delle interfacce tra strumento e satellite. – Analisi di sensibilità per verificare le distorsioni del banco ottico in funzione della temperatura e derivazione di requisiti di stabilità termica. – Definizione del sistema di controllo termico del banco ottico. – Valutazione della massa del banco ottico. Task excluded :			
OUTPUT and DELIVERABLE			
Documento su progetto del banco ottico dello strumento			

WORK PACKAGE DESCRIPTION			Sheet 1 of 1
Programme: GAME			Phase:
Project:			
Work Package ID	Title	Company/Organization	Responsible (Name)
1A-AC	Profilo di Missione e Disegno del Satellite	TASI	G.B. Amata
Start Event	End Event	Link to other Tasks (if applicable) – Refer to WP ID	
T₀+ 6 mesi	T₀+18 mesi	1A-AA, 1A-B	
INPUT			
Requisiti di Missione e di Sistema Concetto dello Strumento e Risultati delle Analisi sullo Strumento			
TASKS DESCRIPTION			
Task included : – Analisi Orbitale e delle Operazioni – Definizione del lanciatore – Identificare i requisiti di puntamento – Analizzare visibilità con le stazioni di terra – Analizzare e definire la configurazione del satellite – Definire i sottosistemi del satellite – Definire i budgets di sistema: Massa, Potenza, Memoria, Data Rate, Pointing e Propellente Task excluded :			
OUTPUT and DELIVERABLE			
Documento sull'analisi di missione e delle			

WORK PACKAGE DESCRIPTION			Sheet 1 of 1
Programme: Proposta di sviluppo tecnologico			Phase:
Project: GAME			
Work Package ID	Title	Company/Organization	Responsible (Name)
1A-AD	Simulazione operazioni	INAF-OATO	Daniele Gardiol
Start Event	End Event	Link to other Tasks (if applicable) – Refer to WP ID	
T₀+ 18 mesi	T₀+ 24 mesi	1A-AC, 1B-2A	
INPUT			
Profilo missione			
TASKS DESCRIPTION			
Task included : – Analisi delle tecniche operative, in combinazione con lo sviluppo del profilo di missione – Determinazione dei tempi di integrazione, periodi di osservazione, metodi di calibrazione Task excluded :			
OUTPUT and DELIVERABLE			
Documento sui modi di osservazione e metodi di calibrazione			

WORK PACKAGE DESCRIPTION			Sheet 1 of 2
Programme: GAME			Phase:
Project: GAME			
Work Package ID	Title	Company/Organization	Responsible (Name)
1A-C	Ground Segment / Operations	ALTEC	M.Martino
Start Event	End Event	Link to other Tasks (if applicable) – Refer to WP ID	
T₀+15 Mesi	T₀+27 Mesi	1A-AC / 1A-AD / 1B-2A 71B-2B	
INPUT			
• Profilo di Missione • Caratteristiche tecniche ed operative del sistema di volo e della strumentazione scientifica • Requisiti sulle modalità di riduzione dei dati			
TASKS DESCRIPTION			
Task included : ➤ Definizione delle modalità operative e delle interfacce necessarie alla esecuzione della missione. ➤ Definizione dell'architettura concettuale del Segmento di Terra richiesto per il conseguimento degli obiettivi di missione definiti. ➤ Analisi delle infrastrutture esistenti ed individuazione degli upgrade necessari. In particolare si analizzeranno e definiranno i sottosistemi per le seguenti funzionalità: • Monitoraggio e controllo del segmento di volo (TM/TC) • Pianificazione delle operazioni e gestione della missione • Gestione dei servizi di supporto agli utenti remoti (team scientifici)			

WORK PACKAGE DESCRIPTION			Sheet 2 of 2
Programme: GAME			Phase:
Project: GAME			
Work Package ID	Title	Company/Organization	Responsible (Name)
1A-C	Ground Segment / Operations	ALTEC	M.Martino
Start Event	End Event	Link to other Tasks (if applicable) – Refer to WP ID	
T₀+15 Mesi	T₀+27 Mesi	1A-AC / 1A-AD / 1B-2A 71B-2B	
➤ Definizione degli elementi H/W e S/W di gestione dei dati, con particolare attenzione all'analisi delle caratteristiche delle componenti del sistema di acquisizione e processamento dei dati del segmento di volo e degli aspetti di archiviazione locale ed accesso remoto da parte degli utilizzatori scientifici. ➤ Valutazioni dei costi di sviluppo ed operativi. L'attività sarà svolta in linea con le guidelines di standardizzazione definite dai documenti ECSS. Task excluded : N/A			
OUTPUT and DELIVERABLE			
• Progetto concettuale del Ground Segment • Definizione del Profilo di Operazioni del Ground Segment • Rapporto tecnico di Analisi delle Potenzialità di Sviluppo Tecnologico • Presentazioni			

WORK PACKAGE DESCRIPTION			Sheet 1 of 1
Programme: Proposta di sviluppo tecnologico			Phase:
Project: GAME			
Work Package ID	Title	Company/Organization	Responsible (Name)
1A-D	Mission development plan	TASI/INAF-OATO	Giorgio Biondetti
Start Event	End Event	Link to other Tasks (if applicable) – Refer to WP ID	
T₀+ 24 mesi	T₀+ 30 mesi	1A-AA	
INPUT			
Disegno ottico			
TASKS DESCRIPTION			
Task included : – Progettazione della struttura di supporto (banco ottico) delle ottiche e del rivelatore dello strumento. – Progettazione delle interfacce tra strumento e satellite. – Analisi di sensibilità per verificare le distorsioni del banco ottico in funzione della temperatura e derivazione di requisiti di stabilità termica. – Definizione del sistema di controllo termico del banco ottico. – Valutazione della massa del banco ottico. Task excluded :			
OUTPUT and DELIVERABLE			
Documento su futuro sviluppo missione			

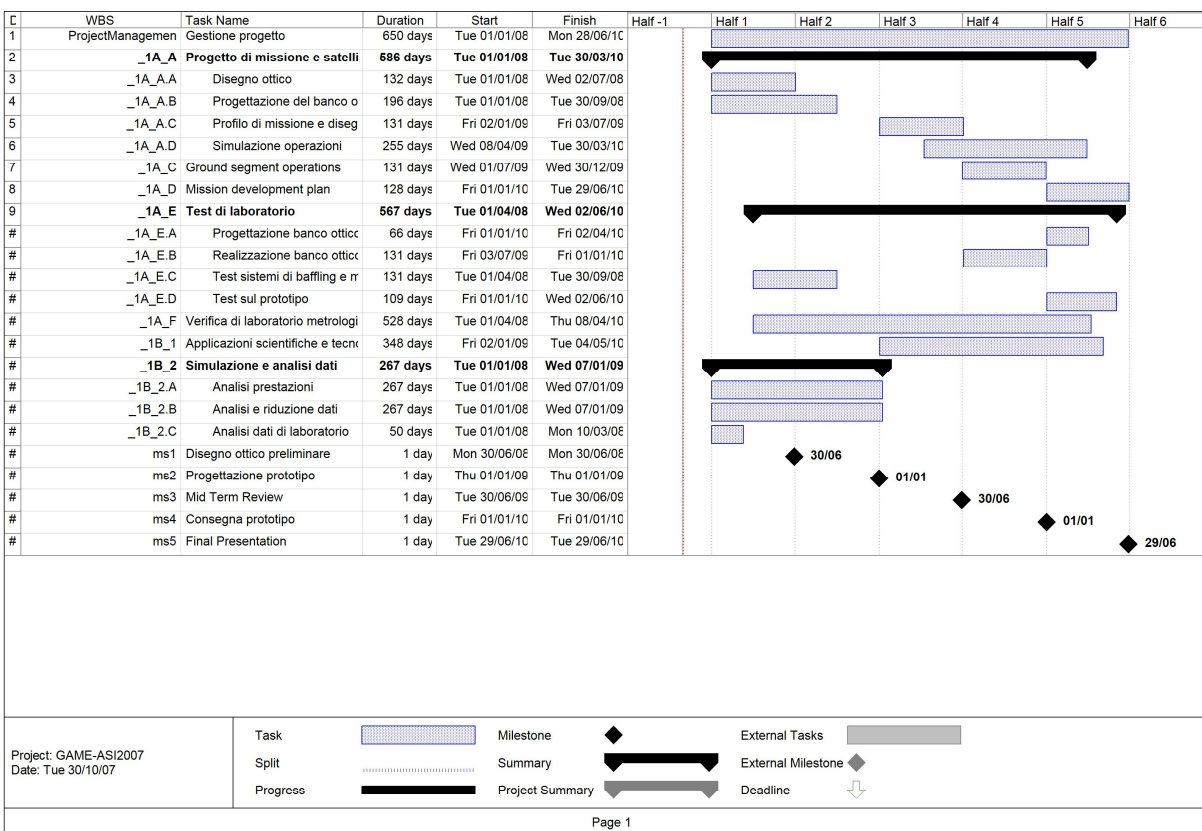
WORK PACKAGE DESCRIPTION			Sheet 1 of ...
Programme: GAME			Phase:
Project:			
Work Package ID	Title	Company/Organization	Responsible (Name)
1A-EA	Progettazione Banco Ottico del Prodotto	TASI	Giorgio Biondetti
Start Event	End Event	Link to other Tasks (if applicable) – Refer to WP ID	
T₀+.....	T₀+.....	1A-B	
INPUT			
Schema ottico del prototipo dello strumento			
TASKS DESCRIPTION			
Task included : – Progettazione della struttura di della struttura di supporto (banco ottico) delle ottiche e del rivelatore del prototipo. – Progettazione delle interfacce tra strumento e metrologia ottica. – Analisi di sensibilità per verificare le distorsioni del banco ottico in funzione della temperatura e derivazione di requisiti di stabilità termica. – Produzione di disegni costruttivi del banco ottico. Task excluded :			
OUTPUT and DELIVERABLE			
Documento su progetto del banco ottico del prototipo Disegni costruttivi del banco ottico			

WORK PACKAGE DESCRIPTION			Sheet 1 of ...
Programme: GAME			Phase:
Project:			
Work Package ID	Title	Company/Organization	Responsible (Name)
1A-EB	Realizzazione banco ottico del prototipo	TASI	Giorgio Biondetti
Start Event	End Event	Link to other Tasks (if applicable) – Refer to WP ID	
T₀+.....	T₀+.....	1A-EA	
INPUT			
Progetto e disegni costruttivi del banco ottico del prototipo			
TASKS DESCRIPTION			
Task included : – Acquisto/realizzazione degli elementi costituenti il banco ottico. – Verifica e accettazione dei vari elementi. – Assemblaggio del banco ottico. – Adeguamento dei disegni costruttivi, se necessario. – Supporto all'integrazione delle ottiche e del sistema metrologico sul banco ottico. Task excluded :			
OUTPUT and DELIVERABLE			
Banco ottico per il prototipo Disegni costruttivi "as built"			

WORK PACKAGE DESCRIPTION			
Programme: GAME			
Project:			
WP ID	Title : Supporto Test Sistema Ottico	Company	WP Responsible
1A-EC	Test Sistemi di Baffling e Metodi di Reiezione	ALTEC	P. Pognant
Start Event with Date	End Event with Date	Link to other Tasks (if applicable)	
T₀ +3 mesi	T₀ + 15 mesi		
INPUT			
• Capitolato tecnico di ASI • Definizione preliminare del sistema			
TASK DESCRIPTION			
• Sviluppo preliminare del concetto e progetto dettagliato di un sistema di baffling passivo • Analisi preliminare dell'influenza della luce parassita sulle prestazioni dello strumento ottico • Analisi preliminare dell'influenza dei metodi di reiezione sulle prestazioni dello strumento ottico • Progettazione di un prototipo per il test • Identificazione dei problemi e delle eventuali criticità del test (compatibilità' banco ottico) • Identificazione delle facilities in ALTEC, dei tools e delle risorse necessarie • Supporto al set-up e all'esecuzione del test in ALTEC			
OUTPUT and DELIVERABLE			
• Design ottico baffle • Analisi stray-light • Analisi termomeccanica del prototipo • Input alle test procedures			
TASKS EXCLUDED			
• Costruzione del prototipo per il test • Attrezzatura per il test			

WORK PACKAGE DESCRIPTION			Sheet 1 of ...
Programme: GAME			Phase:
Project:			
Work Package ID	Title	Company/Organization	Responsible (Name)
1A-ED	Test sul prototipo	TASI	Giorgio Biondetti
Start Event	End Event	Link to other Tasks (if applicable) – Refer to WP ID	
T₀+.....	T₀+.....		
INPUT			
Prototipo integrato e pronto per i tests			
TASKS DESCRIPTION			
Task included : – Supporto alla fase di test, in particolare riguardo al monitoraggio/valutazione della stabilità termo-meccanica del banco ottico durante le prove. Task excluded :			
OUTPUT and DELIVERABLE			
Contributo al test report			

6.4 Pianificazione di dettaglio



Abbiamo individuato le seguenti Milestones, a cui si collega il piano di pagamento:

Kick off;

T0 + 6 mesi PM 1: pagamento 20%

T0 + 12 mesi PM2: pagamento 20%

T0 + 18 mesi Mid-Term Review: pagamento 20 %

T0+24 mesi PM3: pagamento 30%

T0+30 mesi Riunione finale: pagamento 10%

7 Fornitura contrattuale

Come dettagliato nelle WPD, si prevedono i seguenti documenti /eventi:

- Documento sul disegno ottico
- Documento sul progetto del banco ottico dello strumento

- Documento sul previsto profilo di missione
- Documento sulle operazioni previste e metodi di calibrazione
- Documento su analisi del segmento di terra
- Documento sullo sviluppo futuro della missione
- Documento sul progetto del prototipo
- Realizzazione e consegna prototipo
- Test di laboratorio sui metodi di baffling
- Documentazione sui test di laboratorio
- Documento sulle applicazioni scientifiche e tecnologiche
- Documento sull'analisi delle prestazioni
- Documento sulla pipeline di riduzione dati
- Documento sull'analisi dei dati di laboratorio
- Documento sull'analisi metrologica
- Documento finale e conclusioni

8 Analisi del rischio tecnico, tecnologico e programmatico

Come si evidenzia dalla pianificazione di dettaglio, il processo di sviluppo viene monitorato ad intervalli regolari attraverso milestones e una mid-term review. Il rischio tecnologico di maggiore entità che è possibile prevedere fin d'ora riguarda la parte relativa alla stabilità dell'angolo di base. Questo aspetto sarà affrontato sin dalle prime fasi e tenuto sotto controllo in modo da aver ben chiaro, e in una fase quanto più precoce possibile, se sia possibile raggiungere gli obiettivi prestabiliti. In ogni caso secondo le stime preliminari, una opportuna calibrazione durante la missione dovrebbe consentire di tenere sotto controllo eventuali effetti sistematici.