



UNIVERSITÀ DEGLI STUDI DI PADOVA

FACOLTÀ DI INGEGNERIA

Corso di Laurea in Ingegneria Aerospaziale



JAMES WEBB SPACE TELESCOPE

Laureando

Francesco Romano

Relatore

**Prof. Gianandrea
Bianchini**

ANNO ACCADEMICO 2011/2012

Ai miei genitori

“All of man’s scientific and engineering efforts will be in vain unless they are performed and utilized within a framework of ethical standards commensurate with the magnitude of the scope of the technological revolution. The more technology advances, the more fateful will be its impact on humanity.”

Wernher von Braun

Indice

Lista degli acronimi	xvi
1 Introduzione	1
2 Storia	3
3 Tecnica	11
3.1 Design	12
3.1.1 Optical Telescope Element - OTE	12
3.1.2 Backplane	15
3.1.3 Spacecraft Bus	17
3.1.4 Sunshield	20
3.2 Lanciatore	22
3.3 Orbita	23
3.4 Deployment	27
4 Payload	37
4.1 Obiettivi scientifici del <i>payload</i>	38
4.2 Integrated Science Instrument Module - ISIM	39
4.3 Near Infra-Red Camera - <i>NIRCam</i>	43
4.3.1 Design	43
4.3.2 Funzionamento	46
4.4 Mid Infra-Red Instrument - <i>MIRI</i>	52
4.4.1 Design	52
4.4.2 Imager	53
4.4.3 Coronografo	54
4.4.4 Ruota porta filtri	55
4.4.5 Spettrometro	56
4.4.6 Cryocooler	58
4.5 Fine Guidance Sensor - <i>FGS</i>	60
4.5.1 Design	60

4.5.2	Modalità di funzionamento	61
4.6	Tunable Filter Imager - <i>TFI</i>	62
5	Near Infrared Spectrograph - NIRSpec	65
5.1	Generalità e scopi	65
5.2	Il cammino ottico	66
5.3	Componenti in dettaglio	68
5.3.1	Ottica anteriore - <i>fore optics</i>	68
5.3.2	Ruota porta filtri	69
5.3.3	Micro-shutter Array - MSA	69
5.3.4	Meccanismo di <i>refocusing</i>	71
5.3.5	Ruota porta prismi/ <i>gratings</i>	72
5.3.6	Collimatore	73
5.3.7	Sfera di Calibrazione	73
5.3.8	Camera e la Detector Array	74
6	Integrazione e Test	77
6.1	Sunshield testing	77
6.2	ISIM testing	79
6.3	Observatory testing	79
7	Stato dell'Arte	81
8	Conclusioni	85
	Bibliografia	89
	Ringraziamenti	91

Elenco delle figure

1	Il James Webb Space Telescope	xiv
1.1	Logo del James Webb Space Telescope	1
1.2	Modello in scala del James Webb Space Telescope presso il Goddard Space Flight Center con il Webb Telescope's team - <i>Settembre 2005</i>	2
2.1	Concepts	5
2.2	James E. Webb	7
2.3	Loghi delle agenzie Spaziali partecipanti al progetto <i>JWST</i>	8
2.4	Tecnici in posa insieme con lo specchio secondario del JWST	10
3.1	Optical Telescope Element Assembly	12
3.2	Hexapod	13
3.3	Optical Telescope Element e cammino ottico dello stesso.	14
3.4	Folding dello specchio primario	15
3.5	Backplane nei laboratori del <i>GSFC</i> della <i>NASA</i>	16
3.6	Il <i>bus</i> principale del <i>JWST</i>	19
3.7	<i>Sunshield</i> durante la fase di test presso la " <i>ManTech International Corp.'s Nexolve facility</i> " ad Huntsville, Alabama USA.	21
3.8	I 5 <i>sunshields</i> durante la fase di test.	21
3.9	Ariane V porta in orbita Herschel e Planck nel 2009	22
3.10	Rappresentazione grafica della posizione del punto "L2" nel sistema Terra-Sole	23
3.11	I cinque punti lagrangiani	25
3.12	Campo di vista del <i>JWST</i>	26
3.13	Orbita del <i>JWST</i>	26
3.14	<i>JWST</i> ripiegato nel fairing dell'Ariane V	27
3.15	Bus and HGA deploying	28
3.16	Sunshield deploying step I	29
3.17	OTE deploying step I	29
3.18	Sunshields deploying step II	30

3.19	Sunshields deploying step III	31
3.20	Sunshields deploying step IV	32
3.21	OTE deploying	33
3.22	Folding dello specchio primario	34
3.23	Momentum Trim Flap	34
3.24	Momentum Trim Flap Deploying	35
3.25	Bus radiator deployed	36
4.1	ISIM	39
4.2	ISIM globale	42
4.3	NIRCam	43
4.4	Schema delle filter e pupil wheel	44
4.5	Esempio di esposizione singola ricavata con la NIRCam	46
4.6	Maschera di occultamento per il coronografo della NIRCam	48
4.7	I <i>Lyot stop</i> della NIRCam	49
4.8	Le diverse fasi per l'allineamento dello specchio primario. Si può notare anche la <i>PAPPA</i> in alto a destra.	51
4.9	MIRI	52
4.10	MIRI camera	53
4.11	MIRI camera: cammino ottico	54
4.12	MIRI coronografo	54
4.13	MIRI detector	55
4.14	MIRI ruota porta filtri	55
4.15	Spettrometro MIRI	57
4.16	MIRI	59
4.17	Cryocooler - <i>Northrop - Grumman</i>	59
4.18	FGS Assembly	60
4.19	FGS cammino ottico	61
4.20	TFI Assembly	62
4.21	TFI cammino ottico	63
5.1	NIRSpec Assembly	65
5.2	Cammino ottico tra gli specchi primari	67
5.3	Cammino Ottico <i>NIRSpec</i>	67
5.4	Ottica anteriore - <i>fore optics</i>	68
5.5	Ruota Porta Filtri	69
5.6	Micro Shutter Array	70
5.7	Fixed slits and IFU spectra acquisition	71
5.8	Integral Field Unit	71
5.9	Meccanismo di <i>refocusing</i>	72
5.10	Ruota porta filtri	73

5.11 Collimatore	73
5.12 Calibration Unit	74
5.13 Detector in <i>HgCdTe</i> per la <i>NIRSpec</i> del <i>JWST</i>	75
6.1 Il <i>JWST</i> all'interno della Chamber A presso il JSC	80
6.2 La Chamber A ieri e oggi	80
7.1 Replan 2011	83
8.1 La <i>route</i> degli specchi	86

Elenco delle tabelle

4.1	Filtri <i>NIRCam</i>	45
4.2	Caratteristiche <i>NIRCam</i> per <i>imaging</i>	47
4.3	Ruota porta filtri - <i>MIRI</i>	56
7.1	% Completamento Specchi	82

Sommario

Da sempre l'uomo ha guardato al cielo ed agli astri che lo compongono con sguardo di fascino e di mistero e da migliaia di anni la razza umana si interroga su cosa ci sia esattamente lassù, sul dove siamo e da dove veniamo:

da cosa tutto ha avuto origine.

Dai primi telescopi, come quello utilizzato da Galileo Galilei per le sue prime osservazioni del cielo (come la scoperta degli anelli di Saturno e delle lune di Giove) ha avuto luogo un percorso evolutivo lungo e complesso che ha portato a grandi risultati tecnico-scientifici.

I primi telescopi ottici operavano tutti nel campo di lunghezza d'onda della luce visibile ed in tale campo si è quindi studiato e osservato per secoli.

Il 1931 fu l'anno in cui il primo radiotelescopio fu costruito: un telescopio in grado di operare nel campo di lunghezza d'onda delle onde radio.

Da quell'anno, infatti, vide la luce una nuova era: l'utilizzo di telescopi in grado di sfruttare lunghezze d'onda differenti da quelle del visibile permise agli occhi degli astro-fisici di osservare e studiare un'immagine del cielo completamente differente da ciò che era fino ad allora conosciuto.

Con il progredire tecnologico e con l'avvento dell'era spaziale, si è arrivati a realizzare telescopi a raggi-X, raggi-UV, raggi Gamma e all'infrarosso.

Si realizzarono quindi i primi telescopi spaziali: operare in orbita, quindi in assenza di atmosfera, elimina tutti gli svantaggi che essa determina, permettendo quindi una visione più distinta e pulita dello spazio profondo.

Il telescopio spaziale più importante fino ad ora è sicuramente stato l'*Hubble Space Telescope - HST*.

L'*HST* fu rivoluzionario per la ricerca scientifica mondiale: lanciato dalla NASA il 24 Aprile del 1990 con la missione *STS-31*, fornisce da ormai più di 20 anni splendide e dettagliate immagini dello spazio più profondo.

L'*HST* ha subito l'ultimo intervento di manutenzione - *Servicing Mission* - nel Maggio del 2009 con la missione *STS-125*, che ha fornito al telescopio nuovi pannelli solari, batterie, ricarica del propellente e strumenti ottici.

Tale intervento ha allungato quindi per l'ultima volta la vita operativa dell'*HST*.

Il programma STS - *Space Transportation System* della NASA ha avuto il suo termine con l'ultima missione *STS-135*, lanciata l'8 Luglio 2011. Lo *Space Shuttle* è stato come abbiamo detto il veicolo che ha portato in orbita l'*HST* e l'unico in grado di poter effettuare le *Servicing Missions*, dato anche dal fatto che la manutenzione stessa veniva effettuata dagli astronauti stessi durante le *Spacewalks*.

Già dal 1989 sono state concepite le prime idee per il progetto di un nuovo grande e ambizioso telescopio spaziale. Esso divenne poi il diretto successore

dell'*HST*, in grado di guardare indietro nel tempo fino ai primi - *astrofisicamente* parlando - istanti successivi al *Big Bang*.

Potrà aiutarci a dare quindi risposta alla domanda:

da cosa tutto ha avuto origine?

Stiamo parlando del *James Webb Space Telescope*

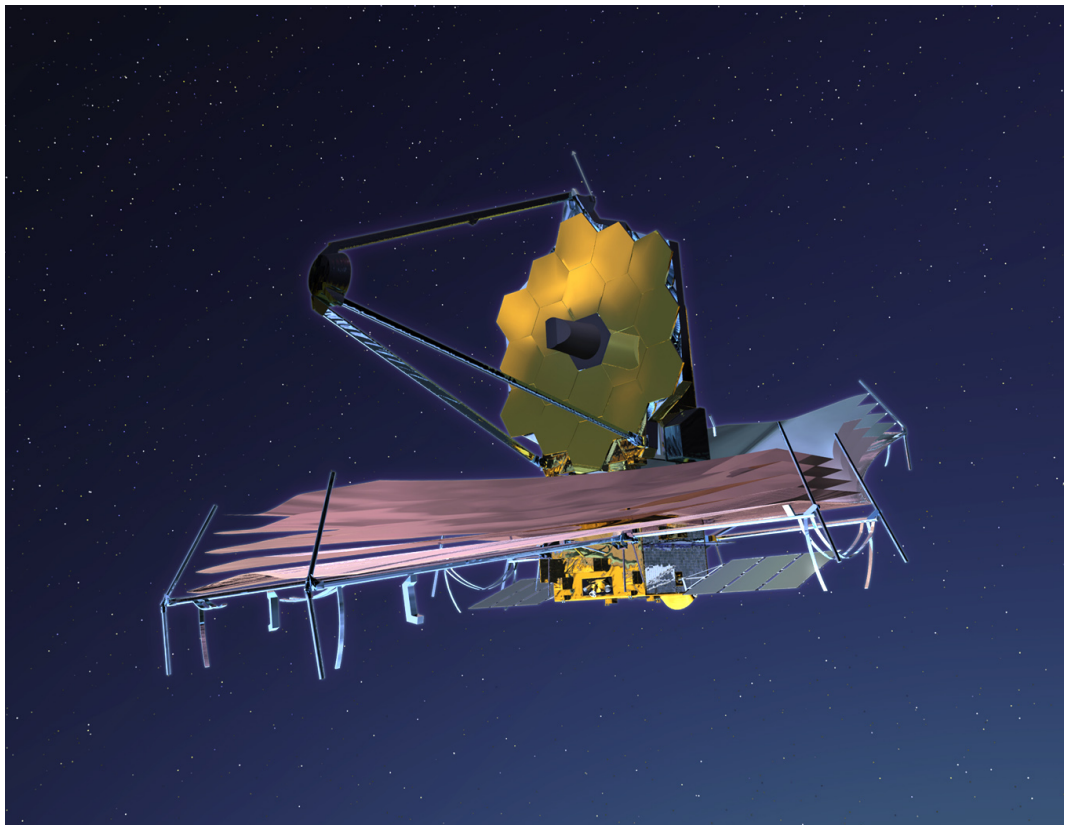


Figura 1: Il James Webb Space Telescope

Acronimo	Definizione
AU	Astronomical Unit
C&DH	Control and Data Handling
CSA	Canadian Space Agency
ESA	European Space Agency
FGS	Fine Guidance Sensor
FOV	Field of View
FPA	Focal-Plane Array
FSM	Fine Steering Mirror
GSFC	Goddard Space Flight Center
HgCdTe	Mercury Cadmium Telluride
HST	Hubble Space Telescope
ICE	Instrument Control Electronics
?IEC	ISIM Electronics Compartment
IFU	Integral Field Unit
IR	Infrared
ISIM	Integrated Science Instrument Module
JPL	Jet Propulsion Laboratory
JSC	Johnson Space Center
JWST	James Webb Space Telescope
J_y	Jansky, $10^{26} \text{ Wm}^{-2}\text{Hz}^{-1}$
L_2	Second Lagrange Point
LRS	Low-Resolution Spectrograph
MIRI	Mid-Infrared Instrument
MSA	Micro-shutter Assembly
NASA	National Aeronautics and Space Agency
NGST	Northrop Grumman Space Technology
NIRCam	Near-Infrared Camera
NIRSpec	Near-Infrared Spectrograph
OSIM	OTE Simulator
OTA	Optical Telescope Assembly
OTE	Optical Telescope Element
STScI	Space Telescope Science Institute
TFI	Tunable Filter Imager
σ	Standard deviation

Capitolo 1

Introduzione

Obiettivo di questa tesi, è stendere un testo che descriva in maniera dettagliata gli aspetti storici e tecnici, allo stato dell'arte, del progetto *JWST*: focalizzandosi sulla parte tecnica e sulle innovazioni di maggiore importanza si procederà nel realizzare un utile testo di riferimento.

Il James Webb Space Telescope - *JWST* - è un progetto nato dalla collaborazione tra NASA - *National Aeronautics and Space Administration*, ESA - *European Space Agency* e CSA - *Canadian Space Agency*.



Figura 1.1: Logo del James Webb Space Telescope

Il progetto *JWST* ha come obiettivo la realizzazione di un telescopio spaziale ad infrarossi di nuova generazione capace di osservare oggetti celesti nello spazio profondo e indagare sull'origine dell'Universo, sulla formazione delle galassie e sulla ricerca di pianeti extra-solari su cui potrebbe essersi generata la vita.

Si osserveranno gli oggetti più lontani mai studiati prima d'ora: in questo modo si potrà così osservare l'Universo nelle condizioni immediatamente¹ successive al Big Bang.

Le prime idee sulla realizzazione del telescopio risalgono già al periodo tra il 1989 ed il 1994, ovvero l'anno prima

¹Si parla comunque di circa 300000 anni dopo il Big Bang



Figura 1.2: Modello in scala del James Webb Space Telescope presso il Goddard Space Flight Center con il Webb Telescope's team - Settembre 2005

della data di lancio dell'*Hubble Space Telescope - HST*; alla situazione attuale, con i nuovi tagli di bilancio effettuati nel 2011 dove si è temuto fortemente per un blocco vero è proprio di tutto il progetto, la data di lancio è prevista per il 2018.

Il *JWST* è destinato a cambiare notevolmente il panorama scientifico mondiale e sarà in grado di fornire risposta a molti quesiti sull'origine e sulla formazione dell'Universo così come nella ricerca di pianeti in cui si potrebbe essere sviluppata la vita.

Il telescopio sarà dotato di uno specchio primario da 6.5 m di diametro composto da 18 segmenti in berillio, di un'imponente strumentazione scientifica e verrà protetto da 5 strati di *sunshields* che conferiranno al telescopio le dimensioni più o meno di un campo da tennis. Il *JWST* verrà posizionato in orbita attorno al punto L_2 , ad 1,5 milioni di km dalla Terra, da un razzo vettore *Ariane V* dell'*ESA*.

Capitolo 2

Storia

Nel 1989 è l'astrofisico italiano *Riccardo Giacconi* (vincitore poi del premio Nobel per la fisica nel 2002) a quell'epoca direttore dell'*STScI* (*Space Telescope Science Institute*) che suggerisce un primo workshop per la pianificazione di un futuro successore dell'*HST*.

Tale workshop venne indetto per il fatto che il tempo necessario alla realizzazione di telescopi di grandi dimensioni è stimato di circa 20 anni, dallo sviluppo alla data di lancio.

Si formò così il *Next Generation Space Telescope Workshop*, organizzato da Garth Illingworth e Pierre Bely supportato dallo stesso *STScI* e dal *Nasa's Goddard Space Flight Center*, incentrato sugli obiettivi scientifici e capacità tecniche di un futuro successore dell'*HST*, il cui anno di dismissione previsto era al momento il 2005.

Al termine del workshop venne proposto alla *NASA* di svolgere uno studio di fattibilità di un telescopio con specchio primario da 8m a raffreddamento passivo operante nel campo del *near-IR* in orbita alta o con base sulla superficie della Luna.

A partire dal 1990 il progetto venne poi momentaneamente sospeso a causa dei gravi problemi allo specchio primario dell'*HST* appena lanciato: tale problema assunse subito il primissimo piano, ed il progetto del *NGST* venne quindi, per il momento, accantonato.

Dal 1993, visti gli ottimi risultati ottenuti da *HST*, la comunità scientifica si rese conto della possibilità di studiare l'Universo nella sua condizione primordiale tramite l'osservazione dello stesso nel campo dell'infrarosso. Infatti *NASA* e *AURA - Association of Universities for Research in Astronomy Inc.* redassero la commissione *HST and beyond* presieduta da Alan Dressler, nella quale venivano riportate le aspettative della comunità astronomica dopo il termine della vita nominale operativa dell'*HST*, prevista allora per il 2005; in tale documento si trovano tre principali raccomandazioni:

- Estendere la vita operativa dell'*HST* al 2010 per permettere una più omogenea transizione al nuovo telescopio.
- Studiare la fattibilità di un telescopio con diametro di 4m in *low-background orbit*.
- Fornire supporto alla comunità scientifica per argomenti quali l'origine dell'Universo, il processo di formazione delle galassie, delle stelle e dei pianeti.

Nel 1995 venne poi spinta una collaborazione tra il già citato *STScI* e il *Nasa's Goddard Space Flight Center - GSFC* per lo studio di un successore a raffreddamento passivo dell'*HST*.

Il direttore della *NASA* dell'epoca, Dan Goldin, diede grande spinta alla comunità astronomica, spronandola a "pensare in grande", data l'arretratezza nello sviluppo delle tecnologie per telescopi spaziali, e richiedendo l'*NGST* con specchio primario da 8 m di diametro e con costo minore rispetto ai precedenti telescopi.

A seguito di tale spinta, dal 1996, furono proposte diverse soluzioni da diverse industrie:

- *NASA-GSFC* telescopio posto nel punto lagrangiano L2 con *sunshields* di grandi dimensioni e uno specchio dispiegabile da 8 m
- *TRW* telescopio posto nel punto L2 con *sunshields* di grandi dimensioni e specchio articolato da 8 m
- *BALL Aerospace* telescopio posto nel punto lagrangiano L2 con *sunshields* di grandi dimensioni e uno specchio dispiegabile da 8 m
- *Lockheed* con specchio monolitico da 4 m in orbita a 3AU (basso rumore IR ma problemi di comunicazioni e bassa efficienza per la produzione di energia elettrica derivante dal Sole).

Nella figura alla pagina seguente sono mostrati i *concepts* proposti dalle industrie aerospaziali del tempo.

Dopo questi studi la *NASA* decise quindi di elargire ulteriori fondi per definire meglio i requisiti tecnici e finanziari per la costruzione del telescopio.

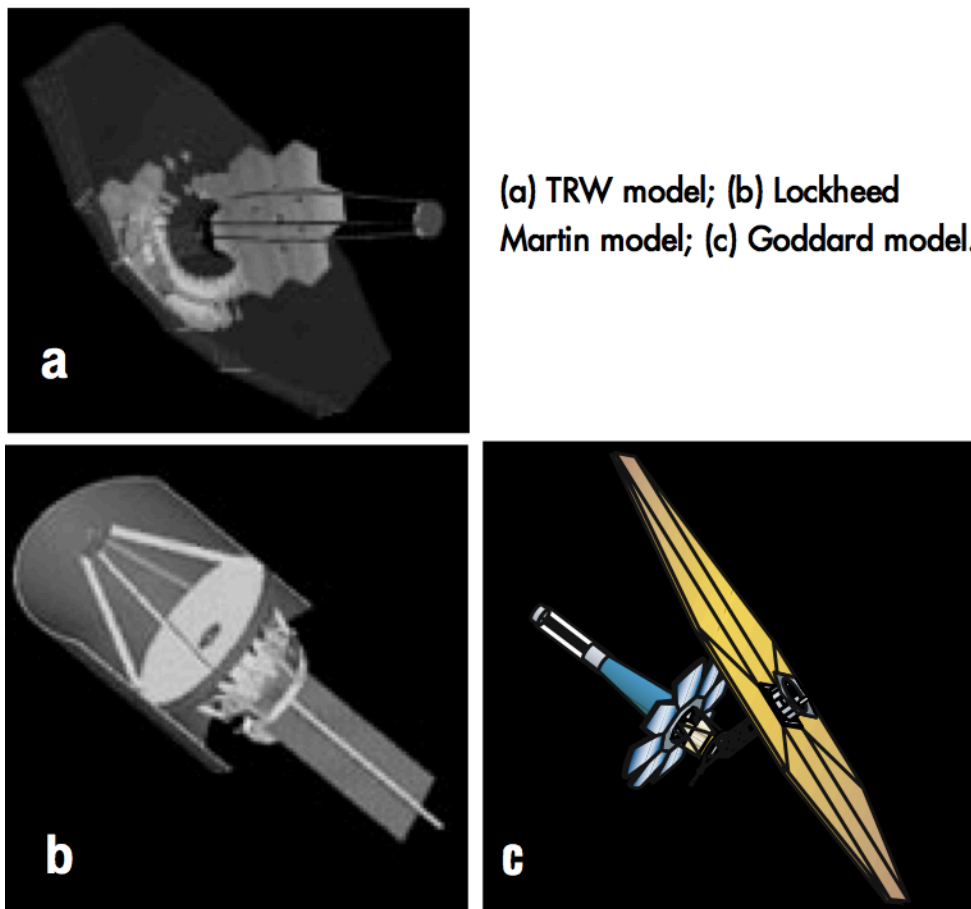


Figura 2.1: Concepts

Gli anni tra il 1997 ed il 2000 furono quelli decisivi, in cui il progetto dell'*NGST* incominciò ad acquisire una forma propria. Vengono redatti dall'*SWG - Science Working Group* gli *science drivers*, sulla base dei quali possiamo leggere i cinque temi sulla quale essi sono incentrati:

1. Cosmologia e struttura dell'Universo
2. L'origine e l'evoluzione delle Galassie
3. La storia della Via Lattea e delle sue "vicine"
4. La nascita e la formazione delle Stelle
5. L'origine e l'evoluzione dei Sistemi Planetari

a partire da questi cinque temi, l'*SWG* sviluppò il *Design Reference Mission*, una documentazione riportante i programmi di osservazione chiave

dell'*NGST*, sulla base dei quali si è poi redatto in linea di massima la strumentazione con cui equipaggiare il futuro telescopio:

- camera near-IR ad ampio campo di vista
- spettrografo near-IR multioggetto con al minimo 100 elementi
- camera/spettrografo mid-IR con scopi generici

A partire da questo momento iniziò anche la collaborazione della *NASA* con l'*ESA* e la *CSA*.

Procedettero quindi anche gli studi in dettaglio sulle componenti principali del sistema ottico del telescopio, il tutto su di una configurazione di questo tipo:

- Specchio dispiegabile di 8 m di diametro
- lanciatore *Atlas V*
- orbita nel punto L2
- *sunshield* dispiegabile di grandi dimensioni

Sulla base di questi studi il costo del progetto fu stimato, nell'anno 2000, nell'ordine di qualche centinaio di milioni di dollari, e il lancio non avrebbe avuto luogo prima del 2008 dato il tempo richiesto per lo sviluppo degli specchi.

Nel 2001, dopo un ulteriore studio sul budget e sui problemi tecnologici, si è deciso di ridurre il diametro dello specchio principale a 6 m, proprio per venire incontro a tali problemi. *Lockeed-Martin* e *TRW/Ball Aerospace* si proposero come primi appaltatori del progetto. Nello stesso anno la *NASA* sceglie il *JPL - Jet Propulsion Laboratory* come centro di implementazione per il *MIRI - Mid-Infra-red Instrument* dell'*NGST*.

Nel 2002 l'*NGST* passa dalla Fase A, ovvero dallo studio di fattibilità in dettaglio, alla Fase B, che prevede la progettazione in dettaglio del sistema spaziale. Al termine della Fase B si ebbe la *Critical Design Review* che venne redatta da GSFC e si decise di trasferire diverse responsabilità di progetto al primo appaltatore. Nel Gennaio dello stesso anno, la *NASA* annuncia l'utilizzo delle tecnologie di *micrsoshutter*, per andare in contro al requisito di *multiobject capability*, nello spettrografo near-IR NIRSpec del *NGST*. A Giugno la *NASA* seleziona il team composto da membri dell'Università dell'Arizona, della *Lockeed-Martin Advanced Technology Center* - Palo Alto, California, *EMS Technologies* - Ottawa, Canada e *COMDEV; Ltd.* - Cambridge, Canada guidato dalla Dr. Marcia Rieke per la costruzione della

NIRCAM - Near-IR Camera; nello stesso mese viene anche comunicato il team guidato dal Dr. George Reike che collaborerà con il *JPL* per la realizzazione del *MIRI*: Dr. Heidi Hammel, Space Science Institute, Ridgefield, Connecticut; Dr. Simon Lilly, ETH- Hoenggerberg, Zurigo, Svizzera; Dr. Jonathan Lunine, Lunar and Planetary Laboratory, Tucson, Arizona; Dr. Mark McCaughrean, Potsdam, Germania; Dr. Massimo Stiavelli, Space Telescope Science Institute, Baltimora; e Dr. Rogier Windhorst, Arizona State University, Tempe.

Il 10 Settembre del 2002 la *NASA* sceglie la *TRW Inc.* come prima appaltatrice per la progettazione e fabbricazione dello *spacecraft*, dello specchio primario e per lo svolgimento delle operazioni di integrazione e test di pre-volo.

Nello stesso comunicato la *NASA* rende onore al suo secondo amministratore, **James Edwin Webb** (Figura 2.2), intitolando a lui il telescopio.



Figura 2.2: James E. Webb

Noto soprattutto per aver accompagnato la *NASA* fino all'alba delle missioni Apollo, James E. Webb è stato fautore di un imponente programma di ricerca scientifica spaziale; è stato infatti responsabile di più di 75 lanci, comprese le prime missioni di esplorazione interplanetaria della *NASA*.

L'*NGST* prende così il nome di *JWST - James Webb Space Telescope*.

Sempre nello stesso comunicato, la *NASA* comunica nuovi dettagli sulla missione. Il *JWST* è predisposto per il lancio nel 2010, in orbita attorno al punto lagrangiano L_2 a circa 1.5 milioni di *km* di distanza dalla Terra. Tale posizione, oltre a posizionare lo *spacecraft* in un punto di equilibrio gravitazionale nel sistema *Terra-Sole*, permette il raffreddamento passivo a temperature molto basse, dell'ordine di pochi K.

Per contro il telescopio non potrà usufruire di *servicing missions* da parte dello *Space Shuttle* perché troppo lontano: dovrà quindi soddisfare requisiti di affidabilità molto elevati.

Lo specchio primario, di 6.5 m di diametro, sarà piegato su se stesso durante il lancio, per rispondere alle limitazioni dovute alle dimensioni del *fairing* del lanciatore, e verrà dispiegato in volo tramite un comando da Terra. La strumentazione scientifica che equipaggerà il *JWST* sarà composta da una camera near-IR, una camera-spettrografo mid-IR ed uno spettrografo multi-oggetto.

Il costo stimato della missione è di 828.4 milioni di dollari.

Il *GSFC* gestirà il *JWST* per conto dell'*Office of Space Science* presso il quartier generale della *NASA* a Washington. Oltre alle nu-

merose industrie che collaboreranno al progetto, parteciperanno al programma l'agenzia spaziale europea e quella canadese: *ESA* e *CSA*.



Figura 2.3: Loghi delle agenzie Spaziali partecipanti al progetto *JWST*.

Nel periodo 2002-2003 il progetto *JWST* viene completamente rivisto per ottemperare ai requisiti del budget precedentemente previsto.

Nel 2003 L'*ESA* propone di fornire come lanciatore un Ariane V, di capacità maggiore rispetto ad un Atlas

V della *NASA*, per portare in orbita il *JWST*. Ciononostante si opta inizialmente di ridurre le dimensioni dello specchio primario, il cui presenta le maggiori problematiche d'ingombro, riducendone la superficie da 29.4 m^2 a 25 m^2 e diminuendo inoltre il numero di segmenti dello specchio stesso da 36 a 18.

Lo stesso anno la *TRW*, viene assorbita dalla *Northrop-Grumman* diventando così la *Northrop Grumman Space Technology*.

Nell'estate del 2003 i team di *NIRCam* e *NIRSpec* scelgono la tecnologia in *HgCdTe* per i *detector* degli strumenti; la *NASA* seleziona invece la tecnologia di specchi al *berillio* per il *JWST*, che verrà realizzata da *Ball Aerospace & Technologies Corporation*, con termine entro l'anno per l'inizio della produzione. Il progetto del *JWST* passa di nuovo ufficialmente dalla Fase A alla Fase B, nella quale il *JWST* viene progettato in dettaglio. Tale fase ha richiesto circa 4 anni. Nel 2003 l'*STScI* sviluppa già il *Mission Operation Concept* e tutta la documentazione necessaria per le singole operazioni sugli strumenti scientifici del *JWST*.

All'inizio del 2003 ha inizio la prima fase dello sviluppo del design specifico dei requisiti dei sistemi e dei sottosistemi. Con tutta la documentazione dettagliata degli elementi, il progetto supera il *System Requirements Review - SRR* nel Dicembre del 2003.

Nel 2004 la *NASA* fissa nuovamente la data di lancio per l'Agosto del 2011. Molte problematiche sono sorte durante la progettazione in dettaglio del *JWST*, soprattutto per quanto riguarda la stabilizzazione dello *spacecraft* in relazione agli effetti della pressione della radiazione solare sui *sunshields* (problema poi risolto solo nel 2007). Nel 2004 vengono consegnati i primi segmenti dello specchio primario in berillio e sempre nello stesso anno i piani vengono sospesi a causa del disastro dello *space shuttle Columbia* che fece

slittare a data da destinarsi la *servicing mission - SM4* per l'*HST*.

Nel 2005 tutti gli strumenti scientifici, tranne il *NIRSpec*, superano la fase di *preliminary design review* e procedono verso la fase degli *engineering models*, modelli su cui svolgere le prime prove per la qualifica al volo. Nel Maggio dello stesso anno tutti i 20 segmenti in *berillio* vengono consegnati alla *Axsys* per le lavorazioni di *light-weighting*.

In Febbraio viene firmato il contratto per l'utilizzo dell'*Ariane V* come lanciatore per il progetto *JWST*, formalizzando così il contributo dell'*ESA* al progetto. Nuovi problemi tecnici insorgono, problemi legati alla massa totale i quali che impongono il cambio del sistema di raffreddamento del MIRI da un *cryostat* ad un *cryocooler*. Oltre ai problemi tecnici insorgono anche quelli finanziari, il costo totale dello sviluppo passò infatti da 2 a 3.5 miliardi di dollari. Il *Science Assessment Team* effettua un re-planning i cui risultati imposero maggiore priorità alle capacità scientifiche del *JWST* e un maggiore rilassamento per quanto riguarda molti dei requisiti di performance guida. Sempre il *SAT* raccomanda di semplificare le prove di *Integration & Testing* e trarre vantaggio dalla presenza di ottiche regolabili. Ulteriori risparmi avvengono grazie alla riduzione del numero di test grazie ad accorpamenti e di requisiti meno stringenti, come diminuire i requisiti ottici a 1 μm riducendo così i costi della lucidatura degli specchi in *berillio*. In tale maniera più di 100 milioni di dollari vennero risparmiati.

A seguito di tali vicissitudini la data di lancio del *JWST* venne nuovamente posticipata a non prima di Giugno del 2013.

Nel 2006 il progetto riprende con vigore, a fine Gennaio infatti il team del *JWST* passa il *System Design Review* con successo. In questa *review* gli ingegneri descrivono il design generale e le funzioni dei sottosistemi realizzati sulla base dei requisiti. E' stato un passo significativo per arrivare alla *Preliminary Design Review* poi re-definita, a causa di problemi finanziari, per l'inizio del 2008. Il progresso del progetto nel 2006 era eccellente e tutti i segmenti dello specchio primario erano in lavorazione presso la *Axsys*.

Nel 2007 la *NIRSpec* e il *Fine Guidance Sensor - FGS* passano la *Critical Design Review - CDR*. Nella Primavera dello stesso anno la *Axsys* termina le lavorazioni sui segmenti in *Berillio* e li consegna alla *Tinsley* per le procedure di rettifica e lucidatura. Nell'Estate *NASA*, *CSA* ed *ESA* firmano ufficialmente il memorandum per lo stato del progetto del *JWST*.

Una porzione dell'*ISIM - struttura di supporto* viene sottoposta, con successo, al test per la stabilità termica.

Nel Marzo del 2008 il team del *JWST* supera con successo la *Preliminary Design Review* e la *NASA* approva ufficialmente la transizione alla Fase C/D ovvero fase di *implementation and testing*.

Nello stesso anno, viene completata la lavorazione di lucidatura finale sui

segmenti dello specchio primario e così anche le procedure di *cryo-testing*. Il passaggio con successo delle fasi di *cryo-testing* ha permesso di verificare l'esatta forma del pezzo prima delle operazioni di *cryo-polishing*, infatti molti segmenti avevano già soddisfatto i requisiti di qualità prima delle fasi di *cryo-polishing*.

Con il nuovo *budget* presentato dalla *NASA* nel 2009, il progetto del *JWST* slitta come lancio a non prima del Giugno 2014 e la fase di *Mission Critical Design Review* viene fissata per Aprile 2010.

Nel 2009 i sistemi principali dello *spacecraft*, quali avionica, computer, comunicazioni, propulsione e pannelli solari, passano la fase di *PDR*. Passano la fase di *CDR* la *ISIM* in Marzo, l'*Optical Telescope Element* in Ottobre e la *Backplane structure* in Dicembre.

A Gennaio del 2010 anche i *sunshields* passano con successo la *CDR*.

Il progetto passò così alla fase di *MDCT* in Aprile. Gli unici problemi rimanenti al tempo erano quelli riguardanti il *budget* ed una *CDR* a parte per gli *spacecraft systems* nel 2011.

Il *JWST* era infatti sulla dirittura d'arrivo, ma i continui ritardi provocavano un continuo aumento dei costi; tale aumento avrebbe pesato ulteriormente anche sugli altri progetti della *NASA* in corso.

Sulla base di ciò la *NASA* stessa procedette ad una *review* per semplificare le ultime fasi di test del *JWST*, in particolare per la parte del *OTE* e della *ISIM* da testare al *Johnson Space Centre*.



Figura 2.4: Tecnici in posa insieme con lo specchio secondario del JWST

Capitolo 3

Tecnica

Il *JWST* è un telescopio di nuova generazione a diffrazione limitata, lungo 22 m con specchio principale dispiegabile, a basso peso e di 6.5 m di diametro. Diffrazione limitata, in linguaggio tecnico *diffraction limited*, significa che la costruzione di tale telescopio è stata realizzata in modo tale da ottenere il valore teorico massimo di risoluzione angolare raggiungibile con quel tipo di ottica.

Verrà dotato di un sistema di *sunshields* per il raffreddamento passivo per lo *spacecraft* e la strumentazione, anch'essi dispiegati dopo il lancio.

Il *JWST* opererà nel campo di lunghezze d'onda tra 0.6 e 28 μm con prestazioni limitate al di sotto dei 10 μm da Luce Zodiacale; strumentazione da *imaging* e spettroscopia saranno invece al di sopra di tale campo di lunghezze d'onda.

La strumentazione ottica sarà composta da quattro strumenti scientifici:

- Near Infra-Red Camera - *NIRCam*
- Near Infra-Red Spectrograph - *NIRSpec*
- Mid Infra-Red Instrument - *MIRI*
- Fine Guidance Sensor e Tunable Filter Imager - *FGS-TFI*

Vita prevista di 5 anni e con obiettivo-target di 10 anni.

3.1 Design

Il *James Webb Space Telescope* è composto dall'“*Optical Telescope Element*” - *OTE*, e dall'“*Integrated Science Instrument Module*” - *ISIM*, dal sistema di *sunshields* e dallo *spacecraft bus*.

3.1.1 Optical Telescope Element - OTE

L'*OTE* è il cuore scientifico del *JWST*.

E' composto dalla struttura di supporto e dal sistema di specchi.

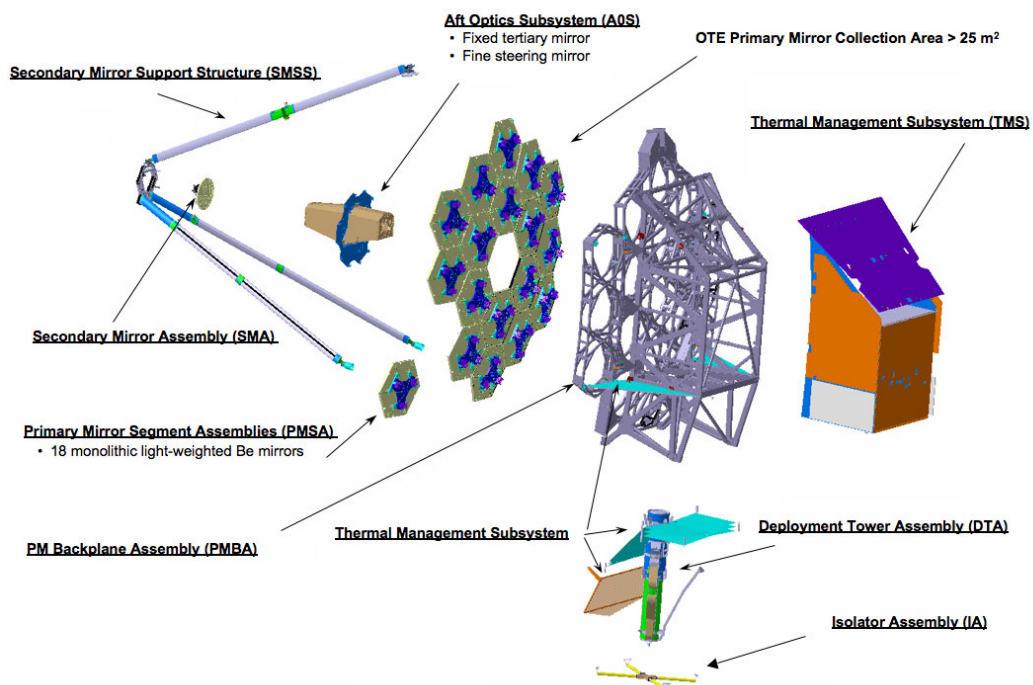


Figura 3.1: Optical Telescope Element Assembly

Primary Mirror

Lo specchio primario del *JWST* è di 6.5 m di diametro.

E' composto da 18 segmenti esagonali di diagonale ~ 1.3 m in berillio pesanti ciascuno 20 kg. Sul retro di ogni segmento sono collocati sei attuatori per la movimentazione a 6 gradi di libertà ed un settime, posto al centro del segmento stesso, per modificarne la curvatura: il blocco sul quale il sistema

di attuatori è montato, è chiamato *Hexapod* (Figura: 3.2).

La movimentazione dei singoli segmenti viene effettuata per modificare il

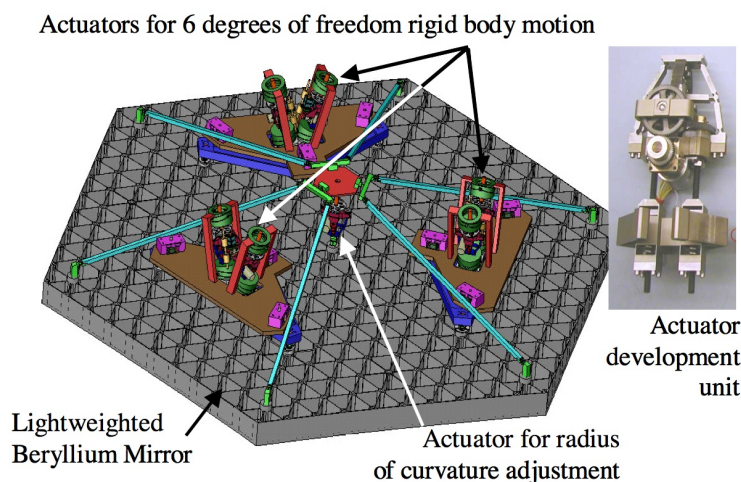


Figura 3.2: Hexapod

fuoco del sistema ottico: l'unità di misura per gli spostamenti generati dagli attuatori è in *nm*.

L'insieme di 18 segmenti funzionerà infatti come uno specchio unico.

I segmenti sono realizzati in forma esagonale per massimizzarne il fattore di riempimento ed in questo modo lo specchio primario funzionerà come uno specchio unico di forma quasi-circolare.

Dopo che il telescopio sarà in orbita, saranno necessari circa 2 mesi per l'allineamento degli specchi e della curvatura.

La scelta del materiale è ricaduta sul berillio, per gli alti valori di resistenza e per il basso peso specifico di cui è dotato. E' un materiale in grado di mantenere le sue caratteristiche di forma in un ampio *range* di temperature: i valori di contrazione e deformazione che si ottengono alle temperature di 40 K in cui il telescopio opererà, sono molto bassi e quindi ottimali per il tipo di missione. E' inoltre buon conduttore di calore ed elettricità e non è magnetico. La sua lavorabilità è bassa e le sue polveri sono altamente tossiche, richiedendo quindi particolari accorgimenti durante la lavorazione. I singoli segmenti sono inoltre ricoperti da una sottile lamina d'oro a 24 carati, per l'eccellente capacità di riflessione del *range* di lunghezze d'onda in cui il telescopio opererà, portando così la riflettanza (*reflectivity*) dello specchio dall'85% (valore nominale dei normali telescopi), al 98%.

Lo specchio secondario è montato su di un sistema a tre aste di supporto, chiamato *tripod support structure*. Anch'esso è dotato di 6 attuatori per il controllo su 6 gradi di libertà, anche se solo 5 servono effettivamente.

La radiazione che giunge sullo specchio primario viene quindi concentrata su quello secondario il quale a sua volta indirizza il fascio nell'*Aft Optical Subsystem*: esso contiene lo specchio terziario e il *Fine Steering Mirror* per piccoli aggiustamenti (Figura: 3.3). Il fascio viene poi inviato all'interno della *ISIM* nella quale sono collocati gli strumenti scientifici.

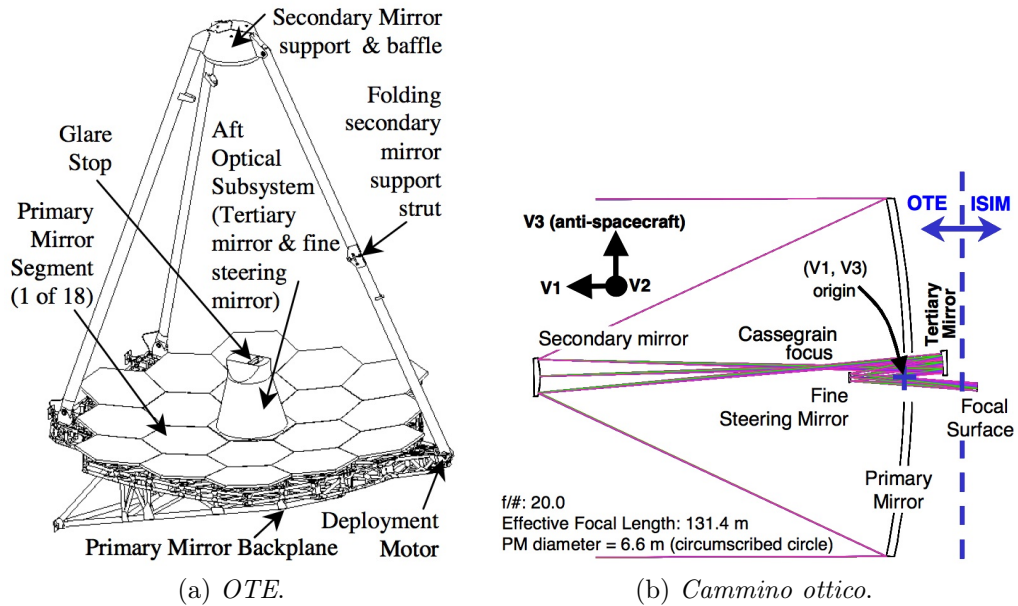


Figura 3.3: Optical Telescope Element e cammino ottico dello stesso.

Folding

Lo specchio primario dispiegato non soddisfa i requisiti dimensionali *fairing* del *Ariane V* che pone come vincolo 5 m di diametro massimo.

E' stata quindi sviluppata una tecnica per "piegare" su se stesso l'intero *OTE* e soddisfare così i requisiti dimensionali del lanciatore.

Sono state rese mobili, tramite delle cerniere, le ali laterali dello specchio primario, ognuna delle quali composta da 3 segmenti. Anche le tre aste che sostengono lo specchio secondario, *tripod support structure*, sono dotate di cerniere per permetterne il dispiegamento ed il successivo serraggio in posizione corretta.

Tutti i meccanismi che partecipano alla fase di dispiegamento sono progettati per la massima semplicità, accuratezza e affidabilità. Sono infatti dotati di *heaters* e altre protezioni per evitare "*critical events*". Permettono inoltre sblocco e ri-blocco per eliminare eventuali tensioni residue a lungo termine. Le sequenze di dispiegamento sono mostrate in Figura 3.4.

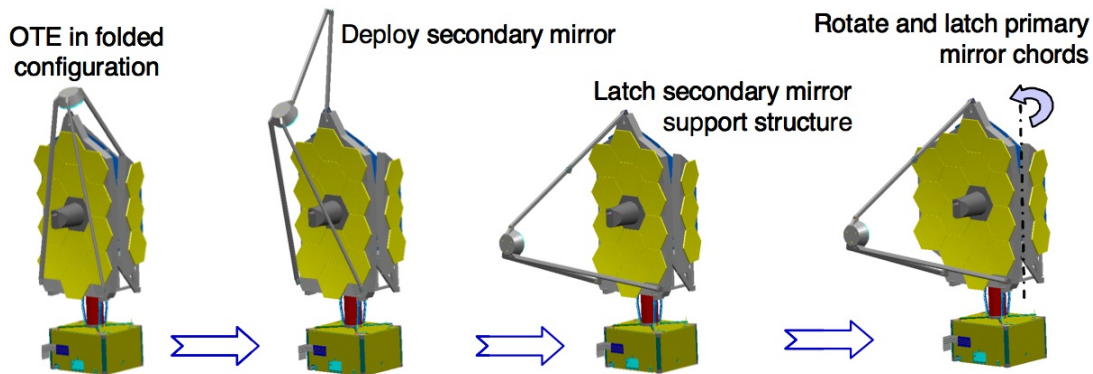


Figura 3.4: Folding dello specchio primario

3.1.2 Backplane

Il *Backplane* del *JWST* è la struttura che sostiene e supporta l'insieme dei 18 segmenti dello specchio primario, il *payload* scientifico e l'intero sistema ottico per una massa totale di 2400 kg.

Fornire supporto per lo specchio primario impone alla struttura, per ovvie ragioni, la totale immobilità a fronte delle variazioni di temperatura e a fronte dei carichi subiti durante il lancio. Oltre che assolvere alla funzione di mantenere totalmente immobile lo specchio primario, il *backplane* fornisce stabilità termica a temperature inferiori a -240°C con uno scostamento massimo dalla posizione iniziale di 38 nm sopra ad un periodo di tempo di 14 giorni, che è il periodo tipico di osservazione continua del *JWST*.

Il *backplane* è realizzato presso la *Alliant Techsystems - ATK* in Magna, Utah. Il materiale utilizzato per la costruzione di tale struttura, sarà un materiale composito compatibile al vuoto dello spazio e in grado di evitare qualsiasi fenomeno di *outgassing* che potrebbe variarne proprietà e performance. Il modello realizzato agli elementi finiti per definire tale struttura è tra i più complessi mai realizzati, presenta infatti più di 14 milioni di gradi di libertà ed in questo modo fornisce un elevatissimo livello di accuratezza e precisione. Il modello finale è una struttura reticolare ad aste tubolari composta da quattro strutture individuali: una sezione centrale fissa che supporta 12 segmenti dello specchio primario, due strutture laterali che supportano ognuna 3 segmenti dello specchio primario e che sono movimentate nella fase di spiegamento e il *backplane support frame - BSF* una struttura a scatola che fornisce rigidità e resistenza al *backplane* vero e proprio e all'*OTE*. Il materiale scelto è un composito del tipo *prepreg* (pre-impregnato) unidirezionale composto da fibre di carbonio M55J e resine ad Estere di cianato HexPly 954-6. Le resine sono scelte per la loro performance a temperature

criogeniche ottenute dopo essere state trattate ad alta pressione in autoclave a 121 °C. Questi materiali base sono combinati poi in tre diverse famiglie per venire incontro ai differenti stress termico-strutturali a cui il *backplane* è sottoposto tra la cima e il fondo. La parte più bassa, verso i *sunshield*, è la parte più calda contrariamente alla parte più in alto che è, ovviamente, quella più fredda.

Le sezioni tubolari sono state designate in più di 50 combinazioni diverse di spessore, forma e dimensioni: sezioni a rombo, sezioni tubolari quadrate di sezione 1.613 mm² con spessori di 1.02 mm, sezioni tubolari rettangolari di 101.6 mm x 177.8 mm di sezione con spessori di 4.32 mm. La configurazione geometrica finale del *backplane* conforme alle 18 sezioni esagonali dei segmenti dello specchio primario ha una massa totale < di 1000 kg e supporta tre volte il suo peso attraverso la sua interfaccia con specchi, strumentazione scientifica e *ISIM*. Figure 3.1 e 3.5.

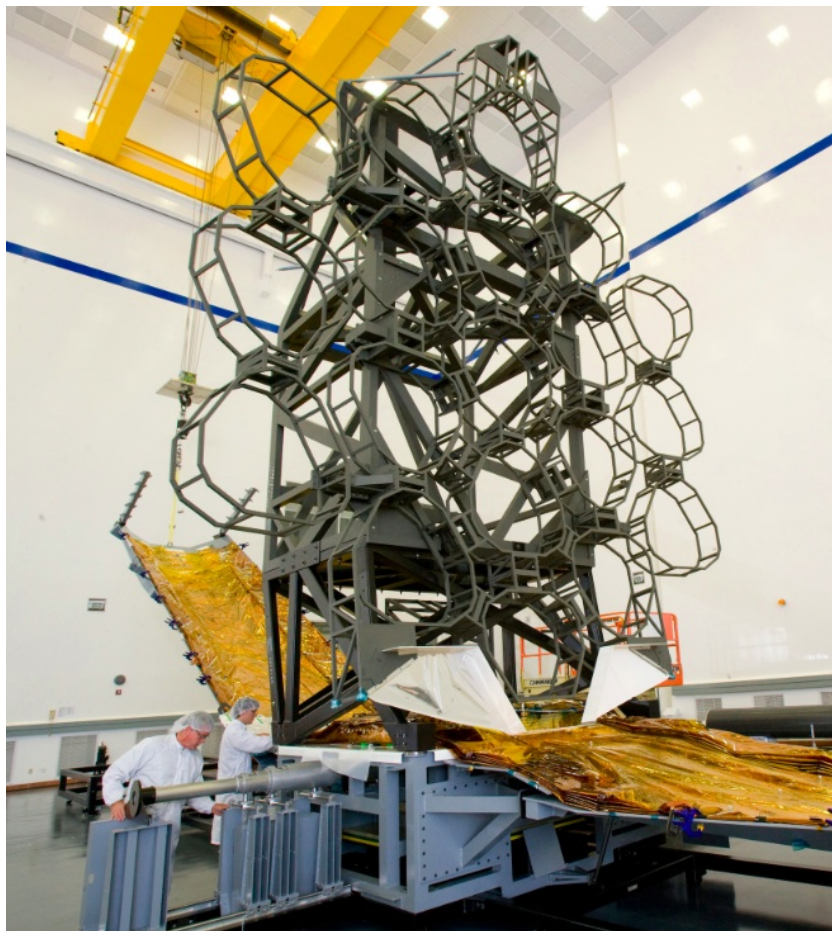


Figura 3.5: Backplane nei laboratori del *GSFC* della *NASA*

3.1.3 Spacecraft Bus

Sul lato cosiddetto “caldo” del *JWST*, ovvero quello rivolto verso la Terra e, quindi, verso il Sole, è collocato il cuore vero e proprio dello *spacecraft*, lo *spacecraft bus*. Nello *spacecraft bus* sono presenti il sottosistema di controllo d’assetto, di comando e gestione dei dati, di comunicazioni, di propulsione, di controllo termico e il sottosistema di potenza elettrica.

Di seguito una spiegazione dei vari sottosistemi sulla base dei dati attualmente disponibili.

Sottosistema di potenza elettrica: converte energia solare in energia elettrica sulle array di pannelli solari presenti nell’energia necessari per il funzionamento degli altri sottosistemi dello *spacecraft*, così come il *payload* scientifico. E’ inoltre dotato di batterie per la gestione dei picchi e dei cali di potenza, così come fornire potenza elettrica per le prime fasi della missione nelle quali il pannello solare non è ancora dispiegato.

Sottosistema di controllo di assetto: rileva l’orientazione dello *spacecraft*, lo mantiene in un’orbita stabile e provvede al puntamento - *coarse pointing* dell’osservatorio verso l’area nella quale verranno svolte le funzioni scientifiche. Tre *star trackers* (uno di ridondanza) sono utilizzati per il puntamento e per fornire stabilità al rollio lungo la linea di vista del telescopio. Sono inoltre presenti sei *reaction wheels* - *RW* (2 di ridondanza) montate su isolatori vicini al centro di massa del *bus* per ridurre al minimo i disturbi alla strumentazione scientifica. Esse scaricano il *fine steering control* in modo da mantenere il *fine steering mirror* in una posizione vicina a quella centrale riducendo così anche il *blurring* dovuto alla distorsione di campo differenziale. Le *RW* si occupano anche di stabilizzare il telescopio soggetto alla pressione di radiazione solare che, data la superficie estesa del *sunshield*, introduce una coppia di disturbo relativamente elevata. Il sistema è inoltre composto da sensori di sole e da *thrusters* per le operazioni di *station keeping*.

Sottosistema di comunicazioni: l’antenna del sistema di telecomunicazioni è puntata direttamente verso la Terra, riceve i comandi e invia le informazioni scientifiche al *Operations Control Center* - *OCC* tramite il “*Deep Space Network*” della *NASA*. L’antenna di *downlink* opera nella banda Ka ed ha un rateo selezionabile tra 7, 14 e 28 MBps. Sono presenti altre due antenne omni-direzionali in banda S che forniscono copertura sferica completa per comunicazioni di emergenza.

Sistema di comando e gestione dei dati: è il cuore dello *spacecraft* ed è composto da un computer, *Command Telemetry Processor - CTP* che indirizza i comandi ricevuti dal sistema di comunicazioni e li dirige alle utenze appropriate. E' provvisto di un *Solid State Recorder - SSR* da 471 GB per *memorizzazione/data storage*. Esso conserva i dati raccolti tra i periodi di contatto con la *Ground Station* ed è in grado di preservare i dati raccolti fino a due giorni fornendo così ridondanza nel caso di *missing contact* con la Terra. Il *CTP* controlla le interazioni tra gli strumenti scientifici, l'*SSR* e il sistema di comunicazioni.

Sistema propulsivo: è formato da i serbatoi del propellente e da un gruppo di *thrusters* comandati dal sistema di controllo di assetto per il mantenimento dell'orbita e per le manovre in orbita.

Sottosistema di controllo termico: composto da radiatori per la dissipazione del calore prodotto dal *bus* e da sensori: mantiene sotto controllo la temperatura dello *spacecraftbus* a livelli operativi.

Nella figura 3.6 viene rappresentato il *bus* del *JWST* in varie viste. Si vede chiaramente in verde la *solar array*, gli *startracker* per il controllo dell'assetto (coni di colore blu chiaro) e la *High Gain Antenna* in (a) e (c).

Le informazioni sul *bus* sono tuttora frammentarie, talvolta controverse e ancora molto generali. Il *bus* sarà l'ultima parte del *JWST* ad essere sviluppata: è infatti il sottosistema del telescopio che richiede minore innovazione. Attualmente, siamo a Ottobre 2011, la percentuale di completamento del *bus* è al 25 %.

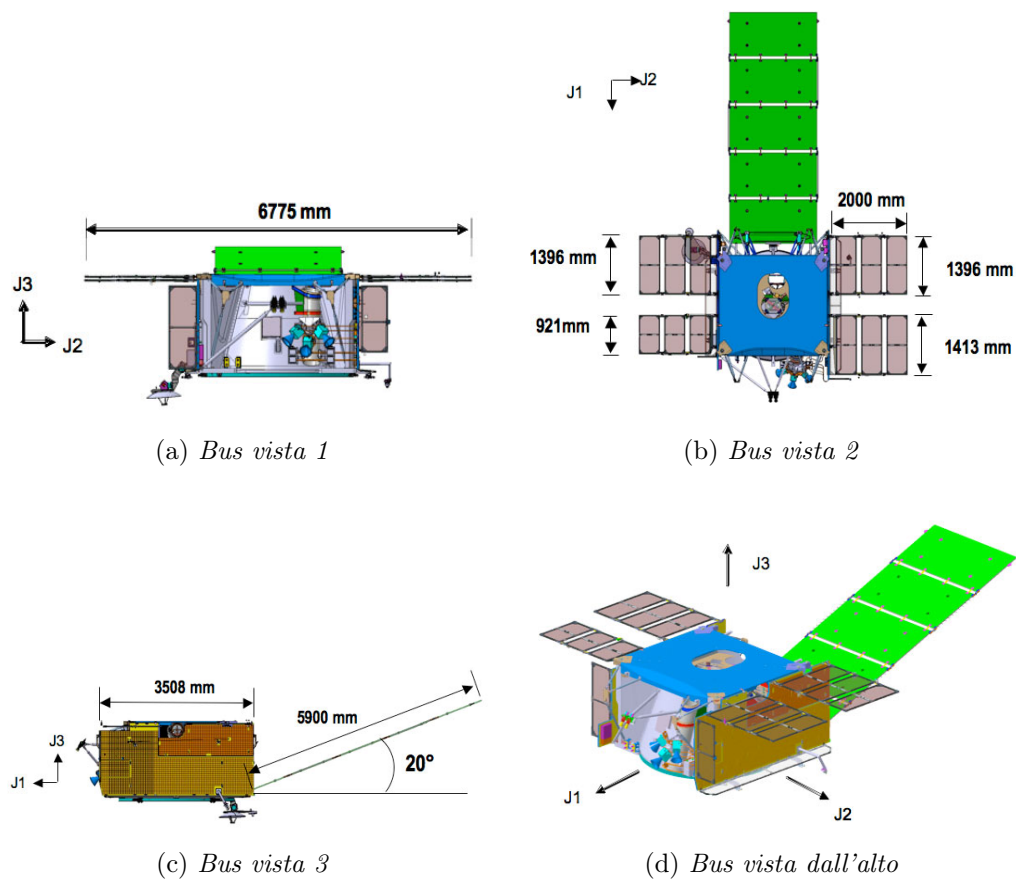


Figura 3.6: Il *bus* principale del *JWST*

3.1.4 Sunshield

La parte senz'altro più appariscente del telescopio è, per le sue dimensioni di $10 \times 22 \text{ m}$, il sistema di *sunshield*.

Il materiale di cui i *sunshield* sono costituiti è il *Kapton*, film a matrice polimerica. È un materiale altamente stabile, che mantiene le sue caratteristiche invariate per un ampio *range* di temperature, da 0 a 673 K. Ha un'elevata conducibilità termica tra 0.5 e 5 K che lo rende ottimo per applicazioni criogeniche. Il *Kapton* può essere ridotto facilmente in film sottili, offre buon isolamento elettrico e ha un basso peso specifico. Caratteristica peculiare del *Kapton* è il basso livello di *outgassing*¹ che ne permette il largo utilizzo in applicazioni spaziali.

Il *JWST* è dotato di 5 strati di *sunshield* in *Kapton* ricoperti di un sottile strato di alluminio e sono separati tra loro dal vuoto dello spazio: la loro funzione è ridurre i 300 kW che lo *spacecraft* riceve dal Sole, in 23 mW sul *layer* rivolto verso la strumentazione scientifica. Il sistema di *sunshield* è progettato per sostenere un drop termico di 300 K tra il *layer* più esterno e quello più interno. Il *layer* più vicino alla strumentazione sarà in questo modo ad una temperatura di circa 90 K.

A queste temperature lo specchio primario, la struttura di supporto e il *payload* scientifico possono irradiare il calore prodotto verso lo spazio e mantenere così temperature operative attorno a 30 K-50 K, necessarie al corretto funzionamento del telescopio stesso.

Come abbiamo precedentemente accennato, la dimensione dei *sunshields* è assai imponente: sono spessi meno della metà di un foglio di carta ed hanno una superficie pari ad un campo da tennis. Per quest'ultimo motivo i *layers* non possono essere realizzati in un unico pezzo e sono quindi costituiti da più di 52 parti collegate tra loro, come si può ben notare nelle Figure 3.7 e 3.8.

Il *layer* rivolto verso il Sole è inoltre ricoperto da un sottile strato di *Silicon* per riflettere e irradiare lontano la luce solare. Il *JWST* è in un punto dello spazio dove è quasi completamente assente la protezione fornita dal campo magnetico terrestre e il telescopio sarà quindi esposto al bombardamento di raggi cosmici ad alta energia, che potrebbero danneggiare seriamente la strumentazione scientifica di bordo. Per questo motivo i *layers* sono ricoperti da un sottile strato di alluminio e da una griglia di materiale conduttivo che disperdono tali scariche ed evitano la formazione di pericolosi archi elettrici che potrebbero compromettere seriamente il telescopio stesso.

¹ *Outgassing*: fenomeno fisico che porta al rilascio e conseguente evaporazione/sublimazione di particelle intrappolate nella microstruttura del materiale, a pressioni minori di quelle di vapore (vuoto dello spazio).



Figura 3.7: *Sunshield* durante la fase di test presso la “*ManTech International Corp.’s Nexolve facility*” ad Huntsville, Alabama USA.



Figura 3.8: I 5 *sunshields* durante la fase di test.

3.2 Lanciatore

Il lanciatore selezionato per portare in orbita il *James Webb Space Telescope* è un' *Ariane V ECA*, il razzo vettore più grande in servizio all' Agenzia Spaziale Europea.

L' *Ariane V* ha un'altezza di oltre 53 m ed un peso massimo al lancio di 780 t con peso massimo del *payload* per trasferimento in orbita geostazionaria di 10 t.

Il lanciatore è composto da due *booster* - *EAP* - *Etage d'Accélération à Poudre* laterali a propellente solido, alti 31 m e di diametro 3 m, che forniscono una spinta massima di 6470 kN ognuno, con impulso specifico di 275 s, durata della spinta di 129 s, e da un segmento principale diviso in due stadi: il primo, chiamato *EPC* - *Etage Principal Cryotechnique*, è a propellente liquido: alto 30 m, di diametro 5.4 m è caricato, al lancio, da 150 t di ossigeno liquido e 25 t di idrogeno liquido; il primo stadio è equipaggiato con un endoreattore *Vulcain 2* da 1340 kN di spinta ed impulso specifico di 431 s: l' *EPC* rimane acceso per circa 540 s e la fase di *staging* di quest'ultimo avviene ad una quota compresa tra 160 e 210 km.

Il secondo stadio, chiamato *ESC-A* - *Etage Supérieur Cryotechnique de type A*, è caricato da 14,7 t di propellente, tra idrogeno ed ossigeno liquido, ed è equipaggiato da un endoreattore *HM7B* da 64.7 kN di spinta ed impulso specifico di 446 s: rimane acceso per 945 s e provvede inoltre anche al controllo di assetto di tutto lo *spacecraft*.

Il *fairing* che protegge il *payload*, ovvero in questo caso il *JWST*, durante la fase di lancio è alto 17 m ed ha un diametro di 5.4 m.

La copertura viene espulsa 3 min dopo il lancio, ad una quota di circa 100 km. Il lancio sarà effettuato dall' *ELA-3 launch complex* presso l' *European Spaceport* nelle vicinanze di Kourou, nella Guiana francese.



Figura 3.9: Ariane V porta in orbita Herschel e Planck nel 2009

3.3 Orbita

Il *James Webb Space Telescope* è designato per percorrere con un periodo di 168 giorni una cosiddetta "orbita Halo", una traiettoria chiusa in prossimità del secondo punto lagrangiano $L2$ del sistema Terra-Sole.

La strumentazione del telescopio opera nel campo dell'infrarosso, e deve perciò essere mantenuta a temperature molto basse, in modo da consentire di raccogliere senza disturbi i segnali provenienti dagli oggetti astronomici osservati: anche lo *spacecraft* deve quindi essere mantenuto a tali temperature, in modo da non interferire in nessun caso con i segnali ricevuti dalla strumentazione (sappiamo infatti che ogni corpo a temperatura maggiore di 0 K emette radiazione infrarossa).

Lo *spacecraft* e la strumentazione sono stati progettati a raffreddamento passivo e collocare il *JWST* in prossimità del punto $L2$ risulta quindi la soluzione migliore.

Il secondo punto lagrangiano $L2$ si trova a 1.5 milioni di chilometri dalla Terra, quasi 4 volte la distanza media Terra - Luna. I punti lagrangiani sono

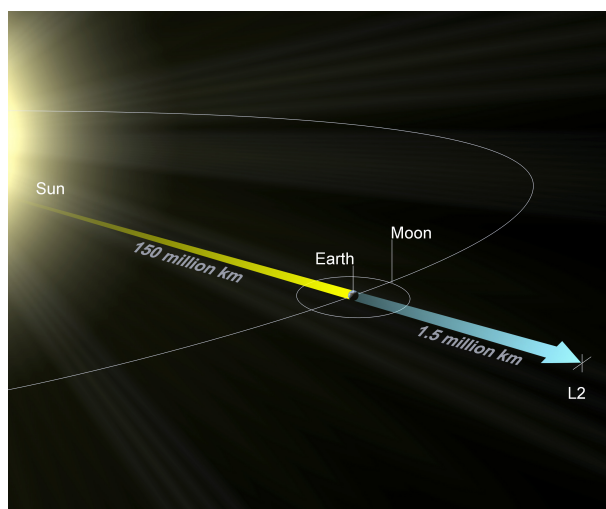


Figura 3.10: Rappresentazione grafica della posizione del punto "L2" nel sistema Terra-Sole

le soluzioni del così detto *three-body-problem*: tali soluzioni rappresentano i punti di equilibrio di tale sistema, e indicano dove collocare una massa (infinitamente piccola nei confronti degli altri due corpi) in modo che la sua velocità e la sua accelerazione, relative al centro di massa del sistema dei due corpi più grandi, siano nulle.

Vediamo qui di seguito la formulazione matematica del problema.

Siano dati tre corpi in moto dovuto solo alle forze gravitazionali mutue, di cui uno ha massa trascurabile rispetto agli altri due corpi detti primari di masse m_1 ed m_2 con $M = m_1 + m_2$ la massa totale.

Sia

$$\boldsymbol{\Omega} = \Omega \hat{\mathbf{k}} \quad \text{con} \quad \Omega = \frac{2\pi}{T} \quad (3.1)$$

dove il periodo dell'orbita T è dato da

$$T = 2\pi \frac{r_{12}^{\frac{3}{2}}}{\sqrt{\mu}} \quad (3.2)$$

con r_{12} la distanza tra i due primari e $\mu = G(m_1 + m_2) = GM$ con G la costante di gravitazione universale.

Definiti i parametri di massa come segue:

$$\pi_1 = \frac{m_1}{m_1 + m_2} \quad e \quad \pi_2 = \frac{m_2}{m_1 + m_2} \quad (3.3)$$

Siano poi il sistema di riferimento incentrato nel baricentro tra le due masse primarie di versori $\hat{\mathbf{i}}, \hat{\mathbf{j}}, \hat{\mathbf{k}}$, le coordinate \mathbf{r}_i dei due primari rispetto a tale terna di riferimento e \mathbf{r} le coordinate del terzo corpo, nel nostro caso il *JWST*.

Le equazioni che governano il moto dei tre corpi nel caso ristretto, proiettate sui tre assi sono:

$$\ddot{x} - 2\Omega\dot{y} - \Omega^2x = -\frac{\mu_1}{r_1^3}(x + \pi_2 r_{12}) - \frac{\mu_2}{r_2^3}(x - \pi_1 r_{12}) \quad (3.4)$$

$$\ddot{y} + 2\Omega\dot{x} - \Omega^2y = -\frac{\mu_1}{r_1^3}y - \frac{\mu_2}{r_2^3}y \quad (3.5)$$

$$\ddot{z} = -\frac{\mu_1}{r_1^3}z - \frac{\mu_2}{r_2^3}z \quad (3.6)$$

Per ricavare quindi le posizioni dei punti di Lagrange, basta porre la condizione che il satellite, il corpo di massa trascurabile, sia fermo, che abbia quindi velocità e accelerazioni nulle.

$$\ddot{x} = \ddot{y} = \ddot{z} = 0 \quad e \quad \dot{x} = \dot{y} = \dot{z} = 0 \quad (3.7)$$

Sostituendo queste equazioni in quelle del moto dei tre corpi si ricavano le soluzioni del problema con il corpo immobile, ottenendo che per forza tali punti saranno sul piano orbitale, in quanto in ogni caso $z = 0$.

Per i punti L_3 ed L_4 si ricava:

$$x = \left(\frac{1}{2} - \pi_2\right)r_{12} \quad e \quad y = \pm \frac{\sqrt{3}}{2}r_{12} \quad (3.8)$$

Gli altri tre punti lagrangiani si ottengono considerando che $y = 0$ e $z = 0$ e si ottengono, utilizzando il parametro $\xi = \frac{x}{r_{12}}$ come soluzioni dell'equazione:

$$f(\xi) = \frac{1 - \pi_2}{|\xi + \pi_2|^3}(\xi + \pi_2) + \frac{\pi_2}{|\xi + \pi_2 - 1|^3}(\xi + \pi_2 - 1) - \xi = 0 \quad (3.9)$$

In questo caso i tre corpi sono la Terra, il Sole e il *JWST* e la configurazione stabile richiesta è l'allineamento dei tre corpi: lo *spacecraft* si muove in modo sincrono con la Terra intorno al Sole.

Per il sistema Terra-Sole quindi si ottiene:

$$\mathbf{L}_1 : x = 0,99 \text{ AU}; \quad \mathbf{L}_2 : x = 1,01 \text{ AU}; \quad \mathbf{L}_3 : x = -1,00 \text{ AU}; \quad (3.10)$$

calcolate rispetto al centro di massa del sistema e con $1\text{AU} \sim 150 \times 10^6 \text{ km}$. Il *JWST* rivolge sempre i *sunshields* verso il Sole e in questo modo viene mantenuto a temperatura operativa. I punti "L1", "L2" ed "L3" sono punti

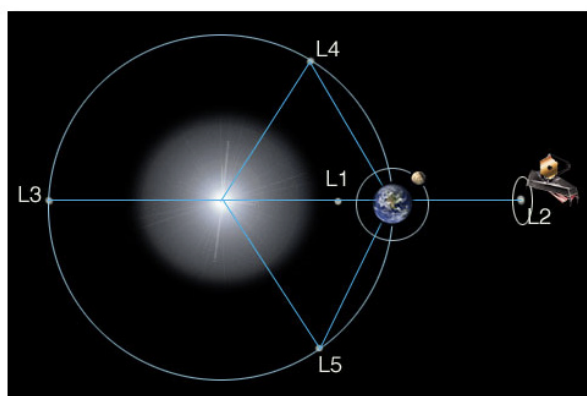


Figura 3.11: I cinque punti lagrangiani

instabili: piccole perturbazioni provocherebbero infatti un'oscillazione divergente della traiettoria fino a causare il *drift* completo dell'orbita da quel punto.

Tuttavia, lo *spacecraft* è comunque mantenuto in equilibrio dalle forze gravitazionali di Sole e Terra e viene richiesto relativamente poco propellente per mantenerlo in "orbita" attorno al punto "L2".

In figura 3.12 viene presentata parte di spazio che il *JWST* sarà in grado di visualizzare durante la sua missione. L'utilizzo dei punti lagrangiani per posizionare piattaforme di osservazione spaziale non è nuovo, ma è comunque ancora destinato a missioni di una certa rilevanza scientifica e tecnologica.

Gli ultimi due telescopi lanciati dall'*ESA*, *Herschel* e *Planck*, sono stati infatti posizionati in tale punto, così come il *Wilkinson Microwave Anisotropy Probe*

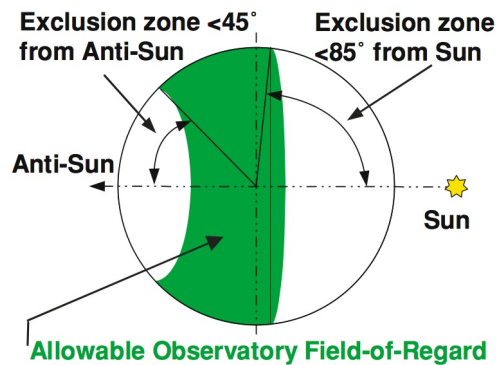


Figura 3.12: Campo di vista del *JWST*

(*WMAP*) della *NASA* e il *Chang'e 2* della *CNSA*, l'agenzia spaziale cinese. Il punto "L1" è stato invece sfruttato dalla missione *SOHO - Solar and Heliospheric Observatory* - (*NASA, ESA*), dall'*ACE - Advanced Composition Explorer* - (*NASA*), dal *WIND* - (*NASA*) e dall'*International Sun/Earth Explorer 3 (ISEE-3)* - (*NASA, ESA*) lanciato nel 1978.

L'orbita del *JWST*, rappresentata in figura 3.13, avrà un semiasse maggiore di $\sim 800\,000$ km e un semiasse minore di $\sim 200\,000$ km.

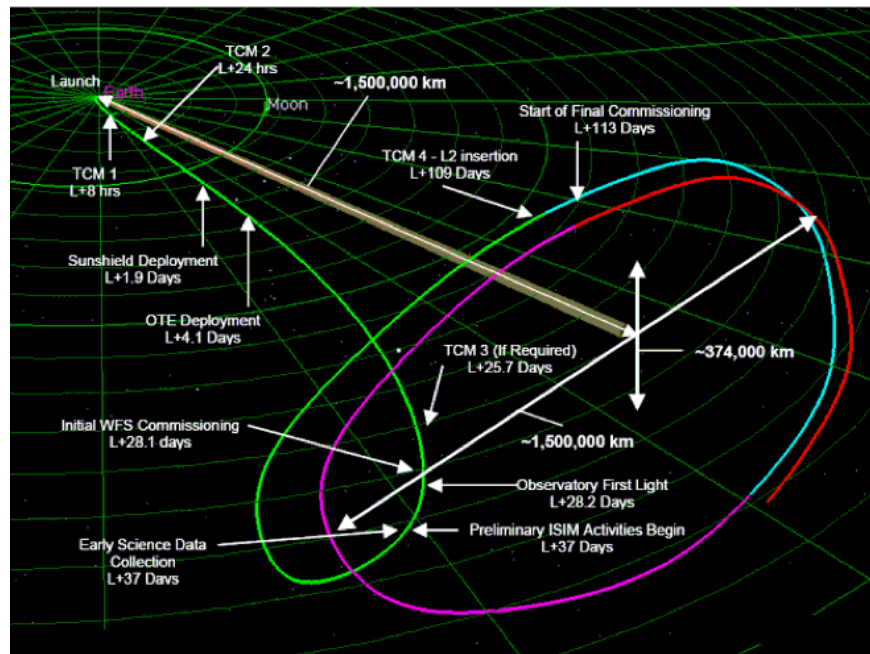


Figura 3.13: Orbita del *JWST*

3.4 Deployment

Una delle sfide tecniche di questa missione è lo *stowing* del telescopio all'interno dell'*Ariane V*.

Abbiamo già menzionato le notevoli dimensioni del *JWST*, uno specchio primario di 6.5 m di diametro e *sunshields* di dimensioni pari a 21.2 m x 14.4 m. Appare evidente come sia necessaria la riduzione delle dimensioni dello *spacecraft*, almeno durante la fase di lancio, affinché sia possibile collocarlo all'interno del lanciatore, il quale impone un diametro massimo di 5 m.

Come soluzione si è optato di ripiegare su se stesso parte dell'*OTE* e i *sunshields*.

Nella Figura 3.14 (a destra senza la rappresentazione dei *sunshields*) viene mostrato come il *JWST* verrà stipato all'interno del *fairing* dell'*Ariane V*.

Le ali laterali dello specchio primario sono richiuse e i *sunshields* completamente piegati e ancorati all'*OTE*.

Le due ali laterali dello specchio primario, composte da 3 segmenti ciascuna, sono ruotate verso l'esterno e il *secondary mirror* è rivolto verso il basso, rispondendo in questo modo ai requisiti di riduzione della contaminazione dovuta alla redistribuzione di particelle durante il lancio. Allo stesso modo, i *sunshields* così disposti forniscono ulteriore protezione allo *spacecraft* durante il lancio, preservando la strumentazione da una possibile contaminazione.

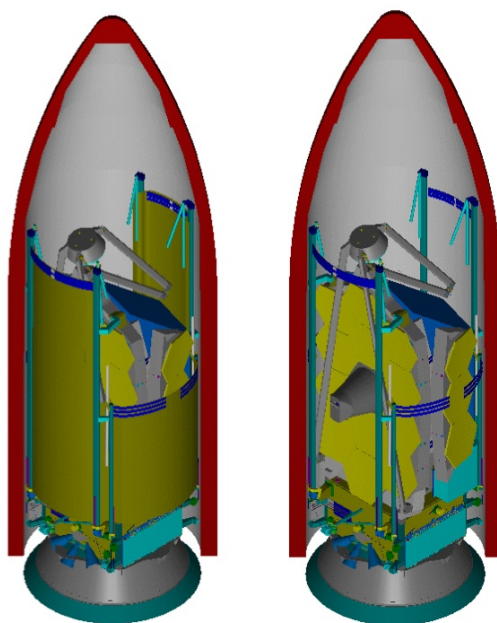


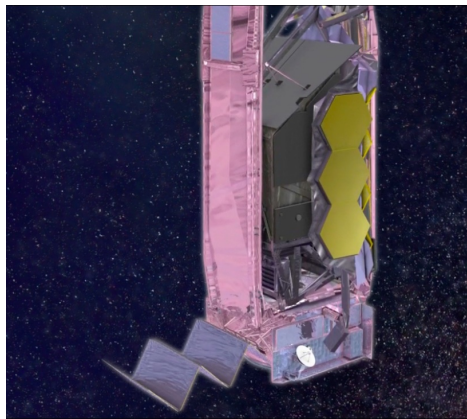
Figura 3.14: JWST ripiegato nel fairing dell'*Ariane V*

La procedura di spiegamento sta impegnando i tecnici della *Northrop Grumman* che ancora non sono giunti ad un modello definitivo.

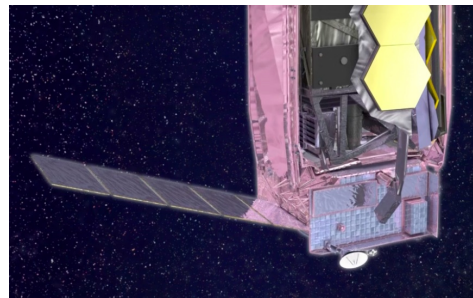
Lo spiegamento dello *spacecraft* avviene durante l'orbita di trasferimento al punto *L2*.

Subito dopo la separazione dall'*upper stage*, il *JWST* azzerava tutte le rotazioni, condizione di assetto *null*, ed estende la *solar array* collegata al *bus* acquisendo il Sole, permettendo così la generazione di potenza elettrica per tutti i sottosistemi.

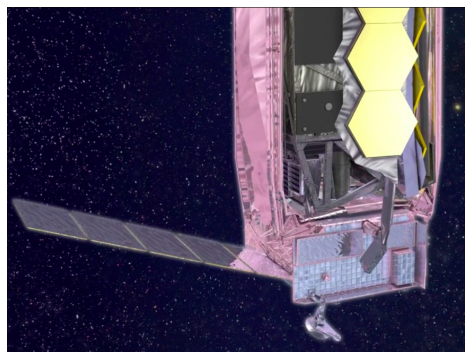
Immediatamente dopo avviene la rotazione e puntamento della *High Gain Antenna - HGA*. Al termine di questa prima fase mostrata in figura 3.15, si determina l'orbita esatta in cui il *JWST* si trova. Sulla base di questi dati viene poi effettuata la prima *Mid-Course Correction - MCC 1*.



(a) *Solar array deployment*



(b) *Solar array deployed with HGA deploying*



(c) *Solar array and HGA deployed*

Figura 3.15: Bus and HGA deploying

Al termine dell'accensione per la correzione della traiettoria avviene la fase di *deploying* dell'*OTE* e successivamente dei *sunshields*.

Spiegamento strutture di supporto - *UPS*

Le due strutture sulle quali sono ripiegati i *sunshields* e che durante il lancio proteggono il *JWST*, chiamate *UPS - Unitized Pallet Structure*, vengono ruotate verso il basso, prima la parte posteriore e poi quella anteriore fino al serraggio. Alle estremità di esse sono presenti aste fisse di spiegamento che mantengono in tensione i quattro angoli dei *sunshields*. Figura 3.16.

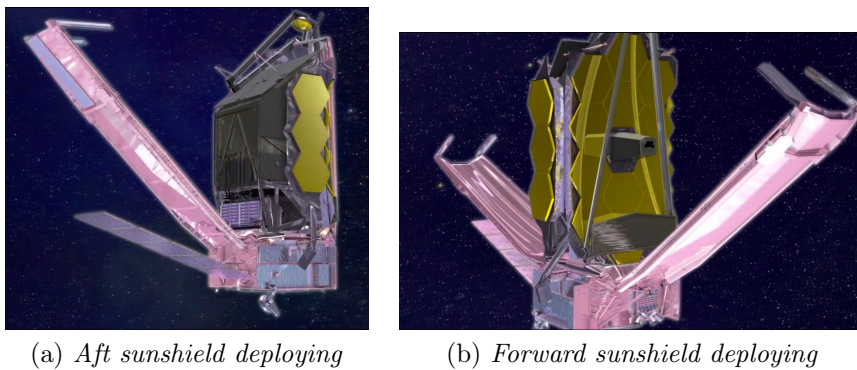


Figura 3.16: Sunshield deploying step I

Sollevamento *OTE tower*

Le due *UPS* entrano in posizione di serraggio e comincia la fase di *deploy* della *OTE tower*. La *OTE tower* viene sollevata, ancora con lo specchio primario in configurazione richiusa, da un braccio telescopico e viene bloccata in posizione come in figura 3.17.

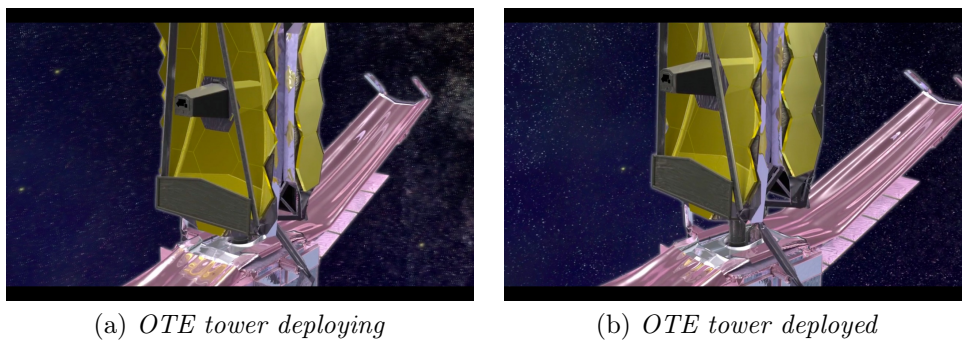


Figura 3.17: OTE deploying step I

Spiegamento *sunshields*

Superata questa seconda fase, avviene il *deploying* vero e proprio dei *sunshields*, dove essi vengono dispiegati in tutta la loro estensione e successivamente separati nei 5 *layers*.

Essa si può ricondurre in più fasi.

In una prima fase, il *layer* superiore viene scoperto da un *layer* protettivo (per proteggere dalla contaminazione durante il lancio) il quale viene arrotolato ai bordi dell' *UPS*: figura 3.18.

Allo stesso modo vengono scoperti gli scudi anche nella piccola zona subito prossima al braccio telescopico, definita *core region* della *OTE tower*, ovvero dove si hanno le maggiori perdite di calore.

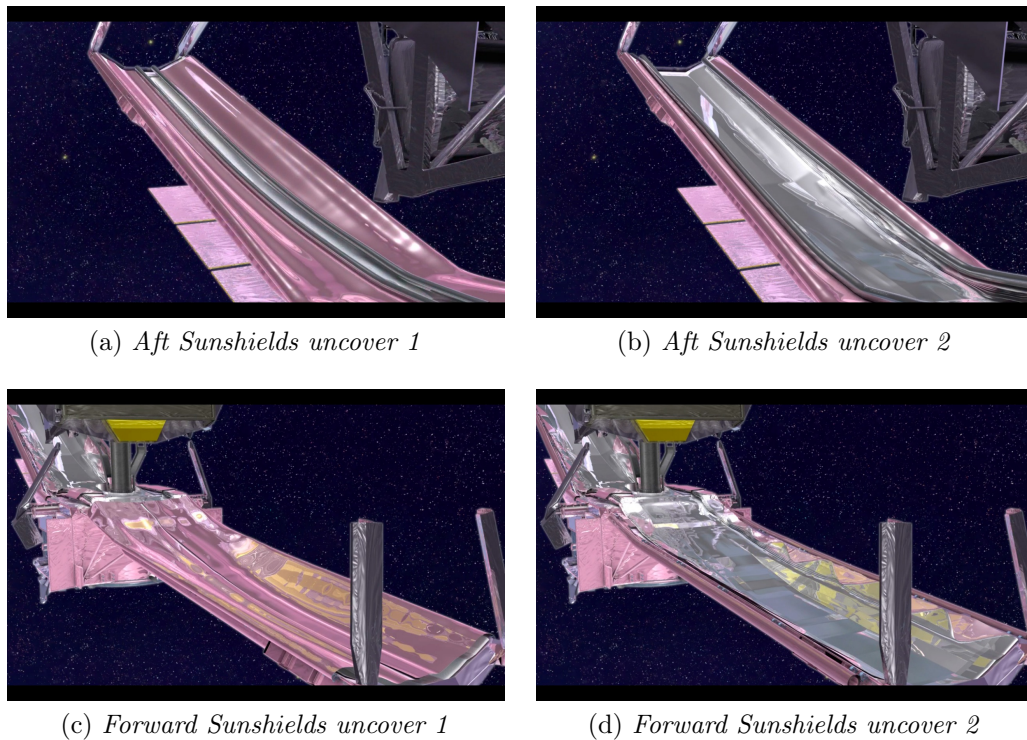


Figura 3.18: Sunshields deploying step II

Spiegamento orizzontale

Dopo questa fase, ne ha inizio una seconda, in cui vengono estesi lateralmente i *sunshields* tramite le appendici telescopiche laterali - *Telescopic Side Booms* - *TSB* - alle quali sono ancorate le estremità di tutti e 5 i *layers* tramite delle

aste fisse di spiegamento: prima da un lato e poi dall'altro, in modo da tendere i *sunshields* fino a raggiungere la posizione di serraggio finale. Il *TSB*, che, ricordiamo, dovrà operare a temperature di pochi Kelvin, si occupa di distendere lateralmente le membrane ed è composto da 5 segmenti coassiali. Questa seconda fase è mostrata in figura 3.19: in (b) e (c) si possono chiaramente vedere le linee di piegatura dei *sunshields*.

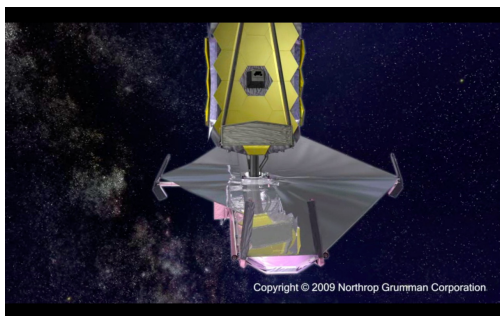
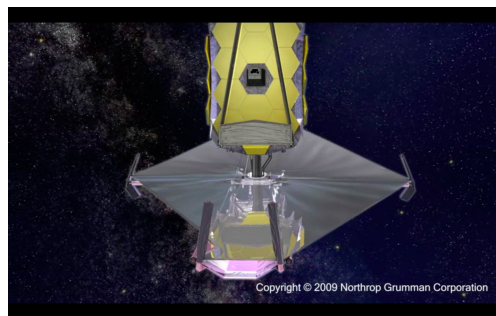
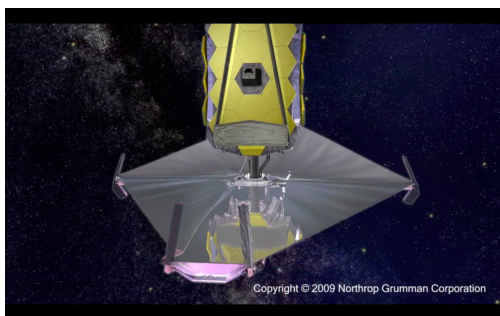
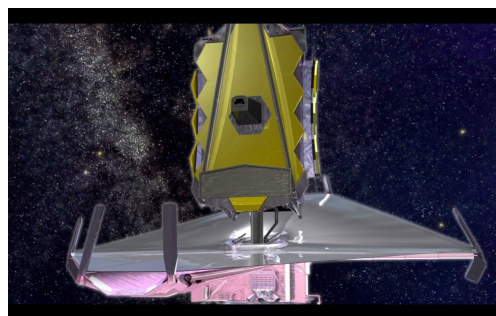
(a) *Estensione Sunshields 1*(b) *Estensione Sunshields 2*(c) *Estensione Sunshields 3*(d) *Sunshields estesi*

Figura 3.19: Sunshields deploying step III

Al termine di questa fase, i vari *layers* sono ancora uno a ridosso dell'altro senza spazio che li separi. Lo spazio tra i *layer* è fondamentale per ovviare alle caratteristiche richieste: il vuoto tra i *layers* permette di creare il gradiente termico necessario tra il *layer* esterno e quello più prossimo alla strumentazione dell'osservatorio per mantenerlo alla temperatura operativa 40 K, inoltre provvede poi alla dissipazione del calore prodotto dall'osservatorio stesso verso l'esterno.

Spiegamento verticale

Le aste fisse di spiegamento sono dotate di un meccanismo che permette la separazione in verticale tra i vari *layers*. Tale meccanismo entra in funzione

al termine della procedura di spiegamento orizzontale dei *sunshields*. Tale meccanismo separa i *layers* uno per uno procedendo angolo per angolo. Questa fase è rappresentata in figura 3.20.

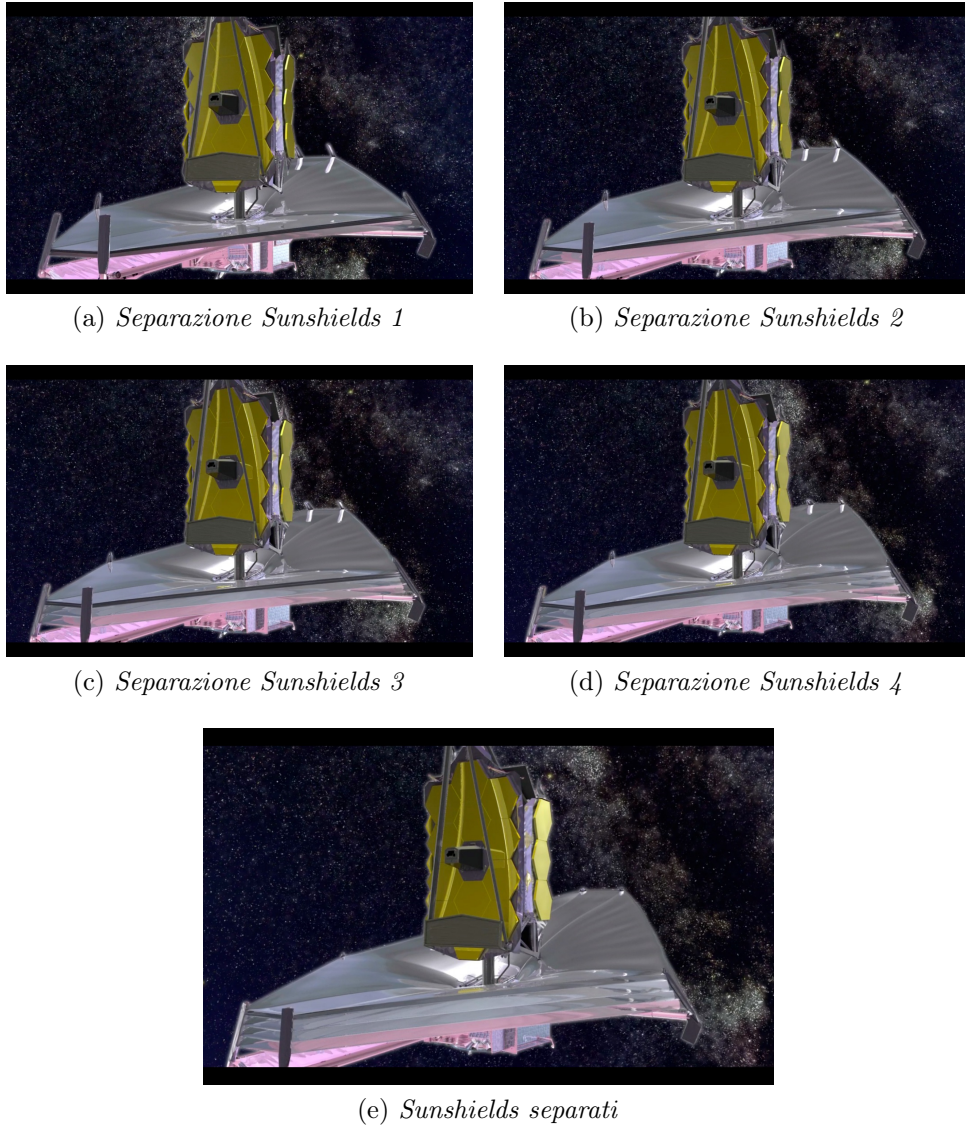
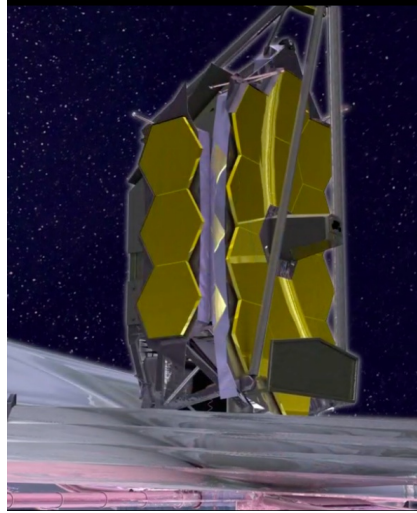


Figura 3.20: Sunshields deploying step IV

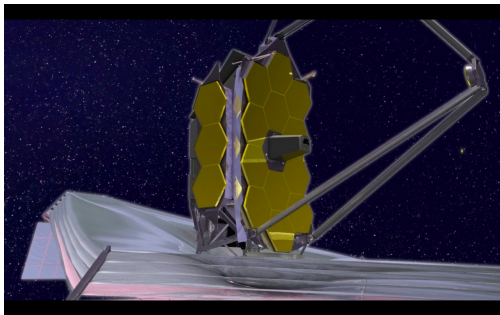
Al termine di questa fase, i *sunshields* saranno completamente spiegati e in condizioni operative.

Ultima fase dello spiegamento del telescopio è dato dal *Optical Telescope Element*. Lo specchio secondario, che abbiamo detto essere rivolto verso

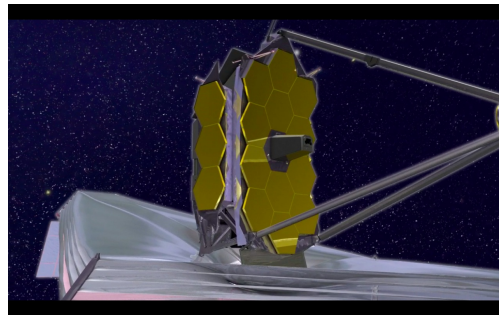
il basso e sorretto da aste dotate di cerniere per la movimentazione, viene spiegato dalle aste stesse con un meccanismo che porta lo specchio secondario fino al serraggio in posizione corretta come in figura 3.21.



(a) *OTE deploying 1*



(b) *OTE deploying 2*



(c) *OTE deployed*

Figura 3.21: OTE deploying

Riporto la figura 3.22 esemplificativa già presentata nella sezione 3.1.1, che rappresenta la fase finale dello spiegamento della *OTE*.

Dopo il serraggio dello specchio secondario, avviene quindi la rotazione delle due ali dello specchio primario, composte ognuna da tre segmenti in berillio, che andranno poi a serrarsi in posizione finale. Al termine di questa ultima procedura, seguirà un periodo di circa 2 mesi in cui si procederà all'allineamento finale e alla verifica dello stesso prima di cominciare l'attività scientifica.

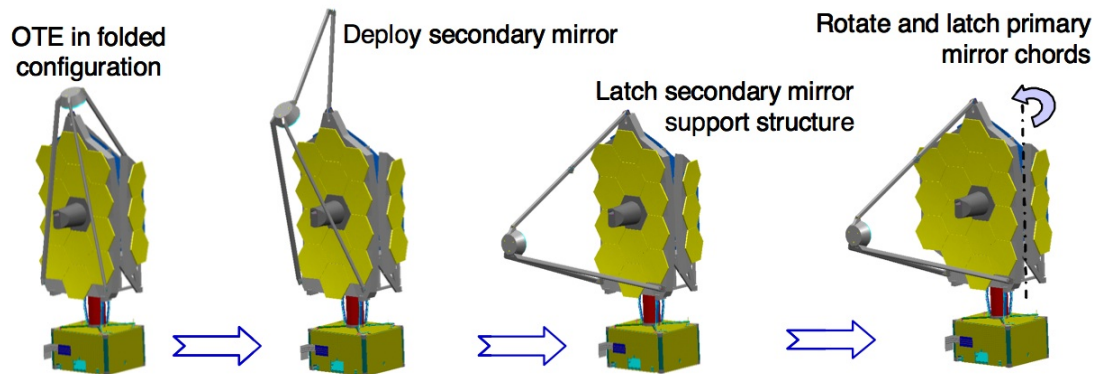


Figura 3.22: Folding dello specchio primario

Avviene poi lo spiegamento del *momentum trim flap* - figura 3.23 - , un'appendice posta nella parte posteriore del telescopio che serve ad equilibrare e conferire stabilità all'assetto dello *spacecraft* rispetto alla pressione di radiazione solare. L'angolo a cui tale appendice sarà bloccata verrà deciso nell'ultima fase di sviluppo del *JWST*, quando si sarà a conoscenza di masse, dimensioni e inerzie di tutti gli altri componenti che costituiscono lo *spacecraft*.

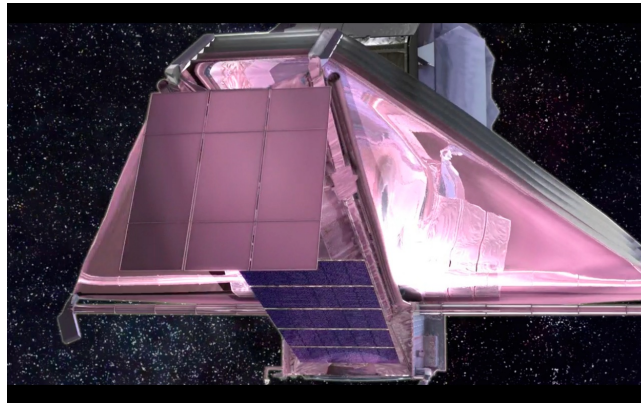
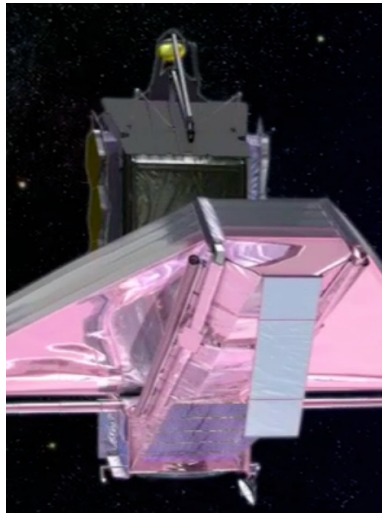
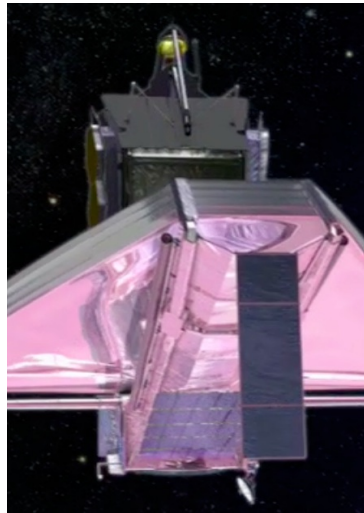


Figura 3.23: Momentum Trim Flap

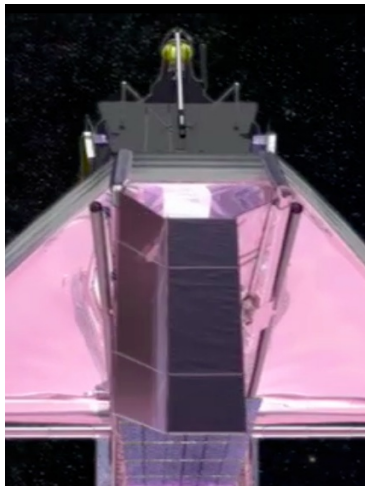
Nella figure seguenti - 3.24 - è mostrata la fase di spiegamento del *momentum trim flap*, anche esso verrà richiuso e ripiegato su se stesso durante il lancio.



(a) *Flap deploying 1*



(b) *Flap deploying 2*



(c) *Flap deploying 3*



(d) *Flap deploying 4*

Figura 3.24: Momentum Trim Flap Deploying

Per ultimi verranno estesi i radiatori dello *spacecraft bus* verso l'esterno, posti in maniera perpendicolare al pannello solare, fino alla posizione di serraggio mostrata in figura 3.25.

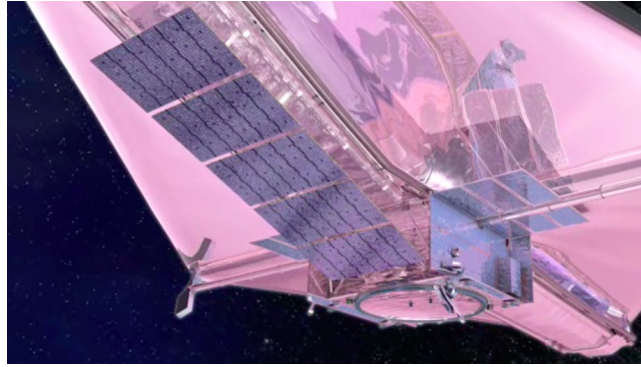


Figura 3.25: Bus radiator deployed

Naturalmente la fase dello spiegamento di tutto il telescopio sarà una delle fasi più critiche da cui dipenderà l'esito dell'intera missione; infatti, senza il completo spiegamento del telescopio, esso non sarà in grado di giungere alle condizioni operative richieste.

Per raggiungere tali requisiti di affidabilità, si è quindi realizzato il gruppo di *sunshields* non in scala per le prove a terra di affidabilità del meccanismo, delle modalità di piegatura dei *sunshields* stessi e di tutte le singole fasi dello spiegamento del telescopio dalla *Northrop Grumman*.

Capitolo 4

Payload

Il *payload* scientifico del *James Webb Space Telescope* è composto, come già anticipato in precedenza da:

- Near Infra-Red Camera - *NIRCam* - Università dell'Arizona
Imager con largo F.O.V. ed elevata risoluzione angolare. Copre un *range* tra 0.6 e 5 μm . Mappatura della materia oscura e studio sulla formazione delle galassie.
- Near Infra-Red Spectrograph - *NIRSpec* - ESA
Primo spettrografo spaziale in grado di analizzare un numero elevato (> 100) di oggetti contemporaneamente grazie a un nuovo sistema formato da *micro - shutters arrays*.
Fornisce spettroscopia a media risoluzione a 1 μm e a bassa risoluzione con *range* tra 0.6 e 5 μm .
- Mid Infra-Red Instrument - *MIRI* - JPL/ESA
Imager/spettrografo operante tra 5 e 27 μm di lunghezza d'onda.
Estende il *range* operativo di lunghezza d'onda del *JWST*. La "camera" fornisce immagini ad ampio campo, mentre lo spettrografo fornisce spettroscopie a media risoluzione su di un campo molto più piccolo.
- Fine Guidance Sensor e Tunable Filter Imager - *FGS-TFI* - CSA
Ottiene le immagini per *Target acquisition*, "punta" le *guide stars* (stelle fisse), aggiorna la misura baricentrica 16 volte al secondo per avere una stabilità di assetto, quindi di puntamento, dell'ordine di milliarcosecondi.

4.1 Obiettivi scientifici del *payload*

Una breve descrizione per punti degli obiettivi del *payload* scientifico è realizzata come segue:

La fine dell'era oscura: prima luce e re-ionizzazione

L'era oscura - *dark age* - è il periodo nel quale nell'universo c'era assenza di fonti di luce discrete. La fine di questo periodo coincide con la formazione delle prime stelle.

La re-ionizzazione è la scissione (o ionizzazione), in elettroni e protoni dei primi atomi di idrogeno dovuta alle emissioni a ultravioletti delle prime supernove (esplosione delle prime stelle).

Si utilizzeranno gli strumenti ottici del *JWST* per ottenere una ultra-profonda analisi nel campo *near-IR* dell'Universo seguita da una spettroscopia a bassa risoluzione ed una fotometria nel campo *mid-IR*.

In questo modo il *JWST* cercherà risposta al perché e al come avvenne la re-ionizzazione permettendo così di studiare la formazione delle prime stelle e delle prime galassie.

La formazione delle galassie

Il *JWST*, guardando indietro nel tempo, indagherà sul come si sono formate le galassie che siamo in grado di vedere oggi, cercando inoltre possibili relazioni tra buchi neri e galassie. Inoltre il telescopio studierà l'evoluzione delle galassie nel tempo.

La nascita delle stelle e dei sistemi proto-planetari

La radiazione infrarossa ha tra i vantaggi, la capacità di penetrare le nubi di polvere presenti nell'universo, permetterà infatti di penetrare le nubi che avvolgono le stelle e nelle quali si stanno presumibilmente formando i sistemi planetari. *JWST* studierà in questo modo la nascita delle stelle e la formazione dei sistemi proto-planetari.

I sistemi planetari e l'origine della vita

Grazie allo spettrografo della *NIRSpec*, *JWST* sarà in grado di studiare la composizione chimica delle nuvole di polvere che circondano le stelle attorno alle quali si stanno formando i pianeti e procederà alla ricerca di pianeti simili alla Terra osservando lo spettro dell'atmosfera quando il pianeta passa di fronte alla propria stella.

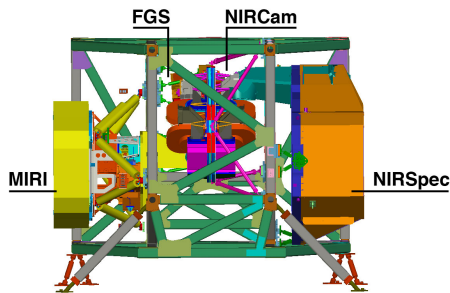
4.2 Integrated Science Instrument Module - ISIM

La *ISIM*, figura 4.1, ospita il cuore scientifico del *JWST*. E' la struttura sulla quale è montata tutta la strumentazione scientifica (*NIRCam*, *NIRSpec*, *MIRI*, *FGS* e *TFI*). E' distinta in tre aree differenti.

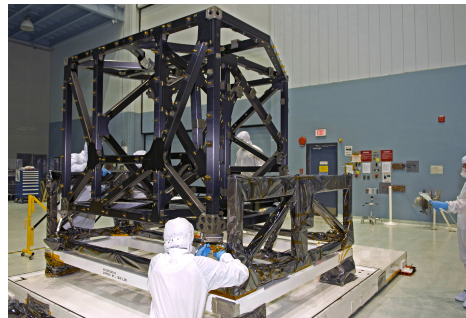
La **prima** area coinvolge il *Optical Metering Structure System*, la struttura. E' un'area critica perché deve mantenere gli strumenti ad una temperatura inferiore a 39 K. Il *MIRI* è ulteriormente raffreddato a 7 K da un *cryocooler* ad alta efficienza fornito dalla *Northrop Grumman*.

La **seconda** area è il *ISIM Electronics Compartment* che fornisce le superfici di montaggio e crea un ambiente termicamente controllato per l'elettronica di controllo della strumentazione.

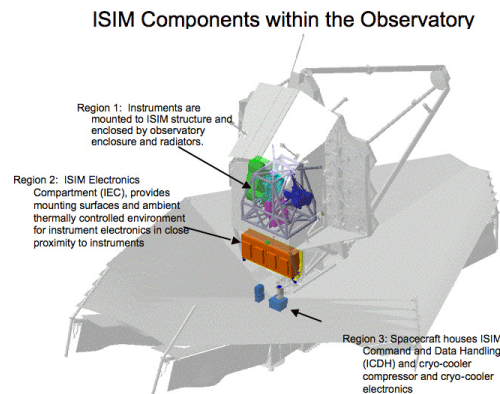
La **terza** area è il *ISIM Command and Data Handling subsystem*, che include il software di volo per la *ISIM*, il compressore e l'elettronica di controllo del *cryocooler* per il *MIRI*.



(a) *ISIM* completa della strumentazione scientifica



(b) Telaio dell'*ISIM* nei laboratori della NASA



(c) *ISIM* overview

Figura 4.1: ISIM

Il 20% della massa totale del telescopio è composta dall'*ISIM*.

Il *Optical Metering Structure System*, ovvero la struttura in se, è in materiale composito, di 2.5 m di lunghezza ed è tale da mantenere le tolleranze dimensionale richieste dall'ottica a temperature criogeniche. Infatti tale struttura ospita gli strumenti scientifici fornendo supporto strutturale per i test a terra e per la fase di lancio, oltre a mantenere in corretta posizione con scostamento massimo di 80 μm a dispetto di cicli di temperatura di 270 K e carichi di lancio. La parte sottoposta a cicli termici criogenici è stata verificata a scostamenti di 25 μm . La struttura è composta da tubi a sezione quadrata in fibra di carbonio/estere di cianato uniti tra loro da fazzoletti in composito e clip di fissaggio in *Invar 36*. L'ultima fase di test è stata svolta nell'Agosto del 2011 nella *High Capacity Centrifuge - HCC* con esito positivo.

Il *ISIM Electronics Compartment (IEC)*, figura 4.2, ospita l'elettronica della strumentazione che opera a temperature di circa 300 K ma che deve però rimanere relativamente vicina alla strumentazione, che invece opera a temperature di circa 40 K, a causa delle limitazioni dovute alla lunghezza dei cavi di collegamento. Come risultato il *IEC* deve risiedere sul lato freddo del sistema di *sunshield*. Le undici scatole di elettronica contenute nell'*IEC* dissipano una potenza totale di 230 W che deve per forza essere espulsa nello spazio in modo da far arrivare alla strumentazione non più di 350 mW che rappresenta circa 1/3 del carico termico totale dell'*ISIM* sull'osservatorio. Per ovviare a tale requisito è stato progettato un radiatore piano posto dietro una array di specchi (*baffle*) in composito, che creano un percorso a fascio in modo tale da impedire che esso lambisca le superfici criogeniche adiacenti. I vari *baffle* sono ricoperti da una deposizione di vapori di oro sopra la loro struttura in fibra di vetro per conferire emissività minima. I pannelli del radiatore sono costruiti in una struttura di alluminio espanso in configurazione *honeycomb core sandwiched*. Il sistema è composto anche da una copertura protettiva fabbricata in composito (fibra di vetro e *Nomex* a configurazione *honey comb core*) che protegge le undici scatole di elettronica e progettata in modo da emettere calore senza interferire con la strumentazione scientifica.

Successivamente è stato aggiunto un ulteriore sistema composto da un *Harness Radiator System* per il controllo termico in grado di espellere il calore parassita nei controlli elettrici, che funzionano a temperature tra 20 °C e 40 °C. Tale insieme di elettronica è posizionato in prossimità, 2 m, della strumentazione funzionante a temperature criogeniche. Tale radiatore dovrà gestire una porzione di potenza pari a 154 mW su di un totale di 529 mW sulla parte criogenica dell'*ISIM*. L'*HR - Harness Radiator* gestisce inoltre i

limiti di carico termico totale sull'*OTE* e sul supporto del *Backplane Support Fixture - BSF* a meno di 30 mW. Alla situazione attuale l'*HR* è in grado di ridurre il carico termico alla strumentazione a meno di 95 mW.

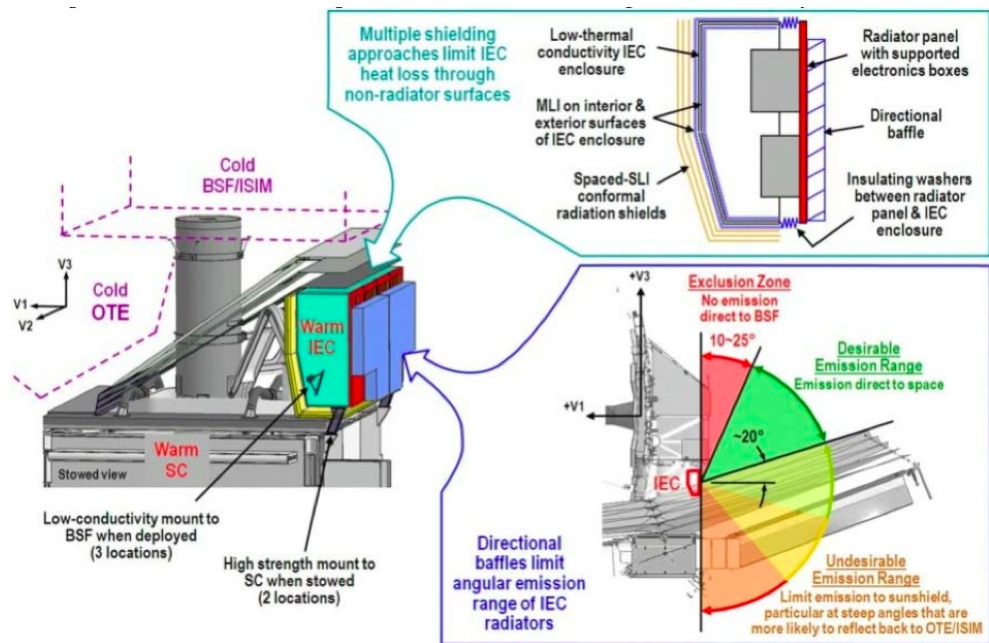
La seconda funzione di tale sistema è di accomodare il moto relativo dell'*ISIM*, del *BSF* e del *IEC*. Ognuno di questi componenti è collegato tramite una struttura isostatica in modo che sia possibile moto di accomodamento al lancio e alle temperature operative (se la struttura fosse iperstatica si avrebbero tensioni residue non nulle a causa della tensione dovuta alla differenza di temperatura! $F = a\Delta T$). Il requisito è di accomodare 18 mm di spostamento relativo tra *HR* e *BSF*.

La terza funzione di tale sistema è la protezione da micro-meteoriti ed è stata ottenuta realizzando uno strato tra 1 mm e 2 mm di spessore di titanio. Tale soluzione è stata ricavata dopo una lunga serie di test di impatti iperveloci svolti dalla *NASA*.

La parte di *Command & Data Handling and Remote Services Subsystems - IC&DH/IRSU* gestisce quattro funzioni principali:

- Coordinare i dati di immagini scientifiche provenienti dalla strumentazione scientifica in supporto degli obiettivi scientifici.
- Operare gli algoritmi di compressione sui dati di immagini scientifiche per permetterne la riduzione di volume per la memorizzazione a bordo ed il successivo invio a Terra.
- Comunicare con il *Spacecraft Command and Telemetry Processor - CTP* per trasferire i dati all'*SSR* e preparare il tutto per le operazioni scientifiche seguenti.
- Fornire interfaccia elettrica con il sottosistema di controllo termico.

Il *IC&DH/IRSU* comunica con la strumentazione a *link rates* tra 9.4 e 60 *Mbps*. La comunicazione tra *IC&DH* avviene a *link rate* di 80 *Mbps*, essa fornisce comandi e gestione dei dati per tutta la strumentazione scientifica e centralizza inoltre il comando di essa in modo da ovviare i requisiti termici stringenti per i *detector*. Il *IRSU* gestisce inoltre le funzioni elettriche del sottosistema di controllo termico fornendo potenza elettrica agli *heaters* per i controlli di contaminazione.



ht

Figura 4.2: ISIM globale

4.3 Near Infra-Red Camera - *NIRCam*

La *NIRCam* (Figura 4.3) è lo strumento primario per la cattura di immagini del *JWST*, opera nel *range* di lunghezza d'onda tra 0.6 e 5 μm .

Tale strumento verrà utilizzato per lo studio della fase di formazione di stelle e galassie. Ciò avverrà tramite lo studio della morfologia e della colorazione delle galassie ad elevati *redshift* combinato allo studio delle supernove più distanti, quelle più antiche. Verrà poi realizzata una mappa della materia oscura sfruttando il fenomeno di lente gravitazionale. La *NIRCam* sarà anche utilizzata per la procedura di allineamento di tutti e 18 i segmenti dello specchio primario; la precisione dovrà essere tale da rendere lo specchio primario funzionante come se fosse un unico specchio monolitico. La *NIRCam*

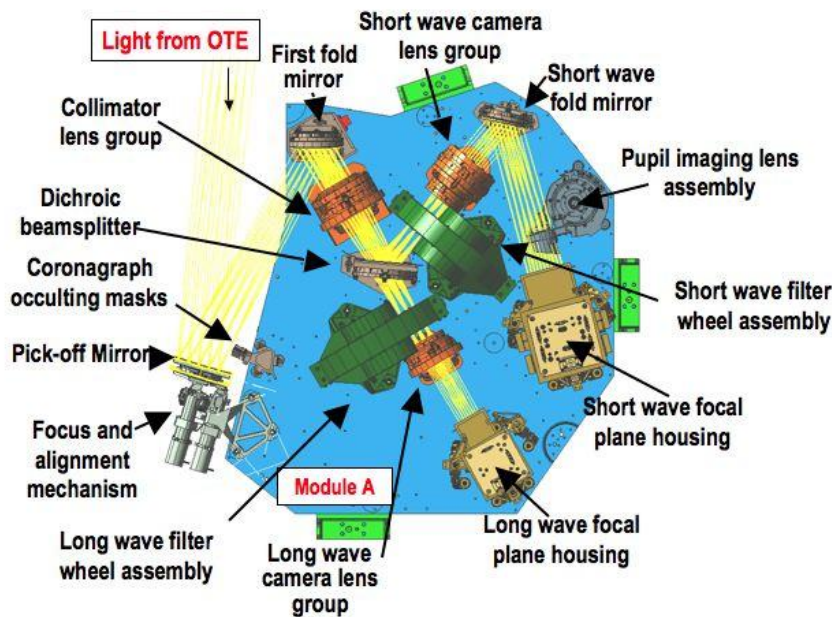


Figura 4.3: NIRCam

è composta da due *optical trains* completamente ridondanti con F.O.V. di 2.16'x2.16' ciascuno e montati su due banchi in berillio.

4.3.1 Design

Il fascio di radiazione ricevuto dall'ottica principale viene convogliato nell'*ISIM* e successivamente nella *NIRCam*: riflesso dallo specchio di *pick-off* il fascio

viene poi convogliato su di un primo specchio che lo dirige al collimatore il quale, per l'appunto, collima il fascio su di un dicroico; il dicroico separa il fascio tra quello di lunghezze d'onde corte, tra 0.6 e 2.3 μm , e quello di lunghezze d'onda lunghe, tra 2.4 e 5.0 μm , indirizzando ciascuno di essi nel rispettivo percorso ottico.

Ognuno di questi due fasci passa per la propria ruota porta filtri e la propria ruota porta pupille, le quali si occupano di filtrare le lunghezze d'onda richieste per l'analisi. In figura 4.4 sono mostrati gli schemi tecnici con le diverse tipologie di filtri e di pupille utilizzate dalle quattro ruote¹ montate nella *NIRCam*.

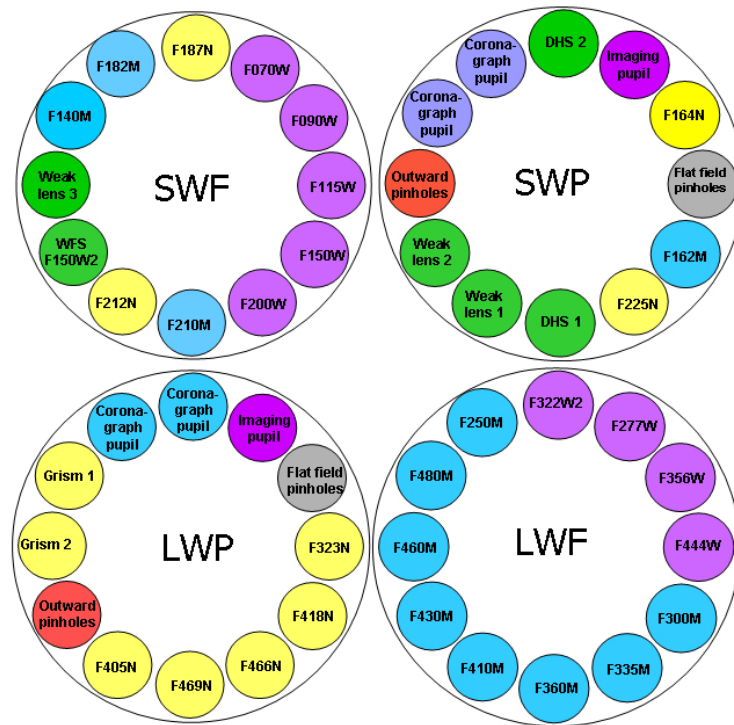


Figura 4.4: Schema delle filter e pupil wheel

¹S: fascio di lunghezze d'onda corte, L: fascio di lunghezze d'onda lunghe, WF: ruota porta filtri, WP: ruota porta pupille.

Filtri SW Channel	Filtri LW Channel
F070W	F277W
F090W	F356W
F115W	F444W
F150W	F250M
F200W	F300M
F140M	F335M
F162M	F360M
F182M	F410M
F210M	F430M
F164N	F460M
F187N	F480M
F212N	F323N
F405N	-
F466N	-
F470N	-

Tabella 4.1: Filtri *NIRCam*

Ogni canale, infatti, è dotato di 12 spazi per pupille contenenti maschere per coronografia, filtri, pupille per fotografia, fonti di calibrazione e ottica per il *wavefront sensing*² e di 12 spazi per filtri ad ampia e stretta banda³ - tabella 4.1. Il canale per le onde più corte è composto da 5 filtri ad ampia banda ($R \sim 4$), 4 a media banda ($R \sim 10$) e 3 a banda stretta ($R \sim 100$). Il canale per le onde più lunghe invece è composto da 3 filtri ad ampia banda, 8 a media banda e 4 a banda stretta. I fasci dei due canali terminano il loro cammino ottico ognuno su di un *detector* proprio. Il fascio di lunghezze d'onda corta termina su di un *detector*, che è il piano focale, a 4096 x 4096 pixel di scala 0.0317"/pixel. Il fascio di onde lunghe termina invece su di un *detector* a 2048 x 2048 pixel di scala 0.0648"/pixel. I due *detectors* sono fotodiodi in *HgCdTe* (figura 5.13) realizzati dalla *Teledyne* con pixel da 18 μm x 18 μm . Sono leggermente differenti tra loro per i due canali, ma le loro funzionalità e i loro metodi di controllo sono identici. L'area di sensibilità finale del *detector* (prendendo come riferimento il *detector* per il canale a lunghezze d'onda corte) è di 2040 x 2040 pixel a causa del bordo di riferimento

²Allineamento dei segmenti dello specchio principale.

³WB - wide band , MB - medium band, NB - narrow band.

di larghezza 4 pixel atto a determinare eventuali *drift* di assetto durante la cattura delle immagini. La scala più fine dei pixel per il canale a lunghezza d'onda corta richiede una *array* di piano focale composta, ad esempio, da 2 x 2 chip separati da un gap minimo tra loro. Il canale per le lunghezze d'onda più lunghe usa invece un chip singolo, figura 4.5 .

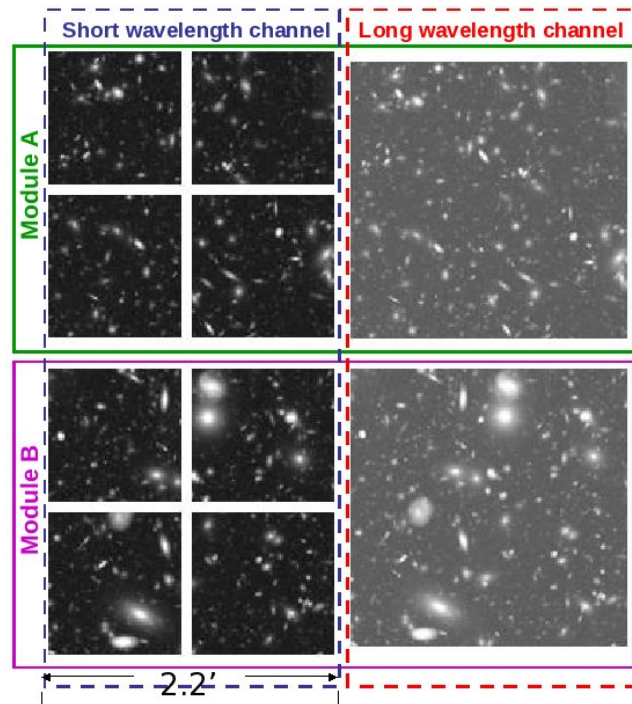


Figura 4.5: Esempio di esposizione singola ricavata con la NIRCcam

4.3.2 Funzionamento

La *NIRCcam* opera secondo tre tipologie di cattura di immagini: *survey mode*, *small source mode*, *coronagraphic mode* e *spectroscopy*⁴. Le modalità di funzionamento della *NIRCcam* possono essere raggruppate in quattro categorie principali:

- cattura immagini
- coronografia
- spettroscopia

⁴Utilizzando i *grism* a media risoluzione nel canale a lunghezze d'onde più lunghe.

- wavefront sensing

Le proprietà di cattura immagini della *NIRCam* possono essere riassunte nella tabella 4.2:

Caratteristiche <i>NIRCam</i> per <i>imaging</i>	
Range di lunghezza d'onda (μm)	da 0.6 a 2.3
-	da 2.4 a 5
Nyquist λ (μm)	2/4
Formato pixel <i>detector</i>	40964 ² λ corte
-	20482 ² λ lunghe
Scala pixel	0.032" λ corte
-	0.065" λ lunghe
Campo (<i>arc min</i>)	2.2 x 2.2 un modulo
Risoluzione spettrale	4, 10, 100

Tabella 4.2: Caratteristiche *NIRCam* per *imaging*

Per la cattura di immagini, la *NIRCam* può operare in *small source imaging* e in *survey imaging*.

Small source Imaging

Sorgenti piccole abbastanza da essere contenute nel F.O.V. di un singolo chip della *NIRCam* possono essere processate tramite l'utilizzo del *Small-Source Imaging Activity Descriptor*. Un singolo chip verrà utilizzato per la cattura di immagini di sorgenti puntuali e l'immagine target sarà posizionata vicino al suo centro. Sarà così possibile di catturare l'immagine anche nel canale LW. Osservazioni parallele possono essere poi ottenute anche con l'altro modulo, a patto che siano uguali le lunghezze d'onda e i parametri di *multiaccum*⁵.

Survey Imaging

Nella modalità di *survey imaging* entrambi i moduli e tutte le *FPA - Focal Plane Arrays*⁶ verranno utilizzate per fornire copertura simultanea con

⁵Modalità di osservazione composta dalla sequenza di: *Array reset; Array read; Multiple integration-read cycles; Return to idle mode*.

⁶Detectors.

F.O.V. di $2.2' \times 2.4'$ a due lunghezze d'onda. Entrambi i moduli devono perciò essere configurati sull'utilizzo degli stessi filtri, uno per il canale SW e uno per il canale LW, e sull'utilizzo degli stessi parametri di *multiaccum*.

Coronografia

La *NIRCam* ha la possibilità di effettuare analisi coronografica in entrambi i canali e moduli.

La coronografia consiste nel creare una sorta di “eclissi artificiale”, bloccare ovvero la luce diretta proveniente da una stella tramite uno strumento detto coronografo, è permettere così di vedere gli oggetti attorno ad essa che sarebbero altrimenti impossibili da vedere a causa della sua luminosità. In generale questa metodologia è utilizzata per studiare i fenomeni nella corona del Sole, negli ultimi anni invece la si sta utilizzando per eclissare le stelle si sistemi extra-solari e ricercare così pianeti in grado di ospitare la vita, che è proprio uno degli obiettivi del *JWST*.

Il coronografo è composto da un supporto ottico trasparente fisso montato sul fuoco dell'ottica dopo lo specchio di *pick-off*, sulla cui superficie sono montati gli elementi per la coronografia, precisamente la maschera e i *neutral-density spots* per l'acquisizione del *target*, figura 4.6. Il coronografo è fuori dal F.O.V. dei *detectors*, ma con l'inserimento un cuneo ottico appositamente montato nella ruota porta pupille, il coronografo viene portato nel fascio permettendo così l'analisi coronografica. I 5 occultatori sono posizionati su di una lastra

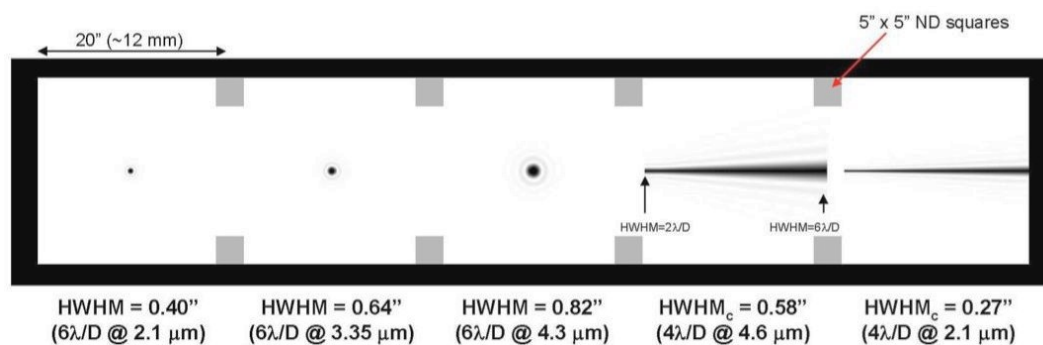


Figura 4.6: Maschera di occultamento per il coronografo della NIRCam

trasparente in aree di $20'' \times 20''$ ciascuna. Tra i campi di occultamento sono presenti quadrati a densità neutrale di $5'' \times 5''$ per permettere l'acquisizione di stelle luminose.

I 5 occultatori sono tre a simmetria radiale con profilo a “sombbrero” scalati per le lunghezze d'onda date e due a forma di cuneo con dimensioni selezionabili che permettono la cattura ottimale delle immagini in funzione della

lunghezza d'onda. L'obiettivo deve essere posizionato accuratamente dietro la maschera con accuratezza di 30 *milliarcsec*. L'osservatorio permette da solo un'accuratezza massima di 0.7" e richiede quindi un processo di acquisizione dell'obiettivo che preceda ogni operazione di coronografia. Una volta che l'obiettivo è stato acquisito e successivamente posizionato correttamente dietro la maschera voluta, la coronografia può così avere inizio.

Lyot stops

Per ottenere le immagini ad alto contrasto più tecnologicamente avanzate vengono utilizzati anche i *Lyot stops* specifici per le osservazioni coronografiche. Essi sono depositati sulla superficie del cuneo ottico presente nella ruota porta pupille ed ognuna di esse è dotata di due *Lyot spots*, figura 4.7 che sono differenti per ogni canale di lunghezze d'onda. I *Lyot spots* hanno un'apertura libera in cui passa circa il 19% di ciò che passa per una normale pupilla per cattura immagini. Lo stesso tipo, ma specific-spot di *Lyot stop* è utilizzato per tutti i tre occultatori circolari e sempre lo stesso tipo, ma specific-wedge, è utilizzato per entrambi i cunei ottici.

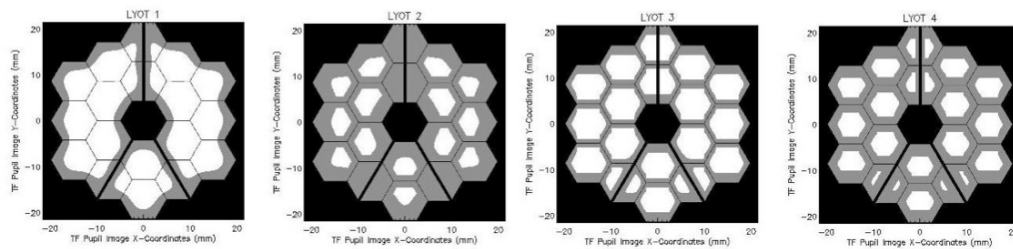


Figura 4.7: I *Lyot stop* della NIRCAM

I supporti meccanici per entrambi i coronografi comprendono emettitori LED a sorgente puntuale per controllare l'allineamento interno e la confocalità della *NIRCAM* durante i test a terra e durante la calibrazione in orbita.

Spettroscopia

La *NIRCAM* è provvista di un *grism*⁷ nel canale a lunghezze d'onda più lunghe che assisterà nella fase primaria della saturazione del *JWST*. Tale *grism* può però anche essere utilizzato per osservazioni scientifiche, offre infatti la

⁷Il *grism* è l'accoppiamento di un reticolo di diffrazione in trasmissione e di un prisma sottile.

capacità di realizzare spettroscopia nel *range* di lunghezze d'onda tra 2.4 e 5 μm con risoluzione spettroscopica di $R \sim 2000$.

Wavefront Sensing

La *NIRCam* svolgerà l'importantissima funzione di assicurare il perfetto allineamento e la forma dei segmenti dello specchio primario fatti sì che i loro fronti d'onda corrispondano correttamente in modo da creare un telescopio a diffrazione limitata di diametro 6.6 m piuttosto che controllare 18 telescopi individuali da 1.3 m. Ogni modulo per la cattura di immagini ha una ruota porta pupille con ottiche e pupille extra per analizzare il *wave front sensing*. Tale controllo è fornito ridondante su entrambi i moduli per la cattura di immagini data la criticità di tale funzione.

La fase di *wavefront sensing* - *WFS* - figura 4.8 avviene in due differenti fasi durante la missione.

Durante la fase di commissioning la funzione è di allineare correttamente tutti i 18 segmenti dello specchio primario per far sì che funzioni come specchio monolitico unico. Questo avviene quando tutti i fronti d'onda dei segmenti sono in fase.

Durante la missione, ogni due giorni il *WFS* verrà attuato per misurare l'allineamento relativo dei componenti dell'*OTE*: specialmente i segmenti dello specchio primario e i sei gradi di libertà di quello secondario.

Le lenti deboli saranno utilizzate per catturare un'immagine di una stella luminosa come obiettivo utilizzando diverse impostazioni di *defocus*. Tali immagini verranno poi inviate a terra e analizzate al *STScI* utilizzando software, tutt'ora in fase di sviluppo, della *Ball Aerospace* per determinare la *optical path difference OPD*. Sulla base di questi dati verranno realizzati i comandi che definiranno il movimento degli attuatori dei singoli segmenti per ottimizzare la qualità delle immagini raccolte dal *JWST*. Ci si aspetta di dover fare questo tipo controllo non più frequentemente di una volta ogni due settimane in condizioni operative normali.

Ottica di wavefront sensing

Tale ottica è collocata nelle ruote porta filtri e nelle ruote porta pupille ed il controllo è effettuato prevalentemente nel canale di lunghezze d'onda più corte, SW. L'ottica include due *array* di *grism* per *Dispersed Hartman Sensing* - *DHS* ruotati di 60° l'uno rispetto all'altro utilizzati in combinazione con il filtro *F150W2 WFS* passa banda per la prima fase di allineamento⁸ e

⁸coarse phasing

insieme con lenti deboli per la fase finale di allineamento⁹ e per gli aggiustamenti di routine. Due altri *grism* a lunghezze d'onda lunghe sono collocati con direzioni di dispersione perpendicolari l'un l'altro per ampliare il raggio di cattura per la fase iniziale di allineamento rispetto a quanto effettuato dai *grism* a lunghezze d'onda più corte. La ruota porta pupille include una *pupil alignment pinhole projector assembly - PAPP*. La *PAPP* è dotata, su entrambi i lati, di un pattern di 18 fori stenopeici (fori molto stretti) ognuno di essi associato al singolo segmento dello specchio primario. La *PAPP* sarà utilizzata in combinazione con le lenti per fotografia sempre posizionate nel canale di lunghezze d'onda più corte. Le immagini ottenute tramite la *PAPP* e le lenti per fotografia saranno accuratamente mappate all'interno della pupilla interna della *NIRCam* sulla *FPA* ovviamente nel canale di lunghezze d'onda più corte. La fotografia una stella luminosa ottenuta tramite le lenti per fotografia mapperà quindi la pupilla dell'*OTE*: la comparazione tra le due immagini fornirà informazioni sul corretto allineamento della *NIRCam* con la pupilla dell'*OTE*. Un secondo scopo è quello di misurare il pattern di illuminazione dell'*OTE* necessario alla fase di allineamento finale dei segmenti dello specchio primario.

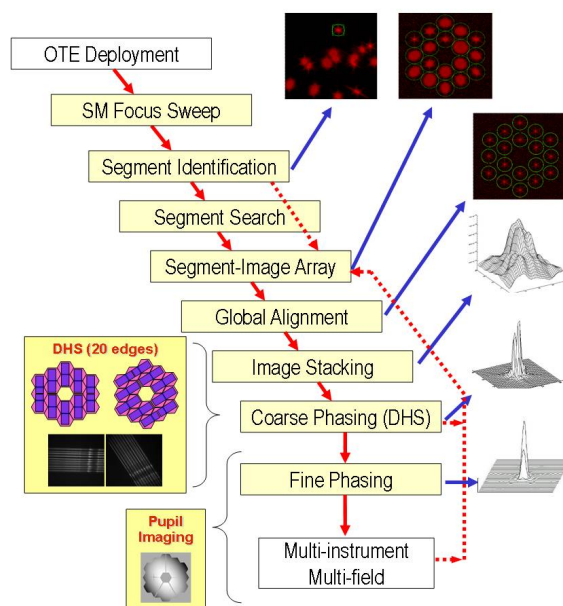


Figura 4.8: Le diverse fasi per l'allineamento dello specchio primario. Si può notare anche la *PAPP* in alto a destra.

⁹fine phasing

4.4 Mid Infra-Red Instrument - *MIRI*

Il *Mid-Infrared Instrument - MIRI* montato sul *JWST*, figura 4.9, è progettato per fornire capacità di fotografia diretta e spettroscopia a media risoluzione ($R = 3000$) su un range di lunghezze d'onda tra 5 e 28.3 μm , fotografia coronografica a 10.65; 11.4; 15.5 e 23 μm e spettroscopia a bassa risoluzione ($R = 100$) tra 5 e 10 μm . E' collegato alla *ISIM* tramite un *hexapod* realizzato in materiale polimerico rinforzato con fibre di carbonio, che svolge anche la funzione di isolamento termico dello strumento. Allo stato dell'arte attuale i *detector* del *MIRI* saranno quasi 50 volte più sensibili e con una risoluzione angolare 7 volte maggiore rispetto al telescopio americano *Spitzer*.

Il *MIRI* contribuirà in modo importante a tutti e 4 gli obiettivi scientifici della missione *JWST*.

La *NASA* ed un consorzio di partner europei guidato dall'*ESA* si occuperanno dello sviluppo dello strumento e il *JPL* è stato selezionato come centro per l'implementazione del *MIRI*.

4.4.1 Design

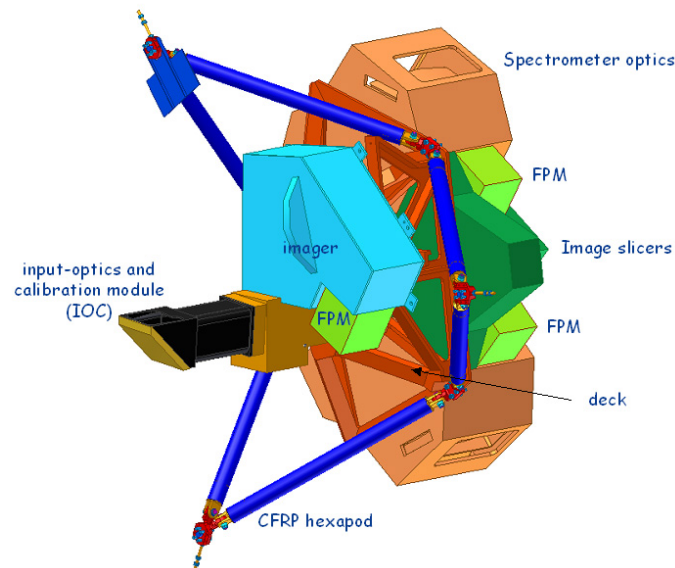


Figura 4.9: MIRI

Il *MIRI* è composto da due moduli principali, un *imager* e uno spettrografo a media risoluzione (MRS).

Come già accennato opererà nel campo di lunghezze d'onda tra 5 e 28.3 μm e

fornirà immagini in banda ampia e stretta, coronografia con *Lyot stops* e con *phase-mask*, prisma a bassa risoluzione ($R = 100$) tra 5 e 10 μm . Il modulo per fotografia è a diffrazione limitata a 7 μm con scala di pixel a circa 0.11" e un campo di vista di 79" x 113"; esso utilizza un *detector* Si:As *Impurity Band Conductor - IBC* da 1024 x 1024 pixel.

Lo spettrografo a media risoluzione utilizza quattro *integrated field unit* implementate come quattro campi di vista simultanei che spaziano da 3.7" x 3.7" a 7.7" x 7.7" con incremento di lunghezze d'onda e con dimensione dei pixel da 0.2" a 0.65". La spettroscopia lavora a risoluzioni ad $R \sim 3000$ in un range tra 5 e 27 μm di lunghezze d'onda. Lo spettrografo utilizza due Si:As *IBC arrays* da 1024 x 1024 pixel.

4.4.2 Imager

Il modulo per la cattura di immagini, figura 4.10, ha un FOV combinato per la cattura stessa di immagini, per coronografia e per le modalità di spettrometria a bassa risoluzione. Le maschere per la coronografia sono fissate in posizione fuori dal campo di fotografia. Il fascio di radiazione, figura 4.11, viene collimato da un collimatore e attraversa la ruota porta filtri composta da filtri per coronografia, un paio di prismi per spettroscopia a bassa risoluzione 5-10 μm e da *Lyot stops*. Una camera focalizza poi l'immagine (o lo spettro) sul singolo *detector*.

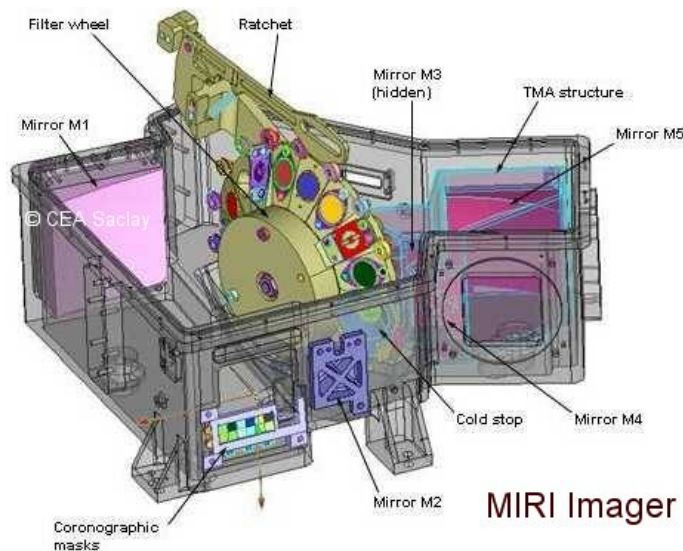


Figura 4.10: MIRI camera

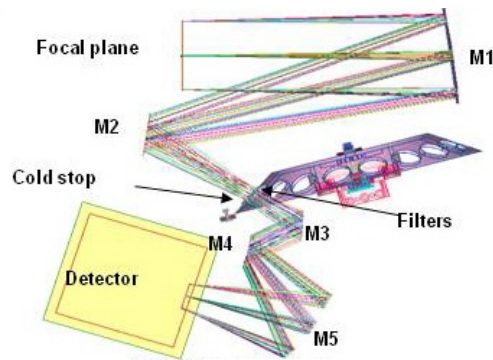


Figura 4.11: MIRI camera: cammino ottico

4.4.3 Coronografo

Il *MIRI* usa coronografi a *phase-mask* montati su di una superficie piatta a quadranti, figura 4.12. Essi bloccano la luce di una sorgente centrale introducendo anche spostamenti di fase utilizzando una superficie piatta a quadranti sulla focale dello strumento. Tale spostamento di fase provoca interferenza distruttiva della sorgente di luce al *detector*. I quattro quadranti della *phase mask*, figura 4.13, consistono nel dividere il disco di *Airy* (immagine di una sorgente puntuale) nel centro del campo in 4 domini e nell'applicare una differenza di fase π a due di essi in modo da eliminare l'immagine per interferenza distruttiva. In questo modo si ricava la frequenza della radiazione incidente paragonandola per l'appunto con quella di scansione *detector*.

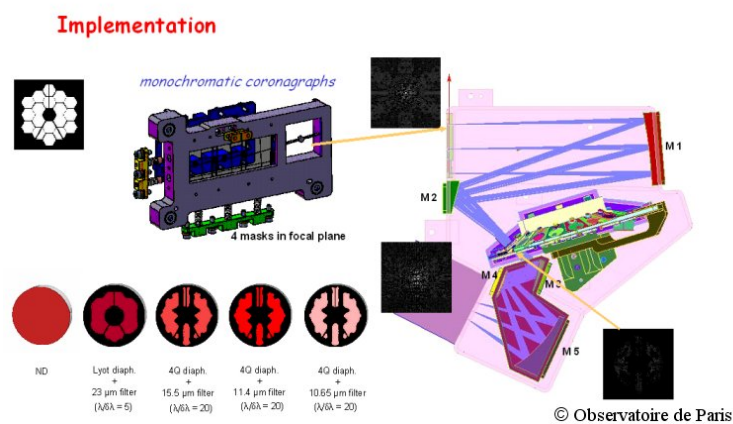


Figura 4.12: MIRI coronografo

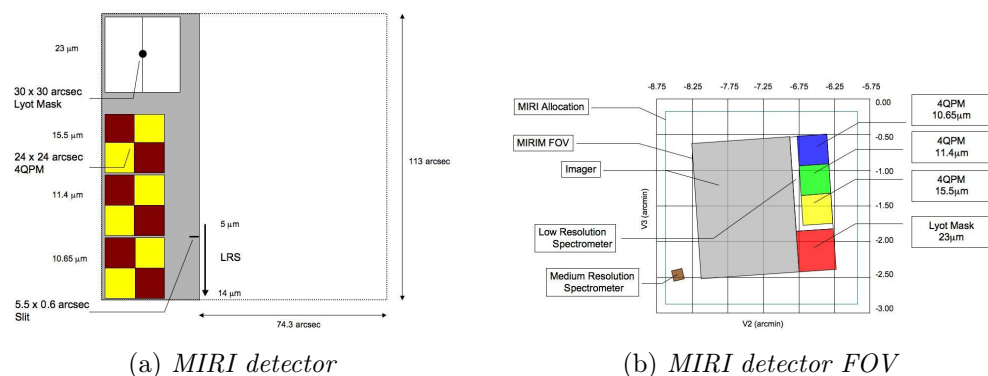


Figura 4.13: MIRI detector

4.4.4 Ruota porta filtri

La ruota porta filtri del *MIRI*, figura 4.15, ha 18 posizioni: 10 filtri da fotografia, 4 diaframmi/filtri da coronografia, un filtro a densità neutrale, un doppio prisma in *ZnS-Ge*, una lente ed una apertura piena per controbilanciare il peso del prisma. Il sistema opera, similmente a quello della *NIRSpec*, a 7 K e tali rimangono quindi i requisiti per quanto riguarda il controllo termico. La ruota porta filtri, basata sul meccanismo ISOPHOT montato sull'*Infrared Space Observatory - ISO* dell'*ESA*, sarà movimentata da un motore elettrico a 2 fasi fornito dalla *ICE*. In tabella 4.3 sono riportati tutti i filtri presenti

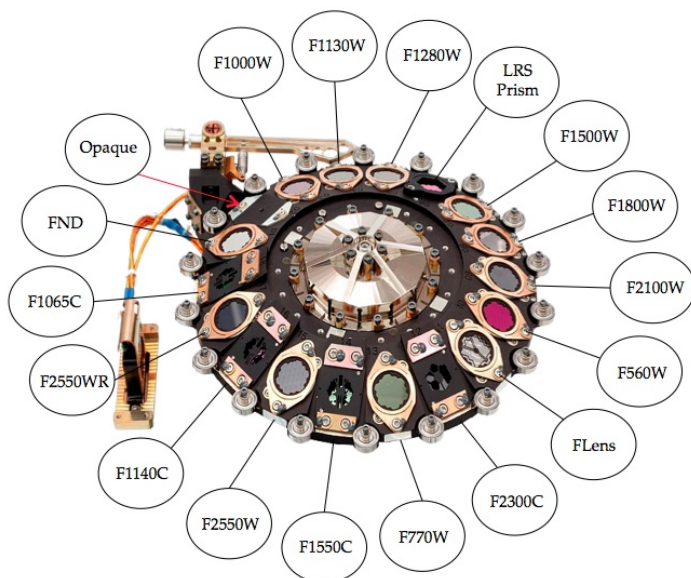


Figura 4.14: MIRI ruota porta filtri

nella ruota porta filtri del *MIRI*.

Filtro	λ [μm]	$\Delta\lambda$ [μm]	Commento
F560W	5.6	1.2	Broad Band
F770W	7.7	2.2	-
F1000W	10	2	Silicate, Broad Band
F1130W	11.3	0.7	PAH, Broad Band
F1280W	12.8	2.4	Broad Band
F1500W	15	3	Broad Band
F1800W	18	3	Silicate, Broad Band
F2100W	21	5	Broad Band
F2550W	25.5	4	Broad Band
F2550WR	25.5	4	Redundant Filter, Risk Reduction
FND	Neutral Density	-	For Coron. Acquis.
F1065C	10.65	0.53	Phase mask, NH3, silicate
F1140C	11.4	0.57	Phase mask, cont. or PAH
F1550C	15.5	0.78	Phase mask, cont.
F2300C	23	4.6	Focal Plane Mask, Debris Disk
OPAQUE	Blackened Blank	N/A	For Darks

Tabella 4.3: Ruota porta filtri - *MIRI*

4.4.5 Spettrometro

Il *MIRI* è composto, oltre che dallo spettrometro a media risoluzione - *Medium-resolution Spectrograph* - *MRS*, da uno spettrometro a bassa risoluzione - **LRS** - designato specificamente per spettroscopia a singolo *slit*. Lo *slit* è mostrato in figura 4.13 (a), ha dimensioni di $5.5'' \times 0.6''$ e utilizza il doppio prisma *P750L* della ruota porta filtri. Il prisma disperde la banda spettrale tra $5\mu\text{m}$ e $10\mu\text{m}$ della luce in arrivo su di una zona di circa 140 pixel del *detector*.

Il **MRS** è composto da due parti, la pre-ottica - *SPO* e lo spettrometro vero e proprio - *SMO*.

L'*SPO* ospita la *Integral Field Unit* - *IFU* e la ruota sulla quale sono montati da un lato i dicroici e dall'altro i reticoli di diffrazione. Lo spettrografo a *integral field* ottiene spettri simultanei e dati spaziali su una regione relativamente compatta del cielo. Il FOV è vicino a quello dell'*imager* in modo

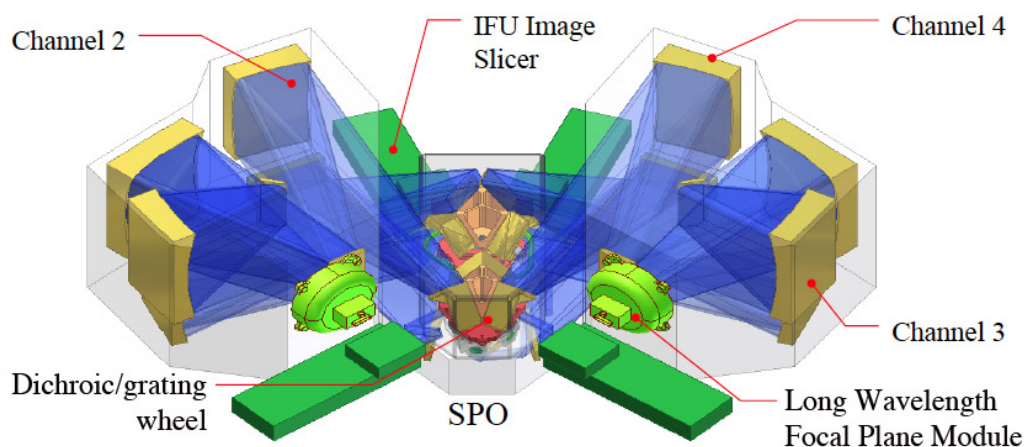


Figura 4.15: Spettrometro MIRI

da localizzare l'immagine con l'*imager* e impostare di conseguenza lo spettrografo. Lo spettrografo usa quattro *Image Slicers* che producono immagini disperse del cielo su due *detector* da 1024 x 1024 fornendo così *integral field spectroscopy* a $R = 3000$ su di un range di lunghezze d'onda $\lambda = 5 - 27 \mu\text{m}$ con goal di $\lambda = 5 - 28.3 \mu\text{m}$. Le quattro *integral field units* - *IFU* dividono la finestra spettrale come segue: (1A) $\lambda = 4.96 - 7.77 \mu\text{m}$; (1B) $\lambda = 7.71 - 11.90 \mu\text{m}$; (2A) $\lambda = 11.90 - 18.35 \mu\text{m}$ e (2B) $\lambda = 18.35 - 28.30 \mu\text{m}$.

Gli *IFU* forniscono quattro simultanei campi di vista che spaziano da $3.6'' \times 3.6''$ a circa $7.6'' \times 7.6''$ con l'incrementare della lunghezza d'onda. Le dimensioni degli *image slit* in ordine crescente di lunghezza d'onda, sono di $0.18''$, $0.28''$, $0.39''$ e $0.64''$ con risoluzione angolare perpendicolare allo *slice*. Nello stesso ordine, le dimensioni dei pixel sono di $0.19''$, $0.19''$, $0.24''$ e $0.27''$ con risoluzione angolare perpendicolare lungo lo *slice*. Il numero di *slice* diminuisce poi da 30 a 12 con l'incrementare della lunghezza d'onda. La finestra spettrale di ogni canale dell'*IFU* è supportata da tre reticoli di diffrazione separati. Ognuno di questi è fisso come orientazione e può essere ruotato per entrare nel cammino ottico usando un meccanismo a ruota: sono presenti due ruote (operanti alla temperatura di 7 K e movimentate da motore elettrico) sulle quali sono montati in ognuna tre reticoli di diffrazione ognuna delle quali per le lunghezze d'onda corte e lunghe. Il sistema ottico per gli *IFU* è diviso in due sezioni separate: una gestisce le lunghezze d'onda più corte e l'altra quelle più lunghe, ognuna di queste sezioni è dotata del suo *detector*.

Le componenti del blocco dello spettrografo sono mostrate in figura 4.16.

4.4.6 Cryocooler

Il cryocooler è il componente realizzato dalla *Northrop Grumman* per eseguire il raffreddamento a 7 K dei *detector* del *MIRI* in modo che possano operare fino a 29 μm di lunghezze d'onda.

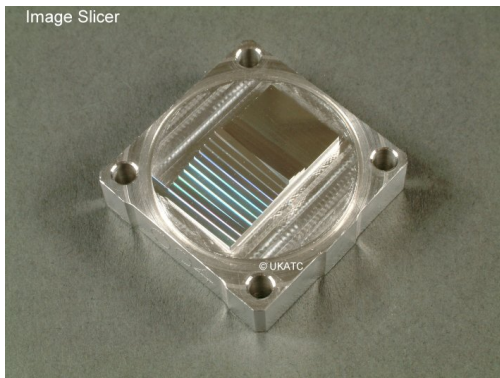
Il cryocooler per il *JWST* è attualmente in fase di sviluppo (figura 4.17): è un cryocooler pulse-tube ibrido a quattro stadi e ad alta efficienza funzionante secondo un ciclo Joule-Thomson.

Il compressore è in configurazione di funzionamento *back-to-back* per bilanciare le vibrazioni e la testa di raffreddamento è posta in prossimità dei *detector*.

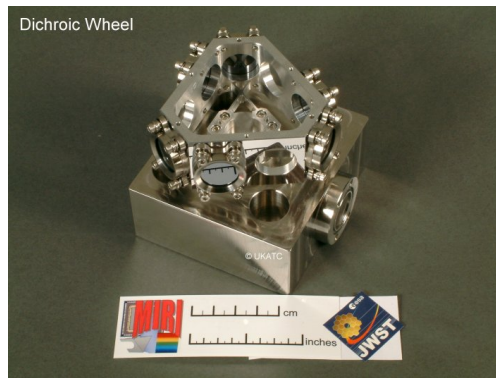
La testa di raffreddamento è separata dal compressore e dall'elettronica da circa 20 m di distanza.

La possibilità di effettuare raffreddamento remoto è stata dimostrata dopo tre anni di programma di sperimentazione dimostrativa, così come la possibilità di raffreddare a tali temperature i *detector* per applicazioni scientifiche.

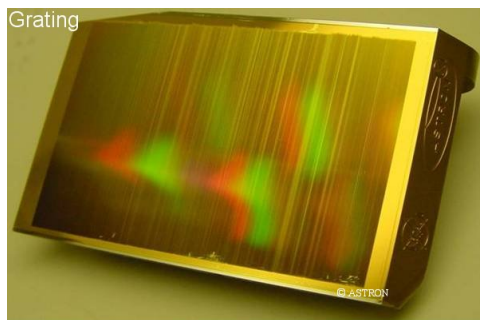
La *Northrop Grumman* è specializzata nella costruzione di cryocooler per applicazioni spaziali con la creazione di più di 35 tipologie di cryocooler *space-qualified* e l'affidabilità di tali dispositivi è provata da più di 100 anni (in totale) di funzionamento in orbita senza mai aver riscontrato alcun tipo di *failure*.



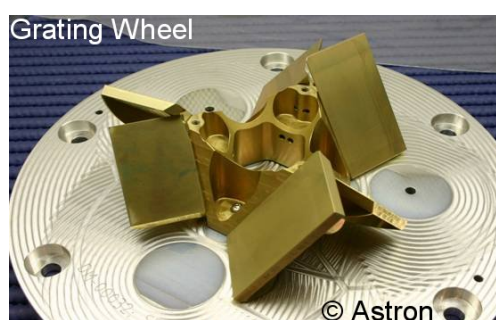
(a) *Image Slicer*



(b) *Ruota con dicroici*



(c) *Image Slicer*



(d) *Ruota con Reticoli di diffrazione*

Figura 4.16: MIRI

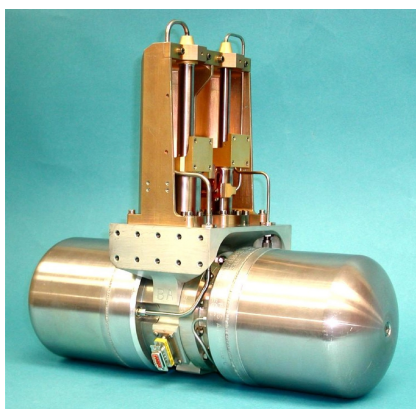


Figura 4.17: Cryocooler - Northrop - Grumman

4.5 Fine Guidance Sensor - *FGS*

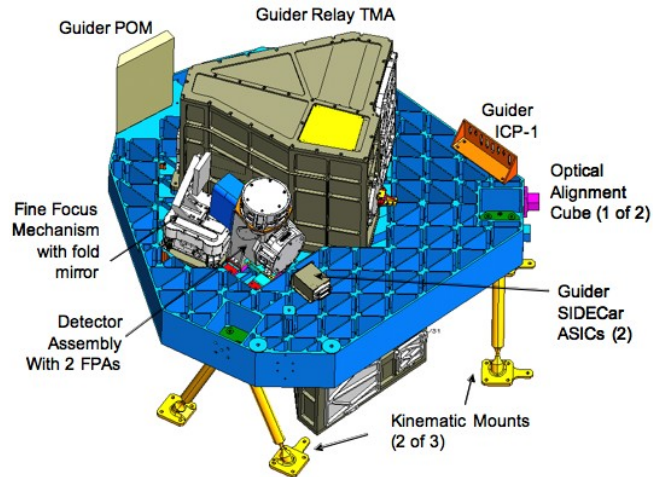


Figura 4.18: FGS Assembly

Il *Fine Guidance Sensor - FGS*, figura 4.18, è una camera sensibile che fornisce supporto critico alla missione per quanto riguarda il sistema di controllo di assetto - *Attitude Control System - ACS* del *James Webb Space Telescope*. La camera può fotografare due campi di vista adiacenti, ciascuno di circa $2.4' \times 2.5'$ di dimensione e possono inoltre essere configurati per leggere piccole sub-arrays di 8×8 pixel ad una velocità di 16 volte al secondo. La sensibilità dello strumento si mantiene comunque elevato, con $58 \mu J_y$ a lunghezza d'onda di $1.25 \mu m$ ($J_{ab} = 19.5$). Tale combinazione di sensibilità e copertura della volta celeste assicura che una appropriata stella guida possa essere trovata con il 95% di probabilità in qualsiasi punto del cielo essa si trovi rispetto all'*FGS*.

Le funzioni principali del *FGS* includono anche la cattura di immagini per la *target acquisition*, l'acquisizione di *target* preselezionati oltre a fornire all'*ACS* misurazioni del centroide delle stelle guida con una velocità di 16 frame al secondo. Durante la fase di *commissioning* del *JWST*, l'*FGS* fornirà segnali per eventuali errori di puntamento durante l'acquisizione e la fasatura dei segmenti delle due ali esterne dello specchio primario.

4.5.1 Design

Il *FGS* è costituito da uno specchio di *pick-off*, da un sistema di tre specchi, da un meccanismo per la messa a fuoco di precisione con un *fold mirror* e

dal blocco del *detector*. Le *array* focali sono montate su di un unico *detector* in *HgCdTe* da 2048 x 2048. L'area sensibile alla luce, come per la *NIRCam*, sarà di 2040 x 2040 con le 4 righe e colonne per lato non disponibili perché utilizzate come pixel di riferimento per le misure di *bias*.

L'insieme di questi componenti è montato su di un sostegno rigido collegato tramite accoppiamenti cinematici alla *ISIM*.

Il fascio di radiazione proveniente dall'*OTE*, figura 4.19, viene guidato dallo specchio di *pick-off* e indirizzato al sistema di tre specchi. Essi collimano il fascio che viene poi focalizzato dal *fold mirror* sui due *array* focali. Il *TFI*, come già anticipato, è montato sul lato opposto rispetto a dove è montato l'*FGS*.

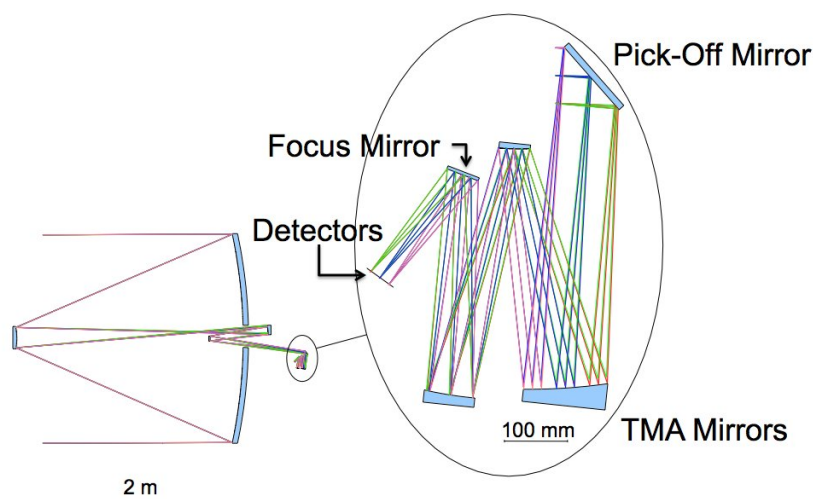


Figura 4.19: FGS cammino ottico

4.5.2 Modalità di funzionamento

Il *FGS* avrà tre funzioni operative: *Off*, *Standby*, *Operate*. Dalla modalità *Operate* sono poi disponibili le funzioni di: *Identification*, *Acquisition*, *Track*, *Fine Guiding* e *Calibration*. Nella modalità **Off** l'hardware è spento e la strumentazione non invia telemetria. Nella modalità **Standby** il software di volo è avviato e rimane in attesa di passare alla modalità *Operate* e ricevere i comandi. Nella modalità **Operate** il software di volo dell'*FGS* controlla tutte le condizioni fisiche, elettriche e dei *detector* alle quali le performance dell'*FGS* e del *TFI* sono sensibili. Il software di volo del *FGS* potrà inviare telemetria, ricevere comandi da terra, dati per la calibrazione, dati di riferimento e aggiornamenti software.

4.6 Tunable Filter Imager - *TFI*

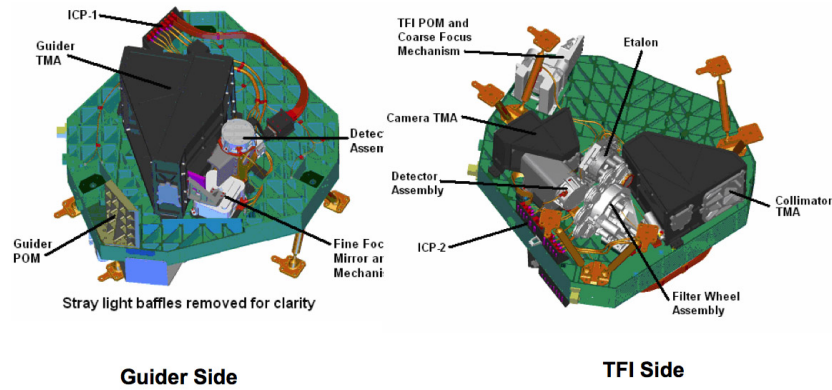


Figura 4.20: TFI Assembly

Il *Tunable Filter Imager*, figura 4.20, è una camera sensibile e di uso generale realizzata dalla *CSA*, che condivide il suo banco ottico con quello del *Fine Guidance Sensor*.

Ha un campo di vista di $2.2' \times 2.2'$ per fotografia in un *range* di lunghezze d'onda compreso tra 1.5 e $5 \mu\text{m}$.

I filtri sono caratterizzati da una risoluzione compresa tra $R = 75$ e $R = 120$. Le lunghezze d'onda centrali dei filtri possono essere selezionate dall'utente in un ampio *range* di lunghezze d'onda nel vicino infrarosso. Il *TFI* può essere utilizzato per cattura di immagini diretta o per catturare immagini con una scelta tra 4 diversi coronografi così come una maschera da coronografia non ridondante.

La capacità di fornire filtri regolabili sulla base di precise scelte di lunghezze d'onda dell'utente è data dalla presenza dall'interferometro a Fabry-Pérot, o *etalon* e ad un gruppo di filtri *order-blocking*. Questi permettono al *TFI* di operare a scelta tra 1.5 e $5 \mu\text{m}$ con un piccolo *gap* tra 2.5 e $3.2 \mu\text{m}$. In figura 4.21 è rappresentato il cammino ottico con la descrizione dei componenti. La movimentazione dell'*etalon* è controllata da sei attuatori piezoelettrici che forniscono elevati livelli di stabilità e ripetibilità di tali movimenti. Il *detector* è in *HgCdTe* a 2048×2048 pixel costruito della *Teledyne* con pixel da $18 \mu\text{m}$.

Il *TFI* funziona da complemento per gli altri strumenti scientifici del *JWST*: cattura infatti immagini con la stessa qualità della *NIRCam* ma con filtri a lunghezze d'onda e sensibilità pari a quelli della modalità a bassa risoluzione della *NIRSpec*, inoltre ovvia ad effettuare cattura di immagini nel *gap* mancante della *NIRCam*, *gap* che viene a mancare nella separazione in due fasci

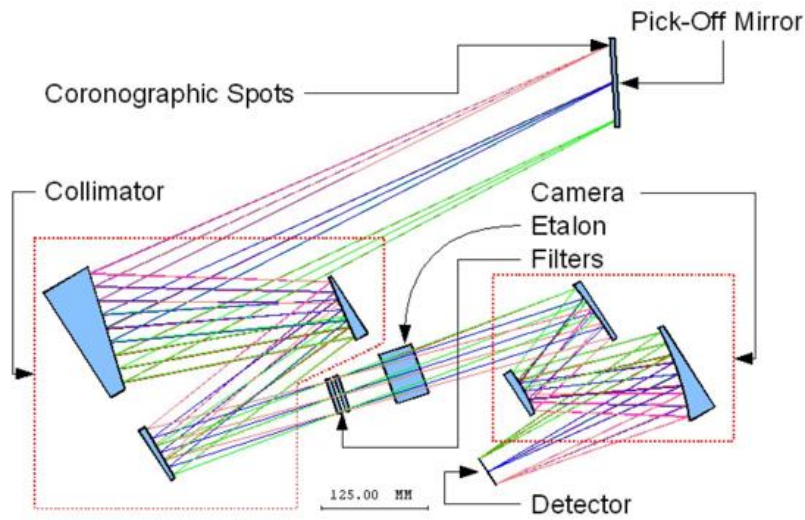


Figura 4.21: TFI cammino ottico

dal dicroico. La possibilità del *TFI* di scansionare tra le lunghezze d'onda mantenendo tutti gli altri componenti dello strumento e dell'osservatorio permette la soppressione degli *speckles* causati dalle distorsioni nel *mid-IR* negli specchi primari.

Il *TFI* verrà principalmente utilizzato per la realizzazione di osservazioni coronografiche nel vicino infrarosso.

Il *FGS* e il *TFI* sono stati sottoposti alla fase di allineamento e ad una campagna di *risk mitigation* in ambiente criogenico presso il *David Florida Laboratory* a Kanata, Ontario (Canada) tra Dicembre 2010 e Gennaio 2011. Ora entrambi gli strumenti sono sottoposti alle attività di test finali previsti proprio tra l'estate 2011 e gli ultimi mesi dell'anno.

Capitolo 5

Near Infrared Spectrograph - NIRSpec

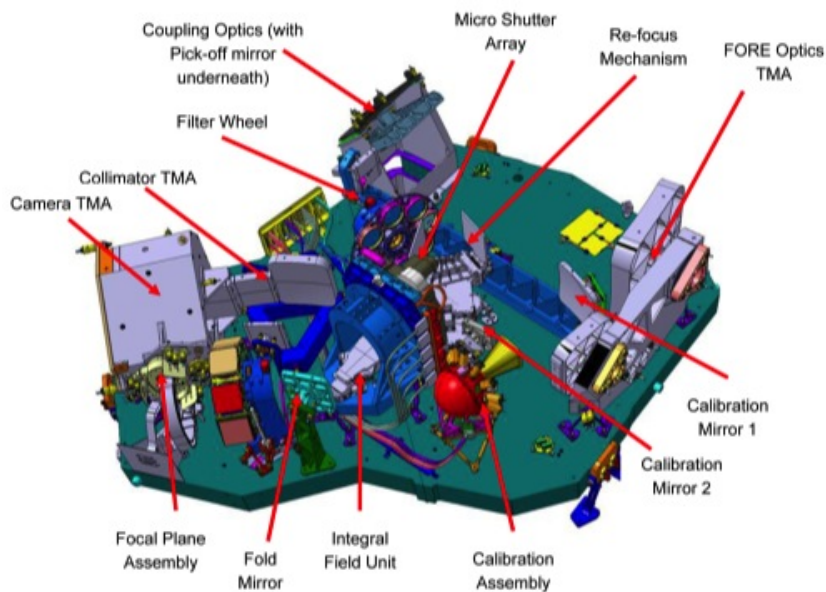


Figura 5.1: NIRSpec Assembly

5.1 Generalità e scopi

Il *NIRSpec* è uno spettrografo *near-infrared* a dispersione multi-oggetto che copre un FOV di $3.4' \times 3.6'$, pesa 200 kg e l'ingombro diagonale è di 190 cm, figura 5.1.

Il principio di funzionamento è di raccogliere la radiazione nel vicino infrarosso emessa da un oggetto (galassia, pianeta, sistema solare, ecc.) e disperderla poi in modo da poter leggerne lo spettro: leggerne lo spettro serve a carpire le proprietà chimico - fisiche (es. temperatura, massa e composizione chimica) dell'oggetto stesso.

La *NIRSpec* ha la peculiarità, di essere multi-oggetto: è dotata infatti di 4 array di *microshutters* che servono a permettere il passaggio di radiazione solo dalle zone del cielo che interessano: ognuna delle 4 array è formata da più di 60000 *microshutters*, piccolissimi otturatori azionati tramite l'applicazione di un campo magnetico, ma con l'ulteriore possibilità di poter essere azionati singolarmente. L'unione di queste caratteristiche conferisce allo strumento la capacità di raccogliere informazioni su più oggetti contemporaneamente, di luminosità e distanze diverse.

E' un grande vantaggio, dati i tempi di esposizione anche di centinaia di ore per singola osservazione. Si possono così osservare diverse galassie o stelle più o meno distanti contemporaneamente.

L'intervallo di lunghezza d'onda dello strumento è di $\lambda = 0.6 - 5 \mu m$ con tre risoluzioni: $R = 100$ (risoluzione media) per il prisma ed $R = 1000$ e $R = 2700$ per i *gratings*.

E' capace inoltre di acquisire 100 spettri in una volta sola.

Per la lettura dello spettro vi sono due detectors in *HgCdTe* di risoluzione 2048×2048 a basso rumore.

5.2 Il cammino ottico

La radiazione viene raccolta dallo specchio primario. Esso riflette la radiazione sullo specchio secondario, montato di fronte a quello primario. La radiazione viene poi riflessa sullo specchio terziario passando nel *Aft Optics Subsystem*, composto da uno specchio, un radiatore ed un *fine steering mirror* per il controllo di precisione sul percorso ottico. Questa prima parte del percorso ottico è mostrata nella figura 5.2. Da qui in poi la radiazione luminosa entra nell'*ISIM*, ovvero *Integrated Science Instrument Module*, diretta in questo modo alla *NIRSpec* dall'ottica anteriore (*fore optics*), attraversa la ruota porta filtri, con la quale si selezionano gli intervalli di lunghezze d'onda, e viene indirizzata alla *Micro Shutter Array* che seleziona gli oggetti da osservare ed invia la stessa ad un collimatore che raddrizza i raggi luminosi e li re-invia alla ruota porta prisma/*gratings* (risoluzioni da $R = 1000$ e $R = 2700$ in tre bande spettrali in un range da 1.0 a $5.0 \mu m$ per i *gratings* e $R = 100$ per il prisma da $0.6 \mu m$ a $1.5 \mu m$): i *gratings* e il prisma separano la radiazione luminosa e la inviano ad una *camera* la quale la focalizza sulla *de-*

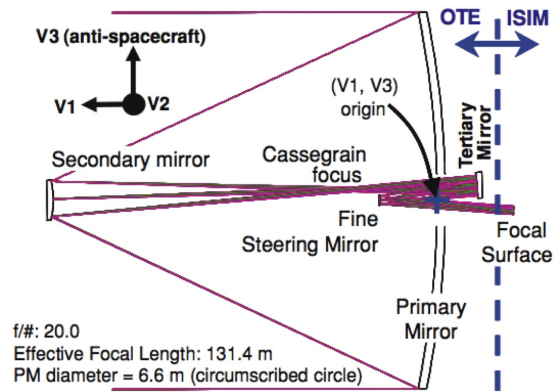


Figura 5.2: Cammino ottico tra gli specchi primari

tector array che provvede ad acquisire il segnale e processare le informazioni. Di seguito una rappresentazione generalizzata del percorso ottico all'interno della *NIRSpec*: figura 5.3.

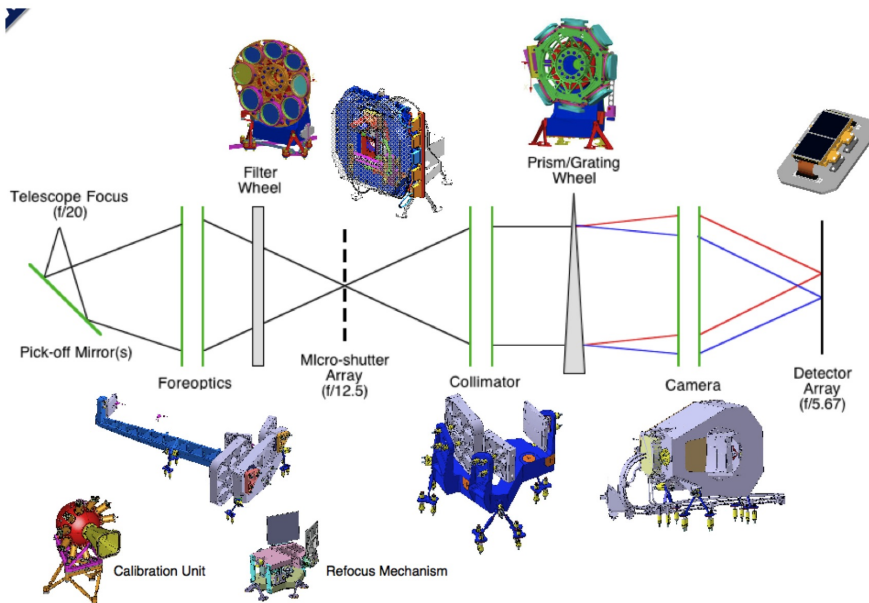


Figura 5.3: Cammino Ottico *NIRSpec*

5.3 Componenti in dettaglio

5.3.1 Ottica anteriore - *fore optics*

L'ottica anteriore è la parte iniziale della *NIRSpec*.

E' composta da un sistema di specchi che si occupa di ridimensionare il fascio: una frazione, quella allocata per la *NIRSpec*, di 3×3 *arcmin* della superficie focale curva del telescopio.

Si opera in questo modo così da eliminare qualsiasi distorsione ottica causata dall'ottica principale e portare il fascio sul primo piano focale dove è posizionata la *Micro Shutter Array*.

Si realizza inoltre un fascio quasi collimato alla ruota porta filtri, in modo da minimizzarne poi le aberrazioni cromatiche.

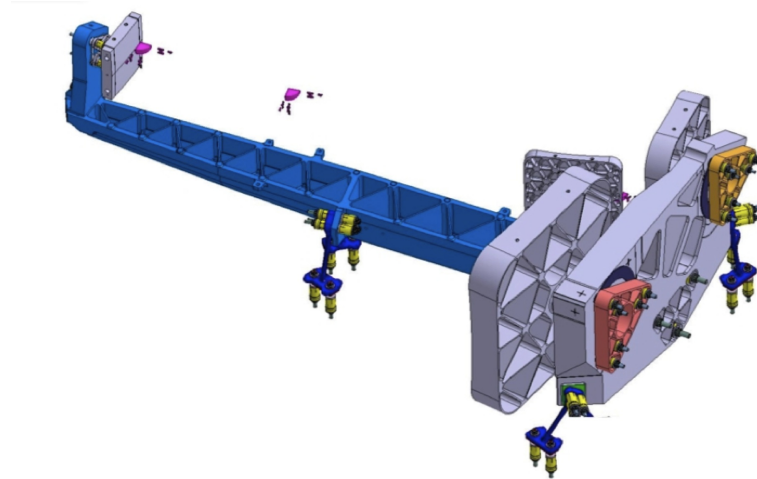


Figura 5.4: Ottica anteriore - *fore optics*

5.3.2 Ruota porta filtri

La ruota porta filtri è composta da 6 filtri: due filtri a banda larga, quattro a passa alto, una pupilla di riferimento (per allineamento), uno specchio di calibrazione (per l'auto calibrazione dello strumento) ed un'apertura libera per fotografia.

I filtri si occupano di lasciare passare solo le lunghezze d'onda utili allo strumento e di riflettere le radiazioni non desiderate, come quelle che porterebbero al surriscaldamento del sistema ottico.

I filtri hanno sub-strati in CaF_2 o in $BK7$ con apertura di 66 mm e spessore di 10 mm. Il motore elettrico che deve movimentare il blocco ruota è sottoposto a standard molto rigidi per quanto concerne corrente e tensione massima che può raggiungere a causa del calore dissipato per effetto Joule durante il funzionamento, il quale potrebbe alterare l'immagine; la potenza massima stabilita al motore è di 69 mW: si ricorda che le temperature operative sono in un intorno di $T = 35$ K per evitare interferenze con l'intero sistema ottico.

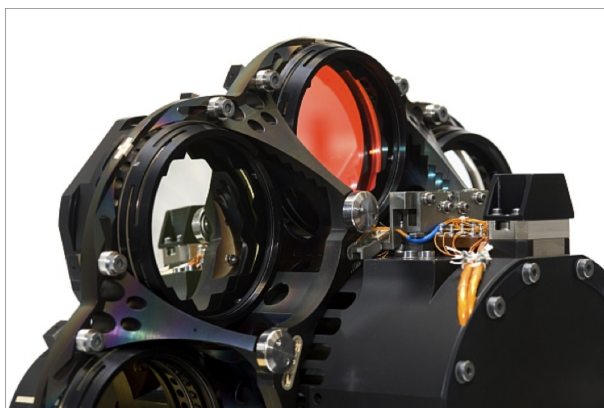


Figura 5.5: Ruota Porta Filtri

5.3.3 Micro-shutter Array - MSA

La *micro-shutter array* - MSA è composta da quattro array (griglie) di 62415 micro-otturatori l'una, per un totale di 249600.

I micro-otturatori sono piccolissime fenditure apribili con dimensioni di $100 \times 200 \mu\text{m}$ l'uno, azionabili, come già accennato, tramite il passaggio di un magnete permanente che spinge i micro-otturatori verso il basso i quali vengono poi catturati da un campo elettrico generato nella scatola di metallo posta al di sotto di essi: tramite l'applicazione di piccoli campi elettrici al di sotto del singolo micro-otturatore è inoltre possibile aprire e chiudere determinate

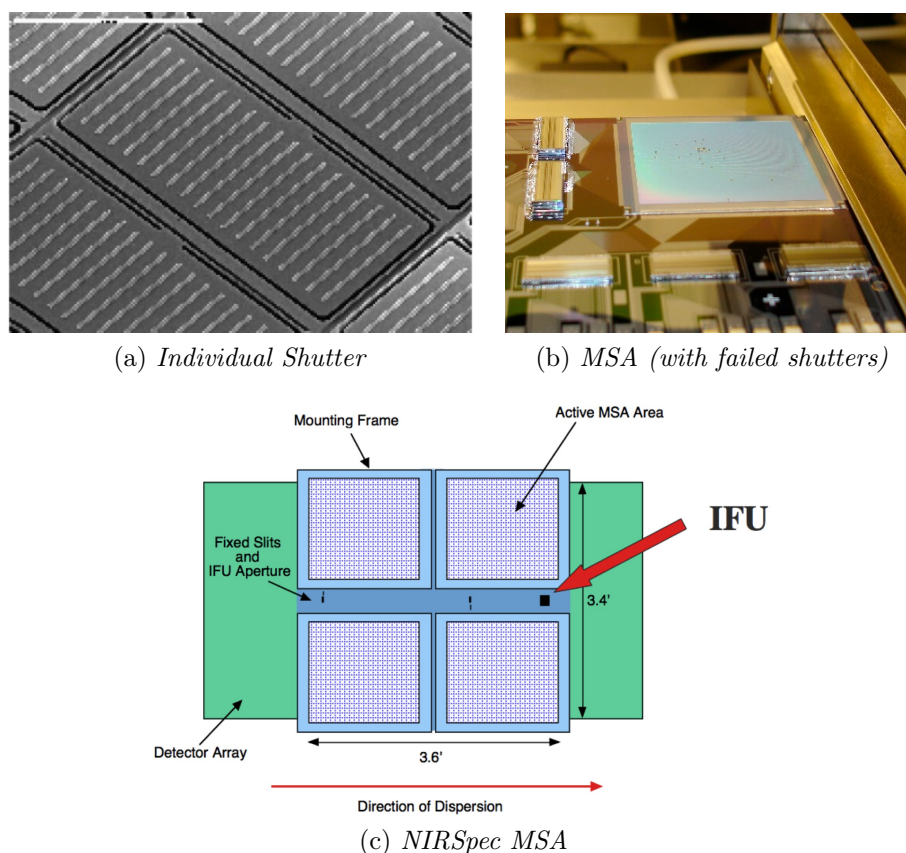


Figura 5.6: Micro Shutter Array

regioni della MSA agendo, come già detto sul singolo otturatore. Queste peculiarità fanno sì che puntando una regione determinata del cielo, sia possibile osservare più oggetti allo stesso tempo agendo singolarmente sull'apertura-chiusura dei micro-otturatori.

Oltre alle quattro arrays, sono presenti delle aperture fisse: tre da 3.5 arcsec di lunghezza per 200 milliarcsec di larghezza e una da 4 arcsec per 400 milliarcsec , posizionate tra le arrays, per eseguire spettrografia ad elevato contrasto e per poter fungere da ridondanza in caso di malfunzionamenti della MSA: è inoltre presente un'apertura di $3'' \times 3''$ per la IFU (Integral Field Unit) composta da 30 slices larghi ciascuno 100 milliarcsec (figura 5.6): queste ultime permettono osservazioni a risoluzioni di $R = 2700$ e ad elevato contrasto, con un campo di vista largo tale da poter osservare una porzione di cielo ampia e quindi oggetti su larga scala: ad esempio lo studio di galassie ad alto- z , ovvero le quali sono più lontane e più veloci, con uno spostamento verso l'infrarosso più accentuato. La IFU viene azionata spostando il magne-

te che aziona la MSA, il quale, in posizione di riposo, copre la IFU. Durante i test sono stati riscontrati dei problemi tecnici per quanto concerne l'apertura/chiusura dei micro-otturatori, in quanto alcuni rimangono chiusi o aperti (questi ultimi più problematici). Questo fenomeno può indurre confusione sullo studio delle immagini e bisognerà tenerne conto durante le osservazioni e le analisi. Nelle immagini seguenti (fig 5.7) possiamo avere un'idea degli spettri realizzati con le due risoluzioni, $R = 1000$ ed $R = 2700$, realizzate con l'IFU e le aperture fisse.

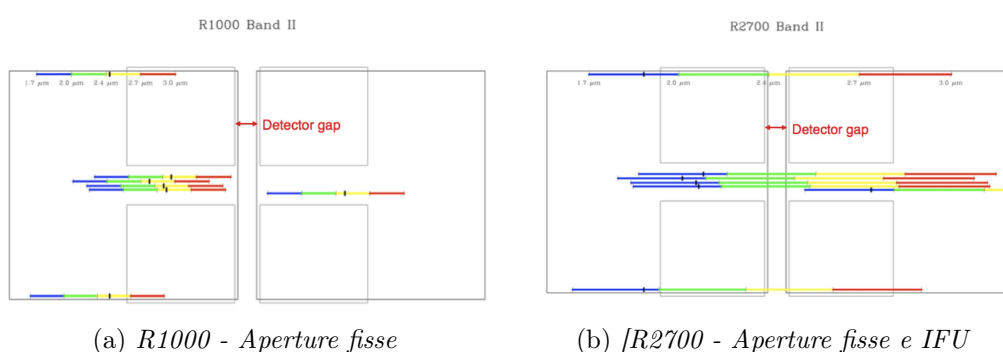


Figura 5.7: Fixed slits and IFU spectra acquisition

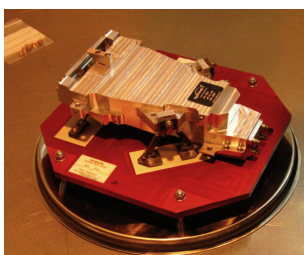


Figura 5.8: Integral Field Unit

5.3.4 Meccanismo di *refocusing*

Il meccanismo di *refocusing* permette di compensare le possibili variazioni di lunghezza focale del telescopio dovute alla degradazione e all'adattamento del telescopio una volta giunto alle condizioni operative: è composto da due specchi piani *Zerodur*, di elevata stabilità termica, montati su di una base in titanio che può muoversi, tramite un motore elettrico passo passo, in steps da $10\ \mu\text{m}$ con una escursione massima di $3\ \text{mm}$ in positivo ed in negativo:

con questo meccanismo si può variare la lunghezza focale del telescopio fino ad azzerare eventuali errori.

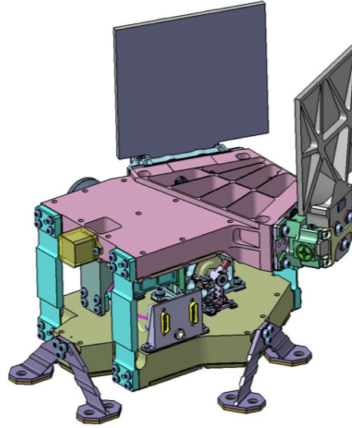


Figura 5.9: Meccanismo di *refocusing*

5.3.5 Ruota porta prismi/*gratings*

La ruota è composta da sei *gratings* (o Reticoli di diffrazione) e un prisma che coprono tre risoluzioni spettrali, ad $R=1000$ e ad $R=2700$ si hanno risoluzioni spettrali di $1.0-1.8\ \mu\text{m}$; $1.7-3.0\ \mu\text{m}$; $2.9-5.0\ \mu\text{m}$. Vi si trova inoltre uno specchio da ricoperto in argento per la *Target Acquisition*.

I *gratings* sono superfici dotate di una struttura periodica, un reticolo, la cui funzione è di separare la radiazione luminosa in tutto il suo spettro basandosi sul principio del fenomeno della diffrazione. Si varia la risoluzione variando le dimensioni del singolo *groove*-elemento del reticolo, essendo $R = \frac{\lambda}{\Delta\lambda}$, dove $\Delta\lambda$ è la più piccola differenza di lunghezza d'onda risolvibile dal *grating*.

Si hanno tre *gratings* a media risoluzione $R = 1000$ e tre ad alta risoluzione $R = 2700$. Le scanalature dei *gratings* sono ricavate in un sottostrato di *Zerodur* ricoperto di oro, un vetro ceramico con coefficiente di espansione termica bassissimo. Il prisma offre invece una risoluzione media di $R = 100$ (minima di $R = 50$ e massima di $R = 200$) coprendo l'intera banda spettrale della *NIRSpec*, ovvero tra $\lambda = 0.6-5\ \mu\text{m}$. Il prisma è realizzato in CaF_2 con particolari tecniche costruttive e tolleranze dimensionali molto elevate. Anche per quanto concerne il controllo della rotazione della ruota, movimentata da un motore elettrico e controllata da diversi sensori, le tolleranze sono molto rigide - fig 5.10.

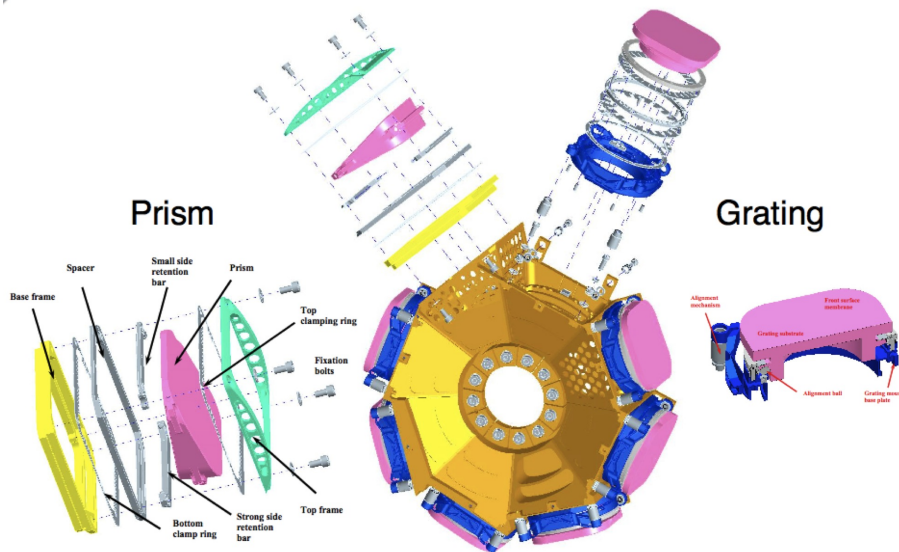


Figura 5.10: Ruota porta filtri

5.3.6 Collimatore

Il collimatore, figura 5.11, è un componente ottico che si occupa di trasformare la radiazione proveniente dalla Micro-shutter array in un fascio collimato da inviare alla ruota porta prismi/gratings con un sistema di tre specchi:

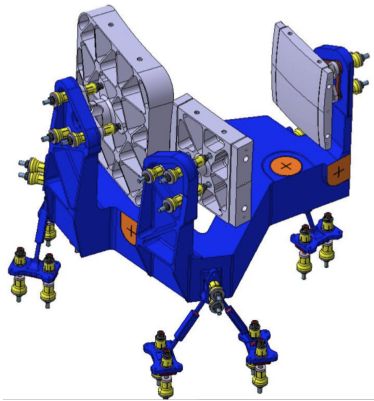


Figura 5.11: Collimatore

5.3.7 Sfera di Calibrazione

All'interno della *NIRSpec* è presente un'unità interna di calibrazione, la quale si occupa di quantificare gli effetti delle distorsioni spettrali, geometriche e

delle calibrazioni radiometriche. E' composta da una sfera di integrazione illuminata da 11 lampade con filtri a banda larga e *spectral line filters* che forniscono illuminazione continua allo strumento. L'obiettivo della sfera di integrazione è di creare un fascio omogeneo all'uscita che, tramite un sistema di sei specchi, viene indirizzato sulla *MSA* in modo *telecentrico*, ossia con i raggi paralleli all'asse ottico. Le informazioni vengono così inviate ai detector seguendo il normale percorso ottico: in questo modo si confronta lo spettro processato dal sistema ottico con i valori iniziali, noti, forniti come *input* dall'unità di calibrazione. Figura 5.12

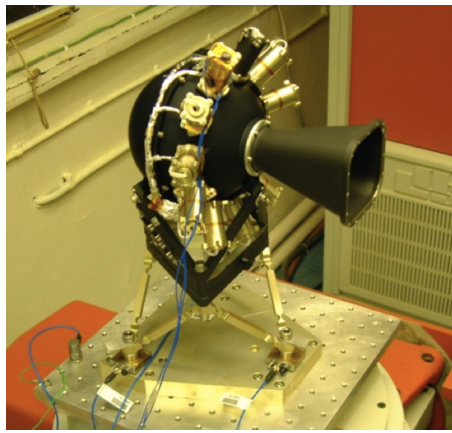


Figura 5.12: Calibration Unit

5.3.8 Camera e la Detector Array

La radiazione luminosa riflessa e dispersa dai *gratings* e dal prisma posti sull'apposita ruota, viene raccolta dalla *camera* che ha la funzione di focalizzare l'immagine così ottenuta sui detectors.

I detectors sono due, foto-conduttivi e costruiti in *HgCdTe* (*Mercury Cadmium Telluride*): essi servono a leggere e digitalizzare le informazioni sullo spettro provenienti dall'oggetto osservato.

I detectors foto-conduttivi sono polarizzati inversamente e sono i fotoni con energia maggiore della band-gap a produrre una corrente che permette di valutare l'intensità della radiazione incidente.

Caratteristica peculiare dei detectors realizzati in *HgCdTe* è di poter variare la band-gap del cristallo variando la composizione chimica degli elementi di base: *HgTe* e *CdTe*.

I detectors sono a basso rumore, 6 elettroni per 1000 s, con un'efficienza quantica superiore a 0.8 ed una risoluzione di 2048 x 2048 pixel (figura 5.13).

Il gruppo di detectors è protetto dalle radiazioni con una struttura in molibdeno e la loro temperatura viene controllata tramite radiatori e particolari schermature, tali da mantenerla in un intorno di $T = 38\text{ K}$ con un'accuratezza di un venti-millesimo di grado. La dissipazione di calore dei detectors dovuta ad effetto Joule deve inoltre essere mantenuta al di sotto di 44 mW per evidenti problemi termici.

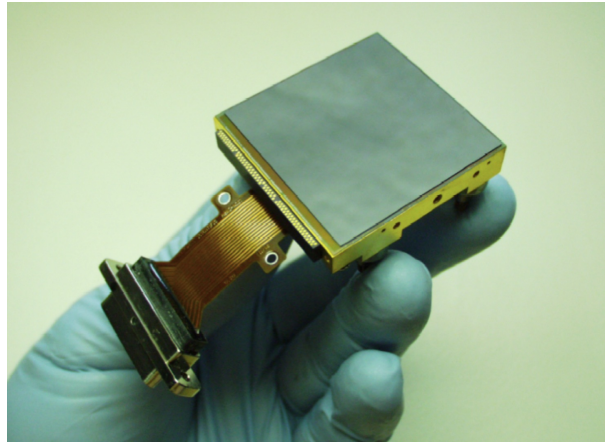


Figura 5.13: Detector in $HgCdTe$ per la *NIRSpec* del *JWST*

Capitolo 6

Integrazione e Test

Il *JWST* è una missione, come tutte le altre missioni spaziali d'altra parte, che richiede elevatissimi standard per quanto riguarda l'affidabilità. La missione si svolgerà ad una distanza tale dalla Terra per cui saranno impossibili missioni spaziali con intervento umano per eventuali *servicing mission* di manutenzione, riparazione e di eventuali *upgrades* dell'*hardware*. Questo significa testare, ri-testare, verificare e ri-verificare di volta in volta tutti i sistemi: procedura che ovviamente richiederà un lasso di tempo molto ampio per poter essere terminata, ma solo ciò potrà fornire il livello di affidabilità richiesto da una missione di questo tipo.

6.1 Sunshield testing

Il sistema di *sunshield* dovrà essere testato per quanto concerne il comportamento fisico e meccanico alle temperature operative. Dovranno perciò essere verificate le proprietà di trasmissione del calore, quindi che effettivamente il sistema sia in grado di raffreddare il telescopio a temperature criogeniche e sopportare un divario termico di 270 K come da progetto, e le proprietà meccaniche, verificando quindi che il materiale non vada a rottura durante la procedura di *deploying* e che tale fase avvenga con successo con opportuni margini di sicurezza.

Gli ingegneri della *Northrop Grumman* hanno in una prima fase testato, nel 2010, il sistema di *sunshield* di dimensione un terzo di quella originale in una camera criogenica presso la *Northrop Grumman Aerospace Systems' Space Park facilities in Redondo Beach, California*.

Il Sole è stato simulato tramite apposite piastre riscaldate poste molto vicine, ma non a contatto del primo *layer*, quello che sarà rivolto verso il Sole.

La potenza di tali riscaldatori è stata incrementata fino a raggiungere la temperatura di 100°C. Una rete di 400 sensori di temperatura sono stati posizionati attorno a tutto il *sunshield* e tutto il sistema è raffreddato per simulare le condizioni ambientali dello spazio nell'orbita percorsa dal *JWST*. Le piastre di raffreddamento della camera sono in grado di raggiungere un minimo di 15 - 25 K invece dei 7 K richiesti. Gli ingegneri hanno poi misurato tramite un radiometro, il quale misura la radianza in un oggetto o superficie che emette calore, come il flusso di calore passa tra i *layer* e attorno alla superficie del sistema stesso durante le condizioni di funzionamento. Tale fenomeno non avverrà nello spazio, ma sarà però fondamentale sapere come questo effetto influisce sui risultati dei test. Sette condizioni di test diverse sono state utilizzate per acquisire i dati di temperatura, in modo da poter predire come il sistema si comporterà ad una varietà di condizioni differenti. Alcune condizioni sono state esagerate proprio per avere una più ampia visione delle performance del sistema: è stato utilizzato ad esempio un sistema di meccanismi nella camera in modo da modificare la forma del sistema e acquisire così dati su come la forma dei *sunshield* influisce sulle performance generali.

Per quanto riguarda la procedura di *deployment* del sistema, non esiste sistema computerizzato in grado di predire il comportamento della membrana ultra-sottile in *Kapton* né in configurazione spiegata né ripiegata. Gli ingegneri della *Northrop Grumman* hanno quindi realizzato un modello a scala 1:1 chiamato *Integrated Validation Article - IVA* atto all'acquisizione di dati quali lo stato di tensione, la forma della superficie e i metodi di piegatura. Uno strumento laser ad alta precisione è stato poi utilizzato per realizzare un modello 3D il più possibile esatto in diverse condizioni di pressione e temperatura ambientali dei singoli *layer* per poi analizzarlo a computer e cercare di predirne poi il comportamento in condizioni di volo. Più di 100 elementi svolgono la funzione di contenere la membrana nella posizione richiusa per il lancio.

I test svolti sull'*IVA* sono atti a determinare come il *sunshield* può dispiegarsi dopo il distacco dai blocchi che lo tengono fisso in posizione richiusa, fino al completo spiegamento. Durante il lancio, per la differenza di pressione, l'aria presente all'interno del *fairing* del lanciatore esce molto rapidamente e per tale motivo i meccanismi di blocco devono essere capaci di sostenere i carichi e mantenere quindi le membrane in posizione. L'*IVA* è utilizzata anche per testare il comportamento mutuo tra l'*UTS* e il sistema di *sunshield*. I singoli componenti sono poi testati con prove di spiegamento a temperature operative. Il tutto viene poi unito alla *ISIM*, all'*OTE* ed alla strumentazione scientifica per i test finali come spiegato in seguito (Sezione 6.3).

6.2 ISIM testing

Il test della *ISIM* è stato effettuato tramite l'utilizzo della *High Capacity Centrifuge - HCC* della *NASA*. L'*HCC* è formato da un braccio rotante movimentato da un motore, alla cui estremità viene montata la struttura da sottoporre al test. Applicando un campo di accelerazioni centripete che agisca sulla struttura e sulla strumentazione scientifica montata all'interno della struttura stessa vengono simulate le forze e i carichi che agiscono sul *JWST* durante la fase di lancio tramite il razzo vettore *Ariane V*. La velocità di rotazione dell'*HCC* viene aumentata fino a raggiungere i 19 *rpm*, creando un campo di accelerazioni fino a 7 volte quella di gravità, risultando in 7 *t* di forza netta ai punti di attacco dell'*ISIM* al telescopio. Il test ha riportato esito positivo e la struttura è stata definita pronta per le fasi finali di *Integration and testing*. Tale test è stato un *major risk reduction milestone* nella fase di costruzione del telescopio.

6.3 Observatory testing

Per l'osservatorio, verrà utilizzato un approccio incrementale per la riduzione dei rischi. I parametri di performance verranno testati in maniera incrementale in modo parallelo all'integrazione dell'osservatorio. Ogni strumento scientifico a bordo del *JWST* seguirà un'apposita e dedicata procedura di *Integration & Testing* partendo dal *Engineering Model - EM* fino al *Flight Model - FM*.

Il *Fine Guidance Sensor* e il *Tunable Filter Imager* saranno testati al *David Florida Laboratory* in Canada, il *Near-Infrared Spectrograph* presso la *Astrium facility* in Germania, il *Mid-Infrared Instrument* presso il *Rutherford Appleton Laboratory* in Inghilterra e la *Near-Infrared Camera* presso la *Lockheed Martin facility* negli Stati Uniti. Una volta terminate le singole fasi di test, tutti gli strumenti verranno portati e successivamente montati nell'*ISIM*. L'*ISIM* da sola verrà prima testata presso il *GSFC*.

L'*ISIM* completa della strumentazione scientifica verrà poi montata insieme con *Optical Telescope Element* e preparata per la fase di *Integration & Testing* presso il *JSC*. Il blocco completo di *ISIM* e ottica verrà testato all'interno della *Chamber A*, di dimensioni 16.8 m di diametro e 35.7 m di altezza, nota per aver ospitato le fasi di test per il programma *Apollo* - figura 6.2. Negli anni '60 quando la camera a vuoto venne costruita, il modulo di comando delle missioni *Apollo* venne testato a temperature di circa 80 K tramite l'utilizzo di idrogeno liquido per il raffreddamento. Tali temperature sono però ancora troppo alte rispetto a quelle in cui il *JWST* andrà ad operare, questa

parte del telescopio verrà perciò avvolta completamente da elio per simulare l'ambiente operativo di 30-40 K in cui opererà in orbita a 1,5 milioni di km dalla Terra. Il *JWST* verrà posizionato con lo specchio primario rivolto verso

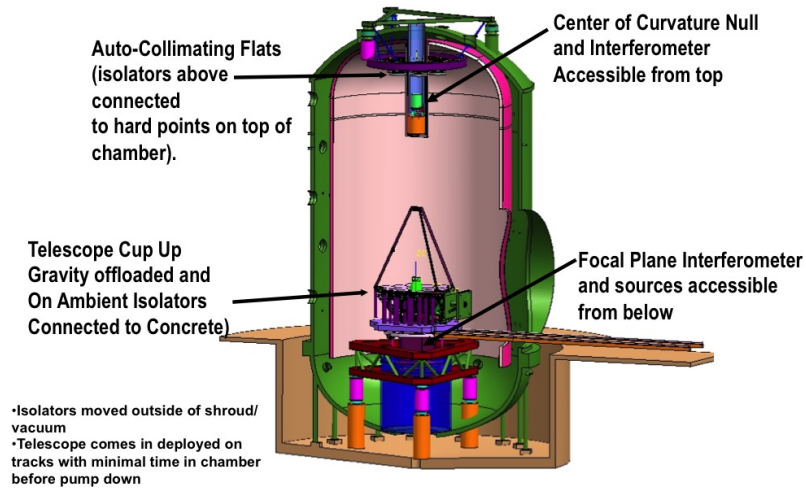
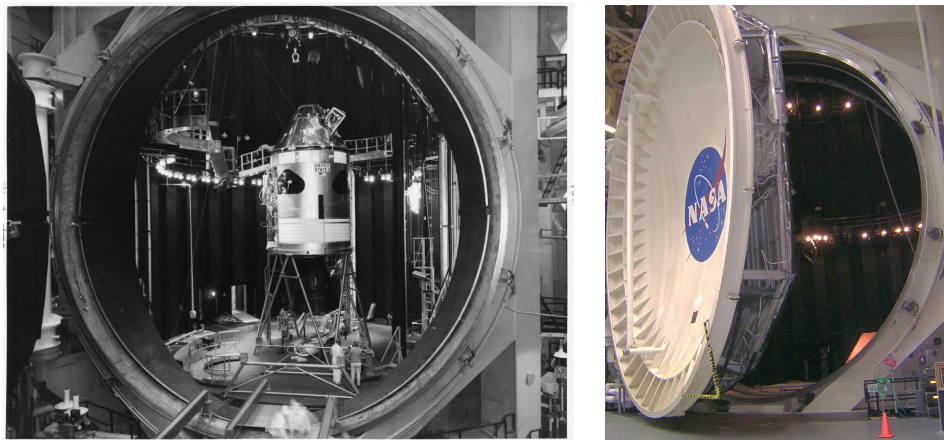


Figura 6.1: Il *JWST* all'interno della Chamber A presso il JSC



(a) Il modulo di comando dell'Apollo all'interno della Chamber A presso il JSC

(b) La Chamber A presso il JSC allo stato attuale

Figura 6.2: La Chamber A ieri e oggi

l'alto all'interno della camera per simulare e fornire la compensazione degli effetti di gravità sulla struttura. Prima e durante la prova, la strumentazione di test posta al centro della curvatura dello specchio primario misurerà la fasatura dei segmenti dello stesso, figura 6.1.

Capitolo 7

Stato dell'Arte

Questo capitolo ha lo scopo di esporre brevemente lo *state of the art* del *James Webb Space Telescope*.

Nell'Aprile del 2011 la *House Appropriations Committee* ha proposto senza mezzi termini la chiusura completa del progetto *JWST* ed un ulteriore taglio alla *NASA* di circa 1,6 miliardi di dollari dal suo budget complessivo.

La possibilità di un'eventuale chiusura del progetto è stata motivata da sospetti di cattiva gestione e di un incontrollato e continuo incremento del costo totale della missione, talmente elevato da presentare un freno alle altre missioni della *NASA*. Già nel 2010 venne effettuata un'analisi del progetto da un team indipendente che ebbe previsto una richiesta di finanziamento per il *JWST* di ulteriori 500 milioni di dollari per poter lanciare nel 2015: finanziamento richiesto e poi negato, posticipando così la data di lancio all'attuale 2018. Proprio in quel *report*, il *Independent Comprehensive Review Panel - ICRP*, si citava la cattiva gestione del progetto e la mancanza di controllo dei costi. Tuttavia i progressi del progetto erano evidenti ed imponenti, così come dichiarato anche dalla *Northrop Grumman Corp.*. Il progetto è poi comunque stato mantenuto in vita seppur con molti sacrifici, anche grazie allo sforzo della comunità scientifica mondiale che si è opposta con gran forza ad una tale evenienza. La missione ha subito quindi un nuovo *replan* nel Settembre del 2011 (figura 7.1) il quale assicura un livello di confidenza per il budget dell'80% e prevede il lancio per l'Ottobre 2018.

Il budget per il 2012, fissato dal presidente Obama, prevede ora una spesa fissa annuale per il solo progetto del *JWST* di 375 milioni di dollari per i successivi 5 anni: secondo i manager della *NASA* ciò fa prevedere nuovi possibili ritardi per la data di lancio.

All'ultimo aggiornamento, in data 21 Ottobre 2011, lo *state of the art* del *James Webb Space Telescope* è come segue:

Sistema Ottica Principale

Il sistema degli specchi del *JWST* presenta una percentuale di completamento del 99%: dopo la conclusione delle fasi di lucidatura terminate nell'Estate del 2011, solo 6 dei 18 segmenti dello specchio primario devono ancora essere sottoposti ai test di accettazione. I dati in dettaglio sono riportati in tabella 7.1.

Componente	Percentuale di completamento
Segmenti dello specchio primario	100%
Specchio secondario	95%
Specchio terziario	100%
Blocco <i>Aft optic system</i>	95%
Specchio di fine steering	100%
Struttura di supporto dello specchio primario	75%
Struttura di supporto dello specchio secondario	80%

Tabella 7.1: % Completamento Specchi

Strumentazione Scientifica

La strumentazione scientifica del *JWST* presenta una percentuale di completamento pari al 90%: tutti gli strumenti stanno completando le fasi finali dei test singoli. Essi verranno montati insieme sulla *ISIM* e nuovamente testati in un unico blocco.

Sunshields

Il sistema di *sunshields* del *JWST* presenta una percentuale di completamento pari al 10%. Le dimensioni di tale sistema, pari a quelle di un campo da tennis, sono troppo grandi per poter essere testate in una camera criogenica, i *sunshields* sono stati perciò costruiti in scala per poter essere testati. I test sono stati effettuati dalla *Northrop-Grumman* ed i risultati sono stati inseriti in modelli computerizzati per lo svolgimento di analisi numeriche in dettaglio. Sulla base di tali analisi, verrà effettuata una previsione di quello che sarà il comportamento dei *sunshields* a dimensioni reali.

Spacecraft Bus

Lo *spacecraft bus* del *JWST* presenta una percentuale di completamento pari al 25%. E' parte fondamentale di ogni *spacecraft* ma rimane la parte meno innovativa dell'intero telescopio e per tale motivo lo sviluppo sarà effettuato per ultimo. La *design review* avrà inizio entro il 2011.

Assemblaggio e test

La fase di assemblaggio e test del *JWST* presenta una percentuale di completamento pari al 3%. E' una percentuale bassa anche perché bisogna attendere il completamento delle prove sui singoli elementi del telescopio per poter poi svolgere la parte più importante delle fasi di test (vedere capitolo 6) che si svolgerà sull'insieme di *OTE*, struttura dell'*ISIM* e strumentazione e che verificherà l'insieme a temperature inferiori a -198°C e a cicli di carico simili a quelli della fase di lancio e di tutte le altre fasi della missione.

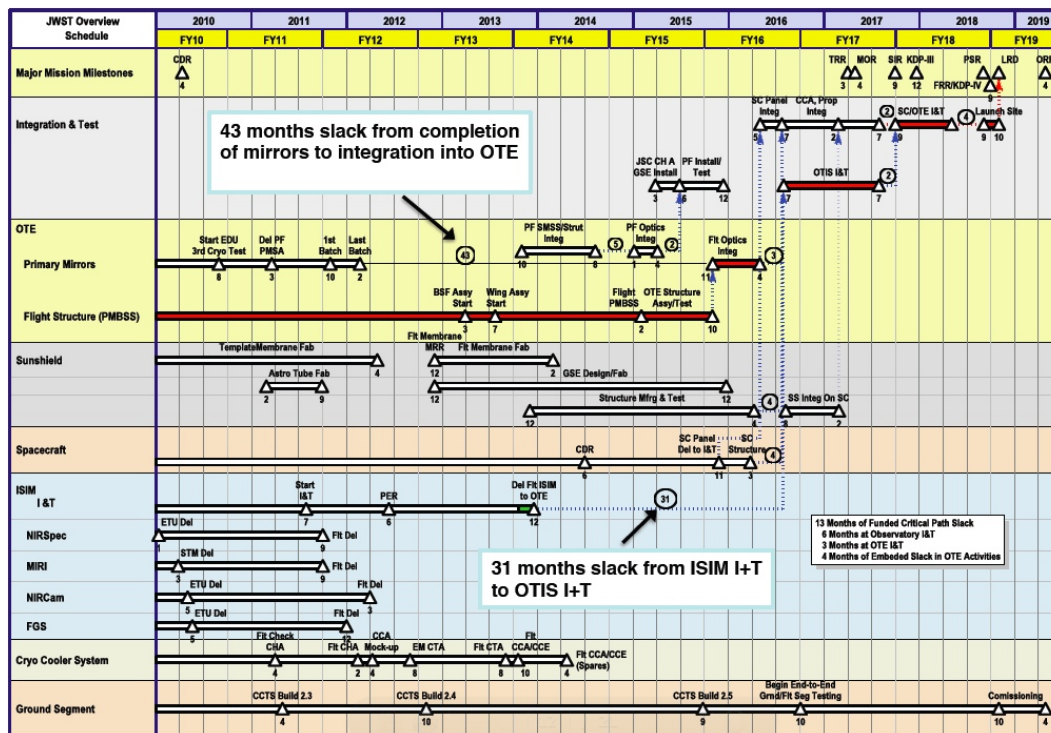


Figura 7.1: Replan 2011

Capitolo 8

Conclusioni

Il *James Webb Space Telescope* è senza dubbio un progetto di grande ambizione e destinato a cambiare radicalmente il panorama scientifico mondiale. Porterà, infatti, ad un enorme balzo in avanti nella comprensione dell'Universo e nella ricerca delle nostre origini. Il *JWST* esaminerà ogni fase della storia del cosmo, dai primi oggetti luminosi dell'Universo appena formato e del periodo della cosiddetta "re-ionizzazione", allo studio di come si sono evolute le galassie, la materia oscura, le stelle, le strutture fisiche ed i nuclei attivi fino ai giorni d'oggi; studierà poi la nascita delle stelle e dei sistemi proto-planetari proprio nei loro primi istanti di vita. Grazie agli spettrografi presenti nella strumentazione scientifica il *JWST* esaminerà inoltre le caratteristiche chimico-fisiche dei sistemi solari alla ricerca di possibili condizioni favorevoli allo sviluppo della vita.

Il peso delle ricadute tecnico-scientifiche che questo progetto ha avuto fino ad adesso è destinato ad aumentare in maniera esponenziale. Si pensi solo che la produttività in termini scientifici dell'*HST* è sempre stata in aumento e lo è tuttora.

Il telescopio ha già portato moltissima innovazione nel campo tecnologico durante tutte le fasi di progettazione, costruzione e test. E' stato sviluppato un progetto totalmente innovativo a cui lavorano insieme tre tra le maggiori agenzie spaziali al mondo, la *NASA*, l'*ESA* e la *CSA* e attorno a cui collaborano una cifra innumerevole di industrie esterne.

I segmenti dello specchio primario, ad esempio, sono stati realizzati in berillio proveniente dalle miniere nello Utah ed hanno seguito un lungo processo di fabbricazione, sia in termini di tempo che in termini di distanze percorse. I primi due segmenti dello specchio primario sono stati realizzati nella loro forma di base nel 2004. Tutti i segmenti hanno compiuto tappe in 11 diversi stati (figura 8.1) degli USA per le operazioni di finitura e di verifica. Le

operazioni di *polishing* finali sono state terminate a Giugno del 2011.

I segmenti dello specchio primario sono movimentati da un gruppo di 6

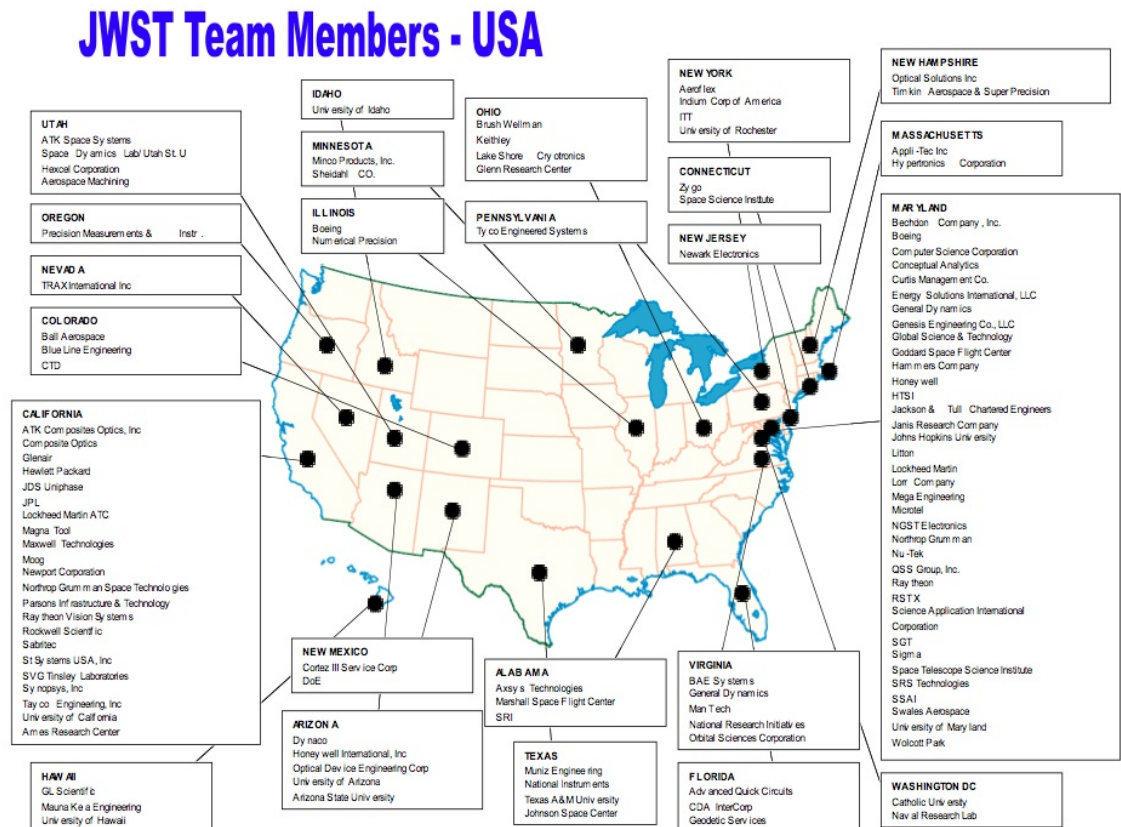


Figura 8.1: La *route* degli specchi

attuatori più un settimo per la modifica della curvatura della superficie. Tali attuatori saranno in grado di movimentare i segmenti a 6 gradi di libertà con movimenti di nanometro in nanometro. Tale procedura sarà guidata tramite *wavefront sensing and control* (sia per il primo allineamento sia per il controllo dell'allineamento durante la missione) che analizzerà il fronte d'onda e sulla base dei dati ricevuti movimenterà i 18 segmenti in berillio fino ad effettuare un corretto allineamento per rendere lo specchio principale funzionante come uno specchio unico.

Un enorme passo in avanti è stato fatto con la creazione di un materiale ad-hoc, mai realizzato prima, per la struttura della *ISIM*. Un materiale tale da sopportare le forti vibrazioni durante il lancio e di contrarsi minimamente una volta raggiunte le condizioni ambientali operative e quindi temperature in un intorno di 27 K alle quali le dimensioni della struttura non dovranno variare oltre le tolleranze geometriche richieste per il corretto allineamento di

tutta la strumentazione scientifica di bordo. Un altro problema da risolvere sono state le modalità di giunzione delle varie parti della struttura. Diversi materiali hanno diversi comportamenti al variare della temperatura, così gli ingegneri hanno trovato diverse soluzioni per le modalità di giunzione che comprendono giunti in leghe nickel-alluminio e piastre in composito incollate con un particolare ed innovativo tipo di adesivo il quale distribuisce i carichi durante il lancio in maniera progressiva ed allo stesso tempo mantiene in posizione la strumentazione. Così come per il *backplane* nel quale la composizione del materiale varia in funzione della distanza dal *core* dello *spacecraft* per venire in contro al gradiente termico sulla struttura stessa.

Il sistema di controllo termico del telescopio coinvolge l'intero *spacecraft*, dai *sunshields* ai collegamenti elettrici, dagli strumenti scientifici alle strutture di sostegno ed ai materiali di cui esse sono realizzate. Il design stesso del telescopio, ovvero con lo specchio primario non intubato come ad esempio avveniva per il suo predecessore *HST*, provvede a mantenere freddo lo specchio primario irradiando in maniera naturale il calore verso l'esterno. La parte del *core*, la zona critica attorno all'asta telescopica principale che sostiene l'*OPE*, è protetta da radiatori, superfici riflettenti, barriere e *Multy-layer insulation* poste in modo da minimizzare possibili perdite in termini di controllo termico.

Ulteriore grande innovazione della missione è stata la progettazione della fase di *deployment* del telescopio una volta in orbita, per ovviare ai requisiti geometrici del *fairing* del lanciatore *Ariane V*. Un sistema che necessita un grado elevatissimo di affidabilità, senza il quale il telescopio potrebbe non essere in grado di portare a termine la missione. Gli ingegneri della *Northrop-Grumman* stanno progettando il sistema in modo da renderlo il più semplice ed affidabile possibile, con numerose, impegnative e lunghe fasi di test. Tutti i meccanismi di *deployment* entreranno in funzione già ad una notevole distanza dalla Terra, con temperature molto basse e ciò imporrà requisiti molto particolari e stringenti per l'ambiente in cui opereranno.

Dal punto di vista della strumentazione, la parte più innovativa è senza dubbio la realizzazione della *microshutter array* presente nella *NIRSpec*, che permetterà una sorta di *multi-tasking* per le osservazioni, permettendo una notevole ottimizzazione dei tempi di osservazione del telescopio.

Per avere un'idea chiara di cosa il *JWST* sarà in grado di fare, riporto una frase presente in una delle ultime presentazioni realizzate dalla *NASA* - (*JWSTReplan Sept2011*):

“HST has looked deeper into the Universe than any telescope. It took HST more than three continuous days to do so. JWST will do that in less than an hour”.

Il lavoro da me svolto in questi mesi per la realizzazione di questa tesi mi ha permesso di acquisire un grande bagaglio di nuove conoscenze, oltre ad una più elevata capacità di analisi tecnica del testo nonché di acquisizione di terminologia tecnica, in inglese e non. Ho sviluppato una nuova metodologia di ricerca e di approccio critico alla documentazione tecnica, così come una nuova capacità di esporre in maniera chiara e più o meno dettagliata il funzionamento dei vari componenti e sistemi di un sistema spaziale. Una parte dei corsi seguiti durante gli anni della laurea triennale mi hanno fornito le necessarie competenze tecniche per poter affrontare con approccio critico ciò che viene presentato nella documentazione tecnica e di poterlo comprendere sia in termini di funzionamento sia in termini di scelte ingegneristiche. Con il tempo ho poi potuto poi integrare i contenuti con ciò che mi è stato fino ad adesso insegnato in questi primi due mesi e mezzo di corsi della laurea magistrale.

Realizzare questo lavoro ha ovviamente richiesto molti sacrifici, ma ha alimentato ancora di più la mia passione per lo spazio ed è stato per me ragione di grande crescita personale, sia come persona sia come futuro ingegnere.

E' mia convinzione che il *James Webb Space Telescope* sia destinato a cambiare profondamente il panorama scientifico mondiale. Darà lavoro per anni a migliaia di matematici, astronomi ed astrofisici in tutto il mondo e fornirà tanti nuovi spunti per sviluppare nuove teorie, confermarne altre e metterne in dubbio altre ancora, aiutandoci così a comprendere sempre di più, attraverso la scienza e la tecnica, la perfezione del disegno di Dio dell'Universo.

Bibliografia

- [1] Curtis, Howard D. (2005) , “*Orbital Mechanics for Engineering Students*”,
Elsevier - Butterworth-Heinemann.
- [2] NASA James Webb Space Telescope, <http://www.jwst.nasa.gov/>.
- [3] ESA, <http://www.esa.int>.
- [4] CSA James Webb Space Telescope, <http://www.asc-csa.gc.ca/eng/satellites/jwst/default.asp>.
- [5] STScI James Webb Space Telescope, <http://www.stsci.edu/jwst/>.
- [6] Northrop - Grumman JWST, <http://www.as.northropgrumman.com/products/jwst/index.html>.
- [7] Webb Telescope.org, http://webbtelescope.org/webb_telescope/.

Ringraziamenti

Ne è passato di tempo da quando il mio ipse dixit è stato pronunciato la prima volta, e ora che finalmente, dopo un cammino assai impervio, raggiungo questo primo traguardo, missili ancora non ne ho progettati!

Ho pensato di scrivere queste righe un po' per ringraziare tutte le persone che in una maniera o nell'altra mi hanno aiutato a crescere fino a raggiungere a questo primo traguardo e un po' per compiere una sorta di viaggio indietro nel tempo in questi primi anni di Università.

Il mio grazie più grande va a **mamma** e **papà**, ai miei fratelli **Luca**, **Matteo**, **Paolo** e a mia sorella **Silvia**, perché mi hanno sempre supportato, hanno sempre creduto in me e sempre mi hanno incoraggiato, riuscendo a darmi la giusta spinta per affrontare tutte le difficoltà che mi si sono poste innanzi fino da quando sono nato, senza nessuna eccezione. Grazie.

Grazie **Jana**, per tutto l'amore che mi dimostri, perché mi hai su(o)pportato sempre in maniera meravigliosa, in ogni momento mi sei stata vicina e sei sempre capace di farmi sorridere con la tua infinita dolcezza.

Anche se mi chiami sempre *stupid boy*.

Danke, Schatz.

Grazie ai "cicci", **Carla** e **Renato**, che mi sono vicini da sempre, con cui insieme abbiamo fatto tante esperienze e che sempre mi supportano facendo il tifo per me, anche se ogni tanto rispondo con un po' di ritardo a mail e sms...!!! Vi voglio bene.

Un grazie a **Stefano Micheli** amico di una vita, (ho ancora il tuo numero di telefono scritto a caratteri cubitali sulla prima pagina del mio diario di prima elementare) e che è sempre pronto a raccontarmi qualcosa di nuovo letto su *Cracked* :-D .

Un grazie a **Remon Atfy** che dall'Egitto è arrivato qui in Italia a studiare

ingegneria elettrotecnica e che è poi diventato uno dei miei migliori amici. Grazie ad **Andrea Campa** (e alla pizza di Bassano...dimmi?!) che è ora in quel di Tolosa a studiare per andare nello spazio, chissà che non introduca anche lassù i concetti pubici di Belluno. Tvp.

Grazie a **Davide Erbogasto** e a tutto il sostegno che mi hai dato, dimostrando sempre di essere una persona meravigliosa nei confronti di tutti: in bocca al lupo per il Saarland!!!

Andrea Luzio, grazie per il soprannome, per i lunghi discorsi fatti insieme, grazie per tutte le centinaia di scherzi fatti insieme e grazie per tutte le risate che insieme ci siamo fatti, anche se continui ancora a dire che sono un meccanico dello spazio.

Grazie a **Francesco Piccolo** e a tutta la frutta che abbiamo “regalato” al nostro amico medico e per le risate fatte in camera dopo scherzi di ogni tipo (e non ho citato Batm*** ops! :D).

E grazie ad **Andrea Cairoli - Buvla** che si è sempre dimostrato un buon amico, e grazie per tutti i caffè e per tutte le lunghe chiacchierate, con e senza bivveta.

Grazie a **Davide Fagherazzi** e alle belle giornate con il coro, alle serate passate a vederci tutti i Final Destination insieme a Remon, ai pranzi infinit***(sbrando, ops.) e alle chiacchierate musicali.

Grazie ad **Alberto Feltracco**, il Falco, alla super gita insieme in giornata a Salisburgo e alle lunghissime chiacchierate musicali, all’aiuto che mi hai dato per la fuga e a tutti gli stimoli che mi dai per farmi suonare sempre meglio.

Grazie a **Eduardo Bloise** e alle sue s-pifferate fin dagli albori, al ballo del Soca-Soca e ai canti patriottici con il professore che cito qui sotto.

Ovviamente grazie al prof. **Andrea Vezzano** e ai lunghi discorsi sulla politica e sulla letteratura, ricordandoLe che io NON sono il suo Bidello, ma Le voglio bene lo stesso.

Grazie a **Gyamfi Jerryman Appiahene**, ovvero a **Gerry**, alle ricerche Bibbia-grafiche, a quelle scientifiche e alle riunioni (che noi sappiamo) a cui prima o poi andremo.

Voglio ringraziare i personaggi che hanno udito e tramandato il mio ipse dixit, ovvero i compagni di corso che ho avuto l’onore di avere fin dal primo giorno: **Andrea Carradori**, che incito con un “dai ca**o!!”, **Alessandro Englaro** amico di sempre e **Nicola Zorzi**, quest’ultimo sperando se la stia spassando in Portogallo :-). Ringrazio anche **Francesca Ventimiglia** per le luumunghie chiacchierate, i pomeriggi di studio xD e le tante lezioni da vicini di banco. Così come ringrazio **Davide Matera** che sopporta tutte le mie preoccupazioni per gli esami, con cui condivido le mie passioni e che talvolta mi prepara ottimi piatti succulenti. Grazie ai compagni di stanza **Alessandro**

Kratter, Lorenzo Hofer, Palmiro e Luca Moresco, oltre ai già citati **Remon e Buvla** che mi hanno sopportato e con cui ci siamo talvolta messi a riga a vicenda. Ringrazio l'attuale compagno di stanza **Marco Bottarel**, mitico pianista e compagno di stanza, per le discussioni notturne sul ciclo del sonno e le sfide sul chi si sveglierà prima la mattina dopo. Un simpatico grazie a **Paolo Macaccaro, Francesco Corrente, Francesco Basso** per la loro amicizia. Grazie a **Benedetta Rossetto** per i suoi "oooooh! <3", per la passione condivisa per l'arte, e per la Germania, in bocca al lupo ora per la tua avventura francese!!! Un ricordo ed un grazie ad **Giada Mascitti** e ad **Anna Sancassani** che ora studiano in due capitali diverse, in bocca al lupo! Grazie alla mitica risata di **Denise De Zanet** e al super spritz in quel di Belluno. Grazie ad **Elisa Stivella** e a tutti i viaggi in treno insieme e alle lezioni non così produttive di friulano, dato che da quel che ho capito, entrambi non siamo poi così preparati come pensavamo di essere xD. Grazie ad **Agnese Comellato** e ai suoi capelli arancioni :D no dai, scherzo. Ma è vero! No, veramente grazie per la tua preziosa amicizia e complimenti per la ottima direzione del coro femminile! Ovviamente ringrazio anche **Tommaso Comellato**, senza citare la parola *TOTAL*, ribattezzato *zweiundzwanzigboy* e che ha avuto l'onore di diventare il successore del Faghez nella direzione del coro maschile. Torno, non ti preoccupare. Grazie ad **Alessio Ruzza** e ai suoi caffè, video e racconti sulla Svezia a cui tanto è affezionato. Grazie **Alessio Maso** per aver sopportato tutti i miei timori e ti mando un grosso in bocca al lupo per il tuo futuro! Ricordo anche **Andrea Pepe** e **Jacopo Giustozzi** come membri onorari del nostro mitico quarto piano.

Grazie a **Stefano Cimbaro**, amico fino dal primo anno di Conservatorio, e con cui ho condiviso tanto, in termini musicali e non.

Grazie a **Sonia Buchini**, a **Valentina Candusso**, a **Daniela Pecchenini**, a **Gabriele Sclauzero** e a **Francesco Sordetti** con cui insieme a Stefano Cimbaro e Carla con Renato ho condiviso la mia importante esperienza a *Taizé* e a cui sono onorato di tale preziosa amicizia.

Grazie a **Roberto Petrei**, ai discorsi sull'idraulica e non, così come le serate al McDonald's e i pomeriggi di guardia al Presepe della parrocchia di San Gottardo. Grazie a **Giulio Cristante**, "vecchio" compagno delle superiori con cui ho trascorso tutti e cinque gli anni e con cui ho tanto condiviso la passione per l'aeronautica.

Vi abbraccio e vi ringrazio ancora tutti e chiedo scusa se per caso ho dimenticato qualcuno, non sentitevi offesi: sono anche le 2:30 di notte! :D Va bene, mi fermo qua. 'notte! FINE!!!!