

Le télescope spatial Spitzer

Sommaire

3.1 Le satellite Spitzer	36
3.1.1 Le lancement “à chaud” et l’assemblage cryogénique	36
3.1.2 L’orbite “Earth trailing”, contraintes de pointage	38
3.1.3 Le pointage : Fonctionnement et précision	39
3.1.4 La répartition du temps d’observation	40
3.2 Le télescope et les instruments	40
3.2.1 L’ “Infrared Array Camera” (IRAC)	42
3.2.2 Le “Multiband Imaging Photometer for Spitzer” (MIPS)	45
3.2.3 L’ “Infrared Spectrograph” (IRS)	45

Le télescope spatial Spitzer (Spitzer Space Telescope, SST) (Werner et al., 2004a) a été lancé le 25 août 2003 par la National Aeronautics and Space Administration (NASA) au moyen d’une fusée Delta II depuis Cap Canaveral en Floride. Le SST constitue la dernière mission du programme “NASA’s Great Observatories Program” qui comprenait quatre satellites. Les autres missions de ce programme étaient le télescope spatial Hubble (visible), le “Compton Gamma-Ray Observatory” et le “Chandra X-Ray Observatory”. Le SST observe dans l’Infrarouge (IR) entre 3.6 et 160 μm . Il a à son bord trois instruments dont deux imageurs et un spectromètre. L’ Infrared Array Camera (IRAC) peut imager le ciel dans quatre bandes à 3.6, 4.5, 5.8 et 8 μm . Le Multiband Imaging Photometer for Spitzer (MIPS) est un imageur qui possède trois filtres à 24, 70 et 160 μm . MIPS possède également un mode de spectroscopie basse résolution ($\lambda/\delta\lambda \sim 15\text{-}25$) qui devait nominale-ment fonctionner entre 55 et 95 μm . L’Infrared Spectrograph (IRS) est un spectromètre qui fonctionne pour la basse résolution ($\lambda/\delta\lambda \sim 60\text{-}120$) entre 5.2 et 38 μm et pour la haute résolution ($\lambda/\delta\lambda \sim 600$) entre 9.9 et 37.2 μm . Ce travail de thèse s’articule autour du traitement et de l’interprétation de données obtenues avec le spectromètre IRS.

Le SST est le successeur des satellites Infrared Astronomical Satellite (IRAS), Infrared Telescope in Space (IRTS) et Infrared Space Telescope (ISO). La mission IRAS fut lancée conjointement par les États-Unis, le Royaume-Unis et la Hollande en janvier 1983. Elle a effectué un relevé de tout le ciel en imagerie à 12, 25, 60 et 100 μm . Ces observations IR, qui sont les premières hors atmosphère, ont bouleversé l’astronomie IR et sont aujourd’hui encore utilisées. La mission IRTS (Onaka et al., 1996; Tanaka et al., 1996) fut lancée par l’agence spatiale japonaise en mars 1995. Cette mission n’a duré que 28 jours et a effectué un relevé d’environ 7% du ciel au moyen de quatre instruments entre 1 et 1000 μm en spectroscopie et en imagerie. La mission ISO (Kessler et al., 1996) fut lancée par l’European Space Agency (ESA) en novembre 1995. A la différence de IRTS et IRAS, ISO était un observatoire. Il était muni de quatre instruments (ISOCAM, ISOPHOT, SWS et LWS) qui lui ouvraient la gamme de longueurs d’onde de 2.5 à 240 μm . ISOCAM était une caméra qui pouvait observer entre 2.5 et 17 μm . Elle était munie d’un mode Circular Variable Filter (CVF) qui permettait de faire de la spectro-imagerie entre 2.5 et 16 μm avec une résolution de $\lambda/\delta\lambda \sim 40$. En pratique, le détecteur LW (4-17 μm) offrait de meilleurs résultats que le détecteur SW (2.5-5.2 μm), si bien que ce dernier fut peu utilisé. ISOPHOT était un imageur qui opérait entre 2.5 et 240 μm . Le “Short Wavelength Spectrometer” (SWS) et “Long Wavelength Spectrometer” (LWS) étaient deux spectromètres qui balayaient les longueurs d’onde de 2.38 à 45.2 et de 43 à 196.7 μm , respectivement. Ces deux spectromètres pouvaient atteindre une résolution maximum de $\lambda/\delta\lambda \sim 10^4$.

3.1 Le satellite Spitzer

Prévu pour une durée initiale de 2.5 ans, la durée de vie du SST devrait être de 5 ans. Cette durée est limitée par l’évaporation des 360 litres d’hélium liquide qu’il a emportés. Rappelons que l’observation dans l’IR nécessite en effet un refroidissement des instruments (détecteurs, télescope) et de l’environnement proche des instruments à des températures très faibles (quelques Kelvins). En effet, dans le cas contraire, le rayonnement thermique des matériaux deviendrait une source de rayonnement bien plus intense que les objets astrophysiques observés à ces longueurs d’onde, ce qui gênerait considérablement la détection de ces derniers. La figure 3.1 présente une vue d’ensemble du satellite qui mesure 4 m de hauteur pour une masse 865 kg, ce qui est faible par rapport à son prédécesseur ISO qui pesait 2498 kg. La figure présente une vue schématique du SST et de ses différents composants.

3.1.1 Le lancement “à chaud” et l’assemblage cryogénique

Le lancement à “chaud” du SST constitue une innovation. Cela a été possible grâce à sa conception différente par rapport aux précédents satellites d’observation IR. Dans les

3.1. Le satellite Spitzer

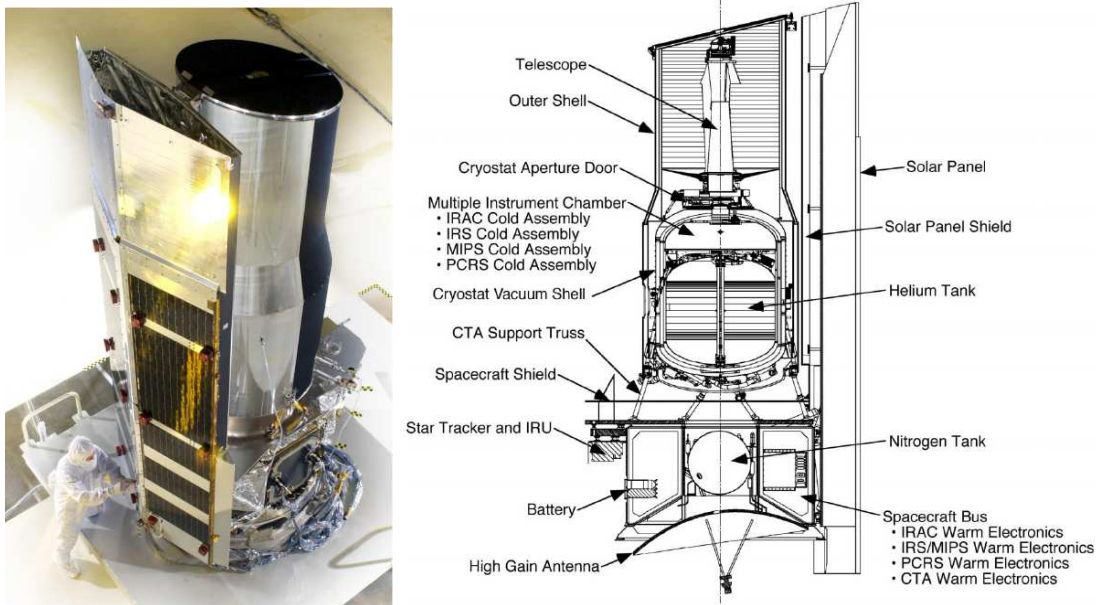


FIG. 3.1 – Vue d’ensemble et schéma du satellite Spitzer.

missions précédentes, les instruments d’observation et le télescope étaient plongés dans le cryostat. Dans le cas du SST, le cryostat ne contient pas le télescope.

Le figure 3.2 montre une vue schématique de l’ensemble du satellite et de la partie nommée “assemblage cryogénique” (Cryogenic Telescope Assembly, CTA). Le CTA est constitué du télescope, d’un bouclier extérieur et du cryostat qui contient la réserve d’hélium liquide et la chambre multi-instruments. Le reste du satellite (panneaux solaires, antennes, système de pointage (PCS) et modules de contrôle sur la Fig. 3.2) est dédié au contrôle de sa position, au pointage, à la gestion de l’énergie et à la communication avec la Terre. Cette partie que nous pouvons appeler “spacecraft” a été fournie par *Lockheed Martin Space Systems Company*. Le lancement du satellite, comme nous l’avons vu plus haut, a été fait “à chaud”. Les éléments du CTA étant hors du cryostat, étaient alors non refroidis. Le lancement “à chaud” est notamment permis par le choix de l’orbite, dont nous parlerons ensuite, qui place le satellite dans un environnement froid, car loin de la Terre, et qui va ainsi refroidir l’observatoire à moins de 40 K en quelques semaines. Par la suite, l’évaporation de l’hélium du cryostat va maintenir l’ensemble du CTA à basse température. Lors des observations MIPS $160 \mu\text{m}$, il est nécessaire de maintenir le télescope à basse température (5.5 K) en utilisant un système de chauffage qui va accélérer l’évaporation d’hélium du cryostat. La chambre multi-instruments, qui se situe directement dans le cryostat, est maintenue à une température de 1.4 K. Une conséquence de cette conception nouvelle est que la durée de vie du satellite est grande (5 ans) au regard de la quantité d’hélium embarquée (360 litres). À titre de comparaison, IRAS avait embarqué 520 litres d’hélium pour

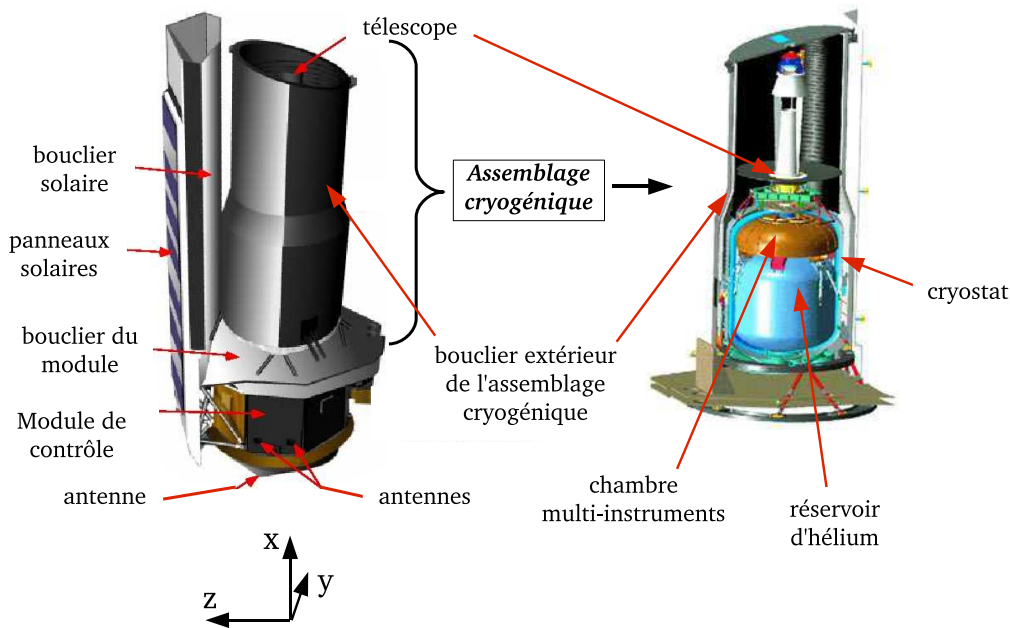


FIG. 3.2 – À gauche : Schéma du SST. Le satellite est constitué du module de contrôle, des panneaux solaires, des antennes de communication et de l’assemblage cryogénique. Les axes situés sous le schéma du télescope représentent le système de coordonnées du satellite. À droite : Assemblage cryogénique (Cryogenic Telescope Assembly, CTA) qui contient la partie utile scientifiquement (télescope, détecteurs). Les boucliers solaires et du module protègent le CTA des “contaminations” thermiques.

une durée de vie de 10 mois et ISO avait embarqué 2140 litres d’hélium pour une durée de ~ 2.5 ans. Cette conception a également l’avantage de réduire considérablement le volume du satellite et donc d’en réduire le coût.

3.1.2 L’orbite “Earth trailing”, contraintes de pointage

Le choix de l’orbite du satellite est également une première. Celui-ci se situe sur la même orbite héliocentrique que la Terre, en arrière de cette dernière, d’où le terme “Earth trailing”. Le satellite s’éloigne de la Terre de ~ 0.12 UA par an. Comme nous l’avons vu précédemment, cette orbite place le satellite dans un environnement froid et réduit donc la consommation d’hélium par rapport à une orbite proche de la Terre. De plus, cette orbite est moins contraignante qu’une orbite proche de la Terre en terme de visibilité du ciel. Elle permet de voir chaque partie du ciel pendant au moins deux longues périodes chaque année et rend les zones proches des pôles écliptiques observables en continue. La figure 3.3 schématise les contraintes sur l’orientation du satellite par rapport au Soleil. Cette orientation constitue la contrainte essentielle en terme de visibilité du ciel. Ces contraintes sont imposées par l’exposition du télescope et des antennes de communication au rayonnement solaire. L’angle entre l’axe X (voir Fig. 3.2) du satellite et l’axe Soleil-satellite doit être su-

3.1. Le satellite Spitzer

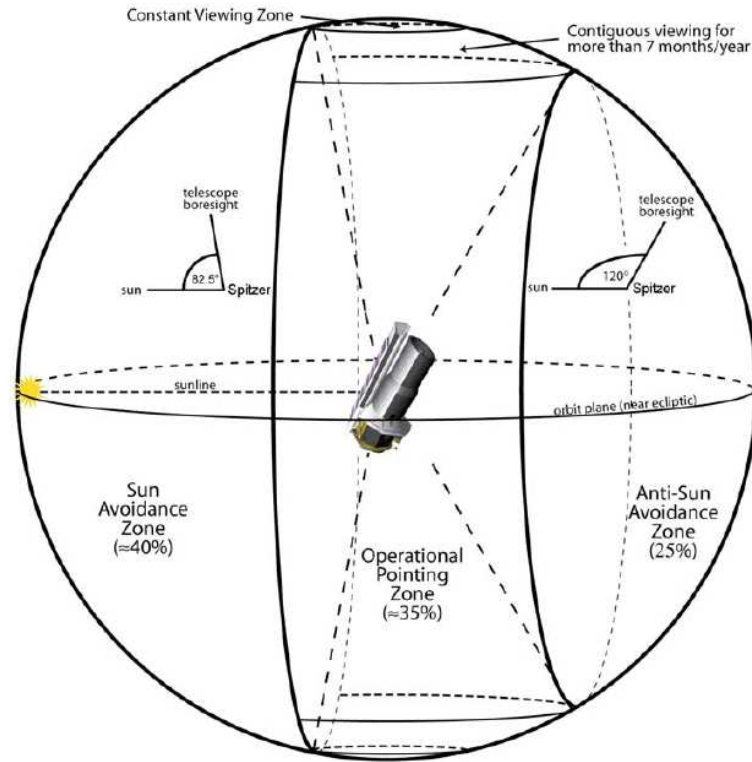


FIG. 3.3 – Contraintes imposées par la position par rapport au Soleil sur le pointage du SST.

périeur à 120° et inférieur à 82.5° . Ainsi pour une position donnée du satellite autour du soleil, $\sim 35\%$ du ciel est observable. La durée d'observabilité d'une source durant une année dépend essentiellement de sa latitude écliptique. Le minimum d'observabilité est atteint par les objets les plus près de l'équateur écliptique qui sont observables environ 40 jours deux fois par an, sans tenir compte des contraintes supplémentaires imposées par les objets brillants (Lune, Terre, Jupiter, Saturne, astéroïdes brillants).

3.1.3 Le pointage : Fonctionnement et précision

Le "Pointing Control System (PCS)" est constitué d'un système inertielle à trois axes et d'un logiciel de traitement autonome. Le système "Star Tracker (ST)" permet au satellite de situer son pointage de manière autonome au moyen d'un catalogue de 87000 étoiles. Le ST possède un champ de vue de $5^\circ \times 5^\circ$ qui lui permet d'utiliser environ 40 étoiles simultanément pour déterminer sa position. Le ST peut pointer le satellite avec une précision de $\sim 0.11''$. Les gyroscopes, qui servent à stabiliser le pointage, peuvent limiter la dérive à $0.003''/\text{sec}$ pendant 8 heures. Le PCS sert également à éviter les orientations interdites (Fig.3.3) du satellite par rapport au Soleil au moyen de capteurs solaires. Si une anomalie est détectée, le satellite est placé automatiquement dans un mode de sécurité. Le pointage à l'aveugle (sans utilisation du ST) possède également une précision de $0.5''$. Finalement,

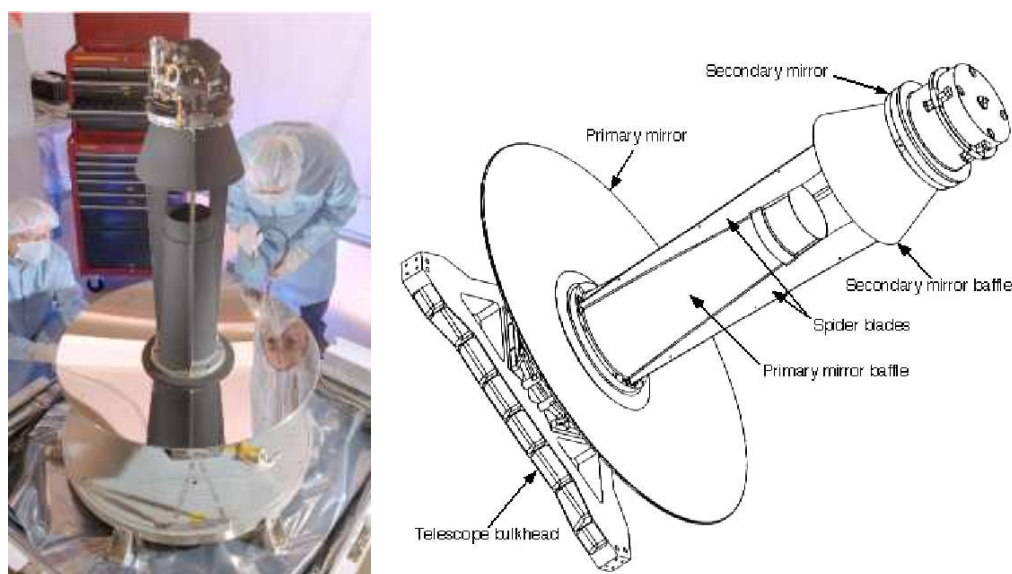


FIG. 3.4 – Le télescope Ritchey-Chrétien de 85 cm à bord du satellite Spitzer.

la précision de pointage en absolu dans les données est de $1.4''$. La précision relative entre deux objets dans un jeu de données (AOR) est $<0.5''$.

3.1.4 La répartition du temps d'observation

Le temps d'observation de Spitzer est divisé en trois grandes catégories : (1) “General Observers” (GO), (2) “Legacy Science Teams” et (3) “Guaranteed Time Observers”. Les deux dernières catégories sont rassemblées sous l’acronyme GTO. Les GTOs constituent 20% des 2.5 premières années d’observation puis 15% du temps par la suite. Six grands programmes “Legacy Science Teams” ont été sélectionnés avant le lancement et constituent des projets de grande envergure dans le but de créer un héritage scientifique et une archive vaste et cohérente sur des sujets et/ou objets précis et pouvant être complétés avec de nouvelles observations par la communauté. Le GO constitue $\sim 75\%$ du temps d’observation disponible. Ce temps est accessible à tous les astronomes et est distribué chaque année via l’examen de demandes de temps par un comité de spécialistes.

3.2 Le télescope et les instruments

Le Spitzer Space Telescope (SST) est un télescope Ritchey-Chrétien de 85 centimètres de diamètre (voir Fig. 3.4) d’ouverture $f/12$. Le miroir primaire et la structure du télescope sont fabriqués en béryllium et sont conçus pour être utilisés à basse température. Le type Ritchey-Chrétien minimise les aberrations sphériques et la coma sur un large champ de vue. Les tests en vol ont montré que les performances du télescope sont limitées par la diffraction aux longueurs d’onde supérieures à $5.5 \mu\text{m}$.

3.2. Le télescope et les instruments

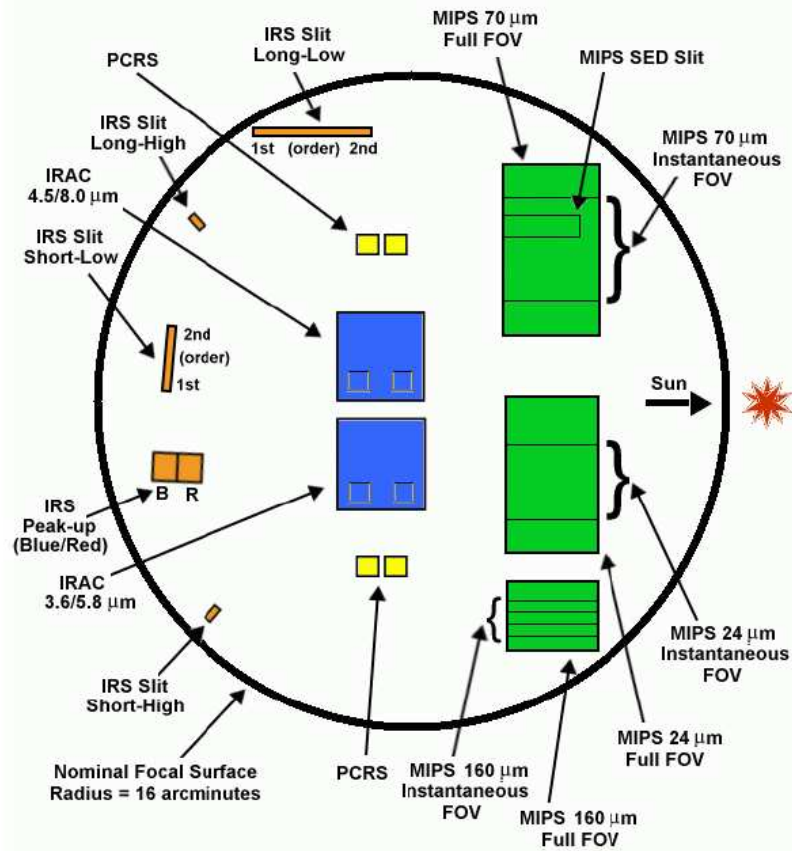


FIG. 3.5 – Représentation du plan focal du SST projeté sur le ciel et vue au travers du système optique. Nous retrouvons les détecteurs MIPS (en vert), IRAC (bleu) et les fentes du spectromètre IRS (en orange). Les détecteurs notés PCRS pour “Pointing Control Reference Sensor” font partie du système de pointage (PCS) décrit dans la dernière partie du § 3.1. Cette figure représente la position des instruments dans le champ de vue du télescope (le rayon du champ de vue est de 16’).

Le miroir secondaire est équipé d’un système mécanique de réglage de la distance miroir primaire-miroir secondaire pour ajuster la distance parcourue par la lumière entre le miroir primaire et le plan focal à la distance focale du télescope (i. e. faire la mise au point). Avant le lancement, le réglage du miroir secondaire avait été fait en prévision de la température de fonctionnement du télescope et de l’absence de gravité. Cependant de nouveaux ajustements ont été nécessaires au début du vol. Les différents instruments se trouvant tous dans le plan focal du télescope, aucune modification du réglage du miroir secondaire n’est nécessaire pour passer de l’un à l’autre.

Les trois instruments partagent donc le plan focal du télescope et voient chacun une partie du champ de vue du télescope grâce à leurs miroirs “pick-off”. La figure 3.5 représente la disposition des instruments dans le champ de vue du télescope dont le rayon est

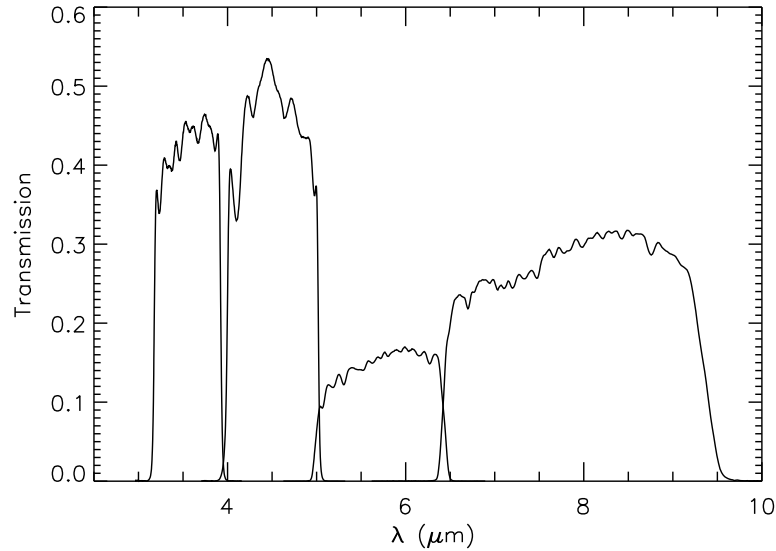


FIG. 3.6 – Transmission totale des canaux IRAC. Cette transmission inclut la transmission du satellite, les efficacités quantiques des détecteurs et l’optique de l’instrument qui est uniquement constituée de pièces transmissives (pas de pièces réfléchives).

de 16'. Cette représentation est une vue au travers du système optique, ce qui provoque l’inversion des positions des instruments dans le plan focal. La sélection de l’instrument utilisé se fait par dépointage du télescope complet pour amener la source dans le champ de vue de l’instrument.

3.2.1 L’“Infrared Array Camera” (IRAC)

IRAC (Fazio et al., 2004) est un imageur qui possède 4 canaux qui observent simultanément le ciel à 3.6 (3.19-3.94), 4.5 (4.00-5.02), 5.8 (4.98-6.41) et 8 (6.45-9.34) μm . Chaque canal produit une image de 256×256 pixels d’un champ de vue de $5.2' \times 5.2'$ ($\sim 1.2''/\text{pixel}$) ou 32×32 pixels en mode “subarray” qui n’utilise qu’une partie du détecteur. Le mode “subarray” permet d’observer des sources brillantes car le temps de lecture et donc le temps de pose peut être diminué. Comme nous le voyons sur la figure 3.5, les canaux à 4.5 et 8 μm (et à 3.6 et 5.8 μm) possèdent le même champ de vue. Les bords des deux champs IRAC sont séparés de $\sim 1.5'$. Les deux canaux de plus courtes longueurs d’onde utilisent la technologie InSb tandis que les deux canaux de plus grandes longueurs d’onde utilisent des détecteurs Si :As.

La sensibilité d’IRAC pour les sources ponctuelles est meilleure que les prédictions faites avant le lancement pour les canaux à 3.6 et 4.5 μm et moins bonne pour les canaux à

3.2. Le télescope et les instruments

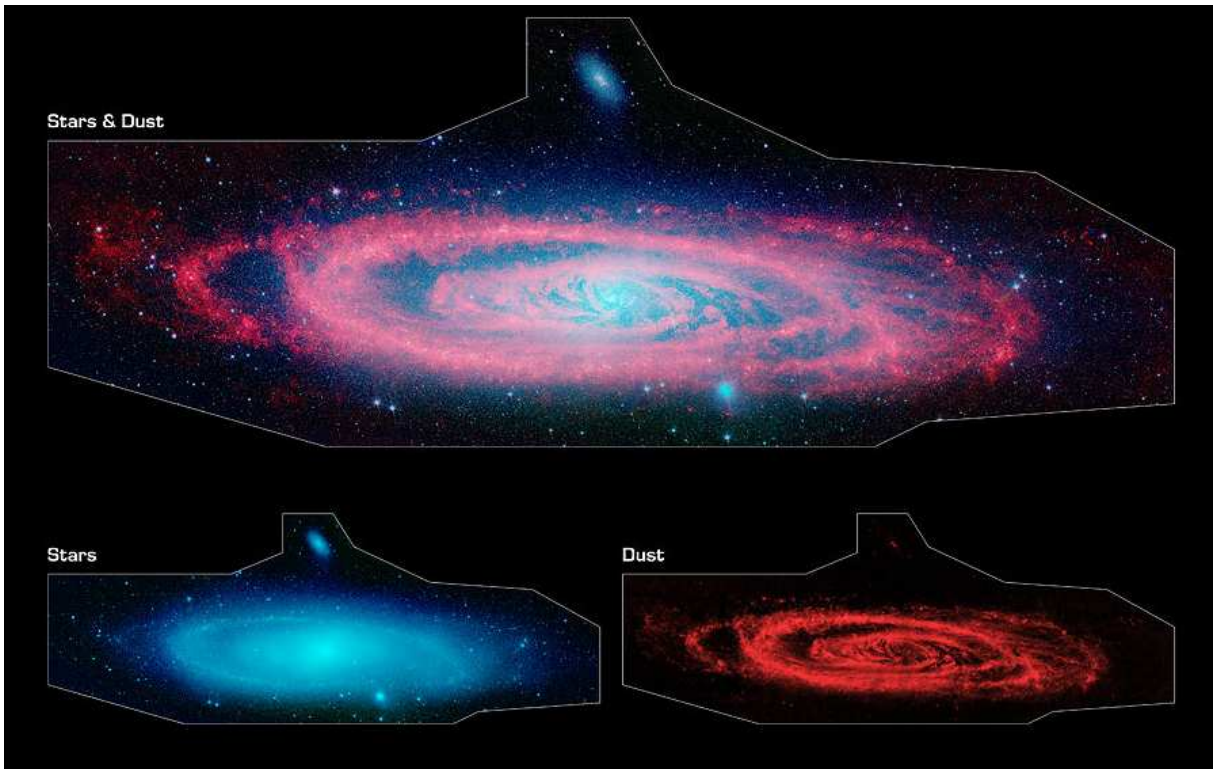


FIG. 3.7 – La galaxie d’Andromède (M31) vue par IRAC. Le signal vu par le canal à $3.6\ \mu\text{m}$ est représenté en bleu et trace le rayonnement émis par les étoiles. Le signal vu par le canal à $8\ \mu\text{m}$ est représenté en rouge et trace le rayonnement émis par les poussières. Cette mosaïque est le résultat de ~ 3000 prises de vue.

5.8 et $8\ \mu\text{m}$. La détection à 1σ d’une source ponctuelle sur un fond d’émission faible⁴ pour une intégration de $200\ \text{s}$ est possible pour une source dont le flux est de $0.4, 0.84, 5.5, 6.9\ \mu\text{J}$ avec les canaux à $3.6, 4.5, 5.8$ et $8\ \mu\text{m}$ respectivement. Cette sensibilité est directement liée à la transmission “totale” de l’instrument, qui est tracée sur la figure 3.6. Notons que pour des questions d’encombrement, IRAC ne contient pas de pièce réfléchive (uniquement des pièces transmissives).

IRAC est un instrument permettant d’effectuer des relevés grâce à sa sensibilité et son grand champ de vue. La figure 3.7 montre un exemple d’images prises avec IRAC et qui est le résultat d’un pavage de la source (~ 3000 prises de vue). Les performances en vol de cet instrument et les résultats qu’il a apportés ont amené à le rebaptiser “Discovery channel”. IRAC fournit des images dont la résolution est limitée par la diffraction. La fonction d’étalement de point (Point-Spread Function, PSF) mesurée en vol a une largeur à mi-hauteur

⁴ donc typiquement pour les faibles latitudes écliptiques pour lesquelles l’émission zodiacale est faible.

moyenne⁵ de 1.66", 1.72", 1.88", 1.98" et une largeur centrée⁶ de 1.44", 1.43", 1.49", 1.71" pour les canaux à 3.6, 4.5, 5.8 et 8 μm , respectivement.

Des problèmes de lumière parasite existent pour les quatre canaux. Ces problèmes sont plus marqués pour les canaux à 3.6 et 4.5 μm . Ces effets sont dus à la diffusion de lumière zodiacale dans le champ des détecteurs. Cette lumière parasite crée des motifs (i. e. des structures spatiales) sur le détecteur. Cela pose un problème pour la mesure du champ-plat des détecteurs puisque la lumière zodiacale est utilisée pour cette mesure. Une source brillante placée dans le champ proche des détecteurs peut également provoquer la diffusion de lumière parasite sur ceux-ci. Des zones hors du champ des détecteurs ont été définies comme particulièrement propices à la création de lumière parasite. Il est donc conseillé aux utilisateurs de ne pas placer de source brillante dans ces zones.

L'étalonnage photométrique d'IRAC est effectué en comparant des observations d'étoiles A près du pôle nord écliptique avec des modèles stellaires calés sur des observations au sol. Cet étalonnage est précis à 1.8, 1.9, 2.0, 2.1% pour les canaux à 3.6, 4.5, 5.8 et 8 μm , respectivement (Reach et al., 2005). Un étalonnage aussi précis inclut l'effet de la position du centroïde dans le pixel central et les effets de la position de l'étoile sur le détecteur (dus à la différence de transmission et à la différence de champ de vue d'un pixel au travers du champ de vue de la caméra). La stabilité de la photométrie est mesurée au moyen d'étoiles A et K observées plusieurs fois par mois. La photométrie est stable à 1.5% sur une année (Reach et al., 2005).

3.2.2 Le "Multiband Imaging Photometer for Spitzer" (MIPS)

MIPS (Rieke et al., 2004) fournit la capacité d'imagerie à 24, 70 et 160 μm de Spitzer et la possibilité d'observer la distribution spectrale d'énergie entre 55 et 95 μm avec une résolution spectrale de $\lambda/\delta\lambda \sim 15-25$. MIPS utilise des détecteurs de 128×128 pixels (Si :As) à 24 μm , de 32×32 (Ge :Ga) à 70 μm et de 2×20 (Ge :Ga) à 160 μm . Les champs de vue des différents canaux sont de 5'×5' à 24 μm et de 0'75×5' (avec une rangée de pixel mort) à 160 μm . Le canal à 70 μm devait initialement avoir un champ de vue de 5'×5' mais un problème de lecture lié au câblage réduit son champ de vue à 2.5'×5' (la moitié du détecteur). Le champ de vue d'un pixel est donc de 2.55", 9.98" et 16"×18" à 24, 70 et 160 μm , respectivement. Le canal à 70 μm possède un mode "champ de vue étroit" qui amène le champ de vue à 1.35'×2.7' sur le même détecteur, amenant ainsi le champ de vue d'un pixel à 5.2". Cette amélioration de la résolution se fait évidemment au détriment de la sensibilité. Le télescope de 85 cm rend la PSF tout juste échantillonnée par les détecteurs. L'instrument

⁵Cette valeur est obtenue en moyennant la largeur à mi-hauteur pour 25 positions différentes sur le détecteur.

⁶Cette valeur est obtenue en plaçant la source au centre d'un pixel.

3.2. Le télescope et les instruments

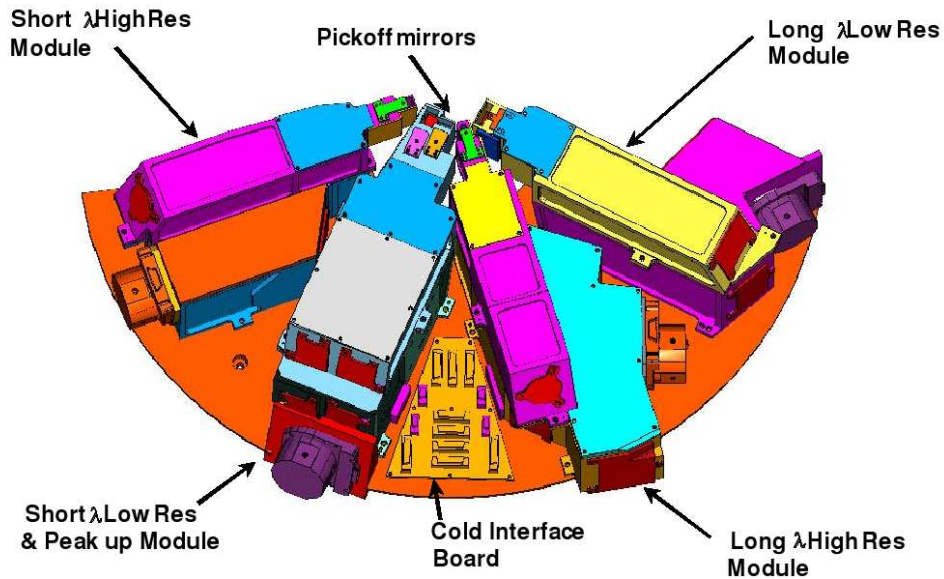


FIG. 3.8 – Schéma de l'instrument IRS dans la chambre multi-instruments (Fig. 3.2).

atteint donc la limite de résolution imposée par le télescope qui est de $6''$, $18''$, $40''$ à 24 , 70 et $160 \mu\text{m}$, respectivement. MIPS possède deux miroirs “pick-off” dans le plan focal du télescope, un miroir pour le détecteur à $70 \mu\text{m}$ et un pour les détecteurs à 24 et $160 \mu\text{m}$. Comme pour IRAC, les trois détecteurs voient le ciel simultanément et le pointage d'une source sur un des détecteurs se fait par dépointage du satellite complet.

La détection à 5σ d'une source ponctuelle pour une intégration de 500 s est possible pour une source plus brillante que 0.11 , 6 et 15 mJy avec les canaux à 24 , 70 et $160 \mu\text{m}$, respectivement. Ces sensibilités sont moins bonnes que les prédictions faites avant le lancement pour les canaux à 70 et $160 \mu\text{m}$ à cause du taux de rayons cosmiques plus élevé que prévu. En plus des bruits de lecture et de photon, les performances de MIPS sont limitées par la confusion dans les trois canaux (Dole et al., 2004).

L'étalonnage photométrique de MIPS $24 \mu\text{m}$ et MIPS $70 \mu\text{m}$ est déterminé en utilisant des étoiles A et K. L'étalonnage de MIPS $24 \mu\text{m}$ est précis à 5% et les résultats sont reproductibles avec une précision de 1% . L'étalonnage de MIPS $24 \mu\text{m}$ est donc excellent. Celui de MIPS $70 \mu\text{m}$ est précis à 10% avec une reproductibilité précise à 4% . À la différence des deux autres canaux, MIPS $160 \mu\text{m}$ est calibré à l'aide d'une plus grande variété de sources, incluant des astéroïdes. Cet étalonnage est n'est précis qu'à $\sim 20\%$.

Modules	Détecteurs	Taille de pixel (arcsec)	Ordre	Taille de fente (arcsec)	λ (μm)	$\lambda/\delta\lambda$
"Short-Low"	Si :As	1.8	SL2	3.6×57	5.2-7.7	80-128
			SL1	3.7×57	7.4-14.5	64-128
			"Pick-up" bleu	56×80	13.3-18.7	~ 3
			"Pick-up" rouge	54×82	18.5-26.0	~ 3
"Long-Low"	Si :Sb	5.1	LL2	10.5×168	14.0-21.3	80-128
			LL1	10.7×168	19.5-38.0	64-128
"Short-High"	Si :As	2.3	11-20	4.7×11.3	9.9-19.6	~ 600
"Long-High"	Si :Sb	4.5	11-20	11.1×22.3	18.7-37.2	~ 600

TAB. 3.1 – Propriétés des quatre modules IRS.

3.2. Le télescope et les instruments

3.2.3 L' "Infrared Spectrograph" (IRS)

IRS (Houck et al., 2004) est le spectromètre du SST. Comme le montre la figure 3.8, IRS est constitué de quatre modules désignés au moyen de leurs résolutions et domaines de longueurs d'onde : le "Short-Low" (SL), le "Long-Low" (LL), le "Short-High" (SH) et le "Long-High" (LH). Ces quatre modules comportent un détecteur de 128×128 pixels. Les détecteurs des deux modules courtes longueurs d'onde (SL et SH) sont en Si :As et ceux des modules grandes longueurs d'ondes (LL et LH) sont en Si :Sb. Ces deux derniers détecteurs sont identiques à celui utilisé pour MIPS $24 \mu\text{m}$. Les largeurs des fentes ont été définies comme $\lambda_{\text{max}} \times f$ avec λ_{max} la longueur d'onde maximum observée avec le module concerné et f est le rapport d'ouverture du télescope ($f=12$). Ces largeurs projetées sur les détecteurs respectifs correspondent à une taille de deux pixels environ. IRS comprend également deux imageurs "peak-up" qui se trouvent sur le détecteur du module SL et ont un champ de vue de $\sim 55'' \times 80''$. Les bandes passantes de ces imageurs "peak-up" sont centrées à $16 \mu\text{m}$ et $22 \mu\text{m}$ pour le "peak-up" bleu et rouge, respectivement.

Comme le montre la figure 3.9, les fentes des modules SL et LL sont divisées en deux "sous-fentes", une pour l'ordre 1 et une pour l'ordre 2 de la diffraction. Sur les chemins optiques relatifs à ces deux fentes sont placés deux réseaux de diffraction qui ne sont pas inclinés avec le même angle, projetant ainsi deux ordres différents dans le plan du détecteur (les ordres 1 et 2). Ainsi pour obtenir le spectre complet avec les modules SL ou LL, la source doit être placée successivement dans les deux "sous-fentes" (SL1 et SL2 ou LL1 et LL2). Pour ces deux modules basse résolution, lorsqu'une source est placée dans la fente de l'ordre 2, une partie de l'ordre 1 de diffraction apparaît sur le détecteur. Cette partie est appelée "ordre bonus" et améliore le recouvrement spectral entre les deux ordres, facilitant ainsi l'inter-étalonnage entre les ordres. L'"ordre bonus" couvre la gamme comprise entre $7.3\text{-}8.7 \mu\text{m}$ et $19.4\text{-}21.7 \mu\text{m}$ pour les modules SL et LL, respectivement. Le tableau 3.1 résume les propriétés des quatre modules d'IRS ainsi que celles des deux "pick-up". Nous voyons dans ce tableau que les modules de haute résolution ont des ordres notés de 11 à 20. Pour ces deux modules, le faisceau incident est dispersé une première fois (par un premier réseau) perpendiculairement à la fente puis une seconde fois (par un second réseau) parallèlement à la fente (on parle de "cross-dispersion"), ce qui a pour effet de séparer les ordres qui se recouvrent après la première dispersion. Dix ordres différents impriment alors les détecteurs SH et LH. IRS ne contient aucune pièce mobile. Lors d'une observation, les quatre modules sont donc éclairés et comme pour MIPS et IRAC, le satellite doit être dépointé pour amener la source dans le champ de vue de l'instrument utilisé. Néanmoins, il n'est possible de lire qu'un détecteur à la fois et donc de n'acquérir des données que pour un module à la fois.

Les modules basses résolutions ont été conçus pour l'observation des bandes d'émission

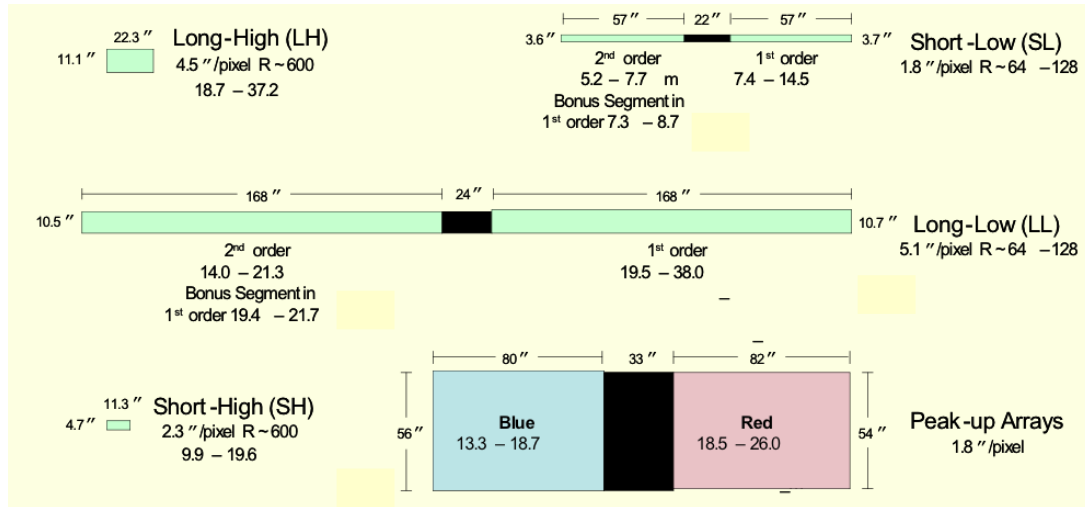


FIG. 3.9 – Schéma des différentes fentes et des “pick-up” de l’instrument IRS. Les positions relatives des fentes et “pick-up” ne sont pas réelles sur cette représentation. Ces positions sont représentées sur la figure 3.5 dans le champ de vue du télescope.

aromatiques et du continuum des poussières dans l’Univers local et distant. Les modules de haute résolution ont été conçus dans le but d’obtenir la résolution maximum en longueur d’onde avec un détecteur de dimension donnée, ce qui justifie l’utilisation de la double dispersion (ou “cross-dispersion”). Ces deux modules sont optimisés pour être sensibles dans les raies d’émission du gaz (i. e. les raies les plus intéressantes ne sont pas en bord d’ordre).

Les sensibilités des quatre modules sont basées sur des modèles élaborés avant le lancement et mis à jour par les données acquises en vol. Les modèles utilisés prennent en compte le bruit relatif à l’émission du ciel et du télescope, le bruit de lecture et le bruit causé par le courant d’obscurité. Les sensibilités ainsi calculées sont valables si le bruit de photons de la source est inférieur à ces derniers bruits (Fig 3.10 et 3.11). Dans le cas des sources plus brillantes, les sensibilités des figures 3.10 et 3.11 donneront des valeurs surestimées du rapport signal/bruit attendu puisque le bruit de photons de la source y deviendra significatif. Le calcul des sensibilités peut être fait pour différentes valeurs de l’émission zodiacale qui domine le fond d’émission du ciel. Les figures 3.10 et 3.11 représentent les sensibilités pour une valeur moyennement intense (latitude écliptique de 40°) de l’émission zodiacale. Conformément à l’utilité des modules concernés, les sensibilités reproduites pour les modules SH et LH sur la figure 3.10 sont relatives à la détection de raies non résolues du gaz, alors que les sensibilités des modules SL et LL sur la figure 3.11 sont relatives à la détection d’un continuum.

L’étalonnage en longueur d’onde, la résolution spectrale et les caractéristiques du bruit ont été déterminés au sol et sont régulièrement mis à jour grâce aux observations. L’étalon-

3.2. Le télescope et les instruments

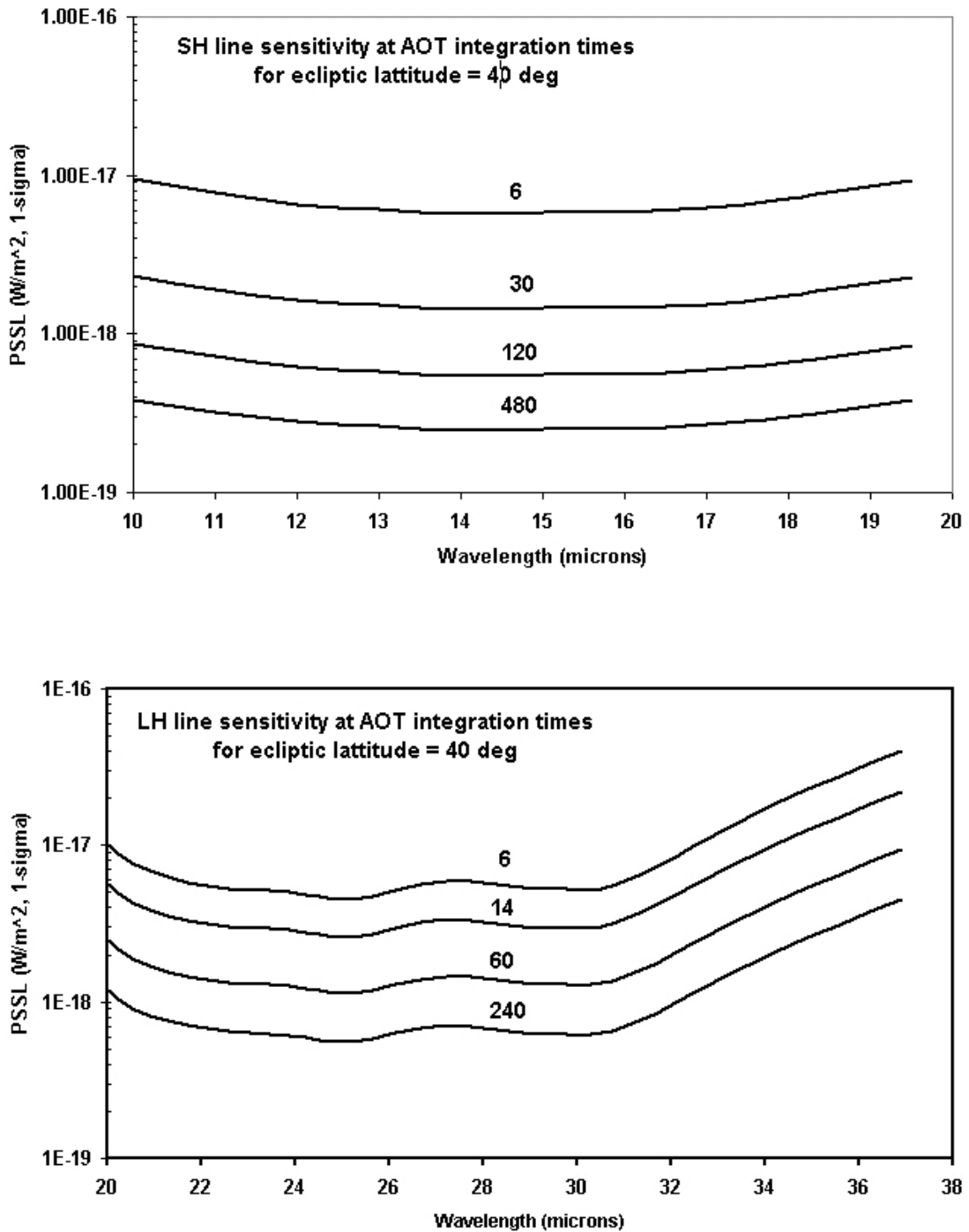


FIG. 3.10 – Flux minimum d’une raie non-résolue pouvant être détectée à 1σ au dessus du bruit avec les modules SH (graphique du haut) et LH (graphique du bas) en fonction de la longueur d’onde et pour différents temps d’intégration. Ces sensibilités sont données pour une source ponctuelle sur un fond d’émission zodiacale correspondant à une latitude écliptique de 40° .

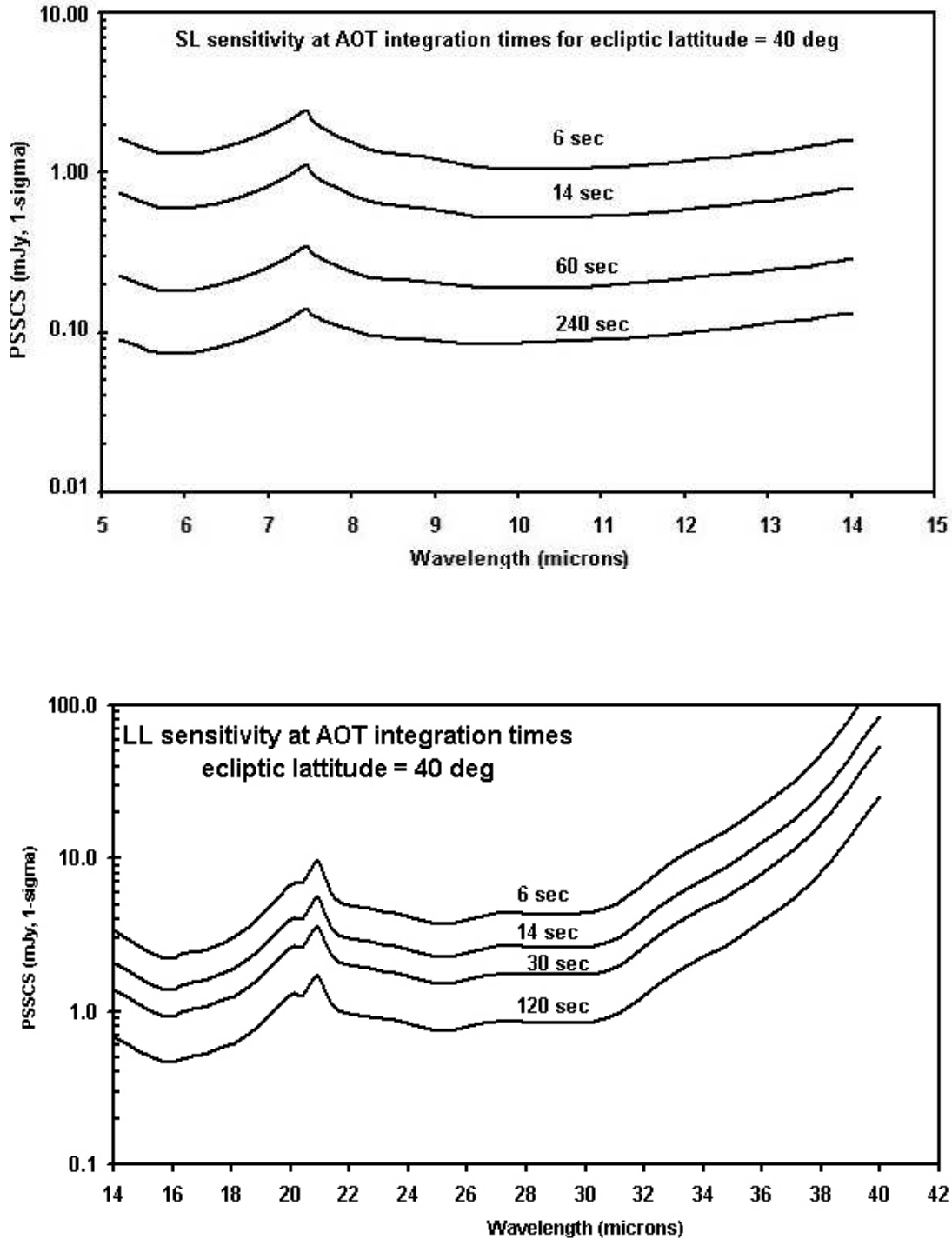


FIG. 3.11 – Flux minimum du continuum détectable à 1σ au dessus du bruit avec les modules SL (graphique du haut) et LL (graphique du bas) en fonction de la longueur d'onde et pour différents temps d'intégration. Ces sensibilités sont données pour une source ponctuelle sur un fond d'émission zodiacale correspondant à une latitude écliptique de 40° .

3.2. Le télescope et les instruments

nage photométrique est effectué en comparant des spectres d'étoile à des modèles stellaires. Chaque mois, des observations sont faites dans le but de connaître la stabilité temporelle de l'étalonnage. La réponse à un champ plat des détecteurs ("flat-field") est mesurée en observant une étoile que l'on déplace dans la fente. L'étalonnage en longueur d'onde est effectué en observant des raies du gaz en direction d'étoiles (e. g. P Cygni) et de nébuleuses planétaires (e. g. NGC 6543, NGC 7027). L'étalonnage photométrique des quatre modules est précis à $\sim 10\%$ pour les sources ponctuelles et est limitée par la précision des modèles stellaires utilisés. Celui-ci est stable puisqu'il ne varie que d'environ 1% d'une campagne d'observation à l'autre.

Chapitre 4

Les données IRS

Sommaire

4.1	Le traitement des données IRS par le “Spitzer Science Center” . . .	54
4.1.1	Description de la chaîne de traitement “Basic Calibrated Data” . . .	54
4.2	La chaîne de traitement “IAS”	59
4.2.1	Construction de cube de spectro-imagerie	59
4.2.2	La soustraction de l’émission zodiacale	61
4.2.3	L’étalonnage photométrique	62
4.3	Inter-étalonnage IRS - ISOCAM	64

Les données IRS utilisées ont été obtenues dans le cadre du programme “SPEC-PDR”. Ce programme a été élaboré dans le cadre d’une collaboration notamment entre l’IAS, le CESR, le LERMA, IPAC et le Steward Obs. pour l’obtention et l’analyse de données spectroscopiques avec le télescope spatiale Spitzer. Le but de ce programme est d’étudier les très petites particules de poussière (chauffées stochastiquement) et leur interaction avec la phase gazeuse dans les PDRs. En effet la couverture spectrale d’IRS nous donne accès à l’émission des PAHs, des VSGs, aux raies rotationnelles de H_2 ($\nu=0-0$ S(0) $28.2 \mu\text{m}$ à S(3) $9.7 \mu\text{m}$) et à des raies de structure fine du gaz ionisé.

Nous avons utilisé le spectromètre IRS dans son mode “spectral-mapping”. Nous avons développé une chaîne de traitement des données pour la construction de cubes de spectro-imagerie (2 dimensions spatiales et 1 dimension spectrale), que nous décrirons dans la section 4.2. Pour ce faire nous sommes partis des données Basic Calibrated Data (BCD) fournies par le Spitzer Science Center (SSC). Nous décrivons la chaîne de traitement que les données BCD ont subi dans la section 4.1.

4.1 Le traitement des données IRS par le “Spitzer Science Center”

Un “Data Collection Event” (DCE) est le résultat d’une intégration sur le ciel pour un pointage donné. Nous pouvons définir un DCE comme une observation limitée par deux “remises à zéro” des valeurs de chaque pixel, au début et à la fin du DCE. Pour un DCE, le Spitzer Science Center (SSC) reçoit du satellite, un cube de données (entier 16 bits) de dimension $128 \times 128 \times n$. Les détecteurs IRS font en effet chacun 128×128 pixels. Le cube est alors le résultat de n lectures non destructrices du détecteur effectuées à intervalle de temps régulier. Le nombre de lectures peut être de 4, 8 ou 16 en fonction du temps d’intégration pour le DCE (4 pour 6 s, 8 pour 14 s et 16 pour 30, 60, 120, 240 et 480 s). Pour chaque pixel de la matrice 128×128 , nous connaissons alors le nombre d’électrons accumulés dans le pixel pendant l’intervalle de temps Δt (i. e. entre deux lectures). Ce nombre d’électrons accumulés en fonction du temps est appelé une rampe. Le flux tombant sur les détecteurs étant constant, la réponse des détecteurs est telle que ces rampes doivent être linéaires en fonction du temps. Cela n’est plus le cas dans certaines conditions comme lors de la saturation du détecteur ou encore lors de l’impact d’un rayon cosmique. Les données DCE sont systématiquement traitées par une chaîne qui peut être séparée en deux niveaux : (i) Basic Calibrated Data (BCD) et (ii) Post-BCD. Il est possible de récupérer les données brutes (“RAW”), BCD et Post-BCD, ainsi que des fichiers d’étalonnage, sur l’archive via le logiciel LEOPARD⁷.

La figure 4.1 donne une illustration du positionnement des fentes des différents modules sur une source, pour l’obtention d’un DCE. Les fentes sont également schématisées sur les figures 4.2 et 4.3 qui présentent les détecteurs SL, LL, SH et LH et la manière dont le signal illumine ces derniers après dispersion (et dispersion croisée pour les modules de haute résolution) par les réseaux. Nous voyons sur ces figures que, comme nous l’avions mentionné à la section 3.2.3, pour l’obtention d’un spectre complet avec les modules SL et LL, il est nécessaire de positionner successivement la source dans les deux fentes d’un même module (SL1 puis SL2 ou LL1 puis LL2). Les images des figures 4.2 et 4.3 sont des fichiers BCD.fits qui sont les fichiers issus de la chaîne de traitement BCD. Ce sont ces fichiers que nous utilisons pour construire les cubes de spectro-imagerie. Nous décrivons les différentes étapes de la chaîne de traitement BCD dans la section suivante.

4.1.1 Description de la chaîne de traitement “Basic Calibrated Data”

La figure 4.4 est une représentation schématique de la chaîne de traitement BCD dont nous décrivons ici les différentes étapes :

⁷<http://ssc.spitzer.caltech.edu/documents/leopard/>