

Teil II.

Datenbasis und Arbeitsmethodik

6. Die Kameras auf den Sonden Voyager und Galileo

6.1. Eigenschaften der Voyager-Kameras

6.1.1. Kamera-Aufbau und Kamera-Parameter

Auf den beiden *Voyager*-Sonden wurden zum letzten Mal bei einer amerikanischen Planetenmission *Vidicon-Kameras* eingesetzt. Dem Funktionsprinzip einer Fernsehkamera ähnlich wird eine Bildszene optisch fokussiert und auf eine elektrisch leitende Schicht (*photoconductor*) gelenkt. Ein Elektronenstrahl wird in ein elektrisches Signal umgewandelt, dessen Intensität mit der der Bildszene variiert, und vor der Transmission zur Erde digitalisiert.

Beim **Voyager Imaging Science Subsystem (ISS)** wurde ein 1-Zoll Selen-Schwefel-Vidicon mit einem gegenüber den auf den Mariner-Sonden eingesetzten Kameras um einen Faktor zwei verbesserten Signalrauschverhältnis verwendet (*Smith et al., 1977*). Da die Abstände zu den einzelnen Satelliten und deren Größen stark variierten, entschied man sich für zwei Kameras unterschiedlicher optischer Öffnung, Brennweite und optischer Systeme: eine **Weitwinkelkamera (wide angle camera = WA)** (Refraktor) und eine **Telekamera (narrow angle camera = NA)** (Cassegrain-Spiegelteleskop). Den optischen Aufbau beider Kameras zeigt Bild 6.1.

Die räumliche Auflösung s eines Pixels hängt ab vom Abstand der Kamera zum abzubildenden Objekt, von der Kameraoptik, und von der Größe eines Einzelpixels auf der Vidiconplatte. Eine einfache lineare Umrechnung nach Gleichung 6.1 erlaubt die Bestimmung des Bildmaßstabs s (in km/pxl) aus dem Abstand d Sonde-Objekt über die Größe f_v (Gesichtsfeld eines einzelnen Pixels (in μrad), Tabelle 6.1)⁷:

$$s = f_v \cdot d \quad (6.1)$$

Die Zeitdauer für die Umsetzung des optischen in ein elektrisches Signal konnte in fünf Stufen zwischen 48 sec und 480 sec variiert werden (Tabelle 6.1). Zusätzlich konnte das elektrische Signal beim Auslesen vom Vidicon noch verstärkt werden (so genannter *high gain*; Normalzustand ist *low gain*). Das elektrische Signal wurde in ein mit 8 Bit kodierte digitales Bild (*Byte-Format*) umgesetzt, dies bedeutet, dass $2^8 = 256$ Grau- bzw. DN-Werte (*DN: Data Number*) darstellbar sind. Eine Einzelbildszene der Voyager-Kameras besteht aus 640000 einzelnen Bildelementen oder *Pixel (pxl)*, angeordnet in je 800 Zeilen und 800 Spalten. Einzelbilder wurden entweder sofort zur Erde übermittelt oder bis zur Übertragung zur Erde auf dem Tape-Recorder an Bord der beiden Sonden gespeichert. Weitere wesentliche Eigenschaften der Voyager-Kameras gehen aus Tabelle 6.1 hervor.

⁷Hierbei entspricht d dem Abstand zum jeweiligen Objektzentrum. Der Radius des jeweiligen Objekts ist noch von d zu subtrahieren. Gleichung 6.1 gilt strenggenommen nur für Aufnahmen senkrecht zur Oberfläche.

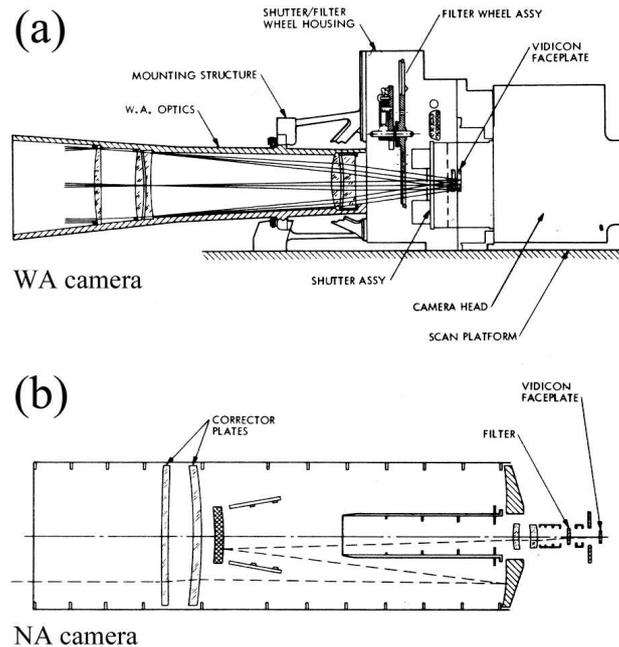


Abbildung 6.1.: Aufbau der Voyager-Kameras: Optik der (a) Weitwinkelkamera (*wide angle camera* = WA) (Strahlengang: Refraktor) und (b) Telekamera (*narrow angle camera* = NA) (Cassegrain-Spiegelteleskop). Abbildung nach *Smith et al.* (1977).

Filterräder an beiden Kameras ermöglichten Farbaufnahmen in einem Wellenlängenbereich von etwa $0.32 \mu\text{m}$ bis $0.64 \mu\text{m}$ (*Jepsen et al.*, 1980). Die Weitwinkelkamera umfasste acht, die Telekamera sechs Filterpositionen⁸, darunter befand sich je ein panchromatischer (*CLEAR*-) Filter. In Tabelle 6.2 und Bild 6.2 sind die zentralen Wellenlängen und spektralen Überdeckungsbereiche der Filter aufgeführt.

Die am höchsten aufgelösten Bilddaten von Callisto wurden mit dem *CLEAR*-Filter der Telekamera erzielt. Die maximale Auflösung beträgt 950 m/pxl . Wegen eines Fehlers im Kamera-Pointing während des Vorbeiflugs sind diese Daten teilweise unscharf (*Schenk*, 1995). Die beste verwertbare Auflösung bei *Voyager-1* beträgt daher nur etwa 2 km/pxl , bei *Voyager-2* 1.7 km/pxl (ebd.). Die Bildabdeckung der Callisto-Oberfläche durch Farbfilterdaten in vergleichbar hoher Auflösung war nicht ausreichend. Während der Vorbeiflugsphase wurden lediglich die drei hoch korrelierten Filter VI, BL und GR eingesetzt, so dass keine hohen Farbkontraste erzielt werden konnten. Die aus größerer Entfernung aufgenommenen Farbdaten mit Auflösungen von nur 5 km/pxl oder weniger sind zu Farbdarstellungen besser geeignet.

Die *Voyager*-Bilder sind durch je eine von zwei unterschiedlichen Bildnummern genau gekennzeichnet:

⁸Die tatsächliche Anzahl der Filterpositionen bei der Telekamera betrug ebenfalls acht, da je zwei Positionen mit panchromatischen (Position 0 und 4) bzw. mit Grünfiltern (Position 5 und 6) bestückt waren.

| ISS-Charakteristik: | WA camera | NA camera |
|---|-----------------------|----------------------|
| Optik | Refraktor | Cassegrain |
| Gesichtsfeld (<i>mr</i> ad) | 55.6 x 55.6 | 7.5 x 7.5 |
| Gesichtsfeld: Einzelpixel (μ rad) | $70.0 \cdot 10^{-6}$ | $9.25 \cdot 10^{-6}$ |
| Brennweite (<i>mm</i>): <i>Voyager-1</i> | 200.465 ± 0.550 | 1502.38 ± 1.07 |
| <i>Voyager-2</i> | 200.770 ± 0.229 | 1503.49 ± 0.55 |
| Aktives Vidicon- Raster (<i>mm</i>) | 11.14 x 11.14 | |
| Pixelgröße (<i>mm</i>) <i>Voyager-1</i> | 0.013699 | 0.013702 |
| <i>Voyager-2</i> | 0.013699 | 0.013697 |
| Dauer der Shutter- Öffnung (<i>sec</i>) | 0.005 - 15.36 | |
| Bildrate (<i>sec</i>) (<i>scan rate</i>) | 48, 96, 144, 240, 480 | |
| Auslesezeit pro Zeile (<i>msec</i>) | 60 | |
| Zeilen pro Bild | 800 | |
| Pixel pro Zeile | 800 | |
| Pixel pro Bild | 640000 | |
| Bits pro Pixel | 8 | |
| Bits pro Bild | 5,120,000 | |

Tabelle 6.1.: Kamera-Parameter der Voyager-Weitwinkel- und Telekameras (*Smith et al.*, 1977; *Benesh und Jepsen*, 1978; *Danielson et al.*, 1981).

1. **FDS number:** Auf jeder Sonde einer Planetenmission ist eine spezielle Uhr implementiert, die den Zeitpunkt oder Zeitraum von Ereignissen im Verlauf einer Mission, z. B. Bahnänderungen oder Bildaufnahmesequenzen, genau dokumentiert. Allgemein werden solche Uhren mit dem Kürzel *SCLK* (*spacecraft clock* oder *s-clock*) bezeichnet. Die Zeitpunkte von Ereignissen während der Voyagermission werden durch das **FDS** = **F**light **D**ata **S**ubsystem festgelegt. Die FDS-Nummer eines spezifischen Voyager-Bildes besteht aus drei Gruppen von insgesamt zehn Ziffern mit der allgemeinen Form *XXXXX.YY.ZZZ*. Die fünf Ziffern der ersten Gruppe (der so genannte *mod 16 count* bzw. *mod 2¹⁶ count*) erhöhen sich nach jeweils 2880 sec um eins. Da die maximal mögliche Zahl dieser Gruppe nur bis $2^{16} = 65536$ reicht, kann die Voyageruhr damit nur einen Zeitraum von etwa sechs Jahren umfassen. Deshalb musste die FDS-Uhr vor dem Uranus-Vorbeiflug von Voyager-2 im Januar 1986 wieder auf Null zurückgesetzt werden. Der Zahlenwert der aus zwei Ziffern bestehenden zweiten Gruppe (*mod 60 count*) nimmt Werte von 00 bis 59 an und erhöht sich nach jeweils 48 sec um eins. Der Zahlenwert der aus drei Ziffern bestehenden dritten und letzten Gruppe (*mod 800 count*) nimmt Werte zwischen 1 und 800 an und erhöht sich alle 0.06 sec um eins.

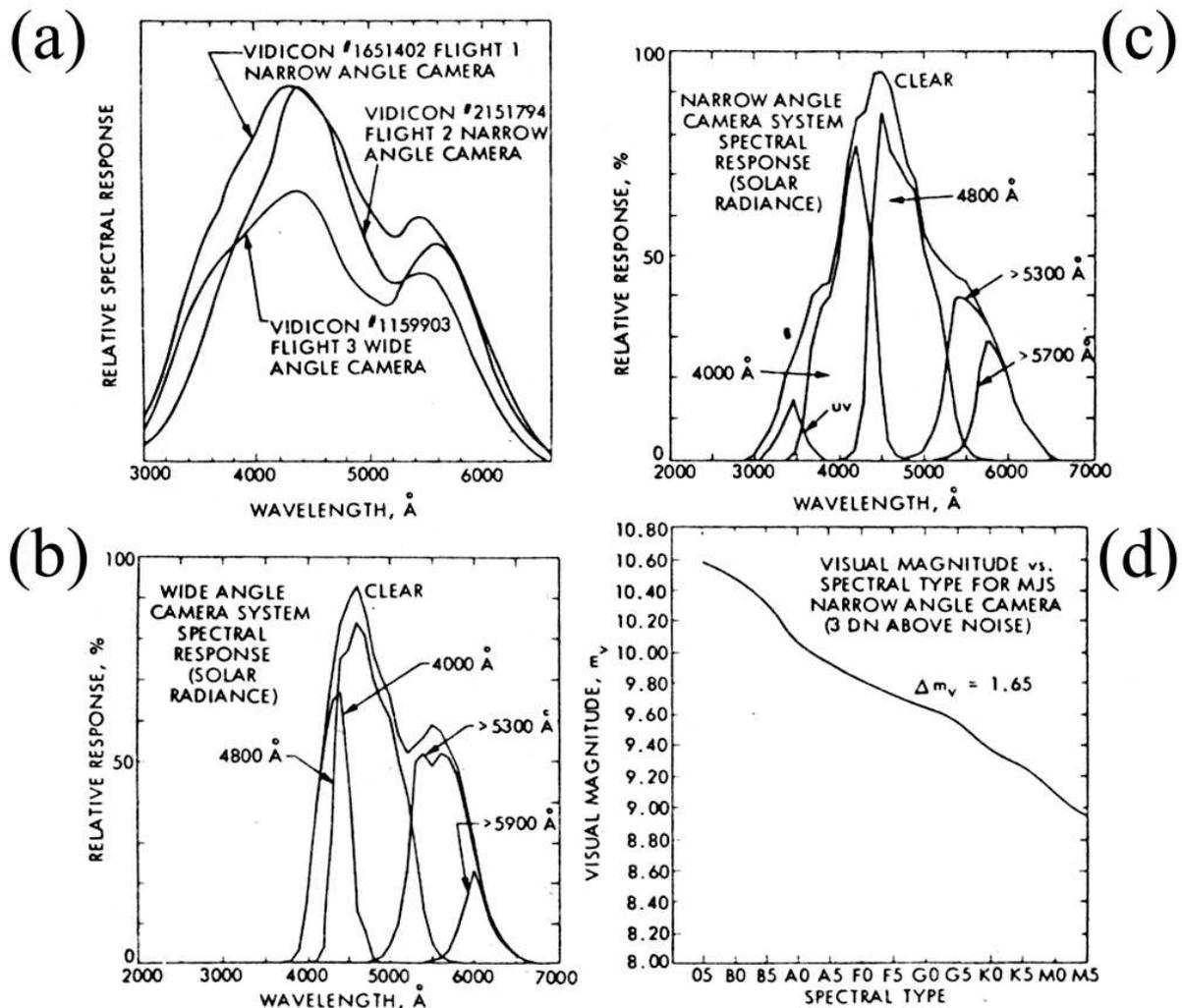


Abbildung 6.2.: Wellenlängenbereiche der Filter der Voyager-Tele- und Weitwinkelkamera (siehe hierzu auch Tabelle 6.2; diese Abbildung und Abb. 6.1 aus *Smith et al. (1977)*).

Zur eindeutigen Identifikation jedes Voyager-Bildes genügen die sieben Ziffern der ersten und zweiten Gruppe. Diese verkürzte FDS-Nummer ist auch im Bild-Label enthalten. Üblicherweise wird in Tabellen der Dezimalpunkt meist weggelassen. In Bilddatenarchiven sind Voyager-Bilddaten grundsätzlich unter dieser siebenstelligen FDS-Nummer abgespeichert⁹.

- Bildnummer (PICNO):** Die Bildnummer setzt sich aus der Zeichenkette *NNNES ± DDD* zusammen. Die vier Ziffern *NNNN* variieren zwischen 0001 und 1800, der Maximalzahl an Bildern, die innerhalb eines Erdtages sukzessive aufgenommen werden können. Die darauf folgenden Zeichen *ES* kennzeichnen den Zentralplaneten (J: Jupiter; S: Saturn, U: Uranus, N: Neptun) und die Voyager-Mission *S = 1*: Voyager-1, *S = 2*: Voyager-2). Das

⁹Auf den vom U. S. Geological Survey ausgelieferten CD-Roms, die alle Voyager-Rohbilddaten im so genannten PDS-Format (*PDS = Planetary Data System*) enthalten, sind die Filenamen gegeben durch die Zeichenkette *CXXXXXXYY.IMQ*, wobei *XXXXXXYY* wie oben definiert sind.

| Kamera, Filter(nummer) | Zentrale Wellenlänge | Wellenlängenbereich |
|------------------------|----------------------|---------------------|
| Narrow angle: | | |
| CLEAR (0, 4) | 497 nm | 290 - 650 nm |
| UV (7) | 346 nm | 310 - 380 nm |
| VI (1) | 416 nm | 340 - 480 nm |
| BL (2) | 479 nm | 400 - 570 nm |
| GR (5, 6) | 566 nm | 470 - 650 nm |
| OR (3) | 591 nm | 510 - 650 nm |
| Wide angle: | | |
| CLEAR (2) | 470 nm | 380 - 670 nm |
| VI (3) | 426 nm | 380 - 480 nm |
| BL (1) | 476 nm | 410 - 570 nm |
| Methan (Uranus) | 541 nm | - |
| GR (5) | 560 nm | 470 - 670 nm |
| Na-D-Linie | 589 nm | - |
| OR (7) | 605 nm | 540 - 670 nm |
| Methan | 618 nm | - |

Tabelle 6.2.: Zentrale Wellenlängen und Wellenlängenbereiche der Voyager-Filter. Bezeichnungen: CLEAR = panchromatischer Filter, UV = ultraviolett, VI = violett, BL = blau, GR = grün, OR = orange; bei den Weitwinkel-Kameras sind zusätzlich zwei Filter für Methan und für die Natrium-D-Linie in den Atmosphären von Jupiter, Saturn, Titan und Uranus implementiert (*Smith et al., 1977*).

Vorzeichen und die letzten drei Ziffern *DDD* kennzeichnen die Anzahl Tage vor (–) oder nach (+) der geringsten Annäherung (*closest approach*) an den Zentralplaneten, in dessen System die Aufnahme gemacht wurde.

Weitere Informationen (Weitwinkel- oder Telekamera, Farbfilter) sind aus der Bildnummer nicht ersichtlich, stehen aber im Label des jeweiligen Bildes. Die jeweilige Zuordnung von Bildnummer zur FDS-Nummer und umgekehrt ist aus dem *Voyager Picture Catalog* (internes Dokument) abzulesen, in dem jede Voyager-Aufnahme nach (1) *target body* (Zentralplanet oder Satellit), (2) *spacecraft* (Voyager-1 oder -2), und (3) aufsteigender FDS-Nummer aufgelistet ist. In wissenschaftlichen Veröffentlichungen ist die Benennung sowohl nach dem FDS-Nummern- als auch nach dem übersichtlicheren Bildnummernsystem üblich. In der vorliegenden Arbeit wurde die Angabe der Bildnummern bevorzugt.

6.1.2. Radiometrische Kalibration

Die Voyager-Kameras weisen spektrale und räumliche Variationen in der Empfindlichkeit sowie eine nicht lineare Übertragungsfunktion (*spectral response*) auf (*Jepsen et al., 1980*). Die radiometrischen Charakteristiken der Voyager-Kameras wurden sowohl vor dem Start beider Sonden bestimmt als auch während des Fluges überwacht (*prelaunch* bzw. *inflight calibration*). Ziel dieser Prozeduren war die Erstellung radiometrischer Kalibrationsfiles und ihrer im Verlauf

der weiteren Mission notwendigen Anpassungen (*Benesh und Jepsen, 1978; Jepsen et al., 1980; Danielson et al., 1981*).

Die Bestimmung der radiometrischen Charakteristika erfolgte für jede Kamera und für jede Filterposition durch eine Abfolge von Aufnahmen eines *flat field* mittels einer Lichtquelle bekannter Intensität bei insgesamt zehn verschiedenen Belichtungszeiten (*Benesh und Jepsen, 1978; Danielson et al., 1981*). Daraus wurden absolute Kalibrations-Files für jedes Pixel in jeder Kamera und für jeden Filter erstellt. Für jedes Pixel wurden zwei Zahlen errechnet:

1. Die Intensität I in der Vidicon-Fokalebene in der Einheit $nW \cdot cm^{-2} \cdot sterad^{-1} \cdot nm^{-1}$ (nW: nano-Watt) und
2. der Wert I/F ; hierbei entspricht $F = S/\pi$ (S: von der Sonne eingestrahelte Energiemenge (solarer Fluss)). I/F ist abhängig vom Winkel zwischen Lichtquelle und Kamera (Phasenwinkel), der Wellenlänge und der radiometrischen Eigenschaften der Kamera. Unter der Annahme einer linearen Übertragung zwischen Strahlung und Sensor ist $I/F \sim DN$, d.h. zum Grauwert ($D = Data Number$) eines Bildelements (*Danielson et al., 1981*).

Dunkelströme (*dark currents*) entstehen durch thermisch induzierte Ladungen, die sich auf dem Vidicon-Sensor akkumulieren. Sie verstärken sich mit der Zeit vorwiegend in Abhängigkeit von der Bildrate, da sie sich in der Zeitspanne zwischen zwei Bildsequenzen aufbauen. Zur Messung der Dunkelströme wurden während des Fluges und bei Vorbeifügen an einzelnen Objekten in bestimmten Zeitabständen Aufnahmen ohne Öffnung des Shutter (*zero exposure frames*) gewonnen. Die daraus erstellten *dark current files* dienen bei der späteren radiometrischen Korrektur der Rohbilddaten zur Subtraktion des Dunkelstroms aus dem ursprünglichen Signal.

Die radiometrischen Charakteristiken der Kameras konnten im Verlauf der Mission mit Hilfe einer Plakette überwacht werden, die in 2.67 m Abstand von den Kameras angebracht war. Allerdings war bei beiden Voyager-Sonden versäumt worden, die Rückstreuungseigenschaften dieser Plaketten genau zu bestimmen (*Danielson et al., 1981*). Bekannt war lediglich der Reflexionsgrad eines Teils der Plakette, und dieser Wert wurde als für die gesamte Plakette repräsentativ angenommen.

Analog zur Kalibration vor dem Start wurden während des Flugs Flatfield-Aufnahmen unter einem solaren Einfallswinkel von $30^\circ \pm 0.25$ auf die Plakette und etwa 0° zwischen Kamera und der Normalen zur Plakette aufgenommen. Die daraus erstellten *in-flight calibration files* wurden mit den bereits vor dem Start vorhandenen verglichen. In mehreren Filtern zeigten sich dabei größere Diskrepanzen. Durch eine hier nicht näher beschriebene Prozedur (vergl. hierzu *Danielson et al., 1981*) wurden für jede Kamera und für jeden Filter Korrekturfaktoren abgeleitet (Tabelle 6.3). Alle Voyager-Bilddaten sollten nach dem Bildverarbeitungsschritt der radiometrischen Korrektur (Abschnitt 7.2.3.1) mit dem jeder Kamera und jedem Filter entsprechenden Wert multipliziert werden, zumindest bei Verwendung von Farbfilterdaten. Diese Werte mussten in der Zwischenzeit durch Fortführung der *in-flight calibration* mehrfach geringfügig nachgebessert werden. Tabelle 6.3 enthält die aktuellen für die Entfernung Jupiter-Sonne gültigen Werte.

| | | | | | | |
|--------------|-------|-------|-------|-------|-------|-------|
| Filter | CLEAR | VI | BL | OR | GR | UV |
| Filternummer | 0,4 | 1 | 2 | 3 | 5,6 | 7 |
| VGR1 NA | 0.956 | 0.897 | 1.000 | 0.978 | 0.952 | 2.711 |
| VGR2 NA | 0.939 | 0.930 | 1.000 | 0.947 | 0.938 | 3.094 |
| Filter | CLEAR | VI | BL | OR | GR | |
| Filternummer | 2 | 3 | 1 | 7 | 5 | |
| VGR1 WA | 0.878 | 0.737 | 0.907 | 1.030 | 0.989 | |
| VGR2 WA | 1.022 | 0.945 | 1.063 | 0.898 | 0.909 | |

Tabelle 6.3.: Korrekturfaktoren für die Voyager-Kameras; Bezeichnungen: VGR1 = Voyager 1, VGR2 = Voyager 2, NA = narrow angle camera, WA = wide angle camera; diese Faktoren gelten nur für Voyager-Aufnahmen in der Entfernung des Jupiter-Systems zur Sonne (5.2 AU).

6.1.3. Geometrische Korrektur

Bei den den Voyager-Kameras inhärenten geometrischen Verzerrungen handelt es sich (a) um optische Verzerrungen des Teleskops und (b) um elektronenoptische Verzerrungen des Vidicon-Tubus. Voyager-Rohbilder stellen also keine perspektivische Projektion eines Objekts dar. Diese Verzerrungen lassen sich durch Lokalisieren von insgesamt 202 *Reseaux-Punkten* messen, die in die lichtempfindliche Schicht des Vidicon eingebettet sind (*Benesh und Jepsen, 1978*). Die Reseaux-Punkte erscheinen als 3x3 Pixel große schwarze Punkte in allen Rohbilddaten. Sie werden vor der radiometrischen Korrektur eines Rohbildes kosmetisch aus den Bilddaten entfernt (Abschnitt 7.2.3.1). Ihre genaue Lage ist für jedes einzelne Voyager-Bild im *Master-Reseaux-File* abgespeichert und ermöglicht die geometrische Korrektur jedes Einzelbildes (siehe Abschnitt 7.2.3.2).

6.2. Eigenschaften der Galileo-SSI-Kamera

6.2.1. Kamera-Aufbau und Kamera-Parameter

Erstmals bei einer amerikanischen Planetenmission wurde für das **Solid State Imaging (SSI) Experiment** auf der Galileo-Sonde ein *Charged-Coupled-Device*-(CCD)-Sensor eingesetzt. Die Sensitivität dieses Instruments liegt um etwa einen Faktor 100 höher als bei den NA- und WA-Kameras auf Voyager. Der Wellenlängenbereich reicht vom sichtbaren Spektrum bis ins nahe Infrarot. Die Übertragungscharakteristik des Signals ist nahezu linear (*Belton et al., 1992*).

Die wesentlichen Eigenschaften von Kamera und Sensor sind aus Tabelle 6.4 und Bild 6.3 abzulesen. Das optische System der SSI-Kamera besteht aus einem katadioptrischen Cassegrain-Spiegelteleskop mit einer Brennweite von 1500 mm (vergleichbar der Telekamera auf den Voyager-Sonden). Alle im Strahlengang des einfallenden Lichts befindlichen optischen Flächen wurden mit anti-reflektierenden Schichten versehen. Dadurch bedingt liegt die kleinste erfassbare Wellenlänge bei nur 375 nm, während bei den Voyager-Kameras auch der ultraviolette Bereich

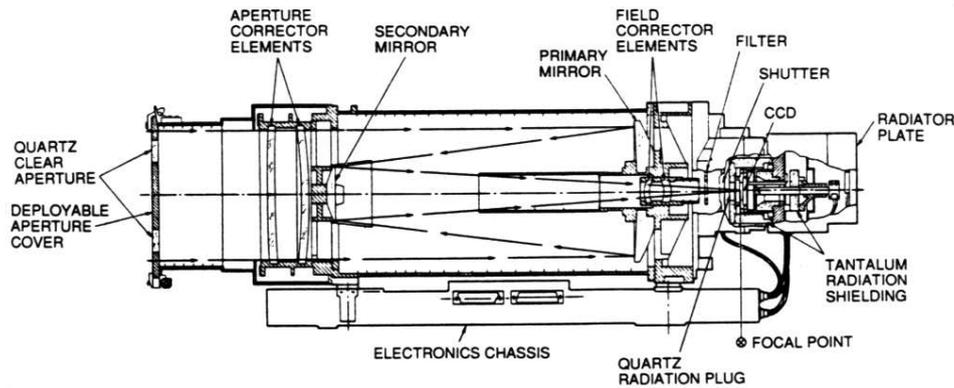


Abbildung 6.3.: Aufbau der Galileo-SSI-Kamera. Die Schnittzeichnung durch die Galileo-Kamera zeigt den Strahlengang des Signals im Kamerateleskop und die Lage des CCD-Sensors (Abbildung aus *Belton et al.*, 1992).

teilweise noch erreicht wurde (*Belton et al.*, 1992). Die Eigenschaften des CCD-Sensors legen die Obergrenze des maximal erfassbaren Wellenlängenbereichs bei etwa 1100 nm fest (ebd.).

Eine Reihe zusätzlicher Modifikationen gegenüber den Voyager-Kameras umfassten einen vor der Teleskopapertur angebrachten transparenten Schutzschild, der die Optik vor Verunreinigungen beim Start im Space Shuttle schützen sollte, und der nach dem ersten Erde-Mond-Vorbeiflug (Dez. 1990) abgesprengt wurde. Weiter gehörten hierzu Abschirmungen des Sensors vor hoch-energetischer Partikelstrahlung. Bis zum Ende der Mission (Sep. 2003) mit insgesamt 34 Umrundungen um Jupiter und mehreren gezielten Vorbeiflügen an Io, also einer Region mit extrem hoher Strahlung, wurde die Kamera mehrfach über das erlaubte Limit hinaus belastet, lieferte aber bis zuletzt mit wenigen Ausnahmen ausgezeichnete Bilddaten. Ursprünglich war geplant, wie auf Voyager auch eine Weitwinkelkamera einzusetzen. Davon wurde schließlich aus Gewichts- und Budgetgründen Abstand genommen¹⁰.

Die Kameraoptik weist eine geometrische Verzerrung auf, die aber so minimal ist, dass sie nicht wie bei den Voyager-Kameras korrigiert werden muß. Messungen an der Optik zeigten, dass die Verzerrung azimutal-symmetrisch ist und mit dem Kubus der Entfernung vom Zentrum des Bildes zu den Ecken zunimmt (*Belton et al.*, 1992). Die Verzerrung erreicht an den Ecken des Bildes ein Maximum von lediglich 1.2 Pixel. Die geometrischen Eigenschaften der Kameraoptik wurden während des Fluges mehrfach durch Aufnahmen des Plejaden-Sternhaufens nachgemessen. Daraus ergab sich eine Brennweite der Kamera von 1500.4 mm mit einem radialen Verzerrungskoeffizienten von $-3 \cdot 10^{-5}$ (*Klaasen et al.*, 1997).

Die Berechnung der Bildauflösung (in Einheiten von km/pxl) erfolgt wie bei Voyager nach Gleichung 6.1. Hier ist lediglich der Wert $f_v = 1.0157 \cdot 10^{-5}$ mm für das Gesichtsfeld (*field of view*) eines einzelnen Pixels der SSI-Kamera einzusetzen.

¹⁰Auf der Sonde *Cassini*, gestartet am 13. Oktober 1997 und seit 1. Juli 2004 erfolgreich tätig im Orbit um Saturn, sind wieder eine Weitwinkel- (WAC) und eine Telekamera (NAC) im Einsatz.

| Optik: | |
|--|---|
| Teleskop | Cassegrain |
| Brennweite (<i>mm</i>) | 1500 |
| Gesichtsfeld (<i>mrad</i>) | 8.1 |
| Winkelauflösung ($\mu\text{rad}/\text{pxl}$) | 10.16 |
| Belichtungszeit (<i>sec</i>) | 0.004167 - 51.2 |
| Filterpositionen | 8 (Tab. 6.5) |
| Sensor: | |
| Typ | Silizium CCD |
| Dimension (<i>mm</i>) | 12.19 x 12.19 |
| Pixelgrösse (<i>mm</i>) | 0.0152672 |
| Zeilen pro Bild | 800 |
| Spalten pro Zeile | 800 |
| Pixel pro Bild | 640000 |
| Bits pro Pixel | 8 |
| | 3.24 (komprimiert) |
| Dunkelstrom | $< 10e^{-}\text{sec}^{-1}\text{pxl}^{-1}$ |
| <i>Gain states</i> | 4 (1, 4, 10, 40) |

Tabelle 6.4.: Kamera-Parameter der SSI-Kamera (*Klaasen et al.*, 1984; *Belton et al.*, 1992). Zu den Wellenlängenbereichen der Filter siehe Tabelle 6.5 und Bild 6.4.

Aus dem Materialrestbestand des Voyager-Projekts wurde ein acht Positionen umfassendes Filterrad benutzt. Die Wellenlängenbereiche und Eigenschaften dieser acht Filter gehen aus Bild 6.4 und Tabelle 6.5 hervor. Die Auswahl der zentralen Wellenlängen der einzelnen Filter erfolgte auf der Basis spektral nachgewiesener Materialien auf den Oberflächen der Galileischen Satelliten sowie in der Jupiteratmosphäre (*Klaasen et al.*, 1984). Die zentralen Wellenlängen und der überdeckte Wellenlängenbereich der weitgehend im Sichtbaren liegenden Breitbandfilter - Violett (VLT, 404 nm), Grün (GRN, 559 nm) und Rot (RED, 671 nm) - sind in etwa den entsprechenden Filtern der Voyager-Kameras identisch. Dadurch sollte weitgehende Kontinuität zwischen den beiden Bilddatensätzen gewährleistet werden (*Belton et al.*, 1992). Die aus diesen drei Filtern herstellbaren Farbmischungen stellen jedoch wie bei den Voyager-Farbfiltren nur angenähert Echtfarben dar, da sie nicht genau mit dem für Rot, Grün und Blau sensitiven Bereich des menschlichen Auges übereinstimmen.

Die übrigen vier Filter sind im nah-infraroten Bereich des Spektrums lokalisiert. Ihre Bandbreite ist (ausgenommen beim 986-nm-Filter) vergleichsweise eng, um ein gutes Verhältnis zwischen Signal und Rauschen bei Belichtungszeiten unter einer Sekunde zu gewährleisten (*Klaasen et al.*, 1984). Zwei dieser Filter bei 727 nm und 889 nm (Positionen 6 und 7) sind sensitiv für Methan in der Jupiteratmosphäre, zwischen beiden Filtern liegt bei 756 nm ein ebenfalls sehr schmaler Kontinuumsfilter (Position 4).

Der am weitesten im Infraroten bei 986 nm gelegene Filter überlappt mit dem durch das abbildende Spektrometer NIMS (Abschnitt 6.3) erfassten Wellenlängenbereich zum besseren Vergleich

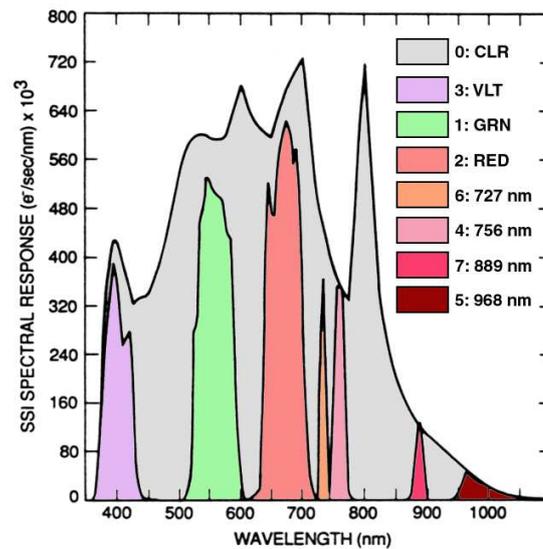


Abbildung 6.4.: Filter der Galileo-SSI-Kamera. Dargestellt ist die jeweilige spektrale Reaktion (*spectral response*) in Einheiten von $e^{-}\text{sec}^{-1}\text{nm}^{-1}$ bei einer konstanten Strahlungsquelle (in Einheiten von $\pi^{-1}\text{Wm}^{-2}\text{ster}^{-1}\text{nm}^{-1}$) durch jeden der acht Filter. Die Nummerierung der Filter erfolgte nicht nach steigender oder fallender Wellenlänge. Abbildung aus *Belton et al.* (1992), farblich bearbeitet.

spektraler Eigenschaften in beiden Datensätzen (*Belton et al.*, 1992). In diesem Bereich liegen auffällige Absorptionsbanden eisenhaltiger Mineralien (ebd.). Ebenfalls wie auf Voyager wurde ein breitbandiger, panchromatischer oder Clear-Filter (CLR, Position 0) eingesetzt, der alle sieben Farbfilter weitgehend einschließt und seine größte Sensitivität etwa bei 700 nm aufweist (*Belton et al.*, 1992). Insgesamt wären mehr als acht Spektralfilter mit engeren Bandbreiten wünschenswert gewesen, um die Möglichkeiten des CCD-Sensors voll auszunutzen. Aus Budgetgründen musste man sich im Galileo-Projekt jedoch zur Übernahme des Voyager-Filterrades entschließen (ebd.).

Die höchsten Bildauflösungen wurden bei gezielten Vorbeffügen mit dem CLR-Filter erzielt (maximal 4 m/pxl während der gesamten Mission beim letzten gezielten Vorbeffug an Callisto, Umlauf C30). Farbdaten sind meist niedrig aufgelöst und in hoher Auflösung (höher als wenigstens 1 km/pxl) nur in sehr geringer Zahl verfügbar. Bei den meisten Farbdaten handelt es sich in der Regel um globale Einzelaufnahmen niedriger räumlicher Auflösung, häufig nicht in allen sieben verfügbaren Filtern.

Der eigentliche SSI-Sensor ist ein virtueller Phasen-CCD ($V\phi$) auf Silizium-Basis mit 800 Zeilen und 800 Spalten auf einer Fläche von $1.22 \times 1.22 \text{ cm}^2$ ($0.48 \times 0.48 \text{ inch}^2$) (*Klaasen et al.*, 1984; *Belton et al.*, 1992). Gegenüber den Voyager-Kameras bot dieser Sensortyp wesentliche Vorteile (ebd.): (1) Es treten keine elektronischen Verzerrungen wie beim Voyager-Vidiconsensor auf. Reseaux-Marken und eine geometrische Korrektur der Bilddaten sind damit überflüssig. (2) Der Sensor reagiert linear auf einfallendes Licht, dadurch wird die radiometrische Korrektur der Bilddaten erleichtert. (3) Der erfassbare Spektralbereich ist deutlich größer als bei Voyager.

| Bezeichnung | Position | Eff. Wellenlänge | Bandbreite | Sensitivität |
|--------------|----------|------------------|------------|--------------|
| Clear (CLR) | 0 | 611 | 440 | 32.00 |
| Violet (VLT) | 3 | 404 | 45 | 2.00 |
| Green (GRN) | 1 | 559 | 65 | 5.50 |
| Red (RED) | 2 | 671 | 60 | 4.90 |
| 'Methane' | 6 | 734 | 10 | 0.44 |
| 'Continuum' | 4 | 756 | 19 | 0.78 |
| 'Methane' | 7 | 887 | 16 | 0.17 |
| 'Infrared' | 5 | 986 | 50 | 0.16 |

Tabelle 6.5.: Eigenschaften der Filter der SSI-Kamera. Gegeben sind die Bezeichnung des Filters, Positionsnummer des Filtrerrades, die effektive Wellenlänge (im Sonnenspektrum), die Bandbreite und die Sensitivität einer Bildszene der Reflektivität 1, beleuchtet von der Sonne in einer Entfernung von 5.2 AU. Tabelle nach *Belton et al.*, (1992).

Die Grenze im langwelligen Bereich liegt hier bei ca. 1100 nm, lediglich die anti-reflektierenden Beschichtungen in der Kameraoptik setzen im kurzwelligen Bereich eine Grenze bei ca. 375 nm.

Der Kameraverschluss entstammte ebenfalls dem Voyager-Projekt. Bei der SSI-Kamera sind insgesamt 28 verschiedene Belichtungszeiten in zwei Modi möglich: (1) im *normal mode* liegen minimale und maximale Belichtungszeiten zwischen 4.167 msec und 0.8 sec, im (2) *extended mode* zwischen 1.067 sec und 51.2 sec (*Klaasen et al.*, 1984).

Jede Bildaufnahmesequenz umfasst einen Vorbereitungszyklus (*prepare cycle*) und einen Auslesezyklus (*readout cycle*), die in vier unterschiedlich langen Perioden von jeweils $2 \frac{1}{3}$, $8 \frac{2}{3}$, $30 \frac{1}{3}$ und $60 \frac{2}{3}$ Sekunden ablaufen können (*Klaasen et al.*, 1984). Im Vorbereitungszyklus wird erst der Verschluss rejustiert (*reset*), gegebenenfalls das Filtrerrad weiterbewegt, der CCD-Sensor ausgelesen, um Dunkelströme zu reduzieren, und anschließend der Verschluss zur Belichtung geöffnet. Im Auslesezyklus werden die Daten aus der CCD ausgelesen und entweder sofort zur Erde übertragen oder auf dem Bandrekorder an Bord der Sonde gespeichert. Bei der kürzesten möglichen Aufnahmesequenz von $2 \frac{1}{3}$ sec wird der Sensor im 2x2 Summierungsmodus betrieben. Ein derartiges Bild hat statt 800 x 800 lediglich 400 x 400 Pixel.

Um zu verhindern, dass sich während der Operationszyklen thermisch induzierte Dunkelströme aufbauen, muß der CCD-Sensor stets auf mindestens -110° C gekühlt werden. Ein Analog-Digital-Konverter (ADC) überträgt die analogen Daten in digitale Daten von 8 Bit zur Darstellung von 256 DN-Werten in den unbearbeiteten Rohdaten (Byte-Format wie bei den Voyager-Kameras). Der Dynamikbereich des CCD-Sensors hätte eine höhere Kodierung (z. B. 2^{12} Bit) ermöglicht. Wegen der starken Kontraste in vielen Bilddaten wäre dies notwendig gewesen.

Um die Kapazitäten der zeitlich oft begrenzt verfügbaren Bodenstationen möglichst gut auszunutzen und um dabei große Datenmengen übertragen zu können, enthält die SSI-Kamera einen sogenannten *Block Adaptive Rate controlled Compressor* (BARC-Kompressor). Damit kann jedes Pixel von 8 Bit auf durchschnittlich 3.24 Bit komprimiert werden (*Klaasen et al.*, 1984). Weitere Maßnahmen zur Datenkomprimierung wurden wegen der im Missionsverlauf aufgetretenen

Probleme mit der *High Gain Antenna* (HGA) und dem Bandrecorder erforderlich (Abschnitt 6.2.3).

Bilddaten der SSI-Kamera sind analog zu den Voyagerdaten durch je eine von zwei Bildnummern, die **RIM**-Nummer und die **PICNO**-Nummer zu identifizieren:

1. **RIM-Nummer (RIM count)**: Die an Bord der Galileo-Sonde befindliche Uhr (*SCLK*) gibt den Aufnahmezeitpunkt jedes Bildes durch die **Real-time Image Count**- oder **RIM**-Nummer an. Diese Nummer besteht aus den vier Zifferngruppen *KKKKKKKK : LL : M : N*. Die Zahl in der ersten Gruppe, der eigentlichen RIM-Nummer, erhöht sich alle $60 \frac{2}{3}$ sec um eins. Maximum dieser Zahlengruppe ist 16777215, damit kann die Uhr insgesamt einen Zeitraum von 32 Jahren erfassen. Die Zahl in der zweiten Gruppe (*mod 91 count*) erhöht sich alle $\frac{2}{3}$ sec um eins. Die Zahlen in der dritten (*mod 10 count*) und vierten Gruppe (*mod 8 count*) erhöhen sich jeweils nach $\frac{1}{15}$ sec bzw. nach $\frac{1}{120}$ sec um eins.

Im Label jedes SSI-Bildes sind alle vier Zahlengruppen enthalten. Zur eindeutigen Identifizierung genügen jedoch die ersten beiden Zahlengruppen. Unter dieser verkürzten RIM-Nummer werden alle SSI-Rohbilddaten den Nutzern zur Verfügung gestellt und abgespeichert¹¹.

2. **Bildnummer (PICNO)**: Die SSI-Bildnummer umfasst maximal acht Zeichen und ist nach dem Schema *OOTNNNN* aufgebaut. Hierbei bezeichnet *OO* die Nummer des Orbits. Bis zum neunten Orbit enthielt diese Zeichenkette auch noch den ersten Buchstaben des Satelliten, an dem Galileo gezielt vorbeiflog (G1, G2, C3, ... C9). Der Buchstabe *T* ist der Anfangsbuchstabe des jeweils abgebildeten Körpers, und die Zahl *NNNN* kennzeichnet aufsteigend die Nummer des Bildes, das bei einem Vorbeiflug von diesem Körper aufgenommen wurde.

Bildlisten, die den Nutzern bei jedem Orbit zur Verfügung gestellt werden und alle bei dieser Umkreisung aufgenommenen Bilddaten enthalten, erleichtern die wechselweise Zuordnung der beiden Bildnummern. Auch hier ist es wie bei Voyager üblich, in wissenschaftlichen Veröffentlichungen entweder die RIM-Nummer oder die Bildnummer zu benutzen. In der vorliegenden Arbeit wird grundsätzlich die Bildnummer angegeben.

Jedes SSI-Bild ist Teil einer Bildsequenz, die einen bestimmten Oberflächenausschnitt (*target area*) mit gegebener räumlicher Auflösung abbildet. Diese *Zielgebiete* sind durch eine Kette von zwölf Zeichen der Form *OOTSSXXXXNN* (die im Bild-Label enthalten ist) gekennzeichnet. Die beiden Zeichen *OO* geben die Nummer des Orbits an (analog zur Bildnummer bei den ersten neun Orbits mit Angabe des jeweils angesteuerten Zielobjekts im Anfangsbuchstaben, ab dem zehnten Orbit nur noch mit Angabe der Orbitnummer). *T* identifiziert den abgebildeten Planeten oder Satelliten (z. B. *C* für Callisto). *S* kennzeichnet den Sensor (z. B. *S* für SSI-Bilddaten, *N* für NIMS-Daten). Die sechs folgenden Zeichen stehen für die (abgekürzte) Bezeichnung des Zielgebietes, meist der Name eines markanten Oberflächenmerkmals, oder eine Kurzbezeichnung

¹¹Der eigentlichen RIM-Nummer wurden auf CD-Roms, die die Rohbilddaten enthalten, dabei noch die Zeichen 's0' vorangestellt.

der abgebildeten Oberflächenform oder geologischen Einheit. Die beiden letzten Zeichen *NN* sind aufsteigende Nummern 01, 02, ..., je nachdem, ob eine oder mehrere Sequenzen des Zielgebietes aufgenommen wurden. Bei nur einer Bildsequenz sind stets die Ziffern 01 Bestandteil der Zielgebietsbezeichnung.

6.2.2. Radiometrische Kalibration

Die radiometrischen Eigenschaften der SSI-Kamera wurde vor dem Start pixelgenau bestimmt. Räumliche Unstetigkeiten in der Reaktion des Sensors auf einfallendes Licht lassen sich mit einem linearen Modell korrigieren (*Belton et al.*, 1992).

Wie bei Voyager wurden zur radiometrischen Korrektur Dunkelstrom- und Kalibrationsfiles benutzt, die während des Fluges von Zeit zu Zeit aktualisiert wurden (*inflight calibration*; *Klaasen et al.* (1997)). Zur ständigen Überwachung der radiometrischen Charakteristik der Kamera während der Mission dienten *Flat-Field*-Aufnahmen einer an Bord mitgeführten, von der Sonne beleuchteten Plakette (*Photometric Calibration Target (PCT)*), Aufnahmen von sechs photometrischen Standardsternen, und Aufnahmen von Erde, Mond, Jupiter, und den Asteroiden Gaspra und Ida (*Klaasen et al.*, 1997).

Einige Daten, speziell die der längerwelligen Filter, sind häufig verrauscht und enthalten eine hohe Anzahl heller, meist ein bis zwei Pixel großer Punkte, verursacht durch kosmische Strahlung (*cosmic ray hits*). Diese lassen sich kosmetisch aus den Bilddaten entfernen (*despiking*), allerdings wegen umfangreicher Grauwertmittlungen auf Kosten der räumlichen Auflösung.

Da sich die Galileo-Sonde bis zu ihrem kontrollierten Absturz auf Jupiter mehrfach in der Nähe des Planeten aufgehalten hatte und die Kamera dabei einer weitaus stärkeren Teilchenstrahlung ausgesetzt war, als wofür sie ursprünglich ausgelegt war, weisen auch Clear-Filterdaten häufig dieses Muster auf. Seit den letzten während der Galileo Millennium Mission (GMM) durchgeführten Orbits enthalten die Bilddaten außerdem ab einer bestimmten Zeile eine oder mehrere helle Spalten (meist an den selben Stellen). Das Kopieren einer Nachbarspalte an die Stelle der fehlerhaften Spalte reicht hierzu aus. Eine einzelne doppelte Spalte fällt auch bei nachfolgenden Kontrastverstärkungen nicht sonderlich auf.

6.2.3. Methoden der SSI-Datenkomprimierung

Wegen der in Abschnitt 4.3.2 beschriebenen technischen Probleme mit der *High Gain Antenna* (HGA) und dem Bandrekorder mussten verschiedene Verfahren der Datenkompression zusätzlich zu den Möglichkeiten des BARC-Kompressors entwickelt werden. Die *Low Gain Antenna* (LGA) ließ lediglich eine Datenübermittlungsgeschwindigkeit von ca. 20 bis 160 bits/sec zu, etwa einen Faktor 1000 unterhalb der Möglichkeiten der HGA (*Klaasen et al.*, 1997). Mit dieser Geschwindigkeit hätte die Übertragung eines einzigen, 800 Zeilen und 800 Spalten großen SSI-Bildes zur

| Kameramodus | Zeilen x Spalten | Bitanzahl ⁽¹⁾ | Bemerkungen |
|-------------|------------------|--------------------------|--|
| IM8 | 800 x 800 | $5.12 \cdot 10^6$ | typischer Modus |
| IM4 | 800 x 800 | $2.07 \cdot 10^5$ | Kompression 1.8 ⁽²⁾ |
| HIM | 800 x 788 | $5.04 \cdot 10^6$ | für lange Belichtungszeiten |
| HMA | 800 x 788 | $2.52 \cdot 10^6$ | Teilbild |
| HCA | 200 x 800 | $5.18 \cdot 10^5$ | Kompression 1.8 ⁽²⁾ |
| AI8 | 400 x 400 | $1.24 \cdot 10^6$ | 2 x 2 <i>summation mode</i> ⁽³⁾ |
| HIS | 400 x 394 | $1.22 \cdot 10^6$ | 2 x 2 <i>summation mode</i> |

Tabelle 6.6.: Operationsmodi der SSI-Kamera. Unter ⁽¹⁾ Bitanzahl wird die Anzahl der zu komprimierenden und zur Erde zu übermittelnden Bits verstanden. ⁽²⁾ Beim so genannten BARC-Kompressor wird vor Aufnahme der Daten mit einem Faktor von 1.8 komprimiert. ⁽³⁾ Begrenzt Strahlungseinfluss durch kurze Belichtungszeit (2 1/3 sec.). Tabelle nach *Carr et al.*, 1995.

Erde bei 20 bits/sec bis zu drei Tagen gedauert¹².

Einige der in Tabelle 6.6 aufgeführten Operationsmodi der SSI-Kamera ermöglichen bereits eine Reduzierung der zur Erde zu übermittelnden Datenmenge durch Kompression um maximal etwa einen Faktor vier (*Carr et al.*, 1995). Normaler Aufnahmemodus ist IM8, in dem ein SSI-Bild 800 Zeilen und 800 Spalten ohne jegliche Kompression aufweist. Bei langen Belichtungszeiten wird der HIM-Modus angewandt. Im Modus IM4 wird das ursprüngliche 8-Bit-Signal durch Einsatz des BARC-Kompressors auf durchschnittlich 3.24 bits/pxl komprimiert. Durch die so genannte *least-significant bit truncation* sind Zeilen je nach der "Kompressibilität" des Zeileninhalts meist nicht vollständig. Ein Beispiel hierzu (*line truncation*) ist in Bild 6.5 (a) gezeigt.

Verschiedene Summierungsmodi ermöglichen eine Reduktion anfallender Übertragungsdaten, indem die aufgenommene Bildszene in den Aufnahmemodi AI8 und HIS nur auf maximal 400 x 400 Zeilen und Spalten des CCD-Chips gespeichert und ausgelesen wird. Dadurch geht allerdings die Hälfte der Bildauflösung verloren, die aufgrund des Abstandes zum beobachteten Objekt möglich wäre. Der AI8-Modus sollte insbesondere bei Io eingesetzt werden, da die Aufnahmezyklus hier kurz sein müssen, um zu vermeiden, dass sich zwischen zwei Zyklen übermäßig viel Strahlung im Sensor aufbaut. Der AI8-Modus wurde, wie in Abschnitt 4.3.3 erwähnt, seit dem Io-Vorbeiflug I24 wegen einer Fehlfunktion nicht mehr verwendet.

Da diese speziellen Aufnahmemodi allein nicht ausgereicht hätten, um die Datenraten zu erhöhen, boten sich weitere Möglichkeiten zur Datenkompression (*Klaasen et al.*, 1997):

1. **Deselektion** von Bilddaten, d. h. Daten werden aufgenommen, aber nicht zur Erde übermittelt. Da seit der dritten Galileoumkreisung um Jupiter mindestens zwei Playback-Phasen (*pass 1* und *pass 2*) eingeführt wurden, bei denen unterschiedliche Bilddaten - oder unterschiedliche Teile ein- und desselben Bildes - zur Erde übertragen wurden, konnte durch Übermitteln von nur wenigen Zeilen eine Vorauswahl getroffen werden, ob ein

¹²Für ein SSI-Bild mit 800 Zeilen mal 800 Spalten mal 8 bits pro Pixel beträgt die Datenmenge 5,120,000 bits. Bei einer Übertragungsrate von 20 bits/sec beträgt die Übertragungszeit etwas mehr als 71 Stunden.

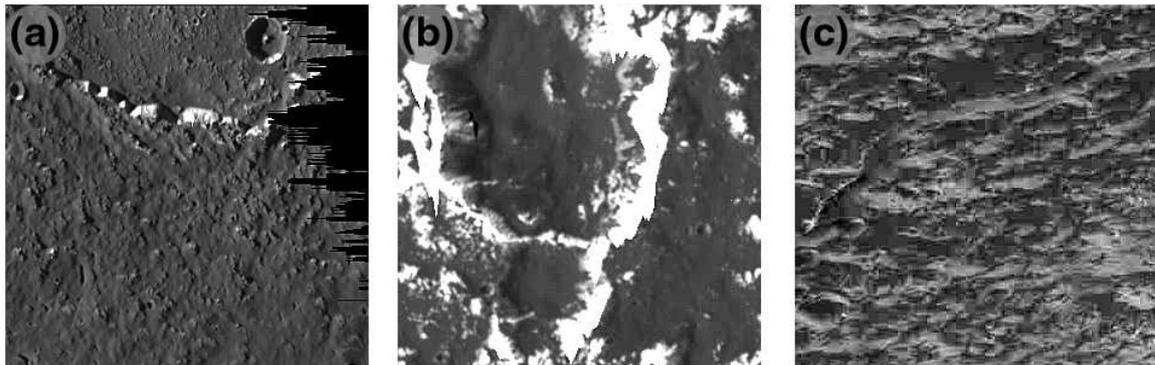


Abbildung 6.5.: Beispiel unterschiedlicher Kompressionsverfahren in SSI-Daten. (a) Abgeschnittene Zeilen (*line truncation* in BARC-komprimierten Daten, Ausschnitt des rechten Randes des SSI-Bildes C9C0005 (Zielgebiet C9CSCRATER01), Breite ca. 50 km; (b) ICT-komprimierte Daten mit Kompressionsfaktoren von 3 - 3,8, Ausschnitt des SSI-Bildes 30C0016 (Zielgebiet 30CSSTEREO01), Breite ca. 6 km; (c) ICT-komprimierte Daten mit hohem Kompressionsfaktor von 20,3 und Artefakten (Schachbrettmuster), Ausschnitt des SSI-Bildes G2G0038 (Zielgebiet G2GSLTDKBD01), Breite ca. 14 km. (a) und (b) Callisto, (c) Ganymed. Weitere Erläuterungen im Text.

bestimmtes Bild bei der zweiten oder auch dritten Playback-Phase noch berücksichtigt werden sollte.

2. **Editierung:** Bei dieser Methode wird nur ein Teil des Bildes aufgenommen oder zur Erde übertragen. Dies wurde häufig dann angewandt, wenn das Objekt (einer der kleineren Satelliten beispielweise) lediglich in einem Ausschnitt des Bildes vollständig enthalten ist.
3. **Summierung:** Diese Methode macht sich die beiden bereits genannten Modi AI8 oder HIS zu Nutze. Der erzielte Faktor in der Datenkompression bei dieser Methode beträgt etwa 4 : 1.
4. **ICT-Kompression:** Mit der **Integer Cosine Transformation** lassen sich Kompressionsfaktoren zwischen 1 (keine Kompression) und etwa 80 erzielen. Die ICT-Kompression ist nicht verlustfrei und abhängig von der Dynamik der Bildszene: Glatte Bereiche lassen sich leichter komprimieren - auf Kosten der Auflösung - als kontrastreiche. Da die Daten in Blöcken von 8 x 8 Pixel komprimiert werden, kann bei hoher ICT-Kompression ein Schachbrett-artiges Muster, das die Auswertbarkeit der Daten wesentlich beeinträchtigt, entstehen. Ein derartiges Beispiel ist in Bild 6.5 (c) gegeben.

Die Höhe der ICT-Kompression bei bestimmten Bilddaten wurde bei der Planung der Bildaufnahmesequenzen durch die Wahl eines so genannten Q-Faktors (*quality factor*) getroffen. Die Datenrate konnte durch Kombination der oben genannten unterschiedlichen Kompressionsmöglichkeiten noch einmal erhöht werden, beispielsweise durch Kombination HIS mit ICT. Bei Bilddaten, die z. B. der Überwachung des Io-Vulkanismus aus größerer Entfernung mit niedrigen räumlichen Auflösungen dienen, wurden ICT-Kompressionsfaktoren von 20 bis 50 angestrebt. Farbdaten mit räumlichen Auflösungen von 10 bis 30 km/pxl wurden mit ICT-Kompressionsfaktoren

von mehr als 10 zur Erde übermittelt, häufig in Kombination mit einem der Summierungsmodi. Bei den mittel bis hoch aufgelösten Bilddaten wurde versucht, ICT-Kompressionsfaktoren von mehr als 5 zu vermeiden, da sich hier bereits ein störendes Schachbrettmuster bemerkbar macht. Dies beruht auf den Erfahrungen des zweiten Ganymed-Vorbeiflugs (G2), bei dem eine große Anzahl meist hoch aufgelöster Bilddaten mit hohen Kompressionsfaktoren (> 10) zur Erde übermittelt wurden, die dadurch deutlich an Qualität einbüßten (Beispiel: Bild 6.5 (c)).

6.3. Kurze Beschreibung weiterer Fernerkundungs-Instrumente an Bord von Galileo

Neben der Galileo-SSI-Kamera wurden weitere abbildende Fernerkundungs-Instrumente an Bord der Galileo-Sonde angebracht, die, neben spezifischen Untersuchungen unabhängig von der Kamera, deren Aufgaben ergänzen sollten.

Das **Near-Infrared Mapping Spectrometer (NIMS)** erforschte neben der Jupiteratmosphäre die spektralen Eigenschaften der Galileischen Satellitenoberflächen (*Carlson et al.*, 1992). Das NIMS-Instrument erfasst den Spektralbereich von 0.7 bis 5.2 μm in maximal 408 verschiedenen Wellenlängen. Es kombiniert die Eigenschaften eines Spektrometers mit denen eines abbildenden Instruments und eignet sich besonders dazu, spektrale Einheiten (etwa durch charakteristische Absorptionsbanden) auf den Oberflächen (1) zu bestimmen, (2) mit möglichen, aus Labormessungen bekannten Materialien (Moleküle, Minerale oder Mineralgemenge) zu vergleichen, und (3) die räumliche Verbreitung dieser Einheiten auf den Oberflächen zu kartieren. Im Vergleich mit der SSI-Kamera liegt die räumliche Auflösung des NIMS-Instruments aber etwa um einen Faktor 10 niedriger. Obwohl grundsätzlich möglich und auch sinnvoll, wurde bisher nur in wenigen Fällen Gebrauch von einer Kombination beider Datensätze gemacht (z. B. *Greeley et al.*, 2001; *Stephan*, 2006).

Auf dem vulkanisch aktiven innersten Galileischen Satelliten Io hatte NIMS die Aufgabe, neben der Untersuchung der Zusammensetzung Oberflächentemperaturen und den Wärmefluss zu messen. Haupteinsatzgebiete des NIMS-Instruments auf den drei Eissatelliten waren Untersuchung und Kartierung von Wassereis und von Nichteis-Komponenten, und von spektralen Unterschieden zwischen Bug- und Heckseiten.

Das Instrument des **Ultraviolet Spectrometer Experiments (UVS)** umfasste zwei Einheiten (*Hord et al.*, 1992): Das eigentliche UV-Spektrometer (UVS) war auf dem nicht beweglichen Teil des Galileo-Orbiters montiert. Ein weiteres Instrument, das *Extreme Ultraviolet Spectrometer (EUVS)*, wurde nach dem Challenger-Unglück nachträglich auf dem drehbaren Teil der Galileo-Sonde angebracht (*Hord et al.*, 1992). Der erfassbare Wellenlängenbereich liegt zwischen 113 und 432 nm beim UVS, und zwischen 54 und 128 nm beim EUVS.

Beide Instrumente waren für Untersuchungen der oberen Jupiteratmosphäre, des Io-Torus und von Gasen, die von den Oberflächen der Satelliten entweichen, vorgesehen (*Hord et al.*, 1992). Daneben wurden auch Unterschiede im UV-Reflexionsgrad zwischen unterschiedlichen Hemisphären der Satelliten und, soweit räumlich auflösbar, zwischen geologischen Einheiten untersucht und kartiert (*Hendrix et al.*, 1998a,b).

Das **Photopolarimeter Radiometer Experiment (PPR)** ging aus einem bewährten Vorgängermodell hervor, das bereits auf den Pioneer-Sonden eingesetzt war (*Imaging Photopolarimeter, IPP*) und dort unter anderem erstmals Bilder der Oberflächen der Galileischen Satelliten zur Erde übermittelte (*Russell et al., 1992*). Das PPR-Instrument auf der Galileo-Sonde sollte die lineare Polarisation der Jupiteratmosphäre und der Satellitenoberflächen in zehn Spektralkanälen zwischen 410 und 945 nm messen. In fünf weiteren Spektralkanälen zwischen 15 und 100 μm kann ferner die von der Jupiteratmosphäre und den Satelliten emittierte thermische Strahlung gemessen werden (ebd.).

Hauptziele des PPR-Instruments waren photometrische, polarimetrische und radiometrische Untersuchungen der Jupiteratmosphäre und der Satellitenoberflächen. Beispielsweise ließen sich mit dem PPR Gebiete unterschiedlicher Temperaturverteilung auf den Oberflächen kartieren und messen. Die räumliche Auflösung ist vergleichbar mit der des NIMS-Instruments (*Tamppari et al., 1995*)

