
2

2. *HRSC und Lasersensoren in der Fernerkundung*

In diesem Kapitel werden die Konstruktions- und Funktionsprinzipien von Dreizeilenkameras und Flugzeuglaserscanner vorgestellt. Die Bedienung beim Messflug und die Datenprozessierung für die HRSC-Kamerafamilie werden erläutert. In diesem Zusammenhang wird kurz auf die technischen Daten der HRSC-Kamerafamilie und die wissenschaftlichen Experimente der Mars Express Mission (MEX) eingegangen.

2.1. HRSC-Konstruktionsprinzip

Alle digitalen Kameras haben gemeinsam, dass der Film durch eine Sensoreinheit ersetzt wird. Als Sensoreinheit dient entweder ein CCD-Flächensensor oder ein CCD-Zeilensensor. Zeilenkameras unterscheiden sich von den Matrix-, Frame- oder auch Flächenkameras dadurch, dass sie nicht einzelne Bilder, sondern einen kontinuierlichen Datenstrom entlang des Flugstreifens aufzeichnen.

Die Entwicklung der Kamera erfolgte am Institut für Weltraumsensorik und Planetenerkundung des Deutschen Zentrums für Luft- und Raumfahrt. Sie sollte ursprünglich zur Erkundung und Kartierung der Marsoberfläche im Rahmen der russischen Mars96 Mission eingesetzt werden⁹. Das niedrige Gewicht dieser Kameras, ihr geringer Stromverbrauch und die relativ kleinen Abmessungen sind das Ergebnis der Konzeption für die planetare Mission¹⁰.

Die HRSC folgt dem Konstruktionsprinzip der Zeilenkamera, ist aber im Gegensatz zu SPOT eine Dreizeilenkamera¹¹. Dreizeilenkameras

werden im englischen Sprachraum *three line scanner* bezeichnet. Sie gehören zu den *pushbroom scannern*¹², die auch *along-track scannern* oder *pushbroom camera* genannt werden.¹³

Bei der HRSC befindet sich hinter einem Objektiv für jede der neun CCD-Zeilen ein Filter. Die Filter sind mit der optischen Bank und den Fokalplatten, die auf die CCD Einheiten aufgeklebt sind, verschraubt. Durch die parallele Anordnung der CCD-Zeilen in der Fokalebene hinter dem Objektiv entstehen Blickwinkel. Fünf der neun CCD-Zeilen zeichnen panchromatische Stereobilddaten auf, was die Ableitung von digitalen Oberflächenmodellen erlaubt. Multispektrale Bilddaten werden von den übrigen vier CCD-Zeilen aufgezeichnet.¹⁴ Gegenüber Systemen, die eine Spiegeloptik verwenden, sog. *across-track scanners*¹⁵, liegt der Vorteil der Zeilensensoren *along-track scanners* in der Möglichkeit

⁹ Neukum, G. et al. (1995): The Multiple Line Scanner Camera Experiment for the Russian Mars96 Mission: Status Report and Prospect for the Future. In: Photogrammetric Week 95, Hg. D. Fritsch, D. u. Hobbie, D., Heidelberg, S. 45-61

¹⁰ Neukum, G u. Lehmann, F. (1998): HRSC-A: Eine hochauflösende, multispektrale CCD-Stereo-Kamera, DGPF-Tagungsband, Frankfurt, S. 203-209

¹¹ Hoffman, O. et al. (1982): DPS A, Digital Photogrammetric System for Producing

Digital Elevation Models and Orthophotos by Means of Linear Array Scanner Imagery, ISPRS, Vol. 24, Part 3, S. 216-277.

¹² Kraus, K. (2000): Photogrammetrie Bd. 3. Topographische Informationssysteme, Berlin.

¹³ Zakharov, A. (1996): Robotic Spacecraft Mission to Mars, Space Research Institute, Homepage <http://www.iki.rssi.ru/mars96/mars96hp.html>

¹⁴ Albertz, J. (2001): Grundlagen der Interpretation von Luft- und Satellitenbildern. Eine Einführung in die Fernerkundung, Darmstadt, S. 52.

¹⁵ Lillesand, T. M. u. Kiefer, R. W. (1994): Remote Sensing and Image Interpretation. 3. Edition, USA

einer längeren Integrationszeit für jeden Detektor auf der CCD-Einheit. Dies führt zu einem größeren

Signalumfang und damit zu einer besseren radiometrischen und geometrischen Auflösung.

2.2. HRSC-Airborne

Eine HRSC-Kamera, das *qualifying model*, QM, wurde für den Einsatz als flugzeuggetragener Sensor modifiziert, es entstand die HRSC-A. Die Modifikation betraf vor allem die Schnittstellen. Das Objektiv mit einer Brennweite von 175 mm sowie der Öffnungswinkel blieben unverändert. Als Stabilisierungsplattform wurde

eine T-AS der Fa. Zeiss mit einem für die HRSC-A passendem Adapter verwendet. POS-AV 510 der Fa. Applanix wurde als GPS/INS-System zur direkten Georeferenzierung verwendet. Die Datenaufzeichnung erfolgte auf einem Sony Hochgeschwindigkeitsrekorder mit einer Kapazität von ca. 100 GB/Band.

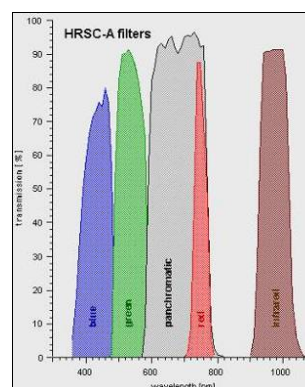
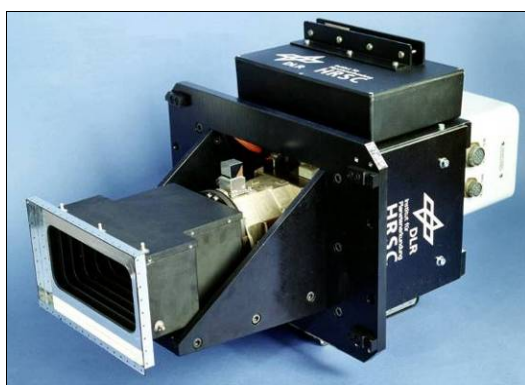


Abb. 1 HRSC-A, Filter der HRSC-A

Die geometrische Auflösung dieser Kamera beträgt etwa 10 cm bei einer Flughöhe von 2500. Die radiometrische Auflösung liegt bei dieser Kamera bei 10bit wurde aber intern auf 8bit reduziert. Die panchromatischen

Kanäle der Kamera erfassen einen Spektralbereich von 585-765nm, die multispektralen Kanäle haben einen Umfang von 395-1020nm¹⁶. Alle weiteren technischen Details sind Tab. 1 zu entnehmen.

¹⁶ Hoffmann, A (2001): Neue Ansätze zur Auswertung und Klassifizierung von sehr hochauflösenden Daten. Diss., Humboldt-Univ., Berlin, S. 12

Brennweite	175 mm
Sichtfeld	36° x 11.8°
Anzahl der CCD Zeilen	9
Stereowinkel	18.9°, 12.8 °
Pixel physikalisch / verwendbar	5272 / 5184
Pixelgröße	7µm
Radiometrische Auflösung theoretisch / verwendet	10 bit / 8 bit
Auslesegeschwindigkeit	450 Zeilen/s
Spektrale Auflösung	
Blau	395-485 nm
Grün	485-575 nm
Rot	730-770 nm
NIR	925-1015 nm
Nadir/Stereo/Photo	585-765 nm
Gewicht Kamera / Adapter	32 kg / 40 kg
Datenrate	10 MB/s
Datenaufzeichnung	Sony Hochgeschwindigkeitsrecorder 100 GB/Band
Stabilisierung	Carl Zeiss T-AS Stabilisierungsplattform
Lagedatenaufzeichnung	IMU
Flug navigationsdatenaufzeichnung	Applenix DGPS, PC, GPS

Tab. 1 Technische Daten HRSC-A

2.3. HRSC-AX-Aufbau und Signalverarbeitung

Nachdem die HRSC-A in zahlreichen Befliegungen erfolgreich eingesetzt werden konnte, entschied man sich für die Weiterentwicklung der Kamera zur HRSC-AX. Die technischen Spezifikationen der HRSC-A wurden in drei Bereichen wesentlich modifiziert. Die Anzahl der Elemente auf einer CCD wurde von 5148 auf 12000 erhöht, die Filter wurden optimiert, die Brennweite der HRSC-A wurde von 175 mm auf 151 mm verkürzt. Die Erhöhung der Anzahl der Elemente und die Verkürzung der Brennweite vergrößern das Blickfeld von 12° auf 29° und erlauben damit deutlich breitere Flugstreifen bei gleicher Flughöhe und geometrischer Auflösung. Auf diese Weise wird letztlich eine

deutliche Produktivitätssteigerung während des Messfluges erzielt.

Die radiometrische Auflösung der Kamera wurde von 10bit auf 12bit erhöht. Die panchromatischen Kanäle der Kamera erfassen durch Veränderung der Filter einen Spektralbereich von 520-760nm, die multispektralen Kanäle haben einen Umfang von 450-814nm¹⁷. Alle weiteren technischen Details sind in Tab. 5 zu finden.

¹⁷ Hoffmann, A (2001): Neue Ansätze zur Auswertung und Klassifizierung von sehr hochauflösenden Daten. Diss., Humboldt-Univ., Berlin, S. 12

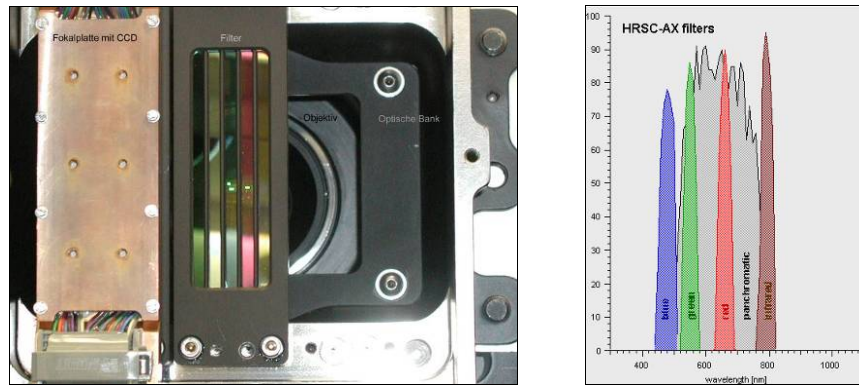


Abb. 2 Rückansicht der teilmontierten HRSC-AX01, Filter der AX

Die Weiterentwicklung der Technologie erfolgte durch die Fa. Rees. Die Fa. Quintenz Hybridtechnik fertigte die Hybridtechnik und führte die Feinjustierung der elektronischen

Bauteile sowie diverse Wartungsarbeiten durch.

Die Signalverarbeitung in der HRSC-AX der ersten Generation lässt sich wie folgt beschreiben. In der CCD-Zeile werden die Bilddaten aufgezeichnet und mittels der Analogelektronik *fineline* ausgelesen und verstärkt. Die analogen Daten werden dann im Analog-Digitalwandler digitalisiert. Der „Multiplexer“ dient dazu, die zweimal 3000 Pixel zu einer Linie zusammenzufügen. Die DDS-Karte verwaltet die Bilddaten und leitet diese an die Hauptplatine weiter. Von dort werden sie entweder an die Sonyschnittstelle oder an die optischen Schnittstellen übergeben. Die Speicherung der Daten erfolgt extern. Die Signalaufbereitung der Modelle HRSC-A und HRSC-AXW unterscheidet sich von der beim Modell AX. Es existieren zwei weitere HRSC-AX, beide weisen ebenfalls kleinere Unterschiede in der Signalverarbeitung der Elektronik auf.

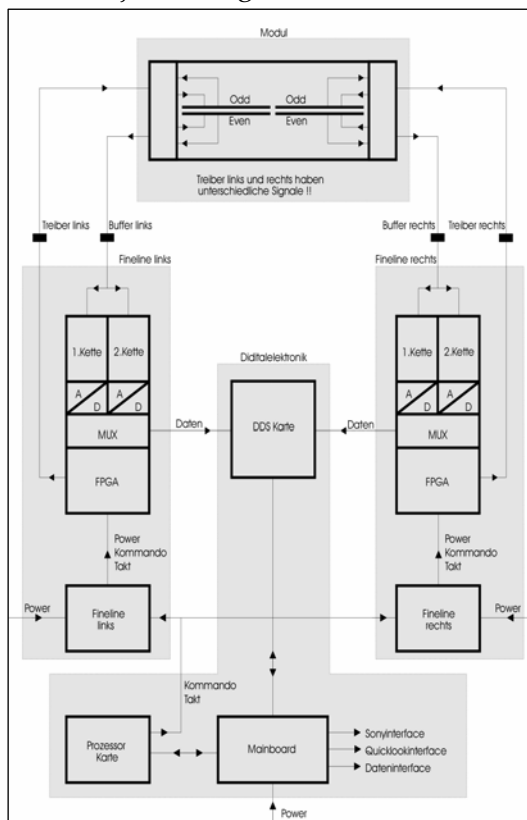


Abb. 3 Blockschaltbild HRSC-AX¹⁸

¹⁸ Erstellt von Ronny Geng (2000)

Bezeichnung	Detail	Funktionen	Beschreibung
Modul	Odd even	CCD Sensor	Je 2x3000 pxl. werden pro Seite ausgelesen
Fineline	1.Kette 2.Kette	Analogelektronik	Auslesen der CCD, Verstärkung des Signals
A/D		Analog-Digital Wandler	Die analogen Signale der CCD werden hier in digitale Signale umgewandelt und an die Digitalelektronik übergeben
MUX		Multiplexer	Zusammenfügen der Daten zu 6000 pxl.
FPGA		Field Programmable Gate Array	Frei programmierbare Bausteine übernehmen die Kommandierung für das Binning und die Integrationszeit
DDS Karte			Verwaltet die Bilddaten
Prozessorkarte		CPU	Steuert DDS-Karte und weitere Bauteile
Mainboard		Hauptplatine	Zentrale Elektronik zur Verwaltung aller Bauteile und Ein- und Ausgabeschnittstelle
Sonyinterface		Schnittstelle	Datentransfer zum Datenrecorder
Quicklookinterface		Schnittstelle	Daten für Histogramme während des Messfluges
Dateninterface		Schnittstelle	Optische Ausgänge für Bilddaten, Speicherung auf Massenspeicher

Tab. 2 Erläuterungen zum Blockschaltbild

2.3.1. Einbau und Bedienung der HRSC AX

In diesem Kapitel werden im Anschluss an einen kurzen Überblick über den Einbau der Kamera in das Flugzeug die Durchführung eines Messfluges sowie die Prozessierung der Applenix Daten nach dem Ende des Messfluges beschrieben.

Die HRSC-AX kann in die Cessna 208 Grand Caravan des DLR am Standort Oberpfaffenhofen/Bayern eingebaut werden. Es wurden auch Befliegungen mit verschiedenen anderen Flugzeugen durchgeführt, letztlich sind aber die Betriebskosten mit der Cessna am niedrigsten und erlauben somit

eine ökonomische Arbeitsweise. Die Kosten für den Einsatz in der FALCON des DLR sind zu hoch, und die aufgrund der hohen Geschwindigkeit und Flughöhe reduzierte geometrische Auflösung entspricht häufig nicht den Kundenwünschen. In der Vergangenheit wurden Befliegungen mit der Beechcraft King Air 200 des französischen Unternehmens ISTAR durchgeführt, allerdings liegen auch hier die Betriebskosten deutlich über denen der Cessna. Eine Übersicht bietet Tab. 3.

	Cessna 208B Grand Caravan	Beechcraft King Air 200	Falcon 20-E5
Betriebskosten ca. (€/h)	800-1000	2000	4500
Reichweite (km)	2154	2500	6859,8
Max. Flughöhe (Gipfelhöhe in Meter)	7600	12000	13710
Flughöhe bei Bildflug	4000	10000	5000/10000
Druckkabine	-	+	+
Max. Geschwindigkeit (sm/h)	184	285	475

Tab. 3 Übersicht über die Betriebskosten und technischen Daten einiger Flugzeuge



Abb. 4 Für den Flugbetrieb mit HRSC verwendete Flugzeuge: Cessna Grand Caravan 208, Beechcraft King Air 200, Dassault Falcon, Dornier DO228, Piper Seneca II

Grundsätzlich muss beim Einbau der Kamera sehr gründlich gearbeitet werden, da bei 38 Kabeln durchaus die Gefahr besteht, die Einzelkomponenten falsch zu verbinden. Eine Beschädigung oder Zerstörung des Systems ist allerdings durch falsche Verkabelung nicht möglich. Ein Funktionstest wird nach dem Einbau noch im Hangar ausgeführt. Dabei

wird ein Messflug für einen kurzen Zeitraum simuliert, so dass alle Komponenten auf ihre Funktionsfähigkeit überprüft werden können. Heute ist es möglich, das GPS-Signal auch im Hangar zu empfangen, so dass sowohl GPS-Receiver als auch GPS/INS-Datenaufzeichnung getestet werden können.

2.4. Messflug

In diesem Kapitel wird ein Einblick in die notwendigen Arbeiten zur Durchführung eines erfolgreichen Messfluges gegeben. Am Beispiel eines

Messfluges werden Flugplanung und Berechnung des Speicherplatzbedarfes sowie GPS/INS-Post-Prozessierung erläutert. Die Aufnahme der Daten ist

entscheidend für deren Qualität und wirkt sich daher entscheidend auf die Möglichkeiten einer automatisierten Klassifizierung aus.

Da die Kamera ursprünglich zum Einsatz an Bord eines unbemannten Orbiters gebaut wurde, stellt sich natürlich die Frage, warum für den Einsatz auf der Erde ein Flugmessingenieur nötig ist. Flugmessingenieur, Meteorologe und Piloten beurteilen die Wetterlage und entscheiden, ob ein Messflug sinnvoll ist. Oft muss vor Ort entschieden werden, ob die Wetterlage einen Bildflug erlaubt. Obwohl es auf dem Mars eine Atmosphäre und wetterähnliche Ereignisse gibt, stellt sich diese Problematik bei der Aufnahme der Marsoberfläche so nicht. Während im Orbiter die aufgezeichneten Bilddaten mittels Funk übertragen werden, wird für den Einsatz im Flugzeug ein Bandaufzeichnungsgerät verwendet. Zwar ist hier eine automatisierte Steuerung denkbar, jedoch wird es kaum möglich sein, die Bänder automatisiert zu wechseln. Die Einrichtung von Empfangstationen wäre zwar technisch machbar, aber sehr aufwändig und wird daher wohl kaum realisiert werden. Weiterhin befindet sich ein Orbiter in einer relativ stabilen Umlaufbahn, ohne den Einflüssen der Atmosphäre ausgesetzt zu sein. Dagegen hält sich das Flugzeug während des Messfluges in wetteraktiven Zonen der Atmosphäre auf

und bewegt sich daher in drei Richtungen, die als Roll-, Nick- und Gierwinkel bezeichnet werden. Diese Winkel sowie die genaue Position des Flugzeuges sind für die spätere GPS-Prozessierung unabdingbar und müssen aufgezeichnet werden, um die Daten später geometrisch korrigieren zu können. Der Flugmessingenieur überwacht diese Aufzeichnung.

Außerdem liegt die Datenrate bei der Aufzeichnung der Marsdaten deutlich niedriger als bei Messflügen auf der Erde. In der ursprünglichen Planung sollten bei der gesamten MEX-Mission etwa 1 TB Daten aufgezeichnet werden, eine Datenmenge, die bei zwei durchschnittlichen Messflügen auf der Erde bereits erreicht werden kann. Ein direkter Vergleich der Datenmengen ist allerdings nicht ohne weiteres möglich, da verschiedene Komprimierungsalgorithmen bei der MEX-Mission verwendet werden.

Zu den weiteren Aufgaben des Flugmessingenieurs gehört das Einbauen und Starten der Kamera sowie die Überwachung und Einstellung der Signalverstärkung und ggf. der Neustart der Systemkomponenten wie etwa der CCU. Hinzu kommen das Öffnen und Schließen der Luke des Flugzeugs sowie das Ein- und Ausschalten der Datenaufzeichnung, nebst einem ggf. notwendigen Bandwechsel, und das Setzen der Drift.

2.4.1. Systemkomponenten, Vorbereitung des Systems der HRSC-AX

Das Kamerasystem besteht aus mehreren Komponenten: Kamera, Adapter, T-AS-Stabilisierungsplattform, Bandrekorder, Puffer für den Rekorder, Netzgerät, Rack zur Fixierung der Komponenten, Applenix sowie PC mit Flachbildschirm und

Trackball. Insgesamt sind zum Betrieb 38 Kabel korrekt zu verlegen.

Zum Messflug müssen Datenbänder und die PC Memory Card zum Aufzeichnen der Fluglagedaten mitgenommen werden. Die Datenbänder dienen der Aufzeichnung der

eigentlichen Bilddaten, während auf der Memory Card die IMU- und GPS-Echtzeitdaten gespeichert werden. Die PC Memory Card hat eine Speicherkapazität von 1 Gb. Die Datenbänder vom Typ SONY SD-1300LA (19 mm digitales Videoband) haben eine Kapazität von 100 Gb oder 720000 *blocks*. Der Speicherplatzbedarf pro Kilometer Flugstreifen beträgt ca. 2800 *blocks*.

Beispiel für eine Befliegung:

15 Streifen mit 29,6 km +1 (Quer-) Streifen mit 17,6 km = 461,6 km

Bei 461,6 km à 2800 *blocks* /km werden 1292480 *blocks* oder 180 Gb aufgezeichnet. Es werden also 2 Datenbänder benötigt. Ein Bandwechsel ist nur zwischen den einzelnen Flugstreifen möglich, da die Datenaufzeichnung während des Bandwechsels unterbrochen werden muss. Daher

sollten für jeden Messflug mindestens drei Bänder mitgenommen werden. Außerdem hat sich gezeigt, dass es sinnvoll ist, noch weitere Reservebänder mitzuführen, um bei eventuellen Problemen mit der Aufzeichnung mit einem einfachen Bandwechsel einen Neustart durchführen zu können.

Ein großes Problem beim Betrieb digitaler hochauflösender Kameras ist die sehr große Datenmenge, die während der Aufzeichnung entsteht. Der Bandrekorder, Sony DIR1000N, kann maximal 27,5 MB/s aufzeichnen. Eine Aufzeichnung aller Kanäle mit der maximalen geometrischen und radiometrischen Auflösung ist wegen der limitierenden Faktoren der Schnittstellen der Kamera zur Datenausgabe und der entstehenden Datenmenge von ca. 185 MB/s nicht möglich.

$$\left(\left(12288 \text{ pxl} \times \left(1 + \begin{pmatrix} ccd_sensor(sensor_index) \\ \times x_bin \times ccd_sensor(sensor_index) \\ \times y_bin \end{pmatrix} \right) \times 1,5 + 256 \right) \times (1000 \div exposure_time) \right) \div (1024 \times 1024)$$

Abb. 5 Speicherplatzbedarf der HRSC in MB

Interne Bezeichnung	MacroPixel-Format (MPF) (pxl)	Radiometrische Auflösung (bit)	Integrationszeit (ms)	Speicherplatzbedarf (MB/s)
Geometrie ND,S1,S2,P1,P2 Colour	1x1 8x8	8 8	2,212	28,4
Halle ND S1, S2 P1, P2 Colour	1x1 1x1 2x1 2x2	12 8 8 12	2,84	26,0
ISTAR 1 ND, S1, S2 Colour	1x1 2x2	12 8	2,5	26,8
ISTAR ND,S1,S2 Colour	1x1 4x1	12 12	2,844	26
QM Photometrie ND S1,S2,P1,P2 Colour	1x1 2x1 4x1	12 8 12	2,212	26,8
Auflösung ND S1,S2	1x1 2x1	8 8	0,948	27
Klassifizierung 1 ND S1,S2,P1,P2 Colour	1x1 2x1 2x1	8 8 8	2,212	27
Klassifizierung 2 ND S1,S2,P1,P2 Colour	1x1 4x4 2x1	12 12 12	2,212	26
Klassifizierung 3 ND Colour	1x1 1x1	8 8	2,212	27
Klassifizierung 4 ND S1,S2,P1,P2 Colour	1x1 2x2 2x2	12 12 12	2,212	24
Klassifizierung 5 ND S1,S2,P1,P2 Colour	1x1 4x1 4x1	12 12 12	2,212	24

Klassifizierung 6				
ND	1x1	12	2,212	24
S1,S2,P1,P2	2x1	12		
Colour	-	-		
Klassifizierung 7				
ND	1x2	12	1,6	25
S1,S2,P1,P2	1x2	12		
Colour	8x8	8		
Scholten				
ND	1x1	12	2,212	24,2
S1,S2,P1,P2	2x2	12		
Colour	2x2	12		

Abb. 6 Übersicht über verschiedene Betriebsmodi der HRSC-AX

Es wurden mehrere Betriebsmodi mit reduzierter geometrischer und radiometrischer Auflösung für die verschiedenen Verwendungszwecke getestet. Für den Betrieb der HRSC-AX hat sich ein Modus als nahezu optimal für viele Anwendungen bewährt. Bei diesem werden alle Kanäle mit der

vollen radiometrischen Auflösung von 12 *bit* aufgezeichnet. Die geometrische Auflösung liegt bei 1x1 Pixel im Nadir; die reduzierte Auflösung auf den übrigen 8 Kanälen liegt bei 2x2 Pixel. Es werden 26 MB/s Speicherplatz benötigt.

2.4.2. Kamerasystem und Komponenten starten

Zuerst muss das GPS/INS-System gestartet werden. Eingesetzt werden zwei Systeme, das POS-AV510 des kanadischen Unternehmens APPLANIX und das AEROcontrol des deutschen Herstellers IGI mbh. Dann werden CCU, Sonyrekorder und Kamera eingeschaltet. Die Funktionstüchtigkeit der Komponenten wird an den Geräten selbst durch Leuchtdioden und zusätzlich in der GPS/INS-Software angezeigt.

Vor dem Abflug werden zehn Minuten GPS/INS gesammelt, um eine optimale statische Systeminitialisierung zu erhalten und möglichst direkt über dem Zielgebiet in den Messflug gehen zu können. Diese statischen Daten sind zudem wichtig,

um die gewünschten Genauigkeiten im *post processing* einhalten zu können.

Grundsätzlich wird ein *inflight alignment* in zwei Situationen ausgeführt.

- Als kalte Re-Aktivierung wird der Neustart des Applenix POS mit Unterbrechung der Stromversorgung nach Problemen mit der Hardware bezeichnet.
- Als warme Re-Aktivierung wird das Aktivieren nach einem längeren Transferflug, also weiter als 50 km, bezeichnet. Würde man auf diese Reaktivierung verzichten, würde sich die Genauigkeit stark reduzieren.

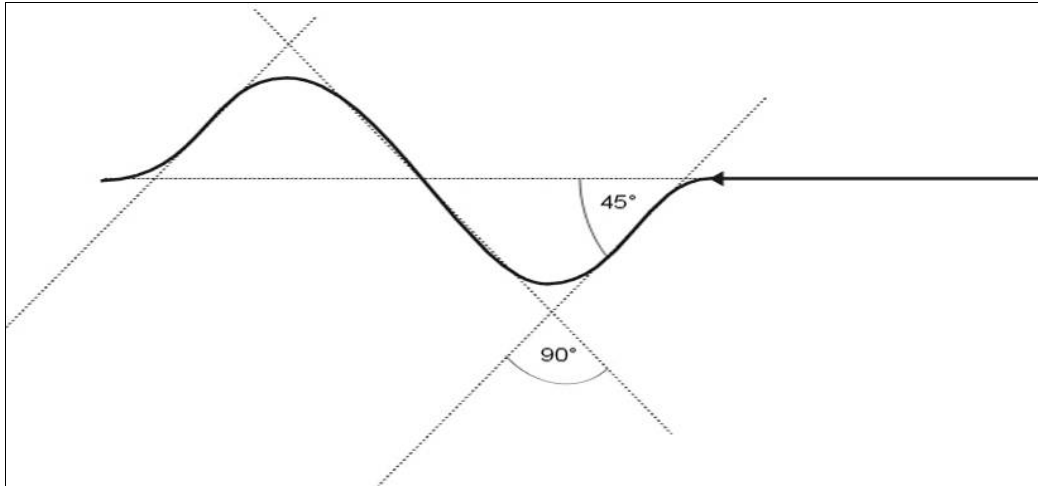


Abb. 7 Skizze zum Inflight Alignment¹⁹

Die Orientierung des Flugzeuges wird von der IMU registriert und vom Applenix auf PC-Karte aufgezeichnet. Die IMU wird auch als INS (*inertial navigation system*) bezeichnet. Das *inflight alignment* dient der Initialisierung der Kreisel des Applenix-Systems. Wichtig für ein gutes *inflight alignment* ist der gerade Flug mit konstanter Geschwindigkeit in konstanter Höhe für 4 Minuten. Im Anschluss wird eine S-Kurve gemäß Abb. 7 geflogen. Georges Sagnac zeigte bereits 1913, dass es in einem Ring, der mit kohärentem Licht gespeist wird, bei Rotation desselben zu einer Phasenverschiebung des Lichtes kommt.²⁰ Er zog daraus zwar falsche Schlüsse gemäß der damals verbreiteten Theorie des „Lichtäthers“; die Beobachtungen an sich waren

jedoch richtig. Die Forschung mit dem Ziel, diesen Effekt zur Messung von Rotationen zu verwenden, wird seit den 1970er Jahren vorangetrieben. Sie findet in heutigen optischen Kreiseln eine Anwendung, die nicht mehr auf einem mechanischen System beruht. Im qualitativ hochwertigen Bereich werden die folgenden IMU unterschieden: Fibre Optic Gyros/FOG, Ring LASER Gyros/RLG und Dry Tuned Gyros/DTG. Die Micro Elektronik Mechanical Systems/MEMS finden heute noch keine Anwendung in flugzeuggetragenen Sensoren.²¹ MEMS werden heute erfolgreich in Kleindronen eingesetzt. Es ist damit zu rechnen, dass die MEMS in Zukunft wegen ihres geringen Gewichtes und der kleinen Abmessungen auch im Bereich der digitalen Luftbildkameras Einzug halten werden.

¹⁹Aus: Sujew, S. (2002): In-Air Alignment. Unveröffentlichtes Manuskript

²⁰ Sagnac, G (1913): L'ether lumineux demontre par l'effet du vent relatif d'ether dans un interferometre en rotation uniforme. In: Comptes Rendus 157, S. 708-710.

²¹ Mostafa, M. et al. (2001): Photogrammetric Week. Heidelberg.

2.4.3. Signalverstärkung und Kompensierung der Drift

Die neun Kanäle der Kamera können getrennt verstärkt werden. Dies ist notwendig, da sich durch die verschiedenen Filter unterschiedliche Empfindlichkeiten ergeben und alle Kanäle optimal angesteuert sein sollten. Die Aussteuerung der Signalverstärkung erfolgt immer über hellem Gelände, wie etwa städtischem Gebiet.

Durch Seitenwind entsteht die Drift. Sie dreht das Flugzeug um die vertikale Achse durch den Schwerpunkt des Flugzeugs. Dieser Vorgang wird als Gieren bezeichnet. Das Gieren wird nicht aktiv oder passiv durch die Stabilisierungsplattform T-AS unterdrückt. Die Kamera wird aber entgegen der Drift für jeden Flugstreifen ausgerichtet. Der Flugmessingenieur setzt die Kompensierung der Drift in der Kamera-Software, die die Stabilisierungsplattform und damit die Kamera ausrichtet. Bei wenigen Grad Drift ist die Einstellung unwesentlich, aber bei Abweichungen über 8° würde bei Nichtbeachtung oder, im schlimmsten Fall, bei einer entgegen gesetzter Einstellung der Drift ein deutlich schmalerer Flugstreifen entstehen. Sind die Streifen zu schmal, können sich Lücken im Bildmaterial ergeben. Um diesem fatalen Fall vorzubeugen, soll das Setzen der Drift in Zukunft in der Kamerasoftware automatisiert werden. Dies könnte durch ein Auslesen von Orientierungsdaten über den COM oder TCP/IP Port des Applenix-Systems realisiert werden. Um den Sinn des Setzens der Drift zu verstehen, ist es notwendig, die Unterschiede zwischen den verschiedenen Kurslinien zu erläutern.

„Unter Kurslinie versteht man einen Flugweg, der gedacht, geplant oder wirklich ausgeführt werden kann.“²²

Man unterscheidet:

- H= Heading, Steuerkurslinie, die Richtung der Flugzeuginnenachse
- C= Course, Kartenkurslinie, beabsichtigter Flugweg
- T= Track, Grundkurslinie, tatsächlicher Flugweg

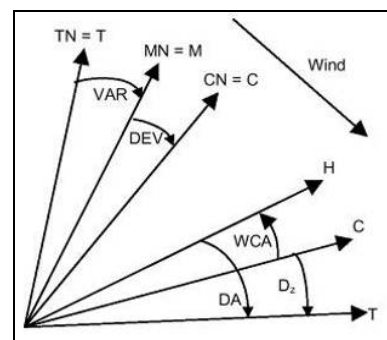


Abb. 8 Zusammenhang zwischen TN (True North), MN (Magnetic North) und CN (Compass North) sowie den Abweichungen VAR ($MN - TN = \text{Variation}$), DEV ($CN - MN = \text{Deviation}$) und der Drift (DA, Drift Angle)²³

²² Lertes, E. (2000): Navigation - Richtungsangaben in der Luftfahrt. In: AGAFE- Mitteilungen, 19. Jg., Heft 2, S. 3ff.

²³ Ebd.

Seitenwind, unter dem das Flugzeug eine Drift erfährt, beeinflusst den Verlauf des Messfluges und ist damit auch für den Flugmessingenieur an der Kamera relevant. Um die beabsichtigte Grundkurslinie zu halten, wird die Flugzeuglängsachse in den Wind gedreht.

Die Differenz zwischen Steuerkurslinie und Grundkurslinie entspricht also der Drift. Ist der Winkel der Steuerkurslinie (*heading*) größer als der Winkel der Grundkurslinie (*track*), besteht eine Drift nach links.

$heading > track = \text{Drift links}$

$heading < track = \text{Drift rechts}$

Die Drift wird entweder vom Flugmessingenieur aus der Differenz zwischen *heading* und *track* berechnet oder von den Piloten als Vorhaltewinkel angesagt. Als Vorhaltewinkel wird der Winkel bezeichnet, mit dem der Pilot das Flugzeug in den Wind dreht, um den beabsichtigten Flugpfad einzuhalten. Drift und Vorhaltewinkel unterscheiden sich nur durch Vorzeichen, der Betrag ist gleich.

2.4.4. Kontrollmöglichkeiten während des Messfluges

Während des Messfluges bestehen mehrere Kontrollmöglichkeiten. Das Eingangssignal kann für jeden Kanal über die gesamte Breite der CCD-Zeile auf dem Bildschirm des Flugmessingenieurs als Histogramm angezeigt werden. Eine Sättigung der CCD fällt so sofort auf; die korrekte Einstellung der Signalverstärkung ist dadurch überprüfbar.

Die Funktionstüchtigkeit des Bandgerätes kann am Bildschirm in der Kamerasoftware mit der Statusanzeige und am Gerätedisplay über das Bandzählwerk und diverse Signaldioden überprüft werden. Wird allerdings versucht, mit einer zu hohen Datenrate zu schreiben – beispielsweise bedingt durch einen ungünstigen Betriebsmodus – erscheint keine Fehlermeldung, obwohl Daten verloren gehen und die geschriebenen

Daten kaum auswertbar sind. Eine Öffnung zum Betrieb einer Videokamera ist im Kameraadapter vorhanden. Der endgültige Einbau dieser Kamera wurde im Jahr 2005 abgeschlossen; sie kann seither gleichzeitig mit der HRSC verwendet werden. Die Videokamera zeigt dem Operator genau das überflogene Gebiet und ermöglicht es, die Wolkenlosigkeit direkt über dem Zielgebiet festzustellen. Dies ist notwendig, da besonders in bergigen Regionen Wolken sehr lokal begrenzt sein können und es schwierig ist, aus der Position des Operators festzustellen, wo sich diese genau befinden. Manchmal erleichtert die beschriebene Funktion der Videokamera auch die Entscheidung, ob ein Flugstreifen erneut geflogen werden muss.

Der Operator hat also mehrere Möglichkeiten, während des Messfluges die Datenaufzeichnung zu kontrollieren und zwar mittels

- Kamerasoftware, die die Funktionstüchtigkeit der Komponenten und Histogramme der Einzelkanäle an,

- Videokamera zur Kontrolle des Aufnahmebereichs,
- APPLANIX Software,
- Leuchtdioden des Massenspeichers,
- Visuelle Kontrolle der TAS,
- IGI Flugführungssystem.

2.4.5. Ein-, Ausschaltpunkte des Systems und Beenden des Messfluges

Der Einschaltpunkt des Kamerasystems liegt 3 nautische Meilen vor dem eigentlichen Ziel, um zu gewährleisten, dass tatsächlich alle Daten des gewünschten Zieles aufgenommen werden. Sobald der Ausschaltpunkt überflogen ist, wird die Kamera abgeschaltet und eine Kurve geflogen, um den nächsten Streifen in entgegengesetzter Richtung zu fliegen. Bei ausgeschalteter Kamera ist auch die Stabilisierungsplattform deaktiviert. Unmittelbar nach Abschluss der Befliegung kann die Kamera abgeschaltet, die Luke

geschlossen werden. Es ist möglich, Ausschnitte der aufgezeichneten Bilddaten noch im Flug auf Vollständigkeit, Fehlerlosigkeit und richtige Signalverstärkung zu kontrollieren; dies wird als *quicklook* bezeichnet. Nach dem Landen wird wieder fünf Minuten gewartet, um weitere statische Daten zu sammeln. Das *post flight alignment* ist für POS/AV510 und AEROcontrol-IId unverzichtbar, um die notwendigen Genauigkeiten für das *post processing* zu erhalten.

2.4.6. GPS/INS Post Processing

Neben dem APPLANIX GPS/IMU System POS/AV510 wird das AEROcontrol-IId System des deutschen Unternehmens IGI mbH eingesetzt. Das System bietet mehrere Vorteile, ein *inflight alignment* ist nicht mehr notwendig. Dadurch können Flugzeit und Kosten reduziert werden. Beide System wurden am DLR getestet und sind für einen Einsatz mit der HRSC geeignet; die Unterschiede der Resultate der Navigationslösungen

sind marginal und liegen im und unter dem Bereich der Bildauflösung.²⁴ In einem anderen Test liegen die erreichten RMS-Fehler für AEROcontrol-IId bis zu 37% unter denen des POS/AV510.²⁵

²⁴ Sujew, S. et al. (2002): GPS/INS-Systeme im Einsatz mit HRSC - Vergleich der Systeme APPLANIX POS/AV510 und IGI AEROcontrol-IId. In: Photogrammetrie-Fernerkundung - Geoinformation, Nr. 5, S.333-340.

²⁵ IGI mbH (2005): AEROcontrol-IId Performance Test Report, Kreuztal

Entscheidend für die Qualität der Bilddaten und des Oberflächenmodells ist die optimale GPS-Lösung. Werden die unten genannten Fehler nicht reduziert, kommt es zu Lageungenauigkeiten und Klaffungen zwischen den Flugstreifen. Direkt nach der Befliegung kann eine Online-Lösung berechnet werden. Die dabei verbleibenden RMS-Fehler liegen bei 1

m in x- und y-Richtung und bei 2,5 m in z-Richtung. Dies ist für eine direkte Georeferenzierung bei 15 cm Pixel nicht ausreichend. Der RMS-Fehler wird im *post processing* unter Verwendung von GPS-Daten einer Referenzstation auf 2-5 cm in X- und Y-Richtung und auf 4-8 cm in Z-Richtung verringert.

2.5. Probleme bei Messflügen

In diesem Kapitel werden kurz typische Probleme und deren Ursachen bei Messflügen erläutert. Dabei finden die Besonderheiten der Zeilenkameras und der HRSC im speziellen besondere Beachtung.

Die Roll- und Nickbewegungen des Flugzeuges sollen möglichst gering gehalten werden, da die Stabilisierungsplattform Zeiss T-AS diese Bewegungen nur in begrenztem Maße kompensieren kann. Diese Grenze liegt bei $\pm 5^\circ$ für Nick- und Rollbewegung. Als Anstellwinkel wird der Winkel zwischen anströmender Luft und

Profilschne der Tragflächen bezeichnet. Das Überschreiten des zulässigen Anstellwinkels führt dazu, dass die Plattform in eine Pendelbewegung gerät, wodurch die aufgezeichneten Daten stark verzerrt werden. Im ungünstigsten Fall entstehen so Lücken in den Bilddaten. Abb. 9 zeigt diese Verzerrung sehr deutlich; die folgenden Abbildungen zeigen den verbleibenden Fehler im panchromatischen und im RGB-Orthobild. In Abb. 11 kann man die Pendelbewegung mit einer Frequenz von ungefähr 1 Hz in den Daten der IMU beobachten.

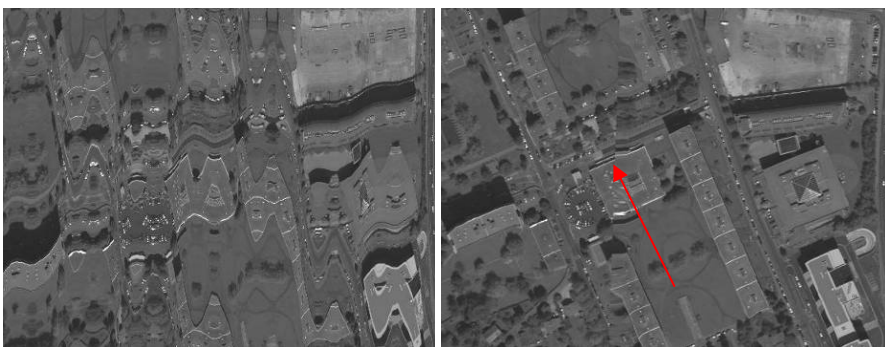


Abb. 9 Links: Auswirkungen des Plattformnickens auf die Rohdaten (level2) Rechts: gleicher Ausschnitt, nach photogrammetrischer Prozessierung verbleibender Fehler im Orthobild



Abb. 10 Orthobild überlagert mit Vektoren und verbleibender Fehler (rot) nach Anwendung aller Korrekturen²⁶

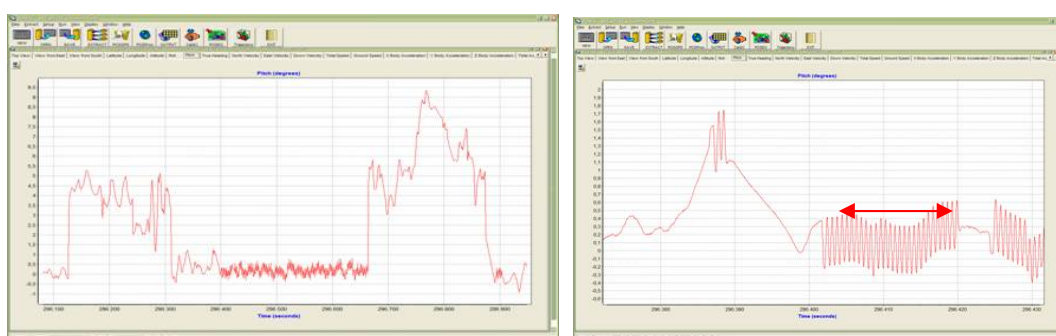


Abb. 11 Nickstrecke auf Streifen 09 mit An- und Abflugkurve, Detail aus Streifen 09 beim Übergang zum Plattformnicken

Ein zu großer Rollwinkel kann zu einer Verschattung der GPS Antenne durch die Tragflächen führen. Dadurch wird die kontinuierliche Aufzeichnung des GPS Signals unterbrochen und es muss mit Problemen bei der Prozessierung der GPS/INS-Lösung gerechnet werden. Weitere schwerwiegende Fehler sind beim Betreiben der Kamera möglich. Eine ungünstige Signalverstärkung kann in hellen Bereichen zur Sättigung der CCD und in dunklen Bereichen zu einem geringen Grauwertumfang führen. Solche Bilddaten sind unbrauchbar, da

sich nicht mehr an jeder Stelle des Bildes auswertbare Informationen finden. Wird die geometrische und/oder radiometrische Auflösung zu hoch gewählt, kommt es zu einer Datenrate, die vom Massenspeicher nicht mehr aufgezeichnet werden kann. Im Ergebnis sind dann fehlende Zeilen zu beobachten. Die Verbindung zwischen IMU und Kamera muss sichergestellt sein, damit die Bild- und IMU-Daten zur photogrammetrischen Auswertung synchronisiert werden können; eine exakte manuelle Verknüpfung ist nur unter großem Zeitaufwand möglich. Alle anderen Fehler wie Kabelbruch und defekte Geräte zeigen sich dadurch, dass die Kamera nicht betrieben werden kann.

²⁶ Photogrammetrische Prozessierung durch Frank Scholten, DLR Berlin Adlershof

2.6. Geometrische Eigenschaften der Bilddaten

Abb. 12 zeigt eine Überlagerung von drei Kanälen. Jedem Kanal wurde eine Farbe zugewiesen, Rot entspricht dem Kanal S1, Grün dem Kanal P1 und

Blau wurde für Nadir verwendet. Befliegungsrichtung für diesen Flugstreifen ist West-Ost, im Bild durch einen blauen Pfeil gekennzeichnet

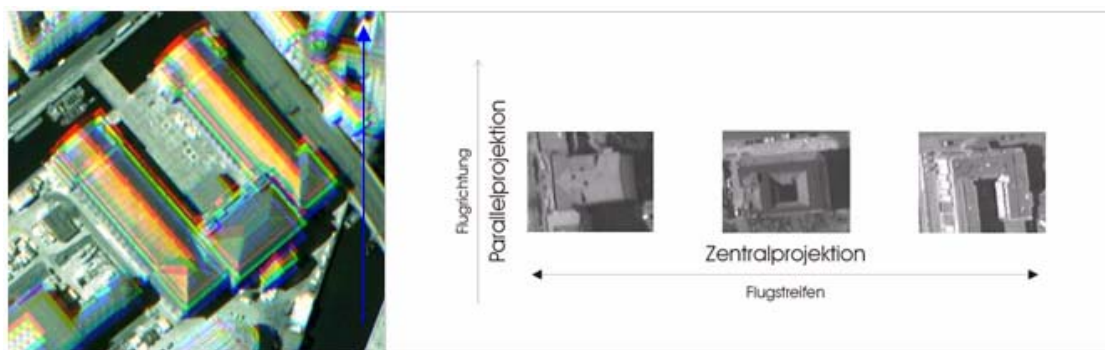


Abb. 12 Pergamonmuseum, Überlagerung der Kanäle S1, P1, ND, level2, Geometrie der optisch-mechanischen Abtastung²⁷

Durch die Verwendung einer Zeilenkamera ergibt sich eine Zentralperspektive in jeder Zeile des Bildes quer zur Flugrichtung. Entlang der Flugrichtung ergibt sich eine Parallelprojektion durch zeilenweise Aufzeichnung der Bilddaten. Dies ist in Abb. 12 gut zu sehen. Im Gegensatz zur photographischen Aufnahme bei der ein vollständiges Bild in einem

Sekundenbruchteil entsteht, wird bei der optisch-mechanischen Aufnahme die Erdoberfläche zeilenweise abgetastet. Die beobachteten Flächenelemente (IFOV) und ihre Abstände wachsen von der Streifenmitte zu den Bildrändern an. Dies wird als Panoramaverzerrung bezeichnet.²⁸

²⁷ Ebd.

²⁸ Albertz, J. (2001): Einführung in die Fernerkundung. Grundlagen der Interpretation von Luft- und Satellitenbildern. 2. Auflage, Darmstadt, S. 77.

2.7. Prozessierung der Bilddaten

Die Prozessierung der Bilddaten lässt sich in zwei Teile unterscheiden, die systematische und die geometrische Prozessierung. In der systematischen Prozessierung sollen sensoreigenen Effekte minimiert werden, in der geometrischen Auswertung findet photogrammetrische Aufbereitung der Daten statt.

Die gesamte Prozessierung der HRSC-Bilddaten findet auf LINUX-Workstations unter Verwendung der Software VICAR statt. VICAR wurde ursprünglich für die Verarbeitung von Bildern der NASA-Sonden und der JPL verwendet. Die verschiedenen *level* bezeichnen einen Stand in der photogrammetrischen Prozessierung.

Die Bilddaten werden üblicherweise mit einer radiometrischen Auflösung

von 12 bit aufgezeichnet. Während der Datenaufzeichnung wird für jeden Flugstreifen eine Datei angelegt, in der Kanal nach Kanal und Zeile für Zeile aufgezeichnet werden. Im ersten Verarbeitungsschritt werden die Daten wieder in einzelne Kanäle zerlegt. Dieser Vorgang wird als „Demultiplexen“, die Verarbeitungsstufe als *level 1* bezeichnet. Im folgenden Schritt werden die Bilddaten dann radiometrisch korrigiert; es findet eine Weißbild- (*flat field*) und eine Dunkelstromkorrektur statt.

Die *flatfield*-Korrektur dient dazu, Unterschiede in der Empfindlichkeit der einzelnen CCD-Zellen innerhalb einer Zeile zu bestimmen und auszugleichen. Diese Unterschiede sind produktionsbedingt in jeder Zeile mehr oder weniger stark ausgeprägt.

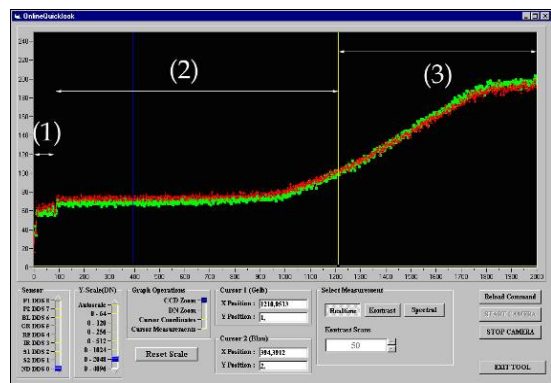
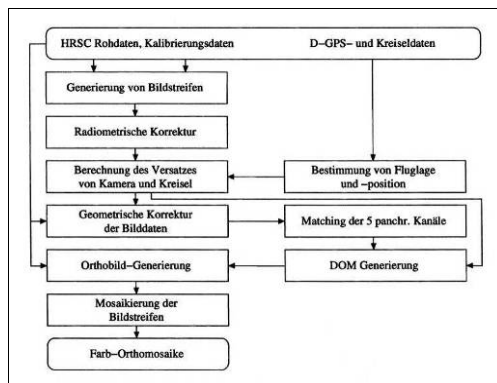


Abb. 13 Photogrammetrischen Prozessierung der Daten²⁹, CCD-Profil

²⁹ Aus:: Automatisierte Objekterkennung zur Interpretation hochauflösender Bilddaten in der Erdfernerkundung. Diss., Humboldt-Univ. Berlin, S. 31.

Die Dunkelstrom-Korrektur ist notwendig, da durch Erwärmung auch ohne Lichteinfall Ladungen auf der CCD entstehen. Der Dunkelstrom ist temperaturabhängig und wird von abgedunkelten Pixeln auf der CCD mit den Bilddaten aufgezeichnet. Diese Information ermöglicht die radiometrische Korrektur. Abb. 13r zeigt den Bereich des Dunkelstroms im CCD Profil (1); Abschnitt (2) zeigt eine leichte Belichtung und Abschnitt (3) die Belichtung im Labor durch eine schwache Glühbirne.

Innerhalb der radiometrischen Korrektur wird eine statistische Methode zur Korrektur atmosphärischer Effekte eingesetzt. Diese Korrektur betrifft in der Regel nur die Kanäle blau und grün, seltener rot, da sich dort die Effekte am stärksten auswirken. Es werden statistische Parameter berechnet und gespeichert.³⁰ Die möglichst genaue Korrektur der Bilder ist Bedingung für erfolgreiche automatisierte Klassifizierungen. Die absolute radiometrische Kalibrierung steht kurz vor der Vollendung.

Nach der radiometrischen Korrektur werden die Bildstreifen unter Verwendung der Daten der inneren und äußeren Orientierung geometrisch korrigiert und auf eine Ebene projiziert. Bedingung für eine erfolgreiche geometrische Korrektur ist die hochgenaue Kalibrierung der Kamera und die genaue und hochfrequente Messung der Orientierung und Lage der Kamera. Hierzu wird ein GPS/INS System eingesetzt. Nach der Prozessierung der Navigationsdaten kann jedem Pixel ein Standort und ein Blickwinkel zugeordnet werden, dies ermöglicht eine direkte Georeferenzierung.³¹

³⁰ Mayer, S. (2003)

³¹ Pless, S. und Lehmann, F. (2006): Abschlussbericht Deichmonitoring, S.12

2.7.1. Erzeugung des Oberflächenmodelles

Am DLR werden zwei Methoden der Bildzuordnung eingesetzt, das hierarchische *least square matching* und das *semi global matching*. Im *least square matching* werden die auf eine Ebene projizierte Bilddaten (*level 3*) werden dann in diesem Bildzuordnungsprozess zum Auffinden der homologen Punkte in den 5 panchromatischen Kanälen verwendet. Hierbei werden alle Kanäle dem Nadir zugeordnet. So gibt es nach dem *matching* für jeden Objektpunkt bis zu 5 Bildkoordinatenpaare. Objektpunkte müssen in mindestens 3 Kanäle gefunden werden, anderenfalls werden sie nicht in der Prozessierung verwendet. Für die restlichen Punkte werden Sichtstrahlen definiert, die sich im optimalen Fall in einem Punkt treffen. Die Schnittgenauigkeit ist der Parameter, nach dem entschieden wird, ob die Qualität des Punktes für die Verwendung im Oberflächenmodell herangezogen werden kann. Durch Interpolation wird dieses unregelmäßige Netz in ein regelmäßiges kontinuierliches Raster überführt.

Das Semi-Global Matching (SGM) Verfahren³² approximiert die Minimierung einer globalen Kostenfunktion. Diese Funktion summiert pixelweise Matchingkosten und verknüpft diese mit einem kantenerhaltendem Glattheitskriterium. Durch letzteres werden alle Pixel des Bildes miteinander verknüpft. Die Minimierung erfolgt sehr effizient mit der gleichen Komplexität die typisch ist für schnelle korrelationsbasierte Ansätze (linear zur Anzahl der Pixel und Disparitätsstufen). Zur Berechnung der pixelweisen Matchingkosten wird Mutual Information eingesetzt, wodurch SGM sehr robust gegenüber großer radiometrischer Differenzen und auch kleinen Störungen wie z.B. Spiegelungen ist. Diese Verfahren wurde zur Prozessierung des hier verwendeten Oberflächenmodells eingesetzt.

³² Hirschmüller, H. (2005): Accurate and Efficient StereoProcessing by Semi-Global Matching and Mutual Information, in Proceedings of the IEEE Conference on Computer Vision and Pattern Recognition, 20-26 June 2005, Bd. 2, San Diego, USA, S. 807-814.

2.7.2. Generierung der Orthobilder

Werden alle geometrischen Verzerrungen aus einem Luftbild unter Verwendung eines hochgenauen Oberflächenmodells entfernt, entsteht ein geometrisch richtiges Photo. Solche Photos werden als Orthophotos bezeichnet.³³ Bei der Prozessierung der HRSC Daten werden Orthobilder der Einzelkanäle für jeweils einen Flug

streifen erzeugt. Die sich Überlappenden Flugstreifen werden dann in einem iterativen Prozess mittels Histogrammanpassung mosaikiert. Auf diese Weise entstehen großflächige Orthophotomosaiken für die Kanäle Rot, Grün, Blau, Infrarot und den panchromatischen Kanal sowie ein digitales Oberflächenmodell.

³³ Kraus, K. (2003): Photogrammetrie, Bd. 1, Berlin, S.410

2.8. Orthobild aus HRSC-Bilddaten und LIDAR-Oberflächenmodell

Grundsätzlich lässt sich jedes ausreichend genaue Oberflächenmodell verwenden, um ein Orthobild zu generieren. Für einen Teil von Berlin lagen LIDAR- und HRSC-Daten vor. Ziel war es, Unterschiede im Orthobild zu zeigen, die sich auf Unterschiede des DOM zurückführen lassen. In Abb. 14 sieht man links ein Graustufenbild des photogrammetrisch aus HRSC-AX01-Daten gewonnenen DOM und darunter das LIDAR-DOM. Rechts ist das jeweils resultierende panchromatische Orthobild zu sehen. Trotz deutlicher Unterschiede hinsichtlich der Detailtreue des DOM ergeben sich letztlich nur kleinere relevante Differenzen, da

sich im generierten Orthobild nur grobe Fehler im DOM auswirken und sofort sichtbar sind. Betrachtet man die Gebäudekanten etwas genauer, so kann man erkennen, dass das recht grobe Oberflächenmodell aus HRSC-Daten deutlich verzerrtere Bilddaten im Orthobild verursacht. Insgesamt wirkt sich die bessere Genauigkeit des LIDAR-DOM positiv auf das Orthobild aus. Grundsätzlich konnte gezeigt werden, dass sich die Software VICAR auch eignet, um Orthobilder unter Verwendung von systemfremden Oberflächenmodellen zu generieren.

<i>level</i>	Bildeigenschaften	Verwendung
0	Rohdaten auf Band oder Festplatte, multiplext	Rohdaten
1	Unkorrigierte Bilddaten, demultiplext	Zwischenprodukt
2	Radiometrisch kalibrierte Bilder Flatfield Dunkelstrom	Zwischenprodukt
3	Geometrisch korrigierte Bilder, georeferenziert auf eine hypothetische Ebene	Bildzuordnung zur DOM, Generierung von Anaglyphen oder Endprodukt bei mangelhaftem DOM
4	Orthobilder, generiert aus DSM und <i>level</i> 3, ggf. Mosaik	Endprodukt

Tab. 4 Prozessierungslevel

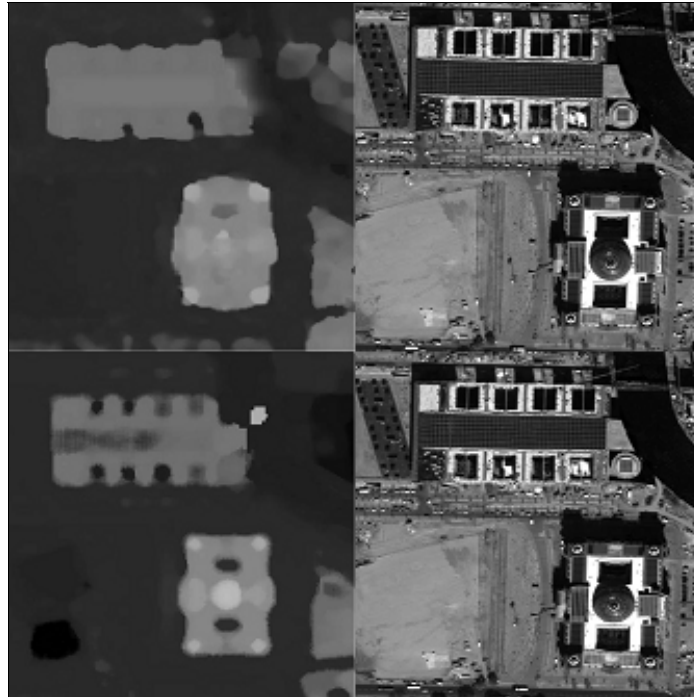


Abb. 14 Graustufenendarstellung des DOM HRSC-AX und LIDAR, resultierende Orthobilder

2.9. HRSC-AXW - Aufbau und Eigenschaften der Kamera

Die HRSC-AXW ist ebenfalls eine Weiterentwicklung der HRSC-A. Durch Verkürzung der Brennweite auf 47 mm erhöht sich das FOV auf 78,8°. Damit zählt diese Kamera zu den Weitwinkelkameras. Aus einer Aufnahmehöhe von 7000 m ergibt sich eine Streifenbreite von 10 km.



Abb. 15 HRSC-AXW, Innenansicht

Im Unterschied zur HRSC-AX fehlen der HRSC-AXW die beiden äußeren Photometrie-CCDs.

Auch ohne diese äußeren CCD lassen sich gute Oberflächenmodelle generieren, allerdings sind die Schnittpunkte, die zum hierarchischen *least square matching* verwendet werden, wegen der geringeren Redundanz weniger zuverlässig.

Aufgrund der starken Blausensibilität der panchromatischen Kanäle kann aus dem Nadir ein blauer Kanal zur Erzeugung von RGB-Bildern berechnet werden. Gleichzeitig führte die genannte Empfindlichkeit allerdings zu Fokussierungsproblemen während der Kalibrierung der Kamera. Durch den Einsatz von Filtern konnten diese Fehler aber letztlich beseitigt werden. Die AXW wurde bei einer Vielzahl von Befliegungen US-amerikanischer

Städte sehr erfolgreich eingesetzt. Trotzdem ist eine Weiterentwicklung der HRSC-AXW zurzeit nicht geplant, die Kamera wird gewartet und in

Kombination mit einem Hyperspektralsensor, der ein ähnliches FOV hat, verwendet werden.

2.10. Technische Daten HRSC Kameras

	HRSC-A	HRSC-AX	HRSC-AXW
Brennweite (mm)	175	151	47
Öffnungswinkel	11,8°	28,9°	78,8°
Anzahl der Kanäle	9	9	5
Spektrale Auflösung			
Blau	395-485	450-510	n.a.
Grün	485-575	530-576	475-579
Rot	730-770	642-682	570-680
NIR	925-1015	770-814	n.a.
Blickwinkel der Kanäle			
Nadir/Stereo	585-765	520-760	515-750
Blau	3,3°	-4,6 °	-
Grün	-3,3°	-2,3 °	-7°
Rot	15,9°	2,3°	7°
NIR	-15,9°	4,6°	-
Nadir	0°	0°	0°
Stereo 1	18,9°	20,5°	14,4°
Stereo 2	-18,9°	-20,5° °	-14,4
Photo 1	12,8°	12°	-
Photo 2	-12,8°	-12°	-
Aktive CCD Elemente pro Zeile	5184	12000	12000
Maximale Auslesefrequenz	450 Hz	1640 Hz	1640 Hz
Größe des CCD Element	0.007 mm	0.0065 mm	0.0065 mm
Radimetrische Auflösung	8	12	12
Gewicht Kamera/ Adapter	32/40 kg	45/40 kg	44/40 kg

Tab. 5 Technische Daten der HRSC-Kameras

2.11. HRSC zur Erkundung der Marsoberfläche

Die Entwicklung der Kamera begann im Jahr 1989. Die HRSC sollte zur Erkundung der Marsoberfläche im Rahmen der russischen Mars96 Mission eingesetzt werden. Vom Institut für Weltraumsensorik und

Planetenerkundung des DLR wurde die Fa. Dornier mit der Entwicklung und dem Bau der High Resolution Stereo Camera (HRSC) beauftragt, um über ein geeignetes und leistungsstarkes Instrument zur

Kartierung der Marsoberfläche in 3D zu verfügen. Die im Mai 1996 begonnene Mars-Mission (Mars96) scheiterte aufgrund des Versagens einer Raketenstufe.³⁴

Es existierten Reserveinstrumente für einige Experimente, die dann im Rahmen der Mars Express Mission³⁵ ihren Einsatz finden konnten. Nach erfolgreichem Start des Erkundungsprojekts „Mars Express“ am 2. Juni 2003 hat die Sonde ihre Umlaufbahn um den Mars im Januar 2004 erreicht und mit verschiedenen Erkundungsaufgaben begonnen. Die HRSC und die SRC haben im Laufe der letzten drei Jahre hoch auflösende Bilder der Marsoberfläche in einer geometrischen Auflösung von bis zu 10 (HRSC) und 2 Meter (SRC) je Pixel geliefert. *Principal Investigator (PI)* ist Prof. Dr. G. Neukum von der FU Berlin. Der *Lander Beagle2* ging zwar bei der Landung verloren; dennoch ist die Mission als großer Erfolg für die europäische Raumfahrt zu werten, da sich die wesentlichen Instrumente an Bord des Orbiters befinden.

Zu den im Rahmen der aktuellen Mars-Mission entstandenen HRSC-Produkten gehören RGB, hochauflösender panchromatischer Kanal und

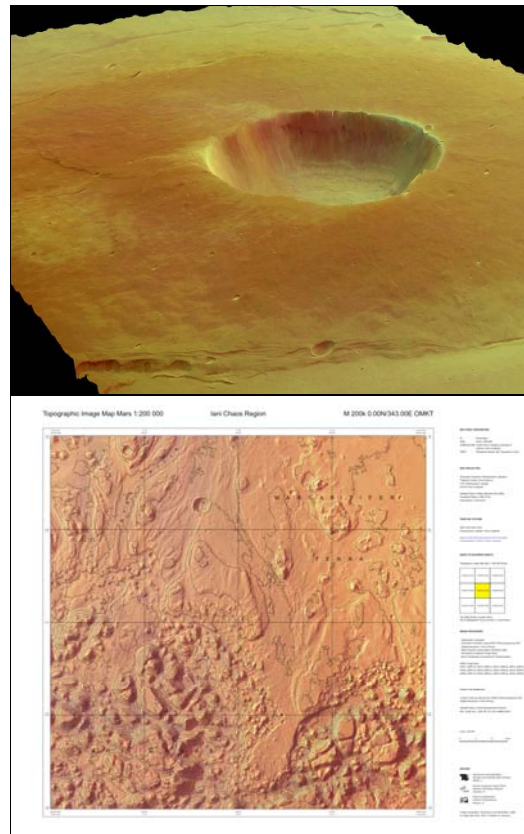


Abb. 16 19. Januar 2004, Krater des Vulkans Albor Tholus in der Elysium Region³⁶, Topographische Orthobildkarte³⁷

Oberflächenmodell. Diese wurden zu ersten topographischen Orthobildkarten der Marsoberfläche an der TU Berlin im Maßstab 1:200 000 weiterverarbeitet. Die folgende Tabelle gibt einen Überblick über die Instrumente an Bord von Mars Express.

³⁴ Zakharov, A. (1996): Robotic Spacecraft Mission to Mars. Homepage des Space Research Institute, homepage, <http://www.iki.rssi.ru/mars96/mars96hp.html>

³⁵ Neukum, G. u. HRSC - Co-Investigator and Experiment Team (1999): The High Resolution Stereo Camera (HRSC) onboard the European Mars Express Mission, DGLR-Jahrbuch, S. 10

³⁶ ESA Homepage (2005): <http://sci.esa.int/science-e/www/area/index.cfm?fareaid=1>

³⁷ TU Berlin (2006): Map Compilation; Bilddaten: ESA / DLR / FU Berlin, PI Neukum, G.

Experiment	Aufgabe	PI	Institut
ASPERA	Energetic Neutral Atoms Analyser	R. Lundin	Swedish Institute of Space Physics, Kiruna, Sweden
BEAGLE-2	Geochemical Lander	C. Pillinger	Open University, Milton Keynes, UK
HRSC	High/Super Resolution Stereo Colour Imager	G. Neukum	Freie Universität, Berlin
MaRS	Radio Science Experiment	M. Pätzold	Universität Köln
MARSIS	Sub surface Sounding Radar/ Altimeter	G. Picardi	University of Rome, Italy
OMEGA	IR Mineralogical Mapping Spectrometer	J-P. Bibring	Institut d'Astrophysique Spatiale, Orsay, France
PFS	Planetary Fourier Spectrometer	V. Formisano	Istituto di Fisica dello Spazio Interplanetario, Rome, Italy
SPICAM	UV and IR Atmospheric Spectrometer	J-L. Bertaux	Service d'Aironomie, Verrières-le-Buisson, France

Tab. 6 Instrumente an Bord von Mars Express³⁸

2.12. Flugzeuglaserscanning

Flugzeuglaserscanning wird im Englischen als *Airborne LASER Scanning*, in den USA oft auch als *LIDAR* bezeichnet.³⁹ *LIDAR* ist die Abkürzung für *Light Detection and*

Ranging. Dieser Begriff wurde in Anlehnung an die Abkürzung *RADAR*, *Radio Detection and Ranging*, geschaffen, da beide Aufnahmesysteme auf einem aktiven Messprinzip beruhen. So verwenden *RADAR*-Sensoren eine Wellenlänge von typischerweise 2-80 cm - im P-Band auch darüber -, wohingegen *LIDAR*-Sensoren üblicherweise Wellenlängen im Nanometer-

³⁸ ESA Homepage (2007), http://www.esa.int/SPECIALS/Mars_Express/SEMUC75V9ED_0.html

³⁹ Maas, H.-G. (2004): Acquisition von 3D-GIS Daten durch Flugzeuglaserscanning. In: Kartographische Nachrichten, 55. Jg., Heft 1, S. 3-11.

bereich nutzen.⁴⁰ Daher können LIDAR-Sensoren eine Wolkendecke nicht durchdringen und sind im Gegensatz zu RADAR-Systemen wetterabhängig. Der ausgesandte Laserstrahl wird mittels eines oszillierenden oder rotierenden Spiegels seitlich abgelenkt oder mittels Faser-
 glasoptik aufgeteilt und zur Erdoberfläche gesandt, dort reflektiert und wieder im Sensor empfangen. Zwei Methoden kommen bei der

Bestimmung der Schrägentfernung vom Flugzeug zur Anwendung: Laufzeitmessung oder Phasenvergleichsverfahren. Mittels der Daten der integrierten GPS/INS-Aufzeichnung werden die Position des Flugzeuges und die Orientierungsparameter der Plattform bestimmt. Die Koordinaten der Bodenpunkte ergeben sich direkt durch polares Anhängen an Flugzeugposition und -orientierung.⁴¹

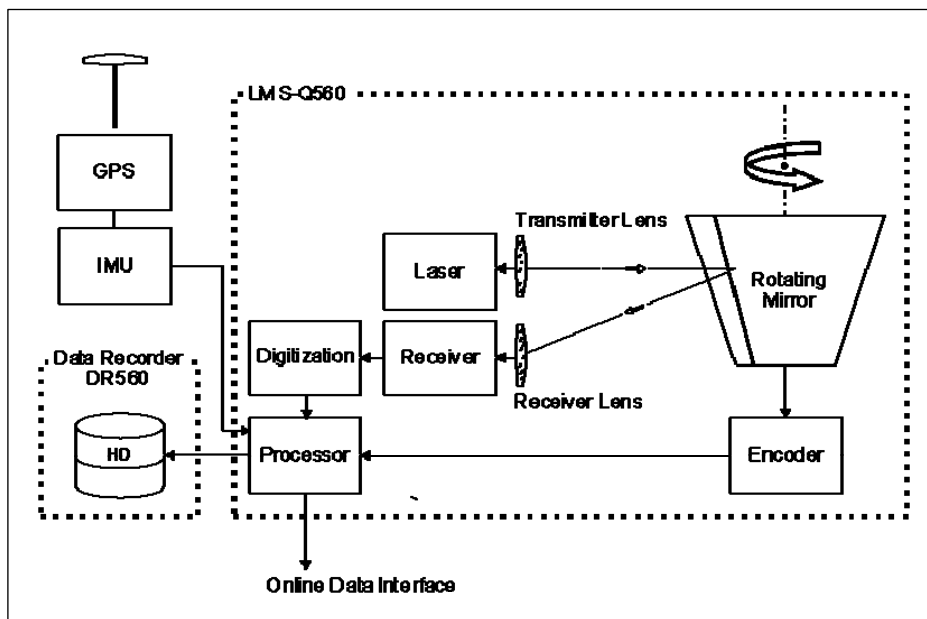


Abb. 17 Funktionsprinzip LIDAR am Beispiel Riegl LMS-Q560⁴²

⁴⁰ Kraus, K. (2000): Photogrammetrie Bd. 3. Topographische Informationssysteme. Paderborn, S. 315.

⁴¹ Maas, H.-G. (2004)

⁴² Riegl Laser Measurement Systems GmbH, (2007a): Homepage, http://www.riegl.com/airborne_scanners

2.12.1. LIDAR Daten

Häufig werden zwei Messungen vorgenommen: die erste Reflexion *first pulse* und die letzte Reflexion *last pulse*. Einige Sensoren erlauben das Messen von bis zu acht Reflexionen oder die unbegrenzte Aufzeichnung von Profilen, z.B. Riegl LMS-Q560 oder ALTM 3100.⁴³ Dieses Verfahren wird als *LIDAR waveform digitization* bezeichnet.

In der Vergangenheit war es schwierig, die Art der Objekte zu identifizieren. Heute bieten alle Hersteller auch

Videokameras, Flächenkameras oder Zeilenkameras an, um gleichzeitig Höhen- und Bilddaten zu erhalten. Die Möglichkeit der digitalen Bildaufzeichnung während des Messfluges hat die Attraktivität der *LIDAR*-Sensoren weiter erhöht. Durch die Aufzeichnung eines Intensitätssignals kann zusätzlich ein Intensitätsbild im infraroten Bereich generiert werden. Es haben sich verschiedene Anbieter auf dem Markt etabliert: Leica, Optech, Riegl, TopEye und Toposys sind heute die bekanntesten.

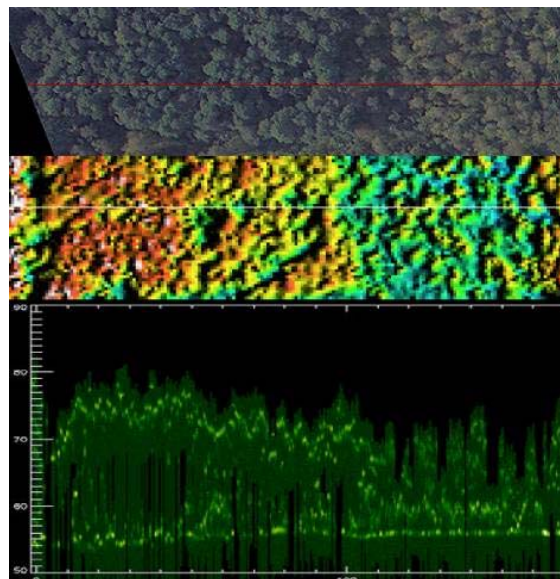


Abb. 18 RGB, pseudo color und waveform digitization⁴⁴

⁴³ Riegl Laser Measurement Systems GmbH, (2007a)

⁴⁴Riegl Laser Measurement Systems GmbH, (2007b): Homepage, http://www.riegl.com/airborne_scanners/airborne_scanners_literature_/downloads/natscan_litemapper_.pdf

2.12.2. Sensoren verschiedener Hersteller

Sensoren der kanadischen Firma OPTECH folgen alle demselben Konstruktionsprinzip. Ein Laser wird erzeugt und mit Hilfe eines oszillierenden Spiegels auf die gesamte Streifenbreite verteilt. Vegetation, Bebauung und Erdoberfläche reflektieren den Strahl. Dieser wird dann von der Empfangseinheit aufgenommen. Mit Hilfe der gemessenen Laufzeit und der Daten der inneren und äußeren Orientierung kann die Höhe der gemessenen Punkte genau bestimmt werden.⁴⁵ Systeme der Fa. Riegl basieren auf einem ähnlichen Aufnahmeprinzip.

Die Firma TOPOSYS aus dem baden-württembergischen Ravensburg hat einen *LIDAR*-Sensor mit dem Namen FALCON entwickelt, der sich konstruktiv grundsätzlich von denen der anderen Hersteller unterscheidet. Der LASER wird hier über eine Glasfaser und nicht mittels eines Spiegels über die gesamte Streifenbreite verteilt. Aufgrund des dadurch bedingten festen

Öffnungswinkels ist eine Nachkalibrierung - im Gegensatz zu Systemen mit variablen Öffnungswinkeln - nicht notwendig. Das System empfängt die erste und die letzte Reflexion; auch die Intensität der Reflexion wird aufgezeichnet. Zur Erzeugung des DSM und des DTM sind Filteralgorithmen notwendig, die zuverlässig Vegetation und künstliche Objekte von tatsächlichen Bodenpunkten trennen. Der Sensor verfügt zusätzlich über eine Zeilenkamera mit einer 4 k-Auflösung, die gute Bilddaten im RGB und im infraroten Bereich liefert. Die geometrische Auflösung lag in einem Beispieldatensatz bei ca. 40 cm, die radiometrische Auflösung bei 12 bit. Mit Hilfe des aus den *LIDAR*-Daten gewonnenen DSM können Orthobilder in RGB oder NIR erzeugt werden. Die folgenden Bildausschnitte zeigen mögliche Datenprodukte.

⁴⁵ Jenkins, J. (2006): Key drivers in Determining Sensor selection. Promoting Land Administration and Good Governance, 5th FIG Regional Conference, Ghana

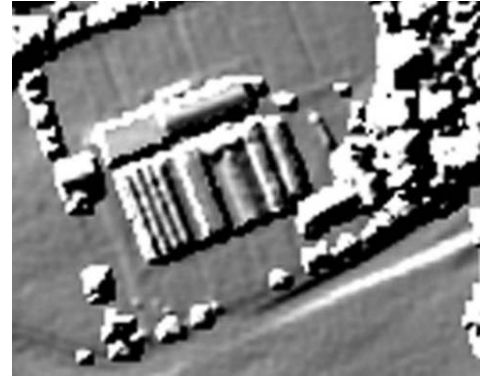


Abb. 19 Graustufenbild des ersten Echos, Ausschnittsvergrößerung (beleuchtet)



Abb. 20 Intensitätsbild des Echos, Ausschnittsvergrößerung

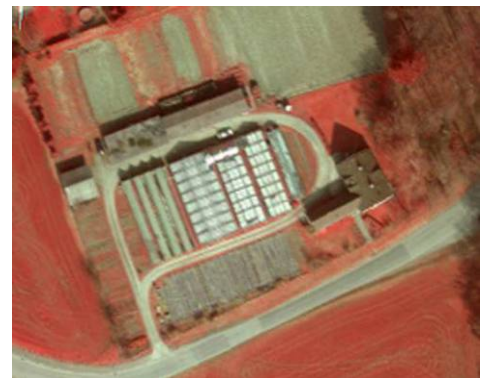


Abb. 21 CIR, Ausschnittsvergrößerung



Abb. 22 RGB, Ausschnittsvergrößerung

	OPTECH -ALTM 1020	OPTECH-ALTM 3070	Toposys-FALCON
Frequenz des Lasers (nm)	1560	1560	1000
Scan Frequenz (Hz)	5000	70000	83000 (=653 lines/s)
Einsatz seit	1993	2003	2000
Einsatzhöhe (m)	100 - 3000	100-3000	0-1600
Genauigkeit (Z)	15 cm bei 1000m	15 cm bei 1200 m 35 cm bei 3000 m	<15 cm bei 1000m
Genauigkeit (X,Y):	0.5 m bei 1000m ($< 1/2000 \times$ Flughöhe)	0.5 m bei 1000m ($< 1/2000 \times$ Flughöhe)	0.5 m bei 1000m ($< 1/2000 \times$ Flughöhe)
Range capture	1 (erster oder letzter)Impuls	4 range measurements	2 (first and last)
Measurement rate (kHz)	5 - 25	33@1500m 70@3000m	83
Scan angle	0 to $\pm 20^\circ$	0 to $\pm 25^\circ$	$\pm 7.15^\circ$
Flugstreifenbreite, bei 850 m Flughöhe, Öffnungswinkel 14.3°	0 bis $\pm 0.68 \times$ Höhe 410 m,	0 to $\pm 0.93 \times$ Höhe 440 m	$\pm 0.25 \times$ Höhe 220 m
Data storage	Variable up to 12 hours (8 mm digital data tape)	Removable hard drive 36 GB	Hard drive to DAT
Videosignal oder Kamera	NTSC or PAL	Optionale 4 k Matrixkamera	RGB/NIR - Zeilenkamera Blau: 450-490 nm Grün: 500-580 nm Rot: 580-660 nm NIR: 770-890 nm 682 pxl/line Öffnungswinkel: 21.6° Geometrische Auflösung: 0.5m/1000m
Gewicht (kg)	80	55	41
Leistungsaufnahme:	25 A/28 VDC	24 A/28 VDC	15 A/28 VDC

Tab. 7 Technische Details LIDAR