

### 3 Missionen, Datensätze und Methoden

Die Erkundung der Planeten war wie die bemannte Raumfahrt in den Zeiten des „Kalten Krieges“ ein Wettlauf zwischen den beiden Weltmächten UdSSR und USA. Die Sowjetunion startete bereits 1960 mit Marsnik 1 ihre erste interplanetare Raumsonde zum Mars. Die dritte Stufe der Trägerrakete versagte jedoch. Nach weiteren Fehlversuchen gelang es den Sowjets 1971 mit Mars 2 und 3 Bilder und Daten zur Erde zu übertragen. Die Landeversuche der beiden sowjetischen Lander schlugen fehl. Teilweise erfolgreich war 1974 noch Mars 5. Der Orbiter funktionierte nur wenige Tage, konnte aber einige Daten von der Atmosphäre und Aufnahmen eines kleinen Teils der südlichen Hemisphäre liefern. Die USA hatten bereits 1965 mit Mariner 4 den Marsorbit erreicht. Die ersten 22 Aufnahmen der Marsoberfläche wurden zur Erde übermittelt. 1969 konnten Mariner 6 und 7, sowie 1971 Mariner 9, weitere Aufnahmen und Daten zur Erde senden. Überaus erfolgreich waren 1976 die beiden Viking-Sonden, 1997 die Mars Pathfinder Mission, seit 1997 der Mars Global Surveyor und seit 2001 Mars Odyssey. Im Folgenden werden die Missionen und Sensoren von Viking und Mars Global Surveyor näher erläutert, da die wissenschaftlichen Geräte dieser Raumsonden die in der Arbeit verwendeten Daten aufzeichneten.

#### 3.1 Viking-Missionen

Die Viking-Mission bestand aus zwei baugleichen Raumflugkörpern mit jeweils einem Landeteil und einem Orbiter. Der Hauptgrund der Doppelmission, war das hohe Risiko des Vorhabens zu minimieren. Die Sonden konnten zudem unterschiedliche wissenschaftliche Aufgaben absolvieren. Die Orbiter konnten die Erkundung der Oberfläche aus zwei verschiedenen Umlaufbahnen und die Lander von zwei verschiedenen Landeplätzen vornehmen. Jede Viking-Sonde hatte ein Gesamtgewicht von 3,4 t, wovon 1,2 t auf den Lander entfielen. Die Gesamthöhe betrug 5 m, die Spannweite inklusive Solarpanel 9,4 m.

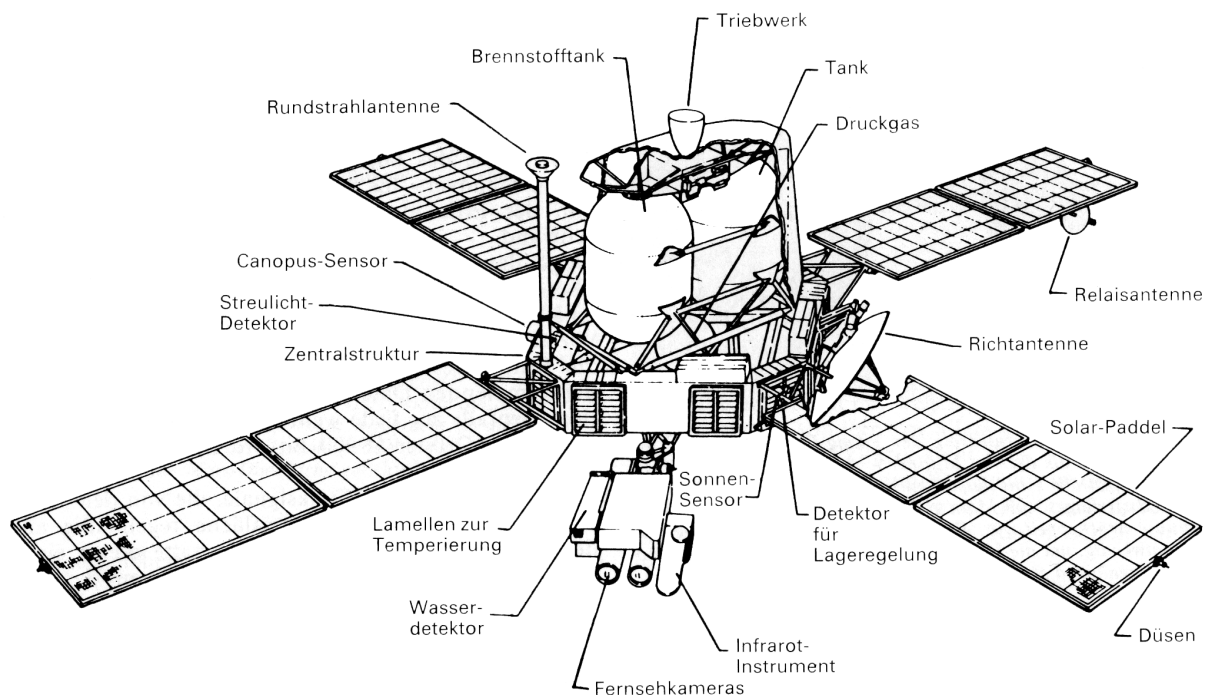


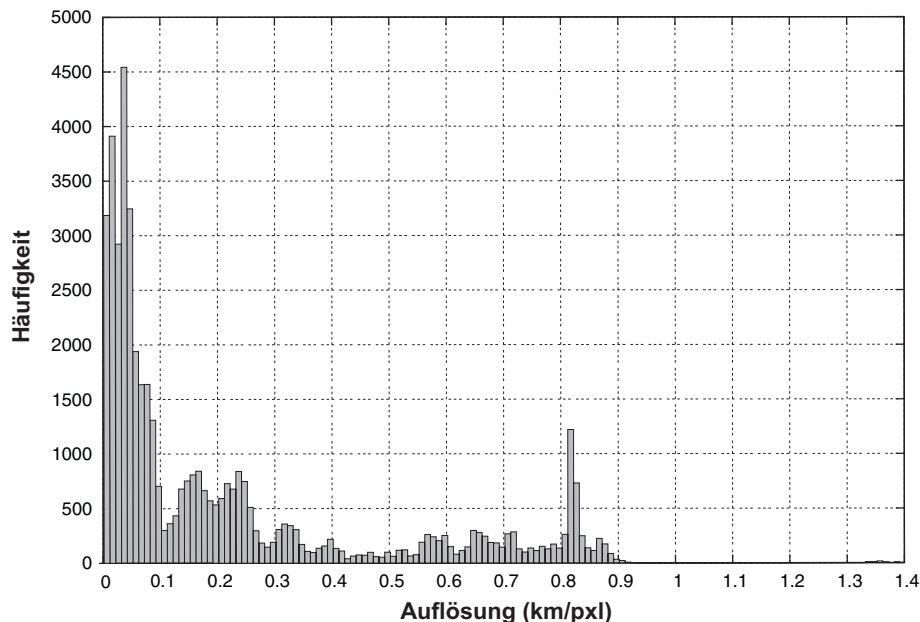
Abb. 36: Technische und wissenschaftliche Instrumente des Viking Orbiter (Engelhardt, 1984).

Raumsonde	Nation	Start	Missionstyp	Erfolg/Mißerfolg
Marsnick 1 (Mars 1960A)	UdSSR	10.10.1960	Vorbeiflug	Fehlstart
Marsnick 2 (Mars 1960B)	UdSSR	14.10.1960	Vorbeiflug	Fehlstart
Sputnik 29 (Mars 1962A)	UdSSR	24.10.1962	Vorbeiflug	Fehlstart
Mars 1	UdSSR	01.11.1962	Vorbeiflug	Abbruch der Funkverbindung am 21.03.1963 in 106 Mio. km Entfernung
Sputnik 31 (Mars 1962B)	UdSSR	04.11.1962	Vorbeiflug	konnte Erdorbit nicht verlassen
Mariner 3	USA	05.11.1964	Vorbeiflug	Funkverbindung abgebrochen
Mariner 4	USA	28.11.1964	Vorbeiflug	22 Aufnahmen der Marsoberfläche
Zond 2	UdSSR	30.11.1964	Vorbeiflug	Abbruch der Funkverbindung im April 1965
Mariner 6	USA	24.02.1969	Vorbeiflug	75 Bilder
Mariner 7	USA	27.03.1969	Vorbeiflug	126 Bilder
Mars 1969A	UdSSR	27.03.1969	Lander	Fehlstart
Mars 1969B	UdSSR	02.04.1969	Lander	Fehlstart
Mariner 8	USA	08.05.1971	Orbiter	Fehlstart
Cosmos 419	UdSSR	10.05.1971	Orbiter, Lander	Fehlstart
Mars 2	UdSSR	19.05.1971	Orbiter, Lander	Lander zerschellte; Orbiter machte Fernseh- aufnahmen
Mars 3	UdSSR	28.05.1971	Orbiter, Lander	Funkkontakt nach 4 Minuten abgebrochen
Mariner 9	USA	30.05.1971	Orbiter	6876 Aufnahmen der Oberfläche
Mars 4	UdSSR	21.07.1973	Orbiter	verfehlte die Marsumlaufbahn
Mars 5	UdSSR	25.07.1973	Orbiter	wenige Atmosphrendaten und Bilder
Mars 6	UdSSR	05.08.1973	Lander	Abbruch der Funkverbindung
Mars 7	UdSSR	09.08.1973	Lander	gelangte nicht in Marsumlaufbahn
Viking 1	USA	20.08.1975	Orbiter, Lander	Landung am 20.07.1976 im Gebiet Chryse Pla- nitia
Viking 2	USA	09.09.1975	Orbiter, Lander	Landung am 03.09.1976 in der Ebene Utopia; beide Orbiter (Viking 1 und 2) lieferten insge- samt über 55.000 Aufnahmen
Phobos 1	UdSSR	07.07.1988	Orbiter	Abbruch der Funkverbindung
Phobos 2	UdSSR	12.07.1988	Orbiter	wenige Wärmebilder, Abbruch der Funkver- bindung
Mars Observer	USA	25.09.1992	Orbiter	Abbruch der Funkverbindung
Mars Global Surveyor	USA	07.11.1996	Orbiter	bisher mehr als 100.000 Bilder, globale topo- graphische Kartierung
Mars 96	Rußland	16.11.1996	Orbiter, Lander	Fehlstart
Mars Pathfin- der	USA	04.12.1996	Lander, Rover	Landung am 04.07.1997 in der Region Ares Vallis, erfolgreiche Mission
Nozomi (Planet B)	Japan	03.07.1998	Orbiter	Erkundung der Marsatmosphäre
Mars Climate Orbiter	USA	11.12.1998	Orbiter	Abbruch der Funkverbindung
Mars Polar Lander	USA	03.01.1999	Lander	Verlust der Sonde
Mars Odyssey	USA	07.04.2001	Orbiter	Kartierung, Suche nach Wasser
Mars Express	Europa	02.06.2003	Orbiter, Lander	Stereokartierung, Suche nach Wasser und Le- ben
MER Spirit	USA	10.06.2003	Rover	Suche nach Wasser
MER Opportu- nity	USA	07.07.2003	Rover	Suche nach Wasser

Tab. 6: Missionen zum Mars

Viking 1 wurde am 20. August 1975 von Cape Canaveral mit einer Titan III in Richtung Mars gestartet. Viking 2 folgte 20 Tage später. Nach 11 Monaten erreichten sie den Marsorbit, am 19. Juni und 7. August 1976. Nach sorgfältigem Auskundschaften der Landstellen durch die jeweiligen Orbiter setzte der Lander von Viking 1 am 20. Juli 1976 im Gebiet Chryse Planitia ( $22,4^\circ$  N;  $47,5^\circ$  W) auf. Der zweite Lander folgte im Gebiet Utopia Planitia ( $47,9^\circ$  N;  $225,7^\circ$  W) am 3. September 1976. Die primäre Missionsdauer, einschließlich einer “extended mission“ zur Erkundung der Marsmonde, sollte 345 Tage dauern. Die Orbiter konnten aus der Umlaufbahn aber weitaus länger Daten sammeln. Beim Orbiter 2 brach am 24. Juli 1978 aufgrund eines Treibstofflecks die Funkverbindung ab. Orbiter 1 wurde sogar erst am 7. August 1980 abgestellt, nachdem er keinen Treibstoff mehr zur Lageregelung hatte. Der Viking Lander 2 wurde am 12. April 1980 aufgrund von technischen Problemen nach 1317 Arbeitstagen auf dem Mars stillgelegt. Beim Lander 1 brach der Funkkontakt nach rund sechs Jahren und vier Monaten auf dem roten Planeten im November 1982 ab.

Ein Hauptziel der Viking-Orbiter Mission war die kartographische Erfassung der Marsoberfläche durch das Visual Imaging Subsystem (VIS). Das Kamerasystem jedes Orbiters bestand aus zwei identischen (TV A und TV B), hochauflösenden Vidicon-Kameras mit Spiegelteleskopen vom Cassegrain-Typ mit 47,5 cm Brennweite. Das Blickfeld jeder Kamera betrug  $1,5^\circ \times 1,7^\circ$ . Eine Aufnahme aus 1500 km Höhe erfaßte eine Fläche von  $41 \text{ km} \times 46 \text{ km}$ , was einer Bodenauflösung von ca. 40 m/pxl entspricht. Die Aufzeichnungszeit je Bild war 4,48 s mit einem Informationsgehalt von 8,7 Millionen bits. Die Übertragung zur Erde dauerte ca. 10 min pro Bild. Die beiden Kameras der Orbiter lieferten insgesamt 51500 Bilder, teilweise sogar in 3 Farbkanaälen. 97 % der Oberfläche wurden mit einer Auflösung von 100 m - 200 m pro Bildpunkt abgedeckt (Abbildung 37). Regional erreichte die Auflösung bis zu 30 m, bei einigen Aufnahmen sogar bis zu 7 m pro Bildpunkt. Das Bildmaterial der Viking-Mission ist bis heute die Datengrundlage wissenschaftlicher Untersuchungen.



**Abb. 37:** Anzahl der Viking-Orbiter Bilder in Relation zur Bildauflösung.

Da fast die gesamte Oberfläche des Mars aufgenommen wurde, konnte aus dem Bildmaterial ein globales Mosaik (Mars Digital Image Mosaic, MDIM) mit einer Auflösung von 231 m/pxl prozessiert werden (Batson *et al.*, 1991; Eliason *et al.*, 1991; Kirk *et al.*, 2000). In der vorliegenden Arbeit wurde das MDIM2 (Kirk *et al.*, 2000) zur geographischen Einordnung der Erosionsrinnen verwendet.

Die Viking-Lander Missionen erbrachten zudem wichtige und bisher einmalige in-situ Messungen von Temperaturen und Drücken an den beiden Landstellen über ein ganzes Marsjahr (*Hess et al.*, 1976c,b, 1980). Von den atmosphärischen Druckdaten werden in Verbindung mit topographischen MOLA-Daten die je nach Jahreszeit herrschenden Oberflächendrücke in anderen Regionen auf dem Mars abgeleitet (siehe Kap. 2.5.2). Die Druckdaten sind für die Stabilität von flüssigem Wasser auf dem Mars überaus wichtig (siehe Kap. 2.5.3).

Neben der erfolgreichen photographischen Kartierung wurden zusätzlich der globale Wasserdampfgehalt in der Marsatmosphäre mit dem Mars Atmospheric Water Detector (MAWD) (*Farmer et al.*, 1976a; *Jakosky und Farmer*, 1982) und die globalen Oberflächentemperaturen mit dem Infrared Thermal Mapper (IRTM) (*Kieffer et al.*, 1976a,c, 1977) gemessen. Das Infrarot Spektrometer zur Messung des Wasserdampfgehaltes in der Atmosphäre arbeitete im  $1,38 \mu$  Bereich. Aus den Signalstärken wurde der Wasserdampfgehalt mit einer Genauigkeit von 1 „Niederschlags-Mikrometer“ (Höhe der Wasserschicht, die sich beim Ausregnen des gesamten Wasserdampfgehaltes in einer Atmosphärensäule über der jeweiligen Bodenfläche ergeben würde) abgeleitet. Primärziel der Vikingmission war jedoch die Suche nach Spuren möglichen Lebens mit den beiden Landern auf dem Mars. Die beiden Lander waren mit zahlreichen Instrumenten zur chemischen und biologischen Analyse des Marsbodens ausgestattet. Die einzelnen Experimente erbrachten keine eindeutigen Anzeichen für Leben, sind aber noch immer Gegenstand kontroverser Diskussionen.

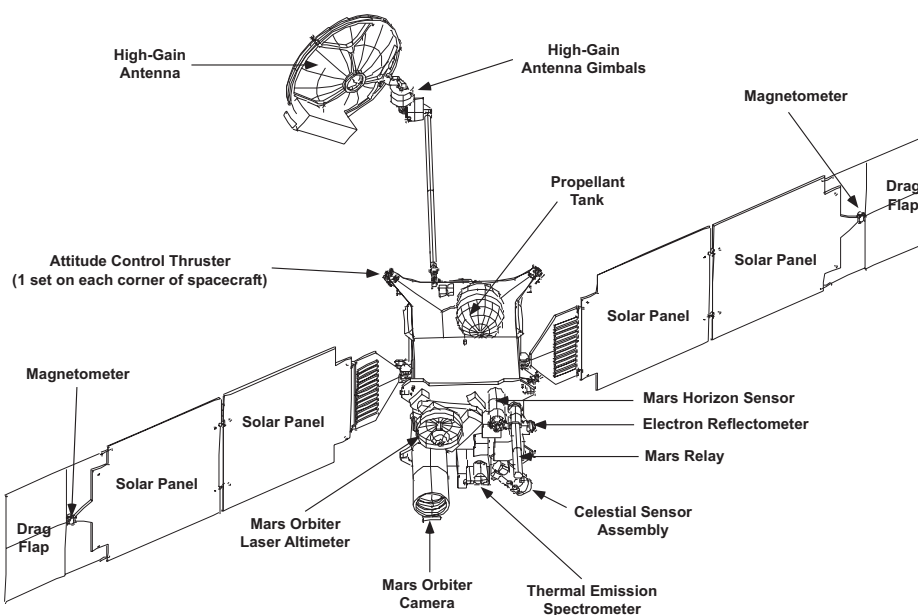
## 3.2 Mars Global Surveyor (MGS)

Die Mars Global Surveyor (MGS) Sonde wurde am 7. November 1996 mit einer Delta-2-Rakete vom Weltraumbahnhof Cape Canaveral in Florida gestartet. Am 12. September 1997 erreichte sie den Mars und schwenkte in eine extrem elliptische Umlaufbahn. Um Treibstoff zu sparen, sollte die Sonde durch Aerobraking, d. h. passive Abbremsung durch die Marsatmosphäre, auf eine polare Kreisbahn gebracht werden. Bereits beim Start rastete jedoch ein Sonnensegel nicht ein. Es wich 18 Grad von der Sollposition ab. Dies führte zu Problemen beim Aerobraking, so daß die Raumsonde nicht wie vorgesehen im März 1998 eine kreisförmige Umlaufbahn erreichte, sondern erst ein Jahr später.

Die Bordelektronik und die wissenschaftlichen Instrumente an Bord des MGS sind größtenteils baugleiche Teile der 1993 verunglückten Vorgängersonde Mars Observer. Die wissenschaftlichen Instrumente des Mars Global Surveyor sind außer der Mars Orbiter Camera (MOC), dem Mars Orbiter Laser Altimeter (MOLA) und dem Thermal Emission Spectrometer (TES), auf die noch näher eingegangen wird, ein Magnetometer/Electron Reflectometer (MAG/ER) zur Magnetfeldvermessung und ein Radio Science Subsystem (RSS) zur Vermessung des Gravitationsfeldes (*Albee et al.*, 2001).

### 3.2.1 Mars Orbiter Camera (MOC)

Die Zeilenkamera wurde für Aufnahmen der Marsoberfläche und -atmosphäre entwickelt (*Malin et al.*, 1992). Sie ist ein 3-Komponenten Aufnahmesystem mit zwei Weitwinkelkameras (MOC-WA,  $140^\circ$ ) und einer Schmalwinkelkamera (MOC-NA,  $0,4^\circ$ ). Die CCD (Charged Coupled Device) Linien-Sensoren tasten durch die Eigenbewegung des Raumschiffes die Marsoberfläche zeilenweise ab. Die CCDs der MOC-NA Kamera haben 2048 aktive Bildpunkte. Die Weitwinkelkameras dienen hauptsächlich zur Erstellung globaler Wetterkarten mit einer Auflösung von 7,5 km pro Bildpunkt, sowie zur Erstellung einer globalen Karte mit bis zu 200 m/pxl Auflösung. Die Schmalwinkelkamera kann Gebiete in einer Auflösung bis zu 1,4 m/pxl aufnehmen. Die hochauflösenden MOC-NA Bilder decken bei einer Flughöhe von 370 km und einer Auflösung von 2,8 m/pxl eine Fläche von etwa 3 km Breite und etwa 25 km Länge ab. Der begrenzende Faktor der Bildlänge ist der verfügbare Speicherplatz. Aufgrund der hohen Auflösung werden auch noch



**Abb. 38:** Technische und wissenschaftliche Instrumente der Mars Global Surveyor Raumsonde aus (Albee *et al.*, 2001).

kleinskalige Formen abgebildet. Eine Einordnung und Auswertung der schmalen Bildstreifen im kartographischen und geologischen Kontext ist daher schwierig.

Für die vorliegende Arbeit wurden ausschließlich die hochauflösenden Bilder der Schmalwinkelkamera (MOC-NA) verwendet. Die Auswertung umfaßt alle Bilddaten, die bis zum Oktober 2003 veröffentlicht wurden. Diese entsprechen den Subphasen AB - R02. Die Bilder der MOC-Kamera sind nach Phasen bzw. Subphasen geordnet (Tabelle 7). Die fortlaufende Numerierung beinhaltet den Monat, die Orbitnummer und die Bildnummer. Das Bild M0302006 zum Beispiel wurde im 03. Monat der Kartierphase (Mapping) im 020. Orbit als 06. Bild aufgezeichnet.

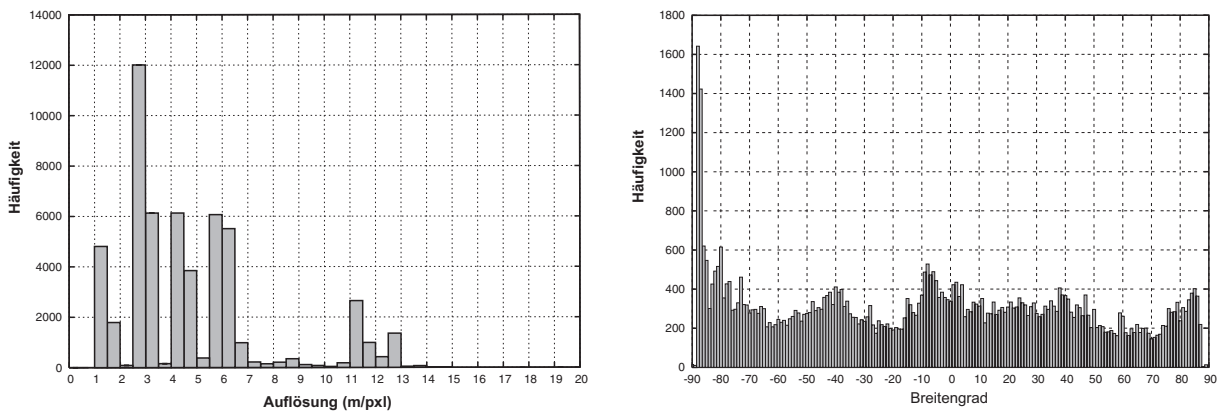
Phase	Subphase	Datum	Kommentar
Orbit insertion	AB	15.09.97 - 18.02.98	Aerobraking
Orbit insertion	SP	28.03.98 - 12.09.98	Science Phasing Orbits
Mapping	Cal	28.02.99 - 08.03.99	Calibration Period
Mapping	FHA	09.03.99 - 27.03.99	Fixed High-Gain Antenna Operations
Mapping	M00-M23	03.04.99 - 31.01.01	Mapping subphase
Extended	E01-E23	01.02.01 - 31.02.02	Extended Mission
Relay	R01-R02	01.01.03 - 01.03.03	Relay Mission

**Tab. 7:** Subphasen der ausgewerteten MOC-Bilder

Die Auswertung basiert auf insgesamt 54862 MOC-NA Bildern mit einer Auflösung von  $\leq 25$  m/pxl, die eine Gesamtfläche des Mars von ca. 3,2 Prozent abdecken. Die Auflösung der meisten Bilder liegt zwischen 1,4 m/pxl - 7 m/pxl, wobei die größte Häufigkeit bei 2,8 m/pxl liegt (Abbildung 39, links). Die breitengradabhängige Häufigkeit der Bildabdeckung ist relativ homogen, mit Ausnahme der südlichen Breitengrade um  $88^\circ$  (Abbildung 39, rechts). Die Häufung von Aufnahmen in diesem Bereich ist für die Auswertung ohne Belang, da in diesen Breitengraden

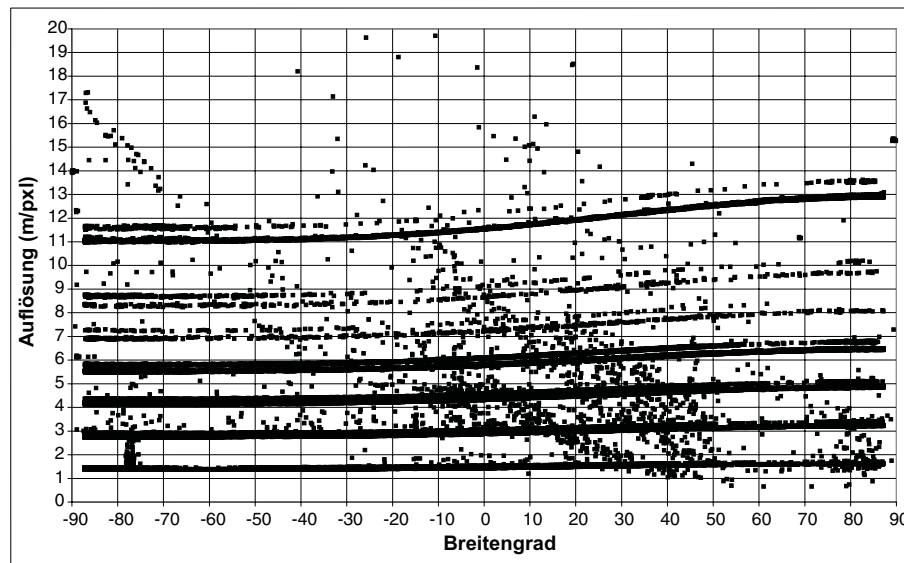


keine Erosionsrinnen gefunden wurden.



**Abb. 39:** (Links) Anzahl der MOC-NA Bilder in Relation zur Auflösung (Rechts) Anzahl der MOC-NA Bilder in Relation zum Breitengrad.

Auch die Bildauflösungen nach Breitengrad sind relativ homogen (Abbildung 40, rechts). Die Lage der gefundenen Erosionsrinnen wird daher nicht durch höhere Bildauflösungen in einigen Breitengraden verfälscht. Die geringe, schlechtere Auflösung von maximal  $< 2$  m/pxl auf der Nordhalbkugel im Vergleich zur Südhalbkugel, entsteht durch die niedrigere topographische Höhe der nördlichen Tiefebene. Dadurch ist die Strecke vom Marsorbit zur Oberfläche des Planeten größer.



**Abb. 40:** Bildauflösungen der MOC-NA Bilder in Relation zum Breitengrad.

Die Bilddaten wurden anhand von gif-Format Bildern nach Erosionsrinnen durchsucht (*Malin et al.*, 2003). Die Rohdaten der gefundenen Bilder, die Erosionsrinnen aufwiesen, wurden daraufhin prozessiert. Die Prozessierung der Bilddaten erfolgte mit ISIS- (Integrated Software for Imagers and Spectrometers; USGS) und VICAR- (Video Image Communication and Retrieval; JPL) Routinen, mit denen die Bilder geometrisch korrigiert, referenziert und kartenprojiziert wurden. Die Messungen in kartenprojizierten Bildern wurde mit DLR-eigenen Programmen, die unter IDL (Interactive Data Language) laufen, durchgeführt. Mit Hilfe dieser Programme wurden 1) Breitengrad 2) Längengrad und 3) Azimut von einzelnen Erosionsrinnen, sowie 4) Kraterdurchmesser und 5) Flächen für Altersbestimmungen in MOC-Bildern gemessen.

### 3.2.2 Mars Orbiter Laser Altimeter (MOLA)

Das Mars Orbiter Laser Altimeter (MOLA) diente primär dazu, die globale Topographie des Mars zu vermessen, um geologische und geophysikalische Untersuchungen zu ermöglichen (*Zuber et al.*, 1992; *Smith et al.*, 2001). Das Instrument emittierte zehnmal in der Sekunde optische Pulse mit einer Wellenlänge von 1064 nm zur Marsoberfläche. Die horizontale Auflösung der auf der Oberfläche auftreffenden Pulse betrug dabei 160 m. Eine 0.5 m große Parabolantenne empfing den von der Oberfläche reflektierten Puls. Aus der Laufzeit dieser Signale wurde die topographische Höhe mit 2 m absoluter Genauigkeit bestimmt. Aufgrund der polaren Umlaufbahn der MGS-Sonde wurden N-S verlaufende MOLA-Spuren aufgezeichnet. Der horizontale Abstand zwischen zwei Höhenpunkten beträgt 300 m. Die Abstände zwischen einzelnen MOLA-Spuren liegen am Äquator bei etwa einen Kilometer. Polwärts nehmen die Abstände mit dem Kosinus der Breiten ab.

Die topographischen Messungen mussten nach einer Fehlfunktion des Oszillator-Instruments am 30. Juni 2001 eingestellt werden. Insgesamt war das MOLA-Instrument 1696 Tage in Betrieb und lieferte 640 Millionen Messungen der Marsoberfläche und -atmosphäre.

Einzelne MOLA-Spuren können zur Interpretation morphologischer Formen herangezogen werden, wobei die Aussagekraft aufgrund des hohen horizontalen Abstands der Höhenpunkte von der Größe der Objekte abhängig ist. Durch regionale Auswahl und Berechnung aller Höhenpunkte (Interpolation) eines Bereiches können „Digitale Geländemodelle“ (DGM) erstellt werden. Für die vorliegende Arbeit wurden zum Auslesen der absoluten topographischen Höhen der Erosionsrinnen mit DLR-Routinen, globale „Digitale Geländemodelle“ mit einer Auflösung von 463 m/pxl verwendet. Diese wurden durch Interpolation der einzelnen MOLA-Datenpunkte von *Smith et al.* (2003) erstellt und am DLR kartenprojiziert. Als Folgeprodukt wurde aus diesem globalen Geländemodell mit DLR-eigener Software eine globale Hangneigungsstärken-Karte erstellt. Die Software berechnete für die jeweilige Rasterzelle aus den acht umliegenden Rasterzellen eine Hangneigungsstärke ( $0^{\circ}$ S -  $90^{\circ}$ ). Aus der resultierenden globalen Karte wurden die Hangneigungsstärken mit Skripten nach Breitengraden ausgelesen.

### 3.2.3 Thermal Emission Spectrometer (TES)

Das Thermal Emission Spectrometer (TES) wurde entwickelt, um die Oberfläche und Atmosphäre des Mars mittels thermaler Infrarot-Spektroskopie zusammen mit Breitband-Thermal und Solar-Reflektanz Radiometrie zu untersuchen (*Christensen et al.*, 1992, 2001). Das TES-Instrument besteht aus drei Unterteilungen (*Christensen et al.*, 1998): 1) einem Michelson Interferometer, welches Spektren von 1700 bis  $200 \text{ cm}^{-1}$  ( $\sim 6 - 50 \mu\text{m}$ ) mit einer spektralen Auflösung von entweder 5 oder  $10 \text{ cm}^{-1}$  mißt, 2) ein viuelles und thermales, bolometrisches Helligkeitsstrahlung-Spektrometer ( $4,5 - 50 \mu\text{m}$ ) und 3) ein solares Reflektanz-Spektrometer ( $0,3 - 2,7 \mu\text{m}$ ).

Für die vorliegende Arbeit wurden folgende vom TES-Team der Arizona State University (ASU) kalibrierten TES-Daten verwendet (*Christensen et al.*, 1998): 1) Helligkeitstemperaturen, 2) Lambert Albedo und 3) Oberflächendrucke. Die räumliche Auflösung der einzelnen Messungen von der Oberfläche beträgt  $3 \times 3 \text{ km}$  oder  $3 \times 6 \text{ km}$  (Ausrichtung in geographischer Länge  $\times$  Breite).

Die Helligkeitstemperaturen (brightness temperatures) werden aus den Messungen des thermalen Bolometers unter der Annahme, daß das aufzunehmende Ziel als schwarzer Körper abstrahlt, berechnet. Dazu werden die Wellenlängenbereiche von  $18 \mu\text{m}$  und  $25 \mu\text{m}$  verwendet. Eine detaillierte Beschreibung der Prozessierung der Temperaturdaten ist bei *Christensen et al.* (2001) zu finden.

Da die MGS-Sonde in einem polaren Orbit ist und jeweils die Tag- und Nachtseite gegen 13.00 - 15.00 Uhr bzw. 01.00 - 03.00 Uhr Ortszeit überflogen wird, werden Temperaturen auf der

Marsoberfläche gemessen, die im Bereich der Minimal- und Maximaltemperaturen zur jeweiligen Jahreszeit liegen. Bei niedrigen Temperaturen ( $< \sim 225$  K) beeinträchtigt signifikantes Rauschen (noise) die Messungen, so daß sie nicht mehr zuverlässig sind und höhere Werte, als tatsächlich vorhanden sind, aufweisen.

Die Lambert-Albedo ( $A_L$ ) wird aus Messungen des sichtbaren Bolometers mit Hilfe der kalibrierten Strahlungshelligkeit ( $R$ ), der Sonne-Mars Distanz ( $D$ ), dem Einfallswinkel ( $i$ ) und der solaren Helligkeitstrahlung integriert über die spektrale Erwiderng des TES-Bolometers ( $S$ ), berechnet (*Christensen et al.*, 1998) nach:

$$A_L = \frac{RD^2}{S \cos(i)}$$

Die TES-Oberflächendrucke werden mit Hilfe eines  $0,25^\circ \times 0,25^\circ$  Rasters (Längengrad  $\times$  Breitengrad) von topographischen MOLA-Karten, dem hydrostatischen Gesetz mit einer angenommenen Atmosphärenhöhe von 10 km und einer Anpassung für den saisonalen  $\text{CO}_2$  - Sublimationszyklus nach *Tillman et al.* (1993), der auf Messungen der beiden Viking-Lander beruht, modelliert.

### 3.3 Verknüpfung von Datensätzen

Die einzelnen Instrumente (MOC, MOLA, TES) der Mars Global Surveyor (MGS) - Mission befinden sich alle auf einer Instrumentenplattform, die in einem Winkel und zur gleichen Zeit die Oberfläche des Mars abtastet. Die Bilddaten können deshalb relativ problemlos miteinander verknüpft werden. Obwohl alle verwendeten Datenprodukte von der MGS-Mission stammen, ist bei der Verknüpfung der Datensätze darauf zu achten, daß die Rohdaten der einzelnen Geräte mit unterschiedlichen Referenzsystemen prozessiert werden (s. Tabelle 8). Dies liegt einerseits an historischen Gründen, da einige Wissenschaftlerteams, die die Geräte entworfen haben und betreiben, ihre Prozessierung auf die alten Viking-Referenzsysteme abgestimmt haben, zum anderen aber auch auf Konkurrenzsituation zu anderen Wissenschaftlerteams, da jeder seinen Standard durchsetzen möchte und es zu keiner Einigung unter den Teams kam. Mittlerweile scheint sich jedoch der Standard vom MOLA-Team durchzusetzen, der auch vom USGS unterstützt wird. Auch am DLR wird dieses neue Koordinatensystem verwendet, z.B. bei der Prozessierung der neuen HRSC-Daten.

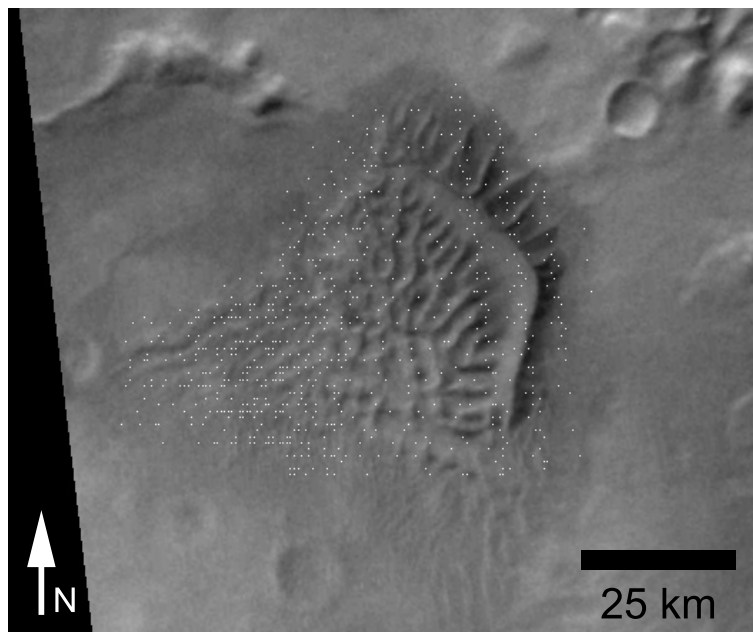
Datenprodukt	Referenzsystem	Bezugsellipsoid	Rotationsachse ( $W_0$ )	Koordinatensystem	Breitengradsystem
MDIM2	USGS/RAND 1999	a=b=3396 km c=3376,8 km	176,7215	West	planetographisch
MOC	IAU 1991	a=b=3393,4 km c=3376,8 km	176,835	West	planetographisch
MOLA	IAU 2000	a=b=3396 km c=3376,8 km	176,7215	Ost	planetozentrisch
TES	IAU 1994	a=b=3397 km c=3375 km	176,835	West	planetographisch

**Tab. 8:** Vergleich der unterschiedlichen Referenzsysteme.

In der vorliegenden Arbeit wurden die Rohdaten der Mars Orbiter Camera (MOC) nach dem IAU 2000 Referenzsystem prozessiert. Die Längengrade der MOC-Bilder in den den Bildunterschriften, Kartenprodukten und Tabellen wurden jedoch in West (nach MOC-Standard) beibehalten, da diese Arbeit überwiegend auf der Auswertung von MOC-NA Bilddaten beruht und damit ein Wiederfinden der Bildnummern in den MOC-Datenbanksystemen erleichtert wird. Für die Verknüpfung von MOC und TES wurden die Bilddaten auf das TES-Referenzsystem prozes-

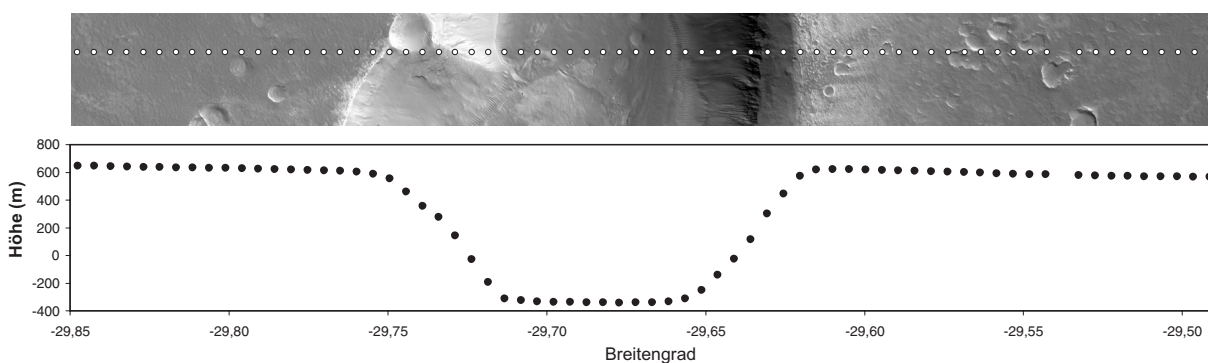


siert (s. Abbildung 41), da ein Umprozessieren der gesamten TES-Daten aufwendiger gewesen wäre als nur ein MOC-WA-Bild umzuprozessieren.



**Abb. 41:** Überlagerung von TES-Daten mit MOC-WA. Die geplotteten weißen Punkte auf dem Russell Dünenfeld bei etwa  $348^{\circ}\text{W}$  und  $54,5^{\circ}\text{S}$  stellen die mittlere Lage der TES-Daten (Helligkeitstemperatur, Lambert Albedo und Oberflächendruck) dar.

Die Verknüpfung von MOC-NA- und MOLA-Daten erfolgte mit der ISIS-Routine **mocmola**, die anhand der Datenaufnahmezeiten der MOC-Kamera und MOLA-Laserimpulse die genaue geographische Überlagerung der topographischen Daten mit den hochauflösenden Bilddaten berechnet. Dabei wird die zu den Bilddaten dazugehörige MOLA-Spur auf das in dem Ausgangsbild vorliegenden Referenzsystem angepaßt. Die topographischen MOLA-Daten können dann mit dem ISIS-Bildprogramm **qview** auf das MOC-Bild geplottet werden. Die einzelnen Höhen im MOC-NA Bild können in diesem Bildbetrachter zudem abgelesen werden oder aber in einer bei der Prozessierung mit erstellten Tabelle separat geplottet werden (Abbildung 42).



**Abb. 42:** Überlagerung von MOLA-Daten mit MOC-NA. Die geplotteten weißen Punkte auf dem MOC-NA Bild von Nirgal Vallis (M0302290 bei etwa  $29,8^{\circ}\text{S}$  und  $39^{\circ}\text{W}$ ) entsprechen der mittleren Lage der Laser Altimeter Messungen der MOLA-Spur 11541.

### 3.4 Altersbestimmung durch Kraterzählungen

Die Datierung von planetaren Oberflächen durch Kraterzählungen ist eine wichtige Methode in der Planetenforschung. Grundprinzip dieser Methode ist die Tatsache, daß die Himmelskörper seit ihrer Entstehung Projektilen (Asteroiden und Kometen) ausgesetzt waren und auf einer festen Planetenoberfläche umso mehr Einschlagsereignisse akkumulierten je älter sie sind. Durch Messung der Anzahl und Größe der Krater pro Flächeneinheit lassen sich relative (s. auch Kapitel 2.3), sowie innerhalb modellabhängiger Grenzen auch absolute Alter bestimmen (*Neukum und Wise*, 1976). Dabei ist das Verhältnis von Kratergröße zu Krateranzahl pro Flächeneinheit für ein Zeitalter charakteristisch (*Neukum und Hiller*, 1981). Zu berücksichtigen ist, daß Krater durch endogene und exogene Prozesse wie Lavaüberflutung, Erosion und Sedimentation oder äolische Prozesse ausgelöscht werden können. Dies ist auf der Erde durch die hohen Erosionsraten auch heute noch in starkem Maße der Fall, spielte aber auch in der frühen Marsgeschichte eine große Rolle und beeinflußt die gemessenen Oberflächenalter (*Öpik*, 1966; *Hartmann*, 1971; *Soderblom et al.*, 1974; *Neukum et al.*, 1975). Da auf den jüngeren, neu entstandenen Flächen, sei es durch Lavaüberflutung oder äolische Prozesse, weiterhin Projektilen einschlugen, lassen sich auch diese Flächen durch Kratereinschlagshäufigkeiten datieren.

Für die Zählung von Kratereinschlagshäufigkeiten müssen mehrere Rahmenbedingungen erfüllt sein:

- Zählungen können nur auf homogenen Gebieten (z.B. Sedimentationsbecken, Talbereich, Caldera oder Lavastrom) bzw. geologischen Einheiten erfolgen
- Sekundärkrater, die durch die Ejekta beim Einschlag eines größeren Kraters entstehen, dürfen nicht mitgezählt werden
- es muß festgestellt werden, ob das zu bestimmende Gebiet durch jüngere Prozesse überprägt wurde, da sonst das Alter des jüngeren Prozesses bestimmt wird. Dazu gehört auch, gerade bei hochauflösendem Bildmaterial, ob die Gebiete durch Staubdeposition aus der Atmosphäre verfüllt sind, da vor allem kleinere Krater durch Überdeckung ausgelöscht werden können
- das Referenzbild muß entzerrt bzw. in einer längentreuen Kartenprojektion vorliegen

Die Methodik, aus Kratereinschlagshäufigkeiten Alter abzuleiten, geht zurück auf *Shoemaker und Hackman* (1962); *Baldwin* (1964); *Hartmann* (1966a,b) und *Neukum und Dietzel* (1971a). Sie läßt sich auf alle festen Körper des Sonnensystems anwenden (*Neukum et al.*, 2001). Erstmals angewendet wurde sie für Altersbestimmungen des Erdmondes. Neben dem in den 60er und 70er Jahren zahlreich verfügbaren Bildmaterial des Mondes, konnte mit den Apollo-Missionen Gesteinsmaterial zur Erde zurückgebracht und das Alter radiometrisch bestimmt werden. Durch Vergleiche der Alter aus dem radiometrisch bestimmten Gesteinsmaterial und der aus den Bildmaterialen anhand von Kratereinschlagshäufigkeiten abgeleiteten Alter konnten beide Zeitskalen zueinander korreliert bzw. geeicht werden (*Stöffler und Ryder*, 2001). Eine absolute Altersanbindung von Kratereinschlagshäufigkeiten konnte wegen fehlender Gesteinsproben von anderen festen Himmelskörpern bisher nur für den Mond realisiert werden (*Neukum*, 1983).

Die Kraterhäufigkeit beschreibt die kumulative Anzahl der Krater ab einem bestimmten Durchmesser ( $\geq D$ ) pro  $\text{km}^2$  als Funktion des Kraterdurchmessers. Die Kraterhäufigkeiten für einen bestimmten Durchmesser  $N(D=1 \text{ km})$  ergeben relative Krater-Retentionsalter (*Neukum*, 1983), auf dessen Grundlage die geologischen Einheiten auf dem Mars relativ zueinander bestimmt wurden (*Scott und Tanaka*, 1986; *Tanaka und Scott*, 1987; *Greeley und Guest*, 1987; *Tanaka et al.*, 1992). Eine für den Mars gültige Verteilung wurde erstmals von *Neukum und*

Wise (1976) anhand von Mariner 9 Daten bestimmt. Sie beschrieben die normierte Produktionsverteilung des Mars durch ein Polynom 7. Grades, welches später durch ein Polynom 11. Grades ersetzt wurde (*Neukum Production Function, NPF*) (Ivanov, 2001):

$$\log_{10}(N) = a_0 + \sum_{n=1}^{11} a_n [\log_{10}(D)]^n$$

mit

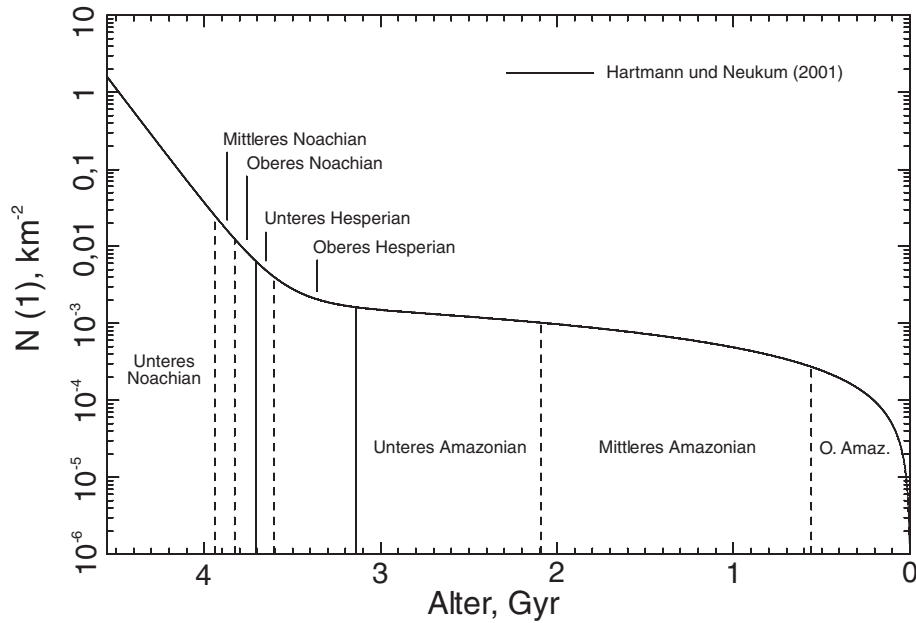
$a_0 = f(t)$	$a_6 = 0,1016$
$a_1 = -3,197$	$a_7 = 6,756 \times 10^{-2}$
$a_2 = 1,257$	$a_8 = -1,181 \times 10^{-2}$
$a_3 = 0,7915$	$a_9 = -4,753 \times 10^{-3}$
$a_4 = -0,4861$	$a_{10} = 6,233 \times 10^{-4}$
$a_5 = -0,363$	$a_{11} = 5,805 \times 10^{-5}$

Durch ein Anpassen dieser Kurve an die gemessenen Kraterverteilungen (d.h. ein Verschieben der Kurve in LogN-Richtung durch Veränderung der Variablen  $a_0$ ) lassen sich die kumulativen Häufigkeiten beim Referenzdurchmesser und damit die relativen Alter errechnen, wobei die Anpassung für Durchmesser im Bereich von 14 m bis 362 km gültig ist (Hartmann und Neukum, 2001). Um die absoluten Alter von Planetenoberflächen zu erhalten, müssen radio-metrisch bestimmte Alter von Gesteinsproben mit den Kraterhäufigkeiten korreliert werden. Dadurch erhält man eine absolute Chronologiekurve. Zur Bestimmung von absoluten Altern auf dem Mars muß auf die lunare Einschlagschronologie zurückgegriffen werden, da bisher keine Gesteinsproben vom Mars vorliegen, die zur Korrelation mit Kraterhäufigkeitsverteilungen herangezogen werden könnten. Da die kratererzeugende Projektilpopulation auf den terrestrischen, inneren Planeten des Sonnensystems die gleiche ist wie beim Erdmond (Neukum und Wise, 1976; Hartmann, 1977; Neukum, 1983; Ivanov, 2001; Hartmann und Neukum, 2001), konnte die lunare Kraterproduktionsrate auf den Mars angepaßt und eine individuelle Chronologiekurve (Abbildung 43), unter Berücksichtigung der unterschiedlichen Impaktrate (z.B. Schwerebeschleunigung und Einschlagsgeschwindigkeiten), festgelegt werden (Ivanov, 2001). Detaillierte Erläuterungen zu diesem Thema finden sich bei Hartmann (1966a,b); Neukum und Dietzel (1971b); Neukum et al. (1975); Neukum und Wise (1976); Neukum (1977); Hartmann (1977); Arvidson et al. (1978); Neukum und Hiller (1981); Hartmann et al. (1981); Neukum (1983); Neukum und Ivanov (1994); Hartmann (1995); Neukum et al. (2001); Ivanov (2001); Hartmann und Neukum (2001).

In der vorliegenden Arbeit wird die aktuelle Mars-Chronologiekurve von Hartmann und Neukum (2001) verwendet, die nicht ausschließlich auf der Kraterpopulation des Mars beruht, sondern auch durch Meteoritenfunde (SNC-Meteorite nach ihren Fundorten Shergotty, Nakhla und Chassigny benannt), die nachweislich vom Mars stammen (Bogard und Johnson, 1983; Becker und Pepin, 1984; Swindle et al., 1986; Marti et al., 1995), bestätigt wurde. Die in den Meteoriten nachgewiesenen Prozesse wie Vulkanismus und chemische Verwitterung, die über fast die gesamte Marsgeschichte andauerten, sind mit der Kraterpopulation konsistent.

Der Fehler von absoluten Altersbestimmungen durch Kraterhäufigkeitsverteilungen liegt für den Mars innerhalb eines Faktors 2, der von der Anpassung der lunaren Produktionsverteilung an den Mars herrührt (Hartmann und Neukum, 2001). Für sehr hohe Alter zwischen 4,5 bis etwa 3,3 Milliarden Jahren und jungen Altern zwischen 0,5 Milliarden Jahren bis heute ist der Fehler bei der Altersbestimmung relativ gering, da die Einschlagsrate in diesen Zeiträumen

en stark abnimmt (Abbildung 43) und eine sehr genaue absolute Altersanbindung zuläßt. Die Altersauflösung in den ersten 1,2 Milliarden Jahren liegt in Größenordnungen zwischen 30 - 50 Millionen Jahren (*Hartmann und Neukum, 2001*), wohingegen der Fehler bei jungen Altern (0,5 Milliarden Jahre bis heute) innerhalb des Faktors 2 liegt. In dem Zeitraum zwischen 3,3 bis 0,5 Milliarden Jahren hingegen, nähert sich die Einschlagsrate einem konstanten Wert und verläuft sehr flach (Abbildung 43), so daß die Genauigkeit der Alterbestimmung in Größenordnungen von nur noch etwa 500 Millionen Jahren liegt.



**Abb. 43:** Mars Krater Chronologie Modell verändert nach *Hartmann und Neukum* (2001).