

**Software-Entwicklung für das SESAME-Experiment
der ROSETTA-Kometenmission und
Untersuchungen zum RadFET-Dosimeter**

I n a u g u r a l - D i s s e r t a t i o n

zur

Erlangung des Doktorgrades

der Mathematisch-Naturwissenschaftlichen Fakultät

der Universität zu Köln

vorgelegt von

Hans-Herbert Fischer

aus Wuppertal

2002

Berichterstatter:

Prof. Dr. Klaus Thiel

Prof. Dr. Wolfgang Neuwirth

Tag der mündlichen Prüfung:

2. Juli 2002

Vorbemerkung

Die sprachliche Kommunikation innerhalb des ESA-ROSETTA-Teams erfolgt überwiegend in Englisch, das mit einer nahezu überwältigenden Anzahl von Akronymen und Abkürzungen angereichert ist. Die Liste der allein im Rahmen des hier beschriebenen Projektes relevanten Akronyme [Thi01] enthält über tausend Einträge. Kompatibel zu diesem Dokument werden in der vorliegenden Arbeit Akronyme in der international üblichen Schreibweise verwendet (z. B. S/W für Software). Eine Liste der verwendeten Akronyme und Abkürzungen befindet sich im Anhang. Englische Fachbegriffe wurden nur dann ins Deutsche übersetzt, wenn dies ohne Verlust an Genauigkeit (und ohne die Erzeugung von Stilblüten) möglich war. Die englischen Originalbegriffe werden in dieser Arbeit kursiv geschrieben, sofern sie nicht als Lehnworte bereits Bestandteil des Deutschen sind.

Wie in naturwissenschaftlichen Veröffentlichungen weit verbreitet, werden auch in dieser Arbeit bei Zahlenangaben die Dezimalziffern durch einen Punkt (und nicht durch ein Komma) von dem ganzzahligen Anteil getrennt. Ein Zeichen zur Bildung von Dreiergruppen bei großen Zahlen wird nicht verwendet. Ansonsten habe ich mich bemüht, die 1998 eingeführte Neuregelung der deutschen Rechtschreibung zu beachten.

Abstract

During the ROSETTA mission to comet 46P/Wirtanen the cluster experiment SESAME will investigate mechanical and electrical properties of the comet's nucleus and its environment. The software program for the control of the three instruments CASSE, DIM, and PP, and for the data pre-evaluation on board the comet lander has been developed. The functionality of the single instruments and of the entire experiment integrated into ROSETTA lander has been checked by a number of tests. Calibration data of the integrated instruments CASSE and DIM has been collected for the first time. A software program for use at the ground station has been developed, which processes the scientific data of the instruments and makes it possible to assess the measuring results shortly after the arrival of the telemetry data.

During the approximately ten years of space mission a RadFET dosimeter will measure the dose due to cosmic radiation inside SESAME central electronics. In order to prepare these measurements the expected dose level has been calculated by performing a sectorial analysis of the shielding distribution inside the lander. The sensitivity to protons with an energy of 17.4 MeV and further properties of the RadFET dosimeter have been experimentally determined using a flight-compatible electronic circuit.

Kurzfassung

Bei der ROSETTA-Weltraummission zum Kometen 46P/Wirtanen wird das Cluster-Experiment SESAME mechanische und elektrische Eigenschaften des Kometenkerns und seiner Umgebung erforschen. Das zur Steuerung der drei Instrumente CASSE, DIM und PP und zur Vorauswertung der experimentellen Daten an Bord der Kometen-Landesonde erforderliche Software-Programm wurde entwickelt. Die Funktionalität der einzelnen Instrumente und des in die Landesonde integrierten Experiments wurde mit einer Reihe von Tests überprüft. Des Weiteren erfolgten – im integrierten Zustand erstmalig – Kalibrierungen für Messungen der Instrumente CASSE und DIM. Für den Einsatz in der Bodenstation wurde ein Programm entwickelt, das die experimentellen Daten der Instrumente aufbereitet und eine Bewertung der Messergebnisse kurz nach der Ankunft der Telemetriedaten ermöglicht.

Während des etwa zehnjährigen Raumfluges wird ein RadFET-Dosimeter die von der kosmischen Strahlung erzeugte Dosis in der SESAME-Elektronik messen. Zur Vorbereitung dieser Messungen wurde die zu erwartende Strahlungsdosis durch eine Sektorenanalyse der Abschirmung in der Landesonde berechnet. Die Empfindlichkeit für Protonen mit der Energie 17.4 MeV und weitere Eigenschaften des RadFET-Dosimeters wurden experimentell in einer flugkompatiblen elektronischen Schaltung bestimmt.

Inhaltsverzeichnis

1 Einleitung	1
1.1 Motivation.....	1
1.2 Zielsetzung dieser Arbeit.....	3
1.2.1 Software-Entwicklung für das SESAME-Clusterexperiment.....	3
1.2.2 Untersuchungen zum RadFET-Dosimeter	4
1.3 Die ROSETTA-Mission zum Kometen 46P/Wirtanen.....	5
1.3.1 Missionsprofil	5
1.3.2 Der ROSETTA-Lander.....	6
1.3.3 Der Komet 46P/Wirtanen	8
2 Software-Entwicklung für das SESAME-Experiment.....	10
2.1 Organisatorische Einbindung in das ROSETTA-Projekt	10
2.2 Die SESAME-Elektronik	12
2.2.1 Übersicht.....	12
2.2.2 Das Prozessorboard.....	13
2.2.3 Die Elektronik der Instrumente.....	15
2.2.4 Hardware-Versionen	15
2.3 Der Software-Entwicklungsprozess.....	16
2.3.1 Festlegung der Prinzipien und anzuwendenden Standards.....	17
2.3.2 Problemanalyse und Festlegung des Funktionsumfangs	18
2.3.3 Software-Design	18
2.3.4 Kodierung	18
2.3.5 Tests	19
2.3.6 Dokumentation.....	21
2.4 Die Flug-Software	22
2.4.1 Modulare Struktur.....	22
2.4.2 Ablauf des Programms.....	24
2.4.3 Interrupt-gesteuerte Aktionen	26
2.5 Flug-Software für das CASSE-Instrument.....	27
2.5.1 Grundlagen und Messprinzip.....	27
2.5.2 Software-Steuerung von CASSE-Messungen.....	29
2.5.2.1 Jobcards	29
2.5.2.2 Ablauf einer Messung.....	30
2.5.3 Das primäre Empfängersignal.....	33
2.5.3.1 ADC-Transfer-Funktion	33
2.5.3.2 Verstärkung	33
2.5.3.3 Kanal-Offsets.....	34
2.5.3.4 Temperaturabhängigkeit der Akzelerometer-Empfindlichkeit.....	35
2.5.4 Messungen mit dem CASSE-Instrument	35
2.5.4.1 Vorläufige Kalibrierung der Temperaturmessung.....	35
2.5.4.2 CASSE-Funktionstests nach Integration in den Lander	38

2.5.4.3 Lander-Thermal-Vakuum-Tests.....	42
2.5.4.4 Schlussfolgerungen	48
2.6 Flug-Software für das DIM-Instrument.....	50
2.6.1 Grundlagen	50
2.6.2 Messgrößen.....	51
2.6.3 Software-Steuerung einer DIM-Messung.....	53
2.6.4 <i>End-to-End</i> -Test der DIM-Flug-Software.....	56
2.6.4.1 Versuchsanordnung.....	56
2.6.4.2 Ergebnisse	57
2.6.5 DIM-Healthchecks nach Integration in den Lander	61
2.7 Flug-Software für das PP-Instrument.....	63
2.7.1 Grundlagen und Messprinzip	63
2.7.2 Software-Steuerung von PP-Messungen	65
2.7.3 Messungen mit der integrierten Elektronik.....	66
2.7.3.1 Tests der Vorverstärker in den Empfängerfüßen	66
2.7.3.2 Aktive Messungen mit integriertem Landegestell	68
2.7.3.3 PP-Healthchecks nach vollständiger Integration in den Lander	68
2.8 Boden-Software.....	70
2.9 Erstellte Projekt-Dokumente	71
2.10 Zusammenfassung und Ausblick	72
3 Untersuchungen zum RadFET-Dosimeter	74
3.1 Einführung.....	74
3.2 Grundlagen	75
3.2.1 Der MOSFET	75
3.2.2 Wirkungsweise eines RadFET-Dosimeters.....	76
3.2.2.1 Das Dosissignal.....	76
3.2.2.2 Haftstellen	77
3.2.3 Eigenschaften des verwendeten Dosimetertyps	79
3.2.3.1 Der "400 nm Implanted"-RadFET	79
3.2.3.2 Empfindlichkeit.....	80
3.2.3.3 Drift.....	82
3.2.3.4 Temperaturabhängigkeit	82
3.2.3.5 Fading.....	83
3.2.4 Bewertung der vorhandenen Informationen und Zielsetzung der Messungen	84
3.3 Messungen.....	85
3.3.1 Gamma-Bestrahlungen.....	86
3.3.1.1 Experimenteller Aufbau	86
3.3.1.2 Dosimetrie	86
3.3.2 Protonenbestrahlungen	87
3.3.2.1 Experimenteller Aufbau und Versuchsablauf	87
3.3.2.2 Konzept der Dosimetrie	90
3.3.2.3 Strahlaufweitung und Protonenenergie	91
3.3.2.4 Bestimmung der Protonenflussdichte	95

3.3.2.5 Gemessene Protonendosis	97
3.3.3 Ergebnisse	99
3.3.3.1 Kumulatives Dosissignal	99
3.3.3.2 Empfindlichkeit für Gamma- und Protonenstrahlung	100
3.3.3.3 Dosismessbereich	103
3.3.3.4 Langzeitmessungen	104
3.3.3.5 Temperaturabhängigkeit des Dosissignals	105
3.3.3.6 Fading	107
3.3.4 Messungen mit der Flugelektronik	109
3.4 Exkurs: Erwartete Strahlenbelastung der Elektronik	111
3.4.1 Strahlungsumfeld während der Mission	111
3.4.1.1 Modellierung der ESA	111
3.4.1.2 Verwendete Daten	112
3.4.2 Dosis in einer Aluminiumkugel	114
3.4.3 Dosis in der SESAME-Elektronik	115
3.4.3.1 Sektorenanalyse	115
3.4.3.2 Ergebnisse	119
3.5 Zusammenfassung und Schlussfolgerungen	120
4 Zusammenfassung	123
A. Umrechnungsfaktoren für die Gamma-Dosis in verschiedenen Medien	126
B. Abkürzungen und Akronyme	127

1 Einleitung

1.1 Motivation

Im Jahr 1799 wurde beim Ausbau französischer Befestigungsanlagen nahe der nieder-ägyptischen Stadt Rashîd (franz. Rosette) eine Steintafel gefunden, die eine Inschrift aus Anlass des ersten Thronjubiläums des Königs Ptolemaios V. Epiphanes (Regierungszeit 205-180 vor unserer Zeitrechnung) enthält. Infolge der Eroberung Ägyptens unter Alexander dem Großen waren offizielle Verlautbarungen in ägyptisch (demotisch) und griechisch abzufassen, für religiöse Zwecke zusätzlich in der heiligen Hieroglyphen-Schrift. Auf dem so genannten Stein von Rosetta sind Fragmente aller drei Fassungen erhalten, so dass durch vergleichende Untersuchungen die Hieroglyphen und die demotische Schrift (1822 durch Jean Francois Champollion) entziffert werden konnten.

Das Ziel der ROSETTA-Mission der europäischen Weltraumagentur ESA ist der Komet 46P/Wirtanen. Nach dem Start im Januar 2003 und einem etwa zehnjährigen Raumflug soll erstmals der Versuch einer Landung auf einer Kometenoberfläche unternommen werden. Es wird erwartet, dass die Ergebnisse der Weltraummission für Fragestellungen zum frühen Sonnensystem eine ähnliche Schlüsselrolle spielen werden wie der Stein von Rosetta bei der Entzifferung der altägyptischen Schriften.

Kometenkerne sind aus verschiedenen Gründen interessante Untersuchungsobjekte. Sie sind relativ kleine Körper im Sonnensystem mit Abmessungen im Bereich von wenigen hundert Metern bis zu einigen zehn Kilometern, die vor etwa 4.5 Milliarden Jahren (also mit dem Planetensystem) weit entfernt von der Sonne, vermutlich außerhalb der Neptunbahn im so genannten Kuiper-Belt, entstanden sind. Durch Bahnstörungen wurden sie in der Folgezeit auf noch weitaus größere Entfernungen gestreut und bilden heute die sog. Oortsche Wolke, deren Abstand von der Sonne etwa 50000-mal größer ist als die mittlere Entfernung Sonne-Erde. Prozesse, die die chemische Zusammensetzung und physikalische Struktur verändern, finden bei Kometenkernen in erheblich geringerem Ausmaß statt als bei den größeren planetaren Körpern mit innerer Energiequelle und Dynamik. Aufgrund der großen Entfernung von der Sonne sollten die Bestandteile des präplanetaren Nebels im Kometenkern daher bei Temperaturen nahe dem absoluten Nullpunkt "eingefroren" sein. Die Analyse des Kometenmaterials bietet also einen Einblick in die Frühphase des Sonnensystems.

Auch nach den ersten näheren Inspektionen von Kometenkernen durch Raumsonden (1986 während der GIOTTO-Mission der ESA beim schnellen Vorbeiflug an Halley, 2001 durch die NASA-Sonde Deep Space 1 bei Borelly) sind grundlegende Annahmen über die Natur der Kometen widersprüchlich. Lässt sich ein Komet als "schmutziger Schneeball" [Whi50] beschreiben, oder sind die Massenverhältnisse umgekehrt und er ist eher eine Ansammlung von vereistem Staub? Haben Kometen einen relativ homogenen Kern oder ist dieser aus locker verbundenen Blöcken (*Building Blocks* [Möh97]) zusammengesetzt? Die bei den schnellen Vorbeiflügen erstellten Aufnahmen der Kometkerne zeigen eine überraschend dunkle Oberfläche (mit einer Albedo von nur 2 bis 4 Prozent, das entspricht dem Reflexionsvermögen von schwarzem Samt). Spielen kohlige Ablagerungen auf der Oberfläche eine Rolle, oder zeigt sich hier eine Eigenschaft auch des Kometeninneren? Ungeklärt ist auch, warum – zumindest bei den untersuchten Objekten – nur einzelne Regionen des Kometenkerns Staub und Gas emittieren, während der überwiegende Teil der Oberfläche inaktiv bleibt.

Noch etwas spekulativ sind folgende Überlegungen: Während heute nur wenige Kometen im Jahr beobachtet werden, deren Bahnen in der Regel in sicherer Entfernung zur Erde verlaufen, wurde die Erde bis vor ca. 3.8 Milliarden Jahren von einer Vielzahl von Kometen getroffen; es wird vermutet, dass ein großer Teil des Wassers auf unserem Planeten durch Kometeneinschläge eingebracht worden ist und damit erst die Entstehung von Leben ermöglicht wurde. Unterstützt wird diese Hypothese durch den Befund, dass der – später auseinander gebrochene – Komet Linear (C/1999 S4) Wasser mit der gleichen isotopischen Zusammensetzung enthielt wie das irdische Wasser [Mum01]. Darüber hinaus wird diskutiert, ob die organischen Bestandteile, die bereits in der Koma von Kometen nachgewiesen wurden, ebenso wie Aminosäuren in dem Orgueil-Meteoriten (der vermutlich von einem Kometen stammt [Ehr01]) bei der präbiotischen Evolution auf der Erde (beschleunigend oder sogar initiierend) mitgewirkt haben [Kis00].

Wichtige Erkenntnisse über die Zusammensetzung der Kometenmaterie lassen sich mit erdgebundenen Beobachtungen gewinnen, z. B. durch die spektroskopische Untersuchung der Kometenschweife. Bis zu einem gewissen Grad können Modellvorstellungen auch durch Laborexperimente überprüft werden (z. B. durch die KOSI genannten Untersuchungen über die Entwicklung von Modellkometen unter weltraumähnlichen Bedingungen [Gru91], [Thi95]). Viele der noch offenen Fragen können allerdings nur durch die Analyse von Kometenmaterial *in situ* oder im Labor nach *Sample-Return*-Missionen beantwortet werden.

Nach einer mehrmonatigen Erkundungsphase in einer Umlaufbahn um den Kometenkern wird sich die ROSETTA-Raumsonde trennen in einen *Orbiter*, der weiterhin den

Kometenkern umkreist, und in ein Landegerät (*Lander*). Während des Abstiegs des *Landers* auf die Kometenoberfläche und nach der Landung wird u. a. das Clusterexperiment SESAME (*Surface Electric Sounding and Acoustic Monitoring Experiment*) mechanische und elektrische Eigenschaften des Kometenmaterials untersuchen. Hierzu werden drei Instrumente eingesetzt: mit CASSE (*Comet Acoustic Surface Sounding Experiment*) werden die Struktur und die elastischen Eigenschaften der oberen Schichten der Oberfläche erforscht, der *Dust Impact Monitor* (DIM) beobachtet Staubteilchen, die von aktiven Regionen des Kometenkerns emittiert werden, und das *Permittivity Probe* (PP) genannte Instrument untersucht den Wassergehalt des Kometenmaterials und die Sublimation von Eis während verschiedener Aktivitätsphasen des Kometen Wirtanen.

1.2 Zielsetzung dieser Arbeit

1.2.1 Software-Entwicklung für das SESAME-Clusterexperiment

Die drei SESAME-Instrumente wurden eigens für die ROSETTA-Mission und weitgehend unabhängig voneinander entwickelt: CASSE beim Deutschen Zentrum für Luft- und Raumfahrt (DLR) in Köln, DIM beim ungarischen Forschungsinstitut für Atomenergie (KFKI) in Budapest und die *Permittivity Probe* beim Finnischen Meteorologischen Institut (FMI) in Helsinki. Zur Steuerung des Messablaufs aller Instrumente wird ein ebenfalls neu entwickelter Mikrocomputer genutzt. Ein Ziel dieser Arbeit war es, das Gesamtkonzept für das erforderliche Software-Programm zu entwerfen und optimiert für die eingesetzte Elektronik umzusetzen. Vor dem Hintergrund sehr eingeschränkter Hardware-Ressourcen sollten die unterschiedlichen Vorgaben der Experimentatoren geprüft und so weit wie möglich als gemeinsam genutzte Software-Bestandteile programmiert werden.

Über instrumentspezifische Aufgaben hinaus war unter anderem die Kontrolle der Experimente in der Bodenstation (*Telecommanding*) und die Möglichkeit autonomer Messabläufe zu konzipieren. Die Verarbeitung der experimentellen Rohdaten und die Formatierung der Ergebnisse an Bord (durch die Flug-Software) waren zu ergänzen durch entsprechende Auswertungsprogramme für den Einsatz in der Bodenstation (Boden-Software).

Bei aller Komplexität der Software waren qualitätssichernde Grundsätze (z. B. Einfachheit, Robustheit, Fehlertoleranz) strikt einzuhalten. Da die SESAME-Instrumente erst im Jahr 2013 aktiviert werden, sollte die Möglichkeit vorbereitet werden, die Software

während des Raumflugs an neue wissenschaftliche Erkenntnisse und veränderte Messprogramme anzupassen. Die Funktionsfähigkeit der Software war aber bereits für den Einsatz bei Bodentests sicherzustellen, an denen im Rahmen dieser Arbeit mitgewirkt werden sollte.

1.2.2 Untersuchungen zum RadFET-Dosimeter

Während des etwa zehnjährigen Raumflugs wird die Bord-Elektronik der ROSETTA-Raumsonde der kosmischen Strahlung ausgesetzt sein. Der Gefahr von Fehlfunktionen durch strahlungsbedingte Alterung der Bauelemente und durch Ausfälle, die schon durch ein einzelnes kosmisches Teilchen ausgelöst werden können, wird durch den Einsatz von strahlungsharten Komponenten begegnet (dieser Schutz sollte beim SESAME-Experiment durch Software-Prüfroutinen erweitert werden).

Nachteile der strahlungsharten Elektronik-Bauteile sind ihr hoher Preis und die oft schwierige Beschaffung. Außerdem liegen ihre Leistungsmerkmale weit zurück hinter dem aktuellen Stand der Mikroelektronik. Deshalb prüfen die Weltraumagenturen die Verwendbarkeit von Standard-Elektronikkomponenten, die serienmäßig für erdgebundene Aufgaben eingesetzt werden (sog. COTS i. e. *Commercial-off-the-shelf*-Komponenten). Den Vorteilen der COTS-Elektronik steht allerdings entgegen, dass jeder Komponententyp mit aufwändigen Bestrahlungstests auf die Weltraumtauglichkeit geprüft werden muss.⁽¹⁾

Für die Beantwortung der Frage, ob zukünftig Standardbauteile eingesetzt werden können, sind Messungen der bei Weltraummissionen tatsächlich auftretenden Strahlenbelastung der Elektronik notwendig. Deshalb wurde auf der Elektronikplatine des CASSE-Instruments ein RadFET-Dosimeter angebracht. Dosimeter dieses Typs nutzen die Veränderung der elektrischen Parameter von Feldeffekt-Transistoren zur Erzeugung des Dosissignals.

RadFET-Dosimeter wurden bereits bei mehreren Weltraummissionen eingesetzt. Bisher wurde davon ausgegangen, dass sich die Empfindlichkeit der Dosimeter für die im Weltraum vorherrschende Protonenstrahlung nur unbedeutend von der Empfindlichkeit für ⁶⁰Co-Strahlung unterscheidet, die zur Kalibrierung verwendet wurde. Vorläufige Ergebnisse von Protonenbestrahlungen des beim SESAME-Experiment eingesetzten

⁽¹⁾ Das Ziel eines Folgeprojekts "Predicting Displacement Damage Effects in Electronic Components by Method of Simulation" (im Auftrag der ESA) ist eine rechnerische Extrapolation auf andere Bautypen und Bestrahlungsfelder auf der Basis nur weniger experimenteller Daten.

RadFET-Typs zeigen jedoch eine deutlich andere Dosischarakteristik als nach Gamma-Bestrahlungen und große Unterschiede in der Empfindlichkeit der einzelnen Dosimeter [Haj00].

Zur Vorbereitung der Messungen während der ROSETTA-Mission sollte im Rahmen der vorliegenden Arbeit der bisherige Informationsstand über das eingesetzte RadFET-Dosimeter bewertet und – soweit erforderlich – durch eigene Experimente ergänzt werden.

1.3 Die ROSETTA-Mission zum Kometen 46P/Wirtanen

1.3.1 Missionsprofil

Die ROSETTA-Mission wird im Januar 2003 mit dem Start einer Ariane-5-Träger Rakete in Kourou (Französisch-Guayana) beginnen. Zur Beschleunigung der Raumsonde auf die Bahn des Zielkometen werden insgesamt drei *Gravity-Assist*-Manöver stattfinden: Im August 2005 erfolgt ein naher Vorbeiflug am Planeten Mars, und im November 2005 und November 2007 kehrt ROSETTA wieder in die Nähe der Erde zurück (Abb. 1.1). Während des langen Fluges zu 46P/Wirtanen ist die Raumsonde überwiegend inaktiv, unterbrochen wird diese *Hibernation Phase* durch Untersuchungen der Asteroiden Otawara und Siwa.

Im November 2011 soll ROSETTA den Kometen mit geringer Relativgeschwindigkeit erreichen und ihm zunächst einige Monate folgen, bevor eine Umlaufbahn um den Kern angesteuert wird. Aus dem Orbit wird die Kometenoberfläche eingehend kartiert und sondiert, und nach der Auswahl eines Landeplatzes wird Anfang 2013 der ROSETTA *Lander* abgesetzt. Raumsonde und Komet sind dann etwa 3.25 AE von der Sonne entfernt (eine AE, d. i. eine Astronomische Einheit, entspricht dem mittleren Abstand Erde-Sonne, also ca. 150 Millionen Kilometern). Wegen der geringen Schwerkraft des Kometen und dem entgegengesetzt wirkenden Gasdruck muss der Landevorgang voraussichtlich durch das Zünden eines Düsentriebwerks beschleunigt werden. Nach der Landung soll möglichst lange die Entwicklung des Kometen auf seinem Weg zum sonnennächsten Punkt seiner Bahn (bei 1.05 AE) beobachtet werden. Detaillierte Planungen für die Messungen auf der Kometenoberfläche liegen zurzeit für die ersten Wochen nach der Landung vor.

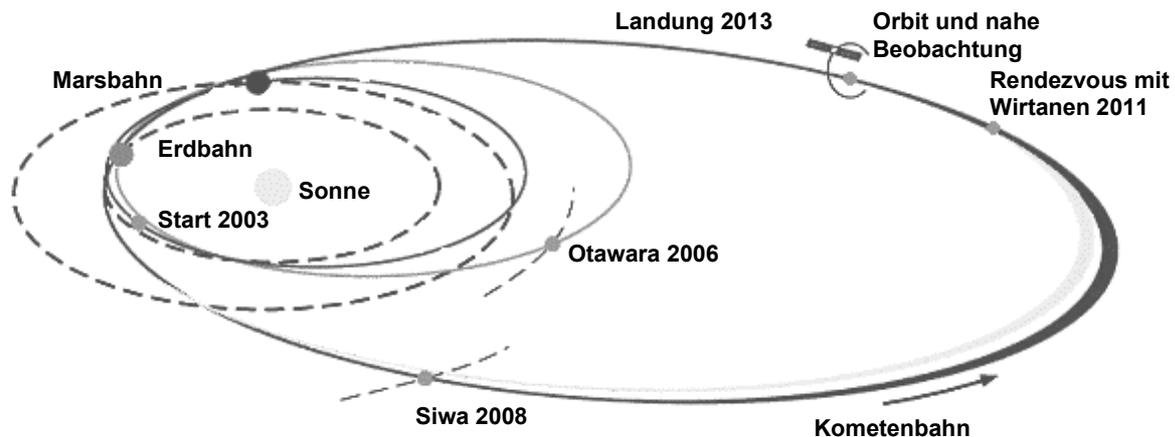


Abb. 1.1: Die geplante Flugbahn der ROSETTA-Sonde. Nach drei *Gravity-Assist*-Manövern (2005 bei Mars und Erde, 2007 bei der Erde) ist die Umlaufbahn von 46P/Wirtanen erreicht. Während der nahen Beobachtungsphase und nach der Landung nähert sich der Komet der Sonne, so dass die Entwicklung der Kometenaktivität beobachtet werden kann. (Unter Verwendung einer Zeichnung der ESA.)

1.3.2 Der ROSETTA-Lander

Beim ohnehin schon riskanten ROSETTA-Projekt stellte die Konstruktion des *Landers* eine besondere Herausforderung dar: Die Beschaffenheit der Kometenoberfläche ist weitgehend unbekannt (s. u.), und wegen der geringen Masse von 46P/Wirtanen reicht das Gewicht des *Landers* nicht für einen sicheren Stand. Die Konstrukteure des Landgestells beim Max-Planck-Institut für Aeronomie (MPAe) haben Schrauben ("Eisschrauben") an den Füßen angebracht, die sich bei der Landung in die Kometenoberfläche drehen und verkanten sollen. Zusätzlich wird eine Harpune in die Kometenoberfläche geschossen und das Harpunenseil anschließend gestrafft. Hierdurch soll auch der für einige SESAME-Messungen notwendige Andruck der Füße auf die Kometenoberfläche erreicht werden.

In den Sohlen der Füße sind Schallaufnehmer und Schallgeber des CASSE-Instrumentes und aktive PP-Elektroden untergebracht. Weitere Elektroden befinden sich am Kopf des APX-Instrumentes, am MUPUS-PEN und – für die Messung von Plasmawellen – am DIM-Sensor. Der würfelförmige DIM-Sensor wird aufprallende Staubteilchen registrieren (Abb. 1.2). Eine Übersicht über alle wissenschaftlichen Instrumente an Bord des ROSETTA-Landers enthält die Tabelle 1.1.

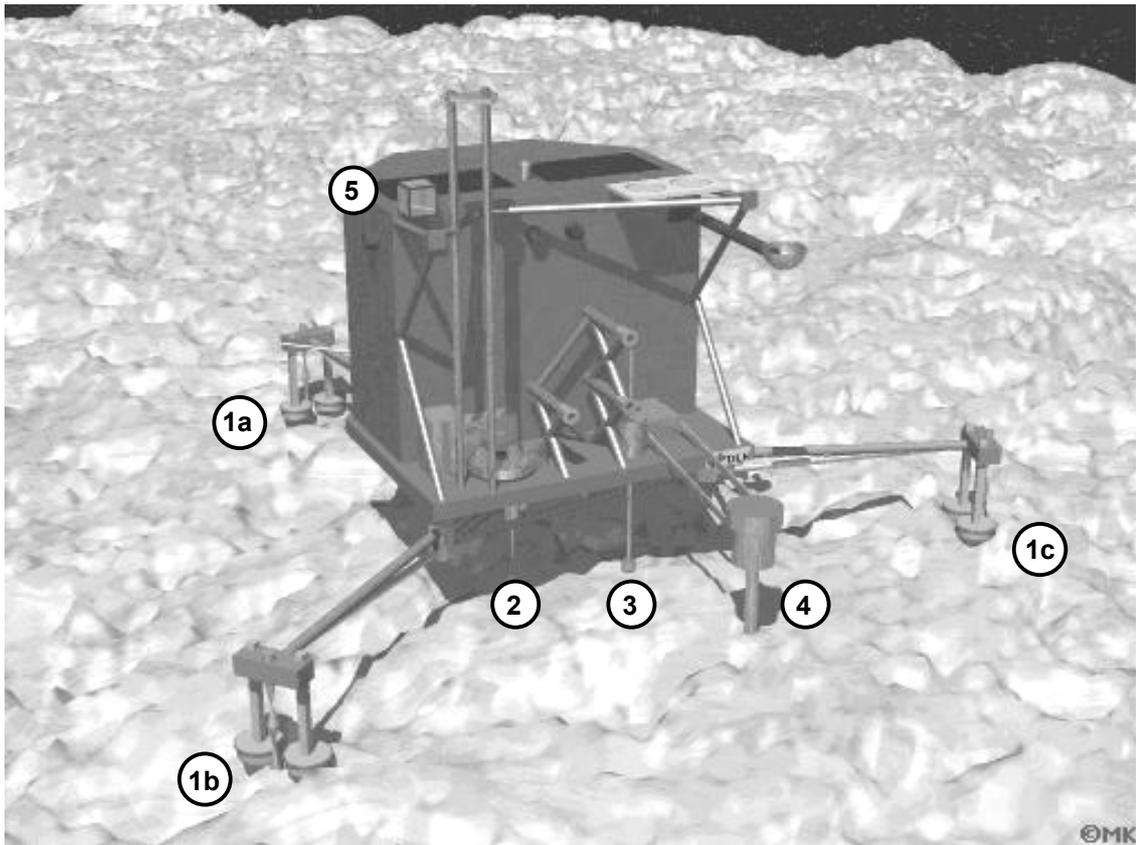


Abb. 1.2: Der ROSETTA-Lander auf der Kometenoberfläche. Die zwei Sohlen der Füße (1a bis 1c) enthalten Sender und Empfänger der SESAME-Instrumente CASSE und PP. Zwischen den Sohlen sind die "Eisschrauben" zu erkennen, die für einen sicheren Stand des *Landers* sorgen sollen. Ein Bohrer (2) wird Proben des Kometenbodens entnehmen und zur Analyse an verschiedene Instrumente verteilen. Zur Messung wird der höhenverstellbare Sensorkopf des APX-Instrumentes (3) auf die Oberfläche gesenkt. Durch einen Hammermechanismus wird der MUPUS-Penetrator (4) in den Boden getrieben. Dabei wird das Temperatur- und Dichteprofil gemessen. Der kubische Sensor des SESAME-Instrumentes DIM (5) ist auf der oberen Abdeckung des Landers angebracht, damit eine wenig gestörte Messung des dreidimensionalen Staubflusses möglich ist. Die zentrale Elektronik befindet sich unterhalb der Abdeckung im hinteren Landerteil. Entsprechend dem Lander-Koordinatensystem werden folgende Bezeichnungen für die Füße verwendet: "Fuß +X" (hier mit "1a" markiert), "Fuß +Y" (1b) und "Fuß -Y" (1c). (Unter Verwendung einer Modellierung des *Landers* auf der Kometenoberfläche von Michael Kretschmer.)

Der *Lander* hat eine Masse von ca. 83 kg und – ohne die Landebeine – Abmessungen von ca. $0.85 \cdot 0.85 \cdot 0.59 \text{ m}^3$. Zur Konstruktion wurden Materialien aus Kohlefasern und Aluminium verwendet. Die Außenhaut ist überwiegend mit Solarzellen bedeckt.

Wichtige Subsysteme sind das Telekommunikationsmodul, das mit dem *Orbiter* als Relaisstation die Verbindung zur Erde ermöglicht, und das Temperaturkontrollsystem. Es soll die Temperatur im Inneren des *Landers* während der gesamten Mission im

Bereich von -55 °C bis +70 °C regeln. Die zentrale Kontrolle aller Subsysteme und Experimente erfolgt durch den Bordcomputer des *Landers*, das *Command and Data Management System* (CDMS).

APX	Alpha-Proton-Röntgen-Spektrometer zur chemischen Analyse der Oberfläche
ÇIVA	Panorama-, Stereo- und Makrokamera
ROLIS	Infrarotspektrometer und -kamera
CONSERT	Radiowellen-"Tomographie" des Kometenkerns in Verbindung mit dem Orbiter
COSAC	Ofen und Gasspektrometer zur Identifizierung von natürlichen und pyrolytisch erzeugten flüchtigen Verbindungen mit dem Schwergewicht auf organischem Material
SD2	Sample and Drill: Probennahme und -verteilung
MODULUS PTOLEMY	Gaschromatograph zur präzisen Bestimmung von Isotopenverhältnissen insbesondere leichter Elemente wie Kohlenstoff
MUPUS	Multi-Purpose Sensor for Surface and Sub-surface Science; Messung thermischer und mechanischer Eigenschaften der oberen Kometenschichten
ROMAP	ROSETTA Magnetometer and Plasma Monitor
SESAME	Akustische Bodensondierung, Flussmessungen des Kometenstaubs, Bestimmung des Wassergehalts durch Messung der komplexen Dielektrizitätskonstante

Tab. 1.1: Die Experimente an Bord des ROSETTA-Landers (nach [Sch98]).

1.3.3 Der Komet 46P/Wirtanen

Die heutige Raketenantriebstechnik erlaubt weiche und kontrollierte Landungen nur auf Kometen, deren Umlaufbahn um die Sonne auf einige Jahre vorhersagbar und relativ kurz ist. Solche Kometen sind "alt" in dem Sinn, dass sie bereits oft in die Nähe der Sonne gekommen sind und ihre Aktivität nicht mehr zu vergleichbar spektakulären Staub- und Gasschweiften führt wie zum Beispiel bei den Kometen Hyakutake (im Jahr 1996) und Hale-Bopp (1997). Unter den in Frage kommenden kurzperiodischen Kandidaten wurde 46P/Wirtanen als Zielkomet der ROSETTA-Mission ausgewählt, da mit ihm die kürzeste Missionsdauer zu realisieren ist.

Im Jahr 1948 entdeckte Carl Wirtanen den Kometen durch Zufall auf fotografischen Platten am Lick Observatorium (Kalifornien). Der Komet wurde mehrfach wiederentdeckt, als er sich in sonnennahen Bereichen seiner Bahn befand; 1999 konnte er

erstmals nahe dem sonnenfernsten Punkt (Aphel) bei 5 AE beobachtet werden (mit dem *Very Large Telescope* der ESA). Durch zwei nahe Vorbeiflüge an Jupiter hatte sich die ursprüngliche Umlaufperiode um die Sonne von 6.65 Jahren auf zurzeit 5.5 Jahre verkürzt.

Erdgebundene Untersuchungen der Eigenschaften des Kometenkerns sind schwierig, da er fast immer von einer Koma aus volatilem Material umgeben ist. Nur die Fotografien des Kometen im Aphel zeigen vermutlich den eigentlichen Kern; zu ihrer Interpretation müssen aber auch hier Annahmen (z. B. über die Albedo der Oberfläche) gemacht werden. Nicht-gravitativ Beschleunigungen des Kerns durch die Massenauswürfe erschweren eine Berechnung der Masse aus der Bahndynamik.

Aktuelle Abschätzungen des Radius führen zu Werten von maximal 1.5 km und minimal 500 m, dann allerdings müsste die gesamte Oberfläche aktiv sein [Möh97], was bei Borelly und Halley nicht der Fall war. Der *Lander* wird Oberflächentemperaturen im Bereich von -150 °C bis -70 °C antreffen [ESC99]. Während der dreistündigen Beobachtung am *Very Large Telescope* war die Helligkeit des Kerns konstant, also ist entweder die Rotationsperiode des Kometenkerns groß, oder er ist nahezu sphärisch und die Oberfläche ist relativ homogen ([Kre00] und dort enthaltene Literaturhinweise).

Die Unsicherheit bezüglich der Oberflächenbeschaffenheit ist allerdings groß. Durch die wechselnden Temperaturbedingungen während der zahlreichen Sonnenumläufe und durch die Kometenrotation wird die Oberfläche durch Prozesse wie die Sublimation und Rekondensation von flüchtigen Bestandteilen verändert. Abhängig von der Masse des Kerns und seiner Aktivität könnten zurückgefallene Staubteilchen oder größere Blöcke die Oberfläche ganz oder teilweise bedecken. Vorstellbare *Worst-Case*-Szenarien für die ROSETTA-Mission wären also, dass die Oberfläche zu stark zerklüftet ist für eine Landung, oder dass der *Lander* in einer meterhohen Staubschicht versinkt.

2 Software-Entwicklung für das SESAME-Experiment

2.1 Organisatorische Einbindung in das ROSETTA-Projekt

Eine große Anzahl von Institutionen und Firmen aus der Europäischen Gemeinschaft ist am ROSETTA-Projekt beteiligt. Das *Lander Project Office* beim Deutschen Zentrum für Luft- und Raumfahrt (DLR) in Köln-Porz organisiert die Integration der Subsysteme und Experimente. Für den organisatorischen Zusammenhalt bei den Entwicklungsarbeiten für das SESAME-Cluster-Experiment ist das Projektmanagement mit dem *Principal Investigator* (PI) Prof. Dirk Möhlmann und dem Koordinator Dr. Klaus Seidensticker verantwortlich.

Die Arbeit der Software-Gruppe an der Universität zu Köln (*SESAME-Co-Investigator*: Prof. Klaus Thiel) erforderte einen intensiven Informationsaustausch innerhalb und außerhalb des SESAME-Teams (Abb. 2.1). Entsprechend dem innovativen Charakter des Projekts, bei dem viele Beteiligte Neuland betreten, konnten oft erst durch diese Zusammenarbeit optimierte Lösungen gefunden werden.

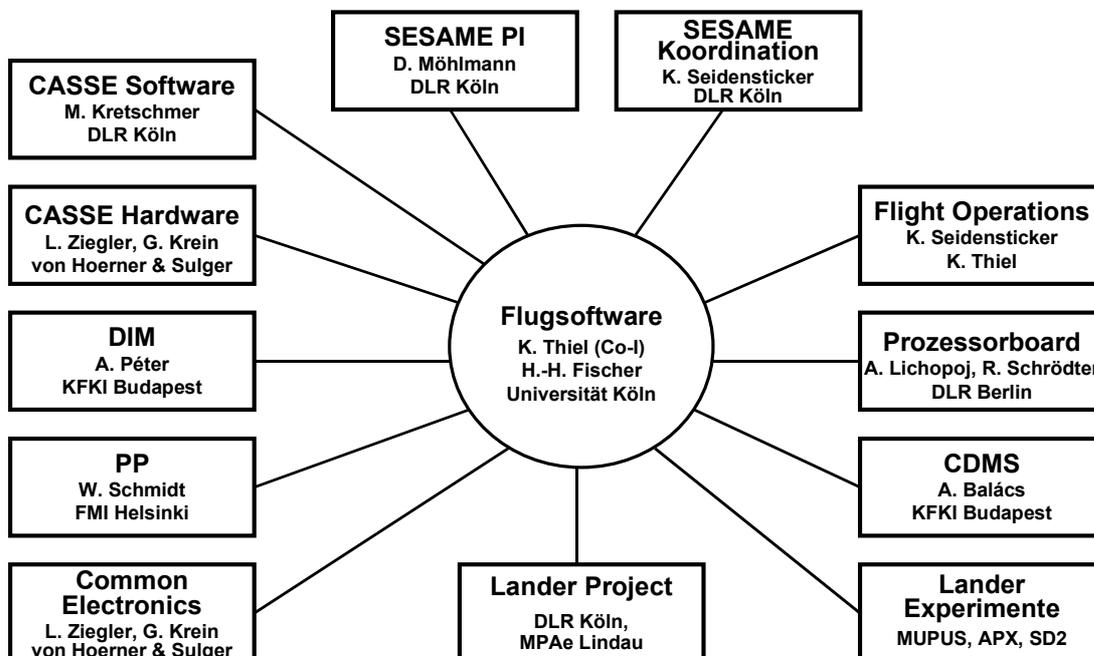


Abb. 2.1: Ansprechpartner der Software-Gruppe innerhalb des ROSETTA-Projektes.

Die Flug-Software war ausgehend von den Vorstellungen der Experimentatoren in Köln, Budapest und Helsinki zu konzipieren und in einer für das eingesetzte Prozessorboard (entwickelt bei der DLR Berlin) geeigneten Weise zu implementieren. Wichtige Ansprechpartner für die hardwarenahe Programmierung waren Mitarbeiter der Firma von Hoerner & Sulger, die für die Realisierung der CASSE-Elektronik und die Integration aller Elektronikkomponenten zuständig waren. Die Notwendigkeit eines intensiven Informationsaustausches ergab sich schon aus der Tatsache, dass die volle Funktionalität der Instrumente erst im Zusammenspiel mit der Software getestet werden konnte. Die während der Software-Entwicklung erworbene Erfahrung mit dem integrierten Gesamtsystem "SESAME-Experiment" ergänzte so das Spezialwissen der anderen Projektbeteiligten.

Zu berücksichtigen waren die Anforderungen an ein in den *Lander* integriertes Experiment. Dies betraf sowohl die Einhaltung formaler Richtlinien des *Lander Projects* (zusammengefasst im *ROSETTA Lander Interface Document* [Kle01]) als auch die spezifikationsgemäße Bedienung von Schnittstellen z. B. zum zentralen Bordcomputer des *Landers*, dem *Command and Data Management System* (CDMS). Da einige SESAME-Messprogramme unter Mitwirkung anderer *Lander*-Experimente stattfinden sollen, waren mit den jeweiligen Experimentatorengruppen die Datenschnittstellen zu vereinbaren.

Die Steuerung des Cluster-Experiments unter Missionsbedingungen und die Auswertung der Telemetriedaten gehörten zu den Aufgaben der Software-Gruppe; daher war sie Ansprechpartner des *Lander*-Teams bei der Vorbereitung von Tests und der Interpretation der Ergebnisse nach der Integration des SESAME-Experimentes in den *Lander*.

Im Zuge der Entwicklungsarbeiten entstanden neben der eigentlichen Software-Dokumentation eine Reihe weiterer Projektdokumente (siehe Kapitel 2.9). Es würde den Rahmen der vorliegenden Arbeit sprengen, alle Details aufzuführen, die in diesen Dokumenten spezifiziert sind. Hier soll lediglich die grundlegende Struktur der Flug-Software erläutert und der Versuch eines kritischen Rückblicks auf den Software-Entwicklungsprozess unternommen werden. Außerdem werden Experimente mit den SESAME-Instrumenten vorgestellt, die über den Zweck von Software-Tests hinausgehend für Kalibrierungen der Instrumente verwendet wurden oder ihre Funktionalität in einer simulierten Kometenumgebung untersuchten. Da Aufbau und Wirkungsweise der Flug-Software eng verknüpft sind mit der eingesetzten Elektronik, erfolgt zunächst eine kurze Darstellung der SESAME-Hardware-Komponenten.

2.2 Die SESAME-Elektronik

2.2.1 Übersicht

Die SESAME-Elektronik besteht aus einem zentralen Teil (*Central Electronics*), der im Inneren des *Landers* zusammen mit den Platinen anderer Experimente in einer so genannten *Common Ebox* untergebracht ist, und der Sensorik, die an exponierten Stellen des *Landers* montiert ist. Eine Schnittstellenkarte (*Interface Board*) verbindet SESAME mit den Datenleitungen des Bordcomputers (CDMS) und mit der Spannungsversorgung (Abb. 2.2).

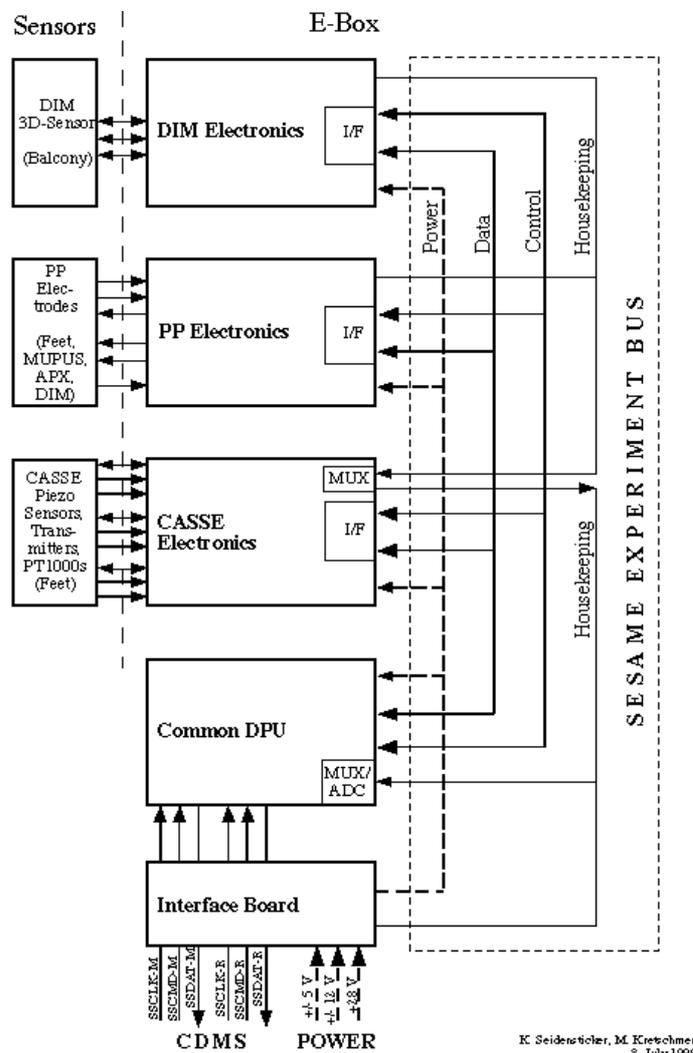


Abb. 2.2: Blockdiagramm der SESAME-Elektronik. Die zentrale Elektronik mit den Instrumentenplatinen, dem Prozessorboard (*Common DPU*) und dem *Interface Board* ist über den *SESAME Experiment Bus* verbunden. Der Anschluss der Sensorik erfolgt an den jeweiligen Instrumenten-Platinen (Zeichnung: Klaus Seidensticker, Michael Kretschmer).

Die zentrale SESAME-Elektronik setzt sich zusammen aus jeweils einer Platine für die drei Instrumente CASSE, DIM und PP und dem Prozessorboard. Die Verbindung der Boards erfolgt über eine Platine, die den *SESAME Experiment Bus* bildet. Von allen Instrumenten gemeinsam genutzt werden ebenso die Schnittstellenkarte zum *Lander* sowie eine kleine Schaltung, auf der die Spannungs- und Stromwerte der Versorgungsleitungen gemessen werden können. Sie enthält zusätzlich eine Überstrom-Schutzschaltung. Einzelheiten dieser Komponenten werden in [Zie01] beschrieben.

2.2.2 Das Prozessorboard

Der verwendete Mikrocomputer [Lic00] wurde am Institut für Weltraumsensorik und Planetenforschung bei der DLR Berlin für den *ROSETTA-Lander* entwickelt und wird in fast identischen Ausführungen bei den Experimenten und Subsystemen CIVA/ROLIS, COSAC, MUPUS, SD2 und SESAME eingesetzt. Er trägt deshalb die Bezeichnung *Common Digital Processing Unit (Common DPU oder C-DPU)*. In der Abbildung 2.3 ist ein Blockdiagramm der C-DPU dargestellt.

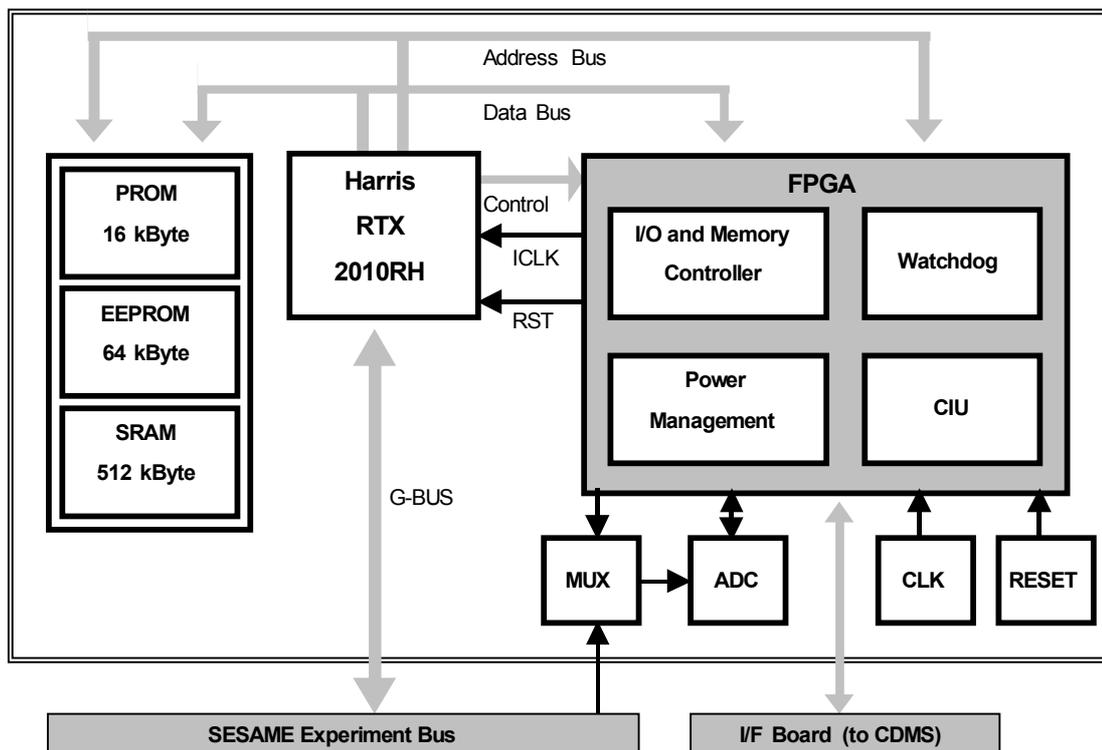


Abb. 2.3: Blockdiagramm des Prozessorboards (Erläuterungen siehe Text).

Zentraler Bestandteil der C-DPU ist ein strahlungsharter Harris RTX2010-Prozessor [Har96]. Dieser 16-Bit-Microcontroller verfügt über einen 256 Worte großen Datenstapel (*Stack*). Operationen mit Daten innerhalb des *Stacks* werden besonders schnell ausgeführt, da keine Zugriffe auf den externen Speicher notwendig sind. Die eingestellte Prozessorfrequenz beträgt 5 MHz. Externe Daten werden vom und zum Microcontroller über 16-Bit Daten- und Adressbusse transferiert. Über den Speicherbus können 16 Seiten mit einer Größe von jeweils 64 Kilobyte (kByte) adressiert werden, so dass insgesamt ein Adressraum von einem Megabyte (MByte) zur Verfügung steht. Über einen weiteren Bus ("G-Bus") können Daten mit 8 externen Geräten ausgetauscht werden. Dieser Bus wird zur Kommunikation mit den Instrumenten genutzt.

Speicherkomponenten auf dem Prozessorboard sind ein 16 kByte großer PROM, ein 64 kByte großer EEPROM und statischer RAM (SRAM). Der PROM (*Programmable Read Only Memory*) enthält den Urlader, *C-DPU Debug Monitor* [Lic00] genannt. Nach dem Einschalten der SESAME-Elektronik wird zunächst dieses Programm ausgeführt, das unter anderem das Aufspielen neuer Flug-Software auf den EEPROM ermöglicht. Eine Minute nach Einschalten der Spannungsversorgung (oder nach einem Kommando von der Bodenstation) wird die SESAME-Flug-Software aus dem EEPROM (*Electrically Erasable Programmable Read Only Memory*) in den Hauptspeicher kopiert und ausgeführt. Die SESAME-Version der C-DPU enthält zwei 512 kByte große SRAM-Module, allerdings können nur 512 kByte genutzt werden, da der 1 MByte große Speicheradressraum auch für andere Zwecke verwendet wird. Die erste Seite des SRAM ist reserviert für den Programmcode, so dass 7 Seiten mit jeweils 64 kByte zur temporären Speicherung von Messdaten zur Verfügung stehen.

Das Prozessorboard ist mit einem 14-Bit Analog-Digital-Konverter (ADC) ausgestattet. Über einen 16-Kanal Multiplexer (MUX) können 15 analoge Messgrößen angeschlossen werden (ein Kanal ist reserviert für die Messung der Spannungsversorgung der *Common DPU*).

Die Hardware-Schnittstelle zum Bordcomputer des *Landers* ist implementiert in einem FPGA (*Field Programmable Gate Array*), in Abbildung 2.3 gekennzeichnet als "CIU" (*Central Interface Unit*). Nach dem Empfang einer Nachricht vom zentralen Boardcomputer wird ein Interrupt ausgelöst, und der Interruptvektor wird entsprechend dem Inhalt der Nachricht gesetzt. In dem FPGA ist u. a. auch ein *Watchdog* programmiert, der bei blockierter Software, zum Beispiel durch eine durch Fehlfunktionen bedingte Endlosschleife, ein Zurücksetzen (*Reset*) der Hardware bewirkt.

2.2.3 Die Elektronik der Instrumente

In der vorliegenden Arbeit werden software-relevante Details der Schaltungen und der Sensorik zusammen mit dem Messprinzip und der Software-Steuerung der einzelnen Instrumente erläutert. Auf die Funktionsweise des RadFET-Dosimeters, das auf der CASSE-Platine angebracht ist, wird ausführlich in Kapitel 3 eingegangen.

2.2.4 Hardware-Versionen

Zu Beginn der Software-Entwicklung standen Labormodelle der *Common DPU* und der Instrumente CASSE und PP zur Verfügung. Nach der Integration der Labormodelle (unter Mitarbeit der Elektronik-Werkstatt der Abteilung Nuklearchemie, Universität zu Köln) konnten, trotz der teilweise sehr eingeschränkten Funktionalität, erste Erfahrungen mit der Ansteuerung der Instrumente und dem Zusammenspiel der Hardwarekomponenten gewonnen werden.

Ein wichtiger Schritt in Richtung auf die Zielfunktionalität war die Fertigstellung der EQM-Komponenten. Nach der Terminologie der ESA bezeichnet der Begriff EQM (*Electrical Qualification Model*) Bauteile, die sich elektrisch sehr ähnlich wie die Flug-Hardware verhalten, aber nicht zwingend weltraumtauglich sind. Die SESAME-EQM-Komponenten (Abb. 2.4) wurden im Dezember 1999 an das *Lander Project* abgegeben zur Integration in das *Lander*-EQM. Die Erfahrungen mit den ersten EQM führten zur Herstellung der verbesserten EQM2- und (bei PP) EQM3-Elektronik. Schließlich erfolgte im März 2001 die Abgabe der FM (*Flight Model*)-Versionen an das *Lander* Team. Im EEPROM des Prozessorboards ist die Version FM 1.0 der Flug-Software gespeichert.

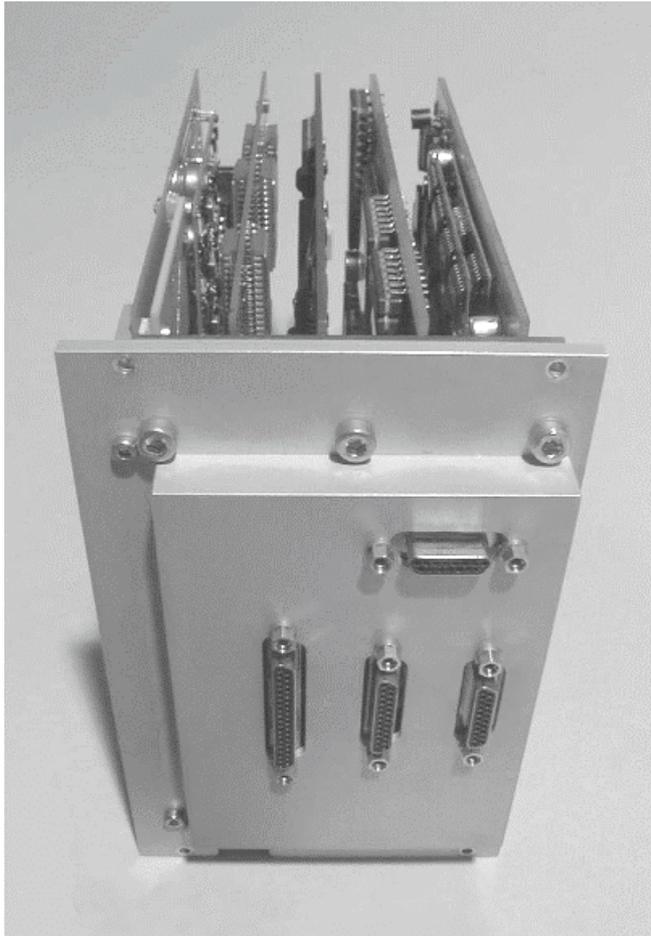


Abb. 2.4: Die zentrale SESAME-Elektronik (EQM-Version). Der so genannte Boardstack enthält eine Schnittstellenkarte zum zentralen Computer und zur Spannungsversorgung des *Landers* sowie das Prozessorboard und die Platinen der Instrumente CASSE, DIM und PP (von links nach rechts). Vorne sind die Anschlüsse für die Sensorik der Instrumente erkennbar (sowie für einen Teststecker, mit dem Spannungen und Stromstärken an verschiedenen Punkten der Elektronik abgegriffen werden können). (Foto: von Hoerner & Sulger GmbH, Schwetzingen.)

2.3 Der Software-Entwicklungsprozess

Bis in die 70er Jahre wurde die Software-Entwicklung als eine eher künstlerische Tätigkeit angesehen, bei der sowohl der Entwicklungsprozess als auch die erstellte Software stark von der Persönlichkeit des Entwicklers bzw. der Entwicklerin geprägt waren. Immer größere Projekte, der Wunsch nach Wiederverwendbarkeit von Software-

Modulen und Überprüfbarkeit der S/W-Qualität hatten die Einführung von zumeist projekt- oder problemorientierten Software-Standards zur Folge.

In Rahmen dieser Arbeit war der ESA-Standard PSS-05 [Ano91] in der mit Überreglementierungen weniger befrachteten Version für kleinere Projekte [BSS96] anzuwenden. Danach lassen sich zunächst grob drei Phasen der S/W-Entwicklung unterscheiden: die Problemanalyse, die Festlegung des S/W-Design sowie Kodierung und Test. Ein Idealtypus eines solchen *Software Life Cycles* wird durch das sog. Wasserfallmodell beschrieben, bei dem jede Entwicklungsphase erst nach vollständiger Beendigung der vorangegangenen Phase begonnen wird. Allerdings sollte beim SESAME-Projekt die Software parallel zu den Hardware-Entwicklungsarbeiten erstellt werden, und die Aufgabenstellung der Software erst im Laufe des Projekts durch die Experimentatoren präzisiert werden. Darüber hinaus ergaben Software-Tests (dritte Phase) Hinweise auf Verbesserungsmöglichkeiten der Hardware und auf besser abgestimmte Messprogramme, deren Berücksichtigung wiederum Auswirkungen auf das Software-Design hatten.

Die mehrfach veränderten Anforderungen an die Funktionalität der Software machten ein zyklisches Durchlaufen der oben genannten S/W-Entwicklungsphasen notwendig. Eine solche S/W-Entwicklung nach einem iterativ-inkrementellen Modell erfordert ein präzises Konfigurationsmanagement und eine zuverlässige Versionenverwaltung, deren Prinzipien zusammen mit weiteren Aspekten der Qualitätssicherung in einer frühen Projektphase festgelegt wurden [Thi99]. Die verschiedenen Phasen der SESAME-Software-Entwicklung und die dabei gewonnenen Erfahrungen werden im Folgenden kurz erläutert.

2.3.1 Festlegung der Prinzipien und anzuwendenden Standards

Die allgemeinen Software-Standards mussten auf das SESAME-Projekt zugeschnitten (*taylorisiert*) werden. Zu Beginn des Entwicklungsprozesses wurden deshalb in einem *Software Quality Assurance* Dokument [Thi99] Richtlinien auf der Basis von ANSI IEEE- und ESA-PPS-05-Standards festgelegt. In diesem Dokument sind die Entwicklungsphasen definiert und es wird beschrieben, zu welchen nachprüfbar Ergebnissen jede Phase führen sollte. Zudem wurde das Vorgehen bei Änderungen an der Software und der Dokumentation und bei der Bereitstellung von verschiedenen Versionen für unterschiedliche Hardware- und Software-Umgebungen (Versionenverwaltung und Konfigurationsmanagement) festgelegt. Die hier ebenfalls vorgesehenen wöchentlichen internen Audits der Software-Gruppe haben sich in der Praxis bewährt. Da die Zeitplanung des Gesamtprojekts über weite Strecken faktisch außer Kraft gesetzt war,

konnten bei diesen Treffen Strategien für ein flexibles weiteres Vorgehen diskutiert und in Protokollen nachvollziehbar dokumentiert werden.

2.3.2 Problemanalyse und Festlegung des Funktionsumfangs

Die SESAME-Experimente wurden von drei Experimentatorengruppen in Köln, Budapest und Helsinki geplant, die Entwicklung von Hardware-Komponenten erfolgte ebenfalls dort und zusätzlich in Schwetzingen und Berlin. Als eine der schwierigsten Aufgaben im Rahmen der Software-Entwicklung erwies sich das Zusammentragen von *User Requirements*, d. h. von konkreten Aussagen, welche Funktionalität die Software unter Einsatz welcher Mittel zu leisten hat. Grundlegende Anforderungen, die sich in einem iterativen Prozess aus den Wünschen der Experimentatoren und den Möglichkeiten und Einschränkungen der Hardware ergaben, konnten in einem *User Requirements* Dokument festgeschrieben werden [Thi99a].

Speziell auf den Ablauf und die Steuerung der drei Experimente bezogen sich Dokumente (etwas irreführend *Software Descriptions* genannt), die von den jeweiligen Entwicklergruppen verfasst wurden. Diese Dokumente wurden im Laufe der Software-Entwicklung mehrfach revidiert; zum Zeitpunkt der Fertigstellung und Abgabe der Flugversion FM 1.0 lag eine vollständige Anforderungsbeschreibung nur für ein Instrument vor.

2.3.3 Software-Design

Bei der Spezifikation der S/W-Architektur wurde eine hohe Modularisierung angestrebt. Je nach vorliegendem Informationsstand konnten dadurch einzelne Module detailliert spezifiziert werden, während andere zunächst nur grob skizziert wurden. Voraussetzung war, dass zumindest plausible Annahmen über die Datenschnittstellen der Module getroffen werden konnten. Die Wartung des Spezifikationsdokumentes [Fis01c] wurde dadurch erleichtert, dass die Beschreibung funktional kohärenter und bereits spezifizierter Softwareteile in separaten *Technical Notes* ausgelagert wurde.

2.3.4 Kodierung

Spezifizierte Software-Module wurden in der Programmiersprache Forth-83 kodiert. Diese relativ selten verwendete Sprache wird vorwiegend bei der Programmierung von Mikrocomputern eingesetzt (aber auch hier zunehmend durch C verdrängt). Zentrales

Datenelement ist ein Stapel (*Stack*), und im Kern besteht Forth aus Anweisungen zur Manipulation dieses Stapels. Daten auf dem Stapel können unter anderem dupliziert (DUP), entfernt (DROP) oder vertauscht werden (SWAP), und arithmetische Operationen werden zwischen den obersten Datenelementen im Stapel durchgeführt. Forth wurde als Programmiersprache gewählt, da ihre Eigenschaften besonders gut zur Architektur des RTX2010-Prozessors mit seinem 256 Worte großen Datenstapel passen.

Der gesamte Forth-Sprachumfang ist in einem *Dictionary* enthalten, und der Entwickler hat vollen Zugriff auf alle Anweisungen (in Forth *Words* genannt) in diesem *Dictionary*. Die Anweisungen können verändert, neue *Words* hinzugefügt und nicht genutzte gelöscht werden. Es ist deshalb möglich, einen effizienten und kompakten Code zu generieren. Wegen der geringeren Verarbeitungsgeschwindigkeit werden in der SESAME-Software keine Fließkommaoperationen verwendet; es wird gerechnet mit 8, 16 oder 32 Bit großen Ganzzahlwerten bzw. 16-Bit-Adressen. Die Mehrzahl der benötigten Anweisungen zur arithmetischen Manipulation solcher Daten war in dem Forth-Sprachumfang [Lab97] enthalten, zur Vereinfachung und Verkürzung des Programmtextes wurden jedoch einige grundlegende Operationen neu entwickelt oder der *Forth Scientific Library* [Ano99] entnommen. Transzendente Funktionen waren im Sprachumfang nicht enthalten, deshalb wurden die Sinusfunktion und der dekadische Logarithmus in gemischt tabellarisch-algorithmischen Näherungen implementiert.

Die Programmiersprache Forth und das zur Verfügung stehende archaische Entwicklungssystem [Lab97a] unter dem Betriebssystem DOS bieten dem Entwickler nur wenig Hilfestellung bei der Vermeidung und Entdeckung von Programmierfehlern. Die bei moderneren Programmiersprachen bekannten Hilfsmittel, wie zum Beispiel ein Syntaxcheck des Compilers oder die Überprüfung des Variablentyps, sind nur sehr eingeschränkt bzw. prinzipiell nicht verfügbar. Daher ist ein besonders sorgfältiges und konzentriertes Kodieren notwendig. Zur Unterstützung der Programmierfähigkeit und zur Erzielung eines möglichst eindeutigen Codes wurden *Forth Coding Rules and Style Conventions* [Fis98] festgelegt.

2.3.5 Tests

Forth-Routinen und -Module wurden in Testumgebungen geprüft, die die Module mit definierten Eingangsdaten versorgten. Dies war auf dem Entwicklungs-PC für diejenigen Module einfach zu realisieren, die unabhängig von der Hardware funktionieren sollten (z. B. die Implementierung der transzendenten Funktionen). Für schnittstellen-nahe Module musste entweder eine Hardware-Umgebung auf dem PC simuliert werden oder – was häufiger notwendig war – der Programmcode auf das Zielsystem (d. h. in

den Hauptspeicher des Prozessorboards) transferiert und dort ausgeführt werden. Die Schwierigkeit war hier, dass ein Zugang zu Daten auf den EQM- und FM-Versionen der C-DPU nur über die Telecommand- und Telemetrieleitungen möglich war. Eine Online-Analyse des Modulablaufes (z. B. durch Inspektion des Datenstacks) war deshalb nicht möglich, was den Zeitwand für einen Modultest erheblich vergrößerte.

Funktionstests wurden für größere Programmeinheiten durchgeführt. So wurde zum Beispiel untersucht, wie sich bei definierten Eingangssignalen die Messergebnisse des CASSE-Instruments in Abhängigkeit von Einstellwerten (z. B. Abtastrate, Verstärkungsfaktor, Messzeit, Kanalauswahl) veränderten. Die nominalen Parameter wurden dabei über eine simulierte Erde-Raumsonde-Verbindung als Telekommandos an SESAME gesendet, von der Flug-Software empfangen, ausgewertet und am Instrument eingestellt [Fis00b].

Integrationstests dienten zur Überprüfung der Software anhand der *User Requirements* und sonstiger Referenzwerte, soweit sie von den Experimentatoren zur Verfügung gestellt wurden. Hierzu wurden eine flugkompatible Elektronik bzw. die Flugmodelle selbst eingesetzt und möglichst realistische Messszenarien eingestellt. Die gleichen Tests dienten zur Verifikation der Hardware, die vor und nach der Integration der SESAME-Elektronik in den ROSETTA-Lander erfolgte (die Testergebnisse sind enthalten in den *Software Verification and Validation Reports* [Fis01b]).

Die vorliegende Arbeit enthält darüber hinaus Tests mit einem erweiterten Anspruch: Soweit der Status der Hardware dies zuließ, sollten die Experimente erstmalig demonstrieren, dass das komplette System aus Software und Hardware die physikalisch erwarteten Messergebnisse liefert.

Die SESAME-Hardware-Komponenten wurden von den Herstellern getestet, bevor sie zur Integration an die Firma von Hoerner & Sulger geliefert wurden. Dort wurde der Erfolg der Integration anhand von (allerdings überwiegend sehr knappen) Testspezifikationen der Zulieferer überprüft. Deshalb war es zunächst überraschend, dass während der intensiven Software-Tests Fehlfunktionen und Schwächen der Elektronik entdeckt wurden (die bei den Folgemodellen behoben werden konnten). Offensichtlich zeigen sich einige Fehler erst im voll integrierten System und bei Tests der gesamten Funktionalität durch die Flug-Software. Bei zukünftigen Projekten sollten deshalb ausreichend lange Testphasen eingeplant werden, wobei eine intensive Zusammenarbeit zwischen Hardware- und Software-Entwicklern ermöglicht werden muss.

2.3.6 Dokumentation

Neben der Entwicklungsdokumentation, die während der verschiedenen Phasen der Software-Entwicklung erstellt bzw. überarbeitet wurde, wurde ein *Software User Manual* [Fis01e] verfasst, das die Struktur der Software skizziert und alle Informationen zur Bedienung und Wartung enthält. Die dort enthaltenen *Software Release Notes* beschreiben den Implementierungs- und Teststatus für die Version FM 1.0, die zusammen mit der Flug-Hardware im März 2001 an das *Lander-Team* übergeben wurde.

2.4 Die Flug-Software

2.4.1 Modulare Struktur

Die funktionalen Gruppen der SESAME-Flug-Software sind in Abb. 2.5 dargestellt.

Der Datenfluss zwischen SESAME und der Erde findet über den Bordcomputer des *Landers*, das *Command and Data Management System* (CDMS) statt, das wiederum über den *Orbiter* mit der Bodenstation kommuniziert. Zusammen mit dem Hardware-Interface (CIU) auf dem Prozessorboard ist eine Software-Schnittstelle verantwortlich für die Einhaltung des Kommunikationsprotokolls zwischen SESAME und dem CDMS. Telekommandos werden dekodiert und dienen zur Steuerung der Hauptaufgabe der Flug-Software, der Durchführung von Messungen der SESAME-Instrumente CASSE, DIM und PP.

Der S/W-Code zur Steuerung der Experimente der drei Instrumente ist jeweils aus mehreren Schichten aufgebaut. Entsprechend den in einem Telekommando enthaltenen Informationen wird der Messablauf festgelegt und es erfolgt eine Berechnung aller Messparameter (*Measurement Control*). Die Umsetzung dieser Parameter in Einstellwerte für die Elektronik und das Schreiben der entsprechenden Registerwerte erfolgt in einem Software-Hardware-Interface. Über diese unterste S/W-Schicht können nach erfolgter Messung auch die Messergebnisse gelesen werden. Die Rohdaten werden anschließend (vor-)ausgewertet (*Data Evaluation*) und die so erhaltenen experimentellen Daten (*Science Data – SD*) in einem instrumentspezifischen Format gespeichert (*Primary Formatter*). Mit Telekommandos können zusätzlich Aktionen initiiert werden, die kein bestimmtes Instrument betreffen (zum Beispiel ein Test des SRAM) oder mit denen die Verarbeitung von Telekommandos selbst gesteuert wird.

Die Daten werden mit Informationen über den Zeitpunkt ihrer Erzeugung und die eingestellten Messparameter versehen und in einem Puffer gespeichert, von dem aus sie zum CDMS transferiert werden. Zusätzlich werden in regelmäßigen Abständen Kontrollworte in den Datenstrom eingefügt, mit denen die Datenintegrität überprüft werden kann (*SD Output Module*).

Über das CDMS erhält die SESAME-Software Informationen über die aktuelle Flugsituation und den Zustand des *Landers*. Interessante Informationen betreffen u. a. die Flugphase (z. B. "Abstieg auf Komet und Landebeine ausgeklappt"), die Aktivität

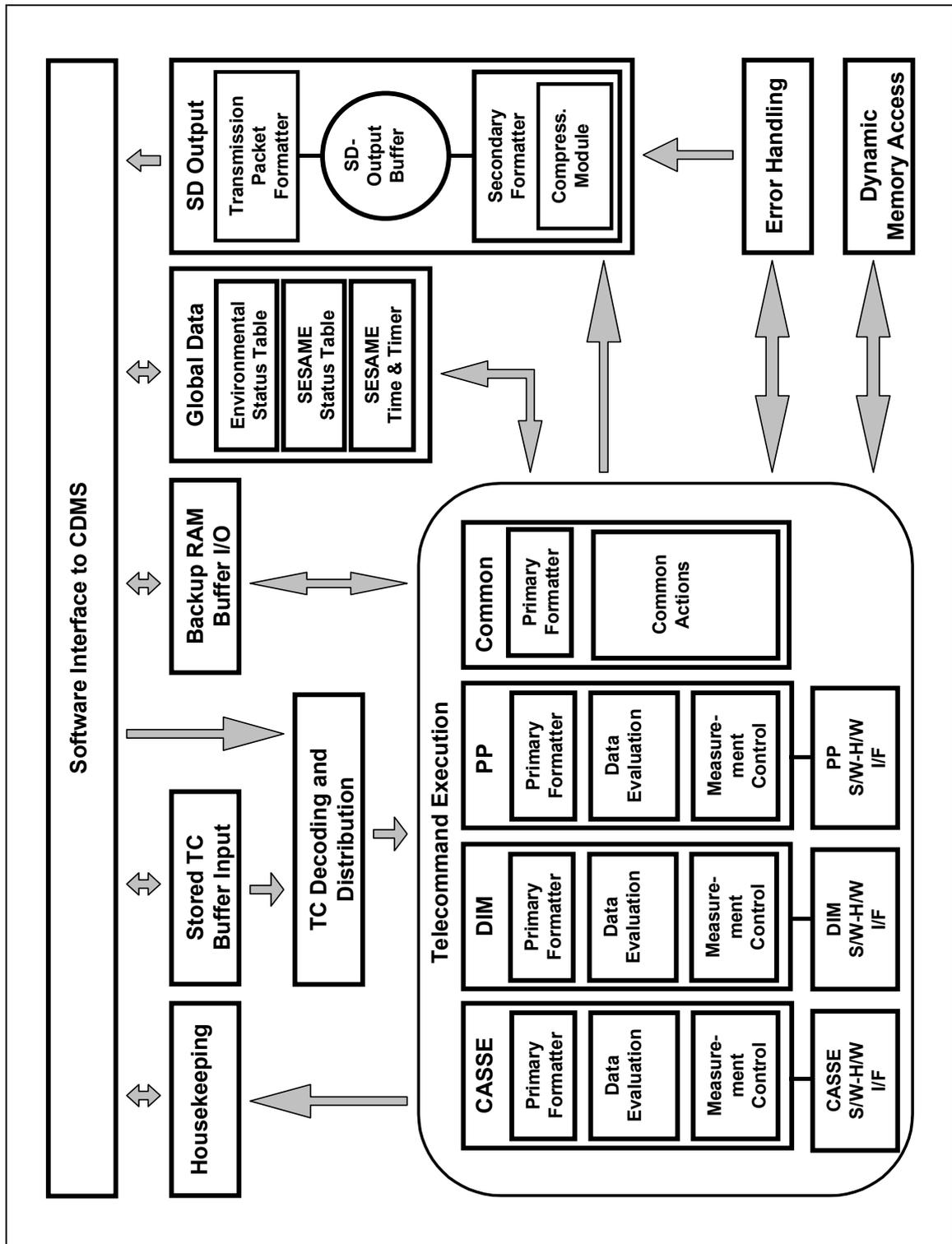


Abb. 2.5: Die funktionalen Gruppen der Flug-Software und der Datenfluss

anderer Experimente (für gekoppelte Messungen oder um Störungen auszuschließen) und die Kometentageszeit. In umgekehrter Richtung übermittelt SESAME Daten über den eigenen Status. Dies sind zum einen Rückmeldungen darüber, ob die Kommunikation fehlerfrei funktioniert. Des Weiteren werden während des sog. *Housekeeping* in regelmäßigen Abständen Parameter gemessen oder errechnet, die Aufschluss über den aktuellen Messablauf und den Zustand der Elektronik geben.

Für einige SESAME-Messungen werden detaillierte Informationen über die anderen *Lander*-Experimente benötigt. Das CASSE-Instrument soll zum Beispiel akustische Schwingungen registrieren, die beim MUPUS-Experiment durch das Einhämmern eines Metallstabes (*Penetrator*) in den Kometenboden entstehen. Die SESAME-Software kann die Tiefe des *Penetrators*, die erwartete Zeit bis zum nächsten Hammerschlag und weitere Daten aus einem Speicherbereich (*Backup RAM Buffer*) des CDMS lesen, der zuvor von MUPUS mit diesen Informationen beschrieben worden ist. Das Kommunikationsprotokoll zwischen SESAME, MUPUS und weiteren *Lander*-Experimenten wurde in [Thi01] festgelegt.

2.4.2 Ablauf des Programms

Nach der Initialisierung der Soft- und Hardware tritt das Programm in die Hauptschleife ein (Abb. 2.6). Dort wird zunächst überprüft, ob die Verarbeitung von Telekommandos zugelassen ist (zur Steuerung eines komplexen Messablaufes kann die Ausführung von Telekommandos für eine bestimmte Zeitspanne oder bis zum Erreichen einer absoluten Zeit ausgesetzt werden). Fällt die Überprüfung positiv aus, wird ein vorliegendes Telekommando analysiert. Da für alle Aktionen, die von der Bodenstation ausgelöst werden können, ein einheitliches Kommandoformat festgelegt wurde, kann leicht identifiziert werden, welche Software-Module die Ausführung des Telekommandos übernehmen sollen und welche Instrumente gegebenenfalls betroffen sind. Außerdem ist es hier möglich, unbekannte (durch Übertragungsfehler oder Strahlungseffekte verfälschte) Kommandos zurückzuweisen.

In regelmäßigen Abständen (allerdings nicht während der Messungen der Instrumente) wird eine Bestandsaufnahme des Zustandes der SESAME-Elektronik und des aktuellen Messablaufes durchgeführt (in der ESA-Terminologie *Housekeeping* genannt). Hierzu werden eine Reihe von Spannungs- und Stromwerten an verschiedenen Stellen in der SESAME-Elektronik gemessen. Zusammen mit weiteren von der Software bereitgestellten Zustandsgrößen (z. B. die letzten empfangenen Telekommandos, aufgetretene Fehler) entsteht so ein Satz von *Housekeeping Parametern*, der in der Bodenstation ausgewertet werden kann.

In der Hauptschleife erfolgt die Bearbeitung von aufgetretenen Fehlern, die nicht auf den unteren Software-Ebenen behoben werden konnten. Fehlermeldungen werden in den Strom der wissenschaftlichen Daten eingefügt.

Die erzeugten experimentellen Daten werden in einem SESAME-eigenen Format in einen Puffer geschrieben. Die Übertragung an das CDMS erfolgt durch Interrupt-Routinen des SESAME-CDMS-Interfaces.

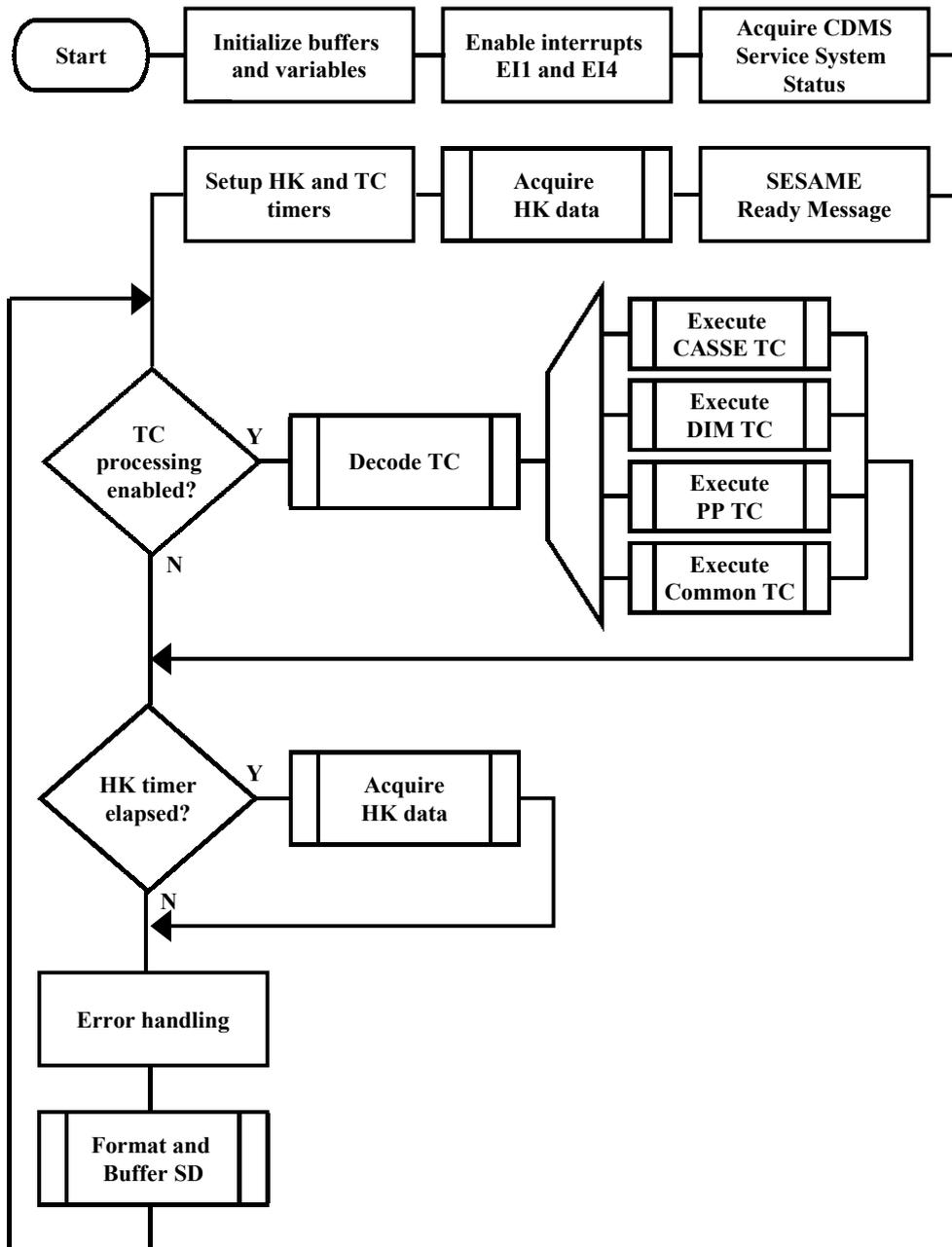


Abb. 2.6: Die Hauptschleife der Flug-Software

2.4.3 Interrupt-gesteuerte Aktionen

Für den Datenaustausch zwischen SESAME und dem CDMS ist im Kommunikationsprotokoll ein striktes Zeitverhalten festgelegt. Aus diesem Grund werden in der Programmschleife die wissenschaftlichen und die *Housekeeping*-Daten für den Transfer nur vorbereitet, und die eigentliche Datenübertragung erfolgt interrupt-gesteuert. Der Empfang von Daten geschieht ebenfalls durch Interrupt-Routinen, die ankommende Datensätze zu kompletten Nachrichten (z. B. Sequenzen von Telekommandos) zusammensetzen und speichern. Die Auswertung dieser Nachrichten erfolgt im Hauptprogramm.

Die SESAME-Software enthält weitere Routinen zur Bearbeitung von Interrupts, die nach Beendigung der Digitalisierung eines Spannungswertes durch den ADC der *Common DPU* oder bei einem Überstrom auf der DIM-Platine ausgelöst werden. Zur Ermittlung der absoluten Zeit und zum Einstellen von Verzögerungen werden unter anderem Interrupts ausgewertet, die von drei Timern des Microcontrollers erzeugt werden.

Die Programmierung der Interrupt-Routinen basiert auf dem BIOS (*Basic Input/Output System*) der *Common DPU*, das von den Entwicklern des Prozessorboards zur Verfügung gestellt wurde [Lic00].

2.5 Flug-Software für das CASSE-Instrument

2.5.1 Grundlagen und Messprinzip

Das CASSE-Instrument wird die Ausbreitung von akustischen Wellen im Kometenmaterial im Frequenzbereich von wenigen hundert Hz bis zu etwa 10 kHz beobachten. Hierdurch können mechanische Eigenschaften und die Struktur der äußeren Schichten des Kometenkerns untersucht werden.

Schon die Messung der Ausbreitungsgeschwindigkeit der Kompressionswellen c_p und der Scherwellen c_s führt zu grundlegenden Erkenntnissen über das Kometenmaterial, da sie verknüpft sind mit elastischen Parametern des Materials:

$$c_p^2 = \frac{Y}{\rho} \cdot \frac{1 - \mu}{(1 + \mu) \cdot (1 - 2 \cdot \mu)} \quad (2.1)$$

$$c_s^2 = \frac{Y}{\rho} \cdot \frac{1}{2 \cdot (1 + \mu)} \quad (2.2)$$

Die Indices p und s stehen für die der Seismik entlehnten Begriffe *Pressure Wave* und *Shear Wave*, Y ist der Elastizitätsmodul (*Young's Modulus*), μ die Poissonzahl und ρ die Dichte des Mediums. Aus dem Elastizitätsmodul lassen sich weitere elastische und mechanische Parameter ableiten, zum Beispiel die Bruchfestigkeit des Materials (eine auch für andere *Lander*-Experimente, wie das Bohrsystem oder das MUPUS-Experiment, interessante Information). Zu prüfen ist, ob darüber hinaus aus der Frequenzabhängigkeit der Dämpfung des Signals auf die Verteilung der Korngröße des Oberflächenmaterials geschlossen werden kann [Köh97].

Die gesamte CASSE-Sensorik ist in den Füßen des *Landers* untergebracht. Zur Messung der Schallgeschwindigkeiten wird ein Transmitter in einer der Sohlen ein akustisches Pulssignal aussenden, das von Empfängern in anderen Landersohlen (im Abstand von ca. 2.40 m) registriert wird (Abb. 2.7). Als Empfänger werden triaxiale Akzelerometer verwendet, die im Vergleich zu einachsigen Schallaufnehmern eine bessere Diskriminierung von Kompressions- und Scherwellen ermöglichen sollen. Neben der Bestimmung der elastischen Parameter des Oberflächenmaterials dienen die Messungen von c_p und c_s zugleich zur Vorbereitung weiterer Experimente: Analog zum Echolot-Verfahren sollen die aufgezeichneten Schallsignale auf Reflexionen untersucht werden. Durch den Vergleich der mit verschiedenen Kombinationen von Transmitter- und

Empfängersohle erhaltenen Signalverläufe kann mit bekannten c_p und c_s die (vermutete) Schichtung des Kometenmaterials vermessen werden und eine räumliche Ortung von Inhomogenitäten (z. B. eingeschlossene Gesteinsblöcke) erfolgen.

Neben der aktiven Sondierung des Kometen werden im passiven Betrieb Umgebungsgeräusche aufgezeichnet. Mögliche natürliche Quellen von akustischen und seismischen Wellen sind unter anderem thermische Spannungen auf der Oberfläche in Folge der Sonneneinstrahlung, die Emission von Gas und Staubteilchen und zurückfallendes Kometenmaterial. Während einiger Stunden wird das Experiment MUPUS einen Metallstab (*Penetrator*) in den Kometenboden hämmern. Die Aufzeichnung und Analyse der hierbei erzeugten Schwingungen soll ebenfalls Aufschluss über die Struktur der oberflächennahen Schichten liefern.

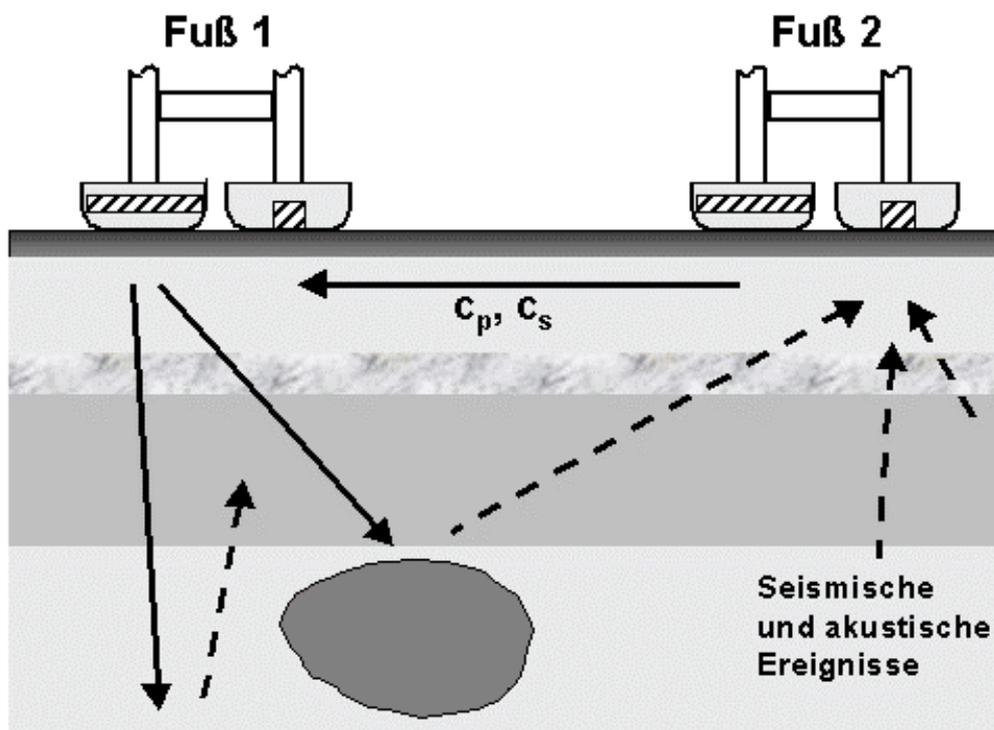


Abb. 2.7: Schematisch dargestellt sind die Füße von zwei der drei *Lander*-Beine auf der Kometenoberfläche. Jeweils eine Sohle eines Fußes enthält einen akustischen Transmitter (in der Zeichnung links), die andere Sohle ein triaxiales Akzelerometer als Empfänger. Im aktiven Betriebsmodus (Schallwellen werden durch die Transmitter angeregt) kann die Schallgeschwindigkeit von Kompressions- und Scherwellen gemessen werden. Außerdem erfolgen akustische Sondierungen der Kometenschichten unterhalb des *Landers* und die Ortung von Inhomogenitäten. Im passiven Betrieb registrieren die Akzelerometer Geräusche und seismische Schwingungen, die z. B. durch die thermische Belastung der Kometenoberfläche, durch zurückfallendes Kometenmaterial oder die Aktivität anderer *Lander*-Experimente entstehen können. (Zeichnung nach [Kre00].)

Die physikalische Beschaffenheit der Kometenoberfläche und der darunter liegenden Schichten ist bisher weitgehend unbekannt. Deshalb wurden zur Vorbereitung der CASSE-Messungen Laborexperimente und Modellrechnungen zur Schallausbreitung in einer Reihe von Materialien durchgeführt, die den Vorstellungen über die Situation auf 46P/Wirtanen nahe kommen oder denkbare Extremwerte repräsentieren. Zu den untersuchten Substanzen gehören unter anderem mineralischer Staub, Sand und Kies in unterschiedlichen Korngrößen, Eis bei verschiedenen Temperaturen und speziell hergestellte und prozessierte Mischungen aus mineralischem Staub und Eiskügelchen. Diese Untersuchungen kommen zu dem Ergebnis, dass die grundlegenden CASSE-Messungen auch unter den denkbaren Extrembedingungen auswertbar sind, die Möglichkeit von akustischen Tiefensondierungen aber weiterhin geprüft werden muss ([Kre00] und dort enthaltene Literaturhinweise).

Wichtig für den Erfolg der CASSE-Messungen ist ein guter akustischer Kontakt der *Lander*-Füße mit der Oberfläche von 46P/Wirtanen. Mit der Harpune, die den *Lander* auf der Kometenoberfläche festhält, soll eine Auflagekraft von mindestens 10 N pro Fuß eingestellt werden.

2.5.2 Software-Steuerung von CASSE-Messungen

2.5.2.1 Jobcards

Jede CASSE-Messung wird durch einen Satz von 21 Parametern festgelegt, die den gewünschten Messablauf und einstellbare Instrumentenwerte beschreiben [Kre00]. Per Telekommando empfängt die Flug-Software diese Parameter kodiert in einer 32 Byte großen Datenstruktur, einer so genannten Jobcard. Sie enthält unter anderem Informationen darüber, welche *Lander*-Sohlen als Sender und Empfänger zu aktivieren sind, wie groß die Transmitterfrequenz und die Abtastrate des Verstärkerkreises sein sollen und ob PT1000-Temperatursensoren an den Füßen ausgelesen werden sollen. Der Ablauf eines Experiments wird unter anderem durch die Solldauer und die Zahl der Wiederholungen einer Messung (ggf. mit zyklisch veränderter Auswahl von Sende- und Empfangskanälen) angegeben.

Eine spezielle Jobcard ist im EEPROM der SESAME-Flugelektronik abgelegt. Sie beschreibt einen festen Messablauf zum Test des CASSE-Instrumentes (*CASSE Health-check*). Hierbei wird nacheinander von jeder Transmittersohle ein 5 ms langes Pulssignal mit einer Frequenz von 2000 Hz emittiert und das an der benachbarten Sohle des

gleichen Fußes empfangene Signal aufgezeichnet. Zu Beginn und am Ende des *Healthcheck* werden die Temperaturen an allen Transmittern und Akzelerometern gemessen.

2.5.2.2 Ablauf einer Messung

Nach dem Empfang eines entsprechenden Telekommandos wird eine CASSE-Messung initiiert mit der Auswertung der Jobcard (Abb. 2.8). Einige der Parameterwerte (zum Beispiel der Verstärkungsfaktor der Empfängerelektronik) können von der Flug-Software ohne weitere Konvertierung am CASSE-Instrument eingestellt werden, andere Parameter wie z. B. die gewünschte Transmitterfrequenz oder die Abtastrate werden in Abhängigkeit von der Prozessorfrequenz und der Anzahl der Sensorkanäle in Registerwerte umgerechnet. Da die CASSE-Elektronik nur bestimmte Kombinationen einiger Registerwerte zulässt, erfolgt bei widersprüchlichen Angaben in der Jobcard eine Priorisierung ⁽¹⁾.

Da die Empfindlichkeit der Akzelerometer temperaturabhängig ist [Buk99] – die Leistung der piezoelektrischen Schallgeber vermutlich ebenfalls – werden vor den akustischen Untersuchungen die Temperaturen in den Landerfüßen gemessen ⁽²⁾.

Die auszulesenden Sensorkanäle werden in der *Sensor Lookup Table* der CASSE-Elektronik eingetragen. Es kann jede Kombination aus den Akzelerometerkanälen (X-, Y- und Z-Richtung) der drei Empfängersohlen und zusätzlich null bis drei Transmitterkanäle eingestellt werden. Bei einer Messung werden diese Kanäle zyklisch abgefragt, die Abtastrate pro Kanal ist damit die eingestellte Abtastrate des Instruments dividiert durch die Anzahl der ausgewählten Kanäle. Es wird ein für alle Kanäle gleicher Verstärkungsfaktor des CASSE-Verstärkers eingestellt. Zur Erhöhung des dynamischen Messbereichs erfolgt die Digitalisierung der verstärkten Signale mit einer annähernd logarithmischen Kennlinie.

⁽¹⁾ Dieser Entscheidungsprozess und einige der an Bord durchgeführten Berechnungen können zukünftig – bei inzwischen festgelegter Hardware-Konfiguration – aus der Flug-Software ausgelagert und von der Boden-Software übernommen werden. Dadurch erhält der Operator eine unmittelbare Rückmeldung über unstimme Sollwerte.

⁽²⁾ Im Jobcard-Konzept ist diese Messung der Fußtemperaturen optional – ebenso wie eine weitere zum Abschluss eines Messprogramms. Für Experimente, die quantitativ zuverlässige Ergebnisse liefern sollen – z.B. zur Messung der Dämpfung des akustischen Signals –, ist sie aber zwingend notwendig.

Ist in der Jobcard die Adresse einer Transmittersohle angegeben, wird eine aktive Messung durchgeführt. Die Software stellt in diesem Fall am Instrument die gewünschte Sollfrequenz ein.

Nach dem Start des Messvorganges werden die Sensorsignale laufend im 128 kByte großen CASSE-RAM aufgezeichnet, wobei nach Überschreiten der Speichergrenze die ältesten Daten überschrieben werden (FIFO-Prinzip). Die Flug-Software liest diese Werte entweder nach dem Ablauf der Messzeit oder wenn die Signalhöhe vorher eingestellte Schwellwerte überschritten hat (*Triggered Mode*). Beim Auslesen des RAM erfolgt eine Konvertierung des instrument-eigenen Zahlenformats (sieben Bit plus Vorzeichenbit) in die Zahlendarstellung des Prozessors und eine Zuordnung der aufeinander folgenden Datenwerte zu den einzelnen Sensorkanälen.

Entsprechend den Angaben in der Jobcard erfolgt anschließend eine weitere Messung (ggf. mit veränderter Transmitter- oder Sensorenauswahl), oder die Messdaten werden über das CDMS zur Erde gesendet.

Zur optionalen Datenkompression wurde ein reversibler (verlustfreier) Kompressionsalgorithmus implementiert [Fis99]. Der Algorithmus berechnet zunächst die Differenzen aufeinander folgender Signalhöhen innerhalb eines Datenblocks von 256 Werten. Diese Differenzen werden anschließend kodiert, wobei aus sieben Code-Tabellen diejenige gewählt wird, die zum kleinsten Datenvolumen führt (*Differential-Pulse-Code-Modulation* mit anschließender Huffman-Kodierung).

Der Messablauf enthält zwei Warteperioden, die zur Erzielung reproduzierbarer Ergebnisse entscheidend sind: Nach dem Einschalten der +28 V-Spannungsversorgung für die Akzelerometer wird gewartet, bis die Sensoren voll betriebsbereit sind (*Sensor-Warm-Up-Time*), und vor jeder Messung wird eine Blindmessung mit gleicher Kanalwahl durchgeführt. Dadurch können sich nahezu konstante Gleichspannungs-Offsets (s. u.) der verstärkten Sensorsignale einstellen. Die Dauer der Blindmessung (*Amplifier-Setup-Time*, 5 Sekunden) und die *Sensor-Warm-Up-Time* (60 Sekunden) wurden nach Messungen mit der CASSE-EQM2-Elektronik eingestellt (vgl. [Fis00a], [Fis00b]). Eine Überprüfung für die FM-Elektronik steht noch aus.

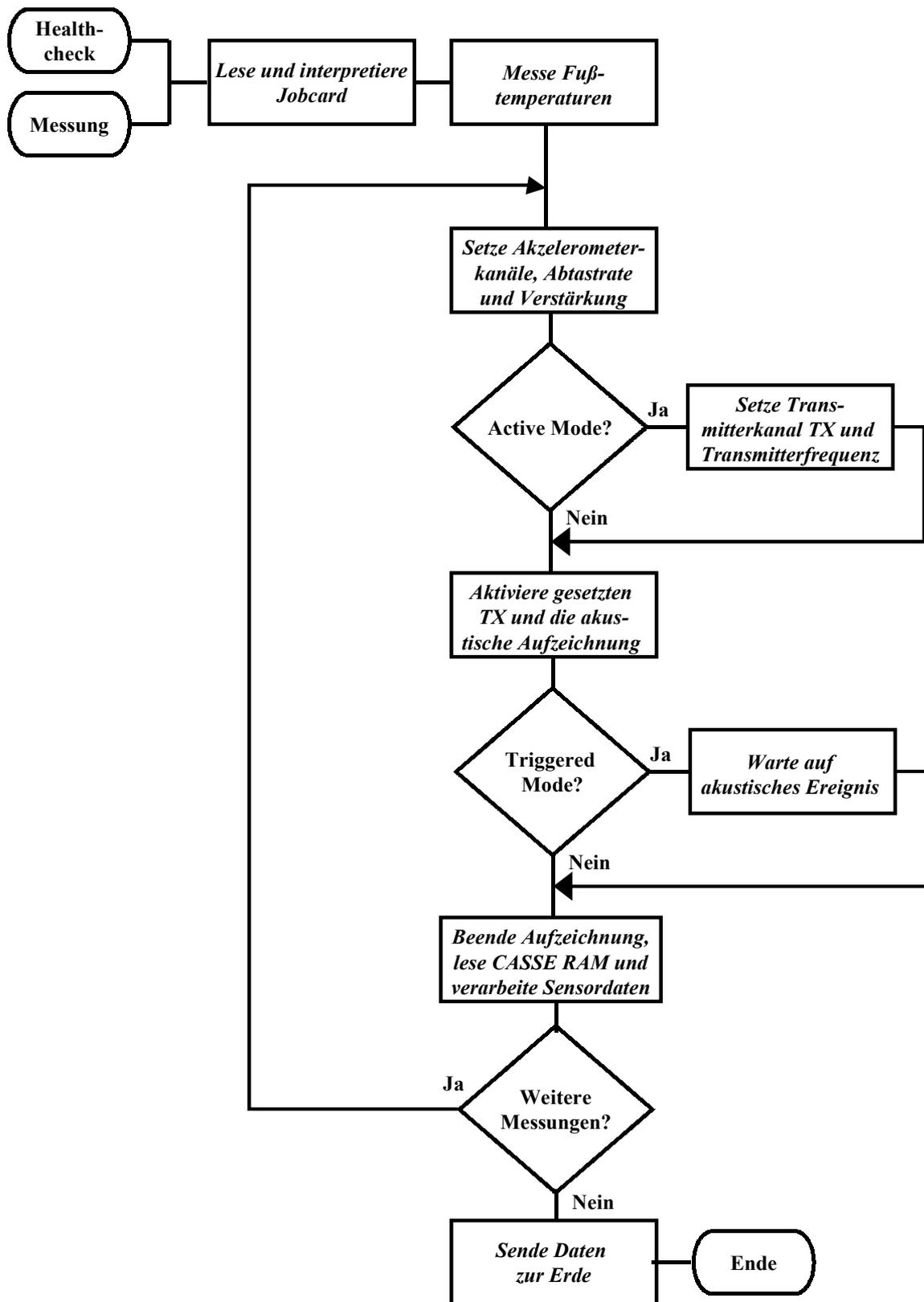


Abb. 2.8: Ablauf einer CASSE-Messung

2.5.3 Das primäre Empfängersignal

2.5.3.1 ADC-Transfer-Funktion

Die Ausgangssignale der Akzelerometer und – falls diese als Empfänger eingesetzt werden – der Transmitter werden von der Flugelektronik linear verstärkt und anschließend mit einer annähernd logarithmischen Kennlinie digitalisiert. Zur Berechnung der ursprünglichen Signalspannungen aus den CASSE-Telemetriedaten müssen in der Bodenstation diese Verarbeitungsschritte invertiert werden. Im Rahmen dieser Arbeit wird davon ausgegangen, dass hierzu die Nominalwerte der Elektronik angewendet werden können, da eine Kalibrierung des integrierten Instrumentes bisher nicht stattgefunden hat (für die CASSE-EQM2-Version wurden die Nominalwerte erfolgreich überprüft [Fis00b]).

S	a_1	a_2
$-127 \leq S < -96$	51.56	3300
$-96 \leq S < -64$	25.78	825
$-64 \leq S < 64$	12.89	0
$64 \leq S < 96$	25.78	-825
$96 \leq S \leq 127$	51.56	-3300

Tab. 2.1: Koeffizienten a_1 und a_2 zur Berechnung des verstärkten Sensorsignals aus dem digitalisierten Messwert S nach Gleichung 2.3 (vgl. mit der Abbildung 2 in [Zie00]).

In der CASSE-Elektronik erfolgt die Analog-Digital-Konvertierung des verstärkten Sensorsignals U_A zum digitalisierten Messwert S abschnittsweise linear, wobei die Steigung der ADC-Transfer-Funktion bei höheren Absolutwerten des Signals kleiner ist. Zur Invertierung der dynamischen Hardware-Kompression wird folgende Beziehung verwendet:

$$U_A [mV] = a_1(S) \cdot S + a_2(S) \quad (2.3)$$

mit den Koeffizienten a_1 und a_2 aus Tabelle 2.1.

2.5.3.2 Verstärkung

Das Eingangssignal an der zentralen CASSE-Elektronik U_S (im Folgenden "Sensor-signal" genannt) errechnet sich aus U_A durch Division mit dem eingestellten Verstär-

kungsfaktor V , wobei eine zusätzliche Verstärkung V_T der Transmittersignale berücksichtigt werden muss:

$$U_S = \frac{U_A}{V_T \cdot V} \quad , \quad (2.4)$$

mit $V_T = 47$, wenn Transmitterkanäle ausgelesen werden, sonst $V_T = 1$ [Kre01].

Die CASSE-Elektronik enthält vier Verstärker mit den Verstärkungsfaktoren $V_0 = 3.13$, $V_1 = 2.13$, $V_2 = 4.55$ und $V_3 = 5.55$ [Zie00]. Die Verstärker lassen sich beliebig kombinieren, so dass 16 analoge Verstärkungsstufen von $V = 1$ (kein Verstärker genutzt) bis $V \approx 168$ (alle Verstärker aktiviert) möglich sind. Der Wert des *Amplifier Gain Control Registers* (AGC) bestimmt die Verstärkung: Die Position eines gelöschten Bits gibt an, dass der Verstärker mit diesem Index aktiviert ist (zum Beispiel bedeutet der binäre AGC-Wert 1001, dass der zweite und der dritte Verstärker verwendet werden, die Verstärkung ist also $V = V_1 \cdot V_2 = 2.13 \cdot 4.55 = 9.69$).

Hochpassfilter sorgen vor der Verstärkung und in der Verstärkerkette für eine Dämpfung von Gleichspannungsanteilen und niederfrequenten (≈ 1 Hz) Signalanteilen. Nach den vorliegenden Informationen [Kre01] ist die Wirkung der Filter auf Signale mit Frequenzen größer als 50 Hz weit unterhalb der Messgenauigkeit und kann deshalb vernachlässigt werden.

2.5.3.3 Kanal-Offsets

Das Signal jedes Empfängerkanals ist bereits vor der Verstärkung um eine kanalspezifische Gleichspannung verschoben, die unter anderem von den eingesetzten Elektronik-Bauteilen abhängt. Werden bei einer Messung mehrere Kanäle angewählt, so stellt sich hinter dem Wechselspannungs-gekoppelten Verstärker nach einigen Sekunden Messzeit ein praktisch konstanter Gleichspannungs-Offset für das verstärkte Signal jedes Kanals ein (diese Einschwingphase wird bei den Messungen durch die vorgeschaltete Blindmessung berücksichtigt). Die Verschiebung der Nulllinie muss bei der Auswertung des Sensorsignals berücksichtigt werden.

Bei Laborexperimenten lassen sich die Kanal-Offsets einfach bestimmen. Sie entsprechen der Nulllinie von Signalsequenzen, bei denen die Empfänger nicht durch Schallquellen erregt worden sind. Alternativ können passive Messungen mit ausgeschalteter Versorgungsspannung der Akzelerometer durchgeführt werden (vgl. [Fis00a]). Es ist zu prüfen, ob mit der Flugelektronik solche Messungen kurz vor den

Experimenten auf 46P/Wirtanen durchgeführt werden sollen, da die Offsets aufgrund der Alterung der Elektronik zeitabhängig sein können.

2.5.3.4 Temperaturabhängigkeit der Akzelerometer-Empfindlichkeit

Nach den Herstellerangaben sind die Akzelerometer spezifiziert für den Einsatz im Temperaturbereich von -54 bis +100 °C und der Temperaturkoeffizient der Empfindlichkeit liegt bei +0.05 %/K für die X-Richtung und +0.1 %/K für die Y- und Z-Richtung [Buk99]. Die CASSE-Gruppe hat die Empfindlichkeit für die Z-Richtung bei Temperaturen bis zu -180 °C untersucht. Zur Beschreibung der Temperaturabhängigkeit verwenden die Autoren Polynome dritten Grades. Die in [Kre99] dargestellten Messwerte für fünf Akzelerometer können aber auch so interpretiert werden, dass die Empfindlichkeit bis hinunter zu -160 °C linear um ca. 0.1 bis 0.15 %/K und anschließend (bis -180 °C) stärker abnimmt.

2.5.4 Messungen mit dem CASSE-Instrument

2.5.4.1 Vorläufige Kalibrierung der Temperaturmessung

Erwarteter Temperatur-Spannungs-Verlauf

An jedem CASSE-Transmitter und -Receiver in den *Lander*-Füßen ist ein PT1000-Messelement angebracht. Ein weiterer Temperatursensor befindet sich auf der Elektronikplatine des CASSE-Instrumentes. Das Prinzip der Temperaturbestimmung besteht in der Messung des Spannungsabfalls über den temperaturabhängigen Widerstand $R_{pt}(T)$ des PT1000 bei einem konstanten Messstrom I_{mes} . Im Allgemeinen muss zusätzlich der Widerstand der Zuleitungen $R_l(T)$ berücksichtigt werden. Zur Einstellung des Messbereichs wird auf der Platine der Spannungsabfall durch Spannungsteilung mit einem Faktor k_{hk} skaliert und eine konstante Gleichspannung U_0 addiert, so dass für den Messwert $U(T)$ formuliert werden kann:

$$U(T) = U_0 + k_{hk} \cdot I_{mes} \cdot \{R_{pt}(T) + R_l(T)\} \quad . \quad (2.5)$$

Im Temperaturbereich von 0 °C bis 850 °C ist die Temperaturabhängigkeit von R_{pt}

$$R_{pt}(T) = R_0 \cdot (1 + 3.908 \cdot 10^{-3} \cdot T - 5.802 \cdot 10^{-7} \cdot T^2) \quad , \quad (2.6)$$

wobei die Temperatur in Celsius eingesetzt wird und $R_0 = 1000 \Omega$ für PT1000-Mess-elemente ist. Die analytische Beschreibung des Temperaturverlaufs von R_{pt} nach der Norm DIN IEC 751 enthält für negative Temperaturen zwei weitere Terme höherer Ordnung, die vernachlässigt werden können, da der Einfluss auf $U(T)$ maximal 0.5 % (bei $-150 \text{ }^\circ\text{C}$) beträgt. Die Nominalwerte für den Spannungsskalierungsfaktor und den Messstrom sind $k_{hk} = 10$ und $I_{mes} = 502 \mu\text{A}$ [Zie01a]. Da die Spannung $U(T)$ mit dem Analog-Digital-Konverter auf der *Common-DPU*-Platine (Messbereich -3 V bis $+3 \text{ V}$) digitalisiert wird, sollen durch diese Einstellungen Temperaturen im Bereich von ca. $-150 \text{ }^\circ\text{C}$ bis $+150 \text{ }^\circ\text{C}$ gemessen werden können. Die Voraussetzung für die Symmetrie des Messbereichs ist allerdings, dass die Spannung U_0 den skalierten Spannungsabfall über den PT1000-Messfühler bei $0 \text{ }^\circ\text{C}$ genau kompensiert.

SESAME-Thermaltest

Im Rahmen der Qualifizierung für Weltraumbedingungen erfolgte am 6. und 7. März 2001 ein Thermaltest der zentralen SESAME-Elektronik. Der FM-Boardstack wurde hierzu mit angeschlossener EQM-Sensorik in eine Klimakammer bei der DLR Köln-Porz gestellt. Leitungen für die Spannungsversorgung und Datenleitungen führten zum SESAME-EGSE (*Electrical Ground Support Equipment*), das außerhalb der Klimakammer aufgestellt war. Die Temperatur innerhalb der Klimakammer wurde an mehreren Stellen überwacht. Es wurden Temperaturen im Bereich von $-55 \text{ }^\circ\text{C}$ bis $+70 \text{ }^\circ\text{C}$ eingestellt und bei ausgewählten Temperaturwerten Funktionstests durchgeführt (Abb. 2.9).

Ein wichtiges Ergebnis des Thermaltests war die Feststellung eines Fehlers auf dem *Interface Board* der zentralen Elektronik: Bei hohen oder niedrigen Temperaturen fiel nach Lastwechseln die $+5 \text{ V}$ -Versorgungsspannung um ca. 0.6 V ab. Die Flug-Software beendete spezifikationsgemäß die DIM-Funktionstests nach Prüfung der Spannung [Fis01f]. Die während der *CASSE-Healthchecks* und beim *Housekeeping* gemessenen Spannungen für die Temperaturkanäle konnten jedoch für eine erstmalige Kalibrierung der Temperaturmessungen verwendet werden.

Kalibrierung der Temperaturmessung

Es kann angenommen werden, dass zehn Minuten vor Erreichen der Zeitpunkte TB, TC und TE (vgl. Abb. 2.9) bis zum dann stattgefundenen Temperaturwechsel thermisches Gleichgewicht in der Klimakammer herrschte (mit Ausnahme der Umgebung des Prozessors auf dem C-DPU-Board, der bei einer elektrischen Leistung von über 1 Watt eine entsprechende Wärmeenergie produziert). In den genannten Zeiträumen unterscheiden

rechnung nach der Methode der kleinsten Quadrate liefert für die zunächst als fehlerfrei betrachteten Temperatur- und Spannungswerte

$$T [^{\circ}\text{C}] = (31.57 \pm 0.07) + (45.93 \pm 0.08) \cdot U [V] \quad (2.7)$$

Ausgehend von der Streuung der gemessenen Spannungswerte wird der Fehler der nach Gleichung (2.7) errechneten Temperatur im Bereich $-40\text{ }^{\circ}\text{C}$ bis $+50\text{ }^{\circ}\text{C}$ auf $2\text{ }^{\circ}\text{C}$ geschätzt. Eine Extrapolation der Temperaturkennlinie zu höheren und niedrigeren Temperaturen kann erfolgen, wenn – unter Vernachlässigung der Temperaturabhängigkeit des Widerstandes der Zuleitungen – der quadratische Term für die PT1000-Messfühler (Gl. 2.6) berücksichtigt wird. Die Kennlinie ist dann

$$T [^{\circ}\text{C}] = 3384 - 4.392 \cdot \sqrt{593605 - 16100 \cdot (U [V] + 0.6828)} \quad (2.8)$$

Beschränkt durch den Messbereich des ADC können nach Gleichung (2.8) Temperaturen von $-105\text{ }^{\circ}\text{C}$ bis $+174\text{ }^{\circ}\text{C}$ gemessen werden. Diese Verschiebung des ursprünglich geplanten Messbereichs zu höheren Temperaturen wird hervorgerufen durch eine ungünstige Einstellung der Spannung U_0 (vgl. Gl. 2.5) und führt dazu, dass mögliche Extremwerte der Temperatur auf der Kometenoberfläche (bis zu $-150\text{ }^{\circ}\text{C}$ werden erwartet [ESC99]) nicht gemessen werden können.

Ein Vergleich der in der Abkühlungsphase TB \rightarrow TC des SESAME-Thermaltests gemessenen und nach (2.8) berechneten Temperaturen mit Referenzwerten bestätigt die Gültigkeit der Skalierung (Abb. 2.10). Mit Tests der in den *Lander* integrierten Flugsensorik sollte jedoch überprüft werden, ob tatsächlich eine gemeinsame Kalibrierungskurve für alle sechs Temperaturkanäle verwendet werden kann.

2.5.4.2 CASSE-Funktionstests nach Integration in den Lander

Bei elektrischen Tests des integrierten *Landers* kam es am 27.9.2001 zu unkontrollierten Zusammenbrüchen der *Lander*-Spannungsversorgung [Ric01]. Dabei wurde ein Teil der SESAME-Flug-Software im EEPROM überschrieben. Die veränderten Programmbereiche wurden am 17.10.2001 neu aufgespielt. Direkt anschließend sowie am 23.10.2001 wurden Funktionstests der SESAME-Software und -Hardware durchgeführt (im Folgenden SFT1 und SFT2 genannt). Diese Funktionstests waren zugleich die ersten Tests des CASSE-Instruments im vollständig integrierten *Lander* (nachdem das Landegestell an die zentrale *Lander*-Struktur montiert worden war). Nach der Durchführung der Funktionstests durch das *Lander*-Team wurden die Telemetriedaten [Küc01] zur Auswertung an die SESAME-Gruppe übergeben.

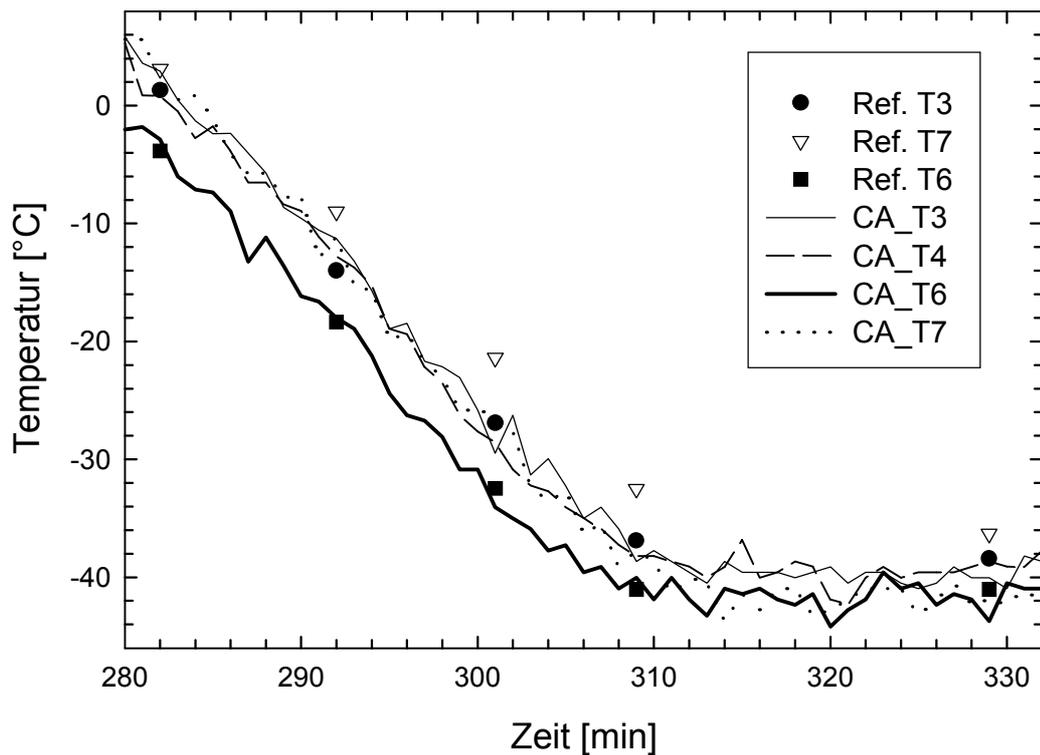


Abb. 2.10: Verlauf der nach Gleichung (2.8) skalierten *Housekeeping*-Werte für vier CASSE-Temperaturkanäle während der Abkühlphase TB bis TC im Vergleich mit Referenzmessungen. Der PT1000-Widerstand des Kanals CA_T3 war ebenso wie der Messfühler für die Referenzmessung "Ref. T3" an einem Transmitter befestigt. Mit CA_T4 und "Ref. T4" wurde eine Akzelerometertemperatur gemessen. Der PT1000-Widerstand des Kanals CA_T6 befand sich frei in Luft in unmittelbarer Nähe zum Messfühler "Ref. T6". Die Referenzmessung "Ref. T7" war ursprünglich zum Vergleich mit Kanal CA_T7 (CASSE-Board-Temperatur) vorgesehen; die durchgehend zu hohen Temperaturwerte deuten aber darauf hin, dass der Messfühler zu nahe am Prozessor angebracht wurde.

Nach den Telemetriedaten betrug die Temperatur der CASSE-Elektronik beim SFT1 ca. 31 °C, beim SFT2 20 °C bis 23 °C. Die nach Gleichung (2.8) ausgewerteten Fußtemperaturen unterschieden sich untereinander um weniger als 1 °C und waren (23 ± 2) °C beim Test SFT1 bzw. (20 ± 2) °C (SFT2).

Die Auswertung beider Funktionstests ergab, dass nur in einem Sensor kanal (Bein -Y, X-Richtung) eine Schwingung mit der Transmitterfrequenz (2000 Hz) erkennbar ist (Abb. 2.11). Die Signale von 7 anderen Kanälen oszillieren hochfrequenter. Zum Beispiel wird der Empfängerfuß am Bein +Y hauptsächlich zu Schwingungen mit dem Dreifachen der eingestellten Transmitterfrequenz angeregt (Abb. 2.11a). Es wird zu prüfen sein, ob die Ursache ein unterschiedliches Schwingungsverhalten der Empfängerfüße oder der jeweils aktiven Transmitter ist. Eine detaillierte Analyse des Schwin-

gungsspektrums ist aufgrund der beim *Healthcheck* eingestellten niedrigen Abtastrate (16 kHz) nicht möglich.

Die elektrische Verbindung zwischen zentraler Elektronik und einem Akzelerometer-Kanal an Bein +Y ist offensichtlich unterbrochen, vermutlich durch eine defekte Steckverbindung zwischen dem Landegestell und der zentralen *Lander*-Struktur. Die Abbildung 2.11a (unten) zeigt das gestörte Signal. Dies macht eine visuelle Inspektion der Steckverbindung erforderlich, die vermutlich erst im Frühjahr 2002 möglich sein wird.

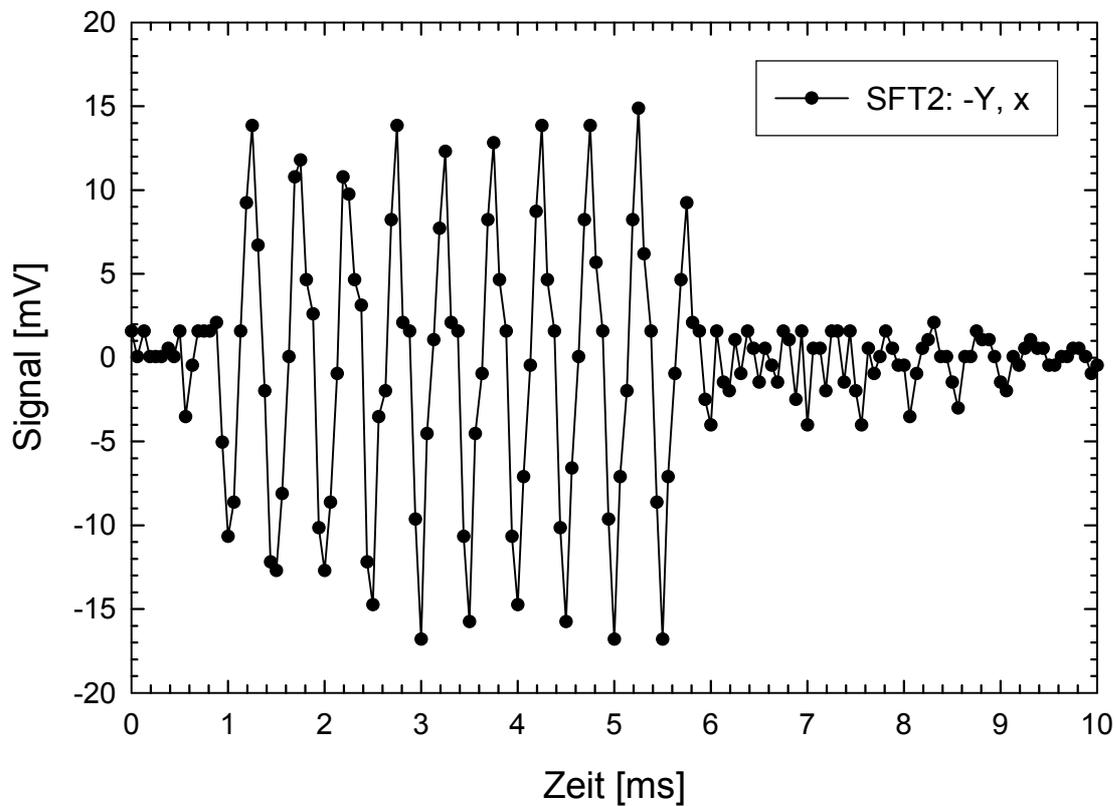


Abb. 2.11: CASSE-*Healthcheck* (SFT2): Im Sensorsignal für die X-Richtung am Bein -Y ist das empfangene akustische Transmittersignal (Frequenz: 2000 Hz, Dauer: 5 ms) deutlich zu erkennen (Telemetriedaten: SES231001_103308.ROLBIN).

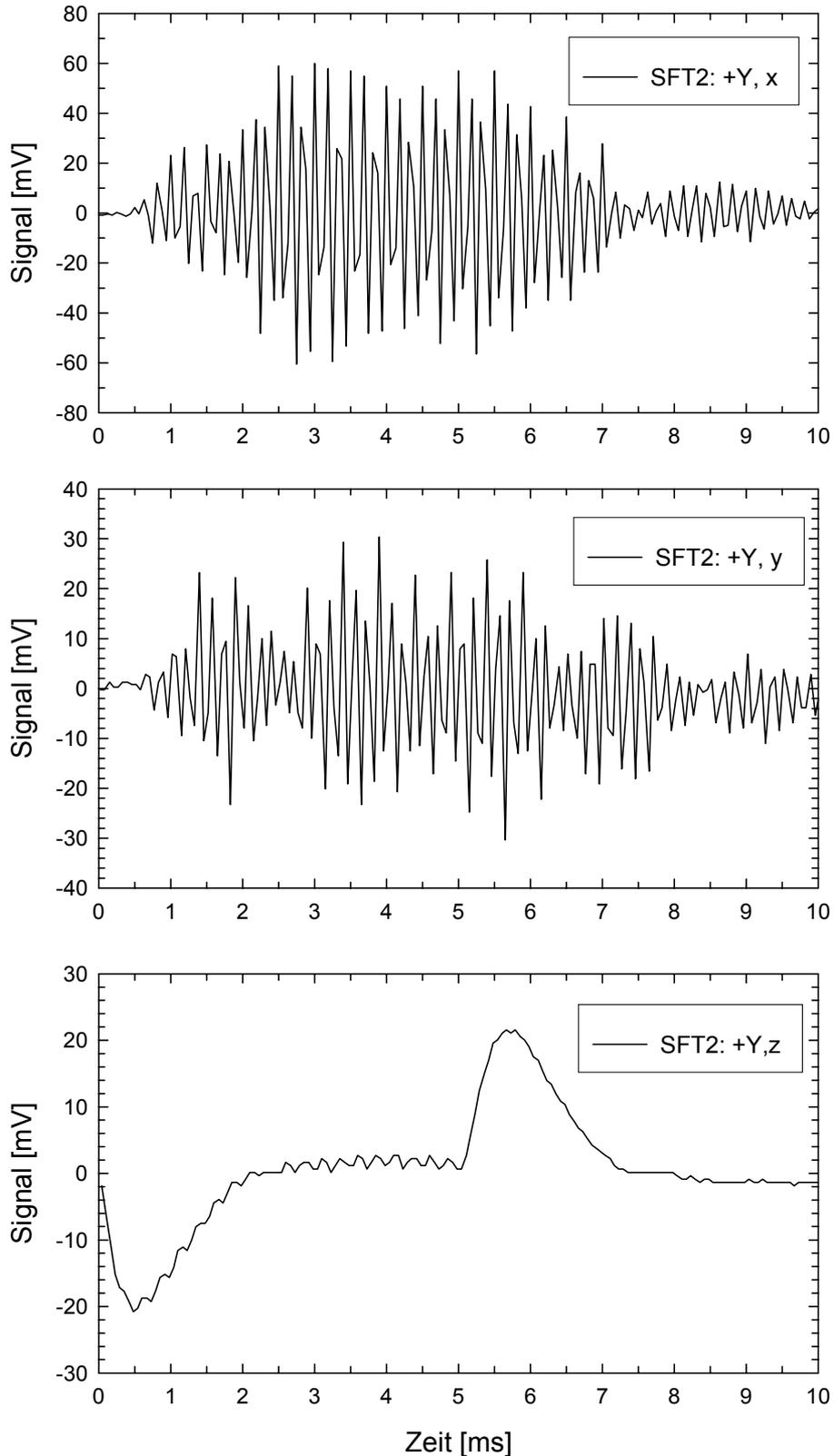


Abb. 2.11a: CASSE-Healthcheck (SFT2): Sensorsignale für die X-, Y- und Z-Richtung (von oben nach unten) an Bein +Y. Der dominierende Schwingungsanteil in den X- und Y-Kanälen hat eine Frequenz von 6000 Hz, dem Dreifachen der eingestellten Transmitterfrequenz. Die Form des Z-Signals lässt auf eine unterbrochene Verbindung schließen.

2.5.4.3 Lander-Thermal-Vakuum-Tests

Experimenteller Aufbau und Ablauf der Messungen

Der letzte Qualifikationsschritt vor der erstmaligen Integration mit dem ROSETTA-Orbiter waren *Lander-Thermal-Vakuum-Tests*, die im November 2001 bei der Firma IABG in München stattfanden. Neben den obligatorischen kurzen Funktionstests (SFT – *Short Functional Tests*), die den CASSE-*Healthcheck* einschließen, ergab sich die Gelegenheit zu weiteren Instrumententests unter Kometen-ähnlichen Umgebungsbedingungen. Der *Lander* wurde – auf der Rückseite (-X) liegend – in der großen Klimakammer der IABG aufgestellt, die Landebeine waren ausgefahren (Abb. 2.12).

Die Temperatur wurde an verschiedenen Stellen in der Kammer überwacht, zusätzlich waren Fühler an den Fußwinkeln der Landebeine angebracht. Außerdem wurde die Temperatur der zentralen Elektronik aufgezeichnet. Zum Zeitpunkt der hier vorliegenden Auswertung der Tests lag ein vorläufiger Bericht über die gemessenen Temperaturen und den Kammerdruck vor [Sch01].

Über insgesamt sieben Tage wurde eine Kammertemperatur von ca. -175 °C eingestellt, der Druck in der Kammer betrug $4 \cdot 10^{-4}\text{ Pa}$. Nach Beendigung der *Cold Test Phase*, in der ein SESAME *Short Functional Test* durchgeführt wurde, erfolgte eine Simulation der Sonnenbestrahlung mit einer Intensität von 200 W/m^2 , also einem Siebtel der Solar konstanten. Hierdurch erhöhte sich die Temperatur der Landebeine auf ca. -90 °C . Neben *Short Functional Tests* wurden in der *Warm Test Phase* eine Reihe von CASSE-Messungen durchgeführt.

Die Steuerung der Temperatur im Inneren der zentralen *Lander*-Struktur erfolgte durch eine unterschiedliche Aktivierung des *Lander-Thermal-Systems*. Im Verlauf des gesamten *Lander*-Tests war die zentrale Elektronik Temperaturen von zunächst unter -50 °C bis zu ca. $+40\text{ °C}$ ausgesetzt.

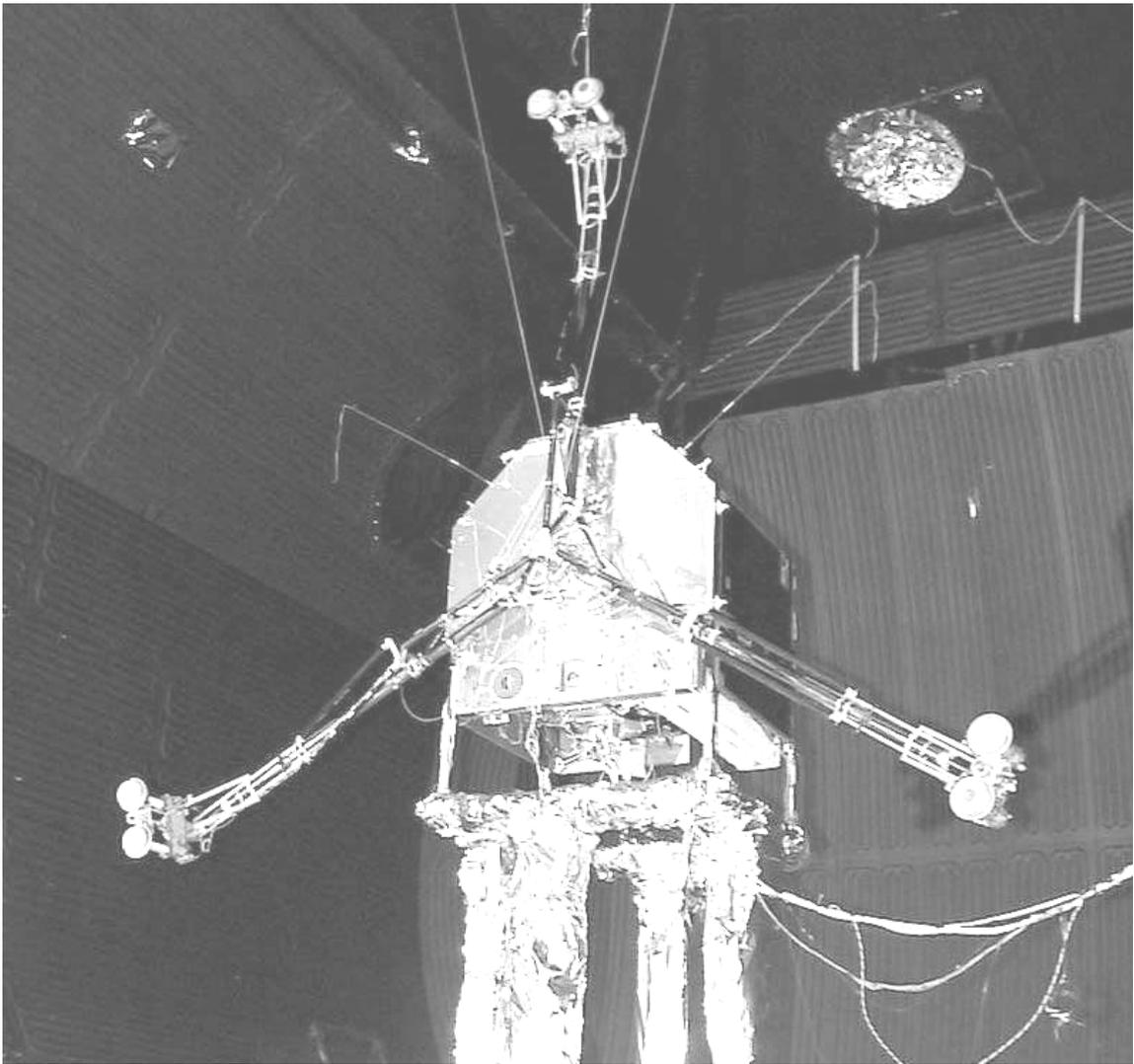


Abb. 2.12: Der *Lander* in der Klimakammer beim Thermal-Vakuum-Test. Das Bein +X ist im Bild oben, -Y links und +Y rechts. (Foto: Jens Biele, DLR).

CASSE-Healthchecks bei tiefen Außentemperaturen

Ziel der ersten Messung in der *Cold Test Phase* (im Folgenden TV-1 genannt) war die Überprüfung der Funktionalität des CASSE-Instrumentes bei Umgebungsbedingungen, die während der Mission bei schwacher Sonneneinstrahlung (kurz nach der Landung auf 46P/Wirtanen oder in der Kometennacht) erwartet werden. Die Temperatur an den Fußwinkeln betrug ca. -175 °C am Bein +X und -170 °C an den anderen Beinen; in der zentralen Elektronik wurden -30 °C gemessen [Sch01].

Die Auswertung der SESAME-Temperaturmessungen ergab $-(30 \pm 2) \text{ }^\circ\text{C}$ für die Temperatur der CASSE-Platine, also den gleichen Wert wie die Referenzmessung, und für die Sensortemperaturen nur die Aussage, dass sie alle kleiner als $-105 \text{ }^\circ\text{C}$ waren.

Beim Versuch TV-1 wurden nur im Sensorkanal (-Y, x), also am Bein -Y in der X-Richtung des Akzelerometers, Signalamplituden gemessen, die vergleichbar mit den bei Raumtemperatur und Normaldruck gemessenen Werten (bei SFT1 und SFT2) waren. Allerdings dominierte jetzt auch hier eine Schwingung mit einer Frequenz von 6000 Hz. (Abb. 2.13). Die Signalamplituden der anderen Kanäle waren – zumeist deutlich – kleiner als 5 mV. Der Sensorkanal (+Y, z), zeigte das bekannte Fehlsignal mit einer um ca. 30 % kleineren Amplitude als beim SFT2.

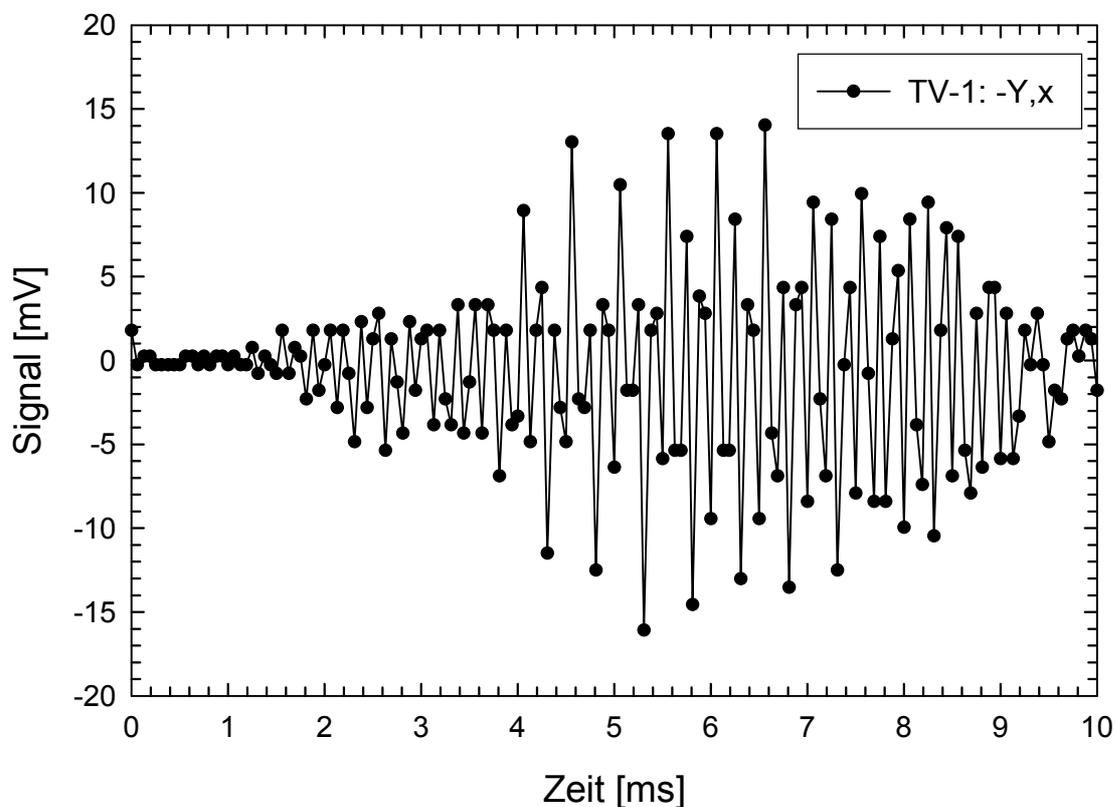


Abb. 2.13: CASSE-Healthcheck (TV-1) bei tiefer Außentemperatur (ca. $-170 \text{ }^\circ\text{C}$) und tiefer Temperatur der zentralen Elektronik ($-30 \text{ }^\circ\text{C}$): Das Sensorsignal für die X-Richtung am Bein -Y hat eine ähnliche Amplitude wie bei Raumtemperatur (vgl. Abb. 2.11), die Grundfrequenz liegt jetzt allerdings bei 6000 Hz (Telemetriedaten: SES071101_002505.ROLBIN).

Weitere CASSE-Healthchecks wurden zwei Tage später durchgeführt, nachdem durch die Einwirkung des Sonnensimulators die Temperatur an den Fußwinkeln auf ca. $-90 \text{ }^\circ\text{C}$ angestiegen war. Die Temperatur im Bereich der zentralen Elektronik stieg während der

etwa zweistündigen Testphase (einschließlich der Sound-Transfer-Messungen, s. u.) von +32 °C auf +36 °C [Sch01].

Nach den SESAME-Telemetriedaten betrug die Temperatur des CASSE-Boards (32 ± 2) °C zu Beginn der Testreihe und (46 ± 2) °C beim letzten *Healthcheck*. Nach einer längeren Betriebsdauer der SESAME-Elektronik ist die Temperatur also lokal erhöht durch die Prozessorwärme. Interessant ist ebenfalls der zeitliche Verlauf der gemessenen Temperaturen an den Fußsensoren (Abb. 2.14). Zunächst fallen die unerwartet unterschiedlichen Temperaturniveaus an den Füßen auf. Da die Erwärmung des *Landers* i. W. durch die Strahlung des Sonnensimulators erfolgte, zeigt sich hier vermutlich ein Einfluss der verschiedenfarbigen Abdeckungen der Empfängersohlen (grün) und Sendersohlen (schwarz). Eine indirekte Überprüfung des Betriebszustandes der Empfänger-Vorverstärker in den Sohlen ist durch die Messung der Temperatur möglich. Bei eingeschalteter Versorgungsspannung steigt die Temperatur der Akzelerometer um ca. 0.2 °C/min.

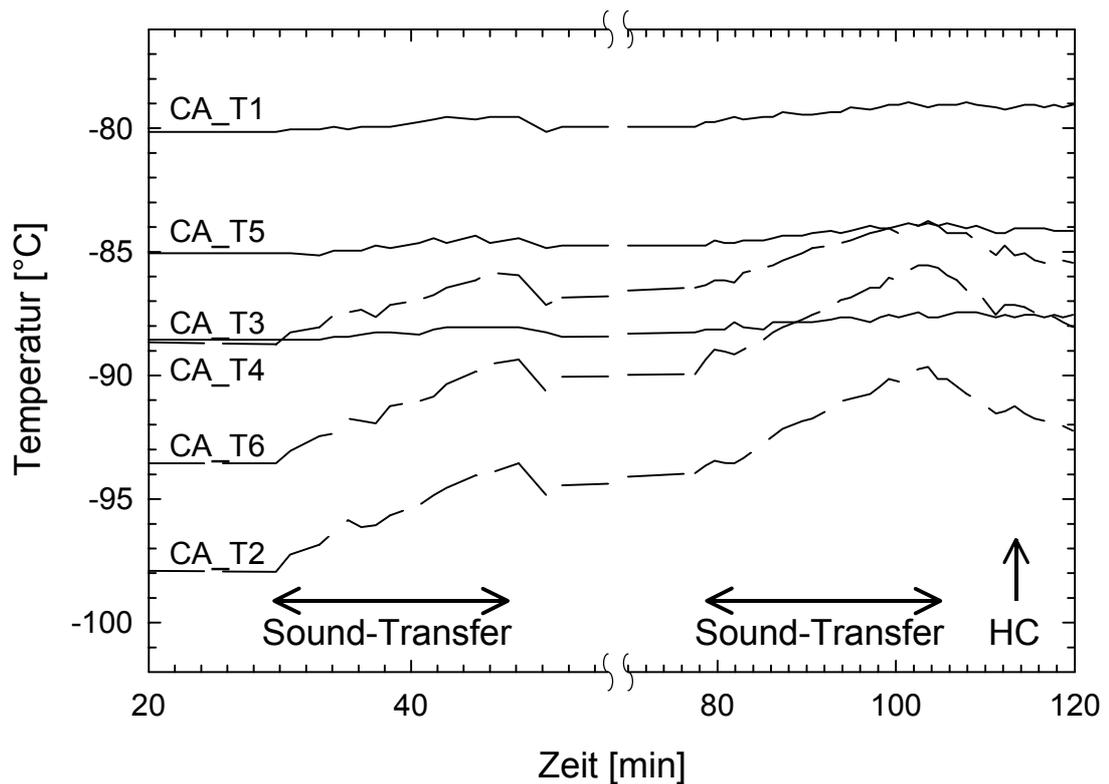


Abb. 2.14: Temperaturwerte für die CASSE-Sensoren während des Tests TV-1 und der Sound-Transfer-Experimente. Die Temperaturkanäle CA_T1 und CA_T2 messen am Fuß -Y, CA_T3 und CA_T4 am Fuß +X, CA_T5 und CA_T6 am Fuß +Y. Ungerade Kanalnummern bezeichnen Transmittertemperaturen, gerade Akzelerometertemperaturen. Vor den Messungen sind die Temperaturen in den Empfängersohlen niedriger als an den Transmittern, sie steigen durch den Betrieb der Akzelerometer bei den Sound-Transfer-Untersuchungen und den *Healthchecks*.

Während des *CASSE-Healthchecks* wurden keine oder nur sehr kleine Signalamplituden (wenige Millivolt) gemessen, so dass keine Interpretation der Signale möglich war. Der Kanal (+Y, y) enthielt ein gestörtes Signal (mit sehr ähnlicher Form und Amplitude wie in Abb. 2.11a unten dargestellt).

Sound-Transfer-Messungen

Mit den so genannten Sound-Transfer-Messungen sollte unter Kometen-ähnlichen Temperatur- und Druckbedingungen die Schallübertragung über die *Lander*-Struktur (zwischen Sendern und Empfängern an verschiedenen Beinen) gemessen werden. Zusammen mit weiteren Messungen, die beim Abstieg des *Landers* auf Wirtanen erfolgen werden, soll damit eine Korrekturmöglichkeit für die Untersuchungen der akustischen Eigenschaften des Kometenmaterials gegeben werden. Zwar konnte bei den vorangegangenen *Healthchecks* nur eine geringe oder nicht nachweisbare Schallübertragung selbst zwischen benachbarten Sendern und Empfängern (an einem Bein) gemessen werden, die Durchführung der (bereits vorbereiteten) Sound-Transfer-Messungen bot aber die Gelegenheit, die Funktionalität des CASSE-Instrumentes bei verschiedenen Hardware-Einstellungen zu testen.

In Absprache mit Vertretern des CASSE-Teams wurden 20 Telekommando-Sequenzen zusammengestellt, die Messungen für die sechs möglichen Kombinationen von Sendebein und empfangendem Bein bei drei verschiedenen Transmitterfrequenzen (ca. 500, 1000 und 2000 Hz) und bei jeweils drei verschiedenen Verstärkungsfaktoren der CASSE-Elektronik initiierten [Fis01a]. Zusätzlich zu den drei Akzelerometerkanälen wurden an jedem Bein die nicht sendenden Transmitter als Empfänger ausgelesen. Irrtümlich wurden einige der Kommandosequenzen von den Operateuren des *Lander*-EGSE (*Electrical Ground Support Equipment*) während der Boot-Phase der SESAME-Software nach dem Einschalten der Spannungsversorgung gesendet. Deshalb wurden diese Sequenzen nur teilweise empfangen und die Flug-Software meldete spezifikationsgemäß, dass unbekannte Kommandos eingetroffen seien.

Bei maximal eingestellter Verstärkung der CASSE-Elektronik waren mehrere der Empfängersignale nicht auswertbar, da der Messbereich durch die Kanal-Offsets überschritten wurde. In einigen Akzelerometer-Kanälen konnten, vor allem bei einer Transmitterfrequenz von ca. 500 Hz, sehr schwache Signale (Amplituden ≈ 2 mV) mit der Frequenz des Transmittersignals identifiziert werden. Der Kanal (+Y, y) zeigte das bereits bei den vorangegangenen Tests festgestellte Fehlsignal.

Die als Empfänger genutzten (nicht sendenden) Transmitter lieferten Signale mit der Sendefrequenz (Abb. 2.15). Soweit die wegen der Messbereichsüberschreitungen fehlenden Messdaten die Aussage zulassen, geschah dies immer (und ausschließlich) bei folgenden Kombinationen von sendendem und empfangendem Transmitter (Sender, Empfänger): (-Y, +X), (+X, -Y), (+X, +Y), (+Y, +X). Die Form der Signale, der – unabhängig von der Frequenz – phasengleiche Verlauf und die Tatsache, dass die Signale ohne zeitliche Verzögerung zu Beginn der Messzeit einsetzen, sprechen allerdings dagegen, dass es sich um akustische Schwingungen handelt. Es wird vielmehr ein elektrisches Übersprechen von den aktiven Sendeleitungen aufgezeichnet. Zwar werden die Transmitterleitungen einzeln abgeschirmt zu der zentralen Elektronik geführt, an den Steckverbindungen liegen sie aber nicht abgeschirmt nahe zusammen, und zwar die Leitungen für den Transmitter +X zwischen den beiden anderen Leitungen. Insofern ist hier ein Übersprechen bei den angegebenen Fuß-Kombinationen möglich.

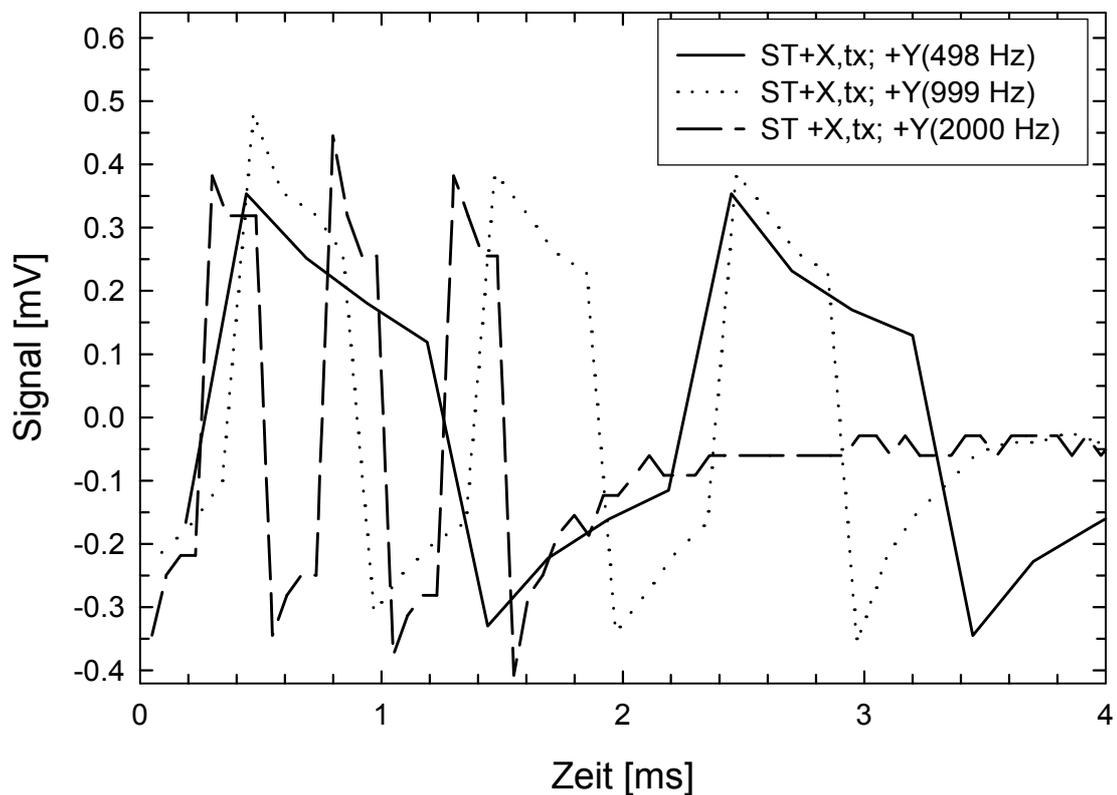


Abb. 2.15: Der als Empfänger eingesetzte Transmitter am Bein +X liefert ein Signal, das offenbar durch elektrisches Übersprechen entsteht. Gesendet wurde vom Transmitter am Bein +Y mit Frequenzen von 498, 999 und 2000 Hz mit einer Pulsdauer von jeweils drei Schwingungsperioden.

2.5.4.4 Schlussfolgerungen

Auch bei den umfangreichen Tests unter flugkompatiblen Bedingungen hat sich die SESAME-Software bewährt. Es wurde keine Abweichung vom nominellen Verhalten beobachtet. Die Reaktionen der Software auf einen Hardware-Fehler und ein fehlerhaftes *Telecommanding* waren spezifikationsgemäß.

Die mit der Kalibrierung nach Gleichung (2.8) berechneten Temperaturwerte stimmen für alle Kanäle mit Referenzmessungen überein bzw. sind in den Fällen, bei denen keine Vergleichswerte vorlagen, plausibel.

Unter simulierten Kometenbedingungen ist das CASSE-Instrument funktionsfähig. Einige unerwartete Messergebnisse im Rahmen der Temperaturkalibrierung und des *Lander*-Thermal-Vakuum-Tests erfordern allerdings eine Überprüfung und Optimierung der Hardware, damit die volle Funktionalität bei den Messungen auf 46P/Wirtanen gewährleistet ist. Zwar sind in einem vorläufigen Bericht über den *Lander*-Thermal-Vakuum-Test eine Reihe von Fehlfunktionen von *Lander*-Subsystemen aufgeführt [Sch01], eine Beeinträchtigung des CASSE-Instrumentes (z. B. durch eine fehlerhafte Spannungsversorgung) konnte den SESAME-Telemetriedaten allerdings nicht entnommen werden.

Die Auswertung der Telemetriedaten des *Lander*-Thermal-Vakuum-Tests erfolgte kurz vor der Fertigstellung dieser Arbeit. Nicht alle Informationen über die Testumgebung lagen vor. Eine Überprüfung der Ergebnisse durch weitere Messungen konnte nicht erfolgen, da der *Lander* im Anschluss an die Thermal-Vakuum-Tests für Integrations-tests mit dem ROSETTA-*Orbiter* reserviert war. Kurz vor der endgültigen Integration des *Landers* erschien aber eine rasche Auswertung der vorliegenden Daten angezeigt, da nur noch wenige Gelegenheiten für die Inspektion der Hardware und ggf. notwendige Reparaturen bestanden. Die Testergebnisse lassen folgende Schlüsse zu:

- Die Verbindung des Y- und/oder Z-Sensorkanals am Bein +Y zwischen Akzelerometer und zentraler Elektronik ist unterbrochen. Dieser Status wurde nicht festgestellt bei Tests der in das Landegestell integrierten CASSE-Sensorik (zuletzt am 14.9.2001 mit dem SESAME-EQM2-EGSE), so dass der Fehler vermutlich innerhalb der *Lander*-Struktur oder bei einer elektrischen Steckverbindung zwischen *Lander*-Struktur und Landegestell zu suchen ist.
- Unter Umgebungsbedingungen, die den vermuteten Bedingungen auf Wirtanen entsprechen, lieferten CASSE-*Healthchecks* nur kleine oder nicht messbare Signalamplituden. Die Signalstärken verringerten sich vom ersten TV-Test (bei Fußtempera-

turen von ca. $-175\text{ }^{\circ}\text{C}$ und einer Temperatur der zentralen Elektronik von $-30\text{ }^{\circ}\text{C}$) zum zweiten Test (Fußtemperaturen bei ca. $-90\text{ }^{\circ}\text{C}$ und Boardtemperatur im Bereich von $+32\text{ }^{\circ}\text{C}$ bis $+46\text{ }^{\circ}\text{C}$). Ein destruktiver Prozess kann ausgeschlossen werden, da bei einem späteren *Healthcheck* (am 15.11.2001) bei Raumtemperatur hohe Amplituden gemessen wurden. Indirekt (aus den Messungen der Fußtemperaturen und den durch Übersprechen entstehenden Signalen) kann geschlossen werden, dass bei den Tests sowohl die Transmitter als auch die Akzelerometer aktiviert wurden. Also ist entweder das physikalische Schwingungsverhalten der Füße bei tiefen Temperaturen sehr unterschiedlich zu dem bei Raumtemperatur, oder das CASSE-Instrument hat bei den aufgetretenen Temperaturverhältnissen eine deutlich verminderte Leistung (ausgangs- oder eingangsseitig).

- Die Sound-Transfer-Messungen ergaben sehr kleine Signale, was im Hinblick auf mögliche Störeinflüsse bei Messungen der Kometen-Akustik an sich positiv wäre. Aufgrund der unklaren Befunde bei den *Healthchecks* sind die Messungen allerdings vorsichtig zu interpretieren.
- Der Temperaturmesskreis der CASSE-Elektronik liefert Daten mit einer geringen Streuung, so dass auch Effekte, die kleine Temperaturdifferenzen ($\approx 1\text{ K}$) zur Folge haben, zuverlässig beobachtet werden können. Allerdings können Temperaturen nur bis hinunter zu ca. $-105\text{ }^{\circ}\text{C}$ gemessen werden. Damit wird der auf 46P/Wirtanen erwartete Temperaturbereich (bis $-150\text{ }^{\circ}\text{C}$) nicht abgedeckt. Die Ursache ist ein ungünstig eingestellter Spannungs-Offset.
- Bei aktiven Messungen findet offenbar ein Übersprechen des elektrischen Transmittersignals auf bestimmte andere Transmitterleitungen statt. Es ist noch unklar, inwieweit dies einen Einfluss auf die Verwendbarkeit von Transmittern als Empfänger, insbesondere auch nach Beendigung des Transmittersignals, hat.

2.6 Flug-Software für das DIM-Instrument

2.6.1 Grundlagen

Die von aktiven Regionen eines Kometen emittierten Staubkörner haben unter dem Einfluss von Gasdruck und Schwerkraft verschiedene Flugbahnen. Sie fallen z. T. auf die Kometenoberfläche zurück oder werden vom Sonnenwind beschleunigt und formieren den markantesten Bestandteil eines Kometen in Sonnennähe, den bis zu einigen Millionen Kilometern großen Staubschweif. Das DIM-Instrument wird richtungsabhängig den Fluss der Teilchen während des Abstiegs auf 46P/Wirtanen und nach der Landung messen. Die Messergebnisse werden zur Verbesserung von Modellen über die Verteilung von Staubpartikeln und kleinen Teilchen in der Nähe von Kometenoberflächen beitragen. Insbesondere der Vergleich der an verschiedenen Positionen im Kometenorbit und in Abhängigkeit von der Kometentageszeit gemessenen Teilchenflüsse erlaubt eine verfeinerte Beschreibung der Entwicklung der Kometenaktivität unter dem Einfluss der Sonnenstrahlung.

Zur Detektion der Staubpartikel wird ein würfelförmiger Sensor verwendet, der an drei Seiten Platten aus piezoelektrischem Material enthält. Das Auftreffen eines Staubkorns auf eine der Platten erzeugt ein elektrisches Signal, aus dessen Verlauf auf Eigenschaften des Teilchens geschlossen werden kann. Zur Beschreibung der Signalform kann auf Arbeiten von Heinrich Hertz zurückgegriffen werden, der sich mit der Deformation beim Kontakt zweier elastischer Körper ("Hertz'sche Pressung") beschäftigt hat [Her82] (leichter zugänglich sind die Ergebnisse von Hertz z. B. in [Lan89]). Beim quasi-elastischen Aufprall einer Kugel auf eine flache Oberfläche gelten für die maximal auftretende Normalkraft F_m und die Kontaktzeit t_c zwischen Platte und Kugel (vgl. [Gug00], [Pet97]):

$$F_m = 3.03 \cdot \rho^{0.6} \cdot A^{-0.4} \cdot R^2 \cdot v^{1.2} \quad (2.9)$$

$$t_c = 5.087 \cdot \rho^{0.4} \cdot A^{0.4} \cdot R \cdot v^{-0.2} \quad (2.10)$$

wobei ρ die Dichte, R den Radius und v die Geschwindigkeit der aufprallenden Kugel bezeichnen und A der Kehrwert des reduzierten Elastizitätsmoduls ist, der sich aus der Poissonzahl μ_s und dem Elastizitätsmodul (*Young's Modulus*) Y_s der Platte und den entsprechenden Größen der aufprallenden Kugel errechnet:

$$A = a_s + a = \frac{1 - \mu_s^2}{Y_s} + \frac{1 - \mu^2}{Y} \quad (2.11)$$

Hertz betrachtete die Deformation von homogenen Körpern, die als elastische Halbräume angesehen werden können, in einer linearen und elastischen Approximation und setzte voraus, dass die gegenseitige Verschiebung sich berührender Kontaktflächen reibungsfrei erfolgt; es treten also keine Scherspannungen auf. Zwar kann nicht erwartet werden, dass die idealisierten Randbedingungen beim Aufprall von Kometenstaub auf den DIM-Sensor voll zutreffen, die Gleichungen (2.9) und (2.10) stellen aber die Basis für die Auswertung der DIM-Experimente dar, die durch Kalibriermessungen ergänzt werden muss.

Durch die beim Aufprall auf ein piezoelektrisches Segment des Sensors (die Platten für die X-, Y- und Z-Richtung bestehen jeweils aus drei Segmenten) erzeugten Ladungen entsteht an den Elektroden ein Spannungssignal, das proportional zur wirkenden Kraft ist. Für die Maximalspannung U_m gilt:

$$U_m = \frac{d_{33}}{C} \cdot F_m = k_U \cdot F_m \quad (2.12)$$

wobei d_{33} die effektive Ladungskonstante des Piezomaterials und C die gesamte Kapazität für eine Sensorrichtung ist.

2.6.2 Messgrößen

Das Sensorsignal kann beschrieben werden als gedämpfte harmonische Schwingung, die nach dem Aufprall eines Partikels auf ein Sensorsegment einsetzt. Interessante Größen sind die Amplitude und die Dauer der ersten Halbwelle, da sie nach den Gleichungen (2.9) bis (2.12) verknüpft sind mit Eigenschaften des aufprallenden Teilchens (Abb. 2.16). Um einen großen Messbereich zu erhalten, wird das Sensorsignal in der Elektronik logarithmisch verstärkt (bis zu einem Faktor von 10^5). Das Auftreffen eines Teilchens wird dadurch erkannt, dass die Höhe des verstärkten Signals eine Schwellenspannung U_{thr} überschreitet. Diese Schwellenspannung wird während des Messvorganges selbstadaptierend auf das mittlere Signalniveau eingestellt und enthält zusätzlich einen Anteil, der verhindert, dass aufgrund elektronischen Rauschens in der Messapparatur falsche Ereignisse registriert werden. Messwerte eines Ereignisses sind die Zeit vom Überschreiten bis zum Unterschreiten der Schwellenspannung (TC, angegeben als gezählte Impulse einer 20 MHz-Uhr) und der Maximalwert U_{Peak} der logarithmisch verstärkten Signalspannung. Aufgrund der Spannungsschwelle entspricht

die gemessene Zeit nicht exakt der Kontaktzeit t_c , bei nicht außergewöhnlich hohen Werten von U_{thr} ist eine Korrektur allerdings unnötig (Abb. 2.17).

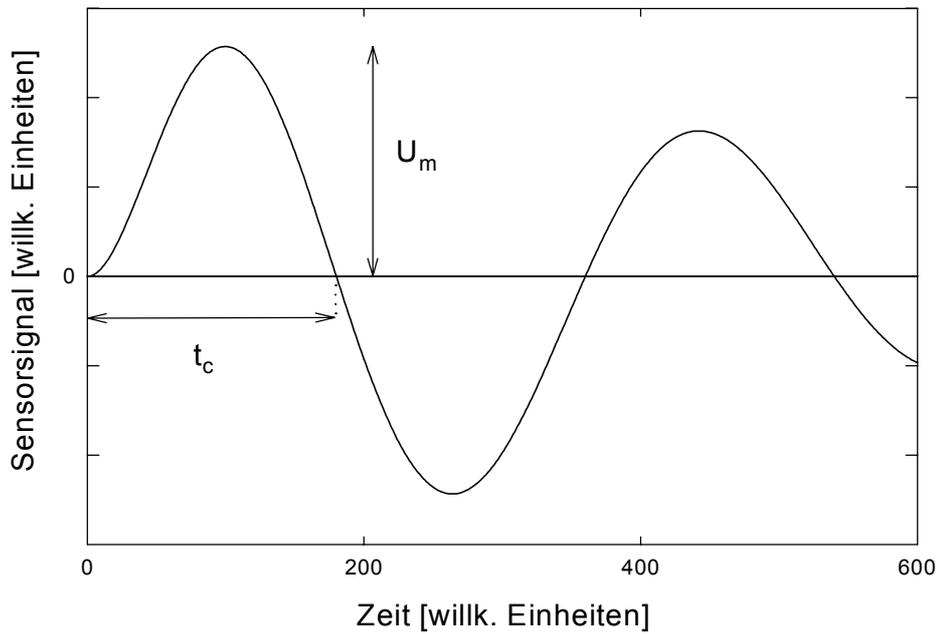


Abb. 2.16: Verlauf des Sensorsignals beim Aufschlag eines Staubteilchens. Eingezeichnet sind die Kontaktzeit t_c und der Maximalwert der ersten Halbwelle U_m .

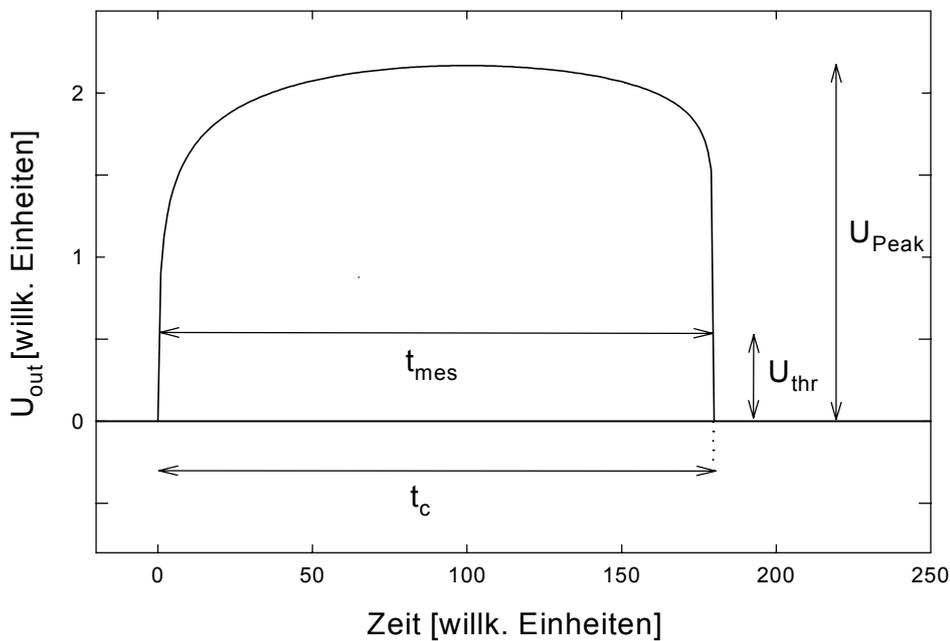


Abb. 2.17: Die erste Halbwelle des Sensorsignals nach logarithmischer Verstärkung. Gemessen wird die Kontaktzeit t_{mes} bei der Schwellenspannung U_{thr} . Es ist $U_{thr} \ll U_{Peak}$ und t_{mes} unterscheidet sich nicht wesentlich von der wahren Kontaktzeit t_c .

Nach der Registrierung eines Ereignisses durch die DIM-Elektronik liest die Flug-Software die gemessene Kontaktzeit, veranlasst die Digitalisierung des Spannungswertes U_{Peak} und speichert das Messergebnis für die spätere Übermittlung zur Erde. Zur Datenreduktion werden im Normalfall nicht die Werte jedes einzelnen Ereignisses gespeichert, sondern es wird eine zweidimensionale Häufigkeitsverteilung erstellt. Hierzu werden der Zeitwert logarithmiert und beide Messwerte standardisiert. Gezählt werden die so entstandenen ($U_{Peak,rel}$ [dB], $t_{c,rel}$ [dB])-Paare in Zellen unterschiedlicher Größe (4 Bit, 8 Bit, 16 Bit), die in Abhängigkeit von der erwarteten Häufigkeit [Pet01] gewählt wurden. Zu Testzwecken oder bei unerwartet niedrigen Ereignisraten können optional die Rohdaten gespeichert und zur Erde übertragen werden. Weitere Aufgaben der Flug-Software sind neben der Überwachung des Messvorganges (z. B. Einhaltung der Messzeit, Auswahl der Sensorrichtungen, Fehlerbehandlung) die Durchführung einer Reihe von Test- und Kalibrierprozeduren vor einer Messung (zusammengefasst im *DIM-Healthcheck*).

2.6.3 Software-Steuerung einer DIM-Messung

Der Ablauf eines DIM-Messprogramms ist in Abb. 2.18 schematisch dargestellt. Nach dem Initialisieren der Hardware wird zunächst die Spannungsversorgung überprüft, da größere Abweichungen von den Sollspannungen die Messergebnisse beeinflussen können und bei der Interpretation der Daten berücksichtigt werden müssen. Überschreiten die gemessenen Spannungen voreingestellte Grenzwerte, wird der gesamte Messvorgang mit einer Fehlermeldung abgebrochen. Die Prozedur *Noise Test* misst elektronisches Rauschen in der Elektronik, das z. B. durch Alterung der Bauteile oder durch äußere Einflüsse erhöht sein kann. Diese Information wird benötigt zur Einstellung der Spannungsschwelle bei der Registrierung von Staubeinschlägen.

Während der Prozedur *Calibration* werden zwei Spannungsimpulse unterschiedlicher Länge und Höhe an den Eingang des Verstärkers gelegt. Die gemessenen Werte geben darüber Aufschluss, inwieweit sich die logarithmische Kennlinie oder die Zeitmessung während des langjährigen Raumfluges verändert haben. Anschließend wird an die drei Sensorplatten nacheinander ein kurzer Spannungsimpuls gelegt, der die Platten zu einer Schwingung anregt. Diese Schwingung wird ähnlich wie bei einem Partikeleinschlag gemessen, und durch den Vergleich mit Sollwerten wird entschieden, ob die entsprechende Sensorplatte einsatzfähig ist (*Sensor Test*). Nach diesen Prozeduren, die von der Erde aus einzeln oder zusammen als *DIM-Healthcheck* über Telekommandos aufgerufen werden können, erfolgen die Messungen von Staubeinschlägen.

Maximale Information über auftreffende Staubteilchen kann gewonnen werden, wenn das DIM-Instrument im *Burst Continuous Mode* betrieben wird. In diesem Modus wird, wie im vorangegangenen Kapitel beschrieben, jedes Impaktereignis registriert. Zusätzlich kann das mittlere Sensorsignal gemessen werden. Ist die Ereignisrate zu hoch, können einzelne Aufschläge nicht mehr diskriminiert werden. In diesem Fall wird lediglich in wählbaren Zeitabständen das mittlere Sensorsignal gemessen (*Average Continuous Mode*). Die genannten Messmodi können – ebenso wie Testversionen mit Rohdatentransfer – durch Telekommandos gesteuert werden.

Geplant ist, dass DIM-Messungen während des Abstiegs auf den Kometen und nach der Landung mehrmals im Laufe eines Kometentages durchgeführt werden. Die typische Messzeit wird etwa 10 Minuten pro Sensorrichtung betragen, wobei im *Burst Continuous Mode* jeweils etwa 6 kByte Daten erzeugt werden..

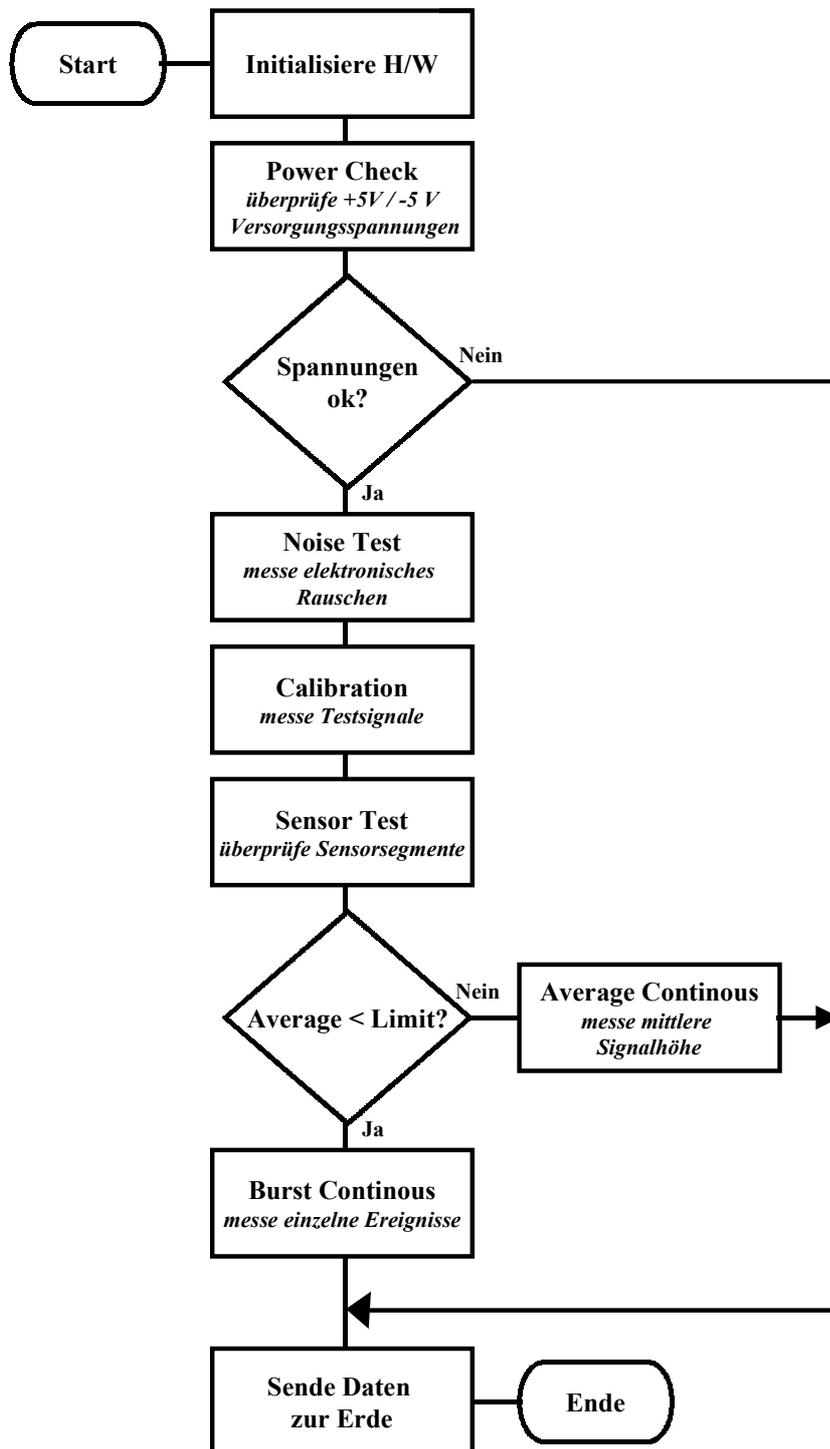


Abb. 2.18: Ablauf einer DIM Messprogramms

2.6.4 End-to-End-Test der DIM-Flug-Software

2.6.4.1 Versuchsanordnung

Zum integralen Test der DIM-Software wurden Aufprallversuche mit kleinen Stahl- und Glaskugeln auf den DIM-Sensor durchgeführt. Als Nebenzielsetzung sollten Kalibriermessungen für den Sensor ergänzt werden, die von der DIM-Gruppe durchgeführt wurden. Bei den Messungen wurde die flugähnliche SESAME-EQM2-Elektronik und der DIM-EQM-Sensor eingesetzt. Die Kontrolle der Messungen über Telekommandos und die Übermittlung der Daten über Telemetrie erfolgte flugkompatibel über eine simulierte Erde-ROSETTA-Verbindung.

Auf den DIM-Sensor wurden Plastikboxen als Distanzstücke montiert und die Kugeln vorsichtig vom Rand der obersten Box gestoßen. Dabei wurde versucht, auf die Kugeln möglichst wenig Translations- und Rotationsenergie zu übertragen. Über die Anzahl der Distanzstücke ließ sich die Höhe und damit die Geschwindigkeit und Energie der Kugeln variieren. Für jede Höhe und jeden Kugeltyp wurden die Versuche so oft wiederholt, bis sich nach Augenschein eine Normalverteilung der Messwerte eingestellt hatte. Alle Aufprallereignisse fanden auf dem mittleren Segment der Sensorrichtung X statt. Die Eigenschaften der verwendeten Kugeln sind in Tabelle 2.3 aufgeführt.

Bezeichnung	Masse [mg]	Radius [mm]	Dichte [kg/m ³]	Y [GPa]	Poisson- zahl	a [10 ⁻¹² m ² /N]
Stahlkugel S1	4.16 ± 0.02	0.50 ± 0.01	7945 ± 58	208 ± 5	0.29 ± 0.01	4.40 ± 0.32
Stahlkugel S2	33.06 ± 0.01	1.00 ± 0.01	7892 ± 50	208 ± 5	0.29 ± 0.01	4.40 ± 0.32
Glaskugel G	21.82 ± 0.01	1.25 ± 0.01	2667 ± 70	65 ± 8	0.23 ± 0.02	14.6 ± 3.1

Tab. 2.3: Eigenschaften der verwendeten Kugeln. Massen und Radien wurden gemessen, die Dichten hieraus berechnet. Werte für die Elastizitätsmodule und die Poissonzahl wurden der Literatur entnommen. Da bei Kugel G die Glassorte nicht genau bekannt war, wurden wahrscheinliche Werte mit höheren Fehlerangaben eingesetzt.

Die Kennlinie des logarithmischen Verstärkers der EQM2-Elektronik war bekannt [Pet00], so dass aus dem Messwert U_{Peak} die ursprüngliche Signalamplitude U_m errechnet werden konnte:

$$U_m = 10^{(1.737 \cdot U_{Peak} - 6.1718)}$$

(wobei U_m und U_{Peak} in Volt eingesetzt werden).

2.6.4.2 Ergebnisse

Die bei mehreren Messläufen erzeugten über 200 Aufprallereignisse wurden alle vom DIM-Instrument und der Flug-Software registriert, zusätzlich ca. 3 bis 5 Ereignisse pro Versuch durch das Springen der Kugeln mit wiederholtem Aufprallen auf das Sensorsegment. Diese ließen sich leicht identifizieren und wurden bei den ersten Messläufen vor der weiteren Auswertung entfernt. Zum Vergleich der in Tabelle 2.4 zusammengefassten Messergebnisse mit der Hertzschen Theorie wurden fehlergewichtete Ausgleichsgeraden (nach der Methode der kleinsten Quadrate) zwischen der logarithmierten Teilchengeschwindigkeit und den logarithmierten Werten von t_c und U_m berechnet. Für die Stahlkugeln S1 ergaben sich funktionale Zusammenhänge zwischen der Teilchengeschwindigkeit und gemessener Spannungsamplitude bzw. Kontaktzeit, die den Gleichungen (2.9) [mit (2.12)] und (2.10) erstaunlich gut entsprechen:

$$U_m(S1) = (1.89 \pm 0.08) \cdot 10^{-2} \cdot v^{(1.15 \pm 0.06)}$$

$$t_c(S1) = (5.96 \pm 0.12) \cdot 10^{-6} \cdot v^{(-0.202 \pm 0.040)}$$

(in Volt bzw. Sekunden, wenn v in m/s eingesetzt wird). Damit war die Anwendbarkeit von (2.9) bis (2.12) gezeigt und es konnten mit den bekannten Eigenschaften der Kugel S1 (Tab. 2.3) Effektivwerte für die Sensorkonstanten k_U und a_S bestimmt werden. Wie erwartet ergab die Auswertung von 97 Impakt-Ereignissen im Rahmen der Messgenauigkeit konstante Werte (Abb. 2.19): $k_U = (7.08 \pm 0.79) \cdot 10^{-3} \text{ VN}^{-1}$, $A = (3.26 \pm 0.89) \cdot 10^{-11} \text{ Pa}^{-1}$ und damit $a_S = [A - a(S1)] = (2.82 \pm 0.92) \cdot 10^{-11} \text{ Pa}^{-1}$.

Von Attila Peter (DIM-Gruppe) wurden uns freundlicherweise Ergebnisse von Aufprallversuchen mit dem Flugmodell (FM) des DIM-Sensors überlassen [Pet01]. Werden die Ergebnisse dieser Versuche (Kugeltyp S1, Höhe = 10 mm, alle Sensorrichtungen, 24 Ereignisse nach Abzug von zwei "Ausreißern") in gleicher Weise wie die eigenen Versuche ausgewertet, erhält man für die Sensorkonstanten $k_U = (4.08 \pm 0.66) \cdot 10^{-3} \text{ VN}^{-1}$ und $a_S = (2.87 \pm 0.56) \cdot 10^{-11} \text{ Pa}^{-1}$. Für die EQM- und FM-Sensoren wurden also gleiche elastische Eigenschaften, aber unterschiedliche Spannungskonstanten gemessen. Dies ist plausibel, da einerseits beide Sensoren aus dem gleichen Material bestehen, andererseits in die Spannungskonstante nach Gleichung (2.12) die Gesamtkapazität der drei zusammengeschalteten Segmente einer Sensorplatte eingeht und hier Unterschiede durchaus erwartet werden können (die Gesamtkapazität beträgt nur einige 10 nF).

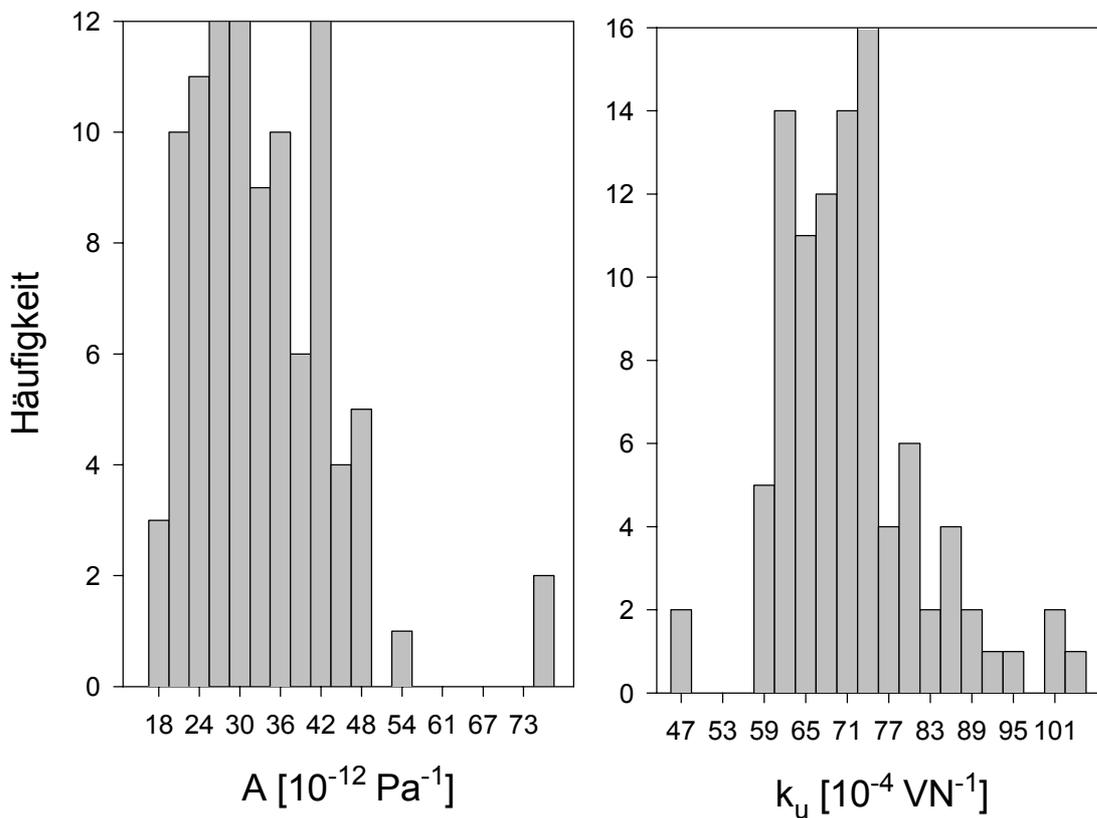


Abb. 2.19: Häufigkeitsverteilungen des aus 96 Aufprallereignissen berechneten Kehrwertes des reduzierten Elastizitätsmoduls A und des Spannungskoeffizienten k_U für die Kugel S1. Nach Weglassen der "Ausreißer" mit $A > 7.3 \cdot 10^{-11} \text{ Pa}^{-1}$ ergibt eine Mittelwertbildung die Werte $A = (3.26 \pm 0.89) \cdot 10^{-11} \text{ Pa}^{-1}$ und $k_U = (7.08 \pm 0.79) \cdot 10^{-3} \text{ VN}^{-1}$.

Für die schwereren Stahlkugeln S2 und die Glaskugeln konnte eine Abhängigkeit nach (2.9) und (2.10) zunächst nicht gefunden werden. Da vermutet wurde, dass hierfür ein energieabhängiger Effekt verantwortlich war, sollten Aufprallereignisse mit kleineren kinetischen Energien dieser Kugel gemessen werden. Zwar ließ sich die Fallhöhe nicht mehr reproduzierbar verringern, die Flug-Software konnte aber so modifiziert werden, dass die Zeit $\Delta T_{n,n+1}$ zwischen zwei durch das Springen der Kugeln auf dem Sensor registrierten Ereignissen gemessen wurde. Unter Vernachlässigung der Luftreibung gilt für die Geschwindigkeit der (wieder) aufprallenden Kugel $v_{n+1} = 0.5 \cdot g \cdot \Delta T_{n,n+1}$. Da ein nicht unerheblicher Teil der kinetischen Energie während des Aufprallereignisses dissipiert wurde, war diese Geschwindigkeit immer deutlich kleiner als die beim vorangegangenen Ereignis (für $e = v_{n+1} / v_n$ wurden Werte im Bereich von 0.44 [Kugeln S1] bis 0.52 [Glaskugel G] errechnet).

Die Messergebnisse zeigten, dass tatsächlich erst ab einer gewissen Aufprallgeschwindigkeit der Kugeln vom Typ S2 und G signifikante Abweichungen von den Vorhersagen der Hertzschen Theorie auftreten (Abb. 2.20 und 2.21). Aus (2.9) und (2.12) folgt

unter Verwendung von $\rho = m \cdot V^{-1} \approx 0.2387 \cdot m \cdot R^{-3}$ und $E = 0.5 \cdot m \cdot v^2$ eine Beziehung zwischen dem maximalen Sensorsignal und der kinetischen Energie E der Kugeln:

$$E = 0.33 \cdot k_U^{-1.67} \cdot A^{0.667} \cdot R^{-0.333} \cdot U_m^{1.67} \quad (2.13)$$

Die so berechneten Energien stimmen im untersuchten Energiebereich bis ca. $5 \cdot 10^{-6}$ J mit den tatsächlichen kinetischen Energien überein (Abb. 2.22), obwohl sich die Wechselwirkung zwischen Kugeln und Sensorsegment deutlich von einem idealen elastischen Kontakt unterscheidet (erkennbar an den kleinen Stoßzahlen e). Dieser auch bei Experimenten zur Theorie der Elastizität erhaltene Befund wird diskutiert in [Gug00] und den dort zitierten Quellen. Weitere Ausführungen hierzu erfolgen im Rahmen dieser Arbeit nicht, da das primäre Ziel der Experimente, die Verifikation der DIM-Flug-Software, durch die Vielzahl der Versuche erreicht wurde.

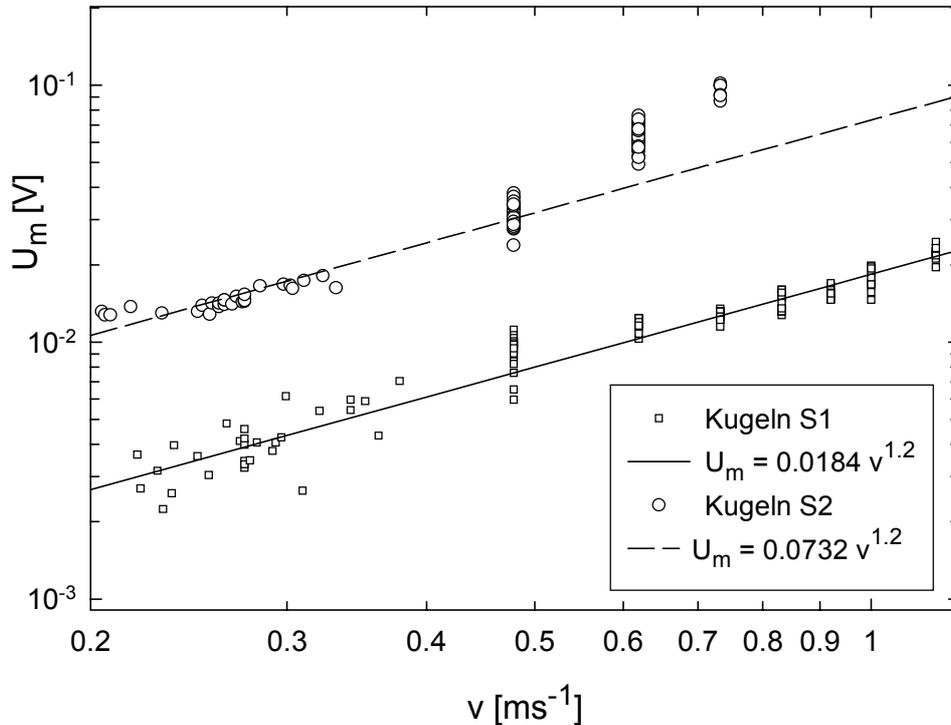


Abb. 2.20: Maximale Höhe des Sensorsignals in Abhängigkeit von der Geschwindigkeit der aufprallenden Kugeln für die Stahlkugeln S1 und S2. Die eingezeichneten Geraden markieren den Verlauf nach Gl. (2.12) mit $k_U = 4.08 \cdot 10^{-3} \text{ VN}^{-1}$ und $a_S = 2.87 \cdot 10^{-11} \text{ Pa}^{-1}$.

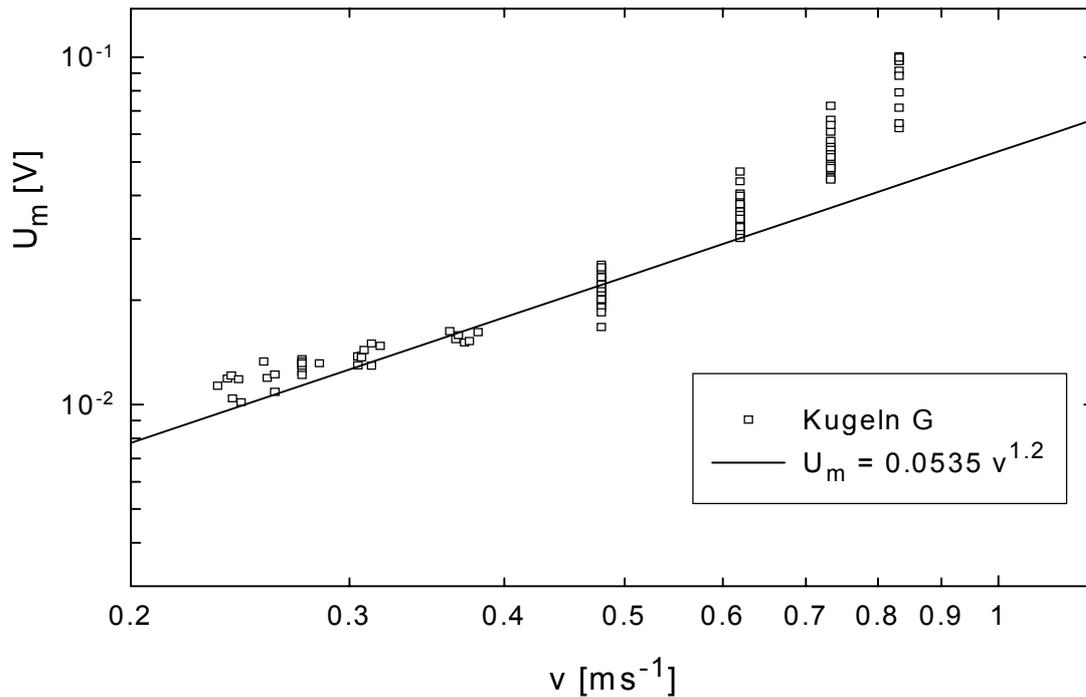


Abb. 2.21: Maximale Höhe des Sensorsignals in Abhängigkeit von der Geschwindigkeit der aufprallenden Glaskugeln G. Die eingezeichnete Gerade markiert den Verlauf nach Gl. (2.12) mit $k_U = 4.08 \cdot 10^{-3} \text{ VN}^{-1}$ und $a_S = 2.87 \cdot 10^{-11} \text{ Pa}^{-1}$.

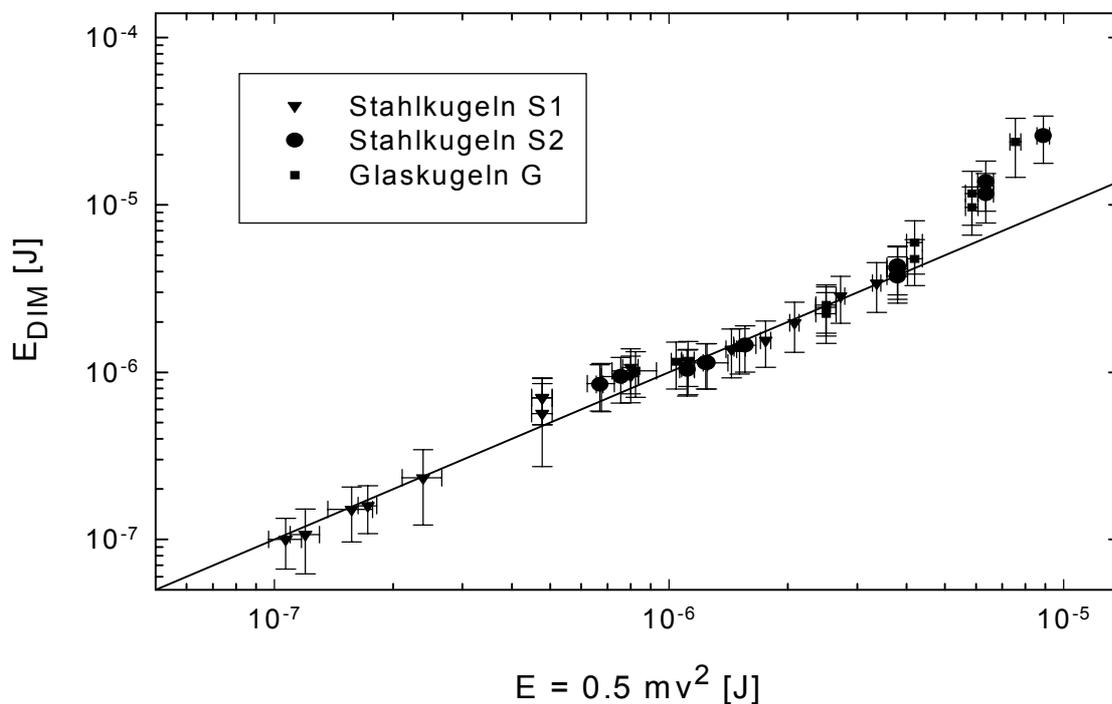


Abb. 2.22: Die kinetische Energie der aufprallenden Kugeln E_{DIM} nach Gl. (2.13). Auf der Abzisse ist die aus der Fallhöhe (für $E > 4 \cdot 10^{-7} \text{ J}$) bzw. aus der Zeit zwischen zwei Aufschlägen derselben Kugel (für $E < 4 \cdot 10^{-7} \text{ J}$) berechnete Energie aufgetragen.

2.6.5 DIM-Healthchecks nach Integration in den Lander

Bei allen Tests des vollständig in den *Lander* integrierten Instruments ergaben sich keine oder nur geringfügige Abweichungen vom Nominalverhalten. Die Testergebnisse wurden der DIM-Gruppe mitgeteilt.

Erläuterungen zur Tabelle 2.4: Ergebnisse der Aufprallversuche (nächste Seite)

Es bedeuten: **Nr** die laufende Nummer des Messlaufs; **Höhe** die Fallhöhe der Kugel (wenn der Wert kursiv gedruckt ist, wurde die Höhe errechnet aus der Zeitdifferenz zwischen zwei Impaktereignissen derselben Kugel); **Anzahl** die Anzahl der ausgewerteten Ereignisse relativ zur Gesamtzahl der Ereignisse; **TC** die gemittelte Impaktzeit (DIM-Messwert: gezählte Impulse einer 20 Mhz-Uhr); **t_c** die gemittelte Impaktzeit (μs); **U_{Peak}** die gemittelte maximale Impaktspannung nach Verstärkung (DIM-Messwert); **U_M** die gemittelte maximale Impaktspannung vor der Verstärkung (errechnet aus den Einzelwerten der maximalen Impaktspannung nach der Verstärkung über die Verstärkerkennlinie).

Nr	Höhe [mm]	Anzahl	TC	t_c [μ s]	U_{Peak} [mV]	U_m [mV]
Stahlkugeln S1						
2	2.62 ± 0.25	17/19	145 ± 2	7.24 ± 0.12	2098 ± 25	2.98 ± 0.32
3	2.94 ± 0.25	6		7.43 ± 0.51		3.10 ± 0.64
3	3.85 ± 0.5	6/8	144 ± 2	7.18 ± 0.11	2158 ± 35	3.81 ± 0.54
3	4.23 ± 0.23	5		7.25 ± 0.15		3.93 ± 0.31
3	5.84 ± 0.67	6		7.19 ± 0.23		4.95 ± 1.3
1	11.7 ± 0.7	14/17	142 ± 23	7.12 ± 1.14	2346 ± 88	8.41 ± 2.5
2	11.7 ± 0.7	19/20	144 ± 3	7.19 ± 0.14	2390 ± 13	9.57 ± 0.5
3	11.7 ± 0.7	9/10	142 ± 7	7.12 ± 0.33	2391 ± 17	9.61 ± 0.6
1	19.6 ± 0.9	10/11	123 ± 10	6.14 ± 0.48	2453 ± 2	12.3 ± 0.1
3	19.6 ± 0.9	10/10	135 ± 8	6.76 ± 0.41	2437 ± 13	11.5 ± 0.6
1	27.4 ± 1.0	11/11	132 ± 6	6.60 ± 0.30	2468 ± 5	13.1 ± 0.3
3	27.4 ± 1.0	5/7	139 ± 5	6.95 ± 0.23	2452 ± 9	12.2 ± 0.4
1	35.3 ± 1.1	14/14	130 ± 18	6.50 ± 0.92	2491 ± 20	14.3 ± 1.2
1	43.1 ± 1.3	13/13	125 ± 12	6.27 ± 0.61	2510 ± 12	15.4 ± 0.8
1	51.0 ± 1.4	11/11	119 ± 14	5.93 ± 0.71	2545 ± 25	17.8 ± 1.8
1	66.7 ± 1.7	9/11	103 ± 6	5.14 ± 0.28	2600 ± 16	22.2 ± 1.4
1	82.4 ± 2.0	15/16	106 ± 10	5.28 ± 0.51	2626 ± 25	24.7 ± 2.4
Stahlkugeln S2						
2	2.06 ± 0.04	8	223 ± 8	11.1 ± 0.4	2453 ± 12	12.3 ± 0.6
3	2.33 ± 0.25	5		11.9 ± 1.1		13.1 ± 0.4
3	3.43 ± 0.15	10		11.5 ± 1.4		13.9 ± 0.6
3	3.82 ± 0.05	6		11.1 ± 0.6		14.7 ± 0.4
3	3.85 ± 0.5	6/8	223 ± 9	11.2 ± 0.4	2497 ± 6	14.7 ± 0.4
3	4.81 ± 0.31	5		10.3 ± 0.5		17.0 ± 0.8
1	11.7 ± 0.7	13/14	238 ± 23	11.9 ± 1.2	2691 ± 32	32.0 ± 3.9
2	11.7 ± 0.7	8/10	211 ± 7	10.5 ± 0.33	2676 ± 13	30.0 ± 1.6
3	11.7 ± 0.7	9/10	204 ± 10	10.2 ± 0.52	2697 ± 22	32.6 ± 2.8
1	19.6 ± 0.9	14/17	211 ± 18	10.5 ± 0.9	2870 ± 26	65.5 ± 6.7
3	19.6 ± 0.9	13/13	209 ± 19	10.5 ± 0.9	2845 ± 24	59.2 ± 5.6
3	27.4 ± 1.0	7/8	196 ± 12	9.81 ± 0.6	2966 ± 15	95.7 ± 5.8
Glaskugeln G						
3	3.15 ± 0.25	10		10.6 ± 0.7		11.6 ± 0.9
3	3.85 ± 0.5	7/8	199 ± 4	9.94 ± 0.22	2466 ± 9	12.9 ± 0.5
3	4.88 ± 0.14	8		9.72 ± 0.54		13.9 ± 0.8
3	7.06 ± 0.23	5		9.85 ± 0.45		15.6 ± 0.4
1	11.7 ± 0.7	13/13	211 ± 17	10.6 ± 0.8	2600 ± 20	22.2 ± 1.7
2	11.7 ± 0.7	7/10	196 ± 19	9.79 ± 0.96	2583 ± 28	20.7 ± 2.2
3	11.7 ± 0.7	11/11	195 ± 13	9.76 ± 0.67	2595 ± 23	21.8 ± 2.0
1	19.6 ± 0.9	13/14	196 ± 14	9.81 ± 0.69	2728 ± 32	37.2 ± 4.8
3	19.6 ± 0.9	9/9	189 ± 6	9.47 ± 0.3	2696 ± 12	32.5 ± 1.5
1	27.4 ± 1.0	14/18	192 ± 10	9.58 ± 0.52	2830 ± 32	55.8 ± 7.5
3	27.4 ± 1.0	7/7	187 ± 8	9.34 ± 0.40	2802 ± 20	49.8 ± 3.9
1	35.3 ± 1.1	10/15	187 ± 5	9.35 ± 0.24	2934 ± 46	85.4 ± 14.8

2.7 Flug-Software für das PP-Instrument

2.7.1 Grundlagen und Messprinzip

Das PP-Instrument wird die komplexe Dielektrizitätskonstante der Oberflächenschicht von 46P/Wirtanen in einer Quadrupol-Anordnung messen. Die auch komplexe Permittivität genannte Größe ε kann in Abhängigkeit von der relativen dielektrischen Konstante ε_r und der elektrischen Leitfähigkeit σ ausgedrückt werden:

$$\varepsilon = \varepsilon_r - i \cdot \frac{\sigma}{2 \cdot \pi \cdot \varepsilon_0 \cdot f}$$

wobei ε_0 die Dielektrizitätskonstante im Vakuum und f die Frequenz des elektrischen Feldes ist. Sowohl ε_r als auch σ hängen stark von der Temperatur der Oberflächenschicht und der Frequenz des elektrischen Feldes ab. Unterhalb von 10 kHz [Laa97] wird diese Abhängigkeit vom Wassergehalt der Kometenmaterie bestimmt, da sich die polaren Wassermoleküle im elektrischen Feld teilweise ausrichten. Dieser Vorgang benötigt eine messbare Zeit, so dass eine frequenzabhängige Phasenverschiebung der Dipolstellungen zum elektrischen Feld resultiert (dielektrische Relaxation). Da die Ausrichtung der Wassermoleküle durch die Wärmebewegung gestört wird, verringert sie sich mit steigender Temperatur. Neben der Bestimmung des Wassergehaltes der Kometenmaterie sollen die PP-Messungen unter anderem Aufschluss darüber geben, welche Rolle die Sublimation bei der Entwicklung des Kometenkerns spielt und ob die Sublimation oberflächlich oder überwiegend unterhalb eines – vermuteten – Staubmantels stattfindet.

Bei einer aktiven PP-Messung (Quadrupol-Messung) werden zwischen zwei Elektroden (Transmitter) Wechselströme mit Frequenzen von 50 Hz bis 10 kHz in die Kometenoberfläche injiziert und über ein weiteres Elektrodenpaar (Receiver) die resultierende Potentialdifferenz gemessen. Die Kopplung der Elektroden mit der Kometenoberfläche ist kapazitiv, d. h., es besteht keine leitende Verbindung. Das Verhältnis von gemessener Spannung zu injizierter Stromstärke, also die Übertragungs-Impedanz des Quadrupols, gibt Auskunft über die mittlere dielektrische Konstante des Kometenbodens bis zu einer Tiefe von ein bis zwei Metern unterhalb des *Landers* (vgl. [Möh00]).

Die PP-Elektroden sind in den *Lander*-Füßen und am *Penetrator* des MUPUS-Experiments untergebracht. Alternativ kann eine weitere Elektrode am Sensor des APX-Instrumentes verwendet werden (Abb. 2.23). Da sich die Position des APX-Sensors

relativ zu den anderen Elektroden verändern lässt, können somit inhomogene Verteilungen der Dielektrizitätskonstanten untersucht werden (vgl. [Ham00]).

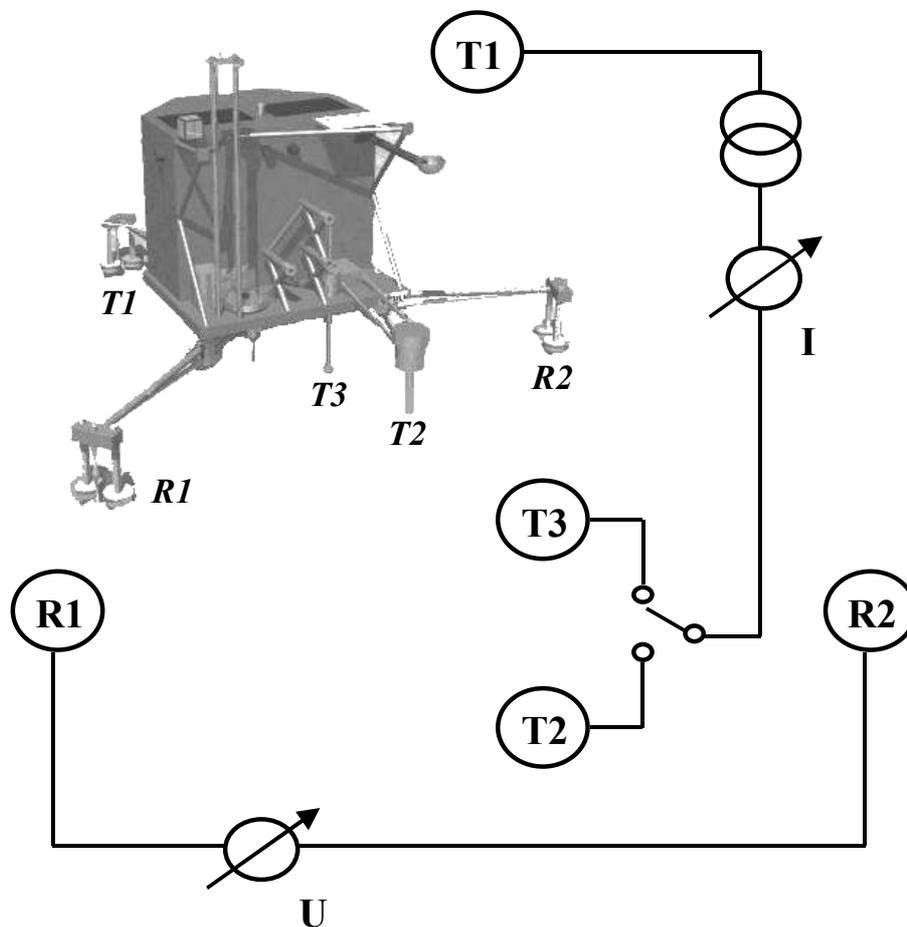


Abb. 2.23: Quadrupol-Anordnung der Elektroden bei einer aktiven PP-Messung. Die Sendelektroden sind am *Lander*-Fuß +X (T1), am MUPUS-Penetrator (T2) und am Sensorkopf des APX-Instrumentes (T3) angebracht. Die Empfängerelektroden befinden sich in zwei *Lander*-Füßen (R1, R2). Zwischen T1 und T2 oder T1 und T3 wird ein Wechselstrom injiziert und gleichzeitig mit einer hochempfindlichen Elektronik die resultierende Wechselspannung zwischen R1 und R2 gemessen. (Elektrodenkonfiguration entsprechend [Joh00]).

Die wissenschaftliche Zielsetzung des PP-Instrumentes wird erweitert durch die Aufzeichnung der elektrischen Komponente von Plasmawellen mit Frequenzen bis zu 10 kHz und der Elektronendichte ("Langmuir-Probe") in der Umgebung des Kometenkerns. Veränderungen dieser Größen werden durch die Wechselwirkung des Sonnenwindes mit ionisierten Staub- und Gasteilchen hervorgerufen. Während der Messungen, die bereits während der Abstiegsphase auf die Kometenoberfläche beginnen, befindet sich das Instrument im so genannten passiven Betriebszustand: die Transmitter sind ausgeschaltet, die Receiver detektieren die Plasmawellen und eine am DIM-Sensor angebrachte Elektrode dient zur Messung der Elektronendichte.

2.7.2 Software-Steuerung von PP-Messungen

Eine Messung im aktiven Betriebszustand wird festgelegt durch die Auswahl der sendenden und empfangenden Elektroden, die Transmitterfrequenz sowie die Anzahl der aufzuzeichnenden Schwingungsperioden. Die Software erhält diese Informationen entweder durch ein Telekommando oder verwendet Standardwerte. Nach Prüfung der Parameter werden Einstellwerte für die PP-Elektronik berechnet. Zur Festlegung der Form und Frequenz des Transmittersignals wird entsprechend der Sollfrequenz eine Tabelle mit maximal 256 Werten berechnet, die mit optimierter Auflösung eine Sollschiwingung beschreibt. Die Werte dieser Tabelle werden später vom Digital-Analog-Konverter des PP-Sendekreises in analoge Spannungswerte umgesetzt. Nach dem Einstellen der Parameterwerte für die Elektrodenauswahl am Multiplexer-Register und dem Setzen einiger weiterer Registerwerte (u. a. zum Einschalten der benötigten Stromkreise) wird die Messung gesteuert durch den FPGA des Instruments, der auch das Ende der Messung signalisiert. Die Flug-Software kann anschließend den zeitlichen Verlauf der gemessenen Transmitter-Ströme und Receiver-Spannungen aus dem 32 KByte großen RAM auf dem PP-Board auslesen und zur Erde senden.

Eine passive PP-Messung wird beschrieben durch die Auswahl der Elektroden, die gewünschte Abtastfrequenz und die Anzahl der aufzuzeichnenden Spannungswerte. Die Algorithmen zur Umrechnung dieser Parameter in Einstellwerte der Elektronik sind trivial und die Steuerung des eigentlichen Messvorganges erfolgt – wie im aktiven Modus – weitgehend autonom durch den FPGA. Bei der Messung der Elektronendichte reduziert sich der Steuerungsaufwand für die Flug-Software im Wesentlichen auf die Einstellung der Integrationszeit und das Einschalten des entsprechenden Stromkreises.

Zur Reduzierung des Datenaufkommens bei aktiven und passiven Messungen ist eine Vorauswertung der gemessenen Signalverläufe durch die Flug-Software geplant. Damit könnten die bei aktiven Messungen maximal 32512 (jeweils ein Byte langen) Messwerte für die Transmitter-Frequenz und die Receiver-Spannung auf vier jeweils zwei Byte große Werte für die Frequenz, die Phasenverschiebung zwischen Transmitter- und Receiversignal und die mittleren Amplituden reduziert werden. Die Auswahl eines geeigneten Algorithmus durch die PP-Gruppe steht allerdings noch aus. Aus diesem Grund konnte auch die automatische Durchführung einer Serie von aktiven oder passiven Messungen durch die Flug-Software nur mit eingeschränkter Funktionalität implementiert werden. Zwar wird nach dem Eintreffen eines entsprechenden Telekommandos eine Serie von aktiven oder passiven Messungen durchgeführt (die Parameter der einzelnen Messungen sind im EEPROM der C-DPU in einer *PP Control Table* gespeichert), wegen des hohen Datenvolumens erfolgt aber z. Zt. keine Übermittlung der Messergebnisse an das CDMS. Sinnvoll einsetzen lassen sich die Mess-Sequenzen

also zurzeit nur bei Bodentests (zum Beispiel bei Funktionstests oder EMC-Tests des PP-Instrumentes).

Eine Standardprozedur (*PP-Healthcheck*) wurde implementiert, die eine Beurteilung des Instrumentenstatus anhand nur weniger Messdaten erlaubt. Es werden nacheinander die Elektronendichte, Referenzspannungen auf dem PP-Board und alle Transmitter- und Receiverkanäle ausgelesen und die Ergebnisse zur Erde gesendet.

2.7.3 Messungen mit der integrierten Elektronik

In einer späten Projektphase (nach Fertigstellung der PP-EQM2-Elektronik und wenige Wochen vor der Abgabe der Flugelektronik) entschloss sich das PP-Team zu einem teilweisen Redesign der Hardware. Die von den Empfängerelektroden aufgenommenen Signale werden nicht mehr direkt zur zentralen Elektronik geführt, sondern nach kurzem Leitungsweg verstärkt durch Vorverstärker, die in den *Lander*-Füßen angebracht sind. Damit sollen die hochempfindlichen Messungen weniger anfällig gegenüber Störungen werden, die durch Kapazitäten in den Leitungen und Leitungsübergängen zu der zentralen Elektronik auftreten. Im Rahmen dieser Arbeit konnte erstmals das Zusammenspiel der zentralen SESAME-Elektronik und der Software mit den neuen bzw. veränderten PP-Komponenten getestet werden. Die Versuche fanden statt am 11., 12. und 14. September 2001 am Max-Planck-Institut für Aeronomie, Lindau.

2.7.3.1 Tests der Vorverstärker in den Empfängerfüßen

Versuchsaufbau

Die Signale der Empfängerfüße wurden in Abhängigkeit von einem bekannten äußeren Feld untersucht. Hierzu wurden die Flugmodelle der Empfängersohlen an die zentrale SESAME-EQM-Elektronik angeschlossen. Über isolierte Aluminiumfolien (mit einer Fläche von ca. $10 \cdot 10 \text{ cm}^2$), die unterhalb der Empfängersohlen angebracht wurden, wurde das Ausgangssignal eines Funktionsgenerators (Grundig FG1000) eingespeist. Es wurden sinusförmige Schwingungen mit einer Frequenz von 1000 Hz und Amplituden im Bereich von 20 mV bis 200 mV (Peak-Peak) eingestellt.

Zur Abschirmung der elektromagnetischen Umgebungsstrahlung wurden die Sohlen und die Aluminiumfolien in eine geerdete Aluminiumbox gestellt. Über eine simulierte Telemetrie Verbindung Erde-SESAME wurden aktive PP-Messungen durch Telekommandos ausgelöst und die Messdaten empfangen.

Ergebnisse

Die gemessenen Receiver-Signale zeigten den erwarteten Verlauf, allerdings war die Nulllinie erheblich zu positiven Spannungswerten hin verschoben (Abb. 2.24). Dieser Gleichspannungs-Offset führte dazu, dass bei höheren Eingangssignalen der PP-Messbereich überschritten wurde und deshalb die positiven Spitzen des sinusförmigen Signals nicht aufgezeichnet wurden. Der von den PP-Vorverstärkern erzeugte Gleichspannungs-Offset bedeutet also nicht nur eine Einschränkung des Messbereichs bei den geplanten Messungen auf 46P/Wirtanen, sondern erschwert auch die automatische Auswertung der Receiver-Signale. Zur Lokalisierung des Problems sind deshalb weitere Untersuchungen geplant, die die Notwendigkeit von Hardware-Änderungen ergeben können.

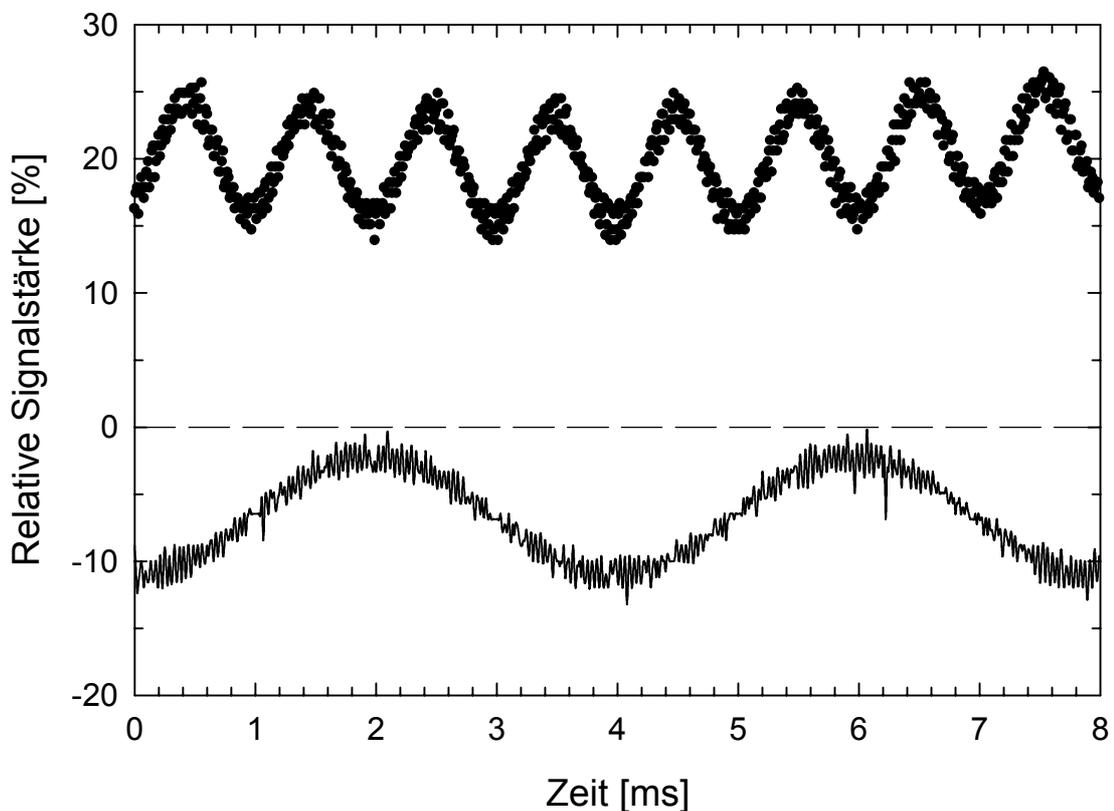


Abb. 2.24: Gemessene Transmitter- und Receiver-Signale beim Test der PP-Empfangsseite durch kapazitive Einkopplung des Signals eines Funktionsgenerators ($f = 1000$ Hz, $V_{pp} = 100$ mV). Das Receiver-Signal (oben, gepunktet) hat einen Gleichspannungs-Offset von ca. 20 % des Messbereichs. Das Transmittersignal (durchgezogene Linie; gemessen mit offenem Transmitterausgang) hat die eingestellte Frequenz von 256 Hz.

2.7.3.2 Aktive Messungen mit integriertem Landegestell

Versuchsaufbau

Ein zweiter Versuch sollte die Funktionsfähigkeit der PP-Sende- und Empfangsseite nach der Integration aller Füße in das FM-Landegestell (*Landing Gear*) testen. Dazu wurde das *Landing Gear* einige Zentimeter angehoben. Unterhalb eines Transmitter- und eines Receiver-Fußes wurden Aluminiumfolien angebracht, die leitend miteinander verbunden waren und die Kometenoberfläche simulierten. Die PP-Messungen wurden wiederum über eine simulierte Telemetrie-Verbindung gesteuert, wobei eine Sendefrequenz von 1000 Hz eingestellt wurde.

Ergebnisse

Aus der Form der empfangenen Signale konnte zunächst auf eine fehlerhaft angefertigte FM-Steckverbindung geschlossen werden. Nach der Reparatur wurden aktive PP-Messungen erfolgreich durchgeführt. Unter den gegebenen Laborbedingungen war eine Abschirmung gegen die elektromagnetische Umgebungsstrahlung nur unzureichend möglich, so dass die Receiver-Signale stark gestört waren durch eine Schwingung mit einer Grundfrequenz von 50 Hz (Abb. 2.25). Immerhin konnte qualitativ gezeigt werden, dass die geplanten Quadrupol-Messungen mit der untersuchten Elektrodenkombination möglich sind. Weitere Tests und Kalibrierungsmessungen werden von der PP-Gruppe durchgeführt.

2.7.3.3 PP-Healthchecks nach vollständiger Integration in den Lander

Im Herbst 2001 wurden mehrere *PP-Healthchecks* nach der vollständigen Integration des Instrumentes (zentrale Elektronik und Sensorik) in den *Lander* durchgeführt. Entgegen den Erfahrungen mit der LM- und EQM2-Elektronik wurde für die Elektrodendichte (*Langmuir Probe*) immer der Nullwert (hexadezimal FFFF) gemessen. Die übrigen Messwerte entsprachen überwiegend den Erwartungen [Fis01e]. Unter noch nicht geklärten Umständen wurden aber auch hier signifikante Abweichungen von den Nominalwerten gemessen. Diese Ergebnisse wurden der PP-Gruppe mitgeteilt.

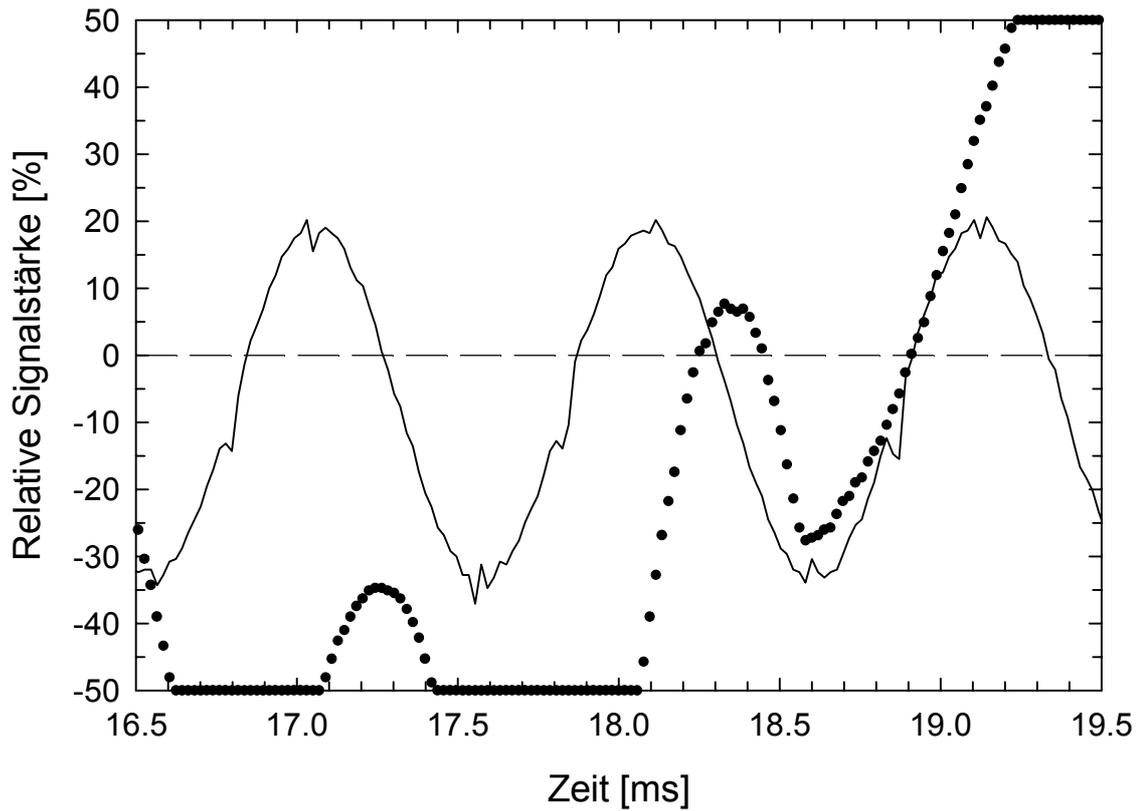


Abb. 2.25: Transmitter- und Receiver-Signal bei einer aktiven Messung nach Integration der *Lander*-FüÙe in das *Landing Gear*. Das Transmitter-Signal (durchgezogene Linie) hat die eingestellte Frequenz $f = 1000$ Hz. Das Receiver-Signal (gepunktet) ist verzerrt durch die elektromagnetische Umgebungsstrahlung, das empfangene Transmittersignal kann aber (phasenverschoben) identifiziert werden.

2.8 Boden-Software

Bei allen SESAME-internen Funktions- und Integrationstests wurde eine Schaltung verwendet, die den Datenstrom von und zur Raumsonde während der Mission simuliert. Anstelle des Bordcomputers des *Landers* stellte ein so genannter CDMS-Simulator die Verbindung zur SESAME-Flug-Hardware her. Telekommandos konnten über eine grafische Benutzeroberfläche auf einem PC eingegeben werden, und die resultierenden SESAME-Telemetriedaten wurden auf diesem Rechner gespeichert. Nach der Integration der Hardware in den *Lander* erfolgte die Steuerung der Experimente über das EGSE des *Landers*. Wie beim späteren Raumflug erfolgte die Eingabe der vorbereiteten Telekommando-Sequenzen durch die Operateure des EGSE, und die Telemetriedaten wurden dem SESAME-Team in elektronischer Form zur Verfügung gestellt.

Zur Auswertung der Telemetriedaten wurden Programme [Fis01d] genutzt, die die binären Telemetriedaten lesen und entsprechend dem ROSETTA-Telemetrieformat [Ano01] und dem SESAME-Datenformat [Fis01e] interpretieren. Dabei werden die experimentellen Daten und *Housekeeping*-Werte extrahiert, in physikalische Größen umgerechnet und in Klarschrift dargestellt. Wenige Minuten nach dem Abschluss einer Messung konnte dadurch eine Bewertung der Ergebnisse erfolgen.

2.9 Erstellte Projekt-Dokumente

Autor(en)	Titel	Dokument-ID	Datum (*)
H.-H. Fischer, K. Thiel	SESAME Flight Software Specification	RO-LSE-DS-3401	15.5.2001
K. Thiel, H.-H. Fischer, K.J. Seidensticker	List of Acronyms	RO-LSE-LI-3003	17.7.2001
K. Thiel, H.-H. Fischer	Disturbance of CASSE Output Signal by 10 kHz Frequency	RO-LSE-NC-3121	30.1.2001
K.J.Seidensticker, H.-H. Fischer	Malfunction of CASSE Accelerometer 3	RO-LSE-NC-3122	20.11.2001
K. Thiel, H.-H. Fischer	Malfunction of PP PCB in Active and Passive Measuring Mode	RO-LSE-NC-3860	30.1.2001
K. Thiel, H.-H. Fischer	SESAME Flight Software Quality Assurance Plan	RO-LSE-PL-3401	30.3.1999
H.-H. Fischer	Forth Coding Rules and Style Conventions	RO-LSE-PR-3401	28.5.1998
H.-H. Fischer, K. Thiel	SESAME Flight Software Data Compression	RO-LSE-TN-3401	21.12.1998
K. Thiel, H.-H. Fischer	Housekeeping Procedure	RO-LSE-TN-3402	23.4.2001
H.-H. Fischer, K. Thiel	SESAME Software Entwicklungsumgebung	RO-LSE-TN-3415	17.2.1999
H.-H. Fischer	CASSE EQM2 Extended Functional Tests	RO-LSE-TR-3320	7.12.2000
H.-H. Fischer K. Thiel	CASSE EQM2 Foot Test	RO-LSE-TR-3321	20.12.2000
H.-H. Fischer, K. Thiel	SESAME Flight Software Verification and Validation Reports	RO-LSE-TR-3401	22.6.2001
H.-H. Fischer	CASSE and DIM EQM2 PCB Tests	RO-LSE-TR-3402	28.11.2000
H.-H. Fischer, K. Thiel	SESAME Flight Software and EGSE User Manual (EQM Version)	RO-LSE-UG-3101	25.7.2000
H.-H. Fischer K. Thiel	SESAME Short Functional Test (EQM Version)	RO-LSE-UG-3102	22.2.2000
H.-H. Fischer K. Thiel	SESAME Short Functional Test and Bench Test Procedure (FM Version)	RO-LSE-UG-3203	6.3.2001
H.-H. Fischer K. Thiel	SESAME EGSE User Manual (FM Version)	RO-LSE-UG-3301	6.3.2001
H.-H. Fischer	SESAME Flight Software User Manual	RO-LSE-UG-3401	23.5.2001

(*) Erscheinungsdatum der letzten Version

2.10 Zusammenfassung und Ausblick

Die Flug-Software für das SESAME-Experiment wurde gemäß dem anzuwendenden ESA-Standard PSS-05 und eigenen Richtlinien zur Qualitätssicherung entwickelt. Wichtige Bestandteile der Flug-Software sind die Module zum Empfang und zur Interpretation von Telekommandos aus der Bodenstation, zur Ansteuerung der Hardware der Instrumente CASSE, DIM und PP und zur Formatierung der experimentellen Daten. Weitere Software-Module ermöglichen die Kommunikation mit anderen *Lander*-Experimenten und erleichtern die Kontrolle des Instrumentenstatus in der Bodenstation. Das Format der Telekommandos und der experimentellen Daten wurde einheitlich für alle Instrumente festgelegt. Die Dekodierung der Daten in der Bodenstation erfolgte mit einem im Rahmen dieser Arbeit entstandenen Auswertungsprogramm, mit dem kurze Zeit nach dem Empfang der Messdaten die Ergebnisse geprüft werden können. Eine ausführliche Entwicklungsdokumentation wurde erstellt.

Die Funktionalität des Systems aus SESAME-Hardware und -Software wurde im gegebenen Zeitrahmen intensiv geprüft. Besonders in den Phasen nach der Integration neuer Hardware-Versionen und bei der SESAME-internen Qualifizierung des integrierten Experimentes war eine intensive Zusammenarbeit mit den Hardware-Entwicklern notwendig. Bei zukünftigen Projekten sollte ein ausreichender Zeitrahmen für diese Zusammenarbeit eingeplant werden. Die Effektivität der Testphasen kann durch vollständige Anforderungskataloge der Experimentatoren und detaillierte Testspezifikationen der Hardware-Zulieferer gesteigert werden. Es konnten Möglichkeiten zur Optimierung der Hardware und des Messablaufs gefunden werden, die von den Hardware-Herstellern umgesetzt wurden bzw. noch realisiert werden. Es wurde eine Kalibrierung der CASSE-Temperaturmessung und eine Erweiterung der Kalibrierung für die DIM-Staubmessungen durchgeführt.

Während der schrittweisen Integration der zentralen Elektronik und der Sensorik in den *Lander* wurden eigene Untersuchungen am teilintegrierten System durchgeführt. Zur Vorbereitung von Tests des vollständig integrierten *Landers* in einer simulierten Kometenumgebung wurden Telekommando-Sequenzen zusammengestellt, die den gewünschten SESAME-Messablauf definierten. Nach der Durchführung der Tests durch das *Lander*-Team erfolgte eine Analyse der resultierenden Messdaten. Es wurden keine Software-Fehler festgestellt. Die Ergebnisse der Funktionstests der drei Instrumente CASSE, DIM und PP waren überwiegend zufriedenstellend und wurden den Experimentatorengruppen mitgeteilt.

Die Software erfüllt alle bis zum Zeitpunkt der Abgabe der Version FM 1.0 spezifizierten *User Requirements*, soweit sie nicht durch Veränderungen der Elektronik obsolet geworden sind. Die Module sind ausreichend getestet, so dass die Flug-Software für die ersten Phasen der Mission (*Commissioning Phase* und *Cruise Phase*) uneingeschränkt einsatzfähig ist. Einige spezielle Betriebsmodi, die für Messungen auf dem Kometen vorgesehen sind, wurden nicht oder nur in vorläufigen Versionen implementiert, da die Zielfunktionalität noch nicht abschließend mit den Experimentatoren geklärt werden konnte. Ein Update der Flug-Software kann nach der Festlegung des vollen Funktionsumfangs erfolgen. Vorschläge zu einer globalen Optimierung nach der Implementierung der vollen Funktionalität sind in den *Software Release Notes* der Version FM 1.0 aufgeführt [Fis01e].

Neben der Software-Entwicklung und der Durchführung von Bodentests erfolgten zur Vorbereitung der SESAME-Experimente Untersuchungen zum RadFET-Dosimeter, das auf der Elektronik-Platine des CASSE-Instrumentes angebracht ist und mit dem die Strahlenbelastung der zentralen Elektronik während des Raumflugs gemessen werden soll. Die Ergebnisse dieser Untersuchungen werden im folgenden Kapitel dargestellt.

3 Untersuchungen zum RadFET-Dosimeter

3.1 Einführung

Die Wechselwirkung von hochenergetischen Teilchen oder Photonen mit der Siliziumdioxid-Schicht von Metalloxid-Feldeffekttransistoren (MOSFET) führt zu einer Veränderung der elektrischen Leitfähigkeit in dieser Schicht. Daraus resultiert eine Änderung weiterer elektrischer Parameter (Flachband-Spannung, Inversionsspannung, Schwellenspannung) dieser Transistoren. Ende der sechziger Jahre wurde vorgeschlagen, diesen Effekt für den Einsatz von MOSFETs in der Dosimetrie zu nutzen [Poc70]. Wegen der kleinen Abmessungen (ein IC-Chip mit einem Volumen von wenigen mm^3 kann mehrere dieser Transistoren enthalten) und der niedrigen elektrischen Leistungsaufnahme sind MOSFET-Dosimeter besonders geeignet für Messungen in Satelliten. Ziel von Projekten der ESA und der Universität Southampton war deshalb die Entwicklung von speziell konstruierten MOSFETs, die Weltraumbedingungen überleben und die Möglichkeit bieten, ein Dosissignal durch einfaches Auslesen einer Spannung zu erhalten. Nach einem Vorschlag von R. C. Hughes [Hug85] werden Dosimeter dieses Typs RadFET (*Radiation Sensing Field Effect Transistor*) genannt.

Im Weltraum wurden RadFETs erstmals 1978 eingesetzt in den ESA-Satelliten GEOS-2 und OTS und in der Folgezeit bei weiteren Weltraummissionen. Messungen erfolgten z. B. auf der MIR, den Strv-1x und den BION-10- und BION-11-Satelliten ([McK97], [Büh98]) und im ISOCAM-Instrument des Satelliten ISO [Ano00]. Als weiteres Einsatzgebiet der RadFETs ist vor kurzem die Überwachung der Dosis bei Experimenten an Teilchenbeschleunigern hinzugekommen. Am BaBar-Detektor des Stanford Linearbeschleunigers geschieht dies zum Beispiel mit einer Anordnung von 116 RadFETs [Cam01]. Im medizinischen Bereich wird die Verwendbarkeit von RadFETs zur Dosiskontrolle im Rahmen der Strahlentherapie getestet. Die Entwicklung und der Vertrieb der zum Teil speziell für die jeweilige Anwendung konstruierten Dosimeter erfolgt in Europa seit 1988 hauptsächlich durch das National Microelectronics Research Center (NMRC) in Cork, Irland. Parallele Arbeiten, auch für militärische Zwecke, finden in den USA in den Sandia National Laboratories statt.

Einhergehend mit dem breiteren Anwendungsspektrum und der höheren Nachfrage wurde das Design und der Herstellungsprozess der RadFETs optimiert auf eine bessere Reproduzierbarkeit des Dosissignals und eine geringere Streuung bei Verwendung

verschiedener Dosimeter. Wenn eine hohe Genauigkeit erforderlich ist, müssen die zurzeit bei Weltraummissionen eingesetzten RadFETs allerdings nach wie vor einzeln kalibriert werden. Bisher wurde eine Kalibrierung mit ^{60}Co -Strahlung für ausreichend gehalten, da für Protonen- und Gammastrahlung ein gleich hohes Dosissignal erwartet wurde. Neuere und zum Teil vorläufige Ergebnisse von Untersuchungen zu verschiedenen RadFET-Typen ([Pea01], [Haj00]) ergaben allerdings, dass sich die Empfindlichkeit für Protonen- und Gammastrahlung deutlich unterscheidet.

3.2 Grundlagen

3.2.1 Der MOSFET

Feldeffekt-Transistoren (FET) basieren auf dem Prinzip, dass der Strom, der durch einen Halbleiterkanal fließt, durch ein elektrisches Feld gesteuert wird. Der FET hat in der Regel vier Elektroden, die mit Source, Gate, Drain und Body bezeichnet werden (bei einigen Ausführungen fehlt der Body-Kontakt am Substrat). Eine spezielle Ausführung eines Feldeffekt-Transistors ist der MOSFET (*Metal Oxide Semiconductor Field Effect Transistor*), bei dem die Gate-Elektrode durch eine Siliziumdioxid-Schicht zum Kanal hin elektrisch isoliert ist. Im Fall des p-Kanal-MOSFET (pMOSFET) sind zwei p-dotierte Bereiche in ein n-leitendes Substrat eindiffundiert und bilden Source und Drain (Abb. 3.1).

Beim Anreicherungstyp kann ohne Gate-Spannung – unabhängig von der Polung der Drain-Spannung – kein Strom zwischen Source und Drain fließen, da immer einer der beiden pn-Übergänge (bei Source oder Drain) in Sperrrichtung gepolt ist. Eine negative Gate-Spannung bewirkt, dass positive Ladungsträger (Löcher) an die SiO_2 -Schicht gezogen werden. Ab einem bestimmten Spannungswert – der Schwellenspannung U_S – bildet sich eine Inversionsschicht aus, in der das Halbleitermaterial unterhalb der SiO_2 -Schicht von n-leitend zu p-leitend übergewechselt ist. Löcher können über diesen so genannten p-Kanal von Source nach Drain driften und der Drain-Strom steigt sehr schnell an – als Schalter ist der MOSFET damit von "Gesperrt" auf "Durchlass" gewechselt.

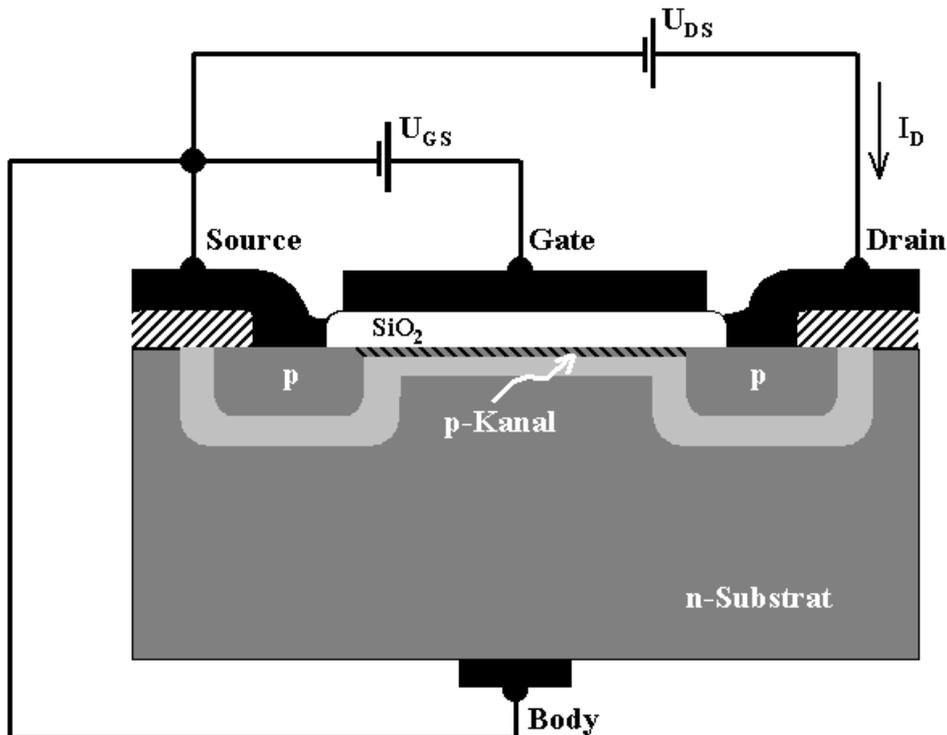


Abb. 3.1: Aufbau und Wirkungsweise eines pMOSFET (Anreicherungstyp). Die hoch positiv dotierten Bereiche (p) werden mit Aluminium (schwarz gezeichnet) kontaktiert und bilden Source bzw. Drain des MOSFET. Der Gate-Anschluss ist durch eine Siliziumdioxid-Schicht isoliert angebracht. Um die positiv dotierten Bereiche bildet sich eine Verarmungsschicht (hellgrau). Bei einer genügend hohen negativen Gate-Spannung U_{GS} bildet sich eine Inversionsschicht (p-Kanal) und es fließt bei angelegter Drain-Spannung U_{DS} ein Drain-Strom I_D .

Die Höhe der Schwellenspannung hängt von physikalischen Eigenschaften der MOS-Struktur ab wie z. B. der Dicke der Oxidschicht und dem Dotierungsgrad des Siliziums. Einfluss auf U_S haben aber auch Ladungen, die im Bereich des Gate-Oxids durch ionisierende Strahlung erzeugt und in der SiO_2 -Schicht gefangen werden.

3.2.2 Wirkungsweise eines RadFET-Dosimeters

3.2.2.1 Das Dosissignal

Die Vorgänge bei der Wechselwirkung ionisierender Strahlung mit der RadFET-Struktur und die Prozesse nach der Bestrahlung sind noch nicht voll verstanden. Neben Arbeiten zur Theorie des RadFET ([Hol86], [Hug85], [Hug86]) tragen zum Verständnis der Mechanismen Untersuchungen bei, die mit dem Ziel der Fertigung besonders strahlungsharter Elektronik-Komponenten für den Einsatz bei Beschleuniger-Experimenten durchgeführt wurden (z. B. [Gir98], [Ane00], [Giu01]).

Durch ionisierende Strahlung werden im RadFET-Material Elektron-Loch-Paare erzeugt, die in den leitenden Bereichen schnell abfließen oder rekombinieren. Entscheidend für die Dosisanzeige eines RadFET ist das Einfangen von positiven Raumladungen in dem hochisolierenden SiO_2 -Film unterhalb des Gate, dem Gate-Oxid. Diese Schicht ist bei RadFETs deshalb möglichst dick ausgelegt (einige hundert Nanometer). Die Raumladungen verringern die Schwellenspannung für die Ausbildung der Inversions-Schicht. Die Absenkung der Schwellenspannung (Vergrößerung des Absolutwertes) ΔU_S nach einer Bestrahlung ist der dosimetrische Parameter des RadFET.

In Ausleseschaltungen wird als Maß für die Schwellenspannung U_S gewöhnlich die Spannung zwischen Drain und Source bei einem konstant eingestellten Drain-Strom gemessen. Diese Spannung U_T unterscheidet sich von U_S durch einen kleinen Betrag, der von der Größe des Drain-Stroms abhängt. Durch eine Bestrahlung verändert sich die gemessene Spannung um ΔU_T . Der Absolutwert dieser Größe $|\Delta U_T|$ wird im Folgenden auch als das Dosissignal des RadFET bezeichnet.

3.2.2.2 Haftstellen

Nach ihrer Entstehung werden die Elektron-Loch-Paare, die nicht rekombinieren, getrennt durch die Diffusion der Elektronen und Löcher und – falls während der Bestrahlung eine Gate-Spannung angelegt wurde – durch das elektrische Feld. Da sich im SiO_2 um Größenordnungen mehr Löcher- als Elektronen-Haftstellen befinden, werden weit- aus mehr Löcher als Elektronen im Gate-Oxid gefangen. Die Haftstellen entstehen bei der Herstellung durch den Wachstumsprozess der SiO_2 -Schicht und sind auch bei Standard-MOSFETs vorhanden. Bei der RadFET-Herstellung wird der Wachstumsprozess so kontrolliert, dass möglichst tiefe und damit thermisch stabile Haftstellen entstehen.

Die tiefen Haftstellen liegen oft an der Fehlstelle eines Sauerstoffatoms und der damit vorhandenen offenen Silizium-Bindung (so genannte E'-Zentren). Die in ihnen gefangenen Löcher bilden die *Oxide-Trapped-Charge* Q_{ot} (Abb. 3.2). Weitere Haftstellen entstehen in Folge der Strahleneinwirkung an der Grenzschicht des Gate-Oxids zum Silizium-Substrat, dort bildet sich die *Interface-* und die *Border-Trapped-Charge* Q_{it} bzw. Q_{bt} .

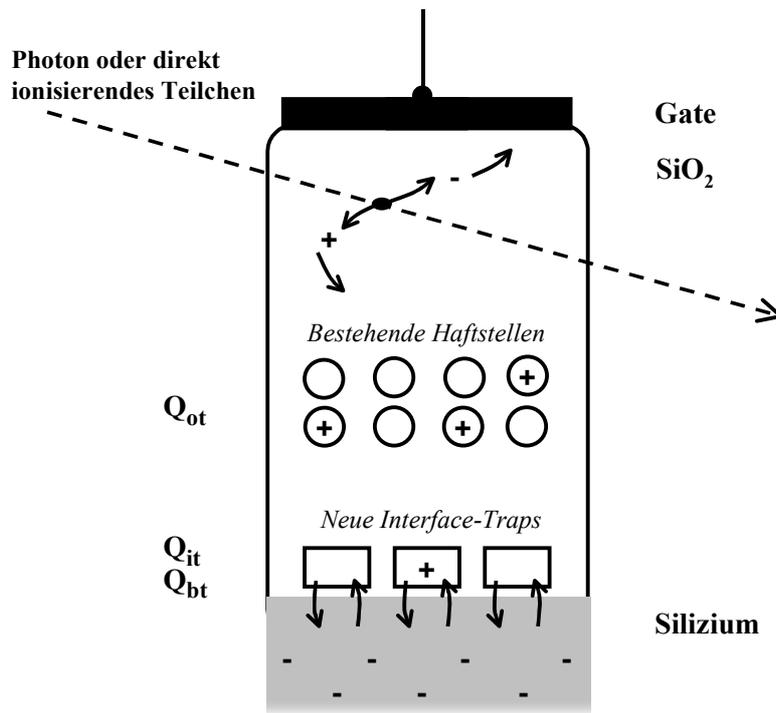


Abb. 3.2: Die durch die Einwirkung ionisierender Strahlung entstehenden positiven Löcher können in Haftstellen gefangen werden, die seit der Herstellung im Gate-Oxid vorhanden sind. Es entsteht die *Oxide-Trapped-Charge* Q_{ot} . Strahlungsinduzierte Haftstellen bilden sich an der Grenze zum Silizium. Durch die in den *Interface-Traps* und *Border-Traps* eingefangenen Löcher entstehen die Ladungen Q_{it} bzw. Q_{bt} . Verschiedene Effekte beeinflussen die Stabilität dieser Ladungen. Elektronen können aus dem Si-Substrat tunneln und die Löcher neutralisieren. Eine positive Gate-Spannung treibt die Löcher in das Silizium. Die Raumladung im Gate-Oxid bewirkt eine Veränderung der RadFET-Schwellenspannung (Zeichnung nach [Hol86], [Cam01]).

Verschiedene Modelle wurden entwickelt, um den komplexen Zeitablauf bei der Entstehung der Interface-Traps und die experimentell bestimmte Abhängigkeit von der angelegten Gate-Spannung (i. e. dem elektrischen Feld) zu erklären. Nach dem $(HT)^2$ -Modell (Hole-Trapping / Hydrogen-Transport) von Shanneyfelt et al. [Sha00] ist für die beobachteten Effekte eine kombinierte Wirkung von Löchern und freigesetzten Wasserstoff-Ionen verantwortlich. Die bei der Bestrahlung erzeugten Löcher driften (bei positivem Gate-Potential) in Richtung der SiO₂-Si-Grenze und werden dort eingefangen, wobei Wasserstoffionen freigesetzt werden (Wasserstoffatome und andere Verunreinigungen sind aufgrund des Herstellungsprozesses immer im Oxid vorhanden). Die Wasserstoffionen wandern anschließend zur SiO₂-Si-Grenzfläche, wo sie reagieren und neue Haftstellen erzeugen. Das $(HT)^2$ -Modell erklärt, warum die Bildung der

Interface-Traps langsamer abläuft als der Transport von Löchern (die Wasserstoff-Ionen haben eine geringere Mobilität) und warum weniger Haftstellen erzeugt werden, wenn keine oder eine negative Gate-Spannung angelegt ist (nur H-Ionen, die sehr nahe am SiO₂-Si-Interface gebildet werden, können dann Haftstellen erzeugen).

Da die seit dem Herstellungsprozess vorhandenen Haftstellen tief sind und sich überwiegend in gut isolierten Bereichen im SiO₂ befinden, sind sie relativ stabil und der Einfluss von Potentialdifferenzen an den Grenzflächen des Gate-Oxids ist gering (Potentialdifferenzen entstehen unter anderem durch den Drain-Strom beim Auslesevorgang). Ungünstig beeinflusst werden die dosimetrischen Eigenschaften der RadFETs durch die Instabilität der zusätzlichen Haftstellen, die in Folge der Bestrahlung an der Grenze zum Silizium-Substrat erzeugt werden.

3.2.3 Eigenschaften des verwendeten Dosimetertyps

3.2.3.1 Der "400 nm Implanted"-RadFET

Das beim SESAME-Experiment eingesetzte Dosimeter enthält zwei pMOS-Transistoren mit unterschiedlicher Geometrie. Betrieben wird der Transistor "Typ 1" (das Verhältnis von Kanalbreite zu Länge, der W/L-Wert, beträgt 300/50). Das Gate-Oxid hat eine Dicke von 400 nm. Durch eine Bor-Implantierung in die Oxid-Schicht ist die Schwellenspannung des unbestrahlten RadFET von ursprünglich etwa -7 V auf ca. -1.4 V erhöht.⁽¹⁾ Der Silizium-Chip ist in einem Keramikgehäuse mit Standardabmessungen untergebracht (*Dual-Inline-Package* mit 14 Anschlüssen; s. Abb. 3.3).

Das Eintrittsfenster an der Oberseite des Gehäuses hat eine Fläche von 0.456 cm² und ist bedeckt mit einem 0.254 mm dicken Kovar-Plättchen (Dichte 8.36 g/cm³), das mit mehreren Lagen Gold und Nickel beschichtet ist [Jak01].

In den folgenden Abschnitten werden die dosimetrischen Eigenschaften dieses RadFET beschrieben. "Typische Werte" einiger Parameter sind dem Datenblatt des Herstellers [NMR01] entnommen. Es enthält weder Angaben zur Genauigkeit der aufgeführten Werte noch zur Streuung bei Verwendung verschiedener Dosimeter desselben Typs.

⁽¹⁾ Der Absolutbetrag der Schwellenspannung wurde also verkleinert. Die Motivation hierfür ist, dass mehrere Transistoren zusammengeschaltet werden können (zur Erhöhung der Empfindlichkeit), ohne dass eine besondere Spannungsversorgung notwendig ist und die Gesamt-Schwellenspannung im Messbereich gebräuchlicher Ausleseschaltungen bleibt. Außerdem wird bei einer Serienschaltung vieler RadFETs nicht so schnell die Avalanche-Durchbruchspannung der Drain-Diode von ca. 75 V erreicht [Oco96].

Die aus dem Datenblatt zitierten RadFET-Parameter wurden bei einem Drain-Strom von $-10 \mu\text{A}$ gemessen, die gleiche Stromstärke wird auch beim SESAME-Instrument eingestellt. Die Ergebnisse einer Literaturrecherche zu ähnlichen pMOS-Dosimetern ergänzen fehlende Informationen über den "400 nm Implanted"-RadFET.

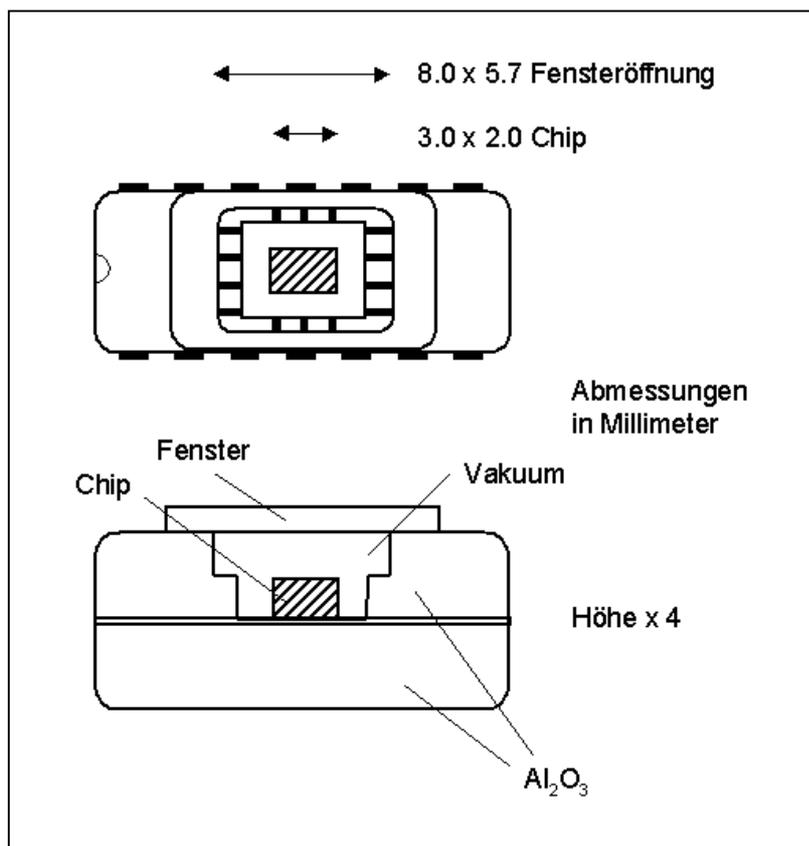


Abb. 3.3: Draufsicht ohne Fensterabdeckung (oben) und Schnitt durch die Längsachse des verwendeten RadFET-Dosimeters (unten). Zeichnung nach Angaben von A. Jaksic (NMRC) [Jak01].

3.2.3.2 Empfindlichkeit

Beim SESAME-Experiment wird das Dosimeter im passiven Modus betrieben, d. h. während der Bestrahlung wird keine Gate-Spannung angelegt. Die elektrischen Felder im Oxid sind deshalb sehr klein und ein großer Teil der dosimetrischen Information geht verloren durch die Rekombination der Elektronen und Löcher. Vorteile des passiven Modus sind ein großer Messbereich, da das Signal sublinear mit der Dosis steigt, und die Einfachheit der elektrischen Schaltung. Eine Abhängigkeit der Empfindlichkeit

von der Dosisrate wurde bei pMOS-Dosimetern ([Bla86], [Hol86]) und speziell auch beim "400 nm Implanted"-RadFET [Haj00] nicht festgestellt.

Wegen der Sublinearität sinkt die Empfindlichkeit $|\Delta U_T| / D$ eines RadFET-Dosimeters mit steigender Dosis D . Für ^{60}Co -Bestrahlung enthält das Datenblatt eine Kalibrierungskurve im Dosisbereich von 5 bis 100 Gy (H_2O) ⁽¹⁾.

Zur analytischen Darstellung der Kalibrierungskurven von pMOS-Dosimetern wird häufig eine Potenzfunktion verwendet, welche die Abhängigkeit des Dosissignals von der Dosis beschreibt:

$$|\Delta U_T [V]| = a_1 \cdot D [\text{Gy}]^{a_2} \quad . \quad (3.1)$$

Eine lineare Regression der – aus einer Zeichnung abgelesenen und – logarithmierten Werte für $|\Delta U_T|$ und D (im Dosisbereich von 4.7 bis 89.4 Gy) liefert $a_1 = (0.086 \pm 0.004)$ [V] und für den Linearitätsgrad $a_2 = (0.78 \pm 0.03)$. Die Daten der Kalibrierungskurve und insbesondere die in [Haj00] dargestellten Messergebnisse lassen allerdings vermuten, dass die Linearität im Bereich kleiner Gammadosen höher ist und mit steigender Dosis leicht abnimmt. Der Verlauf der Kalibrierungskurve ließe sich mit einer abschnittswisen Anpassung nach Gleichung (3.1) genauer beschreiben. Da die Kalibrierungsmessung nur 4 Datenpaare ohne Fehlerangabe enthält, führt dies jedoch nicht zwangsläufig zu einer besseren Beschreibung des tatsächlichen Dosis-Dosissignal-Verlaufes und soll hier unterbleiben. Bei dem kleinsten in der ^{60}Co -Kalibrierungskurve des Herstellers enthaltenen Dosiswert (4.47 Gy) beträgt die Empfindlichkeit 59.5 mV/Gy.

Interessanter als die Gamma-Empfindlichkeit ist für den Einsatz des RadFET bei Weltraummissionen die Empfindlichkeit für Protonenstrahlung. Hierzu liegt bisher nur eine vorläufige Untersuchung vor ([Haj00]). Danach ist die Empfindlichkeit für Protonen im Energiebereich von 9 bis 300 MeV kleiner als für ^{60}Co -Strahlung. Für die verschiedenen Protonenenergien wurden bei gleicher Dosis sehr unterschiedlich hohe Signale gemessen, was von W. Hajdas et al. [Haj00] auf individuelle Unterschiede der bestrahlten Dosimeter zurückgeführt wird. Die Autoren folgern eine nur geringe Energieabhängigkeit der Protonen-Empfindlichkeit. Andererseits ergab eine Untersuchung von mehreren anderen Typen von pMOS-Dosimetern, dass deren Empfindlichkeit im Energiebereich von ca. 13 bis 60 MeV stetig zunimmt von 42 % auf ca. 75 % des

⁽¹⁾ Da es der Problemstellung besser angepasst ist, wird in dieser Arbeit die Dosis auf das Medium Silizium bezogen, sofern es nicht anders angegeben ist. Eine Umrechnung der Dosis für verschiedene Medien erfolgt mit den im Anhang A enthaltenen Faktoren.

Wertes für ^{60}Co -Strahlung. Für höhere Protonenenergien (bis 200 MeV) wurde eine Empfindlichkeit von 65 bis 80 % des ^{60}Co -Wertes gemessen [Pea01].

Als plausible Erklärung für den Anstieg der Empfindlichkeit bis 60 MeV führen R.L. Pease et al. [Pea01] an, dass bei Bestrahlungen mit den dichter ionisierenden Protonen niedrigerer Energie ein größerer Teil der erzeugten Elektronen und Löcher rekombiniert und damit nicht zum Dosis-signal beiträgt (eine ähnliche Abhängigkeit vom Linearen-Energie-Transfer (LET) der Strahlung wird auch bei anderen Festkörperdosimetern, z. B. Thermolumineszenzdosimetern, beobachtet). Die relativ zu ^{60}Co -Strahlung reduzierte Empfindlichkeit für Protonen mit Energien über 60 MeV lässt sich allerdings durch Rekombinationseffekte nicht erklären (nach T.R. Oldham [Old84] ist für Protonen mit diesen Energien und für ^{60}Co -Strahlung der Anteil von nicht-rekombinierenden Elektronen und Löchern gleich hoch).

Die Ergebnisse der zitierten Arbeiten sind nicht unmittelbar auf das SESAME-Experiment anwendbar. Hajdas et al. [Haj00] untersuchten zwar den auch bei SESAME eingesetzten RadFET-Typ, sie verwendeten allerdings eine Ausleseschaltung, bei der das Dosimetersignal permanent gemessen wird. Es ist möglich, dass durch den während der Bestrahlung fließenden Drain-Strom eine signifikant andere Schwellenspannung entsteht als in der SESAME-Konfiguration, bei der die Bestrahlung spannungslos erfolgt. Bei den Experimenten von R.L. Pease et al. [Pea01] wurde eine Gate-Spannung (20 V) an die pMOS-Dosimeter angelegt, so dass die Rekombinationsprozesse im Gate-Oxid durch das elektrische Feld und die damit verbundene stärkere Drift der Elektronen und Löcher beeinflusst wurden.

3.2.3.3 Drift

Nach dem Einschalten des Drain-Stroms im Messkreis finden Ladungs- und Entladungsvorgänge an den Haftstellen nahe dem SiO_2/Si -Übergang statt, so dass das Dosis-signal transient steigt oder fällt. Durch das Auffüllen der Border-Traps überwiegt ein Ansteigen des Signals mit dem Logarithmus der Auslesezeit [Cam01]. Die Größe dieser Drift nimmt mit steigender Dosis zu und erreicht für den verwendeten RadFET-Typ bis zu 1.5 % pro Zeitdekade (Zeit gemessen in Sekunden).

3.2.3.4 Temperaturabhängigkeit

Bei einer komplexen Halbleiterstruktur wie dem RadFET treten eine Reihe von temperaturabhängigen Effekten auf, die die Dosismessgröße beeinflussen. Besonders tem-

peraturempfindliche elektrische Parameter eines MOSFET sind die Schwellenspannung U_S , die Beweglichkeit der Ladungsträger im Kanal und die Größe von Leckströmen [Sho84]. Bei vielen RadFET-Dosimetern kompensieren sich die Einflüsse auf die Gate-Spannung bei einem bestimmten Wert des Drain-Stroms (dem *Zero-Temperature-Coefficient (ZTC)-Point*), so dass es wünschenswert wäre, diese Stromstärke beim Auslesevorgang einzustellen, was allerdings oft nicht praktikabel ist. Die beim SESAME-Projekt eingesetzten RadFETs haben nach den Herstellerangaben einen ZTC-Wert von ca. $-1 \mu\text{A}$; bei diesem Drain-Strom wäre der Messwert U_T für die Schwellenspannung zu klein. In der üblichen Auslesekonfiguration (bei einem Drain-Strom von $-10 \mu\text{A}$) ist der Einfluss der Temperatur auf U_T nicht vernachlässigbar. Nach den Herstellerangaben besteht ein linearer Zusammenhang zwischen U_T und der Temperatur, und ein typischer Wert für den Temperaturkoeffizienten ist 2.5 mV/K . Beim SESAME-Experiment wird der Messwert der Schwellenspannung zusätzlich beeinflusst durch die Temperaturdrift der Auslese-Elektronik, die beim Raumflug denselben Temperaturen wie der RadFET ausgesetzt ist.

3.2.3.5 Fading

Der Begriff Fading bezeichnet bei integrierenden Dosimetern die zeitliche Abweichung der Dosisanzeige vom Ausgangswert nach der Bestrahlung. Eine zweckmäßige Definition des Fading f für RadFET-Dosimeter ist [Ris96]:

$$f = \frac{U_T(0) - U_T(t)}{U_T(0) - U_{T0}} \quad . \quad (3.2)$$

Es bezeichnen $U_T(0)$ die Schwellenspannung unmittelbar nach einer Bestrahlung, $U_T(t)$ die Schwellenspannung zum Zeitpunkt t nach der Bestrahlung und U_{T0} die vor der Bestrahlung gemessene Schwellenspannung.

Bei pMOSFET-Dosimetern wird das Fading durch mehrere, zum Teil gegenläufig wirkende Prozesse im Gate-Oxid beeinflusst. Aufgrund ihrer thermischen Energie verlässt ein Teil der bei der Bestrahlung gebildeten und gefangenen Löcher die Haftstellen oder sie werden durch aus dem Si-Substrat tunnelnde Elektronen neutralisiert. Beide Prozesse führen zu einer Abnahme der *Oxide-Trapped-Charge* mit einer in erster Näherung logarithmischen Abhängigkeit sowohl von der Zeit als auch von der Temperatur beim Ausheilungsvorgang ([NMR97], vgl. [Gir98]). Andererseits erhöht sich nahe der Grenze zum Si-Substrat die Zahl der gefangenen positiven Ladungen durch die Erzeugung und Besetzung von *Interface-* und *Border-Traps*. Das zeitliche Verhalten der dadurch entstandenen *Late-Interface-* und *Late-Border-States* hängt sowohl von der Dicke der

Siliziumoxid-Schicht als auch von der Temperatur und der Höhe der Gate-Spannung bei der Bestrahlung und der anschließenden Aufbewahrung der pMOS-Dosimeter ab. Bei Raumtemperatur nimmt die Dichte der Haftstellen zunächst in einem Zeitraum von einigen Wochen zu, bleibt dann auf einem Sättigungsniveau oder nimmt leicht ab [Ris96]. Die Zahl der gebildeten Traps wächst tendenziell schneller bei einer höheren Temperatur, der Maximalwert der Haftstellendichte wird aber nicht stark von der Temperatur beeinflusst [Gir98].

Das unterschiedliche Zeitverhalten beim Ladungsaufbau und -abbau im Gate-Oxid führt dazu, dass bei pMOSFET-Dosimetern häufig ein Anstieg des Dosissignals in den ersten Tagen bis Wochen nach einer Bestrahlung beobachtet wird (negatives Fading oder *Reversed Annealing*) und anschließend zumeist ein positives Fading eintritt. Die anfängliche Zunahme des Dosissignals ist offensichtlich nur dann messbar, wenn während der Bestrahlung keine oder eine negative Gate-Spannung angelegt worden ist ([Ris96], [Cam01], [Hol86]). Langzeituntersuchungen an pMOSFET-Dosimetern, die unter dieser Bedingung bestrahlt wurden, ergaben typische Fading-Werte in der Größenordnung von 10 % nach acht Jahren. Bei einigen Dosimetern wurde allerdings ein Anstieg des Dosissignals um 2 bis 5 % innerhalb einiger Jahre festgestellt ([Bla86]; die Lagerung der Dosimeter erfolgte bei Raumtemperatur, alle Elektroden waren kurzgeschlossen).

3.2.4 Bewertung der vorhandenen Informationen und Zielsetzung der Messungen

Für den beim SESAME-Experiment eingesetzten Dosimetertyp lag eine Kalibrierungskurve für ^{60}Co -Strahlung vor. Eine Literaturrecherche ergab jedoch, dass das Dosis-signal der individuellen RadFETs sehr unterschiedlich ist, zumindest dann, wenn sie in verschiedenen Fabrikationsprozessen hergestellt worden sind. Außerdem zeigen neuere Untersuchungen, dass sich die Empfindlichkeit der Dosimeter für ^{60}Co -Strahlung und Protonen unterscheidet. Bei den zum Teil vorläufigen Untersuchungen wurden die Dosimeter allerdings elektrisch anders betrieben als beim SESAME-Instrument, so dass sich die elektrischen Feldstärken im Gate-Oxid unterscheiden. Ein Einfluss der beim Raumflug eingesetzten aktiven Ausleseschaltung auch auf andere – zum Teil bisher nicht ausreichend untersuchte – Parameter des RadFET-Dosimeters (z. B. Fading und Temperaturabhängigkeit des Dosissignals) war zu vermuten.

Die Eigenschaften des RadFET-Dosimeters sollten deshalb in einer flugkompatiblen elektronischen Schaltung untersucht werden. Protonen- und ^{60}Co -Bestrahlungen des Dosimeters sollten zeigen, ob sich die ersten Hinweise auf eine unterschiedliche Dosis-

charakteristik in diesen Strahlungsfeldern bestätigen oder eine Gamma-Kalibrierungskurve für die Auswertung der Messdaten während des Raumfluges verwendet werden kann.

3.3 Messungen

3.3.1 Auswahl des Dosimeters

Der im Labor untersuchte RadFET stammt aus demselben Fabrikationsprozess (Lot P-210-W6) wie die Dosimeter auf den CASSE-Platinen (Flugmodell und *Flight Spare*). Im unbestrahlten Zustand war die Höhe der Schwellenspannungen der drei Dosimeter sehr ähnlich (die Schwellenspannungen U_T der zehn für die *ROSETTA*-Experimente COSIMA und SESAME zur Verfügung stehenden RadFETs wurden vor der Auslieferung durch die ESA gemessen. Sie lagen zwischen -1.42 V und -1.83 V [Hen01]. Die SESAME-Flugelektronik enthält Dosimeter mit jeweils $U_T = -1.44$ V, für die Laboruntersuchungen wurde ein RadFET mit $U_T = -1.42$ V ausgewählt).

3.3.2 Flugkompatible Ausleseschaltung

Die Regelung des Drain-Stroms erfolgt in der Flugelektronik mit einer spannungsgesteuerten Konstantstromquelle. Zentraler Bestandteil ist ein Operationsverstärker mit den Betriebsspannungen +5 V und -5 V. Die Referenzspannung beträgt 3.3 V. Der Drain-Strom wird über einen Kopplungswiderstand von 330 k Ω auf -10 μ A eingestellt. Nach einer Spannungsteilung wird $U_T/2$ zum *Housekeeping*-Messkreis geführt. Die Schaltung ist aktiv, wenn am CASSE-Instrument die Spannungsversorgung für die Analogkreise (+5 V und -5 V) eingeschaltet ist.

Für die Labormessungen wurde ein Auslesekreis gleicher Bauart und mit den gleichen Betriebsspannungen für den Operationsverstärker aufgebaut. Da eine Referenzspannung von 5 V verwendet wurde, wurde ein regelbarer Kopplungswiderstand so eingestellt (auf ca. 500 k Ω), dass ein Drain-Strom von -10 μ A floss. Die Messung der halben Schwellenspannung erfolgte mit einem Digital-Multimeter (Auflösung: 1 mV). Der Drain-Strom konnte über einen Kippschalter geschaltet werden.

3.3.1 Gamma-Bestrahlungen

3.3.1.1 Experimenteller Aufbau

Die Bestrahlungen mit der Gammastrahlung des Nuklids ^{60}Co erfolgten an der "1000 Curie-Quelle" des Instituts für Physikalische Chemie der Universität zu Köln. Das zylinderförmige ^{60}Co -Präparat ist beweglich innerhalb eines Edelstahlrohrs angebracht und befindet sich im Ruhezustand in einem abgeschirmten Aufbewahrungsbehälter. Das Ausfahren des Präparats in die Bestrahlungsposition dauert ca. 10 s, das Zurückfahren in die Ruheposition ca. 1 s.

Zur Erzielung des Sekundärteilchen-Gleichgewichts wurde der RadFET mit einem 0.2 cm dicken Aluminium-Plättchen bedeckt und anschließend auf eine kleine Platine montiert. Die Platine wurde mit einer Klemme an einem Stativrohr befestigt, so dass sich vernachlässigbar wenig streuendes Material in der Umgebung des RadFET befand. Der RadFET wurde an zwei verschiedenen Positionen innerhalb des Gammafeldes bestrahlt. Die Höhe der applizierten Dosis konnte zusätzlich durch die Dauer der Bestrahlung eingestellt werden.

In einem ersten Versuch sollte die Empfindlichkeit des zuvor unbestrahlten RadFET für eine niedrige Gammadosis gemessen werden. Eine zweite Bestrahlungsserie (im Anschluss an die Protonenbestrahlungen [vgl. Kap. 3.3.2]) diente der Vervollständigung der Dosis-Dosissignal-Kennlinie.

3.3.1.2 Dosimetrie

Die Messung der Dosisleistung an den Bestrahlungspositionen des RadFET erfolgte mit einer Ionisationskammer (Kammervolumen ca. 0.1 cm^3). Das Sekundärteilchengleichgewicht wurde durch eine Aufbau-Kappe (Plexiglas, Wanddicke 5 mm) hergestellt. Zur Ladungsmessung wurde ein geeichtes Elektrometer eingesetzt. Die Kalibrierung der Dosisleistungsmessung erfolgte mit einem ^{90}Sr -Standardpräparat. Mit den vorhandenen Kalibrierungsdaten der Ionisationskammer konnte zunächst die Dosisleistung in Wasser errechnet werden und über das Verhältnis der Massenenergieabsorptionskoeffizienten (siehe Anhang A) die Dosisleistung in Silizium.

Zur Überprüfung der Reproduzierbarkeit der Messergebnisse wurde die Dosisleistung für eine Position mehrfach gemessen, wobei zwischenzeitlich die Quelle ein- und wieder ausgefahren wurde. Die Abweichung der Ergebnisse war kleiner als ein Prozent.

Erfahrungsgemäß ist der Gesamtfehler bei Ionisationskammermessungen kleiner als 5 Prozent.

Da die RadFET-Bestrahlungen innerhalb von vier Monaten stattfanden, wurde die Dosisleistung nur einmalig gemessen und gemäß

$$\frac{\dot{D}_\gamma(t)}{\dot{D}_\gamma(t_0)} = \frac{A(t)}{A(t_0)} = e^{-\lambda \cdot (t-t_0)} \quad (3.3)$$

für die Bestrahlungstermine berechnet. In Gleichung (3.3) bezeichnen t_0 den Zeitpunkt der Ionisationskammermessungen, t den Zeitpunkt der Bestrahlung, A die Aktivität der Quelle und λ die Zerfallskonstante von ^{60}Co ($\lambda = \ln(2) / 5.2714 \text{ a}^{-1}$ [Fir96]).

Datum	17.07.2001	09.11.2001	
Abstand r [cm]	20.0 ± 0.1	10.0 ± 0.1	20.0 ± 0.1
Dosisleistung [Gy/min]	0.0791 ± 0.019	0.158 ± 0.040	0.0759 ± 0.0019

Tab. 3.1: Dosisleistung an den RadFET-Bestrahlungspositionen und -zeitpunkten. Die Bestrahlungspositionen sind durch den radialen Abstand r von der Mitte des Quellen-Führungsrohrs und die Höhe von 13.9 cm (über der Abdeckung der Quelle) festgelegt.

3.3.2 Protonenbestrahlungen

3.3.2.1 Experimenteller Aufbau und Versuchsablauf

Die Protonenbestrahlungen erfolgten am kompakten Zyklotron CV-28 (The Cyclotron Corporation) im Forschungszentrum Jülich, Institut für Nuklearchemie (INC). In diesem Zyklotron können Protonen auf maximal ca. 20 MeV beschleunigt werden. Ein stabiler Betrieb ist bei Strahlströmen von ca. 50 nA bis über 10 μA möglich.

Vorgesehen waren acht Bestrahlungen des RadFET mit Protonen-Einzeldosen von einigen Gray. Auch bei einem minimierten Strahlstrom würde eine Dosis dieser Größenordnung durch den nichtmodulierten Protonenstrahl nach wenigen hundertstel Sekunden erreicht. Aus diesem Grund wurde eine Unterbrecherscheibe angefertigt, die den Protonenstrahl blockieren und nur kurze Strahlpulse zum RadFET durchlassen sollte.

Die experimentelle Anordnung ist in Abbildung 3.4 dargestellt. Die Protonen verlassen das evakuierte Strahlrohr durch eine 50 μm dicke Titanfolie. Das Austrittsfenster hat einen Durchmesser von einem Zentimeter. Die Protonenflussdichte wurde über die Aktivierung von Monitorfolien gemessen, die an der Strahlblende angebracht wurden. Bei einigen Versuchen wurden auf den Monitorfolien Kupferfolien mit einer Gesamtstärke von 70 μm oder 100 μm befestigt. Durch den unterschiedlich hohen Energieverlust in diesen *Degrader*-Folien konnte die Protonenenergie leicht variiert werden.

Nach einer Gesamtstrecke von 18 cm in Luft (abzüglich max. 330 μm in der Monitorfolie und den *Degrader*-Folien) erreichten die nicht in der Unterbrecherscheibe gestoppten Protonen den RadFET, der auf einer kleinen Platine montiert war. Alle elektrischen Anschlüsse des RadFET waren auf der Platine leitend verbunden und geerdet.

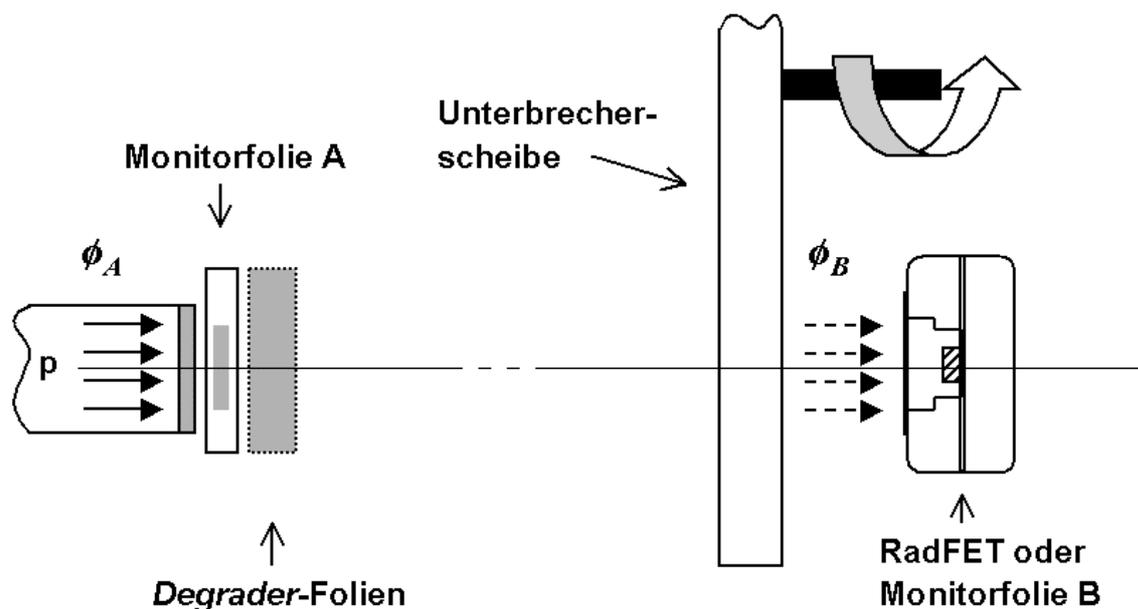


Abb. 3.4: Anordnung zur Bestrahlung des RadFET im Protonenstrahl. Eingezeichnet ist das Ende des Strahlrohres mit der Ti-Folie des Austrittsfensters, eine laminierte Monitorfolie und die bei einigen Versuchen eingesetzten *Degrader*-Folien. Durch einen radialen Schlitz in der rotierenden Unterbrecherscheibe kann ein Teil der Protonen zum RadFET gelangen. Bei einem Vorversuch wurde anstelle des RadFET eine zweite Monitorfolie (Folie B) angebracht. Während die Monitorfolie A die Protonenflussdichte ϕ_A am Strahlfenster misst, wird mit Folie B die reduzierte mittlere Protonenflussdichte ϕ_B gemessen (Zeichnung nicht maßstabsgerecht).

Die Bestrahlungszeit betrug (10.0 ± 0.2) Sekunden bei den ersten vier RadFET-Bestrahlungen und anschließend jeweils (30.0 ± 0.2) Sekunden. Wenige Minuten nach einer Bestrahlung wurde der RadFET aus der Montierung entnommen und die Schwellenspannung in der Ausleseschaltung gemessen. Parallel hierzu wurde die Aktivität der Monitorfolien in Gammaskpektrometern gemessen.

Monitor- und *Degrader*-Folien

Die Monitorfolien bestanden aus hochreinem Kupfer in der natürlichen Zusammensetzung der Isotope (Hersteller: Goodfellow). Sie wurden so angefertigt, dass ihr Durchmesser (0.80 ± 0.05) cm den Abmessungen des RadFET-Eintrittsfensters nahe kam. Es wurden 25 μm und 50 μm dicke Folien verwendet. Zur besseren Handhabung waren die Monitorfolien mit einer Polyäthylenfolie laminiert. Die *Degrader*-Folien bestanden aus demselben Material, sie hatten allerdings einen Durchmesser von 1.4 cm und die Laminierung war innerhalb eines Radius von 0.55 cm ausgespart, so dass die Protonen nur das Kupfer durchqueren mussten.

Unterbrecherscheibe

Der überwiegende Teil der Protonen sollte in der Unterbrecherscheibe aus 3 mm dickem Aluminiumblech gestoppt werden. Die Scheibe hatte einen Spalt von (0.55 ± 0.05) mm Breite, der zuvor radial in das Aluminium gesägt worden war. Nur durch diesen Spalt konnten die Protonen die mit einer konstanten Frequenz (23.5 Hz) drehende Scheibe passieren. Die Position der Scheibe wurde so justiert, dass der Protonenstrahl (163.5 ± 1.0) mm vom Mittelpunkt entfernt auftraf. Unter der Annahme, dass die Strahlachse und die Drehachse der Unterbrecherscheibe exakt parallel lagen und ohne Berücksichtigung der Strahlaufweitung sollte damit das Verhältnis von gestoppten zu durchgelassenen Protonen auf der Strahlachse auf $(2 \cdot \pi \cdot 163.5) / 0.55 \approx 1900$ eingestellt werden.

Eine Abweichung von diesem nominalen Wert konnte allerdings nicht ausgeschlossen werden, da die Unterbrecherscheibe unabhängig vom Strahlrohr fixiert werden musste und schon ein kleiner Winkel zwischen der Strahlachse und der Drehachse zu einer deutlichen Verkleinerung des Öffnungsverhältnisses führt. Deshalb wurde in einem Vorversuch anstelle des RadFET eine zweite Monitorfolie im Strahlengang angebracht. Mit dieser Anordnung sollte das Verhältnis der Protonenflussdichte unmittelbar nach dem Austritt aus dem Strahlfenster zur Protonenflussdichte am Ort des RadFET überprüft werden. Bei dem Vorversuch wurde – bei sonst gleichen Strahleinstellungen –

20 Minuten lang bestrahlt, um eine ausreichende Aktivierung der Monitorfolie B zu erreichen.

Eigenschaften des Protonenstrahls

Am Zyklotron sollte der minimale Strahlstrom von ca. 50 nA eingestellt werden, wobei weniger Wert auf die exakte Einhaltung dieser Stromstärke als auf die Stabilität des Strahls gelegt wurde. Die mittlere kinetische Energie der Protonen vor dem Austritt aus dem Strahlfenster wurde von den Operateuren des Zyklotrons gemessen und betrug (19.91 ± 0.12) MeV. Die Strahldivergenz war gering nach dem Passieren des Strahlfensters und mit einer einfachen Methode (Entfärbung von blauem Transparentpapier durch die auftreffenden Protonen) nicht nachweisbar. Es wurde allerdings erwartet, dass eine stärkere Aufweitung des Protonenstrahls durch die Streuung in den laminierten Monitorfolien und den *Degrader*-Folien stattfindet.

3.3.2.2 Konzept der Dosimetrie

Als Bezugsgröße für das Dosissignal des RadFET wird die Dosis verwendet, die in einer dünnen Siliziumschicht am Ort des RadFET unter den gleichen Bestrahlungsbedingungen erzeugt würde. Die Dosisleistung ist das Produkt aus der Protonenflussdichte ϕ_B und dem Massenbremsvermögen der Protonen (S/ρ) im Silizium (das Massenbremsvermögen setzt sich aus dem mittleren Energieverlust pro Weegelement, also dem linearen Bremsvermögen S , und der Dichte ρ des Siliziums zusammen):

$$\dot{D}_p = \phi_B \cdot \left(\frac{S}{\rho} \right) \quad (3.4)$$

Mit der mittleren Protonenflussdichte während der Bestrahlungszeit t_{irrad} folgt für die Dosis

$$D_p [Gy] = 1.602 \cdot 10^{-10} \cdot \bar{\phi}_B [\text{cm}^{-2} \cdot \text{s}^{-1}] \cdot \left(\frac{S}{\rho} \left[\frac{\text{MeV} \cdot \text{cm}^2}{\text{g}} \right] \right) \cdot t_{irrad} [s] \quad (3.5)$$

$\bar{\phi}_B$ = mittlere Protonenflussdichte ,

wobei die SI-Einheiten für das Massenbremsvermögen und die Flussdichte durch praktische Einheiten ersetzt wurden.

Während der RadFET-Bestrahlungen wird die Protonenflussdichte ϕ_A am Strahlfenster gemessen, da nur vor der Unterbrecherscheibe eine ausreichend hohe Aktivierung der Monitorfolien erwartet werden kann. An der Position des RadFET ist die mittlere Protonenflussdichte auf $R \cdot \phi_A$ reduziert, wobei der konstante Faktor R durch die Geometrie der Unterbrecherscheibe festgelegt ist und bei einem Vorversuch gemessen werden sollte. Bei einigen Bestrahlungen wurde eine veränderte Zusammenstellung von Monitor- und *Degrader*-Folien eingesetzt, so dass eine gegenüber dem Vorversuch abweichende Strahlaufweitung stattfand. Die resultierende Veränderung der Protonenflussdichte wird mit einem Faktor f_S berücksichtigt:

$$\bar{\phi}_B = R \cdot f_S \cdot \phi_A \quad (3.6)$$

Für die Messungen relevant sind die Protonen, die die Monitorfolie (Radius 4 mm) beim Vorversuch durchquert haben und die durch das Eintrittsfenster des RadFET in den Chip gelangen können. Eine zweckmäßige Definition der relativen Strahlaufweitung ist also

$$f_S^i = \frac{\text{mittlere Flussdichte } (r < 4 \text{ mm}) \text{ beim Versuch } i}{\text{mittlere Flussdichte } (r < 4 \text{ mm}) \text{ beim Vorversuch}} \quad (3.7)$$

wobei r den radialen Abstand von der Strahlachse bezeichnet.

3.3.2.3 Strahlaufweitung und Protonenenergie

Die Berechnung der Strahlaufweitung und des Verlaufs der Protonenenergie in den Monitorfolien und am Ort des RadFET erfolgte durch Monte-Carlo-Simulationen der Experimente. Für alle Bestrahlungskonfigurationen wurden Simulationen mit Hilfe des Programmpakets SRIM (*Stopping and Range of Ions in Matter*) [Zie00a] durchgeführt.

SRIM ist eine für das Windows-Betriebssystem weiterentwickelte Version des seit vielen Jahren erfolgreich bei der Analyse der Wechselwirkung von Ionen mit Materie eingesetzten DOS-Programms TRIM. Basierend auf den Arbeiten von J.P. Biersack und J.F. Ziegler [Zie85] ist eine voll quantenmechanische Behandlung der Coulomb-Wechselwirkung implementiert. Das Wechselwirkungsmaterial kann aus praktisch beliebig vielen Schichten unterschiedlicher Zusammensetzung und Dicke bestehen, und die kinetische Energie, Position und Richtung der auftreffenden Ionen kann vorgegeben werden. Die Ergebnisse einer Simulationsrechnung sind unter anderem der mittlere

Energieverlust aller betrachteten Ionen in Abhängigkeit von der zurückgelegten Strecke und die Parameter der einzelnen Ionen nach dem Passieren aller Materialschichten.

Zur Vorbereitung der Simulationsrechnungen wurde eine Datei erzeugt, in der die Eigenschaften von 50000 Protonen im Strahlrohr vor dem Passieren des Austrittsfensters festgelegt waren. Nach den in [Her91] beschriebenen Methoden zur Erzeugung von Verteilungen mit Hilfe eines Pseudo-Zufallszahlen-Generators wurde eine Gleichverteilung der Lateralpositionen innerhalb des Strahlrohrs und eine Normalverteilung der Protonenenergien mit der mittleren Energie $E_p = (19.91 \pm 0.12)$ MeV erzeugt. Die Flugrichtung aller Protonen wurde normal zum Austrittsfenster eingestellt. Diese Ausgangskonfiguration wurde für alle Simulationsrechnungen verwendet.

Nr.	Strahlfenster (Ti)	Monitorfolie A			Deg-Folien (Cu)	Luft	Monitorfolie B		
		PE	Cu	PE			PE	Cu	PE
P0	50 μm	90 μm	25 μm	90 μm	0	180 mm	90 μm	50 μm	90 μm
P1, P4, P5	50 μm	90 μm	25 μm	90 μm	0	180 mm	-	-	-
P2, P8	50 μm	90 μm	50 μm	90 μm	70 μm	180 mm	-	-	-
P3	50 μm	90 μm	25 μm	90 μm	100 μm	180 mm	-	-	-
P6	50 μm	90 μm	25 μm	90 μm	70 μm	180 mm	-	-	-
P7	50 μm	90 μm	50 μm	90 μm	100 μm	180 mm	-	-	-

Tab. 3.2: Bestrahlungsgeometrie und eingesetzte Folien beim Vorversuch (P0) und den acht RadFET-Bestrahlungen (P1 bis P8). Angegeben ist die Dicke der einzelnen Materialschichten.

Für jede Kombination der beim Experiment verwendeten Monitor- und *Degrader*-Folien (Tab. 3.2) wurde eine Simulationsrechnung durchgeführt, mit der der Energieverlust und die Richtungsänderung der Protonen im Austrittsfenster, in den (laminierten) Folien und in der Luft bestimmt wurde. Die mittlere Protonenenergie in den Monitorfolien wurde berechnet als die ursprüngliche Energie (im Strahlrohr), vermindert um den aufsummierten Energieverlust bis zum Erreichen der Mitte der Monitorfolie (Abbildung 3.5).

Zur Bestimmung der Strahlaufweitung wurden die Lateralpositionen aller Protonen auf der Höhe des RadFET-Eintrittsfensters (= Position der Monitorfolie B im Vorversuch) betrachtet und die mittlere Flussdichte in Abhängigkeit vom radialen Abstand r zur

Strahlachse berechnet (Abb. 3.6). Anschließend konnte die relative Strahlaufweitung f_S nach Gleichung (3.7) bestimmt werden. Alle Ergebnisse der Monte-Carlo-Rechnungen sind in Tabelle 3.3 zusammengefasst.

Bestrahlungen	Mittlere Protonenenergie [MeV]		Relative Strahlaufweitung f_S
	in der Monitorfolie	an der Position des RadFET	
P0	19.07 ± 0.19 (Folie A)	-	-
	17.29 ± 0.42 (Folie B)	-	1.00
P1, P4, P5	19.07 ± 0.19	18.10 ± 0.16	1.00
P2, P8	18.90 ± 0.38	16.54 ± 0.19	0.565 ± 0.021
P3	19.07 ± 0.19	16.46 ± 0.20	0.549 ± 0.028
P6	19.07 ± 0.19	16.98 ± 0.18	0.655 ± 0.018
P7	18.90 ± 0.38	16.04 ± 0.21	0.535 ± 0.022

Tab. 3.3: Berechnete Protonenenergie und Strahlaufweitung f_S beim Vorversuch (P0) und den RadFET-Bestrahlungen. Als Fehlerabschätzung für die Energie in den Monitorfolien ist die Hälfte des gesamten Energieverlustes in den Folien angegeben. Die Fehlerangabe für die Energie am Ort des RadFET ist die Standardabweichung aller 50000 Protonenenergien. Die Fehlerabschätzung für f_S ist die halbe Differenz der relativen Flussdichten für ($r < 3$ mm) und ($r < 5$ mm).

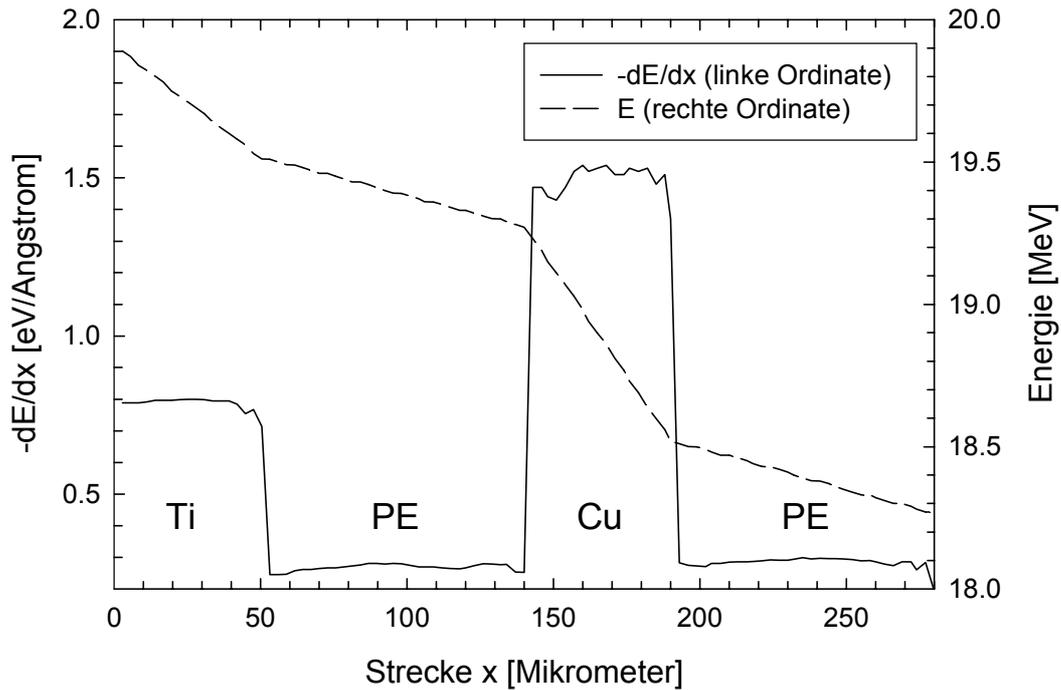


Abb. 3.5: Ergebnis einer Monte-Carlo-Simulation für den mittleren Energieverlust der Protonen im Strahlfenster (Ti) und in einer laminierten Monitorfolie (90 μm PE, 50 μm Cu, 90 μm PE). Die Protonenenergie nach der Strecke x ist die anfängliche Energie (19.91 MeV) vermindert um den aufsummierten Energieverlust pro Weeinheit.

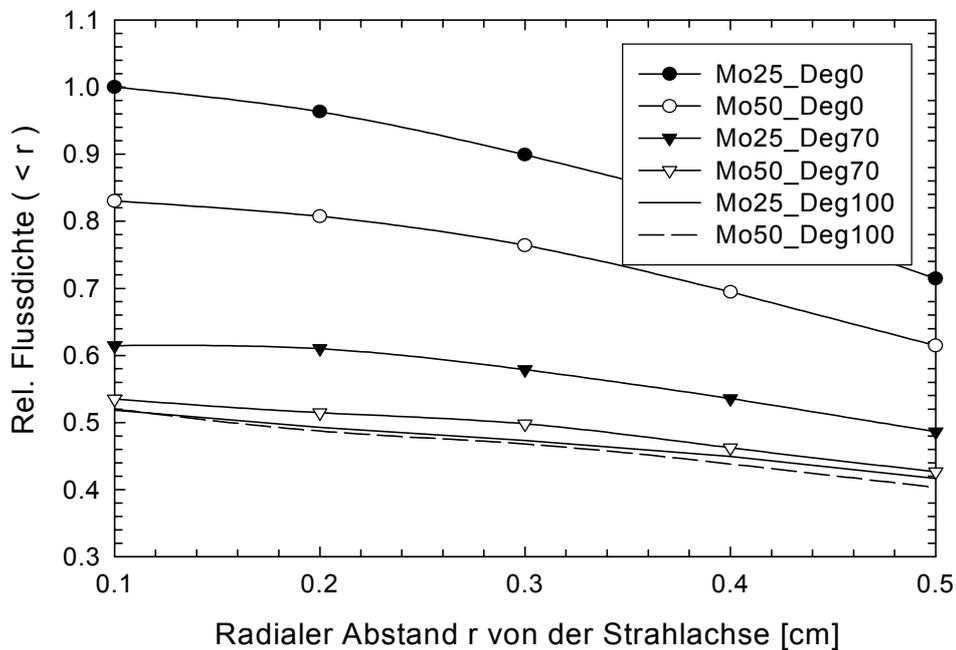


Abb. 3.6: Protonenflussdichte innerhalb konzentrischer Kreise um die Strahlachse mit dem Radius r an der Position des RadFET, normiert auf die Protonenflussdichte für $r = 0.1$ cm bei der Geometrie des Vorversuchs. Die Legende gibt die Dicken der jeweils berücksichtigten Monitorfolien (ohne Laminierung) und *Degrader*-Folien in μm an.

3.3.2.4 Bestimmung der Protonenflussdichte

Durch Kernreaktionen der Protonen werden die Monitorfolien während einer Bestrahlung aktiviert. Im eingestellten Bereich der Protonenenergie und bei den kurzen Bestrahlungszeiten sind für die Aktivitätsbestimmung mittels Gammaskopie die Kernreaktionen relevant, die zur Erzeugung der Radionuklide ^{62}Zn und ^{63}Zn führen. Der Verlauf der Aktivität der einzelnen Radionuklide $A(t_{\text{irrad}})$ während der Bestrahlungszeit t_{irrad} wird durch die Aktivierungsgleichung beschrieben:

$$A(t_{\text{irrad}}) = \phi \cdot \sigma \cdot N_T \cdot \left(1 - e^{-\lambda \cdot t_{\text{irrad}}}\right) \quad (3.8)$$

Hierbei ist ϕ die Protonenflussdichte, σ der integrale Wirkungsquerschnitt für alle Kernreaktionen, die zum Radionuklid führen, λ die Zerfallskonstante des Radionuklids und N_T die Anzahl der Eduktkerne (Targetkerne). Es ist also möglich, durch die Messung der Folienaktivität die Protonenflussdichte während der Bestrahlung zu bestimmen, wenn alle anderen Größen bekannt sind.

Die Identifizierung der Produktkerne erfolgt bei der Gammaskopie durch die charakteristischen Gammalinien mit Energien E_γ , die beim Zerfall mit der Übergangswahrscheinlichkeit I_γ emittiert und mit dem Ansprechvermögen (Efficiency) $\varepsilon(E_\gamma)$ des Spektrometers registriert werden. Neben der Aktivierung der Folien während der Bestrahlungszeit t_{irrad} ist der Zerfall der Produktkerne nach dem Ende der Bestrahlung bis zum Beginn der Messung (während einer Zeit t_{decay}) und während der Messzeit t_{count} zu berücksichtigen. Es kann gezeigt werden (siehe z. B. [Kuh01]), dass dann die Protonenflussdichte aus der Netto-Peakfläche C einer Gammalinie berechnet werden kann mit

$$\phi = \frac{\lambda \cdot C}{\varepsilon(E_\gamma) \cdot I_\gamma \cdot \sigma \cdot N_T} \cdot \frac{e^{\lambda \cdot t_{\text{decay}}}}{(1 - e^{-\lambda \cdot t_{\text{count}}}) \cdot (1 - e^{-\lambda \cdot t_{\text{irrad}}})} \quad (3.9)$$

Diese Gleichung kann nicht nur zur Bestimmung der Protonenflussdichte ϕ_A am Strahlfenster, sondern ohne relevanten Fehler auch zur Auswertung der Monitorfolie im gepulsten Protonenstrahl benutzt werden, da die zeitlichen Abstände zwischen zwei Pulsen konstant und sehr klein (≈ 43 ms) gegenüber den Halbwertzeiten aller betrachteten Radionuklide und der Bestrahlungszeit waren. In diesem Fall liefert Gleichung (3.9) die zeitlich gemittelte Protonenflussdichte.

Verwendete nukleare Daten

Werte für die Energien der ausgewerteten Gammalinien von ^{62}Zn (ca. 548 und 597 keV) und ^{63}Zn (670 und 962 keV), die assoziierten Übergangswahrscheinlichkeiten I_γ und die Halbwertszeiten der Nuklide wurden [Fir96] entnommen. Die Unsicherheit der Daten trägt mit insgesamt weniger als 1 % zum Gesamtfehler bei.

Es wurden die von der IAEA (International Atomic Energy Agency) veröffentlichten Daten für die integralen Wirkungsquerschnitte der Kernreaktionen $^{\text{nat}}\text{Cu}(p,x)^{62}\text{Zn}$ und $^{\text{nat}}\text{Cu}(p,x)^{63}\text{Zn}$ verwendet [IAE01]. Werte für nicht aufgeführte Energien wurden durch Lagrange-Interpolation ermittelt. Für die erstgenannten Reaktionen steigt der Wirkungsquerschnitt für Protonenenergien bis etwa 22 MeV stark an, wohingegen $\sigma(E)$ für die Produktion von ^{63}Zn stark abnimmt. Dies führt einerseits zu einer recht hohen Unsicherheit für die verwendeten Wirkungsquerschnitte, da sie für den Bereich der Protonenenergien in den Monitorfolien um bis zu 15 % variieren. Aufgrund der unterschiedlichen Energieabhängigkeit kann andererseits durch die Auswertung der Gammalinien beider Zink-Isotope eine fehlerhafte Energieberechnung erkannt bzw. bis zu einem gewissen Grad kompensiert werden.

Anzahl der Targetatome

Die Monitorfolien wurden von Mitarbeitern des Instituts für Nuklearchemie (INC) gewogen und laminiert. Der Wiegefehler ist vernachlässigbar. Die Anzahl der Targetatome berechnet sich aus der Masse durch Division mit der Molmasse und Multiplikation mit der Avogadrozahl.

Efficiency der Detektoren

Ebenfalls durch Mitarbeiter des INC wurden Standardpräparate (^{133}Ba , ^{137}Cs , ^{60}Co) bekannter Aktivität in den zwei für die Analyse der Monitorfolien verwendeten Gammapektrometern vermessen und die Efficiency für die Gammalinien dieser Präparate berechnet [Spe01]. Eine lineare Regression der logarithmierten Werte für die Efficiency und die Energie lieferte $\varepsilon(E_\gamma)$ mit einer Genauigkeit von 5 %.

Auswertung der Gammaspektren

Zur Aufnahme und Auswertung der Spektren wurde das Programm GammaVision (Version 5.0 von EG & G Ortec) eingesetzt. Die Berechnung der Netto-Peakfläche einer

Gammalinie erfolgt weitgehend automatisch, wobei die Kurvenanpassung an den Peak und die Untergrundkorrektur optisch überprüft werden kann. Die Fehlerangabe des Programms enthält neben dem statistischen Fehler der Zählrate die Unsicherheit bei der Berechnung der Netto-Peakfläche. Die relativen Fehler lagen überwiegend im Bereich von 2 bis 6 %. Die Ergebnisse wurden bezüglich der Totzeit des Detektors korrigiert.

Für jede Gammalinie wurde nach Gleichung (3.9) ein Wert für die Protonenflussdichte berechnet. Das Ergebnis der Auswertung eines Spektrums ist der fehlergewichtete Mittelwert dieser Einzelwerte und die statistische Unsicherheit des Mittelwertes. Da die Messungen nicht vollständig unabhängig voneinander waren, wurde zur Berücksichtigung systematischer Fehler eine Mindestunsicherheit des Ergebnisses von $\pm 5\%$ angenommen.

3.3.2.5 Gemessene Protonendosis

Im Vorversuch wurden die Protonenflussdichten $\phi_A = (4.70 \pm 0.24) \cdot 10^{11} \text{ cm}^{-2}\text{s}^{-1}$ und $\phi_B = (1.49 \pm 0.08) \cdot 10^8 \text{ cm}^{-2}\text{s}^{-1}$ gemessen, also $R = \phi_B / \phi_A = (3.17 \pm 0.23) \cdot 10^{-4}$. Die Protonenflussdichte wurde durch die Unterbrecherscheibe also deutlich stärker reduziert als unter Berücksichtigung der Geometrie der Scheibe und der Strahldivergenz errechnet wird ($\approx [0.82/1900 \pm 12\%] = [4.3 \pm 0.5] \cdot 10^{-4}$). Dies kann dadurch erklärt werden, dass bei den Bestrahlungen die Drehachse der Unterbrecherscheibe und die Strahlachse einen Winkel von ca. 3° bildeten, ein unter den gegebenen schwierigen Justierungsbedingungen für die Unterbrecherscheibe plausibler Wert.

Mit dem Reduzierungsfaktor R wurde aus der gemessenen Protonenflussdichte am Strahlfenster nach Gleichung (3.6) die mittlere Flussdichte an der Position des RadFET und mit Gleichung (3.5) die Dosis bestimmt. Die Berechnung des Massenbremsvermögens für die gegebenen Protonenenergien erfolgte mit dem Programm PSTAR des amerikanischen National Institute of Standards and Technology [Ber00]. Die Unsicherheit der Dosiswerte (berechnet aus den Fehlern der verwendeten Größen nach der Gaußschen Fehlerfortpflanzung) beträgt etwa 10 % (Tabelle 3.4).

Nr.	ϕ_A [$10^{11} \text{ cm}^{-2} \text{ s}^{-1}$]	$\bar{\phi}_B$ [$10^8 \text{ cm}^{-2} \text{ s}^{-1}$]	t_{irrad} [s]	E [MeV]	S/ ρ [MeV $\text{cm}^2 \text{ g}^{-1}$]	D_p [Gy]
P1	6.19 ± 0.55	1.96	10.0 ± 0.2	18.10 ± 0.16	21.8 ± 0.2	6.86 ± 0.83
P2	2.39 ± 0.12	0.429	10.0 ± 0.2	16.54 ± 0.19	23.4 ± 0.2	1.61 ± 0.16
P3	6.48 ± 0.44	1.13	10.0 ± 0.2	16.46 ± 0.20	23.5 ± 0.2	4.25 ± 0.46
P4	6.22 ± 0.46	1.97	10.0 ± 0.2	18.10 ± 0.16	21.8 ± 0.2	6.90 ± 0.77
P5	8.09 ± 0.40	2.57	30.0 ± 0.2	18.10 ± 0.16	21.8 ± 0.2	26.9 ± 2.6
P6	3.93 ± 0.29	0.817	30.0 ± 0.2	16.98 ± 0.20	23.0 ± 0.2	9.00 ± 0.99
P7	5.26 ± 0.28	0.893	30.0 ± 0.2	16.04 ± 0.18	24.0 ± 0.2	10.3 ± 1.0
P8	5.17 ± 0.31	0.927	30.0 ± 0.2	16.54 ± 0.21	23.4 ± 0.2	10.4 ± 1.1

Tab. 3.4: Protonenflussdichte am Strahlfenster, mittlere Flussdichte an der Position des RadFET, Bestrahlungszeit, Energie der Protonen, Massenbremsvermögen und Dosis.

3.3.3 Ergebnisse

3.3.3.1 Kumulatives Dosissignal

Der RadFET wurde zunächst mit ^{60}Co -Gammaquanten bestrahlt, um einen Referenzwert für diese Strahlung zu erhalten. Zur Aufnahme der Empfindlichkeitskurve für Protonenstrahlung wurde anschließend eine Protonendosis von insgesamt 76 Gy appliziert. Weitere ^{60}Co -Bestrahlungen dienten zur Überprüfung der Empfindlichkeit und zur Auslotung des Messbereichs der Ausleseschaltung.

Die Darstellung des kumulativen Dosissignals in Abhängigkeit von der applizierten Totaldosis gibt einen Überblick über die erhaltenen Messergebnisse (Abb. 3.7). Das kumulative Dosissignal ist die Summe der nach den einzelnen Bestrahlungen erhaltenen $|\Delta U_T|$ -Werte und entspricht dem Absolutbetrag der jeweils gemessenen Schwellenspannung, vermindert um den Nullwert (-1.42 V) und das Fading (vgl. Kap. 3.3.3.6) zwischen den einzelnen Messungen. In Abbildung 3.7 ist zu erkennen:

- Die Empfindlichkeit für Protonen (mit einer mittleren Energie vom 17.4 MeV) ist deutlich kleiner als für ^{60}Co -Strahlung.
- Die Abhängigkeit des kumulativen Dosissignals von der Protonendosis lässt sich sehr gut mit einer Potenzfunktion beschreiben.
- Bei einer hohen Totaldosis erreicht das Dosissignal einen Sättigungswert.

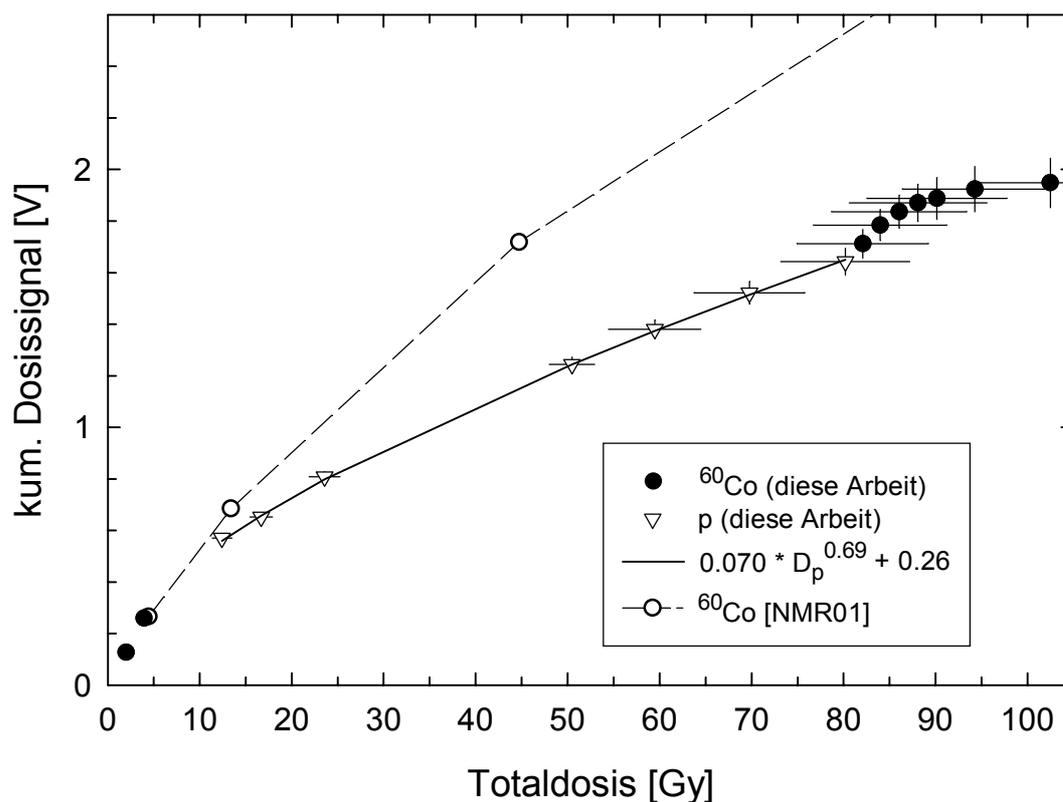


Abb. 3.7: Kumulatives Dosissignal nach den Gamma- und Protonenbestrahlungen des RadFET. Zum Vergleich sind Messwerte des Herstellers eingetragen, die einer Zeichnung aus dem Datenblatt des RadFET [NMR01] entnommen wurden.

3.3.3.2 Empfindlichkeit für Gamma- und Protonenstrahlung

Bei einer niedrigen Gammadosis (2 bis 4 Gy) ist die Empfindlichkeit des RadFET (65.8 ± 1.5) mV/Gy (Mittelwert der Messergebnisse der Bestrahlungen G1 und G2; siehe Tab. 3.5). Nach den Angaben aus dem Datenblatt ist der typische Wert etwas niedriger (59.5 mV/Gy bei einer Dosis von 4.47 Gy).

Eine lineare Regression der logarithmierten Werte der Protonendosis und des kumulierten Dosissignals ergibt für die Parameter der Potenzfunktion in Gleichung 3.1 $a_1 = (0.0698 \pm 0.002)$ und $a_2 = (0.689 \pm 0.007)$. Die aus der Regression folgenden Schätzwerte für die Unsicherheit der Parameter a_1 und a_2 sind klein und zeigen, dass statistische Messfehler einen geringen Einfluss auf das Ergebnis haben. Mögliche systematische Fehler bei der Berechnung der Protonendosis (z. B. fehlerhafte Werte für die Reduzierung des Protonenflusses durch die Unterbrecherscheibe oder für die Efficiency der Detektoren) wirken sich nicht auf den Parameter a_2 aus. Der Linearitätsgrad a_2 ist

also deutlich kleiner als der entsprechende Wert für ^{60}Co -Strahlung (0.78; vergleiche Kapitel 3.2.3.2).

Aus dem Verlauf der differentiellen Empfindlichkeit, also des Quotienten aus dem nach jeder Bestrahlung gemessenen Dosissignal und der jeweils applizierten Dosis, ist im kleinen Variationsbereich der Protonenenergie keine Energieabhängigkeit erkennbar (Abb. 3.8).

Nr.	ΔD (Si) [Gy]		Totaldosis (Si) [Gy]	$ \Delta U_T $ [V]	$ \Delta U_T / \Delta D$ [mV/Gy]
	^{60}Co -Gamma	Protonen			
G1	1.98 ± 0.12		1.98 ± 0.12	0.128 ± 0.004	64.7 ± 4.4
G2	1.98 ± 0.12		3.96 ± 0.24	0.132 ± 0.004	66.8 ± 4.5
P1+P2		8.47 ± 0.99	12.4 ± 1.2	0.310 ± 0.004	36.6 ± 4.3
P3		4.25 ± 0.46	16.7 ± 1.7	0.082 ± 0.004	19.3 ± 2.3
P4		6.90 ± 0.77	23.6 ± 2.5	0.156 ± 0.004	22.6 ± 2.6
P5		26.9 ± 2.6	50.5 ± 5.0	0.436 ± 0.008	16.2 ± 1.6
P6		9.00 ± 0.99	59.5 ± 6.0	0.136 ± 0.008	15.1 ± 1.9
P7		10.3 ± 1.0	69.8 ± 7.0	0.142 ± 0.008	13.8 ± 1.5
P8		10.4 ± 1.1	80.2 ± 8.1	0.120 ± 0.008	11.5 ± 1.4
G3	1.90 ± 0.12		82.1 ± 8.2	0.070 ± 0.004	36.9 ± 3.1
G4	1.90 ± 0.12		84.0 ± 8.3	0.072 ± 0.004	37.9 ± 3.2
G5	2.05 ± 0.12		86.0 ± 8.4	0.052 ± 0.004	25.3 ± 2.5
G6	2.05 ± 0.12		88.1 ± 8.5	0.034 ± 0.008	16.6 ± 4.0
G7	2.05 ± 0.12		90.1 ± 8.7	0.018 ± 0.008	8.76 ± 3.9
G8	4.11 ± 0.24		94.3 ± 8.9	0.036 ± 0.008	8.76 ± 2.0
G9	8.22 ± 0.48		102.5 ± 9.4	0.024 ± 0.008	2.92 ± 1.0

Tab. 3.5: Gemessene differentielle Empfindlichkeit $|\Delta U_T| / \Delta D$ bei Gammabestrahlungen (Gx) und Protonenbestrahlungen (Px) des RadFET. Die Bestrahlungen erfolgten in der aufgeführten Reihenfolge. Durch einen Bedienungsfehler an der Ausleseschaltung wurde nach der ersten Protonenbestrahlung (P1) ein falscher Wert für die Schwellenspannung abgelesen, so dass nur ein kumulatives Dosissignal für die Bestrahlungen P1 und P2 vorliegt. Bei der Abschätzung der Unsicherheit der Höhe des Dosissignals $|\Delta U_T|$ wurde berücksichtigt, dass Messungen innerhalb der Bestrahlungsserien (G1 bis G2, P1 bis P8, G3 bis G9) durch das Fading des Dosissignals der vorangegangenen Bestrahlungen beeinflusst sein können.

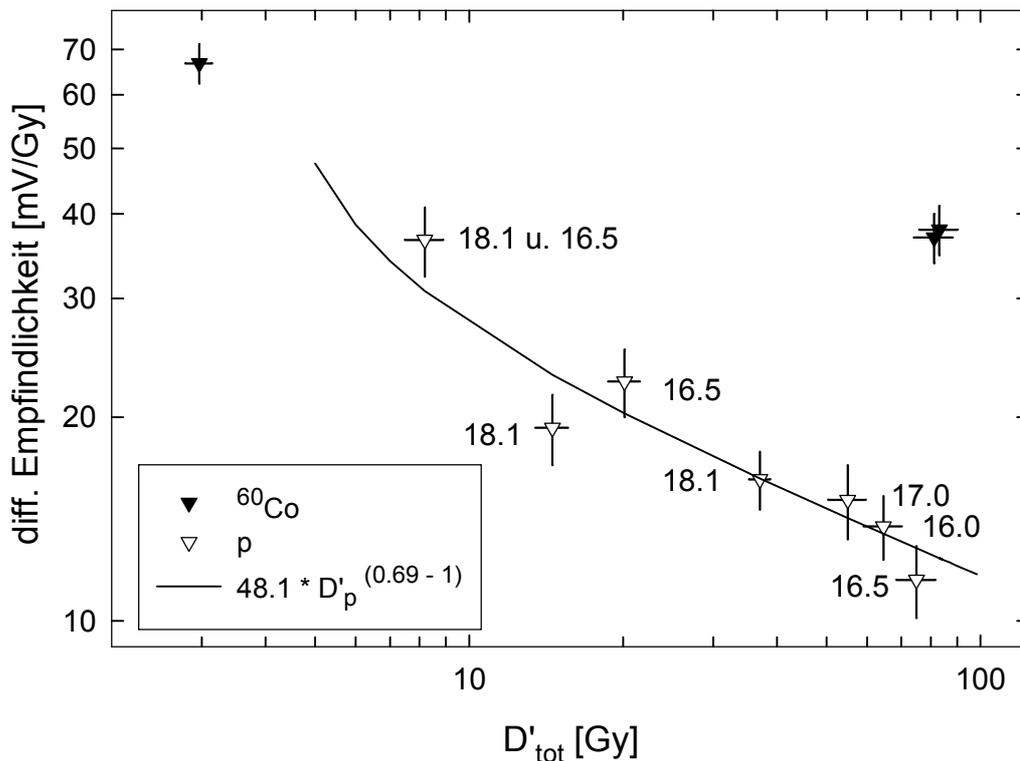


Abb. 3.8: Differentielle Empfindlichkeit $|\Delta U_T| / \Delta D$ für ^{60}Co - und Protonenstrahlung, aufgetragen gegen die Totaldosis D'_{tot} . Die Größe D'_{tot} ist die kumulierte Gesamtdosis bis zur Hälfte der Bestrahlungszeit der jeweiligen Messung. Analog hierzu bezeichnet D'_p die Summe aus der kumulierten Dosis aller vorangegangenen Protonenbestrahlungen und der halben Dosis der jeweiligen Protonenbestrahlung. Neben den Datenpunkten für die Protonenbestrahlungen sind die mittleren Protonenenergien (Einheit: MeV) eingetragen. Es ist kein systematischer Einfluss der Energien auf die gemessene Empfindlichkeit feststellbar. Die eingezeichnete Kurve ergibt sich aus der Beschreibung des Dosisverlaufs von $|\Delta U_T|$ durch eine Potenzfunktion mit den durch eine Regression bestimmten Parametern a_1 und a_2 .

Die Messergebnisse zeigen, dass die Empfindlichkeit des beim SESAME-Experiment verwendeten RadFET-Dosimeters für Protonenstrahlung mit einer mittleren Energie von 17.4 MeV gegenüber dem ^{60}Co -Wert erheblich reduziert ist. Mit einer flugkompatiblen Bestrahlungs- und Auslesekonfiguration werden im Dosisbereich von 12.4 bis 80.2 Gy nur 53 bis 65 % des für ^{60}Co -Strahlung erwarteten Dosissignals gemessen.

3.3.3.3 Dosismessbereich

Ab einer Totaldosis von 86 Gy wurde eine stark abnehmende Gammaempfindlichkeit gemessen (Tab. 3.5; in Abbildung 3.7 ist der zunehmend flacher werdende Verlauf des kumulierten Dosissignals erkennbar). Die Schwellenspannung U_T näherte sich mit steigender Dosis einem Sättigungswert von ca. -3.6 V. Die Ursache ist, dass bei der gegebenen Spannungsversorgung (± 5 V) des Operationsverstärkers in der Ausleseschaltung nicht mehr der Drain-Strom von -10 μ A eingestellt wurde. Die relevanten elektrischen Verhältnisse sind prinzipiell gleich für das Labormodell der Ausleseschaltung und die Flugversion, kleinere Abweichungen können durch die unterschiedlichen Standards der eingesetzten Komponenten bestehen.

Die Messergebnisse werden bis zu einer Schwellenspannung von -3.4 V nicht wesentlich beeinflusst, auswertbar ist das Dosissignal also bis zu einer Höhe von $|\Delta U_T|_{max} = |-3.4 - \text{Nullwert}| = (3.4 - 1.42) \text{ V} = 1.98 \text{ V}$. Die Nullspannung der in den Flugmodellen eingesetzten RadFETs ist etwas niedriger (-1.44 V) als beim Labormodell, so dass hier das Dosissignal bis zu einer Höhe von 1.96 V ausgewertet werden kann.

Die genannten Grenzwerte für das Dosissignal entsprechen einer Gammadosis von ca. 55 Gy oder einer Dosis von 90 Gy bei einer Bestrahlung mit Protonen der Energie 17.4 MeV. Interessanter ist natürlich ein Wert für die Strahlungsumgebung während der ROSETTA-Mission. Für eine Berechnung fehlen allerdings bestätigte Messwerte der RadFET-Empfindlichkeit für Protonen mit Energien bis 300 MeV, so dass nur die Abschätzung gemacht werden kann, dass die Strahlenbelastung der Elektronik bis zu einer Dosis im oberen Bereich des Intervalls [55 Gy, 90 Gy] gemessen werden kann.

3.3.3.4 Langzeitmessungen

Nach den ^{60}Co -Bestrahlungen und den Protonenbestrahlungen wurde die Schwellenspannung in einem Zeitraum von ca. elf bzw. vier Wochen gemessen. Das Dosimeter befand sich während dieser Zeiträume in der komplett verdrahteten Ausleseschaltung (mit ausgeschalteter Spannungsversorgung). Zur Messung der Schwellenspannung wurde jeweils für eine Minute ein Drain-Strom von $-10\ \mu\text{A}$ eingestellt. Die Raumtemperatur in unmittelbarer Nähe des RadFET wurde aufgezeichnet und betrug beim Auslesen von U_T nach den Gamma-Bestrahlungen $16\ ^\circ\text{C}$ bis $28\ ^\circ\text{C}$ und nach den Protonenbestrahlungen $17\ ^\circ\text{C}$ bis $24\ ^\circ\text{C}$.

Jeweils etwa eine Stunde nach dem Ende der Bestrahlungen beginnt die Schwellenspannung linear mit dem Logarithmus der Zeit zu sinken. Die in Abbildung 3.9 dargestellten Messwerte konnten zur Bestimmung des Temperaturkoeffizienten und des Fadings des RadFET-Signals verwendet werden.

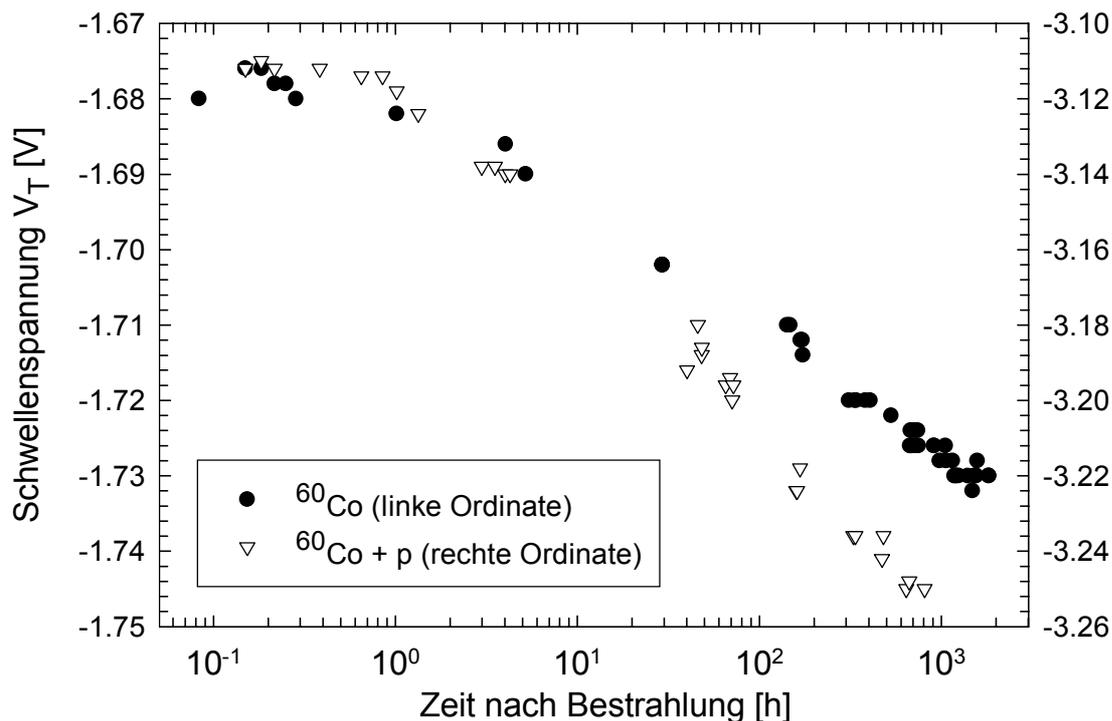


Abb. 3.9: Gemessene Schwellenspannung nach zwei im Abstand von 12 Minuten aufeinander folgenden Gammabestrahlungen mit jeweils ca. 2 Gy (gefüllte Kreise, Bezug auf die linke Ordinate) und nach einer Serie von acht (zusätzlichen) Protonenbestrahlungen in einem Zeitraum von fünf Stunden. (Dreiecke, rechte Ordinate). Die Totaldosis nach den Protonenbestrahlungen betrug ca. 80 Gy. Als Nullpunkt der Zeitmessung wurde jeweils das Ende der letzten Bestrahlung einer Serie (also von G2 bzw. P8; vgl. Tabelle 3.5) gewählt. Zu beachten ist die unterschiedliche Skalierung der Ordinaten.

3.3.3.5 Temperaturabhängigkeit des Dosissignals

Bei den Langzeitmessungen wurde die Schwellenspannung bei unterschiedlichen Temperaturen ausgelesen. Erwartet wurde eine relativ hohe Temperaturabhängigkeit der Schwellenspannung (2.5 mV/K; vergleiche Kapitel 3.2.3.4), die bei der Messgenauigkeit von ± 2 mV schon bei kleinen Temperaturdifferenzen zu einer messbaren Veränderung von U_T führen sollte. Dies wurde nicht festgestellt. Eine statistische Analyse der Spannungswerte (Tab. 3.6) nach der ersten Bestrahlungsserie (Gamma-Bestrahlungen G1 und G2) bestätigte allerdings den erwarteten linearen Zusammenhang zwischen U_T und der Temperatur mit dem Temperaturkoeffizienten (0.22 ± 0.08) mV/K. Die Auslesetemperatur hat also nur einen geringen Einfluss auf den Messwert der Schwellenspannung, vermutlich aufgrund kompensierender Effekte in der Ausleseschaltung.

Messreihe	a_1	SE(a_1)	SigT(a_1)	a_2	SE(a_2)	SigT(a_2)
Nr. 1; 46 Messwerte für $1 \text{ h} < t < 1200 \text{ h}$ nach den Bestrahlungen G1, G2	-0.0160	0.0003	< 0.0001	$2.17 \cdot 10^{-4}$	$0.77 \cdot 10^{-4}$	0.0073
Nr. 2; 24 Messwerte für $t > 1 \text{ h}$ nach den Bestrahlungen P1 bis P8	-0.0468	0.0012	< 0.0001	$6.60 \cdot 10^{-4}$	$4.60 \cdot 10^{-4}$	0.1656

Tab. 3.6: Ergebnisse der multiplen linearen Regression mit der endogenen Variablen Schwellenspannung (U_T) und den exogenen Variablen Temperatur (T) und Zeit nach Bestrahlungsende (t). Es wurde ein Zusammenhang der Form $U_T[V] = a_1 \cdot \log(t[h]) + a_2 \cdot T[^\circ C] + const$ für $t > 1$ h vermutet. Die Tabelle enthält die mit dem Statistikprogramm SPSS [Nor85] erhaltenen Regressionskoeffizienten und deren geschätzte Standardfehler (SE). Der Parameter SigT gibt die Wahrscheinlichkeit dafür an, bei der Ablehnung der Nullhypothese (es besteht keine lineare Abhängigkeit) eine irrtümliche Entscheidung zu treffen. Bei einem Signifikanzniveau von 0.01 kann die Nullhypothese nur für die Temperaturabhängigkeit der Schwellenspannung bei der Messreihe 2 nicht verworfen werden.

Der Zahlenwert des ermittelten Temperaturkoeffizienten muss allerdings vorsichtig interpretiert werden: Erhöhte Temperaturen beim Auslesevorgang waren teilweise korreliert mit höheren Temperaturen bei der vorangegangenen Aufbewahrung des Dosimeters, so dass die Schwellenspannung auch von einem verstärkten Abbau von Ladungen im Gate-Oxid und einem Aufbau von Ladungen an der Si-SiO₂-Grenze (mit bisher nicht genügend untersuchter Temperaturabhängigkeit) beeinflusst sein konnte. Außerdem liegt im beobachteten Temperaturbereich der gemessene Temperatureffekt in der

Größenordnung des Auflösungsvermögens der Spannungsmessung (dadurch erklärt sich auch der relativ hohe Standardfehler des bestimmten Temperaturkoeffizienten). Aufgrund der geringeren Variation bei den Auslesetemperaturen und der kleineren Anzahl von Datenpunkten konnte für die Messwerte nach den Protonenbestrahlungen kein signifikanter linearer Zusammenhang zwischen der Temperatur und der Schwellenspannung festgestellt werden.

Eine weitere Untersuchung der Temperaturabhängigkeit der Schwellenspannung erfolgte nach dem Abschluss aller Bestrahlungen. Die Elektronik wurde dabei Temperaturen im Bereich von ca. 5 °C bis ca. 45 °C ausgesetzt (dieser thermale Stress des RadFET sollte zuvor vermieden werden, um eine Beeinflussung laufender Untersuchungen auszuschließen).

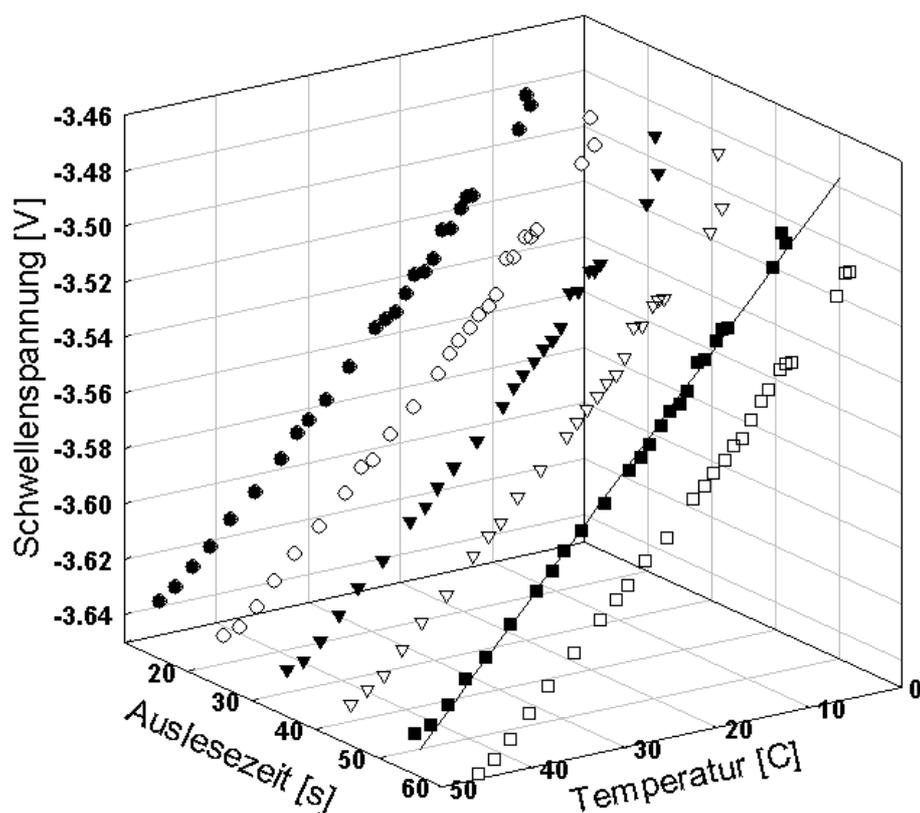


Abb. 3.10: Abhängigkeit der Schwellenspannung U_T von der Temperatur beim Auslesen und von der Zeit nach dem Einschalten des Drain-Stroms (Auslesezeit). Die eingezeichnete Regressionsgerade hat eine Steigung von -3.8 mV/K .

Der RadFET wurde in der Konstantstromschaltung in eine Klimakammer gestellt. Leitungen führten zur Spannungsversorgung und zum Voltmeter, die außerhalb der Kammer aufgestellt waren. Ein Temperaturmessfühler wurde auf der Oberseite des RadFET

befestigt. Nach dem Abkühlen der Klimakammer auf ca. 5 °C und dem Erreichen des thermischen Gleichgewichts wurde die Temperatur um max. 0.2 °C/min erhöht. Alle zehn Minuten wurde die Spannungsversorgung der Konstantstromquelle für eine Minute eingeschaltet und die Schwellenspannung in Abständen von zehn Sekunden abgelesen.

Die Messung bestätigte den linearen Zusammenhang zwischen U_T und T . Aufgrund der veränderten elektrischen Verhältnisse im Auslesekreis nach der applizierten Dosis von über 100 Gy wurde allerdings ein negativer Temperaturkoeffizient von (-3.8 ± 0.1) mV/K gemessen (Abb. 3.10). Innerhalb der Messgenauigkeit war dieser Wert nicht abhängig davon, zu welchen Zeitpunkten nach dem Einschalten des Drain-Stroms die Schwellenspannung abgelesen wurde.

3.3.3.6 Fading

Das Dosissignal zeigte ein hohes negatives Fading. Nach den ersten Gammabestrahlungen nahm $|\Delta U_T|$ innerhalb von 50 Tagen um 19 % zu. Während der anschließenden 26 Tage wurde keine signifikante Veränderung der Schwellenspannung gemessen (Abb. 3.11).

Beim Vergleich der Höhe des Fadings nach den Protonen- und Gammabestrahlungen ist zu beachten, dass das Fading bezogen wird auf den ersten Messwert nach der letzten Bestrahlung einer Messreihe. Die zwei Gammabestrahlungen fanden innerhalb einer Stunde vor diesem Zeitpunkt statt, während die acht Protonenbestrahlungen auf einen Zeitraum von fünf Stunden verteilt waren. Ein Teil des Signalanstiegs nach den ersten Protonenbestrahlungen ist also bereits im Bezugswert enthalten, so dass das berechnete Fading kleiner ist.

Innerhalb des maximal möglichen Beobachtungszeitraums konnte kein Wechsel zu einer Verkleinerung des Dosissignals (also eine Verringerung des negativen Fadings) festgestellt werden (nach den Arbeiten von G. Ristic et al. zum Fading anderer pMOS-Dosimeter [Ris96] wurde dieser Effekt etwa 800 Stunden nach den Bestrahlungen erwartet). Es ist deshalb nicht möglich, die Beiträge zum Fading durch den Aufbau der *Interface-Trapped-Charge* (bis zu einer Sättigung) und den Abbau der *Oxide-Trapped-Charge* zu unterscheiden und damit eine quantitative Prognose für größere Zeiträume anzugeben. Die Verwendung von Literaturdaten ist problematisch, da das Fading von Einzelheiten des MOSFET-Herstellungsprozesses abhängt [Kel93]. Ein Vergleich des in dieser Arbeit aufgenommenen Fading-Verlaufs mit den Daten von G. Ristic et al. und N.G. Blamires et al. [Bla86] lässt allerdings die Vermutung zu, dass auch nach einigen

Jahren kein Wechsel zum positiven Fading eintritt und das Dosissignal um mehrere Prozent höher ist als unmittelbar nach der Bestrahlung.

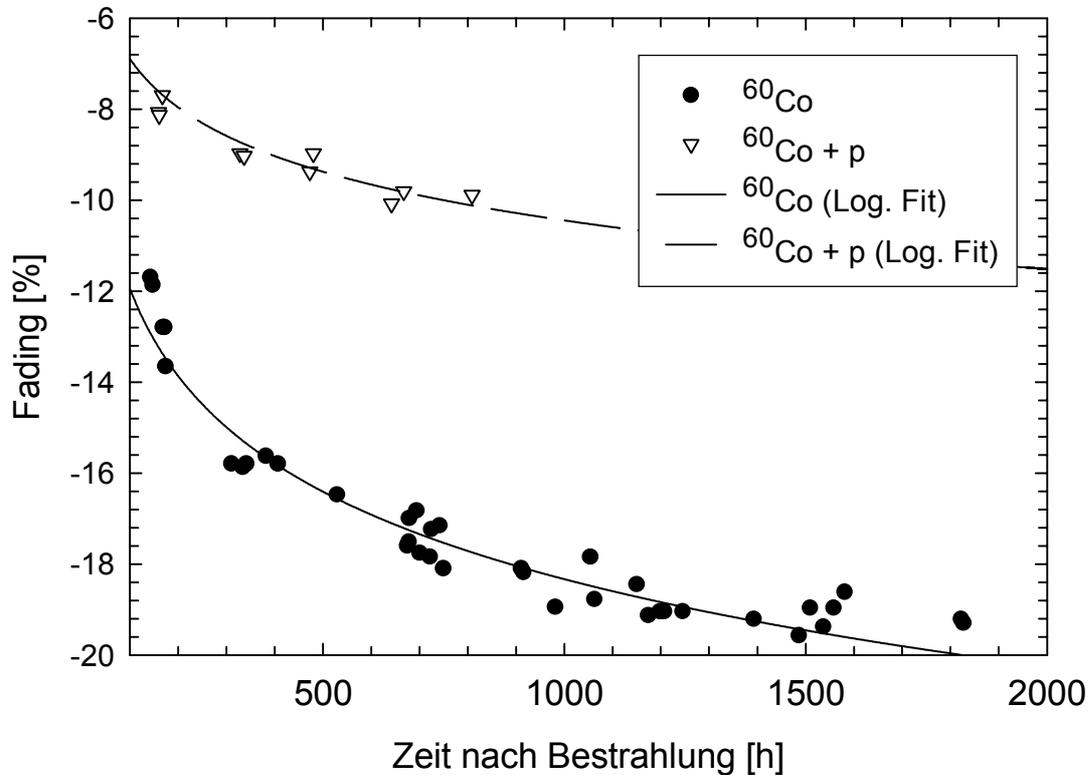


Abb. 3.11: Fading nach den Gammabestrahlungen G1 und G2 und nach zusätzlichen Protonenbestrahlungen. Etwa 1200 Stunden nach den Gammabestrahlungen bleibt das Fading konstant und folgt nicht mehr der zuvor beobachteten logarithmischen Abhängigkeit von der Zeit.

Neben der Unsicherheit über das Langzeit-Fading bei Raumtemperatur lassen weitere Faktoren eine verlässliche Berechnung der Fading-Korrektur für die Weltraummessungen zurzeit nicht zu. Während des über zehn Jahre dauernden Raumfluges wird die *Lander*-Elektronik überwiegend inaktiv sein und sie "überwintert" einschließlich des RadFETs bei einer Temperatur von -55 °C . Über die Temperaturabhängigkeit der komplexen Vorgänge beim Aufbau der *Interface-Trapped-Charge* Q_{it} ist bisher wenig bekannt. Des Weiteren ist die Dosisrate während der Mission viel niedriger als bei den Laborexperimenten (vgl. Kap. 3.4). Es werden also weniger *Interface-Traps* gebildet und möglicherweise ist der Einfluss von Q_{it} auf das Fading geringer. Da bei den Labormessungen allerdings sehr hohe negative Fading-Werte gemessen wurden, wird angenommen, dass die Auswertung des Dosissignals ohne Berücksichtigung des Fadings eher zu einer Überschätzung der Dosis im Bereich von einigen Prozent führen würde.

3.3.4 Messungen mit der Flugelektronik

Die in den *Lander* integrierte RadFET-Schaltung wurde während verschiedener Bodentests aktiviert und die Schwellenspannung ausgelesen. Bei den innerhalb von fünf Monaten erfolgten Messungen war keine Veränderung des Dosissignals aufgrund der natürlichen Strahlungsumgebung auf der Erde (≈ 1 mGy/a) zu erwarten. Deshalb konnte die Temperaturabhängigkeit und Reproduzierbarkeit der Messung von U_T in der fluggleichen Hardware-Konfiguration überprüft werden.

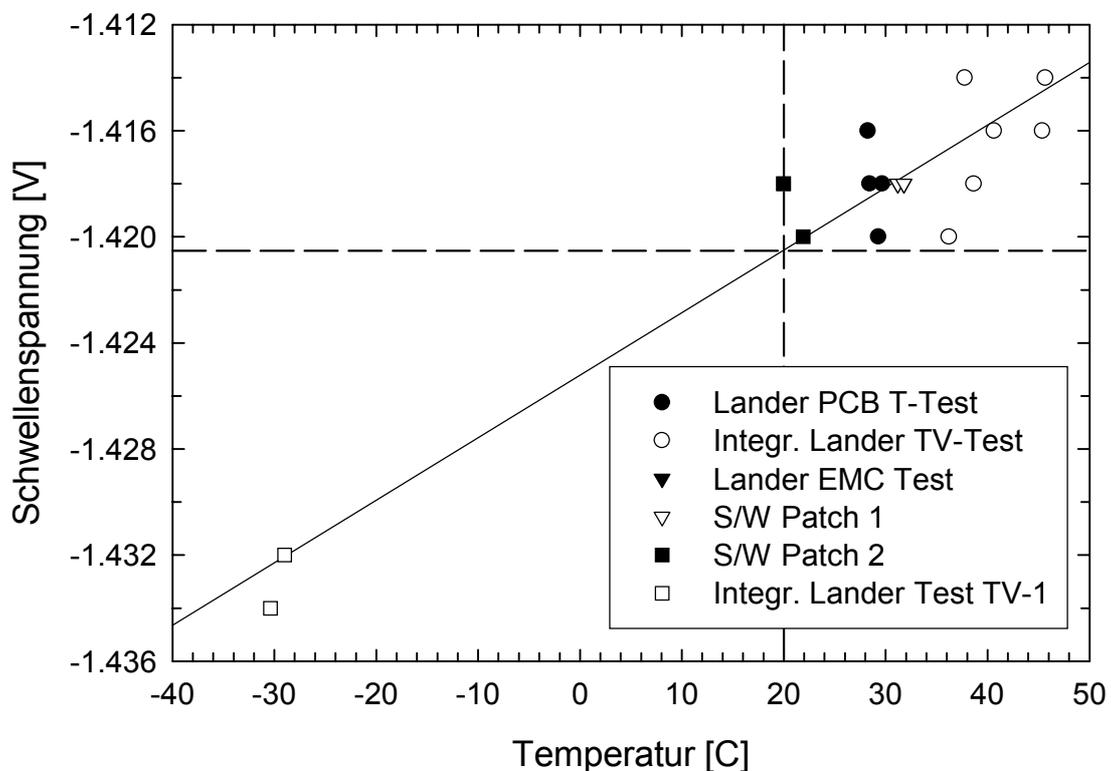


Abb. 3.12: Gemessene RadFET-Schwellenspannung während verschiedener Bodentests der in den *Lander* integrierten Elektronik (im Zeitraum Juli bis November 2001). Die Messwerte sind aufgetragen gegen die Temperatur der CASSE-Platine (*Housekeeping*-Kanal CA_T7). Die Temperatur- und Spannungsmessungen erfolgten wie beim späteren Raumflug durch den SESAME-*Housekeeping*-Messkreis und wurden über simulierte Telemetrieleitungen gesteuert. Die Schwellenspannung des (unbestrahlten) RadFET wurde innerhalb einer Sekunde nach dem Einschalten der CASSE-Analogspannungen gemessen. Als Schnittpunkt eingetragen ist der errechnete Referenzwert $U_T(20\text{ °C}) = (-1.4205 \pm 0.0010)$ V. Die Parameter der Ausgleichsgerade werden stark durch nur zwei Messungen beim Test TV-1 beeinflusst, der Trend der anderen Messungen und der gleich hohe Wert für das Labormodell bestätigen jedoch den mit der linearen Regression bestimmten Temperaturkoeffizienten (0.236 ± 0.019) mV/K.

Temperaturabhängigkeit

Die Temperaturabhängigkeit der Schwellenspannung U_T kann beschrieben werden durch $U_T = (-1.4252 \pm 0.0006) \text{ V} + (2.36 \pm 0.19) \cdot 10^{-4} \text{ V/K} \cdot T[\text{°C}]$. Der durch eine lineare Regression bestimmte Wert des Temperaturkoeffizienten wird stark durch zwei Messwerte nur eines Tests bei ca. -30 °C beeinflusst, die Untersuchungen am Labormodell (Kapitel 3.3.3.5) bestätigen aber das Ergebnis.

Referenzwert

Mit der Regressionsgleichung wird $U_T(20 \text{ °C}) = (-1.4205 \pm 0.0010) \text{ V}$ errechnet, also ein gleich hoher Wert wie das Nullsignal des im Labor untersuchten RadFET. Nach den Messungen der ESA sollte ein Unterschied von 20 mV in den Nullsignalen bestehen. Eine mögliche Erklärung ist ein (relativ geringer) Gleichspannungs-Offset von $+20 \text{ mV}$ im *Housekeeping*-Messkreis der Flugelektronik, der sich nicht auf das Dosissignal auswirkt, da es durch Differenzmessungen bestimmt wird.

Reproduzierbarkeit der Messung von U_T

Bei einigen der Bodentests wurde die Elektronik Bedingungen ausgesetzt, die möglichen Extrembelastungen während der Mission entsprechen. Insofern stellt die bei der linearen Regression für die Schwellenspannung berechnete und nicht durch die Temperaturabhängigkeit erklärte Varianz 1.7 [mV] eine realistische Abschätzung der Genauigkeit bei der Messung der Schwellenspannung dar.

Berücksichtigung der Drift

Nach den Erfahrungen mit der Laborelektronik verändert sich das Dosissignal für Zeitpunkte $t > 1 \text{ Minute}$ nach dem Einschalten des Drain-Stroms nur noch unwesentlich (im gesamten Dosismessbereich). Während des Raumfluges sollte U_T deshalb eine Minute nach dem Einschalten der CASSE-Analogspannungen gemessen werden. Die Gesamtdauer aller SESAME-Messungen wird durch diese Warteperiode nicht verlängert, wenn die Schwellenspannung zusammen mit den CASSE-Temperaturkanälen zu Beginn jeder CASSE-Messung (aber nach Ablauf der *Sensor-Warm-Up-Time*) gemessen wird.

3.4 Exkurs: Erwartete Strahlenbelastung der Elektronik

3.4.1 Strahlungsumfeld während der Mission

3.4.1.1 Modellierung der ESA

In der Analyse der ESA zum Strahlungsumfeld der ROSETTA-Mission [Eva97] werden folgende Strahlungskomponenten betrachtet, die hauptsächlich zur erzeugten Dosis in der ROSETTA-Sonde beitragen:

Solare Kosmische Strahlung

Bei der Berechnung der Protonenfluenz aufgrund von *Solar Particle Events* (SPE) wurde von der ESA ein statistisches Modell verwendet, das am Jet Propulsion Laboratory entwickelt wurde [Fey90]. Nach diesem JPL-85-Modell kann der (im Mittel) 11-jährige Zyklus der Sonnenaktivität in ruhige Phasen und eine aktive Periode unterteilt werden. Die aktive Periode beginnt 2 Jahre vor und endet 4 Jahre nach dem Maximum der Sonnenflecken-Relativzahl. Während dieser Phase wird der größte Teil der Protonenfluenz typischerweise durch nur einen großen SPE erzeugt, und eine Reihe kleiner SPE trägt nur graduell zur gesamten Fluenz während der Mission bei.

Dem Sonnenzyklus entsprechend wurden aktive Phasen in den ersten 3.5 Jahren und den letzten 2 Jahren der ROSETTA-Mission identifiziert. Mit Hilfe des JPL-85-Modells konnten die (auf einem Konfidenzniveau von 90 %) erwarteten Protonenfluenzen für diese Zeiträume berechnet werden, wobei die Entfernung der Raumsonde zur Sonne berücksichtigt wurde. Dazu wurde die ROSETTA-Flugbahn jeweils als heliozentrischer Orbit genähert, und zwar mit dem Radius 1.2 AE für die erste Phase und 2.3 AE für die letzten 2 Jahre der Mission, und die Fluenzen über das $1/r^2$ -Abstandsgesetz skaliert.

Strahlungsgürtel

Während der zwei *Gravity-Assist*-Manöver bei der Erde wird ROSETTA die terrestrischen Strahlungsgürtel durchfliegen. Angenommen wurde eine *Fly-By*-Zeit von insgesamt 13.07 Stunden, für die die auftretenden Protonen- und Elektronenfluenzen berechnet wurden.

3.4.1.2 *Verwendete Daten*

Es lassen sich einige Ansätze zur Verfeinerung der ESA-Modellierung finden, insbesondere für die Berechnung der Strahlenbelastung im *Lander*. Die ESA verwendet zur Beschreibung der Protonenfluenzen aufgrund von *Solar Particle Events* das JPL-85-Modell und nicht das neuere JPL-91-Modell [Fey93], das auf der Grundlage einer größeren Datenbasis entwickelt wurde. Die Begründung ist, dass mit dem älteren Modell höhere Fluenzen für Protonen mit kleinen Energien (einige MeV) extrapoliert werden und sich deshalb eine konservativere Abschätzung der Schädigung von Solarzellen ergibt. Allerdings liefert es für Protonenenergien > 50 MeV niedrigere Fluenzen als JPL-91. Mit dem älteren Modell wird also die Strahlenbelastung für wenig abgeschirmte Bauteile überschätzt und für massiver geschützte Komponenten unterschätzt. Aufgrund der sich durch Satellitenmessungen ständig erweiternden Datenbasis konnte zudem ein verbessertes Wahrscheinlichkeitsmodell für die Häufigkeit von SPE entwickelt werden [Nym99]. Das aktuelle Modell von R. A. Nymmik berücksichtigt, dass SPE auch in so genannten ruhigen Phasen auftreten können und enthält deshalb nicht die unbefriedigende bimodale Darstellung der solaren Aktivität in den JPL-Modellen. Auf die Problematik, die ROSETTA-Flugbahn durch zwei kreisförmige Orbits zu nähern, obwohl der größte Teil der Protonenfluenz während eines nur wenige Stunden bis Tage dauernden SPE entstehen kann, weist der Autor der ESA-Studie hin.

In Nymmiks Modell wird die Wahrscheinlichkeit für das Auftreten eines *Solar Particle Events* in Bezug gesetzt zur Höhe der Sonnenflecken-Relativzahl. Obwohl diese Größe seit langem – beginnend mit den Arbeiten von Rudolf Wolf im Jahr 1848 – systematisch beobachtet wird, kann sie mit ausreichender Genauigkeit nur für Zeitpunkte innerhalb eines Sonnenzyklus prognostiziert werden (eine ausführliche Bewertung der derzeitigen Vorhersagemodelle für die Sonnenaktivität ist in einer Studie des Langley Research Centers der NASA [Wil99a] enthalten). Eine gegenüber dem JPL-91-Modell höhere Zeitauflösung für den wahrscheinlichen Verlauf der Protonenfluenz aufgrund von SPE ist mit dem Modell von Nymmik also nur bis zum Ende des derzeitigen Sonnenzyklus möglich, das innerhalb des Zeitraums 2006 bis 2007 erwartet wird. Wegen dieser begrenzten Anwendbarkeit des Modells von Nymmik auf die ROSETTA-Mission und der besseren Vergleichbarkeit mit den Ergebnissen der ESA wird im Rahmen dieser Arbeit die Modellierung der ESA übernommen, wobei allerdings die Protonenfluenz durch *Solar Particle Events* mit dem JPL-91-Modell berechnet wird (der Einsatz dieses Modells wird in den aktuellen ESA-Richtlinien – ECSS Space Environment Standard [Dal99] – empfohlen). Zusätzlich soll der Einfluss eines außergewöhnlich großen SPE auf die Totaldosis während der Mission untersucht werden.

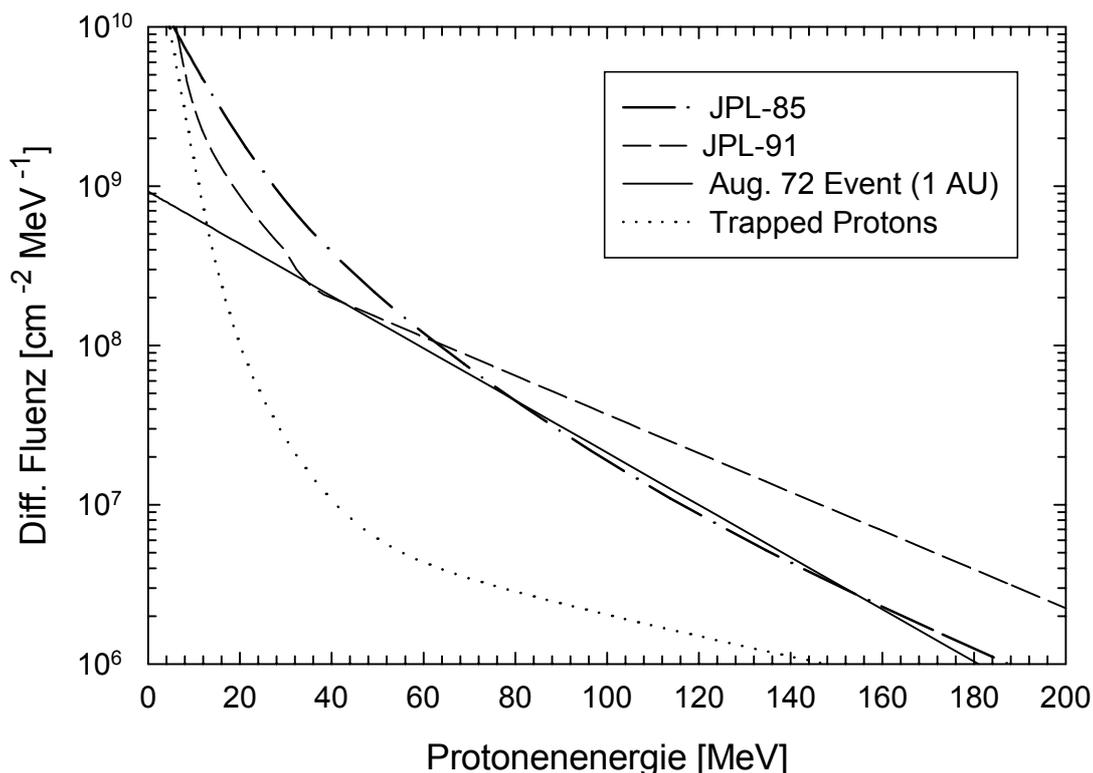


Abb. 3.13: Differentielle Fluenzen $d\Phi(E)/dE$ für solare Protonen nach dem JPL-85, dem JPL-91-Modell und für den SPE vom August 1972. Ebenfalls eingetragen ist die erwartete Protonenfluenz beim Durchqueren der terrestrischen Strahlungsgürtel (Trapped Protons). Für höhere Energien fallen die Fluenzen der solaren Protonen nach dem JPL-91-Modell weniger stark ab als beim JPL-85-Modell. Ein einziger *Solar Particle Event* mit der Charakteristik des SPE vom 4. August 1972 liefert in einer Entfernung von 1 AE zur Sonne ähnlich hohe Fluenzen ($E_p > 40$ MeV) wie nach JPL-85 für die gesamte Mission erwartet (Daten für solare Protonen entsprechend dem JPL-85-Modell und für die Protonen im Strahlungsgürtel nach [Eva97]).

In Abbildung 3.13 sind die während des Raumfluges zu erwartenden differentiellen Energiespektren der verschiedenen Strahlungskomponenten dargestellt. Die zu Grunde liegenden integralen Protonenfluenzen während 3.5 und 2.5 aktiven Jahren der Sonne nach dem JPL-91-Modell wurden der Literatur [Dal99] entnommen und analog zu den ESA-Rechnungen auf einen kreisförmigen Orbit von 1.2 AE (Abschwächungsfaktor 0.7) bzw. 2.3 AE (Abschwächungsfaktor 0.19) skaliert, summiert und differenziert. Zum Vergleich wurde die bei Verwendung des JPL-85-Modells berechnete Protonenfluenz Abbildungen der ESA-Studie [Eva97] entnommen.

Als Beispiel für einen großen *Solar Particle Event* diente der SPE vom August 1972, dessen integrales Spektrum beschrieben werden kann durch:

$$\Phi(E) = 7.9 \cdot 10^9 \cdot e^{(30-E)/26.5}$$

mit der Protonenenergie E in MeV und der Fluenz Φ (bei der Entfernung 1 AE zur Sonne) in cm^{-2} [Kin74]. Der SPE vom August 1972 hatte im Energiebereich von einigen MeV bis zu ca. 150 MeV von allen bisher beobachteten *Solar Particle Events* die größte Protonenfluenz und wird für kleinere und größere Energien nur vom SPE im Oktober 1989 übertroffen [Dal99]. In einer Raumsonde sind die zentralen elektronischen Komponenten typischerweise mit 1 mm bis 10 mm Aluminium (oder mit anderen Materialien äquivalenter Dicken) abgeschirmt. Das Auftreten eines solchen SPE stellt unter diesen Umständen den ungünstigsten Fall dar, weil dann zur Dosis hauptsächlich Protonen mit Energien von 10 MeV bis 70 MeV beitragen.

3.4.2 Dosis in einer Aluminiumkugel

Als erste Näherung für die Strahlenbelastung der SESAME-Elektronik kann die Dosis berechnet werden, die das Strahlungsumfeld in einem Siliziumdetektor erzeugt, der sich im Zentrum einer Aluminiumkugel befindet. In Abbildung 3.14 sind die durch die einzelnen Strahlungskomponenten erzeugten Dosiswerte in Abhängigkeit vom Radius der Kugel dargestellt. Wie erwartet, ist für größere Abschirmdicken die Dosis durch solare Protonen höher, wenn ihre Fluenz mit dem JPL-91-Modell anstelle von JPL-85 gerechnet wird. Die in den terrestrischen Strahlungsgürteln erzeugte Dosis ist bei den betrachteten Abschirmdicken (> 1.4 mm Al) relativ klein, sie wird allerdings innerhalb von nur 13 Stunden akkumuliert. Die größte Dosisleistung würde erreicht, wenn sich während der Mission ein *Solar Particle Event* ähnlich dem August-1972-SPE ereignete. Im ungünstigsten Fall würde ein solcher SPE kurz nach dem ersten *Gravity-Assist*-Manöver bei der Erde stattfinden. Der Abstand ROSETTA-Sonne beträgt dann nur 0.9 AE. Mit einer auf diese Distanz nach dem $1/r^2$ -Abstandsgesetz skalierten [Feyn93] Protonenfluenz werden innerhalb nur weniger Tage 30 % bis über 110 % (abhängig von der Abschirmung und dem verwendeten JPL-Modell) der für die gesamte Mission erwarteten Dosis erzeugt.

Die Dosisberechnungen erfolgten mit dem Programm SHIELDOSE (SHIELDOSE-2, Version 2.1 [Sel90], [Sel90a]). Diese von S. Seltzer (National Bureau of Standards, Washington) entwickelte Software berechnet für eine vorgegebene differentielle Protonen- oder Elektronenfluenz die in einem Siliziumdetektor innerhalb einer Aluminiumkugel erzeugte Dosis anhand einer Datenbasis von Tiefendosiskurven für monoenergetische Teilchen, die zuvor mit Monte-Carlo-Rechnungen erzeugt wurde.

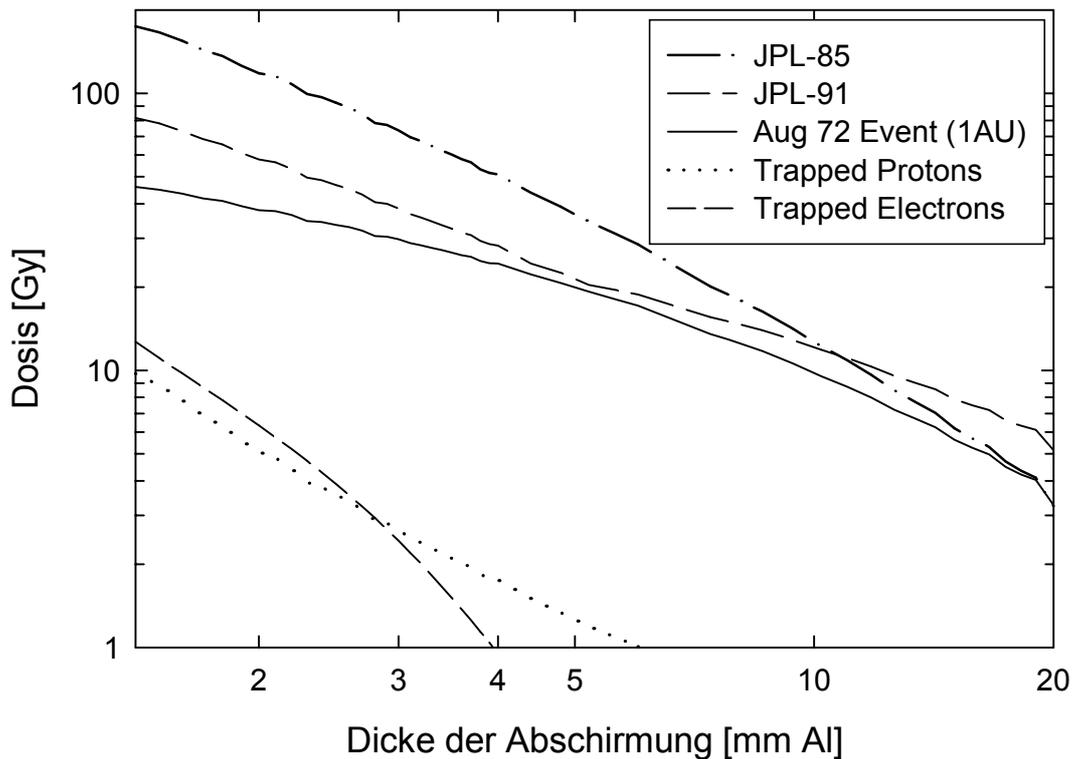


Abb. 3.14: Dosis in einer Aluminiumkugel durch die verschiedenen Komponenten in der ROSETTA-Strahlungsumgebung (solare Protonen nach JPL-85 und JPL-91, Protonen und Elektronen in den Strahlungsgürteln der Erde) und für den hypothetischen Fall eines *Worst-Case*-SPE. Die Dicke der Abschirmung entspricht dem Radius der Kugel.

3.4.3 Dosis in der SESAME-Elektronik

3.4.3.1 Sektorenanalyse

In den Richtlinien der ESA [Dal99] wird empfohlen, von einem isotropen Protonenfluss bei *Solar Particle Events* auszugehen. Tatsächlich stellt sich im Normalfall an einem Ort im interplanetaren Raum (genügend weit von der Sonne und dem Einflussbereich der planetaren Magnetfelder entfernt) einige zehn Minuten nach der Ankunft der ersten Protonen Isotropie durch die Streuung der Teilchen am interplanetaren Medium ein [Wil99]. Dies konnte durch eine Beobachtung des großen SPE vom 16. Juni 1998 mit der Raumsonde SOHO bestätigt werden: Nach der anfänglichen Vorzugsrichtung und anschließender Isotropie wurde eine vorübergehende Gerichtetheit der Protonen erst wieder 39 Stunden nach dem Beginn des SPE festgestellt [Sah01].

Methoden

Unter der Annahme einer isotropen Strahlungsumgebung kann eine relativ einfache Strahlentransportrechnung für die Dosis in der SESAME-Elektronik durchgeführt werden. Es wird eine Verteilung der Abschirmungsdicke um den Mittelpunkt des SESAME-Boardstacks (als Funktion des Raumwinkelanteils) berechnet und das Ergebnis gefaltet mit den in Abb. 3.14 dargestellten Tiefendosiskurven. Die ESA stellt für derartige Berechnungen online das Tool SPENVIS (*Space Environment Information System*) zur Verfügung, mit dem eine Sektorenanalyse der Abschirmung durchgeführt werden kann. Allerdings sind nur einfache Raumsondegeometrien möglich, so dass der komplexere Aufbau des Landers nicht ausreichend detailliert eingegeben werden kann. Aus diesem Grund wurde ein Programm entwickelt, das in einem *Raytracing*-Verfahren Strahlen verfolgt, die vom Mittelpunkt der SESAME-Elektronik ausgehend die Lander-Struktur durchlaufen. Auf diese Weise wird die Abschirmdicke für 1280000 Raumwinkelelemente errechnet und in einem zweiten Schritt eine Verteilung der Raumwinkelanteile für Abschirmdicken von 0 bis 20 mm Al-äquivalentem Material bestimmt.

Lander-Modell

Das für die Abschirmungsrechnungen konstruierte Lander-Modell (Abb. 3.15) setzt sich aus den in Tabelle 3.7 angegebenen Komponenten zusammen. Es liefert eine konservative Abschätzung der Aluminium-äquivalenten Abschirmung, da es einige Instrumente und Subsysteme nicht enthält und leere Elektronikgehäuse (*Y- und Z-Ebox*) angenommen werden. Die Abmessungen der Komponenten wurden den Dokumenten [Bloc01] (*Lander-Struktur*) und [Ano00a] (*Common Electronic Boxes*) entnommen. Die Al-äquivalenten Wandstärken der zum Teil recht komplex aufgebauten Sandwichstrukturen wurden am Centre National d'Études Spatiales (Toulouse) berechnet [Eco98].

Zur Überprüfung des eigenen Programms wurde zunächst nur die Abschirmwirkung der Elektronikgehäuse (*Common Eboxes*) berechnet. Diese einfache Geometrie konnte auch in das SPENVIS-Tool eingegeben werden und der Vergleich der Ergebnisse der beiden Programme validierte die eigene Software. Die Resultate der Sektorenanalyse sowohl für den vereinfachten Fall als auch unter Berücksichtigung aller Komponenten des Lander-Modells sind in Abbildung 3.16 dargestellt.

Komponente		Al-äquivalente Dicke [mm]
Instrument Carrier	Top Plate	1.05
	Front Plate	1.05
	Small Auxiliary Plate	1.05 (*)
	Large Auxiliary Plate	1.05 (*)
	Instruments Platform	1.00 (*)
Base Plate		1.00 (*)
Solar Hood	Side Walls	1.10 (*)
	Lid	1.20 (*)
Y-Ebox		1.50 (**)
Z-Ebox		1.50 (**)

Tab. 3.7: Bestandteile des *Lander*-Modells und äquivalente Al-Dicken der Wandstärken. Daten für die *Lander*-Struktur (*) nach [Eco98]. Die Elektronikgehäuse (**) bestehen aus Aluminium mit einer durchschnittlichen Wandstärke von 1.5 mm [Ano00a].

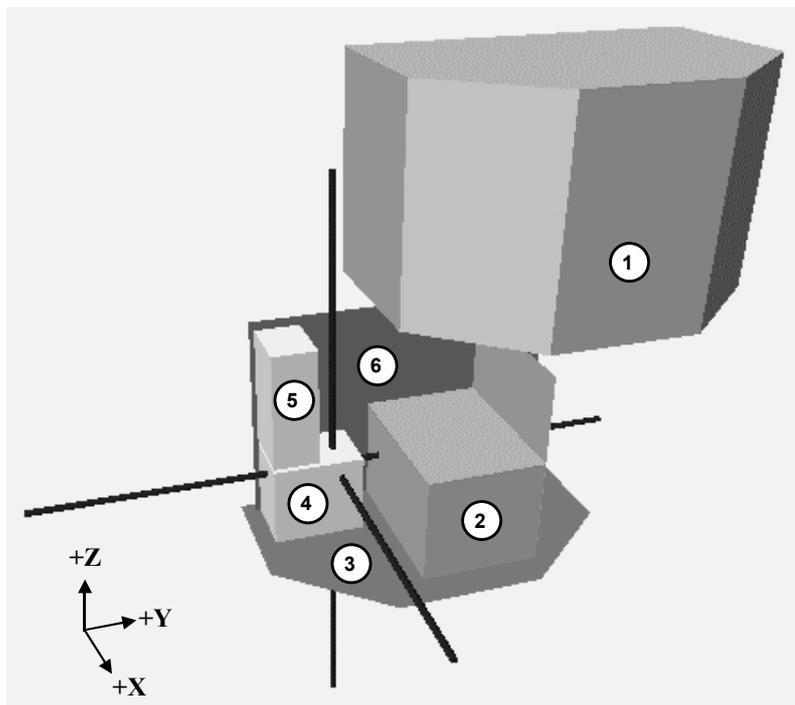


Abb. 3.15: *Lander*-Modell für die Sektorenanalyse, hier dargestellt mit angehobenem *Solar Hood* (1). Die Komponenten des *Instruments Carriers* sind mit (2) und (6) bezeichnet, die *Base Plate* mit (3). Es sind einige der Strahlen eingezeichnet, die bei der Sektorenanalyse vom Mittelpunkt der SESAME-Elektronik in der *Y-Ebox* (4) ausgehen. Die zweite *Common Electronic Box* im *Lander* ist die *Z-Ebox* (5). An der *Instruments Platform* (6) wird der *Lander* am *Orbiter* befestigt.

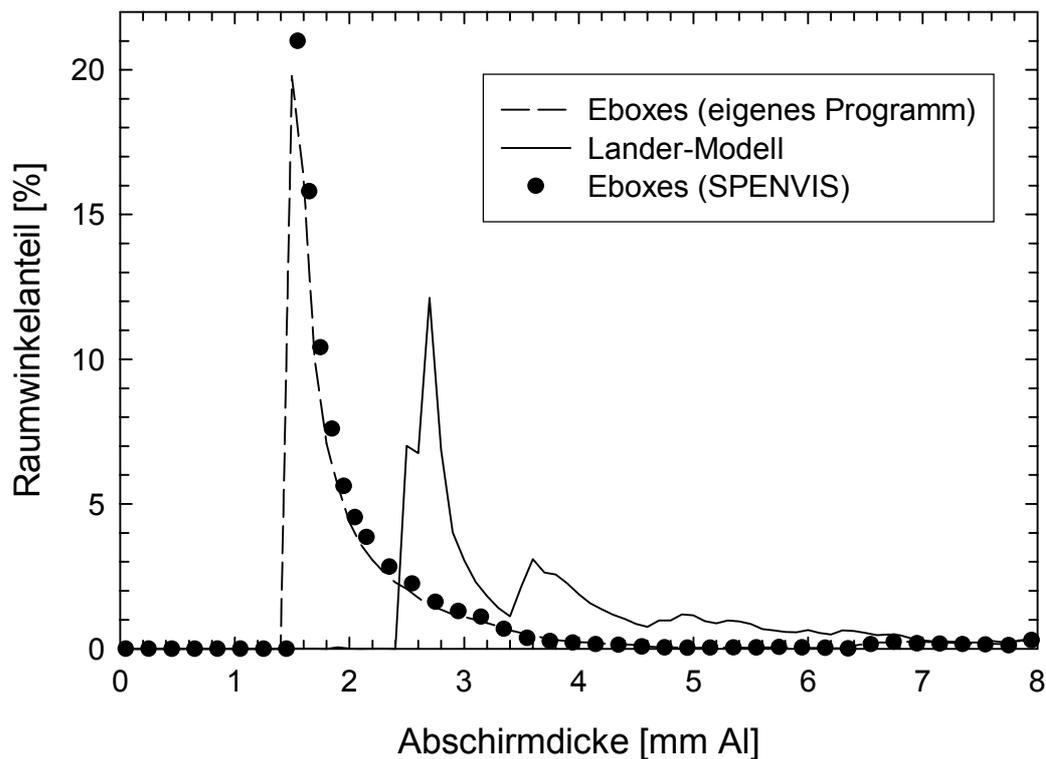


Abb. 3.16: Verteilung der Abschirmdicken um die SESAME-Elektronik im *Lander*. Für den Fall, dass nur die Abschirmung durch die *Common Eboxes* betrachtet wird, ist zum Vergleich mit dem Resultat des eigenen Programms die mit dem SPENVIS-Tool berechnete Verteilung eingetragen. Es ist eine geringfügige Verschiebung der Verteilungen zu erkennen, die einer Abschirmschicht von 0.05 mm entspricht und durch das unterschiedliche Eingabeformat für die Geometrie erklärt werden kann.

Berücksichtigung weiterer Abschirmungen

Bis kurz vor dem Abstieg auf die Kometenoberfläche ist der *Lander* am ROSETTA-*Orbiter* befestigt. Die abschirmende Wirkung des ohne die Sonnenpaddel und die Antenne ca. $2.8 \cdot 2.1 \cdot 2.0 \text{ m}^3$ großen *Orbiters* mit einer Masse von 1300 kg (ohne Treibstoff) auf den *Lander* wurde im Rahmen einer Sektorenanalyse für den *Orbiter* untersucht [Kei98]. Dazu wurde ein würfelförmiges Objekt an einer Position betrachtet, die dem Mittelpunkt des *Landers* entspricht und entsprechend dem Satellitenkoordinatensystem ausgerichtet ist. Für gedachte Strahlen, die vom *Lander*-Mittelpunkt durch die -X-Oberfläche (im *Lander*-Koordinatensystem; vgl. Abbildung 3.15) des Würfels verlaufen, entspricht die Abschirmung einer 10.5 mm dicken Aluminiumschicht. Sie kann für alle anderen Richtungen vernachlässigt werden. Bei der Sektorenanalyse für die SESAME-Elektronik im *Lander* kann diese Abschirmung näherungsweise berücksichtigt werden, indem für die Strahlen in Richtung des *Orbiters*, die durch

die -X-Oberfläche eines gedachten Würfels um den Mittelpunkt der SESAME-Elektronik verlaufen, 10.5 mm zur berechneten Abschirmung durch den *Lander* addiert werden.

Nach dem Aufsetzen auf die Oberfläche wird der *Lander* durch den Kometen abgeschirmt. Unter Vernachlässigung der Protonen- und Neutronenalbedo durch die Sekundärteilchen-Produktion im Kometenmaterial wird deshalb eine unendlich große Abschirmung unterhalb des *Landers* angenommen.

3.4.3.2 Ergebnisse

Die Strahlenbelastung der zentralen SESAME-Elektronik ist relativ gering (Tab. 3.8). Nach dem JPL-91-Modell für die solaren Protonen und unter Berücksichtigung der Protonen- und Elektronenfluenz in den terrestrischen Strahlungsgürteln während der *Gravity-Assist*-Manöver ist die erwartete Missionsdosis 32.5 Gy. Die bei der Rechnung berücksichtigte Protonenfluenz durch *Solar Particle Events* entspricht dem Konfidenzniveau von 90 %, d. h., aufgrund empirischer Untersuchungen wird erwartet, dass sie in 9 von 10 Fällen nicht überschritten wird. Da bei der Sektorenanalyse nicht alle abschirmenden Komponenten innerhalb des *Landers* berücksichtigt wurden und weil nach der Landung auf 46P/Wirtanen die Teilchenfluenz aufgrund der Abschirmung durch den Kometen auf ca. 50 % reduziert wird, ist der errechnete Wert für die Missionsdosis eine konservative Abschätzung für das angegebene Konfidenzniveau. Ein zusätzlicher *Solar Particle Event* mit den Eigenschaften des SPE vom August 1972 hätte den ungünstigsten Effekt, wenn ROSETTA nur 0.9 AE von der Sonne entfernt ist. Dadurch würde die Gesamtdosis in der SESAME-Elektronik um 28.1 Gy erhöht.

	Solare Protonen (JPL-91), Protonen und Elektronen in den Strahlungsgürteln	Solare Protonen (JPL-85), Protonen und Elektronen in den Strahlungsgürteln	<i>Solar Particle Event</i> (Aug. 72) bei 0.9 AU
Abschirmung nur durch den <i>Lander</i>	34.6 Gy	60.3 Gy	30.2 Gy
Abschirmung durch <i>Lander</i> und <i>Orbiter</i>	32.5 Gy	56.1 Gy	28.1 Gy

Tab. 3.8: Erwartete Missionsdosis im Mittelpunkt der SESAME-Elektronik (90%-Konfidenzniveau) und Dosiserhöhung durch einen außergewöhnlich großen SPE (*Worst-Case*: August-1972-Event bei einer Entfernung ROSETTA-Sonne von 0.9 AE).

Mit dem älteren JPL-85-Modell wird ein fast doppelt so hoher Wert für die Missionsdosis errechnet als mit JPL-91. Auch für diese Strahlenbelastung wäre – unter dem Gesichtspunkt der kumulierten Gesamtdosis – die Verwendung von strahlungsharten Komponenten nicht zwingend erforderlich gewesen und der Messbereich des RadFET-Dosimeters bei der verwendeten Ausleseschaltung nicht überschritten.

3.5 Zusammenfassung und Schlussfolgerungen

Eine Literaturrecherche zu dem beim SESAME-Experiment eingesetzten RadFET-Dosimetertyp ergab, dass die Empfindlichkeit für Protonenstrahlung kleiner als für ^{60}Co -Strahlung ist. W. Hajdas et al. [Haj00] stellten eine nur geringe Abhängigkeit von der Protonenenergie fest (und eine starke Streuung der Ergebnisse bei der Verwendung verschiedener Dosimeter desselben Typs). Dagegen wurde für andere pMOS-Dosimeter eine stetige Zunahme der Empfindlichkeit von 42 % des ^{60}Co -Wertes bei der Protonenenergie $E_p = 13$ MeV auf 75 % bei $E_p = 60$ MeV gemessen [Pea01]. Ein solcher Verlauf der Energieabhängigkeit kann erklärt werden durch die LET-abhängigen Rekombinationsraten im Gate-Oxid. Bei den Experimenten von Hajdas et al. wurde das Dosimetersignal während der Bestrahlung ausgelesen, R.L. Pease et al. legten eine Gate-Spannung (20 V) an die pMOS-Dosimeter. Da die Rekombination der Elektron-Loch-Paare während der Bestrahlung stark beeinflusst wird durch das elektrische Feld im Gate-Oxid, sind die Ergebnisse beider Untersuchungen nicht direkt anwendbar auf die Situation beim SESAME-Experiment. Hier wird der RadFET überwiegend spannungslos betrieben und nur zur Messung der Schwellenspannung ein Drain-Strom eingestellt.

Für experimentelle Untersuchungen der dosimetrischen Eigenschaften des RadFET unter flugähnlichen Bedingungen wurde ein Dosimeter ausgewählt, das aus demselben Herstellungsprozess wie der beim Raumflug eingesetzte RadFET stammt und für das im unbestrahlten Zustand eine annähernd gleich hohe Schwellenspannung U_T gemessen wurde. Bestrahlungen mit Gammaquanten des Nuklids ^{60}Co und mit Protonen erfolgten im spannungslosen Betriebszustand. Die Schwellenspannung wurde in einer flugkompatiblen Ausleseschaltung gemessen.

Die Empfindlichkeit des untersuchten Dosimeters ist für ^{60}Co -Strahlung nur wenig größer als der dem Datenblatt entnommene typische Wert und beträgt im Dosisbereich von 2 bis 4 Gy (65.8 ± 1.5) mV/Gy. Relativ zur Gamma-Empfindlichkeit sinkt die Emp-

findlichkeit für Protonen mit der mittleren Energie $E_p = 17.4$ MeV von 65 % bei der Dosis $D = 8.5$ Gy auf 53 % bei $D = 80.2$ Gy. Aufgrund der kleineren Rekombinationsraten im Gate-Oxid wird erwartet, dass die Empfindlichkeit mit steigender Protonenenergie größer wird und sich dem Wert für ^{60}Co -Strahlung nähert. Eine Extrapolation der Messergebnisse auf andere Protonenenergien (z. B. anhand des Rekombinationsmodells von Oldham [Old84]) erscheint zurzeit nicht sinnvoll, da die vorläufigen Ergebnisse der Untersuchung von Hajdas et al. [Haj00] nicht dem theoretisch erwarteten Verlauf entsprechen. Die Resultate der für das Jahr 2002 geplanten umfassenden Untersuchung der ESA zur Protonenempfindlichkeit des "400 nm Implanted-RadFET" können verwendet werden, um die Messergebnisse der vorliegenden Arbeit auf andere Protonenenergien zu extrapolieren und eine effektive Empfindlichkeit für das während der Mission erwartete Protonenspektrum zu berechnen.

Eine alternativ anhand der ^{60}Co -Kalibrierungskurve des RadFET-Herstellers durchgeführte Interpretation des Dosisignals könnte zu einer Unterschätzung der Dosis um mehrere zehn Prozent führen. Dabei würde aufgrund der stärker sublinear verlaufenden Dosischarakteristik bei Protonenbestrahlung der relative Fehler des Dosiswertes mit steigender Dosis größer werden.

Weitere Ergebnisse der Untersuchungen zum RadFET:

- Mit einer Wahrscheinlichkeit von 90 % wird die während der ROSETTA-Mission kumulierte Gesamtdosis in der SESAME-Elektronik nicht höher als 32.5 Gy sein. Auch wenn sich ein zusätzlicher, außergewöhnlich großer und auf diesem Konfidenzniveau nicht berücksichtigter *Solar Particle Event* ereignete, würde der Messbereich der Ausleseschaltung in der Flugelektronik nicht überschritten.
- Die Messung der Schwellenspannung erfolgt in der Flugelektronik mit einer Genauigkeit von ± 1.7 mV. Die resultierende Unsicherheit des Dosiswertes ist abhängig von der Empfindlichkeit. Für ^{60}Co -Strahlung beträgt der durch die Unsicherheit von U_T zu berücksichtigende relative Fehler des Dosiswertes im Bereich von 1 bis 80 Gy weniger als 3 %.
- Die Temperaturabhängigkeit des Messwertes für die Schwellenspannung ist zu berücksichtigen. Der Temperaturkoeffizient der Schwellenspannung beträgt in der Flugelektronik (0.236 ± 0.019) mV/K, wenn für die Temperatur der nach Gleichung (2.8) skalierte Spannungswert des *Housekeeping*-Kanals CA_T7 eingesetzt wird.

- Die Einhaltung der wegen der Drift des Dosissignals erforderlichen Wartezeit nach dem Einschalten des Drain-Stroms kann gewährleistet werden, wenn die Schwellenspannung bei einer CASSE-Messung nach dem Ablauf der *Sensor-Warm-Up-Time* gemessen wird. Zugleich wird dadurch erreicht, dass für die Dosismessung keine zusätzliche Betriebszeit der SESAME-Instrumente erforderlich ist.
- Zum Fading des Dosissignals sind weitere Untersuchungen erforderlich. Die Vorgänge beim strahlungsinduzierten Aufbau der Ladung an der SiO₂-Si-Grenzschicht sind insbesondere bei tiefen Temperaturen noch nicht ausreichend erforscht. Aufgrund der eigenen Messungen bei Raumtemperatur kann abgeschätzt werden, dass ohne eine Fadingkorrektur die während des Raumflugs kumulierte Dosis um einige Prozent überschätzt wird.

4 Zusammenfassung

Das Software-Programm zur Steuerung des Cluster-Experiments SESAME und zur Vorauswertung der experimentellen Daten an Bord des ROSETTA-Landers wurde entwickelt. Die erstellte Flug-Software hat sich sowohl bei allen SESAME-internen Tests als auch bei allen integrierten *Lander*-Tests bewährt. Mit Hilfe der Flug-Software konnten die Funktionalität der Hardware überprüft und Hinweise auf Optimierungsmöglichkeiten gefunden werden. Kalibrierungsdaten für Messungen der Instrumente CASSE und DIM auf 46P/Wirtanen wurden – im vollständig integrierten System erstmalig – aufgenommen.

Zur Auswertung der SESAME-Telemetriedaten in der Bodenstation wurde ein Programm entwickelt, das die experimentellen Daten und *Housekeeping*-Werte in Klarschrift darstellt. Diese Boden-Software wurde im Dezember 2001 für die Integration in das ROSETTA-Auswertungsprogramm beim *Science Operation and Navigation Center* des CNES (Centre National d'Études Spatiales), Toulouse, abgeliefert.

Zur Vorbereitung der Dosismessungen während des Raumfluges wurden die Eigenschaften des RadFET-Dosimeters in einer flugkompatiblen Elektronikschaltung untersucht. Gamma- und Protonenbestrahlungen ergaben, dass die Empfindlichkeit des Dosimeters für Protonen mit einer mittleren Energie von 17.4 MeV – abhängig von der kumulierten Dosis – nur 53 bis 65 % des Wertes für ^{60}Co -Strahlung beträgt. Eine Auswertung der Dosismessungen während des Raumfluges anhand der Gamma-Kalibrierungskurve kann also zu einer Unterschätzung der Strahlenbelastung um einige zehn Prozent führen.

Eine Sektorenanalyse der Abschirmung um die SESAME-Elektronik ergab, dass die während des Raumfluges kumulierte Dosis mit einer Wahrscheinlichkeit von 90 % nicht größer als 32.5 Gy sein wird. Ein für das angegebene Konfidenzniveau nicht erwarteter (zusätzlicher) und außergewöhnlich großer *Solar Particle Event* (mit der Fluenz und dem Energiespektrum des *Solar Particle Events* vom August 1972), der beim kürzestmöglichen Abstand ROSETTA-Sonne auftritt, würde die Dosis um 28.1 Gy erhöhen. Auch in diesem Fall wäre das Dosissignal nicht durch den beschränkten Messbereich der RadFET-Ausleseschaltung beeinflusst. Korrigiert werden muss allerdings die Temperaturabhängigkeit bei der Messung der Schwellenspannung. Neben der Ermittlung des Temperaturkoeffizienten erfolgten Abschätzungen der Messgenauigkeit in der Flugelektronik und des Langzeit-Fadings des Dosissignals.

Ergänzende Informationen zur Abhängigkeit des RadFET-Dosissignals von der Protonenenergie werden von Untersuchungen im Auftrag der ESA erwartet, die für das Jahr 2002 angekündigt sind. Mit den Ergebnissen der vorliegenden Arbeit liegt dann eine vollständige Kalibrierung der SESAME-Dosismessung vor.

Anhang

A. Umrechnungsfaktoren für die Gamma-Dosis in verschiedenen Medien

Wenn bei der Messung einer Gamma-Energiedosis Sekundärteilchen-Gleichgewicht bestanden hat, kann die für ein Medium gemessene Dosis auf ein anderes Medium über das Verhältnis der Massenenergieabsorptionskoeffizienten in diesen Medien umgerechnet werden. In dem Energiebereich, in dem der Compton-Effekt der dominierende Wechselwirkungsprozess ist, variiert das Verhältnis dieser Koeffizienten nur sehr schwach mit der Energie. Für die Umrechnung der durch ^{60}Co -Gamma-Strahlung in verschiedenen Medien deponierten Energie kann deshalb in sehr guter Näherung das Verhältnis der Massenenergieabsorptionskoeffizienten bei $E_\gamma = 1.25 \text{ MeV}$, d. h. bei der gemittelten Energie der beiden Hauptlinien, verwendet werden. Die in dieser Arbeit verwendeten Umrechnungsfaktoren sind in Tabelle A1 zusammengestellt.

(Medium 1) / (Medium 2)	Silizium / Luft	Silizium / Wasser	SiO ₂ / Silizium
D(Medium 1) / D(Medium 2)	0.9947	0.8944	1.003

Tab. A1: Umrechnungsfaktoren für die Energiedosis durch ^{60}Co -Gammastrahlung in Silizium, Siliziumdioxid, Wasser und Luft, berechnet als Verhältnis der [Hub01] entnommenen Massenenergieabsorptionskoeffizienten bei $E_\gamma = 1.25 \text{ MeV}$. Im Energiebereich von 1.0 bis 1.5 MeV variieren die Verhältnisse der Koeffizienten nur um max. 0.1 %; deshalb wurde auf eine Fehlerangabe verzichtet.

B. Abkürzungen und Akronyme

Akronym / Abkürzung	Bedeutung	Erläuterungen
A/D	Analog/Digital-Konvertierung	
Abb.	Abbildung	
ADC	Analog Digital Converter	
AE	Astronomische Einheit	Mittlerer Abstand Erde-Sonne (149597870 km)
APX	Alpha-, Proton-, X-Ray- Spectrometer	Lander-Experiment
AU	Astronomical Unit	s. AE
BIOS	Basic Input/Output System	Untere S/W-Schicht, die die Schnittstelle zur Hardware für die Datenein- und ausgabe darstellt.
Bit	Binary Digit	Kleinste Darstellungseinheit für Daten in binärer Zahlendarstellung. Wert 0 oder 1. Acht Bit bilden ein Byte.
ca.	zirka	
CASSE	Comet Acoustic Surface Sounding Experiment	Eines der drei SESAME-Instrumente.
CDMS	Command and Data Manage- ment System	Zentraler Bordcomputer des ROSETTA- Landers.
C-DPU	Common Digital Processing Unit	Microcontroller, der bei verschiedenen Lander-Instrumenten eingesetzt wird.
CIU	Central Interface Unit	H/W-Schnittstelle zum CDMS im FPGA des Prozessor-Boards (C-DPU).
CIVA	Comet Infrared and Visible Analyser	Lander-Experiment.
CNES	Centre National d'Études Spatiales	
Co-I	Co-Investigator	
Common- DPU	Common Digital Processing Unit	Microcontroller, der bei verschiedenen Lander-Instrumenten und -Subsystemen eingesetzt wird.
Common Ebox	Common Electronic Box	Gemeinsames Gehäuse für die zentrale Elektronik mehrerer Experimente im Lander.

Akronym / Abkürzung	Bedeutung	Erläuterungen
CONSERT	Comet Nucleus Sounding Experiment by Radio Wave Transmission	Lander-Experiment
COSAC	Cometary Sampling and Composition Experiment	Lander-Experiment
COTS	Commercial off the shelf	Bezeichnet (Elektronik-) Komponenten, die nicht speziell für den Einsatz unter Weltraumbedingungen hergestellt wurden.
d. h.	das heißt	
DIM	Dust Impact Monitor	Eines der drei SESAME-Instrumente.
DLR	Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt	
DOS	Disc Operating System	Betriebssystem für Arbeitsplatzrechner (PC).
Ebox	Electronic Box	Elektronik-Gehäuse
ECSS	European Cooperation for Space Standardization	
EEPROM	Electrically Erasable Programmable Read Only Memory	Speichereinheit, die den Speicherinhalt auch ohne Spannungsversorgung behält. Bei einer speziellen elektrischen Konfiguration kann der Inhalt gelöscht und neu beschrieben werden. Der EEPROM auf dem SESAME-Prozessor-Board enthält die SESAME-Flug-Software.
EGSE	Electrical Ground Support Equipment	H/W- und S/W-Komponenten zur Steuerung der Instrumente während der Mission bzw. bei Bodentests unter Missions-ähnlichen Bedingungen.
EMC-Test	Electromagnetic Compatibility Test	Test, bei dem überprüft wird, ob von einem Instrument eine unerlaubt hohe elektromagnetische Störstrahlung ausgeht.
EQM	Electrical Qualification Model	Nach der ESA-Terminologie eine H/W-Komponente, die sich elektrisch sehr ähnlich wie die beim Raumflug eingesetzte H/W verhält, aber nicht zwingend weltraumtauglich ist.
ESA	European Space Agency	
ESTEC	European Space Agency – Research and Technology Centre	

Akronym / Abkürzung	Bedeutung	Erläuterungen
etc.	et cetera	
FET	Field-Effect Transistor	Im Gegensatz zu bipolaren Transistoren werden Feldeffekttransistoren mit einem elektrischen Feld, d.h. fast leistungslos gesteuert.
FIFO	First In First Out	Datenstruktur, aus der die Daten in der Reihenfolge ausgelesen werden, in der sie eingegeben worden sind.
FM	Flight Model	H/W-Komponente, die für den Einsatz beim Raumflug vorgesehen ist.
FMI	Finnisches Meteorologisches Institut	
FPGA	Field Programmable Gate Array	In einem FPGA sind vorkonfigurierte Logik-Gatter (Gates) oder Logik-Blöcke in einer regelmäßigen Struktur (Array) auf einem Chip angeordnet. Durch die Hardware-Verschaltung dieser Gatter wird eine anwendungsspezifische Funktion fest einprogrammiert.
ggf.	gegebenenfalls	
H/W	Hardware	
HK	Housekeeping	
i. e.	id est	
i. W.	im Wesentlichen	
I/F	Interface	
I/O	Input / Output	
IAEA	International Atomic Energy Agency	
IC	Integrated Circuit	Schaltung, deren Bauelemente (Transistoren, Dioden etc.) auf einem Silizium-Chip untergebracht sind.
INC	Institut für Nuklearchemie, Forschungszentrum Jülich	
Kap.	Kapitel	
kByte	Kilobyte	
KFKI	Ungarische Forschungsinstitute	KFKI-AEKI = Institut für Atomenergie KFKI-RMKI = Institut für Teilchen- und Nuklearphysik

Akronym / Abkürzung	Bedeutung	Erläuterungen
LET	Linearer-Energie-Transfer	
LM	Laboratory Model	Erste Entwicklungsstufe einer H/W-Komponente, mit der das grundlegende Design überprüft werden kann.
MByte	Megabyte	
MODULUS	Methods of Determining and Understanding Light Elements from Unequivocal Stable Isotope Composition	Lander-Experiment.
MOS	Metal Oxide Semiconductor	
MOSFET	Metal Oxide Semiconductor Field-Effect Transistor	
MPAe	Max-Planck-Institut für Aeronomie	
MUPUS	Multi-Purpose Sensors for Surface and Sub-Surface Science	Lander-Experiment
MUPUS-PEN	MUPUS-Penetrator	Subsystem des MUPUS-Experiments
MUX	Multiplexer	
NASA	National Aeronautics and Space Administration	
NMRC	National Microelectronics Research Center	
PE	Polyethylen	
PI	Principal Investigator	
pMOS	p-Kanal MOS	
pMOSFET	p-Kanal MOSFET	
PP	Permittivity Probe	Eines der drei SESAME-Instrumente.
PROM	Programmable Read Only Memory	Speichereinheit, die den Speicherinhalt auch ohne Spannungsversorgung behält. Der Speicherinhalt kann nur einmalig beschrieben werden. Der PROM auf dem SESAME-Prozessor-Board (C-DPU) enthält den Common DPU Debug Monitor.
RadFET	Radiation Sensing Field Effect Transistor	MOSFET, der aufgrund eines speziellen Designs besonders strahlungsempfindlich ist.

Akronym / Abkürzung	Bedeutung	Erläuterungen
RAM	Random Access Memory	Schreib-/Lese-Speicher, bei dem jede Speicherzelle einzeln adressierbar und der Inhalt veränderbar ist. Verliert die gespeicherte Information bei einer Unterbrechung der Spannungsversorgung.
ROLIS	ROSETTA Lander Imaging System	Lander-Experiment
ROMAP	ROSETTA Lander Magnetometer and Plasma Monitoring Experiment	Lander-Experiment
ROSETTA		Name der ESA-"Cornerstone Mission" zum Kometen 46P/Wirtanen. Benannt nach dem Stein von Rosetta.
RX	Receiver	
s. u.	siehe unten	
S/W	Software	
SD	Science Data	SD sind die Resultate einer Messung. Alle Instrumente liefern darüber hinaus Housekeeping- (HK-) Daten, die regelmäßig abgefragt werden und Auskunft über den Zustand eines Instrumentes geben.
SD2	Sample, Drill and Distribution Subsystem	Lander-Subsystem
SESAME	Surface Electric Sounding and Acoustic Monitoring Experiment	Lander-Experiment
SFT	Short Functional Test	Testprozedur, die eine schnelle Überprüfung der Funktionalität der Instrumente ermöglicht.
SI	Système International d'Unités	
sog.	so genannt	
SPE	Solar Particle Event	
SPENVIS	Space Environment Information System	
SRAM	Static Random Access Memory	Spezielle Ausführung eines RAM, bei dem der Speicherinhalt nicht zyklisch aufgefrischt werden muss.
SRIM	Stopping and Range of Ions in Matter	Monte-Carlo-Programm zur Berechnung der Coulomb-Wechselwirkung von Ionen mit Materie.

Akronym / Abkürzung	Bedeutung	Erläuterungen
Tab.	Tabelle	
TC	Telecommand	Sequenz von Daten, die in der Bodenstation abgesetzt wird und zur Steuerung eines Weltraumexperimentes dient.
TV-Test	Thermal-Vakuum-Test	Test der H/W unter festgelegten Temperatur- und Druckbedingungen.
TX	Transmitter	
u. a.	unter anderem	
vgl.	vergleiche	
z. B.	zum Beispiel	
z. T.	zum Teil	
ZTC	Zero Temperature Coefficient	
z. Zt.	zurzeit	

Literaturverzeichnis

- Ane00 G.M. Anelli, Conception et Characterisation de Circuits Integres Resistants aux Radiations pour les Detecteurs de Particules du LHC en Technologies CMOS Submicroniques Profondes, Dissertation, Institut National Polytechnique de Grenoble, Grenoble (2001)
- Ano91 NN, ESA Software Engineering Standards, ESA PSS-05-0, Issue 2 (1991)
- Ano99 NN, Forth Scientific Library, <http://www.taygeta.com/fsl/sciforth.html> (Download im Juni 1999)
- Ano00 NN, ISOCAM RadFET Data 1995-1997, <http://www.estec.esa.nl/wmwww/wma/ISO/RadFET.html> (Download am 25.07.2000)
- Ano00a NN, ROSETTA Lander Subsystem Specification Common Electronic Box, ROSETTA-Projektdokument, RO-LEB-SP-3501-MS, Rev. 4 (2000)
- Ano01 NN, ROSETTA Lander Command and Data Management System – Subsystem Specification, ROSETTA-Projektdokument, RO-LCD-SP-3101, Issue 3, Rev. 3 (2001)
- Ber00 M.J. Berger, Stopping-Power and Range Tables for Electrons, Protons and Helium Ions, <http://physlab.nist.gov/PhysRefData/Star/Text/contents.html> (Download der PSTAR-Version 1.2 am 9.1.2000)
- Bla86 N.G. Blamires et al., pMOS Dosimeters: Long-Term Annealing and Neutron Response, IEEE Trans. Nuc. Sci. NS-33, 6 (1986)
- Bloc01 ROSETTA Lander Structure Team, Subsystem Specification Structure, ROSETTA-Projektdokument, RO-LST-SP-3601, Issue 4, Rev. 0 (2001)
- Bog01 J. Bogdany (MPAe Lindau), private Mitteilung (Email vom 25.7.2001)
- BSS96 ESA Board for Software Standardization and Control, Guide to Applying the ESA Software Engineering Standards to Small Software Projects, ESA BSSC(96)2, Issue 1 (1996)
- Bühl98 P. Bühler et al., Observation of Radiation-Belts and Cosmic Rays with REM, Proceedings of ESA Workshop on Space Weather, ESA WPP-155 (1998)
- Buk99 Bruel&Kjaer, Product Data: Miniature Triaxial DeltraTron Accelerometer Type 4506, Bruel&Kjaer (1999)
- Cam00 B. Camanzi, Radiation Detector Success, Frontiers 3 (2000)

- Cam01 B. Camanzi et al., The Dose Mapping System for the Electromagnetic Calorimeter of the BaBar Experiment at SLAC, <http://hepunix.rl.ac.uk/BFROOT/www/Detector/Calorimeter/RadMon/DoseMapping.ps>, (Download am 14.11.2001)
- DAL99 E.J. Daly, The ECSS Space Environment Standard, ECSS E-10-04 Draft 02, <http://www.estec.esa.nl/wmwww/WMA/ecss.html>, Download am 2.3.2000
- Eco98 R. Ecoffet, A. Debus, ROSETTA Project: Cumulated Doses in Realistic Cases, CNES, CT/AQ/QP/98-038 (1998)
- Ehr01 P. Ehrenfreund et al., zitiert nach ESA Science News, 2.3.2001, <http://sci.esa.int>
- End00 S. Enders, Untersuchungen der mechanischen Eigenschaften von spröden Schicht- und Kompaktsystemen durch Deformation kleiner Volumina, Dissertation, Universität Halle-Wittenberg (2000)
- ESC99 ROSETTA Lander Mission Analysis Working Group, Comet Surface Engineering Model, RO-ESC-RP-5006, Issue 1 (1999)
- Eva97 H. Evans, ROSETTA Radiation Environment-2, esa/estec/wma/he/Rosetta-97/2, Download am 11.2.1997
- Fey90 J. Feynman et al., A New Interplanetary Proton Fluence Model, J. Spacecr. Rockets, 27, 403 (1990)
- Fey93 J. Feynman et al., Interplanetary Proton Fluence Model: JPL 1991, J. Geophys. Res., 98, A8 (1993)
- Fir96 R.B. Firestone et al., Table of Isotopes (CDROM), Wiley Interscience, 8. Auflage (1996)
- Fis98 H.-H. Fischer, Forth Coding Rules and Style Conventions, ROSETTA-Projektdokument, RO-LSE-PR-3401, Issue 1, Rev. 1 (1998)
- Fis99 H.-H. Fischer, Science Data Compression with ESTEC-1, ROSETTA-Projektdokument, RO-LSE-TN-3401, Issue 1, Rev. 2 (1999)
- Fis00a H.-H. Fischer, CASSE and DIM EQM2 PCB Tests, ROSETTA-Projektdokument, RO-LSE-TR-3402, Issue 1, Rev. 1 (2000)
- Fis00b H.-H. Fischer, CASSE EQM2 Extended Functional Test, ROSETTA-Projektdokument, RO-LSE-TR-3403, Issue 1, Rev. 1 (2000)

- Fis01a H.-H. Fischer, Measurement of Sound Transfer via the Lander Structure – Required Telecommanding, ROSETTA-Projektdokument, ohne Dokument-ID, 2.9.2001
- Fis01b H.-H. Fischer, K. Thiel, SESAME Flight Software Verification and Validation Reports, ROSETTA-Projektdokument, RO-LSE-TR-3401, Issue 1, Rev. 5 (2001)
- Fis01c H.-H. Fischer, K. Thiel, SESAME Flight Software Specification, ROSETTA-Projektdokument, RO-LSE-DS-3401, Issue 4, Rev. 1 (2001)
- Fis01d H.-H. Fischer, K. Thiel, SESAME EGSE User Manual – FM Version, ROSETTA-Projektdokument, RO-LSE-UG-3301, Issue 1, Rev. 1 (2001)
- Fis01e H.-H. Fischer, SESAME Flight Software User Manual, ROSETTA-Projektdokument, RO-LSE-UG-3401, Issue 1, Rev. 1 (2001)
- Fis01f H.-H. Fischer, SESAME FM Thermal Test – Preliminary Report, ohne Dokument-ID, 7.3.2001
- Gir98 A. Giraldo, Evaluation of Deep Submicron Technologies with Radiation Tolerant Layout for Electronics in LHC Environments, Dissertation, Università degli Studi di Padova, Padua (1998)
- Giu01 F. Giustino, Radiation Effects on Semiconductor Devices, Dissertation, Politecnico di Torino, Turin (2001)
- Gru91 E. Grün et al., Laboratory Simulation of Cometary Processes: Results from the First KOSI Experiments, in Comets in the Post-Halley Era (hrsg. von R.L. Newburn, M. Neugebauer, J. Rahe), Bd. 1, Kluwer Academic (1991)
- Gug00 D. Guban, Inelastic Collision and the Hertz Theory of Impact, AmJPhys, 68, 10 (2000)
- Haj00 W. Hajdas et al., Sensitivity of the SREM RadFET Dosimeters for STRV-1C to Various Proton and Gamma Radiation Environments, Proc. 1999 Fifth European Conference on Radiation and its Effects on Components and Systems (RADECS), IEEE (2000)
- Ham00 M. Hamelin et al., Surface and Subsurface Electrical Measurements of Titan with the PWA-HASI Experiment on HUYGENS, Adv. Space Res (2000)
- Har96 Harris Semiconductor Corporation, HS-RTX2010RH Radiation Hardened Real Time Express Microcontroller, Datenblatt, Harris Corporation (1996)
- Hen01 H. Henkel (von Hoerner & Sulger GmbH), private Mitteilung (Email vom 15.2.2001)

- Her82 H. Hertz, J. Reine und Angewandte Mathematik 92, 156 (1882)
- Her91 D. Herrmann, Statistik in C: Methoden der bivariaten Statistik effizient programmiert, Vieweg Verlag, Braunschweig (1991)
- Hol86 A. Holmes-Siedle, L. Adams, Radfet: A Review of the Use of Metal-Oxide-Silicon Devices as Integrating Dosimeters, Radiat. Phys. Chem., 28, 2 (1986)
- Hug85 R.C. Hughes, Theory of Response of Radiation Sensing Field Effect Transistors, J. Appl. Phys., 58, 3 (1985)
- Hug86 R.C. Hughes, Theory of Response of Radiation Sensing Field Effect Transistors in Zero-Bias Operation, J. Appl. Phys., 60, 3 (1986)
- IAE01 IAEA, Charged Particle Cross Section Database for Medical Radioisotope Production, <http://www-nds.iaea.org/medical>, Download am 9.10.2001
- Jak01 A. Jaksic (NMRC, Irland), private Mitteilung (Emails vom 27.7.2001, 10.10.2001, 29.11.2001)
- Joh00 B. Johlander, PP-Sensor-Harness (Inter-Experiment-Harness), SESAME-internes Dokument, 29.11.2000
- Kei98 W. Keil, Radiation Analysis, ROSETTA-Projektdokument, RO-DSS-AN-1004, Issue 1 (1998)
- Kel93 A. Kelleher et al., The Effect of Gate-Oxide Process Variations on the Long-Term Fading of PMOS Dosimeters, Sensors and Actuators A, 37-38 (1993)
- Kin74 J.H. King, Solar Proton Fluences for 1977-1983 Space Missions, J. Spacecr. Rockets, 11, 401 (1974)
- Kis00 J. Kissel, F.R. Krueger, Urzeugung aus Kometenstaub?, Spektrum der Wissenschaft, Mai 2000, 64-71
- Kle01 P. Kletzkine et al., Lander Interface Document-B, ROSETTA-Projektdokument, RO-EST-RS-3020/LID-B, Issue 2, Rev. 0 (2001)
- Köh97 B. Köhler, F. Schubert, Untersuchungen zum Einfluss der Hohlraumporosität auf die Ultraschallprüfung in Beton; in: Annual DGZfP Conference Report, DGZfP Berlin (1997)
- Kre99 M. Kretschmer et al., Thermal and Vacuum Tests of Bruel & Kjaer Type 4506 Accelerometers, ROSETTA-Projektdokument, RO-LSE-AN-3122, Issue 1, Final Version (1999)

- Kre00 M. Kretschmer, Schallausbreitung in Kometen-relevantem Material, Dissertation, Universität zu Köln (2000)
- Kre01 G. Krein (von Hoerner & Sulger GmbH), private Mitteilung (Email vom 13.12.2001)
- Küc01 O. Küchemann (MPAe Lindau), private Mitteilung (Email vom 24.10.2001)
- Kuh01 J. Kuhnenn, Protonen-induzierte Erzeugung radioaktiver Restkerne in Blei und Bismut bei Energien bis 71 MeV, Dissertation, Universität zu Köln (2001)
- Laa97 H. Laakso, Permittivity Probe, <http://www.geo.fmi.fi/~hlaakso/Rosetta/PP.shtml>, Version vom 26.3.1997
- Lab97 Laboratory Microsystems Incorporated, UR Forth Manual, Laboratory Microsystems Inc. (1997)
- Lab97a Laboratory Microsystems Incorporated, LMI Forth-83 Metacompiler Manual, Laboratory Microsystems Inc. (1997)
- Lan89 L.D. Landau, E.M. Lifschitz, Lehrbuch der theoretischen Physik, Band VII, Akademie-Verlag Berlin (1989)
- Lic00 A. Lichopoj, R. Schrödter, Rosetta Lander Common-DPU User's Manual, DLR Berlin (Institut für Weltraumsensorik und Planetenforschung) (2000)
- McK97 G.F. MacKay et al., Applications of MOSFET Dosimeters on MIR and BION Satellites, IEEE Trans. Nuc. Sci., 44, 6 (1997)
- Möh97 D. Möhlmann, Kometen, Beck'sche Reihe, C.H. Beck, München (1997)
- Möh00 D. Möhlmann et al, SESAME – Surface Electric Sounding and Acoustic Monitoring Experiment, Beschreibung des SESAME-Experimentes für das ROSETTA Scientific Committee (2000)
- Moh01 A. Mohammadzadeh (ESA-ESTEC), private Mitteilung (Email vom 24.10.2001)
- Mum01 M. Mumma et al., Organic Composition of C/1999 S4 (Linear): A Comet Formed Near Jupiter?, Science, 292 (2001)
- NMR97 National Microelectronics Research Center, RadFET Technical Information, NMRC, Cork, Irland, (1997)
- NMR00 National Microelectronics Research Center, Scientific Report 1999, NMRC, Cork, Irland, (2000)

- NMR01 National Microelectronics Research Center,
4 kAngstroem Gate Oxide Solid State Dosimeter, Datenblatt,
<http://www.nmrc.ie/projects/radfets/ds400i.html> (Download am 26.4.2001)
- Nym99 R.A. Nymmik, Probabilistic Model for Fluences and Peak Fluxes of Solar Energetic Particles, Rad.Meas. 30 (1999)
- Oco96 B. O'Connell, et al., Stacked RadFET's for Increased Radiation Sensitivity, IEEE Trans. Nuc. Sci., 43, 3 (1996)
- Old84 T.R. Oldham, Analysis of Damage in MOS Devices for Several Radiation Environments, IEEE Trans. Nuc. Sci., NS-31, 6 (1984)
- Pea01 R.L. Pease et al., Comparison of pMOSFET Total Dose Response for Co-60 Gammas and High-Energy Protons, IEEE Trans. Nuc. Sci., 48, 3 (2001)
- Pet97 A. Péter, Dust Impact Monitor of SESAME on ROSETTA Lander, ROSETTA-Projektdokument, RO-LSE-GI-3103-pa (1997)
- Pet00 A. Péter, EQM2 Control Measurement, SESAME-interner Bericht, November 2000
- Pet01 A. Péter (KFKI), private Mitteilung (Email vom 28.06.2001)
- Poc70 W.J. Poch, A.G. Holmes-Siedle, RCA Engineer, 16, 56 (1970)
- Ric01 M. Richards (MPAe Lindau), private Mitteilung (Email vom 2.10.2001)
- Ris96 G. Ristic et al., Sensitivity and Fading of pMOS Dosimeters with Thick Gate Oxide, Sensors and Actuators A 51 (1996)
- Sah01 T. Sahia, Analysis of Proton Flux Directionalities in Four Solar Events Detected by SOHO/ERNE, Proc. ICRC, Copernicus Gesellschaft (2001)
- Sch98 H.J. Schuran, ROSETTA Lander System Specification, ROSETTA-Projektdokument, RO-LAN-SP-3101, 29.6.1998
- Sch01 H.P. Schmidt (DLR Köln), private Mitteilung (vorläufiger Testreport über den Lander TV-Test, 10.12.2001)
- Sel90 S.M. Seltzer et al., SHIELDOSE, RSICC Computer Code Collection CCC-379, ORNL (1990)
- Sel90a S.M. Seltzer, SHIELDOSE for the PC, Readme-Datei zur Software-distribution, in [Sel90]
- Sha00 M.R. Shaneyfelt et al., Field Dependence of Interface-Trap Buildup in Polysilicon and Metal Gate Devices, IEEE Trans. Nucl. Sci., NS-37 (1990)

- Sho84 F. Shoucair et al, Electrical Characteristics of Large Scale Integration MOSFETs at Very High Temperatures, Part 1: Theory, Microelectron. Reliab. 24, 3 (1984)
- Spe01 S. Spellerberg (INC, FZ Jülich), private Mitteilung (Email vom 9.10.2001)
- Thi95 K. Thiel et al., Phenomenology and Dynamic Behavior of the Dust Component in the KOSI Experiments, Planet. Space. Sci., 43, 3-4 (1995)
- Thi99 K. Thiel, H.-H. Fischer, SESAME Flight Software Quality Assurance Plan, ROSETTA-Projektdokument, RO-LSE-PL-3401, Issue 1 (1999)
- Thi99a K. Thiel et al. SESAME Software Requirements, ROSETTA-Projekt-dokument, RO-LSE-RD-3401, Issue 1 (1999)
- Thi01 K. Thiel et al., ROSETTA List of Acronyms, ROSETTA-Projektdokument, RO-LSE-LI-3003, Issue 6, Rev. 1 (2001)
- Thi01a K. Thiel, Interaction of SESAME with other Lander Units, ROSETTA-Projektdokument, RO-LSE-TN-3403, Issue 3, Rev. 3 (2001)
- Wil99 J.W. Wilson et al., Shielding from Solar Particle Event Exposures in Deep Space, Rad. Meas., 30 (1999)
- Wil99a J.W. Wilson et al., Solar Cycle Variation and Application to the Space Radiation Environment, Technical Report NASA/TP-1999-209369, NASA Center for AeroSpace Information (CASI), Hanover (1999)
- Whi50 F.L. Whipple, A Comet Model: The Acceleration of Comet Encke, ApJ, 111 (1950)
- Zie85 J.F. Ziegler et al., The Stopping and Range of Ions in Solids, Pergamon Press, New York (1985)
- Zie00 L. Ziegler, G. Krein, CASSE FM PCB User Guide, ROSETTA-Projekt-dokument, RO-LSE-UG-3821, Issue 1.1, Final Revision (2000)
- Zie00a J.F. Ziegler, SRIM: The Stopping and Range of Ions in Matter, <http://www.research.ibm.com/ionbeams/SRIM/SRIMINTR.HTM> (Programmversion 2000.40)
- Zie01 L. Ziegler, G. Krein, SESAME E-BOX Specification, ROSETTA-Projekt-dokument, RO-LSE-SP-3802, Issue 2.2, Final Revision (2001)
- Zie01a L. Ziegler (damals von Hoerner & Sulger GmbH), private Mitteilung, 13.2.2001

Danksagungen

Herrn Prof. Klaus Thiel danke ich insbesondere für die angenehme Arbeitsatmosphäre und viele anregende Diskussionen. Besten Dank an Prof. Wolfgang Neuwirth für die Übernahme des Ko-Referats zu der interdisziplinären Arbeit.

Im Zeitalter der umfassenden Verkabelung fanden persönliche Treffen des SESAME-Teams relativ selten statt und standen häufig unter dem Vorzeichen, ein Problem unter Zeitdruck lösen zu müssen. Die Zusammenarbeit gestaltete sich auch in diesen Situationen angenehm bis vergnüglich. Herzliche Grüße an Michael, Sascha und Klaus Seidensticker von der CASSE-Gruppe (DLR Köln), Attila Péter (DIM; KFKI Budapest), Walter Schmidt (PP; FMI Helsinki), Rolf (C-DPU; DLR Berlin) und an das *Lander*-Team. Die Weltraumspezialisten der Fa. von Hoerner & Sulger (Schwetzingen) bemühten sich redlich, mir verständlich zu machen, wie Hardware funktioniert (und wie ein Glühwein-artiges Getränk mit einem Minimum an Zutaten hergestellt werden kann); Dank und Gruß an Lorenz und Guido.

Herr Prof. S. M. Qaim ermöglichte die Protonenbestrahlungen des RadFET im Institut für Nuklearchemie des Forschungszentrums Jülich. Vielen Dank auch an Gerrit Blessing und Stefan Spellerberg für die engagierte Hilfe bei der Vorbereitung und Durchführung der Bestrahlungen. Die Gammabestrahlungen erfolgten an einer ^{60}Co -Quelle des Institutes für Physikalische Chemie der Universität Köln. Ermöglicht und unterstützt wurden sie von Herrn Prof. G. Trafara. Apparative und experimentelle Hilfe bei den Ionisationskammermessungen erhielt ich von Herrn Dr. N. Thesen und Herrn Peter (Klinik für Strahlentherapie der Universität Köln). Herzlichen Dank!

Ein Dankeschön für die freundliche Aufnahme den Mitarbeitern und Mitarbeiterinnen des Instituts für Biochemie und der Abteilung Nuklearchemie. Für Gespräche, Gedanken und Kölsch danke ich insbesondere auch den ehemaligen Kommilitonen, die jetzt in dörflicher Umgebung weiterforschen. Bei allen Arbeiten, die mehr als zwei linke Hände erforderten, wurde ich unterstützt von den Kollegen der Elektronikwerkstatt und der Feinmechanischen Werkstatt des Institutes für Biochemie. Zum Gelingen der vorliegenden Arbeit hat besonders Uwe Otto beigetragen, der u. a. die Verschaltung der SESAME-Labormodelle und die RadFET-Ausleseschaltung angefertigt hat und mir bei den Bestrahlungsexperimenten half.

Für die kritische Durchsicht – eines Teils – der Arbeit danke ich Jochen, Marcus, Klaus Seidensticker und Heike (und überhaupt...).

Erklärung

Ich versichere, dass ich die von mir vorgelegte Dissertation selbständig angefertigt, die benutzten Quellen und Hilfsmittel vollständig angegeben und die Stellen der Arbeit – einschließlich Tabellen, Karten und Abbildungen –, die anderen Werken im Wortlaut oder dem Sinn nach entnommen sind, in jedem Einzelfall als Entlehnung kenntlich gemacht habe; dass diese Dissertation noch keiner anderen Fakultät oder Universität zur Prüfung vorgelegen hat; dass sie – abgesehen von unten angegebenen Teilpublikationen – noch nicht veröffentlicht worden ist sowie, dass ich eine solche Veröffentlichung vor Abschluss des Promotionsverfahrens nicht vornehmen werde. Die Bestimmungen dieser Promotionsordnung sind mir bekannt. Die von mir vorgelegte Dissertation ist von Prof. Dr. Klaus Thiel betreut worden.

A handwritten signature in black ink, reading "Hans-Herbert Fischer". The signature is written in a cursive, flowing style with some capital letters.

(Hans-Herbert Fischer)