

Fachgebiet Raumfahrttechnik
Technische Universität München

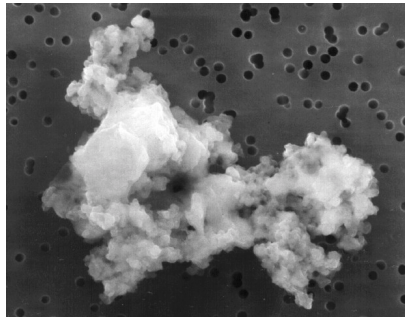
Vom Cosmic-Dust-Analyzer zur
Modellbeschreibung wissenschaftlicher
Raumsonden

Ralf Srama

*Vollständiger Abdruck der von der Fakultät für Maschinenwesen
der Technischen Universität München zur Erlangung des akademischen
Grades eines Doktor-Ingenieurs genehmigten Dissertation.*

Vorsitzender: Univ.-Prof. Dr.-Ing. Dr.-Ing. habil. R. Friedrich
Prüfer der Dissertation: 1. Univ.-Prof. Dr.-Ing. Eduard Igenbergs
2. apl. Prof. Dr. rer. nat. Eberhard Grün
Ruprecht-Karls-Universität Heidelberg

Die Dissertation wurde am 19. Juni 2000 bei der Technischen Universität
München eingereicht und durch die Fakultät für Maschinenwesen am
10.11.2000 angenommen.



Ein interplanetares Staubteilchen

Inhaltsverzeichnis

1	Einführung	1
1.1	Wissenschaftlicher Hintergrund	1
1.1.1	Interplanetarer Staub	1
1.1.2	Interstellarer Staub	3
1.1.3	Staub im Saturnsystem	4
1.1.4	Ladung von Staubteilchen	6
1.2	Die Cassini-Huygens Mission	8
1.2.1	Wissenschaftliche Fragestellungen	8
1.2.2	Die Cassini-Huygens-Raumsonde	9
1.2.3	Anforderungen an den Staubdetektor	9
1.2.4	Äußere Einflüsse auf die Raumsonde Cassini	12
1.3	Problemstellung	14
1.4	Vorgehensweise	14
2	Das Cosmic-Dust-Analyzer System	17
2.1	Die Untersysteme des Cosmic-Dust-Analyser (CDA)	17
2.1.1	Der Eintrittsgitterteil (QP)	18
2.1.2	Der Einschlagssensor (IID)	19
2.1.3	Der Chemische Analysator (CAT)	20
2.1.4	Der High Rate Detektor (HRD)	21
2.2	Die Integration und Optimierung des Gesamtsystems	23
2.2.1	Die Konfiguration	23
2.2.2	Störungen	29
2.2.3	Die Aufbereitung der Meßkanäle	32
2.2.4	Software	40
2.3	Messungen am Staubbeschleuniger	42
2.4	Erste Ergebnisse des Gesamtsystems	43
2.4.1	Allgemeine Funktion	43
2.4.2	Vergleich von Labor- und Flugmessungen	43
2.4.3	Offene Fragen	46

3 Die Bewertung des CDA Systems	49
3.1 Systembewertungsverfahren	49
3.1.1 Übersicht der Parameter	49
3.1.2 Bewertungsfunktion	51
3.2 Entwicklung eines Datenauswertungssystem für die Labormessungen	52
3.2.1 Auswertungssystem der Messungen	52
3.3 Ermittlung der Parameter	59
3.3.1 Masse, Leistungsverbrauch, Datenvolumen und Datenrate . .	59
3.3.2 Kosten	60
3.3.3 Die Geschwindigkeitsbestimmung	61
3.3.4 Die Massenbestimmung	71
3.3.5 Die Richtungsbestimmung	75
3.3.6 Die Ladungsbestimmung	77
3.3.7 Dynamische Bereiche und untere Meßgrenzen	78
3.3.8 Die Massenauflösung	78
3.3.9 Störanfälligkeit	83
3.3.10 Ausfallwahrscheinlichkeit	87
3.3.11 Ereigniserkennung und Ereigniszuverlässigkeit	89
3.4 Das wissenschaftliche Potential eines Experiments	96
3.5 Ergebnisse der Bewertung	100
4 Das wissenschaftliche Raumsondensystem	103
4.1 Systemelemente und Parameter	103
4.1.1 Von der Ein-Experiment-Raumsonde zum allgemeinen System	103
4.1.2 Parameterrelationen	105
4.2 Systemfunktionen und das wissenschaftliche Potential	108
4.3 Die Raumsonde Cassini-Huygens als Beispiel	117
4.3.1 Systemübersicht	117
4.3.2 Bestimmung der Systemparameter	118
4.3.3 Das wissenschaftliche Potential	120
4.3.4 Diskussion des Systems Cassini-Huygens	122
4.3.5 Aussicht	127
4.4 Das Schalenmodell	129
5 Zusammenfassung	131

A	Überlegungen zum Raumsondensystem	135
B	Kosten einer Raummission	139
B.1	Historie und Kostenfaktoren	139
B.2	Optimierung und Trends	141
B.2.1	Programmatik und Management	141
B.2.2	Technische Aspekte	142
B.2.3	Design to Cost	143
B.3	Zusammenfassung	144
C	Das Beobachtungsproblem einer Raumsonde	147
C.1	Vorschläge	147
C.1.1	Diskussion des 1. Vorschlags	147
C.1.2	Diskussion des 2. Vorschlags	150
D	Die offiziellen Flugregeln von Cassini-Huygens	153
E	Diskussion der Omega-Funktion	155
F	Kombinatorik und Ausfallwahrscheinlichkeiten	157
G	Das CDA Blockschaltbild	165
H	Datenblatt der Cassini-Huygens Raumsonde	167
H.1	Raumsondeneigenschaften	167
H.2	Missionsereignisse	167
H.3	Die Cassini Tour 18-5	168
I	Datenblatt des Cosmic-Dust-Analyzers	169

1 Einführung

1.1 Wissenschaftlicher Hintergrund

Bis zum Anfang des 20. Jahrhunderts hielten die meisten Astronomen den Raum zwischen den Sternen für praktisch leer. Im Jahre 1904 entdeckte Johannes Franz Hartmann Absorptionslinien eines Sternsystems, die nicht stellaren Ursprungs sein konnten, sie mußten vielmehr von Gasen hervorgerufen worden sein, die sich auf der Sichtlinie zwischen der Erde und dem Sternsystem befinden. Der Amerikaner Edward E. Barnard erkannte schließlich, daß die zahlreichen sternarmen Gebiete im leuchtenden Band der Milchstraße keineswegs materiefrei sind, sondern Gaswolken mit einem vergleichsweise hohen Anteil an Staubpartikeln, die das Licht der dahinter liegenden Sterne absorbieren. Viele dieser interstellaren Dunkelwolken bedecken relativ große Himmelsareale und haben unregelmäßige Formen.

Vor 4,6 Milliarden Jahren entstand aus einem Konglomerat aus Gas und *Staub* unser Planetensystem einschließlich der Sonne. Mehr als 30000 Lichtjahre vom Zentrum der Milchstraße entfernt befand sich damals eine Wolke, die hauptsächlich aus Wasserstoff und Helium bestand; schwerere Elemente waren bei der in ihrem Innern herrschenden Temperatur von nur wenigen Kelvin größtenteils zu festen Staubkörnchen kondensiert: beispielsweise zu rußähnlichen Kohlenstoffpartikeln, zu Silikaten und zu Wasser- und Ammoniakkristallen. Wegen der geringen Wärmebewegung der Gas- und Staubteilchen überwog die Wirkung der Schwerkraft, so daß die Materieballung sich weiter zusammenziehen konnte. Je weiter der Kollaps fortschritt, desto höher wurde die Dichte und desto mehr Gravitationsenergie wandelte sich in Wärme um. Schließlich war der Prozeß nach einigen zehntausend Jahren so weit fortgeschritten, daß Dichte und Temperatur im Zentrum Werte erreichten, bei denen die Wasserstoffkerne zu verschmelzen beginnen - ein neuer Stern, unsere Sonne, leuchtete auf.

1.1.1 Interplanetarer Staub

Die Präsenz von Staub in unserem Sonnensystem wird besonders durch die Beobachtung des Zodiaklichtes deutlich: Eine Stunde vor Sonnenaufgang oder nach Sonnenuntergang läßt sich das an den Staubteilchen gestreute Sonnenlicht symmetrisch um die Ekliptik unter guten Sichtbedingungen mit dem bloßen Auge wahrnehmen. Bereits am Ende des 17. Jahrhunderts gelang Cassini diese Beobachtung und deren richtige Interpretation. Die Dichte des Staubs mit Partikeln zwischen 1 und 1000 μm Größe im Abstand von 1 AE¹ beträgt einige Partikel pro km^3 , was einer Massendichte von 10^{-19} kg/m^3 entspricht. Die Masse der gesamten Staubwolke um die Sonne herum wird mit 10^{17} kg abgeschätzt². Die Masse dieser Wolke kann sich über die Zeit verändern, da es zum einen Verlustprozesse gibt (Teilchen die sich durch den Poyting-Robertson-Drag und die Gravitation der Sonne annähern, oder Teilchen, die das Sonnensystem aufgrund des Sonnen-Strahlungsdrucks

¹Eine Astronomische Einheit ist die mittlere Entfernung zwischen Sonne und Erde.

²Zum Vergleich beträgt die Sonnenmasse $1.99 \cdot 10^{30} \text{ kg}$.

verlassen), zum anderen aber auch Quellen. Als Quellen kommen insbesondere Kometen infrage, die in ihrem Kern immer noch Material tragen, das aus den Zeiten der Bildung des Sonnensystems besteht. Nähert sich der Komet der Sonne, wird durch thermische Kräfte dieses Material in Form von Staub abgegeben. Die Untersuchung dieses Staubs mit Hilfe von Staubdetektoren auf interplanetaren Raumsonden ermöglicht deshalb Rückschlüsse auf die Bildung des Sonnensystems. Die Tabelle 1 gibt einen Überblick über die wichtigsten Raummissionen mit Experimenten zur Messung des interplanetaren Staubs. Die wichtigsten Experimente aufgrund ihrer Empfindlichkeit und ihrer großen empfindlichen Einschlagsfläche stellen die Ulysses- und Galileostaubdetektoren dar ([30] und [29]).

Das radiale Profil des Staubflusses im inneren Sonnensystem zwischen 0.1 und 0.3 AE Sonnenentfernung ist durch die Raumsonden Helios 1 und 2 bestimmt worden. Dabei sind zwei dynamisch unterschiedliche Staubpopulationen im inneren Sonnensystem identifiziert worden ([32]): Teilchen, die die Sonne mit kleinen Exzentrizitäten ($e < 0.4$) und niedrigen großen Halbachsen ($a \leq 0.5$ AE) umlaufen, und Teilchen, die große Exzentrizitäten ($e > 0.4$) und große Halbachsen von mehr als 0.5 AE aufweisen.

Die Messungen mit den Sonden Pioneer, Galileo und Ulysses ermöglichte die Aufstellung des Staubflusses mit zunehmendem Abstand von der Sonne. Das ermittelte radiale Profil ist bis auf die Nähe der Planetenbahnen von Jupiter und Saturn recht flach. Auch im Asteroidengürtel konnte kein erhöhter Staubfluß festgestellt werden. Der Fluß zwischen 4 und 5 AE läßt sich am besten durch hoch exzentrische und/oder hoch inklinierte Meteoritenorbits erklären.

Raumsonde	Meßbereich [AE]	Massengrenze [g]	Empfdl. Fläche [m ²]
Pioneer 8	0.97-1.09	$2 \cdot 10^{-13}$	0.0094
Pioneer 9	0.75-0.99	$2 \cdot 10^{-13}$	0.0074
HEOS 2	1	$2 \cdot 10^{-16}$	0.01
Pioneer 10	1-18	$2 \cdot 10^{-9}$	≤ 0.26
Pioneer 11	1-10	$1 \cdot 10^{-8}$	≤ 0.26
Helios 1/2	0.3-1	$9 \cdot 10^{-15}$	0.012
Galileo	0.7-4.5	$1 \cdot 10^{-15}$	0.1
Hiten	1	$1 \cdot 10^{-15}$	0.01
Ulysses	1.0-5.4	$1 \cdot 10^{-15}$	0.1
Nozomi	1-1.5	$1 \cdot 10^{-15}$	0.01
Stardust	1-2.5	$1 \cdot 10^{-15}$	0.01
Cassini	0.7-9.5	$1 \cdot 10^{-15}$	0.1

Tabelle 1: In-situ Staubdetektoren zur Messung interplanetaren und interstellaren Staubs. Die Sonden Helios, Stardust und Cassini können die chemische Zusammensetzung von Staubteilchen messen. Die Massennachweisgrenze gilt für Einschlagsgeschwindigkeiten von 20 km/s.

1.1.2 Interstellarer Staub

Die Entwicklung der Sterne durchläuft verschiedene Stufen, bis sie am Ende einen Teil ihrer Masse in Form von Gas und Staub abstoßen. Das sich ausbreitende Gas kühlt sich ab und ist dabei mit schweren Elementen angereichert, die durch Kernfusion in ihrem Innern oder schon bei früheren Supernova-Explosionen entstanden waren; sie kondensieren später teilweise als Staub aus. Auf diese Weise wachsen interstellare Staubteilchen in kalten interstellaren Wolken. In diffusen interstellaren Wolken verlieren diese Partikel ihre leicht flüchtigen Anteile durch UV-Bestrahlung und thermale Sputterprozesse in interstellaren Shock-Fronten. Interstellare Partikel (ISD) können später in neue Sternentstehungsprozesse eingeschlossen werden oder sie werden Bestandteil eines Planetensystems. Diese Prozesse können durch ISDs mehrmals bei der galaktischen Evolution durchlaufen werden. Auf diese Weise spielt Staub eine bedeutende Rolle im Stoffkreislauf des Milchstraßensystems und die Kenntnis der Verteilung und Evolution interstellaren Staubs im interstellaren Medium ist von großer Bedeutung für das Verständnis des Sternentstehungsprozesses.

Die Elemente, aus denen die Erde mit ihren Lebewesen und somit auch wir Menschen bestehen, haben diesen zyklischen Materieaustausch zwischen Sternen und interstellarer Materie ebenfalls mehrmals durchlaufen.

Interstellarer Staub ist in den interstellaren Wolken, die unser Sonnensystem umgeben, enthalten und ließ sich durch in-situ Messungen des Staubdetektors auf der Raumsonde Ulysses erstmals direkt nachweisen ([33]). Dieser Staub zeichnet sich dadurch aus, daß seine Geschwindigkeit die Geschwindigkeit gebundener Teilchen des Sonnensystems unter allen Umständen übersteigt ([31]). Der Staubdetektor der Raumsonde Galileo konnte diese Entdeckung bestätigen ([7]). Im Augenblick untersucht die Raumsonde Stardust den interstellaren Staub und wird sogar versuchen, durch Aerogel eingefangene interstellare Staubteilchen zur Erde zurückzubringen. Dagegen sind interstellare Staubmessungen mit der Raumsonde Cassini nur bedingt am Anfang und am Ende der Mission möglich, da die Ausrichtung der Antenne der Raumsonde auf die Sonne die Blickrichtung zur interstellaren Staubrichtung von 259° Länge und 8° nördlicher Breite versprerrt. Setzt man dennoch eine gute Beobachtungsmöglichkeit voraus, so sind in Ref. [44] die zu erwartenden Flüsse für verschiedene Partikelmassen analysiert worden.

Die interessanten Fragen sind zur Zeit ([28]):

- Messung der elementaren Staubzusammensetzung zwecks Untersuchung zur Evolution von Galaxien
- Wieviel Masse des interstellaren Mediums ist in Staubteilchen gebunden?
- Wie ist die Größenverteilung von interstellaren Staubteilchen? Die Größenverteilung ist das Resultat von Wachstumsprozessen und Zerstörungs- bzw. Kollisionsprozessen.
- Stimmt die modellierte Wechselwirkung von Heliosphäre und interstellarem Staubfluß? Welche Teilchen erreichen die Erde?

1.1.3 Staub im Saturnsystem

Das Saturnsystem ist für sein Ringsystem bekannt. Bis heute ist nicht verstanden, wodurch dieser Ring, der aus Staub- und Gesteinsbrocken besteht, gebildet wurde. Bei der Entstehung von Planetenringen werden zwei Theorien favorisiert:

Akkretionstheorie. Nach diesem Szenario kondensierte eine anfängliche Gas- und Staubwolke innerhalb von etwa 1000 Jahren gleichzeitig zu den Vorstufen aller Teile eines planetaren Systems. Innerhalb der Rocheschen Grenze blieb die Materie, die sich wegen der starken Gezeitenkräfte nicht zu einem Mond verdichten konnte, als dünne, flache Scheibe um den Äquator zurück und hat sich dort bis heute als Ring erhalten.

Trümmertheorie. Nach dieser Überlegung entwickelte sich die anfängliche Gas- und Staubwolke innerhalb von 100000 Jahren zu einem Protoplaneten und einer Reihe von Monden. Später kreuzte dann ein großes Meteoroid durch das Saturnsystem und prallte mit einem Mond innerhalb der Rocheschen Grenze zusammen. Die Bruchstücke, die sich nicht mehr zu einem Mond zusammenlagern konnten, wurden durch gegenseitige Kollisionen immer feiner zerrieben und bildeten schließlich einen Torus, einen schlauchartigen Ring, der sich dann im Verlauf von vielen Millionen Jahren zu einer dünnen Scheibe ausbreitete.

Die Ringe selbst zeigen keine gleichmäßigen optischen Dichten und offenbaren viele *Unterstrukturen*, die bis heute z. T. unverstanden sind. Eine große Rolle spielen die in den Ringen eingelagerten *Monde*. Während die großen Lücken zwischen den Ringen hauptsächlich durch Bahnresonanzen mit äußeren Monden entstanden sein mögen, nimmt man an, daß die vielen kleinen Unterteilungen durch eingelagerte Minimonde oder größere Fragmente "freigefegt" wurden.

Wenn ein solcher Minimond weiter außen treibende Ringteilchen auf der Innenbahn überholt oder selbst von weiter innen kreisenden Teilchen überholt wird, bewirkt er eine spürbare lokale Gravitationsstörung und zieht die benachbarten Partikel geringfügig aus ihrer Bahn. Als Folge einer solchen Begegnung gewinnen die einzelnen Teilchen entweder Energie oder verlieren sie und gelangen so auf eine höhere oder niedrigere Umlaufbahn, so daß der Bereich in unmittelbarer Umgebung der Mondbahn leergefegt wird und eine schmale Lücke im Ring entsteht.

Weil die eingelagerten Minimonde nur sehr winzig zu sein brauchten und entsprechend schwierig zu finden waren, blieb dieses Szenario viele Jahre eine reine Hypothese. Erst 1985 fand man bei der Durchmusterung der Voyager-2-Aufnahmen vom Saturnvorbeiflug eine wellenförmige Ringbegrenzung, die als indirekter Beweis für die Existenz eines solchen Minimondes gedeutet wurde; diese Wellen sollen ähnlich wie das Kielwasser eines Motorbootes entstanden sein. Erst im Jahre 1990 entdeckte man bei einer erneuten Datenanalyse einen nur 20 km großen Minimond (Nr. 18 von Saturn), der sich in der 320 km breiten Encke-Teilung bewegt. Dieser Mond hat im Laufe der Zeit eine Lücke "freigefegt", die rund 16mal so breit ist wie sein eigener Durchmesser. Weitere Strukturen in Planetenringen sind Ringlets und Speichen. Eine zusammenfassende Darstellung der heutigen Erkenntnisse findet man in Ref. [65].

Ringeigenschaft	Modellergebnis	Beobachtung
Radiale Ausdehnung	2 bis 7 R_S	3 bis 8 R_S
Radiale Struktur	Symmetrie um den Orbit von Enceladus	Asymmetrie um den Orbit von Enceladus
Azimuthale Struktur	Leichte Elongation in Richtung der Saturn-Sonnen-Linie	Keine Asymmetrie bisher entdeckt
Ringdicke	Von ≤ 2000 km am Innenrand bis 5000 km am äußeren Rand	Von ≤ 6000 km am Innenrand bis 15000 km am äußeren Rand

Tabelle 2: Die Widersprüche zwischen Modell und Beobachtung des E-Rings von Saturn.

Neben den optisch dichten inneren Ringen, die mit den Buchstaben A bis D gekennzeichnet werden, hat man weitere, weiter außen liegende Ringe entdeckt. Interessant ist hier insbesondere E-Ring mit seiner Ausdehnung von 3 bis 8 Saturnradien (R_S). Da die Raumsonde Cassini diesen Ring oft durchfliegen wird, lassen sich seine Staubteilchen direkt nachweisen. Bis heute ist die Dynamik dieses Ringes unverstanden. Es lassen sich vier Diskrepanzen zwischen Modell und Beobachtung aufstellen (Tab. 2 und Ref. [21]).

Klar dagegen ist, daß der Mond Enceladus eine Hauptrolle als Ringteilchenquelle und Senke spielen wird. An seiner Stelle ist der Ring am schmalsten und dichtesten und beim Vorbeiflug der Cassini-Sonde wird der Nachweis einer Staubwolke um diesen Mond herum erwartet. Eine solche Staubwolke um einen Mond herum ist im Jupitersystem durch die Sonde Galileo bei dem Mond Ganymed nachgewiesen worden ([43]).

Neueste Modelle aus Ref. [35] sagen weitere stabile Stauborbits außerhalb der Ringebene voraus. Staub mit einer definierten elektrischen Ladung und einer bestimmten Masse soll auf "Halo-Orbits" stabile Bedingungen finden. Eine erhöhte Staubkonzentration in diesen Regionen wird hier vorausgesagt.

Ein weiteres Rätsel wird vorerst auch die Frage bleiben, ob Ringteilchen das Saturnsystem verlassen können. Gibt es nanometer große Staubteilchen, die vom Saturnsystem herausgeschleudert werden? Zur Erinnerung sei angemerkt, daß die Ulysses-Sonde 10 nm-große Staubteilchen entdeckte, die in den Vulkanen des Jupitermondes Io erzeugt, in der Plasmaumgebung von Jupiter elektrisch aufgeladen, und schließlich vom Jupiter-Magnetfeld mit 300 km/s herausgeschleudert wurden ([33] und [27]).

Weiterhin ist zu klären, wodurch die dunkle Vorderseite des Mondes Iapetus entstanden ist. Handelt es sich um Teilchen, die durch Staubeinschläge auf dem äußeren Mond Phoebe erzeugt wurden und die dann nach innen gewandert sind und von Iapetus eingefangen wurden? In Ref. [14] wird diese Frage diskutiert. Beantwortet werden kann diese Frage erst mit weiteren Beobachtungen, wie sie die Cassini-Mission darstellt.

1.1.4 Ladung von Staubteilchen

Die Staubteilchen unterliegen im Sonnensystem verschiedenen Einflüssen, die zur Bildung einer Oberflächenladung führen. Diese Einflüsse sind

- Photoelektronenemission — Photonen, die absorbiert werden und die eine höhere Energie als die Austrittsarbeit W der Teilchenoberfläche haben, übertragen ihre Energie $h\nu$ auf ein Elektron, daß die Oberfläche mit der Energie $E = h\nu - W$ verläßt.
- Sekundärelektronenemission — Treffen Elektronen oder Ionen auf das Teilchen, so werden mit einer bestimmten Rate Sekundärelektronen erzeugt, die das Teilchen verlassen. Die Sekundärelektronenausbeute ist je nach Material sehr unterschiedlich und ab 50-1000 eV Primärelektronenenergie werden mehr Sekundärelektronen erzeugt, als einfallen. Die Primärelektronen können jedoch auch gestreut/reflektiert werden.
- Stöße mit Ionen und Elektronen — Umgibt das Staubteilchen ein Plasma mit dem Potential $\Phi = -0.00021 \cdot T$ und der Temperatur T [K], so gibt es einen Ionen- und Elektronenstrom auf das Teilchen (vergl. Tabelle 3). Durch die schwerere Masse der Plasmaionen ist der Ionenstrom geringer und das Staubteilchen lädt sich negativ auf. Dieser Prozeß schreitet fort, bis ein Gleichgewichtspotential dadurch erreicht wird, in dem das Staubteilchen genügend Elektronen abstößt. Es sei Φ [eV] = Q/a mit der Gleichgewichtsladung Q [e] und dem Teilchenradius r [μm], so ist $Q \approx 700 \Phi \cdot r$.
- Sputtereffekte — Auftreffende höherenergetische Atome oder Ionen können Atome und Ionen aus der Oberfläche herauslösen. Dieser Effekt führt zu einer Erosion des Teilchens.
- Thermionische Effekte — Bei "heißen" Staubteilchen kann die thermische Energie der Elektronen ausreichen, um die Austrittsarbeit der Oberfläche zu überwinden und die Oberfläche zu verlassen. Dieser Effekt ist besonders in Sonnennähe zu berücksichtigen.

Obwohl die Sonne die wichtigste Rolle zur Aufladung interplanetarer Teilchen spielt, ist das Oberflächenpotential relativ unabhängig von der Entfernung zur Sonne, da die Anzahl der Photonen und die Anzahl der Elektronen und Ionen mit dem Quadrat des Abstandes abnehmen. Die erwarteten Oberflächenpotentiale Φ liegen im Bereich von +2.5 bis +5 V für Silikatteilchen im Größenbereich von 0.1 – 10 μm . So hat ein Teilchen mit dem Radius von 1 μm unter Verwendung von Gleichungen 1 bis 3 eine Oberflächenladung von 3 bis 6 $\cdot 10^{-16}$ C. Dabei bezeichnet Φ das Oberflächenpotential in Volt, ρ die Materialdichte (typ. interpl. Staubteilchen 2500 kg/m^3), ϵ_0 die elektrische Feldkonstante ($8.8541879 \cdot 10^{-12} \frac{\text{A}^2 \text{s}^2}{\text{Nm}^2}$), r den Teilchenradius in Meter, Q die Teilchenladung in Coulomb und m die Teilchenmasse in kg.

R_S	T_{ec}	n_{ec}	T_{eh}	n_{eh}	T_{O^+}	n_{O^+}	T_{H^+}	n_{H^+}
4	2.7	90	100	0.2	40	70	12	20
5	3.5	45	120	0.4	80	40	14	3.7
6	5.0	27	150	0.4	100	25	16	2
7	6.8	15	170	0.4	120	15	18	1
8	11	4.5	200	0.4	170	4	20	0.8
10	17	1.9	300	0.2	260	1.6	24	0.5

Tabelle 3: Die Eigenschaften des Saturnplasmas in Abhängigkeit vom Saturnradius R_S . T_{ec} steht für die "kalte" Elektronentemperatur in K, und n_{ec} ist die Elektronendichte in cm^{-3} . Im Vergleich dazu hat der Sonnenwind eine Dichte n von ca. 5 cm^{-3} und eine Temperatur von 10^5 K . Das interstellare Medium besitzt die Dichte von ca. 1 cm^{-3} und die Temperatur von ca. 10 K (H). Die Tabelle ist Ref. [38] entnommen.

$$\Phi = \frac{1}{3} \frac{\rho}{\varepsilon_0} r^2 \frac{Q}{m} \quad (1)$$

$$m = \frac{4}{3} \pi \rho r^3 \quad (\text{für eine Kugel}) \quad (2)$$

$$Q = 3\Phi m \frac{\varepsilon_0}{\rho r^2} = 4\Phi \pi r \varepsilon_0 \quad (3)$$

$$F = \frac{1}{4\pi \varepsilon_0} \frac{Q}{r^2} \quad (4)$$

Wenn sich ein Teilchen auf hohe Oberflächenpotentiale auflädt, und die Feldstärke F (in $[\text{V/m}]$) nach Gleichung 4 Werte von über $3 \cdot 10^{10} \text{ V}$ (elektrisch leitendes Teilchen) bzw. von über $5 \cdot 10^8 \text{ V/m}$ (nichtleitendes Teilchen) erreicht, tritt Ionemission und elektrostatische Fragmentation ein und führt sowohl zur Begrenzung der Oberflächenladung als auch zur Abnahme der Teilchenmasse mit der Zeit. Kleine Teilchen mit einem Radius von $0.02 \mu\text{m}$ haben im Sonnenabstand von 1 AE deshalb nur eine Lebensdauer von einigen Jahren ([15] und [16]). Bei weniger kompakten Teilchen führen die inneren Abstoßungskräfte zur Zerstörung des Teilchen; so können $1 \mu\text{m}$ große Teilchen bereits bei einem Oberflächenpotential von 10 V fragmentieren.

Zum Vergleich der erwarteten Messungen können Labormessungen herangezogen werden, die Ladungs-zu-Massenverhältnisse und Oberflächenpotentiale vom Gleichgewichtszustand bestimmt haben ([52]).

Die Oberflächenpotentiale von Eisteilchen ($1 \mu\text{m}$) im E-Ring von Saturn wurden in Referenz [38] berechnet und variieren zwischen -6 V (bei $4 R_S$) und 5 V (bei $10 R_S$).

1.2 Die Cassini-Huygens Mission

1.2.1 Wissenschaftliche Fragestellungen

Die Missionen Pioneer 11 (1979), Voyager 1 (1980) und Voyager 2 (1981) haben bereits zahlreiche Daten gesammelt, als sie bei den äußeren Planeten vorbeiflogen sind. Die Zeit während der Vorbeiflüge und die technischen Möglichkeiten reichten damals jedoch nicht aus, um die Planeten im Detail zu erforschen. Diese Missionen waren reine Erkundungsmissionen. Es wurden nach Auswertung der Daten mehr Fragen aufgeworfen als beantwortet. Deshalb wurden in den vergangenen Jahren der Mars und der Jupiter genauer erforscht. So hat man bei diesen beiden Planeten inzwischen einen großen Wissensvorsprung gegenüber den anderen äußeren Planeten Saturn, Uranus, Neptun und Pluto erreicht. Die Cassini-Huygens-Sonde wird das Saturnsystem im Jahre 2004 erreichen (vergl. Abb. 1) und wird die folgenden Aspekte während der vier Jahre dauernden Tour (Abb. 74 auf Seite 168) untersuchen:

- **Saturn** — Untersuchungen der Temperaturflüsse, Winde, Zusammensetzung und Wolken der Atmosphäre; Beobachtungen der elektrischen Entladungen und Bestimmung von deren Quellen
- **Titan** — Untersuchungen der Atmosphäre, wie Zusammensetzung, Isotopenraten, Aerosolverteilungen und Spurengasverteilungen; Messung der Winde, Wolken und globalen Temperaturen; Suchen von elektrischen Entladungen in der Atmosphäre; Untersuchungen der Topografie und Zusammensetzung der Oberfläche
- **Magnetosphäre** — Wechselwirkungen der äußeren Titan-Atmosphäre mit der Magnetosphäre und Plasmaumgebung von Saturn; Bestimmung der Quellen, Senken und Zusammensetzung der geladenen Teilchen in der Magnetosphäre; Untersuchungen der Dynamik und genaue Vermessung der Magnetosphäre
- **Ringe** — Untersuchung der Größenverteilung und Zusammensetzung von Ringmaterial; Untersuchung dynamischer Prozesse im Ringsystem; Erforschung der Wechselwirkungen des Ringsystems mit eingebetteten Satelliten; Erforschung der Staubumgebung jenseits der sichtbaren Ringe; Untersuchungen der Wechselwirkungen mit der Magnetosphäre und Ionosphäre von Saturn
- **Monde** — Bestimmung geologischer Strukturen und der Entwicklung der Monde; Untersuchung von Krustenbildung und Oberflächenmodifikationen; Bestimmung der Zusammensetzung und Verteilung von Oberflächenmaterial; Bestimmung der inneren Zusammensetzung; Untersuchung der Wechselwirkung mit der Magnetosphäre und dem Ringsystem

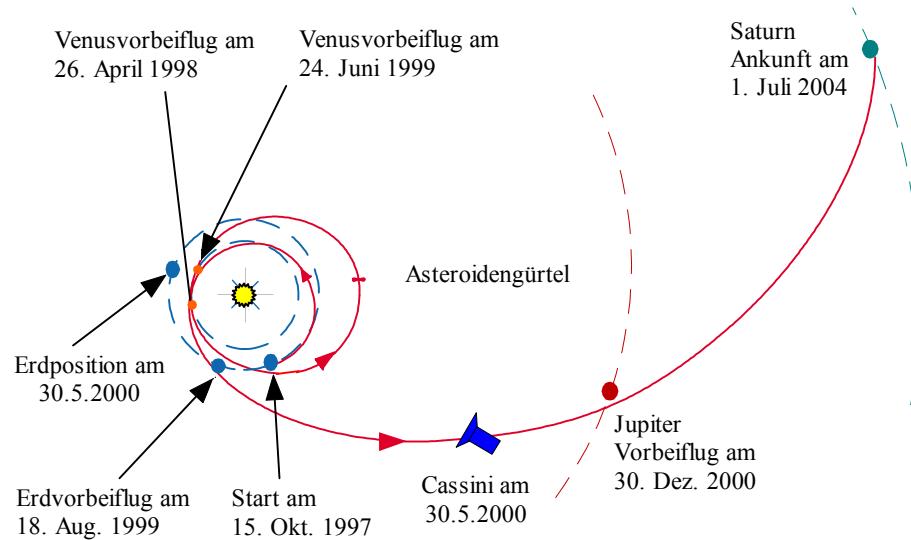


Abbildung 1: Die Flugbahn der Cassini-Raumsonde. Am 30.5.2000 erreichte Cassini die eingezeichnete Position.

1.2.2 Die Cassini-Huygens-Raumsonde

Cassini ist die größte Raumsonde, die je ins äußere Sonnensystem gesendet wurde (siehe auch Ref. [41] und [3]). Das hängt damit zusammen, daß man versucht hat, der langen Liste von wissenschaftlichen Fragestellungen gerecht zu werden. Da der Saturn fast 10 AE von der Sonne entfernt ist, dauert die Mission entsprechend lange. Der damit verbundene Aufwand soll sich durch insgesamt 18 Instrumente lohnen. 12 Instrumente befinden sich auf dem Orbiter, und 6 Instrumente befinden sich auf der Huygens-Sonde, die über dem Mond Titan abgeworfen wird und allein das Titansystem untersucht. Abbildung 2 zeigt die Raumsonde mit ihren Instrumenten. Ein Datenblatt der Raumsonde findet man im Anhang H auf Seite 167.

Eine lange Lebensdauer garantieren 3 radiothermische Generatoren mit insgesamt 630 Watt Leistung (am Ende der Mission). 2500 kg Hydrazin-Treibstoff ermöglichen das Abbremsen zum Einschwenken in einen gebundenen Saturnorbit und zahlreiche Korrekturmanöver in den folgenden 4 Jahren und mindestens 40 Orbits.

1.2.3 Anforderungen an den Staubdetektor

Wissenschaftliche Fragestellungen Das äußere Sonnensystem und der Saturn wurden bisher nur von den Pioneer 11 (1979), Voyager 1 (1980) und Voyager 2 (1981) Raummissionen erforscht, die keine, bzw. nur sehr unempfindliche Staubdetektoren trugen. Die wissenschaftlichen Fragen, die untersucht werden sollen, lassen sich in der folgenden Liste zusammenfassen:

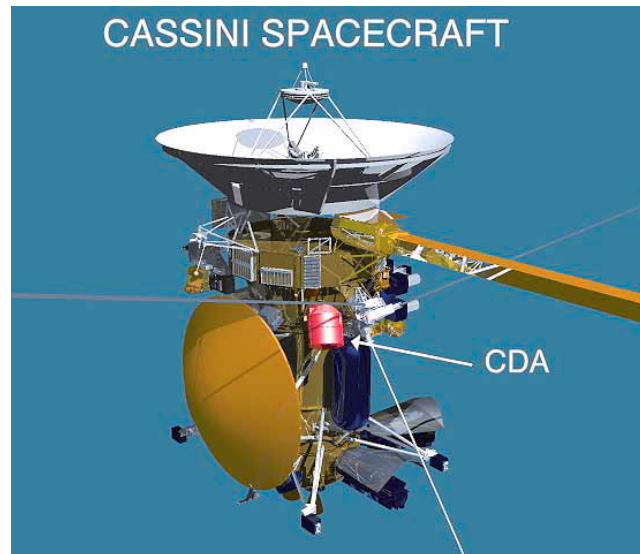


Abbildung 2: Die Cassini Raumsonde. Links und rechts neben dem Staubexperiment CDA (Cosmic-Dust-Analyzer) sitzt die Huygens-Sonde der ESA (links) und die Antennen des Radio-Plasma-Wellen-Experiments. Die Antennenschüssel hat einen Durchmesser von 4 m.

Interplanetarer Raum

1. Messungen der Staubflüsse und Zusammensetzungen im Abstand von 1 AE von der Sonne zwecks Vergleich mit Ergebnissen anderer Raummissionen und mit erdgebundenen Erkenntnissen; Erkundung der Staubverteilung jenseits von Jupiter.
2. Bestimmung des radialen Profils der Flüsse einzelnen Staubpopulationen als Funktion des Abstands von der Sonne. Bestimmung der Flugbahnen und Geschwindigkeit der verschiedenen Staubpopulationen. Identifikation der Quelle des Staubs durch Bestimmung der elementaren Zusammensetzung (Asteroid, Komet, Jupiter-System, interstellar,...).
3. Bestimmung der elektrischen Ladung von Teilchen und deren Aufladungsprozesse.

Jupiter

1. Vergleich mit Ergebnissen der Galileo-Mission zur Bestimmung zeitlich variabler Phänomene.
2. Bestimmung der elementaren Zusammensetzung der Staubströme von Jupiter.

Saturn

1. Bestimmung der Dichteverteilung und der Dynamik der Staubteilchen im Ringsystem und in der Umgebung der Saturnmonde.

2. Messungen der elementaren Zusammensetzung von Ringteilchen und Satellitenejektateilchen.
3. Untersuchungen der Ringteilchen-Magnetosphären-Wechselwirkung.
4. Untersuchungen der Ringteilchen-Monde-Wechselwirkung, insbesondere die Frage der Monde als Quelle von Ringteilchen.

Allgemeine Anforderungen auf der Cassini-Sonde Unter diesen Anforderungen soll hier alles verstanden werden, was nicht zu den wissenschaftlichen Anforderungen oder den äußeren Einflüssen gehört. Zunächst stellt die Raumsonde gewisse Ressourcen bereit: das Instrument darf 17 kg schwer sein und maximal 19 Watt verbrauchen. Jede Raummission wird mit einer Rakete gestartet bei deren Start starke Vibrationen auftreten, die zu erheblichen mechanischen und akustischen Belastungen der Systeme führen. Die Testspezifikation für den Sinus-Vibrationstest des Staubdetektors sieht deshalb eine Anregung von 15 g im Bereich von 20 bis 50 Hz und eine Anregung von 10 g im Bereich 50 bis 100 Hz vor. Um diesen hohen Belastungen gerecht zu werden, muß das Instrument entweder mechanisch äußerst biegesteif sein, oder so weich, daß die Belastungen durch Materialverformung aufgefangen werden (Flugzeugflügel). Letzteres ist in Hinblick auf die Begrenzung der Instrumentmasse zu bevorzugen, jedoch aus anderen Gründen nicht möglich.

Zur Einhaltung der magnetischen Reinheit müssen Parameter eingehalten werden, die auf den verwendeten Sensortyp und deren Masse eventuell Einfluß haben. So darf das statische radiale magnetische Feld in einem Abstand von 1 Meter 5 nT nicht überschreiten. Dieses entspricht einem 6000stel des Magnetfelds auf der Erdoberfläche am Äquator, welches eine Feldstärke von ca. 31 μG aufweist.

Bzgl. der Auswahl von Materialien ist insbesondere bei Außenflächen auf deren Oberflächenleitfähigkeit zu achten. Andernfalls können Aufladungen auftreten, die zu elektrischen Feldern im Außenbereich von Cassini führen und die Messungen bestimmter Instrumente beeinträchtigen können.

Während der frühen Missionsphase ist die Ausrichtung der Raumsonde so, daß die große Antenne zur Sonne zeigt, um die Instrumente vor der Sonnenstrahlung zu schützen. Hier spielen in erster Linie thermale Aspekte eine Rolle. Hat die Raumsonde eine Entfernung von ca. 2.7 AE erreicht, kann die Antenne auf die Erde ausgerichtet werden, ohne daß Sonnenlicht die Instrumente bestrahlt. Diese Entfernung wurde im Februar 2000 erreicht. Bis zu diesem Zeitpunkt wurde für die Kommunikation mit der Erde meist nur eine kleine Stabantenne benutzt, so daß die gesamte Übertragungsrate der Raumsonde lediglich 40 bps beträgt. Die Übertragungszeiten liegen in der Größenordnung von einige Stunden pro Woche. Da Staubmessungen während dieser Phase erfolgen sollen, ist es erforderlich, die wissenschaftlichen Daten extrem zu komprimieren. Hier ist es unbedingt notwendig, eine gewisse Intelligenz an Bord einzubauen um a) Staubeinschläge von Störungen zu trennen, b) die Daten auszuwerten und zu bewerten (klassifizieren), c) die Daten zu komprimieren, die Daten intern intelligent zu verwalten und e) die Daten in flexiblen der Datenrate angepaßte Formate an die Raumsonde zu übertragen.

Die Raumsonde besitzt Thruster zur Lageregelung, die zu verschiedenen Zeiten eingesetzt werden. Da der Raumwinkel des Staubexperiments groß ist, können Thrusterabgase das Experiment erreichen. So sind am Ort des Staubexperiments die folgenden Gasdichten in Moleküle/cm³ zu erwarten: H₂O 2.7·10⁸, NH₃ 1.0·10¹⁰, CH₄ 2.9·10⁶ und Hydrazin 3.6·10⁷. Desweiteren sind molekularer Wasser- und Stickstoff zu erwarten. Diese Umgebungsbedingungen müssen bei der Messung der chemischen Zusammensetzung von Staubteilchen berücksichtigt werden. Kontaminationen können aber auch zur Veränderung der thermischen Oberflächeneigenschaften führen.

Als letztes soll hier die Strahlenbelastung durch die Radiothermischen Generatoren (RTGs) genannt werden. Cassini besitzt drei RTGs zur Stromerzeugung an Bord. Jeder dieser drei RTGs emittiert Neutronen und Gammastrahlen, die zu Strahlenschäden der Elektronik oder zu Störungen führen können. Die Zahl der Gammaquanten am Ort des Staubdetektors beträgt 12000 cm⁻² sec⁻¹ oder einer Energiedosis von 17 · 10⁻⁵ Gy³. Der Fluß von Neutronen beträgt 220 cm⁻² sec⁻¹, welches einer Dosis von 9 · 10⁻⁷ Gy entspricht.

1.2.4 Äußere Einflüsse auf die Raumsonde Cassini

Als erste Anforderung wäre hier die schnelle Abnahme des Luftdrucks während der Startphase der Rakete zu nennen. Als Grenzwert gilt hier ein Druckgradient von 52 torr/s oder 6933 Pa/s, der durch das Instrumentdesign berücksichtigt werden muß. Diese Anforderung kann im Widerspruch stehen, den Sensor gegen Kontaminationen abzuschirmen und möglichst gasdicht auszulegen.

Die nächste Schwierigkeit besteht darin, der Vielfalt von thermischen Randbedingungen zu genügen. So darf und wird die Interfacetemperatur zur Raumsonde zwischen 0 und 50 °C schwanken. Beim Aufstieg der Rakete treten enorme thermische Belastungen durch die Wechselwirkung mit freien Molekülen auf, die die Oberflächen stark erwärmen. Im freien Raum spielt dann die Sonne die bedeutendste Rolle. Je nach Abstand zur Sonne und Raumsondenausrichtung sind einfallende thermische Flüsse zwischen 0 und ca. 2700 W/m² zu erwarten (Schatten und Venusentfernung). Der genaue Betrag der solaren Einstrahlung läßt sich mit 1367 W/m²/r² (r in AE) berechnen.

Die Aktivität der Sonne weist eine Periode von 11 Jahren auf, und das nächste Maximum wird im Jahre 2000 erwartet ([4]), so daß während der interplanetaren Mission neben der Erzeugung von Photoelektronen auch die Wechselwirkung mit hochenergetischen Teilchen des Sonnenwinds von Interesse ist. Photonen und niederenergetische Elektronen oder Protonen können Sekundärelektronen aus den Oberflächen freisetzen und haben störende Raumladungseffekte zur Folge. Hochenergetische Elektronen und Protonen haben größere freie Weglängen im Material und können Strahlenschäden in elektronischen Bauteilen auslösen.

Bis zum Ende der Mission werden insgesamt maximal 10¹² Protonen und Elektronen mit Energien größer 1 MeV pro cm² erwartet. Im Vergleich dazu beträgt die

³1 rad = 10⁻² Gy

mittlere Dichte der Elektronen und Protonen des Sonnenwinds je nach Sonnenaktivität zwischen 5 und 40 Teilchen pro cm^3 bei 1 AE und ihre Geschwindigkeit beträgt ca. 400 km/s. Protonen mit dieser Geschwindigkeit haben lediglich eine Driftenergie von 10 eV. Einen Überblick über die "Weltraumumgebung" ist in Ref. [2] gegeben.

Einen störenden Einfluß können auch niederenergetische Plasmen haben, die sich durch die Wechselwirkung des Sonnenwindes mit der Magnetosphäre von Saturn bilden. Durchfliegt ein Körper solche Zonen, gibt es Aufladungseffekte auf den ausgesetzten Oberflächen, die insbesondere die bei Staubeinschlägen durchgeführten Ladungsmessungen beeinflussen, wenn nicht gar unmöglich machen. Die niederenergetischen Plasmateilchen können in der Magnetosphäre eines Planeten hohe kinetische Energien gewinnen. Treffen solche Teilchen auf elektronische Bauteile, werden Strahlenschäden verursacht. Das Magnetfeld von Saturn selbst ist so groß, daß Cassini bei einem Abstand von 1.3 Saturnradien $10 \mu\text{T}$ messen wird. Dieses Feld liegt damit in der gleichen Größenordnung wie beim Erdvorbeiflug in 1000 km Höhe.

Auch wenn Staubteilchen gemessen werden sollen, müssen die Untersysteme des Experiments gegen die Beschädigung durch Mikrometeoriten geschützt werden. Generell nimmt der integrierte Fluß der zu erwartenden Einschläge mit der Masse der Teilchen ab. Es ist zu erwarten, daß der erwartete integrale Fluß von Ringteilchen dominieren wird. Im Einzelnen werden während aller Orbits um Saturn maximal 10000 Einschläge durch $10 \mu\text{m}$ große Teilchen und nur noch 1 Einschlag eines $100 \mu\text{m}$ großen Teilchen (10^{-6}g) erwartet. Teilcheneinschläge von Partikeln kleiner als $10 \mu\text{m}$ sind für Sicherheitsbetrachtungen unerheblich.

1.3 Problemstellung

Der Cosmic-Dust-Analyzer (CDA) ist ein Instrument der Cassini-Huygens-Raumsonde ([3] und [1]). Er besteht aus vier Komponenten, dem High-Rate-Detector (HRD), dem Eintrittsgitterteil (QP für Primary Charge), dem Einschlags-Ionisations-Detector (IID für Impact Ionisation Detector) und dem Chemischen Analysator (CAT für Chemical Analyser Target). Welche Eigenschaften hat jedes der vier Untersysteme, und welche Vor- und Nachteile entstehen durch die gemeinsame Integration? Wie kann die Integration der Untersysteme optimiert werden? Könnten die wissenschaftlichen Ziele erreicht werden, wenn die Untersysteme auf vier getrennten kleineren Raummissionen zur Anwendung kommen? Wie läßt sich ein wissenschaftliches Potential eines Experiments auf einer Raumsonde beschreiben?

Wird der Staubdetektor auf Cassini im Zusammenspiel mit den anderen Instrumenten den weiter unten spezifizierten Anforderungen gerecht? Wie sieht die Integration der Experimente auf der Raumsonde Cassini aus? Können die Experimente ihren wissenschaftlichen Fragestellungen uneingeschränkt nachkommen? Wodurch wird das wissenschaftliche Potential einer Raumsonde bestimmt? Sind mehrere kleine Missionen besser als eine große?

1.4 Vorgehensweise

Die Vorgehensweise erfolgt in zwei großen Schritten und ist in Abbildung 3 dargestellt:

A) Integration und Bewertung des CDA-Systems

1. Die Integration der vier CDA-Untersysteme wird optimiert.
2. Es wird eine Funktion bestimmt, mit deren Hilfe sich die "Eignung" eines Experimentes bewerten läßt. Die Erstellung dieser Funktion setzt die zugehörigen Parameter fest.
3. Die Parameter für die einzelnen Untersysteme und das Gesamtsystem werden ermittelt. Dafür wird in den folgenden Unterschritten vorgegangen:
 - Durchführung von Messungen mit der Flugersatzeinheit des Staubdetektors am Heidelberger Staubbeschleuniger des Max-Planck-Instituts für Kernphysik.
 - Entwicklung eines Systems zur Datenverarbeitung und Datenauswertung der am Staubbeschleuniger gewonnenen Daten.
 - Anwendung des Datenauswertesystems zur Erstellung der Funktionen. Die Funktionen beschreiben auch die Kalibrierung des Experiments. Mit Hilfe der Kalibrierfunktionen werden die Parameter bestimmt.
4. Die Einschlagserkennung zweier Untersysteme (CAT und IID) wird mit Hilfe der Flugdaten des Zeitraums März bis Juli 1999 gesondert untersucht und

gegenübergestellt. Liefert ein alleine fliegender IID die gleiche zuverlässige Einschlagserkennung wie der ins CDA integrierte IID?

5. Die ermittelten Parameter für die einzelnen Untersysteme werden in die Bewertungsfunktion eingesetzt, und es wird die Eignung jedes Untersystems und des Gesamtsystems ermittelt.
6. Es wird das wissenschaftliche Potential des CDA ermittelt.

B) Das Modell einer wissenschaftlichen Raummission

1. Aufstellung der Systemelemente und Parameter einer wissenschaftlichen Raummission.
2. Definition der Systemfunktionen und des wissenschaftlichen Potentials einer wissenschaftlichen Raummission.
3. Anhand des Beispiels der Raummission Cassini werden Vor- und Nachteile eines großen komplexen Systems diskutiert. Der Integrationsgrad und das wissenschaftliche Potential werden diskutiert.
4. Es wird ein Schalenmodell zur Beobachtungsplanung eines wissenschaftlichen Raumsondensystems aufgestellt.

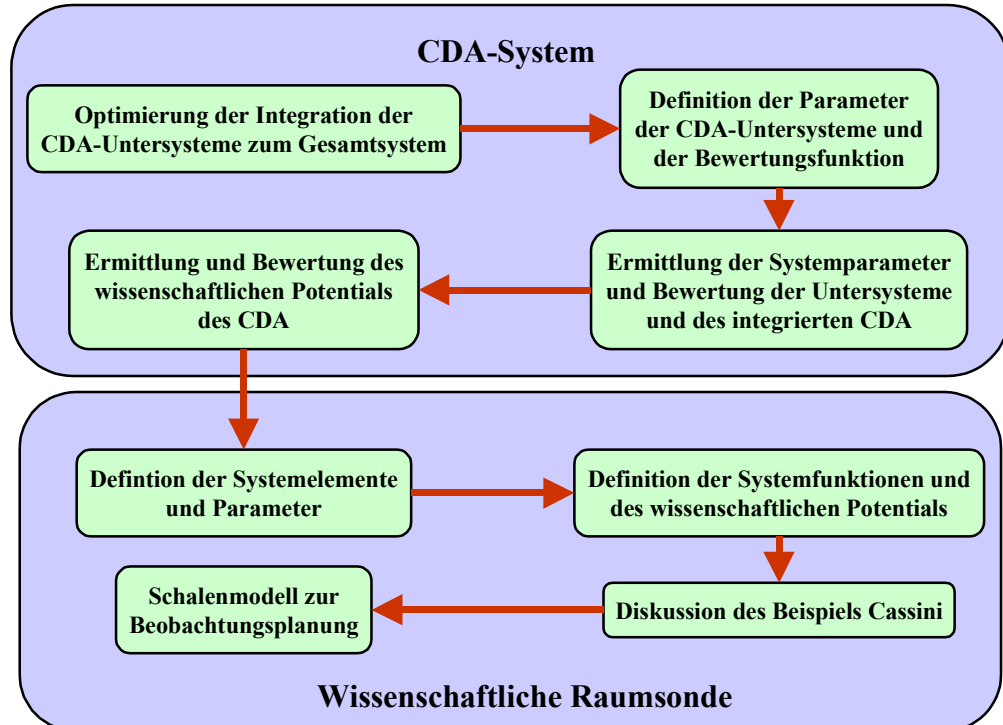


Abbildung 3: Die Vorgehensweise in dieser Arbeit.

2 Das Cosmic-Dust-Analyzer System

Dieses Kapitel beschreibt die Entwicklung und Optimierung des Gesamtsystems CDA aus den vier Untersystemen. Dabei werden die Anforderungen der Raumsonde berücksichtigt und das Ziel angestrebt, ein größtmögliches wissenschaftliches Potential zu erhalten.

2.1 Die Untersysteme des Cosmic-Dust-Analyser (CDA)

Das Gesamtsystem CDA (Abb. 4) besteht aus den vier Untersystemen QP, CAT, IID und HRD. Das Q von "QP" steht dabei für Ladung, und das "P" steht für Primary. Demzufolge mißt der Kanal die elektrische Primärladung eines hindurchfliegenden Staubteilchens (Abbildung 5).

Die Abkürzung **CAT** steht für Chemical-Analyzer-Target. Dieses System mißt die Ladung eines Teilcheneinschlags und ist außerdem in der Lage, Massenspektren des beim Einschlag erzeugten Plasmas aufzunehmen (Abbildung 8).

Der Impact-Ionization-Detector (**IID**) ist ein großer Teilcheneinschlagsdetektor und stellt ein zu den Staubdetektoren der Raumsonden Galileo und Ulysses analoges System dar. Der IID bestimmt physikalische Parameter wie Einschlagsgeschwindigkeit und Teilchenmasse (Abbildung 7).

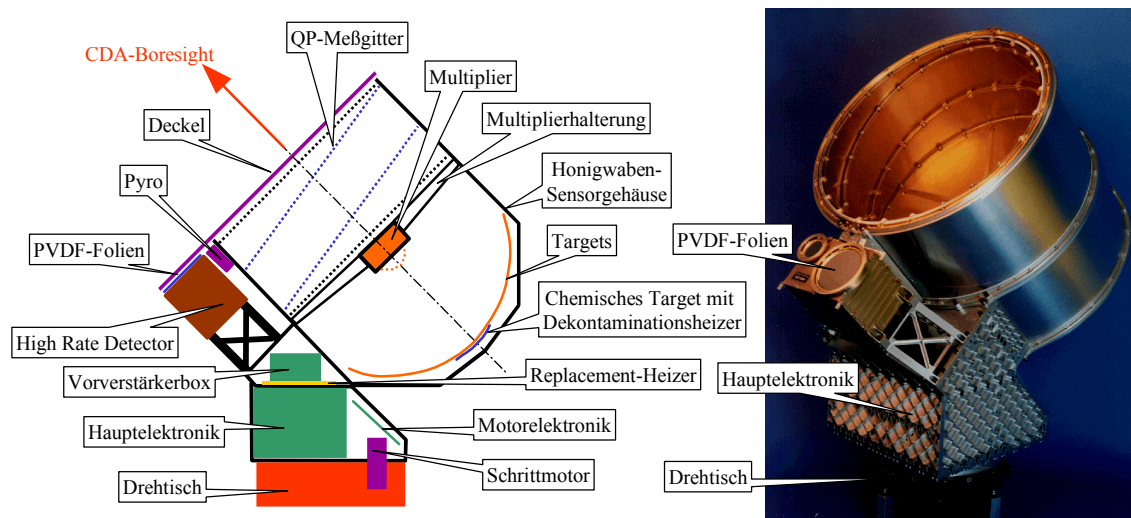


Abbildung 4: Das integrierte und optimierte CDA-Gesamtsystem

Das vierte System, der High-Rate-Detector (**HRD**), ist ein separat entwickeltes eigenständiges System (Abbildung 9). Es ist nicht in das zylindrische Detektorgehäuse integriert, sondern ist an der Außenseite am Rand des zylindrischen Gehäuses montiert und wird mit Strom und Datenleitungen versorgt. In Ref. [1] findet man weitere Informationen.

2.1.1 Der Eintrittsgitterteil (QP)

Der Eintrittsgitterteil aus Abbildung 5 des zylindrischen Gehäuses besteht aus vier Edelstahlgittern mit einer Transmission von jeweils 95% und dient zur Bestimmung der elektrischen Ladung von Staubteilchen. Die Stegbreite der Gitter beträgt 0.075 mm, die Stärke der Gitter ebenfalls 0.075 mm, und die Teilung des orthogonalen Gitterrasters beträgt 3 mm, sodaß auch größere Teilchen die Gitter passieren können. Die Gesamttransmission der vier Gitter ist abhängig vom Einfallswinkel und von der Partikelgröße. Je größer das Teilchen und je schräger der Einfall, desto kleiner ist die Transmission. Die Transmission eines Gitters berechnet sich aus dem Verhältnis der freien Fläche und der Gesamtfläche einer Gitterzelle unter Berücksichtigung des Teilchendurchmessers g und der sichtbaren Stegbreite.

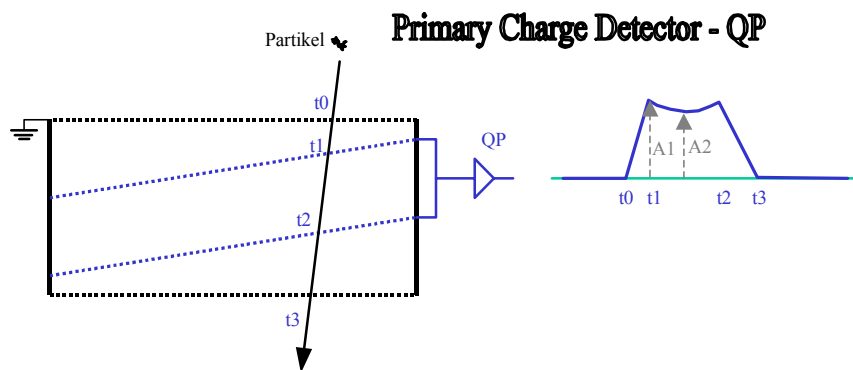


Abbildung 5: Das QP-Untersystem besteht aus vier Meßgittern. Die inneren beiden Meßgitter werden mit einem Ladungsverstärker verbunden. Ein elektrisch geladenes Staubteilchen induziert ein trapezförmiges Signal. Je näher das Teilchen am Rand vorbeifliegt, desto kleiner ist die Amplitude A2. Die Amplitude A1 entspricht der elektrischen Ladung des Teilchens.

$$T = \frac{((D - d) \cdot \cos \alpha - s \cdot \sin \alpha - g)((D - d) \cdot \cos \beta - s \cdot \sin \beta - g)}{D^2 \cdot \cos \alpha \cdot \cos \beta} \quad (5)$$

Dabei ist T die Transmission, D die Teilung des Gitters (Stegabstand), d die Breite und s die Stärke des Steges. Die Winkel α und β sind die Einfallswinkel bzgl. eines rechtwinkligen und zu den Gitterstegen ausgerichteten Koordinatensystems. Die Abbildung 6 zeigt diese Abhängigkeit der Transmission aller vier Gitter von den Einfallswinkeln, wobei für α und β gleiche Werte angenommen wurden. Für normalen Staubeinfall beginnt die Transmission bei 81%. Teilchen mit einem Durchmesser von $100 \mu\text{m}$ durchfliegen die Eintrittsgitter mit einer Wahrscheinlichkeit von 0,5-0,6.

Das äußerste und innerste Gitter dient zur Abschirmung und liegt auf Signallerde. Die beiden mittleren Gitter sind miteinander verbunden und sind direkt mit einem hochempfindlichen Ladungsverstärker verbunden, der eine Empfindlichkeit von ca. 4.8 V/pC aufweist. Diese beiden Meßgitter liegen auf einem Potential von -0.5 V , die sich aus der Vorspannung des Eingangs-FET des Ladungsverstärkers ergibt.

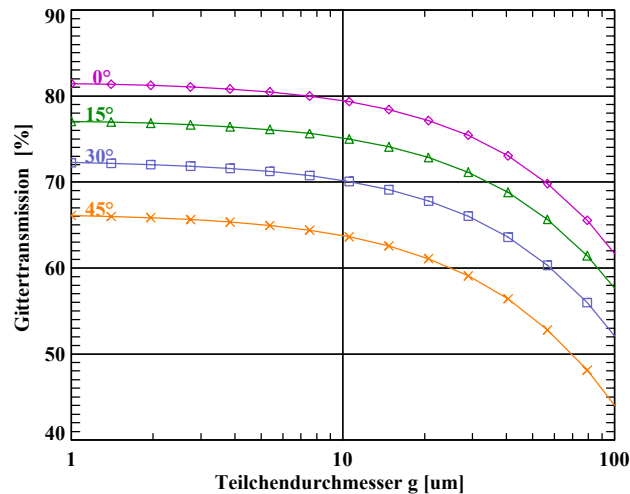


Abbildung 6: Gittertransmission der vier Eintrittsgitter in Abhängigkeit vom Teilchendurchmesser und dem Einfallswinkel.

Durchfliegt ein elektrisch geladenes Teilchen die Gitter, so wird eine Influenzladung auf den Gittern erzeugt (siehe Abbildung 5), die über den Ladungsverstärker abfließt. Befindet sich das Teilchen in unmittelbarer Nähe zum Gitter, so entspricht die Influenzladung gerade der Teilchenladung. Entfernt sich das Teilchen von den Meßgittern, so nimmt das Signal entsprechend ab. Bei hinreichender Güte des Signales auch der Einfallswinkel des Teilchens in einer Ebene und die Teilchengeschwindigkeit bestimmt werden. Zwecks Einfallswinkelbestimmung sind die beiden inneren Meßgitter um 9° gegenüber den anderen Gittern geneigt. Diese Neigung führt zu einer Asymmetrie der aufsteigenden und abfallenden Signalflanke, aus der sich der Einfallswinkel berechnen läßt.

2.1.2 Der Einschlagssensor (IID)

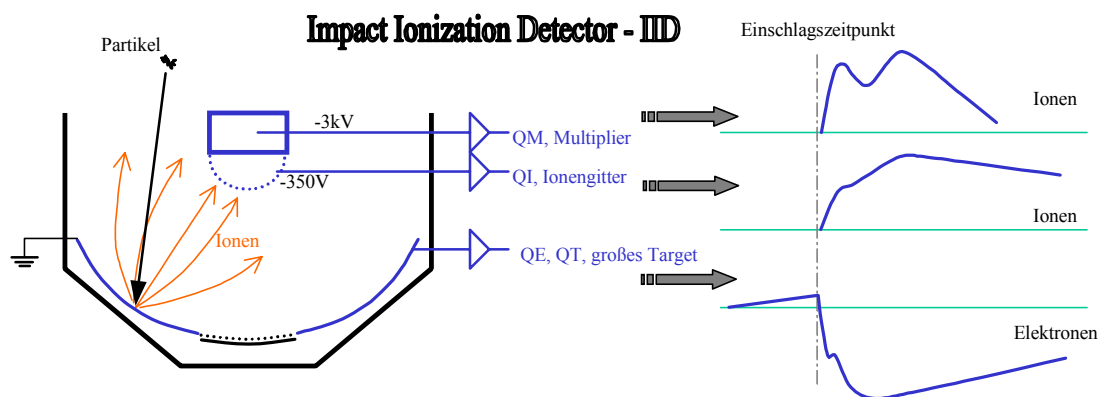


Abbildung 7: Das IID Untersystem und seine Funktionsweise. Die Funktionsweise entspricht dem Galileo- Ulysses- und Nozomi-Detektor.

Die Abkürzung **IID** ist auf den Begriff "Impact Ionisation Detector" zurückzuführen und beschreibt bereits das Meßprinzip des Detektors: die Einschlagsionisa-

tion. Der Einschlag eines Hochgeschwindigkeitsteilchens auf eine Oberfläche führt zu zahlreichen Ereignissen: Es entsteht ein Einschlagskrater, das Teilchen und Teile des Targets fragmentieren, es entsteht ein Einschlagsplasma und neutrale Teilchen werden gebildet. Je nach Einschlagsgeschwindigkeit und Masse des Teilchens dominieren bestimmte Prozesse. Einschläge bei niedrigen Geschwindigkeiten (< 8 km/s) führen zu zahlreichen Fragmenten, die mit hoher Geschwindigkeit vom Einschlagsort wegfliegen und auf benachbarten Target- oder Sensorflächen einschlagen (und dort erneut einen Einschlagsprozeß auslösen). Die Hochgeschwindigkeitseinschläge erzeugen dagegen wenig Fragmente, sie führen verstärkt zur Bildung eines Plasmas aus den Target- und Projektilatomen. Die Ladungen des Plasmas werden im elektrischen Feld getrennt und am Target bzw. Gitter mittels Ladungsverstärker nachgewiesen. Sowohl die Galileo- und Ulyssesdetektoren ([30] und [29]), als auch das Staubexperiment auf der Nozomi-Mission ([36]) arbeiten nach diesem Prinzip.

Als **IID** wird das große Target (QT, QE) zusammen mit dem Ionengitter (QI) und dem Multiplier (QM) bezeichnet (Abbildung 7). Das große Target besteht aus einer mit 0.1 mm Gold beschichteten 0.2 mm starken hemisphärischen Kupfer-Beryllium-Metallelektrode, die auf Erdpotential liegt und mit einem Ladungsverstärker verbunden ist. Die Ionengittereinheit im Zentralpunkt des Targets besteht aus drei halbkugelförmigen Gittern mit den Transmissionen 90%, 50% und 90%. Die beiden äußeren Ionengitter (QI) sind zur Abschirmung vorgesehen, das innere Gitter ist mit einem Ladungsverstärker verbunden. An den Ionengittern liegen -350 Volt an. Somit bilden Target und Ionengitter einen Halbkugelkondensator, in dessen elektrischem Feld die Ladungen des Einschlagsplasmas getrennt werden: Die Elektronen werden zum Target (QE), und die Ionen werden zum Ionengitter hin beschleunigt. Das elektrische Feld an der Oberfläche des Targets ist allerdings mit ca. 1 V/m relativ schwach, sodaß nicht alle Ionen ausreichend auf das Ionengitter hin fokussiert werden, sondern auch an ihm vorbeifliegen.

In Abbildung 7 sind die durch ein hereinkommendes Teilchen verursachten Signale dargestellt. Die beim Einschlag generierten Elektronen des Einschlagsplasmas werden vom Target aufgenommen und produzieren ein negatives Signal, während die Ionen auf das Ionengitter hin fokussiert werden und ein positives Signal auf dem Ionengitter bewirken. Ein Teil der Ionen passiert die Ionengitter und trifft auf die erste Dynode des Multipliers, der ein zeitlich hochaufgelöstes Signal liefert. Die Zeitkonstanten der Ladungsverstärker am Target und Ionengitter sind so lang, daß die gesamte Ladung eines Einschlags integriert wird. Die Amplitude des Target- und Ionengitters entspricht somit der beim Einschlag erzeugten Ladung. Die Anstiegszeiten und Amplituden der Signale ermöglichen eine Kalibrierung in Hinsicht auf Bestimmung von Masse und Geschwindigkeit der eingeschlagenen Staubteilchen.

2.1.3 Der Chemische Analysator (CAT)

Das Flugzeitmassenspektrometer wird gebildet aus dem "Chemical-Analyzer-Target" (CAT), dem Beschleunigungsgitter (QA), dem Ionengitter (QI) und dem Multiplier (QM). Wie in Abbildung 8 ersichtlich, gliedert sich der Targetbereich in zwei Teile: das äußere große Target des IID und das innere Chemische Target (0.3

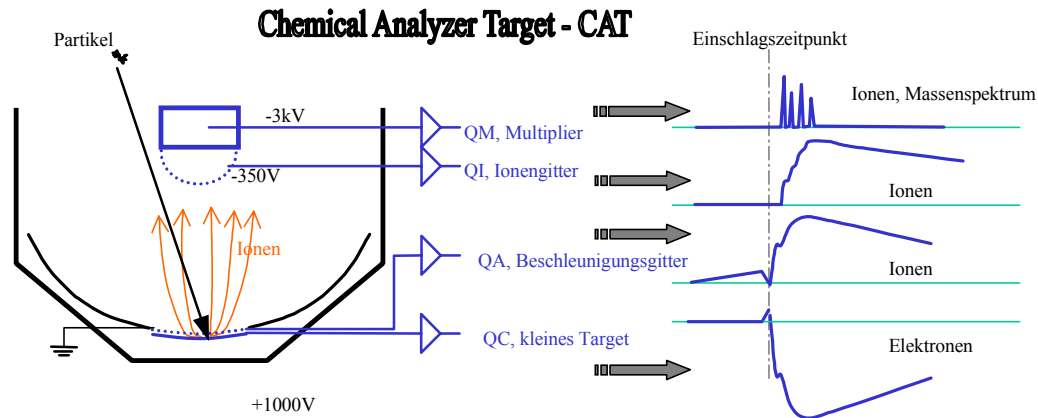


Abbildung 8: Das CAT-Untersystem und seine Funktionsweise.

mm starkes Rhodium) mit einem Durchmesser von 160 mm. Vor dem Chemischen Target befindet sich im Abstand von 3 mm ein Beschleunigungsgitter (CuBe_2) mit einer Transmission von 68% (Stegbreite 0.02 mm, Teilung 0.17 mm, Stärke 0.1 mm). Die Target-Gitter-Einheit ist in das große Target so eingelassen, daß das Gitter und das große Target eine Halbkugeloberfläche bilden. Das Beschleunigungsgitter ist auf Masse gelegt, während das Chemische Target ein Potential von +1000 Volt aufweist. Das starke elektrische Feld von 1000 Volt/3 mm bewirkt eine schnelle Trennung der Ladungen des Einschlagsplasmas. Die Wasserstoffionen erreichen den Multiplier bereits nach 550 ns, während die Rhodium-Ionen 5000 ns benötigen, um die Flugstrecke von 230 mm zwischen Target und Multiplier zurückzulegen. Der Verstärker am Ionengitter ist jedoch schnell genug, um Stufen im Signalanstieg zu zeigen, die den Ionentypen entsprechen. Ein Differenzieren des QI-Signals offenbart Peaks, die einem Massenspektrum mit geringer Auflösung entsprechen. Das Ionengittersignal kann somit als Bezugspunkt für die Abschätzung der Multiplerverstärkung herangezogen werden, denn die Stufen entsprechen direkt einer bestimmten Anzahl von Ionen.

Zur Vermeidung von Kontaminationslinien wurde das Rhodiumtarget poliert und gesputtert ([49]). Zur Dekontamination des Targets ist eine Targetheizung eingebaut, die mit 8 Watt elektrischer Leistung betrieben wird.

2.1.4 Der High Rate Detektor (HRD)

Der HRD ist in Abbildung 9 dargestellt und wurde unter der Leitung von Anthony Tuzzolino an der Universität Chicago entwickelt und gebaut. Wesentliche Eigenschaften wurden vom "Dust Counter and Mass Analyzer" (DUCMA) übernommen, welches auf den Vega-1 und Vega-2 Raumsonden zum Kometen Halley zum Einsatz kam. Das Instrument verwendet zwei Polyvinylidenfluorid-Folien (PVDF) mit einer Stärke von 6 (10 cm^2) und $28 \mu\text{m}$ (50 cm^2) als Sensoren (siehe Ref. [63], [62] und [64]). Diese Sensoren sind auf der Frontfläche montiert und detektieren individuelle Staubteilcheneinschläge von Teilchen mit Massen größer als $8 \cdot 10^{-13} \text{ g}$. Die Grenze zur Bestimmung von Staubflüssen ist 10^4 Einschläge pro Sekunde. Diese hohen Staubflüsse werden während des Durchflugs der Saturnringebene erwartet.

Der HRD ist ein unabhängiges, eigenständiges Experiment mit einem eigenen Mikroprozessor und eigenem Daten- und Programmspeicher. Die Schnittstelle zum Einschlagsdetektor ist durch Datenleitungen und der Spannungsversorgung definiert.

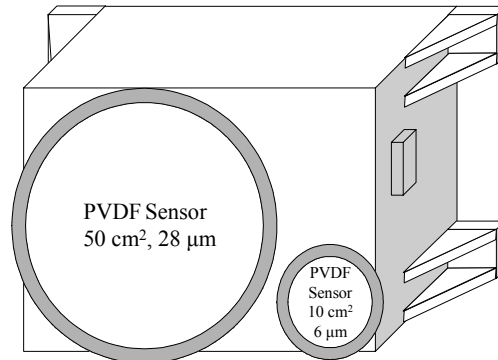


Abbildung 9: Das Untersystem High-Rate-Detektor (HRD) besitzt zwei PVDF-Folien der Stärken 28 und 6 μm zur Messung der Staubeinschläge. Der Durchmesser der großen Detektorfolie beträgt 8 cm.

Die PVDF-Sensoren sind dünne PVDF-Folien aus permanent polarisiertem Material. Ein Hochgeschwindigkeitseinschlag zerstört die lokalen Dipole entlang der Partikelbahn durch Bildung eines Kraters oder eines Durchschlagsloches. Die Zerstörung der Dipole bewirkt einen schnellen Strompuls deren Gesamtladung eine Funktion von Teilchenmasse und Teilchengeschwindigkeit darstellt. Da die Strompulse sehr kurz sind, bestimmen die Zeitkonstanten der Elektronik die zeitliche Auflösung der Staubeinschläge. Die gewählten Zeitkonstanten in der Größenordnung von einigen Millisekunden gestatteten es, Staubflüsse von bis zu $10^4/s$ mit Korrekturen von weniger als 5% zu bestimmen.

Technische Herausforderungen stellten die akustische Störanfälligkeit und die thermische Auslegung der Detektorfolien dar. Durch die piezoelektrischen Eigenschaften der Detektorfolien führen geringe mechanische Erschütterungen zum Ansprechen der Elektronik und zum Zählen von nicht stattgefundenen Staubeinschlägen. Die Verwendung von schallabsorbierenden Aufhängungen konnten diese Störungen effektiv dämpfen. Die thermale Herausforderung besteht darin, die einfallende Sonnenstrahlung bei Venusentfernung zu berücksichtigen. Die PVDF-Folien sind Kunststoffe, dessen Polarisation unter Wärmeeinfluß abnimmt. Temperaturen von 80° C über einen längeren Zeitraum würden zu Schädigungen und zu nicht kalibrierten Daten führen. Besondere reflektierende Beschichtungen auf der Außenseite und absorbierende Schichten auf der Innenseite der Folien konnten diesem Problem gerecht werden.

2.2 Die Integration und Optimierung des Gesamtsystems

2.2.1 Die Konfiguration

Die Aufgaben, die sich hier stellten, waren:

1. Die Cassini-Raumsonde wurde im Jahre 1991/1992 neu konstruiert, wobei die Drehplattformen für die optischen und für die Feld- und Teilchenexperimente aus Kostengründen wegfielen. Es galt hier diesen Punkt im Instrumentdesign zu berücksichtigen.
2. Die Unterelemente des CDA-Experiments wie Elektronikboxen, Sensor, HRD und Drehtisch sollten optimal zueinander platziert werden. Die Ausrichtung der Instrumentdrehachse ist in Bezug auf die Raumsonde zu bestimmen.

Zu 1.

Der Verlust der Unabhängigkeit auf der Cassini-Raumsonde durch den Wegfall der allgemeinen Drehplattform wurde mit einem Verlust an Wissenschaft zu mehr als zwei Dritteln eingestuft. Deshalb wurde beschlossen, das Instrumentdesign vom Proposalstatus um einen eigenen *Drehtisch* zu ergänzen. Dieser Drehtisch soll das Gesichtsfeld des CDA-Experiment durch eine eigene Artikulation erweitern.

Die Anforderungen an den Drehtisch wurden wie folgt festgelegt:

- Die Verwendung einer Drehachse mit einem Drehbereich von größergleich 270° . Das System soll ca. 5000 Umdrehungen bei einer Lebensdauer von 10 Jahren ausführen.
- Bei geringer Masse von ca. 3 kg soll die Fläche zum Raumsondeninterface zwecks thermisch guter Ankopplung groß sein. Im entriegelten Zustand soll die Wärmeleitfähigkeit im Bereich von $\text{Watt}/^\circ\text{C}$ sein.
- Die Leistungsaufnahme während des Drehens soll kleiner als 6 Watt sein. Die mechanischen Rückwirkungen auf die Raumsonde sollen möglichst gering sein.

Kritisch für den erfolgreichen Betrieb des Drehtisches ist seine Betriebssicherheit und sein Drehmoment. Die Betriebssicherheit wurde durch die Verwendung nur eines Motors sichergestellt. Ein zweites Antriebssystem für die Entriegelung entfällt.

Als Antriebssystem wurde ein Phytron Schrittmotor ZSS32.200 mit 200 Vollschritten und ein dreistufiges Planetengetriebe GPL32 mit einer Übersetzung von 83,2:1 gewählt. Ein kleinerer Motor hätte nicht das erforderliche Drehmoment bei entsprechender Leistung aufgebracht. Dieses System erlaubt bei einem elektrischen Leistungsverbrauch P von unter 2 Watt ein Drehmoment M von 1,5 Nm am Planetengetriebeausgang. Dieses Drehmoment multipliziert sich mit der Übersetzung des Planetengetrieberitzels und dem großen Getrieberad von 11,111 zu 16,6 Nm.

Da die Drehtischvorspannung nur ein gesamtes Reibmoment von 2 Nm erfordert, ergibt sich ein **Sicherheitsfaktor 8**. Die empfohlene Sicherheit bei Drehmomenten bei Weltraumanwendungen liegt bei 6. Somit werden selbst bei geringem Stromverbrauch hohe Drehmomente und ein sicherer Betrieb ermöglicht.

Nur eine geringe elektrische Leistung garantiert einen unabhängigen Instrumentenbetrieb neben den anderen Instrumentaktivitäten auf der Raumsonde. Um noch höhere Drehmomente bei Bedarf aufzubringen, wurden vier auf Kommando einstellbare Motorströme festgelegt. Die Tabelle 4 zeigt die Eigenschaften des Motor-Getriebe-Systems. Auch die Drehgeschwindigkeit (Ansteuerfrequenz) läßt sich zwecks Optimierung zwischen Stromverbrauch und Drehmoment in 8 Stufen einstellen. Die normalen Ansteuerfrequenzen liegen bei nur ca. 400 Hz.

I [mA]	f=1000 Hz		f=3000 Hz	
	P [W]	M [Nm]	P [W]	M [Nm]
150	1,58	1,52	2,26	1,42
200	2,57	2,11	3,50	1,96
250	3,89	2,65	5,04	2,35
300	5,28	3,14	6,62	3,04

Tabelle 4: Eigenschaften des ausgesuchten Schrittmotors Phytron ZSS32 und dem 3-stufigen Planetengetriebe GPL32. Für verschiedene Motorströme I und zwei Betriebsfrequenzen im Viertelschrittverfahren f sind die elektrische Leistungsaufnahme der Endstufe P und das Drehmoment an der Abtriebswelle hinter dem Planetengetriebe M angegeben. Das Drehmoment steigt linear mit dem Motorstrom und fällt mit steigenden Frequenzen.

Die Umrechnung der Taktfrequenz an die Motorelektronik f_{CPU} zur Drehgeschwindigkeit des Drehtisches f_{DT} ergibt sich aus

$$f_{DT} \text{ [Hz]} = \frac{f_{CPU}}{k \cdot MS \cdot VS \cdot RP \cdot RZ} \quad (6)$$

$$k = 2 \quad (\text{FlipFlop})$$

$$MS = 4 \quad (\text{Ministep zwecks Laufruhe})$$

$$VS = 200 \quad (\text{Schrittzahl des Motors})$$

$$RP = 83,2 \quad (\text{Übersetzung Planetengetriebe})$$

$$RZ = 11,11 \quad (\text{Übersetzung Ritzel/großes Zahnrad})$$

wodurch 1° der Drehplattform 4108.6 Ansteuerungsschritte durch die CPU ergeben. Eine typische Drehgeschwindigkeit beträgt 10 Minuten für 90° bei einer CPU-Geschwindigkeit von 6 MHz bei der Geschwindigkeitseinstellung 4 (790 Hz) Diese langen Drehzeiten sind unkritisch, da nur selten die CDA-Orientierung geändert werden soll.

Zu 2.

Die Randbedingungen für die optimale **mechanische Integration** der CDA-Unterelemente waren

- Räumliche Nähe der Einheiten spart Masse. Dabei soll der Schwerpunkt des Systems nah an der Drehachse liegen.
- Die Vorverstärkerbox war sehr nah an den Sensor heranzubringen (kurze Zuleitungen reduzieren die Signalwege und reduzieren die Einstreuungen.
- Das Gesichtsfeld von HRD und dem großen Sensor soll durch die Struktur nicht beschränkt werden.
- Durch die Artikulation des Drehtisches soll ein möglichst großes Gesichtsfeld erreicht werden.

Die bestimmte optimale Konfiguration berücksichtigt alle oben genannten Punkte und ist in Abbildung 4 zu sehen. Die Untersysteme QP, IID und CAT sind in einem Gehäuse *integriert*, um eine simultane Messung von Teilchenprimärladung, Einschlagsladung und Massenspektrum zu ermöglichen. Der HRD ist fest mit der Hauptelektronikbox verbunden, sodaß eine Rotation des Experiments eine gleichnamige Rotation des HRD bewirkt. Die Normale der HRD Sensoren stimmt mit dem *Richtungsvektor* des großen Sensors überein. Desweiteren kommt man mit einem gemeinsamen Deckel für den HRD und den großen Sensor aus. Der *Schwerpunkt* ändert sich durch Ausklinken des Deckels nicht.

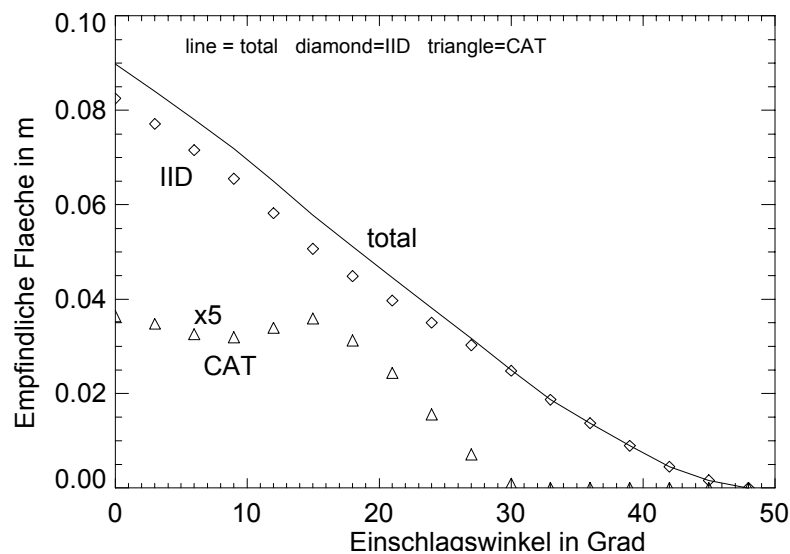


Abbildung 10: Effektive Targetflächen des Chemischen Targets (CAT) und des großen Targets (IID). Insgesamt beträgt die empfindliche Einschlagsfläche bei normalem Teilcheneinfall fast 0.1 m^2 .

Die *Ausrichtung* der Richtungsachsen der Systeme erfolgte im Winkel von 45° relativ zur Drehachse. Da das Gesichtsfeld des IID $\pm 45^\circ$ beträgt (siehe Abbildung 10), ermöglicht es eine optimale *Erweiterung des Gesichtsfeldes* bei der Artikulation. Die Abbildung 10 gibt einen Überblick über die *empfindliche Fläche* des Chemischen Targets und des großen Einschlagstargets in Abhängigkeit vom Einfallswinkel. Der Einfallswinkel wird von der Sensor-Geometrieachse aus angegeben;

ein Einfallswinkel von 0° bedeutet einen normalen Partikeleinfall. In der Targetmitte des Chemischen Targets fallen die Richtung der Targetnormalen und der Sensorgeometrieachse zusammen. Ist ein Einfallswinkel gegeben, so ist die empfindliche Fläche diejenige Fläche, die unter diesem Winkel sichtbar ist. Teile des Targets werden durch das Sensorgehäuse, das Multipliergehäuse und durch die Streben des Multipliergehäuses abgeschattet. Die empfindliche Fläche des Chemischen Targets ist um den Faktor fünf gegenüber den anderen Kurven gestreckt. Deutlich sichtbar ist ein leichtes Minimum bei ca. 10° , welches durch die Abschattung des Multipliergehäuses verursacht wird. Der maximale Einschlagswinkel des kleinen Targets wird durch das Sensorgehäuse auf ca. $\pm 28^\circ$ beschränkt. Die Apertur des großen Targets beträgt $\pm 45^\circ$ und ist damit kleiner als die Apertur des Galileo-Staubdetektors, der eine Apertur von $\pm 70^\circ$ aufweist. Die maximal empfindliche Fläche ist beinahe 0.1 m^2 groß und unterscheidet sich nur unwesentlich von der empfindlichen Fläche des Galileo- und Ulysses-Detektors.

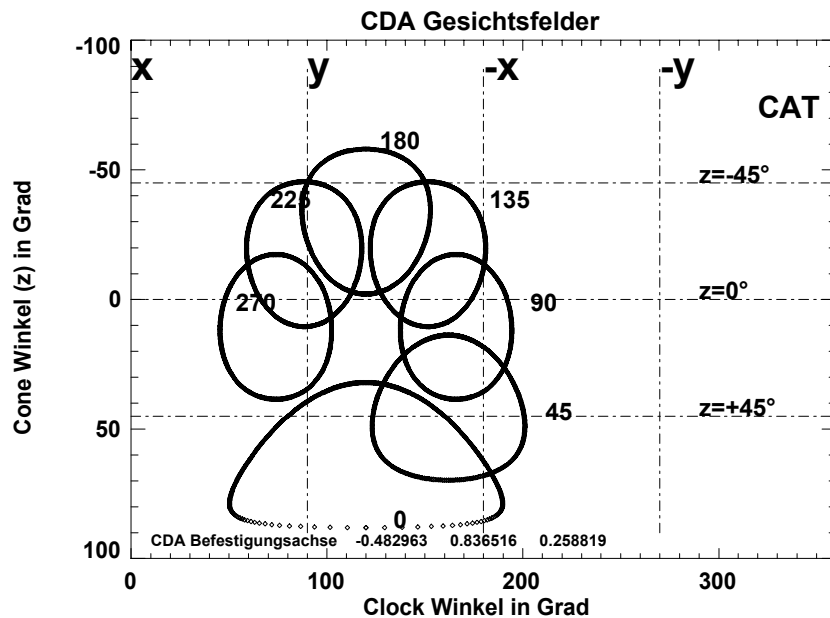


Abbildung 11: Die Gesichtsfelder des Chemischen Targets (CAT) in Raumsondenkoordinaten. Die x-Achse beschreibt den Winkel in der x-y-Ebene. Die y-Achse gibt den Winkel zur x-y-Ebene an. Es wurden sieben verschiedene Ausrichtungen des CDA-Experiments (0 bis 270°) berücksichtigt.

Die Bilder 11 und 12 zeigen für ausgewählte Drehwinkel (in 45° -Schritten) das Gesichtsfeld des CAT bzw. des IID. Nicht berücksichtigt sind teilweise Abschattungen durch den Magnetometerbaum (in $+y$ -Richtung), durch die Huygens-Probe (in $-x$ -Richtung) oder durch die thermalen Schutzschilde der Radiothermischen Generatoren (ungefähr $+z$ -Richtung).

Das Koordinatensystem der Raumsonde ist so definiert, daß z-Achse die entgegengesetzte Richtung der Hauptantenne ist, die x-Achse der entgegengesetzten Richtung der Huygens-Probe entspricht und y die Richtung des Magnetometerbaumes angibt (die Kameras zeigen in $-y$ -Richtung). Der CDA ist an der Raumsonde so montiert, daß die Drehachse 30° von $+y$ in Richtung $-x$ und 15° aus der x-y-Ebene

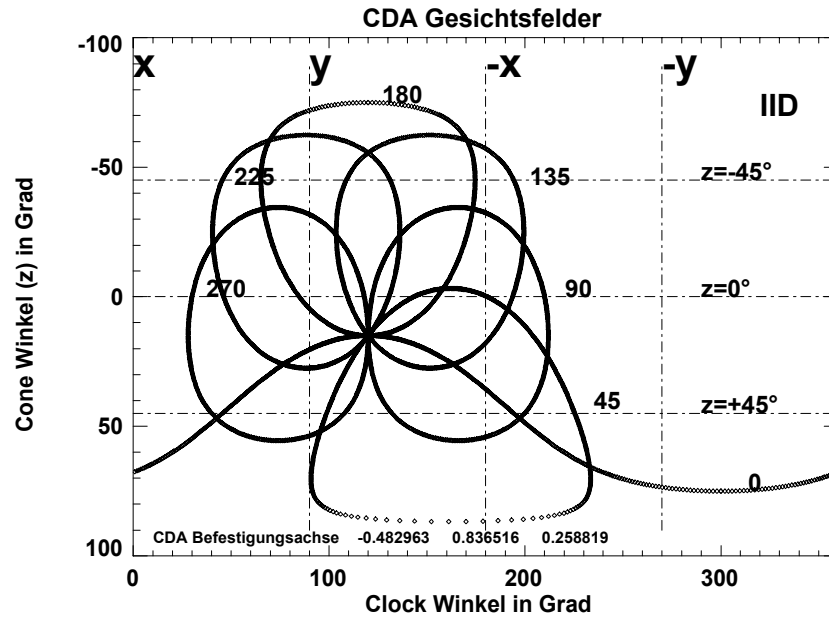


Abbildung 12: Die Gesichtsfelder des großen Einschlagstargets in Raumsondenkoordinaten.

nach unten (zum Triebwerk) in Richtung $+z$ weist (Abbildung 13). Der Einheitsvektor dieses Befestigungs- und Artikulationsvektors in Raumsondenkoordinaten ist $[-0.483, 0.837, 0.259]$. Der CDA ist 45° relativ zu dieser Drehachse montiert, und das Gesichtsfeld des Einschlagsdetektors beträgt $\pm 45^\circ$. Diese Angaben sind wichtig für Berechnung der empfindlichen Fläche bei bestimmten Orientierungen. Da die Beschreibung des CDA-Gesichtsfelds leicht zu Unklarheiten führt, sollen in der Tabelle 5 einige Ausrichtungsvektoren des CDA als Funktion des Drehwinkels des eigenen Drehtisches im Raumsonden-Koordinatensystem gegeben werden. Die gewählte Ausrichtung des CDA-Drehtisches an der Raumsonde ermöglicht ein insgesamt zugängliches Gesichtsfeld von 2π .

Drehwinkel des CDA-Drehtisches in Grad	CDA-Boresight im Raumsonden-Koordinatensystem			Bemerkung
	x	y	z	
0	-0.2500	0.4330	0.8660	Position während des Starts
45	-0.7098	0.2294	0.666	
90	-0.9539	0.238	0.1830	Zur Huygen-Probe-Seite
135	-0.8392	0.4536	-0.300	
180	-0.4330	0.7500	-0.500	Zur großen Antenne
225	0.02680	0.9536	-0.300	
270	0.2709	0.9451	0.1830	Thermalsichere Position
-	-0.4830	0.8365	0.2588	CDA Drehachse

Tabelle 5: Beispiele von CDA Einheits-Ausrichtungsvektoren in Abhängigkeit des Drehwinkels.

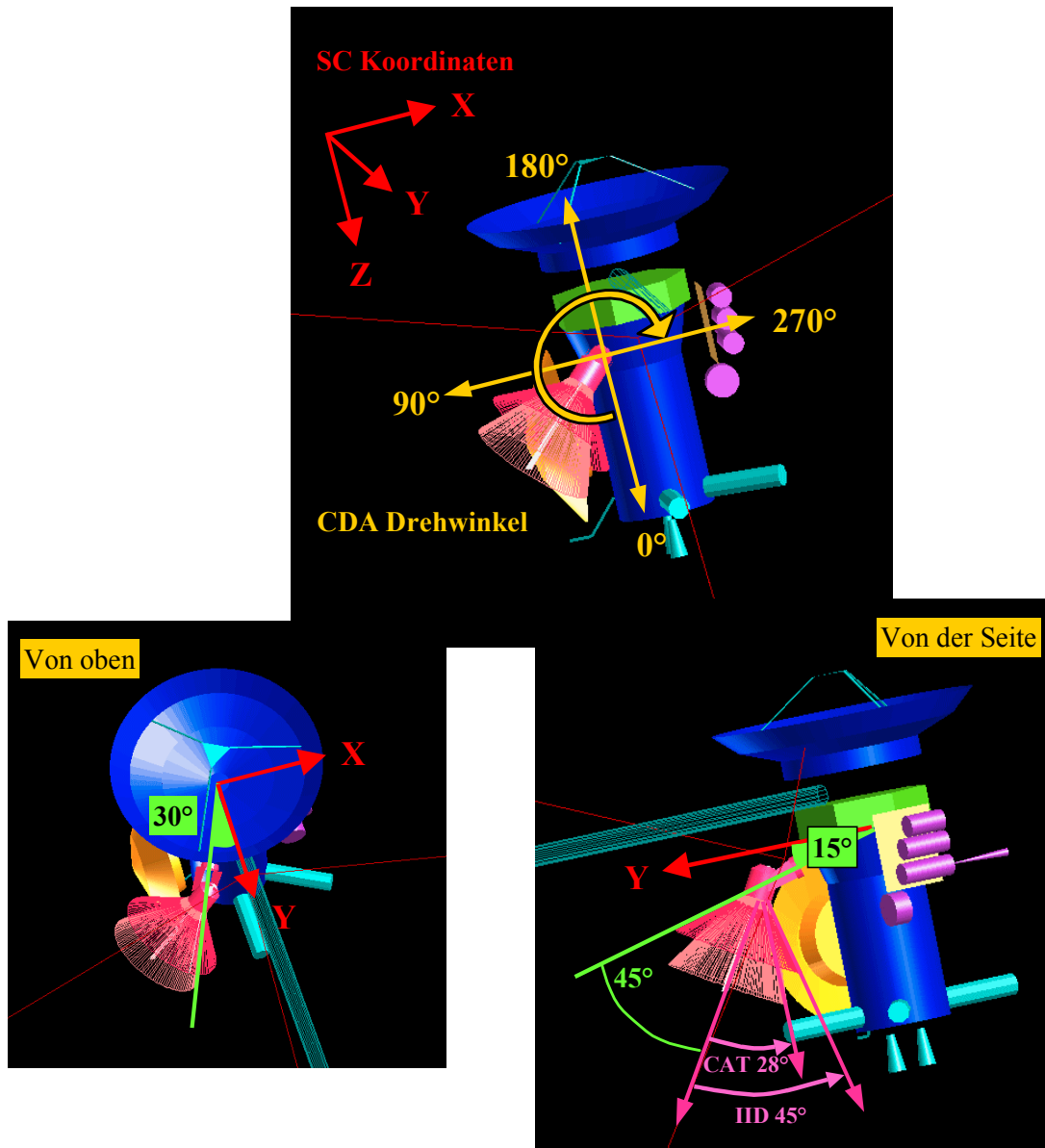


Abbildung 13: Koordinatensystem und Winkeldefinitionen. Das Gesichtsfeld beträgt $\pm 28^\circ$ (CAT), bzw. $\pm 45^\circ$ (IID). In der oberen und linken Abbildung besitzt der CDA einen Drehwinkel von 45° .

2.2.2 Störungen

Vermeidung interner Störungen Um störungsfreie Signale auf den Meßkanälen zu erhalten, waren verschiedene Maßnahmen notwendig. Insbesondere soll hier erwähnt werden:

- Verbinden von elektrischer Signal- und Strukturerde an mehr als einem Punkt. Dagegen fordert die Projektdokumentation, daß diese Verbindung an nur einem Punkt durchzuführen ist. Es konnte nachgewiesen werden, daß diese Maßnahme keine negativen Auswirkungen auf die Raumsonde hat (Induktionsschleifen).
- Vermeidung von Einstreuungen auf Signal- und Spannungsleitungen zwischen Elektronikbox und Sensor durch spezielle Abschirmungsmaßnahmen.
- Die Filterung der Spannungsversorgung für die Vorverstärker innerhalb der Vorverstärkerbox.

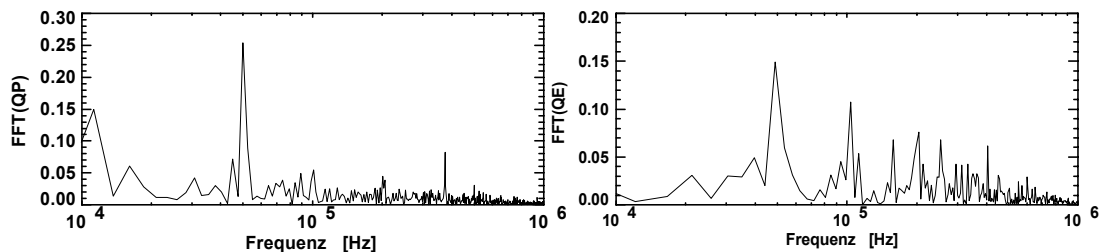


Abbildung 14: Typische Fourierfrequenzspektren des QP und QE-Kanals zeigen deutlich die 50 kHz und Harmonische der Spannungsversorgung.

Ohne diese Maßnahmen ergaben sich Triggerschwellen von über 10 bis 15 auf den Kanälen QA, QC, QI und QE (zur Definition der Kanäle vergl. Abbildung 7 und 8). Nach dieser Optimierung lagen die Triggerschwellen auf allen Kanälen unter 5. Störungen der elektrischen Erde ließen sich dennoch nicht vollständig vermeiden. Zum einen treten kurzzeitige Belastungen durch die 500mW benötigende BIU-Interface-Platine auf, zum anderen ließ sich der Einfluß der Spannungsversorgung nicht vollständig eliminieren. So zeichnet sich eine Grundfrequenz von 50 kHz mit Harmonischen deutlich in den Kanälen QA, QC, QP und QE ab. Abbildung 14 zeigt ein Fourierfrequenzspektrum der Kanäle QP und QE nach der Optimierung bei der Flugerstatzeinheit.

Vermeidung externer Störungen Zur Vermeidung der Abstrahlung von **elektromagnetischen** Störungen sind alle Kabelbäume bestmöglich geschirmt worden, bzw. im Innern der Struktur verlegt worden.

Mechanische Rückwirkungen können sich durch den Betrieb des hinzugekommenen Drehtisches ergeben. Die Anforderungen an das mechanische Interface ergeben sich aus der zulässigen Drehimpulsänderung der Cassini-Raumsonde während optischer Beobachtungen zu

$$(I_d + T_s \cdot d) \cdot \varpi^2 < 2.2 \cdot 10^{-4} \text{ Nm} \quad (7)$$

wobei d der effektive Hebelarm des Instruments zur z-Achse ist (1.06 m), ϖ die CDA-Drehgeschwindigkeit

in rad/s, und I_d [kg m²] und T_s [kg m] die dynamische und statische Unwucht des Instruments darstellen. Die benötigten Unwuchten berechnen sich aus der Trägheitsmatrix⁴ des Instruments relativ zum Basissystem von

$$\begin{pmatrix} I_{xx} & I_{xy} & I_{xz} \\ I_{yx} & I_{yy} & I_{yz} \\ I_{zx} & I_{zy} & I_{zz} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} 0.837 & 0.00127 & 0.00282 \\ 0.00127 & 0.681 & 0.0727 \\ 0.00282 & 0.0727 & 0.475 \end{pmatrix} \text{ kg m}^2$$

wobei eine bewegte Masse von 14.07 kg zugrunde lag und X und Y des Basissystems in der Interface-Ebene zwischen ElectronicMainBox und Drehtisch liegen⁵. Die Z-Achse liegt in der Drehachse und zeigt in Richtung Sensor. Dann berechnet sich die dynamische Unwucht senkrecht zur Drehachse und die statische Unwucht bei einem Abstand von 8.3 mm des Schwerpunkts zur Drehachse zu:

$$I_d = \sqrt{I_{xz}^2 + I_{yz}^2} = 0.0728 \text{ kg m}^2 \quad (8)$$

$$T_s = 0.14 \text{ kg} \cdot 0.0083 \text{ m} = 0.12 \text{ kg m} \quad (9)$$

Damit ergibt sich als Bedingung für die Drehgeschwindigkeit des CDA-Instruments

$$\begin{aligned} (0.07 \text{ kg m}^2 + 0.12 \text{ kg m} \cdot 1.06 \text{ m}) \cdot \varpi^2 &< 2.2 \cdot 10^{-4} \text{ Nm} \\ \varpi &< 0.033 \text{ rad s}^{-1} \end{aligned}$$

woraus eine Beschränkung der Drehgeschwindigkeit zu 1.9°/s resultiert. Beachtet man evtl. Abweichungen zwischen Massen-Rechnermodell und realem Instrument, so soll ein Sicherheitsfaktor von 1.5 berücksichtigt werden. Damit ergibt sich eine endgültige Beschränkung der CDA-Drehgeschwindigkeit zu 1.3°/s. *Die gesamte Drehung von 270° darf demnach nicht schneller als in 351 s passieren, um simultane optische Beobachtungen der Narrow-Angle-Camera während des Drehens nicht zu stören.* Aus diesem Grunde und aus den Überlegungen der Motoransteuerungsgeschwindigkeit wird im Normalfall mit einer Geschwindigkeit von **90° in 9:35 min** (Geschwindigkeitsstufe 4) gearbeitet.

Um einen möglichst *gleichmäßigen Schrittmotorlauf* zu garantieren und kurzzeitige Drehmomentänderungen zu minimieren (Torque-Ripple), wird der Schrittmotor im 1/4-Schrittverfahren angesteuert. Bei diesem Verfahren werden die Strompulse in 4 Teilschritten auf den Nominalwert erhöht bzw. gesenkt. Je mehr Zwischenschritte ausgeführt werden, desto ruhiger läuft der Schrittmotor. Allerdings steigt der elektronische Bauteilaufwand mit steigender Anzahl von Minischritten. Deshalb wurde ein **1/4-Schrittverfahren** als Kompromiß festgelegt.

Zur Vermeidung externer Störungen gehören auch statische magnetische Felder. Neben den allgemeinen Maßnahmen zur magnetischen Reinheit wie entsprechende Werkstoffauswahl und Handhabung mit nichtmagnetischem Werkzeug, war eine **Mu-Metall-Abschirmung** des Schrittmotors notwendig. Die Windungen des Motors sind gegenläufig ausgeführt worden, wodurch die **magnetischen Streufelder minimiert** wurden.

⁴Diese Matrix wurde von Herrn Grünagel, ESA-ESTEC im März 1994 mit Hilfe eines Rechnermodells ermittelt.

⁵Die Y-Achse weist dabei in Richtung Target.

Empfindlichkeit auf externe Störungen Eine Hauptstörquelle ist die Sonne durch ihre UV-Strahlung und ihrem Sonnenwind. Eine Abschätzung soll Klarheit über die Störsensitivität gegenüber dem UV-Sonnenlicht bringen.

Die **UV-Strahlung** kann Photoelektronen der Oberflächen im Sensorgehäuse generieren, sofern die Photonenergie dazu ausreicht. Nur die Photonen, die eine Energie aufweisen, die über der Elektronen-Austrittsarbeit der Oberfläche aufweisen, sind zu betrachten. Die Austrittsarbeit von Gold (das große Target besteht aus Gold und die Innenwände sind aus thermischen Gründen weitgehend mit Gold beschichtet) liegt bei 5.3 eV⁶. Die Sonne liefert bei 1 AE ca. $2 \cdot 10^{18}$ Elektronen pro Sekunde und Quadratmeter. Nimmt man eine Absorption von 5 % der Photonen an und betrachtet die maximale Oberfläche von 0.1 m², so gelangt man zu 10^{16} Photoelektronen, sofern jedes Photon auch ein Photoelektron auslöst. Dieses ist jedoch nicht der Fall. Nach Ref. [71] ist die Photoelektronenausbeute höchstens 10% bei Metallen. Somit sind theoretisch höchstens 10^{15} Photoelektronen pro Sekunde im Sensorinneren durch UV-Strahlung bei 1 AE zu erwarten, was einem Strom von $I = Q/t = 1.6 \cdot 10^{-19} \text{ C} \cdot 10^{15} \text{ s}^{-1} = 160 \mu\text{A}$ entspricht. Dieser Strom ist relativ zu den bei Teilcheneinschlägen gemessenen Strömen von $10^{-14} \text{ C}/100 \mu\text{s} = 0.1 \text{ nA}$ sehr hoch und würde ohne Filtern des Gleichstromanteils auf den Ladungskanälen zur permanenten Sättigung führen. Durch das Ausfiltern des Gleichstromanteils sind nur die Schwankungen dieses Photoelektronenstroms störend: Bei Annahme rein statistischer Schwankungen der Photoelektronenzahl innerhalb einer Verstärkerintegrationszeit von 100 von μs führt zu $\sqrt{10^{15}} \text{ s}^{-1} = \sqrt{10^{11}} 100 \mu\text{s}^{-1} = 3 \cdot 10^5 100 \mu\text{s}^{-1}$ und die Anzahl störender **Photoelektronen** innerhalb von 100 μs reduziert sich auf $3 \cdot 10^5$, was einer Ladung von $4.8 \cdot 10^{-14} \text{ C}$ entspricht⁷.

Neben der Betrachtung der rein statistischen Schwankungen der UV-Sonnenphotonen sind auch die Schwankungen des **Sonnenwindes** (Solar Flares) und der **Plasmaumgebung** der Raumsonde zu berücksichtigen. Es ist bekannt, daß die auf der Hauptantenne generierten Ladungen sich um die Raumsonde verteilen und somit eine permanente Störquelle darstellen können.

Die Integrationszeit der Verstärker, welche in der Größenordnung von einigen hundert Mikrosekunden liegt, ließ sich nicht weiter senken, und einer Optimierung gegenüber störenden Ladungen in der Umgebung waren somit Grenzen gesetzt. Auch das Cassini-Staubexperiment reagiert mit Ereignisauslösungen bei Sonneneinstrahlung.

Um die Akkumulation störender Ladungen und die Bildung von Potentialen auf den Sensorteilen zu verhindern, ist eine ausreichende Erdung und eine *niederohmige Verbindung zwischen den Sensorteilen*, sowie eine hohe Oberflächenleitfähigkeit sicherzustellen. So wurde anfangs trotz mehrfacher Verschraubungen eine hochohmige Verbindung zwischen den Sensorteilen festgestellt. Abhilfe schaffte ein Aufrauen der Kontaktflächen unter den Schraubenköpfen und ein Nachschneiden der Gewinde.

⁶Die Austrittsarbeit von Aluminium liegt bei 4.3 eV und die von dem kleinen Targetmaterial bei 5.3 eV. Oberflächenkontaminationen können diese Potentiale allerdings erheblich erniedrigen.

⁷Die im Flug eingestellten Triggerschwellen der Targets von 4 bis 5 entsprechen ebenfalls ca. $5 \cdot 10^{-14} \text{ C}$.

2.2.3 Die Aufbereitung der Meßkanäle

Allgemeine Maßnahmen Um ein optimales Aufbereiten der Meßkanäle zu gewährleisten, wurden folgende Prinzipien beachtet und durchgeführt:

- Minimieren der **Kapazität der Eintrittsgitter und der Targets**. Um das Rauschen auf den Ladungskanälen, insbesondere dem QP-Kanal, klein zu halten, ist die Kapazität der Meßelektrode gegenüber der Erde zu minimieren. Insbesondere war es notwendig, die Eintrittsgitter mit Abstandspads vom Trägerring zu distanzieren, um die Kapazität der Eintrittsgitter zu senken.
- Die **Beschleunigungsspannungen** müssen festgelegt werden. Die Ionengitterspannung von -350 V wurde aus dem Galileo- und Ulyssesdesign übernommen. Größere Spannungen führen nicht zu einer größeren Amplitude, es werden ab ca. -300 V alle Ladungen vom Target/Ionengitter gesammelt. Größere Spannungen würden zu kleineren Anstiegszeiten führen, was sich negativ auf die Messung der Teilchengeschwindigkeit auswirken würde, da diese direkt mit der Signalanstiegsgeschwindigkeit verbunden ist. Die Beschleunigungsspannung des Chemical Analyzer (QC-Targetspannung) wurde auf +1000 V festgelegt. Hier gilt: so groß wie möglich, um die Ladungen möglichst schnell zu trennen und um die intrinsische Ionenenergie von einigen eV vernachlässigen zu können, aber so klein wie möglich, um ein angemessenes Abtasten der Signale am Multiplier zu garantieren. Insbesondere die Wasserstofflinie ist sehr schmal und würde bei Beschleunigungsspannung von mehr als 1000 V Abtastraten von mehr als 100 MHz erfordern.

Festlegung von Abtastraten und Abtastdauern Die Abtastraten und die Abtastdauern der Meßkanäle wurden entsprechend Abbildung 15 festgelegt. Aus dieser Abbildung geht auch der zeitliche Ablauf der Signalaufbereitung hervor. So bedeutet die Beschreibung 16+496 Bytes, daß vor dem Einschlag 16 Samples mit der Frequenz 0.375 MHz und 496 Samples mit einer schnellen Abtastrate aufgenommen werden.

Das Signal des QP Kanals wird durchgehend mit 6 MHz digitalisiert und gespeichert. Die Kanäle QC, QI und QE werden (um Strom zu sparen) dagegen nur mit 375 kHz digitalisiert, und der Multiplierkanal nimmt keine Daten auf. Erst das Auslösen eines Ereignisses schaltet die Abtastraten auf dem QC und QI Kanal auf 6 MHz und die Rate des QE Kanals auf 3 MHz um. Nun beginnt auch der Multiplier nach einer kurzen Anlaufphase (100 ns) das Signal mit 100 MHz (5x20 MHz interleaved) abzutasten und zu speichern. Das Abtasten der Signale vor dem Triggern ermöglicht die Darstellung der Basislinie und die Aufnahme von Induktionssignalen im QP-Kanal. Die Aufbereitung des QP-Kanals wurde um 496·166ns nach dem Triggerzeitpunkt erweitert, um die nach dem Einschlag erzeugten und am Ionengitter vorbeifliegenden Ionen zu erfassen. Die Meßkanäle Beschleunigungsgitter (QA) und Multiplieranode (QMA) werden nicht digitalisiert, können jedoch in die Ereignis-Triggerdefinition aufgenommen werden. Der QA-Kanal zeichnet sich

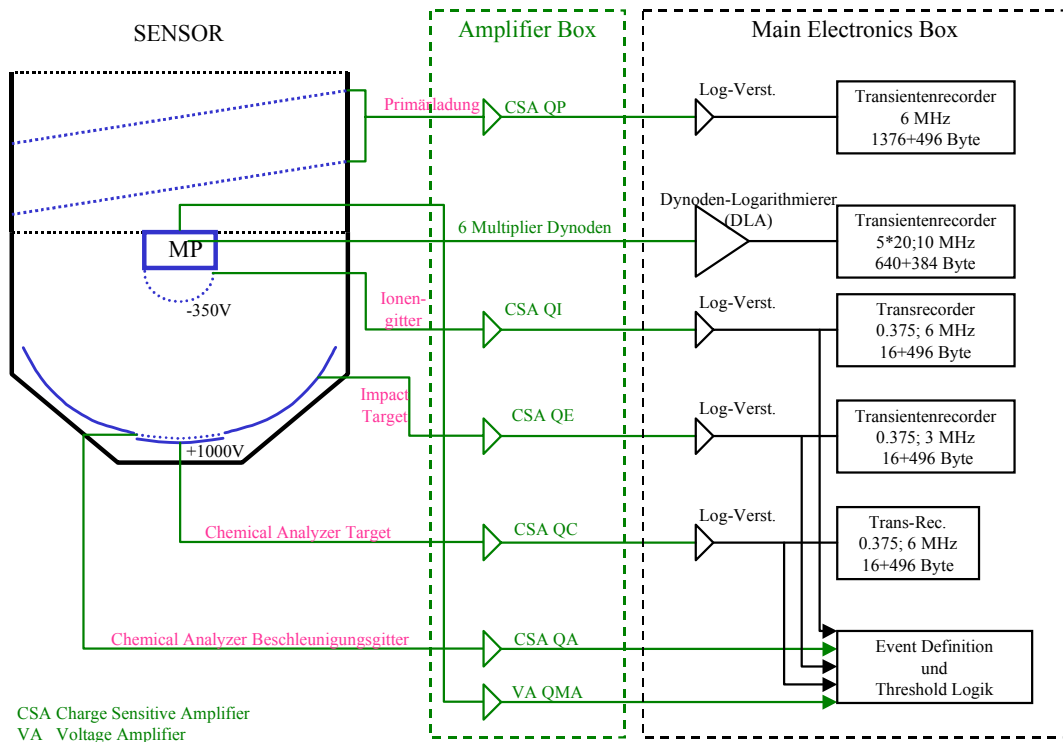


Abbildung 15: Die Aufbereitung der Meßkanäle des integrierten CDA Gesamtsystems. Die Kanäle QA und QMA werden nur zum Triggern verwendet und nicht digitalisiert.

durch seine Schnelligkeit aus, während der QMA-Kanal nahezu rauschfrei und störungsempfindlich ist. Im Anhang findet man eine detailliertes Blockschaltbild (Abb. 73), das Ref. [48] entnommen ist.

Die Kanalverstärker Die zu bestimmenden Signaleigenschaften, die gemessen werden sollen, wurden bestimmt und sind in Tabelle 6 aufgezeigt. Die Tabelle zeigt auch, welche Informationen sich aus den einzelnen Meßkanälen allein gewinnen lassen. Die Meßverstärker müssen auf diese Eigenschaften abgestimmt werden. Alle Meßkanäle haben die Verwendung eines logarithmischen Meßverfahrens zur Erweiterung des dynamischen Bereiches gemeinsam. Nach der analogen logarithmischen Messung folgt die Digitalisierung mittels 8-Bit Analog-Digital-Konverter.

Das Signal des QP-Kanals wird logarithmisch einstufig verstärkt und dann über einen Anpassungsverstärker in den ADC gegeben. Der QP-Kanal arbeitet für negative und positive Eingangsladungen, weshalb der Offset auf den Wert 127 eingestellt wurde. Andere Kanäle (QC, QE, QI) werden zweistufig verstärkt. Dabei wird nach Erreichen einer kritischen Eingangsladung auf eine unempfindliche Verstärkung zurückgeschaltet. Große Signale zeigen deshalb einen Sprung am Ausgang des ADC. Die Ausgangssignale der analogen Verstärkungskette werden jeweils so eingestellt, daß das Eingangssignal des ADC immer positiv ist, und daß die Basislinie verfolgt werden kann (also >0).

Um große Multipliersignale zu messen, muß man die Spannung an einer vorde-

Meßkanal	Ladung	Abtast- rate in MHz	Amplitude- Auflösung in Bit	n-Meßbereich	Teilchenparameter
QP Eintrittsgitter	induzierte Ladung, positiv und negativ	6	8	$10^{-15} - 6 \cdot 10^{-13} C$	Geschwindigkeit, Teilchenrichtung in einer Ebene, Primärladung
QE (IID) Impact Ionisation Detector	Elektronen nach dem Einschlag	3	8	$2 \cdot 10^{-14} - 10^{-8} C$ $rissetime = 0.5 - 150 \mu s$	Teilchenmasse, Teilchengeschwindigkeit
QC (CAT) Chemical Analyzer Target	Elektronen nach dem Einschlag	6	8	$1 \cdot 10^{-14} - 10^{-8} C$ $rissetime = .2 - 10 \mu s$	Teilchenmasse, Teilchengeschwindigkeit
QA Chemical Analyzer Gitter	pos. Ionen nach dem Einschlag	-	-	-	nur als Trigger
QI Ionengitter	pos. Ionen nach dem Einschlag	6	8	$10^{-14} - 10^{-8} C$ $rissetime = .2 - 90 \mu s$	Teilchenmasse, Teilchengeschwindigkeit
QM Multiplier Dynodensignal	pos. Ionen nach dem Einschlag	100	8	$4 \cdot 10^{-14} - 4 \cdot 10^{-8} C$ $rissetime = 10 ns$	Elementare Zusammensetzung
QMA Multiplier Anodensignal	pos. Ionen nach dem Einschlag	-	-	-	nur als Trigger

Tabelle 6: Der Dust-Analyser nimmt die Daten der Kanäle QP, QC, QE, QI und QM auf. Die Kanäle QA (Chemisches Beschleunigungsgitter) und QMA (Multiplier-Anodensignal) werden nur als Triggermöglichkeit genutzt. Die Targets QC und QE messen die negativen Ladungen, das Ionengitter (QI) und der Multiplier (QM) messen die positiven Ladungen. Der Eintrittsgitterkanal kann positive und negative Ladungen messen.

ren Dynode abgreifen. Hier werden insgesamt 6 Dynoden (5, 8, 11, 14, 17 und 20) abgegriffen, analog verstärkt und dann summiert. Das aufsummierte Signal aller Dynoden wird an den ADC weitergegeben. Um eine Linearität auch bei hohen Signalen zu gewährleisten, war es erforderlich, die Kapazität der Multipliertdynoden mit zusätzlichen Kapazitäten zu erhöhen. Außerdem wurden Ferritkerne bei den Signalleitungen eingesetzt, um die Störempfindlichkeit zu reduzieren. Das Rauschen des Multiplierkanals beträgt ± 10 dn, und es wird eine Bandbreite von 70 MHz angegeben, wobei die einzelne Kanalanstiegszeit 9.5 ns beträgt. Da die Abtastrate des Spektrums 100 MHz beträgt, sind dies ausreichende Werte, um auch die schmale Wasserstofflinie deutlich abzubilden.

Abstimmung von Verstärkungsfaktor der Vorverstärker, dynamischem Bereich und Quantisierung Die Tabelle 7 zeigt die endgültigen Eigenschaften der Kanalverstärker. Der Verstärkungsfaktor der Signalverstärker muß so groß sein, sodaß die kleinsten zu erwartenden Signale nicht im Quantisierungsrauschen des AD-Wandlers untergehen. Das Rauschen sollte auf ca. 10 dn der 256 Stufen der 8-Bit Wandler einnehmen. Insbesondere der QP-Signal soll möglichst Ladungen kleiner als $10^{-15} C$ messen können. Hier war eine nachträgliche Erhöhung der Verstärkung auf Kosten des dynamischen Bereiches notwendig, um Ladungen im Bereich einiger $10^{-15} C$ genügend aus dem Quantisierungsrauschen herauszuholen.

Anpassung der **Verstärkeranstiegszeiten und Integrationskonstanten** auf die erwarteten Signale. Generell sollten die Anstiegszeiten der Verstärker klei-

Modell	Kanal	empfl. Verstärkung mV/pC	unempfl. Verstärkung μ V/pC	Anstiegszeit ns
FU	QP	4700	-	260
FU	QA	420 (früher 3100)	-	120 (1000)
FU	QC	270	300	270
FU	QE	230	240	500
FU	QI	270	280	240
FS	QP	4800	-	250
FS	QA	410 (früher 740)	-	120 (?)
FS	QC	220	240	320
FS	QE	220	260	450
FS	QI	260	320	320

Tabelle 7: Die Eigenschaften der Kanalverstärker. Der zum Triggern verwendete Verstärker an der Multiplieranode hat eine Anstiegszeit von 16 ns und eine Abfallzeit von 5 Mikrosekunden. Die Abfallzeiten der Vorverstärker der Flugeinheit sind von S. Kempf zu 85 (QC), 100 (QE) und 45 (QI) Mikrosekunden bestimmt worden.

ner sein als die Signale, um die Messung nicht zu beeinflussen. Jedoch sind durch die beschränkten elektrischen Bauteile Grenzen gesetzt. Der QC-Kanal zeigt durch die hohe Feldstärke von 1000 V/3mm sehr schnelle Anstiegszeiten, die durch die Elektronik begrenzt werden können. Beim QI-Kanal wurde gefordert, die Ladungsstufen⁸, die man beim Einschlag auf dem kleinen Target erhält, zeitlich aufzulösen, wodurch die Abintegrationszeit möglichst klein sein sollte. Eine Verminderung dieser führt jedoch auch zu insgesamt kleineren Amplituden.

Um die Messung eines Massenspektrums zu gewährleisten, muß bereits nach ca. 500 ns der Wasserstoffpeak gemessen werden. Dies stellt durchaus eine Herausforderung dar, da innerhalb dieser Zeit das Signal erkannt werden muß, die Samplingraten für die Meßkanäle von 0.375 auf 6 bzw. 3 MHz erhöht werden müssen und der Transientenrekorder des QM-Kanals starten soll. Dabei benötigt alleine der Komparator, der die Signale mit der Triggerschwelle vergleicht, schon ca. 200 ns und die Anstiegszeit der Verstärker selbst lag bei mindestens 240 ns. Um die Messung der frühen Wasserstofflinie im Spektrum zu garantieren, wurde die Anstiegszeit des QA-Kanals auf 120 ns gesenkt. Außerdem war die Bandbreite des Zwischenverstärkers zwischen logarithmischem Verstärker und ADC zu gering, sodaß diese vergrößert werden mußte (Kanäle QC, QE und QI).

Kalibration der Kanalverstärkung Zum Vergleich der Signale und zur Ermittlung der Eingangsladung ist es wichtig, ein lineares Ausgangssignal zu erhalten. Deshalb muß aus dem digitalen Signal die Eingangsladung ermittelt werden. Zur Ermittlung der Umrechnungsfunktionen werden Ladungen in die Vorverstärker gegeben und dann das digitale Signal aufgezeichnet. Aus den ermittelten Meßpunkten läßt sich dann die Umrechnungsfunktion anfitzen.

⁸Die Differenzierung dieser Ladungsstufen ergibt Peaks, die den Massenlinien des Multipliersignals entsprechen.

Zur Übersicht werden in der folgenden Tabelle einige Daten der Eingangsladungsverstärker angegeben. Im Nachfolgenden werden die Akronyme FU (Flight Unit), FS (Flight Spare), dn (digital number, Ausgangswert des ADC) und bl (baseline) verwendet.

- Der **Eintrittsgitterkanal (QP)**, das **Chemische Target (QC)**, das **große Target (QE)** und das **Ionengitter (QI)**

Die Funktionen der Tabellen 8, 9, 10 und 11 beziehen sich nur auf positive Werte. Es wird daher ein symmetrisches Verstärkungsverhalten von positiven und negativen Eingangsladungen angenommen. Wenn die Eingangsladung negativ war ($dn-bl < 0$), dann ist das Ergebnis mit (-1) zu multiplizieren.

$dn - bl > 0$			$x = \frac{dn-bl}{15}$			
$dn - bl < 0$			$x = -\frac{dn-bl}{15}$			
Modell	Bedingung	QP-Funktion	bl	a	b	m
FS	$x \leq 1.5$	$Q [C] = 10^{-14} \cdot m$	127	-	-	0.7/1.5
FS	$x > 1.5$	$Q [C] = 10^{-14} \cdot 10^{(a \cdot x + b)}$	127	0.285	-0.5828	-
FU	$x \leq 1.5$	$Q [C] = 10^{-14} \cdot m$	129	-	-	0.6/1.5
FU	$x > 1.5$	$Q [C] = 10^{-14} \cdot 10^{(a \cdot x + b)}$	129	0.28846	-0.6549	-

Tabelle 8: Bestimmung der Ladung aus dem Ausgangswert des QP-Analog-Digital-Converters.

$dn - bl < 0$		$x = -\frac{dn-bl}{20}$					
$dn - bl > 0$		$x = \frac{dn-bl}{20}$					
x=0	QC						
x≠0	$Q [C] = 10^{-14} \cdot (a + b \cdot c^x)(d + e \cdot x + f \cdot x^2 + g \cdot x^3 + h \cdot x^4 + i \cdot x^5 + j \cdot x^6)$						
Modell	bl	a	b	c	d	e	f
FS	8	1.601	0.08027	1.832	-3.88e-4	1.579	0.5589
FU	10	0.448	0.1018	1.65	-0.01524	6.166	0.0799
		g	h	i	j		
FS		-0.1028	0.004387	-3.328e-5	1.25e-6		
FU		-0.0969	0.005231	7.376e-6	-1.5e-6		

Tabelle 9: Bestimmung der Ladung aus dem Ausgangswert des QC-Analog-Digital-Converters.

- Der **Multiplierkanal (QM)**

Bei kleinen Signalen dominiert das Signal der letzten Dynode; bei großen Signalen werden die Dynodenausgangssignale begrenzt. Die Abbildung 16 zeigt die Verstärkungskennlinien der sechs abgegriffenen Dynoden. Die x-Achse zeigt dabei die Ausgangsspannung der 5. Dynode (vom Eingang des Multipliers aus gezählt) in Volt, und die y-Achse zeigt den entsprechenden 8-Bit Wert nach der Digitalisierung. Die Summe der sechs Dynodensignale läßt sich mit der Funktion in Tabelle 12 zur Kalibrierung berechnen. Diese Funktion "delogarithmiert" die Rohdaten, und

$dn - bl < 0$	$x = -\frac{dn-bl}{20}$						
$dn - bl > 0$	$x = \frac{dn-bl}{20}$						
$x=0$	$Q [C]= 0$ QE						
$x \neq 0$	$Q [C]= 10^{-14} \cdot (a + b \cdot c^x)(d + e \cdot x + f \cdot x^2 + g \cdot x^3 + h \cdot x^4 + i \cdot x^5 + j \cdot x^6)$						
Modell	bl	a	b	c	d	e	f
FS	8	2.328	0.1447	1.713	-3.796e-3	0.6353	0.6797
FU	10	0.5258	9.815e-2	1.666	-2.635e-2	6.1557	8.715e-2
		g	h	i	j		
FS		-0.1035	4.891e-3	-8.87e-5	2.002e-6		
FU		-9.64e-2	5.286e-3	9.569e-6	-2.22e-6		

Tabelle 10: Bestimmung der Ladung aus dem Ausgangswert des QE-Analog-Digital- Converters.

$dn - bl < 0$	$x = -\frac{dn-bl}{20}$						
$dn - bl > 0$	$x = \frac{dn-bl}{20}$						
$x=0$	$Q [C]= 0$ QI						
$x \neq 0$	$Q [C]= 10^{-14} \cdot (a + b \cdot c^x)(d + e \cdot x + f \cdot x^2 + g \cdot x^3 + h \cdot x^4 + i \cdot x^5 + j \cdot x^6)$						
Modell	bl	a	b	c	d	e	f
FS	9	1.854	0.115	1.552	-3.21e-3	0.882	0.6287
FU	11	3.13e-2	0.397	1.446	-0.0249	4.654	-1.143e-3
		g	h	i	j		
FS		-9.047e-2	6.276e-3	8.521e-5	-2.12e-5		
FU		-9.080e-2	7.966e-3	1.864e-4	-2.73e-5		

Tabelle 11: Bestimmung der Ladung aus dem Ausgangswert des QI-Analog-Digital- Converters.

das Ergebnis der Umrechnung wird zur Berechnung der Eigenschaften der Massenspektren (Peakhöhen, Massenaufösung,...) verwendet. Zur Berechnung dieser Funktion ist eine mittlere Multiplivervstärkung von 3.5 zwischen zwei abgenommenen Dynoden (entspricht 3 realen Dynoden, z.B. 5. bis 8. Dynode) angenommen worden. Die Parameter a bis e sind auch für die Flugersatzeinheit bestimmt worden und haben ähnliche Werte.

Die Amplituden der einzelnen Signale der sechs ausgewählten Multiplivervstärkern werden begrenzt. Diese Begrenzung liegt bei ca. 300mV Dynoden-Ausgangsspannung, alle Dynoden zusammen haben ein maximales Ausgangssignal von 2113 mV, welche auf 194 dn von 255 aufgeteilt werden. Die 8-Bit sind also nicht voll ausgeschöpft worden, um eventuelle Basislinien-Drifts während der 10-Jahre dauernden Mission zu berücksichtigen.

Die Gesamtverstärkung läßt sich ausrechnen, wenn man das Ausgangssignal entsprechend der nachfolgenden Formel aufsummiert:

$$\begin{aligned}
 a &= \tanh(3831 \cdot g \cdot U_5 \cdot T^{-1}) \\
 b &= \tanh(7662 \cdot g \cdot U_5 \cdot T^{-1}) \\
 dn &= 12 + 22.4 \cdot b + 34 \cdot a + 31.2 \cdot a + 32.3 \cdot a + 27.5 \cdot a + \\
 &\quad 25.7 \cdot (a + \tanh(690 \cdot g \cdot U_5 \cdot T^{-1}))
 \end{aligned}$$

Dabei gibt T die Temperatur in Kelvin, g die Verstärkung zwischen 3 benachbar-

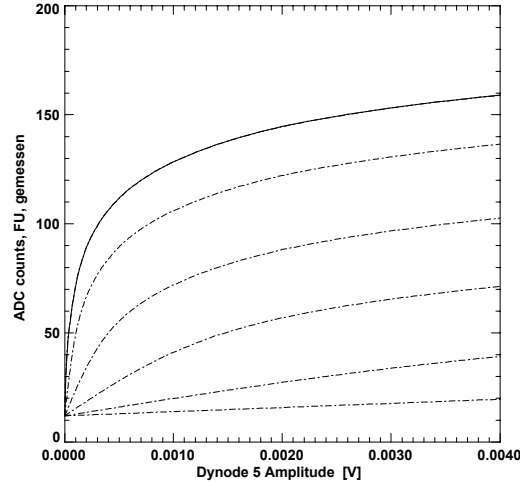


Abbildung 16: Die Kurven zeigen die Umrechnungsfunktion zur Delogarithmierung des Multipliersignales. Das Multipliersignal besteht aus der Summe von sechs Dynodensignalen, die als gestrichelte Linien (Dynodensignal 5, 8, 11, 14, 17 und 20) eingezeichnet sind.

ten Dynoden (2.5 bis 4.0) und U_5 die Ausgangsspannung der Dynode 5 in Volt (10^{-4} bis 0.1). Das Ergebnis dn ist der Ausgangswert des 8-Bit ADCs des Transientenrekorders (0...255). Die Zahl 12 in der Formel gibt den eingestellten Offset an. Die Faktoren beruhen auf den am Rutherford Appleton Laboratory gemessenen Werten. Durch Anfitten dieser Funktion kommt man zu der Gleichung in Tabelle 12.

$dn - bl < 0$		$x = -\frac{dn-bl}{50}$						
$dn - bl > 0$		$x = \frac{dn-bl}{50}$						
$x = 0$	$U_5 = 0$ QM							
$x \neq 0$	$U_5 = a + b \cdot c^x + d \cdot x + e \cdot \exp(x) + f$ [V] (für $x > 0.4$ bei FU)							
$x \leq 0.4$	$U_5 = \frac{3.49317e-6}{0.4} \cdot x$ (nur für FU)							
Modell	bl	a	b	c	d	e	f	g
FS	12	-1.202e-4	9.163e-7	16.42	-9.167e-5	1.064e-4	1.296e-5	3.0
FU	13	-5.768e-5	1.558e-7	21.83	-7.442e-5	6.060e-5	0	3.5

Tabelle 12: Die Umrechnung des Multiplier-Ausgangssignales (ADC) in lineare Werte (Spannung an Dynode 5).

Die Funktionen beziehen sich nur auf positive Werte. Es wird daher ein symmetrisches Verstärkungsverhalten von positiven und negativen Eingangsspannungen angenommen. Das Ergebnis der Funktion ist die Ausgangsspannung der 5. Dynode in Volt. Wenn die Eingangsspannung negativ war ($dn - bl < 0$), dann ist das Ergebnis mit (-1) zu multiplizieren. Der Multiplier hat insgesamt 20 Dynoden, die 5. Dynode liegt also relativ weit vorne am Multipliereingang. An der Dynode 20 ist das Signal am stärksten. Es wurde ein Verstärkungsfaktor von 3 zwischen drei benachbarten Dynoden angenommen.

Festlegung der Kanal-Triggerschwellen Ob die bei einem Staubeinschlag generierte Ladung von der Elektronik erkannt wird, hängt von zwei Dingen ab: Zum Ersten muß die gemessene Ladung größer sein als eine gesetzte Vergleichsladung (Triggerschwelle). Diesen Vergleich übernimmt ein Komparator, dessen Vergleichswert 16 mögliche Werte annehmen kann. Zum Zweiten muß es dem Meßkanal erlaubt sein, ein Ereignis auszulösen (Event-Definition). Per Kommando lassen sich sowohl die Schwellen als auch die Event-Definition der einzelnen Kanäle unabhängig setzen. Durch dieses Verfahren läßt sich jeder Kanal auf das Rauschen und auf Störungen anpassen. Wird ein Meßkanal durch Umgebungseinflüsse (Photoelektronen) gestört und löst dauernd ein Ereignis aus, so kann er aus der Event-Definition herausgenommen werden. Damit wird eine hohe Empfindlichkeit für Ereignisse bei gleichzeitiger Berücksichtigung der Störungen erreicht. Zur Übersicht sind in der Tabelle 13 die Schwellen und die zugehörigen Ladungsgrenzen aufgeführt, wobei die Ausgangswerte des ADCs in Klammern als dn-Wert angegeben sind. Dieser dn-Wert schließt die Höhe der Basislinie (10, bzw. 11dn) ein. Im Flug (Jahr 1999) gewährleisten die Triggerschwellen QMA=1, QI=2, QC=5, QE=5 und QA=4 einen weitgehend störungsfreien Betrieb, wobei ein Event alle paar Minuten ausgelöst wird.

Trigger- schwelle	Triggerschwelle in Coulomb und (dn), Flugeinheit				
	QA	QC	QE	QI	QM-A
0	9.05e-14	8.62e-15 (15)	7.66e-15 (14)	6.50e-15 (17)	40
1	1.26e-13	1.22e-14 (17)	1.17e-14 (16)	7.74e-15 (18)	50
2	2.06e-13	2.16e-14 (22)	2.21e-14 (21)	1.31e-14 (22)	74
3	2.44e-13	2.75e-14 (25)	2.86e-14 (24)	1.75e-14 (25)	85
4	4.20e-13	4.88e-14 (35)	5.18e-14 (34)	3.52e-14 (35)	138
5	4.58e-13	5.34e-14 (37)	5.68e-14 (36)	3.94e-14 (37)	149
6	5.37e-13	6.54e-14 (42)	6.97e-14 (41)	4.83e-14 (41)	174
7	5.73e-13	7.31e-14 (45)	7.79e-14 (44)	5.31e-14 (43)	184
8	1.12e-12	1.84e-13 (77)	1.94e-013 (76)	1.64e-13 (74)	347
9	1.16e-12	1.94e-13 (79)	2.04e-013 (78)	1.74e-13 (76)	358
10	1.24e-12	2.19e-13 (84)	2.30e-013 (83)	2.01e-13 (81)	383
11	1.28e-12	2.23e-13 (86)	2.41e-013 (85)	2.12e-13 (83)	394
12	1.45e-12	2.92e-13 (96)	3.12e-013 (96)	2.77e-13 (93)	447
13	1.49e-12	3.06e-13 (98)	3.27e-013 (98)	2.92e-13 (95)	458
14	1.57e-12	3.44e-13 (103)	3.67e-013 (103)	3.31e-13 (100)	483
15	1.61e-12	3.61e-13 (105)	3.85e-013 (105)	3.48e-13 (102)	494

Tabelle 13: Umrechnung von Triggerschwellen der Meßkanäle in Ladung für die Kanäle QA (Beschleunigungsgitter), QC (Chemisches Target), QT (großes Target) und QI (Ionengitter). Die Schwellen von QM-A (Multiplier-Anode) sind in mV angegeben.

Das Signal des Eintrittsgitters wird in die Eventdefinition nicht mit einbezogen, weil dieser Kanal sehr ladungsempfindlich ist und leicht gestört werden kann. Als Ergänzung wird das Signal des Beschleunigungsgitters QA, welches in 3 mm Abstand vor dem Chemischen Target angebracht ist, in der Event-Definition berücksichtigt, obwohl das Signal nicht digitalisiert und gespeichert werden kann. Der

Vorteil liegt hier in der Schnelligkeit des QA-Ladungsverstärkers, die insbesondere bei der Aufnahme von Massenspektren benötigt wird⁹. Zur Event-Defintion kann auch das Ausgangssignal der Multiplieranode QM-A herangezogen werden. Dieses Signal wird ebenfalls nicht digitalisiert (nicht zu verwechseln mit dem Dynodenlogarithmierer der Multiplierdynoden).

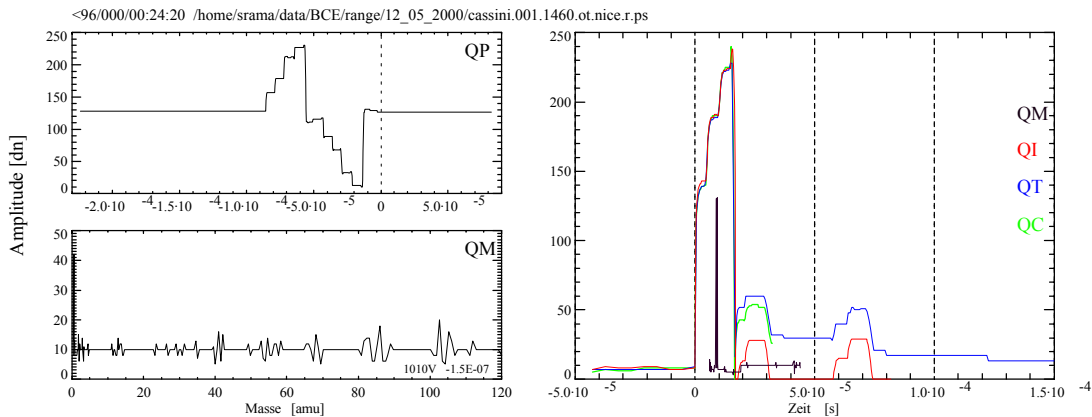


Abbildung 17: Ein Testpuls Nr. 3, der im Labor mit der Flugersatzeinheit im Mai 2000 erhalten wurde. Es wurde kein Multiplier-Testpuls erzeugt (QM-Signal). Die Daten sind geglättet.

Festlegen eines Testpulses In alle Kanäle, die über einen ADC aufbereitet werden, kann ein Testpuls per Kommando eingespeist werden (QP, QC, QE, QI, QM). Dieser Testpuls soll es ermöglichen, die Kanalverstärkereigenschaften zu analysieren. Wichtig sind deshalb eine schnelle Anstiegszeit und verschiedene Stufen im Signal, um Verstärkungsfaktoren zu ermitteln. Die Testpulse für QC, QE und QI sollen so groß sein, daß die Ladungsverstärker in den unempfindlichen Bereich schalten. Die Abbildung 17 zeigt einen Testpuls, der im Labor erhalten wurde.

2.2.4 Software

Zur Erstellung dieser Arbeit wurden zahlreiche Programme in der Programmiersprache IDL (Interactive Data Language) entwickelt und angewendet. Die Funktion dieser Programme erstreckt sich von der Datenauswertung und Datenarchivierung in der Kalibration bis zur Ereigniserkennung und Ereignisbewertung bei der Analyse der Flugdaten. Die Tabelle 14 gibt eine Übersicht über die verwendeten Programme. Die Programme besitzen zahlreiche Unterfunktionen und greifen gemeinsam auf eine eigene IDL-Bibliothek in dem Verzeichnis `./idlpro/mylib` zurück, in der allgemein verwendbare Prozeduren abgelegt sind. Die Tabelle listet nur die großen Programmpakete auf. Daneben wurden zahlreiche Prozeduren

⁹Das Signal der Wasserstofflinie wird nach ca. 500 ns am Multiplieraussgang erwartet. Die Elektronik darf also höchstens 200 ns benötigen, um ein Überschreiten der Triggerschwelle festzustellen, da der Komparator allein eine Zeitkonstante von 150-200 ns aufweist und die digitale Signalverarbeitung des Multipliers ein Delay von ca. 100 ns besitzt.

zur Signalverarbeitung entwickelt (Verstärker-Umschaltkompensation, Multiplier-Peaksuche, etc.).

Die Entwicklung der **Flugsoftware** wurde von der Firma Kaiser KCS GmbH begonnen. Die eigentliche Entwicklung der gesamten Anbord-Datenprozessierung geschah zusammen mit Herrn Helfert von der Univ. Mannheim am Institut für angewandte Informatik des Prof. Stetter. Die Flugsoftware ermöglicht die Gestaltung eines flexiblen Datenrahmen, Wavelet-Komprimierung, Rice-Komprimierung, ein flexibles Ausleseschema und eine Auswertung der wichtigsten Signaleigenschaften sowie eine Klassifikation der Ereignisse. Es wurde der flexible Datenrahmen und die Anbord-Klassifizierung entwickelt.

Programm	Kategorie	Beschreibung
bce6	Kalibration	Visualisierung der Rohdaten des CDA Experiments Analyse der Housekeepingdaten des Experiments Extraktion der Ereignisse in eine *.bin-Datei (binär) Lesen der Daten der CDA-Softwareversion 6.x
analyse3	Kalibration	Lesen von binären *.bin-Dateien und Berechnung von Anstiegszeiten, Amplituden, Integralen etc. Integration zahlreicher Filterfunktionen, Massenspektrumanalyse, Linearisierung der Rohdaten, Extraktion der Ereignisauswertung in die Datei evaluX.dat
evaluate	Kalibration	Einlesen der evaluX.dat Datei; erstellen von Kalibrationskurven, Erstellen von Histogrammen, Anfitzen von Meßpunkten
bce7	Flugdaten	wie bce6, jedoch für CDA-Programmversion 7.x Extraktion der Frames aus den Datenpaketen Erstellen von Counterdaten Übersicht von Housekeepingdaten Ereignisdatenextraktion, Ratenplotterzeugung
proba_xx	Theorie	Wahrscheinlichkeitsberechnung, daß <i>mindestens</i> ein Ereignis von n Ereignissen eintritt. Selbstgeneration aller möglichen Permutationen.
bewertung3	Modell	Güteberechnung eines Parametersatzes
trajcas_impacts2	Flugdaten	Cassini-Trajektorie mit Einschlagsdaten
sc3d	Gesichtsfeld	Cassini und das artikulierte CDA-Gesichtsfeld

Tabelle 14: Übersicht der in dieser Arbeit verwendeten Programmpakete.

2.3 Messungen am Staubbeschleuniger

Die Aufnahme der Einschlagsdaten erfolgte mit der Flugersatzeinheit des CDA am Staubbeschleuniger des MPI-K und am Staubbeschleuniger der Technischen Universität München. Die Abbildung 18 zeigt die Geschwindigkeit und Masse der insgesamt ca. 2000 Staubteilchen. Die Datenaufnahme einiger großer Staubteilchen aus Glas gelang am Beschleuniger der TU-München im Jahre 1996, wobei aus vakuumtechnischen Gründen das Labormodell des CDA Verwendung fand. Dabei wurde auf die Multipliihochspannung aus Sicherheitsgründen verzichtet.

Der Geschwindigkeitswert der Teilchen wurde einer automatischen Messung der *Particle Selection Unit* (PSU) überlassen und ist mit einem Fehler von maximal 5% verbunden, wie in Ref. [50] festgestellt wurde. Die Ladung der Teilchenladung (und damit der Teilchenmasse) erfolgte mit einem Meßröhrchen (Signal QD) direkt vor der großen Meßkammer, um den Einschlag des Staubteilchens nach Durchflug der 6.5 m langen Vakuumröhre sicherzustellen.

Die Geschwindigkeit der Teilchen am Beschleuniger der TU-München erfolgte durch die Flugzeitmessung einer durchschlagenen dünnen Nitrocellulosefolie und dem Ladungssignal beim Einschlag des Teilchen auf dem Target des CDA. Nach jedem Teilchenbeschuß wurde die Folie ausgebaut und nach Löchern zwecks Teilchendurchmesser- und massenbestimmung untersucht. Da jedoch meistens mehrere Löcher und auch leicht zeitversetzte Ladungssignale bei einem Schuß festgestellt wurden, gestaltete sich die eindeutige Zuordnung von Teilchengeschwindigkeit, Teilchenmasse und zugehöriger Einschlagssignale als schwierig. Ungefähr 10 Einschlagssignale können für die Charakterisierung und Kalibration herangezogen werden.

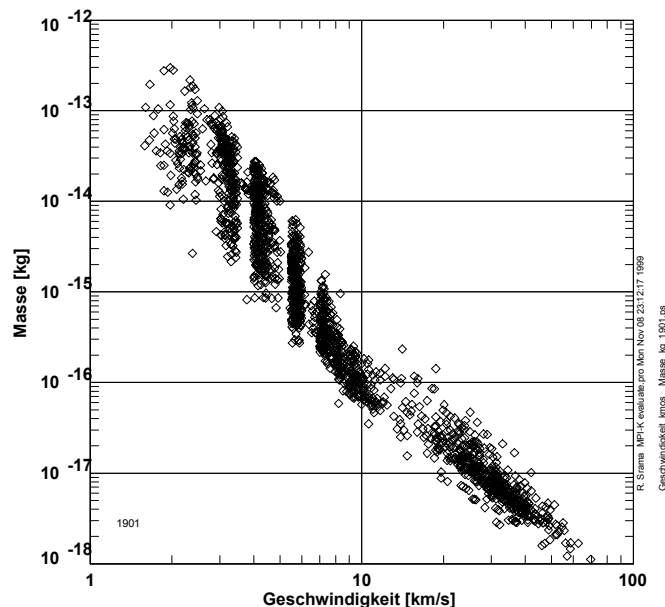


Abbildung 18: Geschwindigkeit und Masse der verwendeten Eisenteilchen am MPI-K für die Messungen an der Flugersatzeinheit des CDA-Instruments.

2.4 Erste Ergebnisse des Gesamtsystems

2.4.1 Allgemeine Funktion

Das CDA-Instrument an Bord der Raumsonde Cassini hat bereits seine Funktionsfähigkeit bewiesen. Das Entriegeln der Drehplattform, das Absprennen des Deckels und das Laden der Flugsoftware waren erfolgreich. Die Temperaturen liegen im erwarteten Bereich, und die Hochspannungen zeigen keine Instabilitäten. Die Stabilität der Multiplierhochspannung ist nicht selbstverständlich, da während der Labortests mit der Flugersatzeinheit Überschläge beobachtet wurden, die einen höheren Experimentstrom und den Ausstieg des Programms zur Folge hatten. Als Schwachpunkt wurde der Kabelkanal zum Multiplier hin identifiziert, der nicht genügend entlüftet ist und deshalb über des innere Ende des Multipliers ausgasst. Das Einhalten entsprechend langer Pumpzeiten und niedriger Temperaturen reduzierten bzw. eliminierten diesen Effekt. Im Flug konnte das Experiment einige Tage ausgasen und die Temperaturen lagen unter den Labortemperaturen. Dadurch traten auch bei der Multiplierspannung von 2.5 kV keine Instabilitäten auf. Bei starken Temperaturerhöhungen kann es jedoch zu höheren Ausgasraten im Kabelkanal kommen, sodaß Überschläge im Multiplierbereich nicht auszuschließen sind.

Die nominale Ereignisrate liegt bei ca. einem Ereignis in 5 Minuten, wobei die gesetzten Triggerschwellen mit den im Labor ermittelten Werten übereinstimmen oder sogar darunter liegen. Die eingestellten Triggerschwellen sind QMA=1, QC=QE=5, QA=4 und QI=2 und alle Kanäle dürfen Ereignisse auslösen. Die Störereignisse werden dabei zumeist in den Zähler #19 bzw. #16 eingeordnet. Die Störungen sind demnach reproduzierbar und einander sehr ähnlich. Eine erhöhte Störrate wurde während der Raumsondenorientierungsänderungen und während der Bestrahlung mit Sonnenlicht festgestellt.

Bei der Aufbereitung der Housekeeping-Werte wurde eine Temperaturabhängigkeit der Instrumenten-Strommessung festgestellt. So liegt der gemessene Instrumentenstrom um einige zehn mA unter den im Labor bestimmten 420 mA. Hier ist noch eine entsprechende Kalibration notwendig.

2.4.2 Vergleich von Labor- und Flugmessungen

In Abbildung 19 sind Einschlagssignale eines 38 km/s-Eisenteilchens auf das **CAT** abgebildet, die bei Labormessungen erhalten wurden. Die Primärladung des Teilchens im QP-Kanal ist gerade noch erkenntbar (kleines Trapez vor dem Nullpunkt). Es entspricht einer Ladung von $1.3 \cdot 10^{-15} C$ ($3 \cdot 10^{-18}$ kg). Nach dem Einschlagszeitpunkt ($t=0$) sind deutlich die am Ionengitter vorbeifliegenden Ionen sichtbar. Das Ionengittersignal QI zeigt deutliche Stufen, die den Peaks des Multipliersignals entsprechen.

Das Signal des großen Targets (QT¹⁰, IID) ist recht schwach, da sich der Einschlag auf dem kleinen Target ereignet. Das QT-Signal weist deutliche durch die

¹⁰Die Bezeichnungen QT und QE sind identisch.

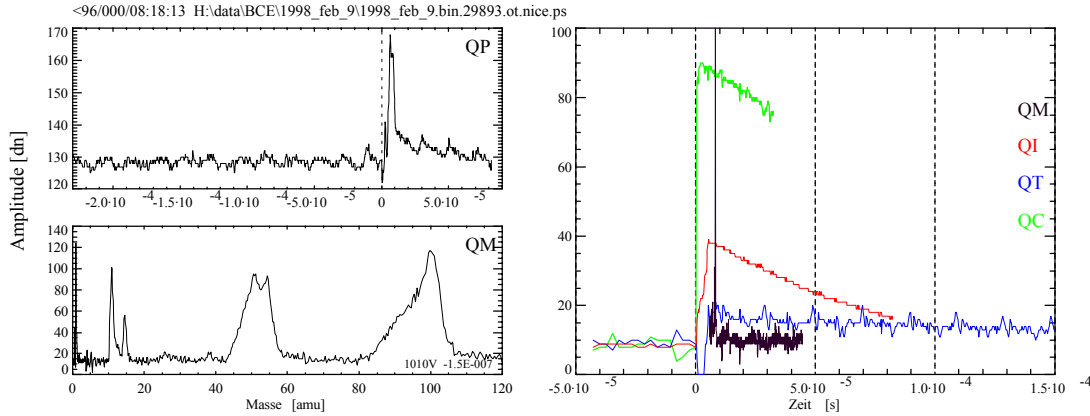


Abbildung 19: Die Einschlagssignale eines 38 km/s Teilchens mit einer Masse von $3 \cdot 10^{-18}$ kg aus Labormessungen.

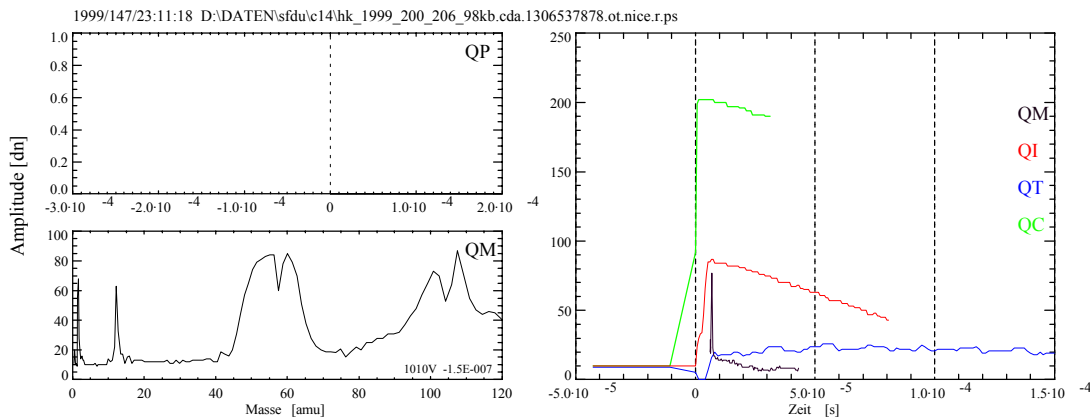


Abbildung 20: Einschlagssignale eines Teilchens mit 24 km/s und einer Masse von $7 \cdot 10^{-17}$ kg auf dem CAT. Aufgrund der Sonnennähe von 1 AE befand sich der QP-Kanal noch in Sättigung und lieferte kein Signal. Die Massenlinien können auf ein Eisennickel-Teilchen zurückgeführt werden. Deutlich sichtbar ist auch der Rhodiumpeak des Targetmaterials. Die H- und C-Linien können auch durch Oberflächenkontaminationen verursacht worden sein.

Spannungsversorgung verursachte Störsignale auf. Zu beachten ist bei allen Kurven, daß es sich um Rohsignale handelt und die Amplituden entsprechend zu de-logarithmieren sind. Die großen Signale treten damit noch deutlicher hervor als es in diesem Bild gezeigt wird. Das Multiplierspektrum zeigt Peaks der Ionen Wasserstoff (bei $0.5 \mu s$), Kohlenstoff, Sauerstoff, dem Projektmaterial Eisen und dem Targetmaterial Rhodium. Wasserstoff, Kohlenstoff und Sauerstoff sind Kontaminationen, die auf der Targetoberfläche bzw. im Staubmaterial vorhanden sind.

Im Vergleich zum Laborsignal zeigt Abbildung 20 die Signale eines Teilcheneinschlags am Tag 147/1999 auf dem CAT. Das gemessene Massenspektrum zeigt die Linien H, C, Fe, Ni und Rh. Silizium und Magnesium sind nicht eindeutig zu identifizieren. Die Ähnlichkeit zu den Laborvergleichsmessungen aus Abbildung 19 ist verblüffend.

Die Spektrometereigenschaften lassen eine Unterscheidung von CHON, Sili-

katreichen oder Wassereis-Staubpartikel zu. Die spektrale Klasse sollte somit eine Herkunftsbestimmung der Staubteilchen erlauben. Kometare Teilchen enthalten große Anteile an Wasserstoff, Kohlenstoff, Sauerstoff, Magnesium und Silizium. Aber auch Stickstoff, Schwefel und Calcium können signifikant vorkommen ([46], [13]). Die Jupiterstrom-Teilchen des Vulkanmondes Io sollten einen extremen Schwefelgehalt aufweisen, und die E-Ring-Teilchen des Saturn bestehen zum größten Teil aus Wassereis. Die Zusammensetzung von interstellaren Staubteilchen ist noch nie direkt gemessen worden. Deren spektrale Daten weisen auf amorphes Silizium und einen CHO-Anteil hin. Die Teilchen asteroidalen Ursprungs lassen sich in die Klassen C (kohlenstoffreich, sehr "dunkel"), S (metallisches Silikate, Gemisch mit Eisen-Nickel und Magnesium-Verbindungen), M (reines Eisen-Nickel) und E (Enstatite, MgSiO_3) einteilen.

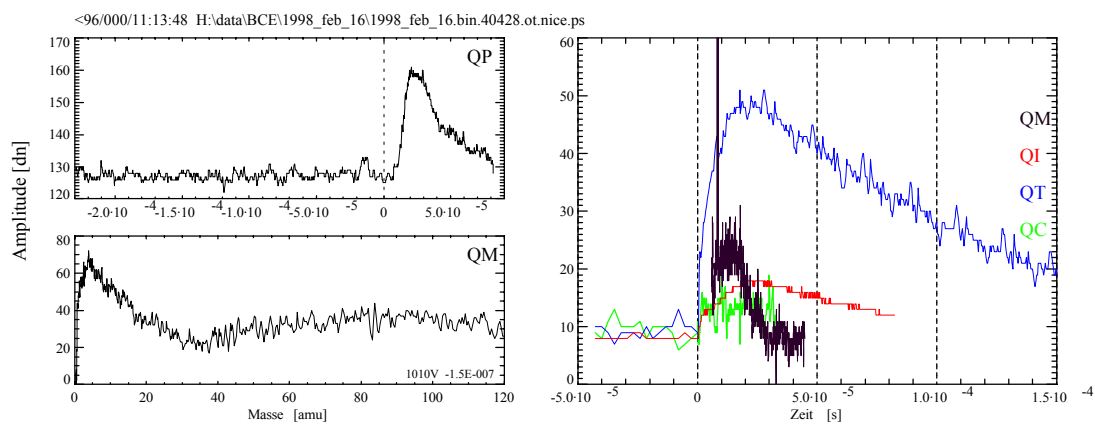


Abbildung 21: Labor-Einschlagssignale eines Teilchens auf dem IID mit einer Geschwindigkeit von 27 km/s und einer Masse von $1 \cdot 10^{-17}$ kg. Die Massenskala im Diagramm unten links bezieht sich auf CAT-Einschläge.

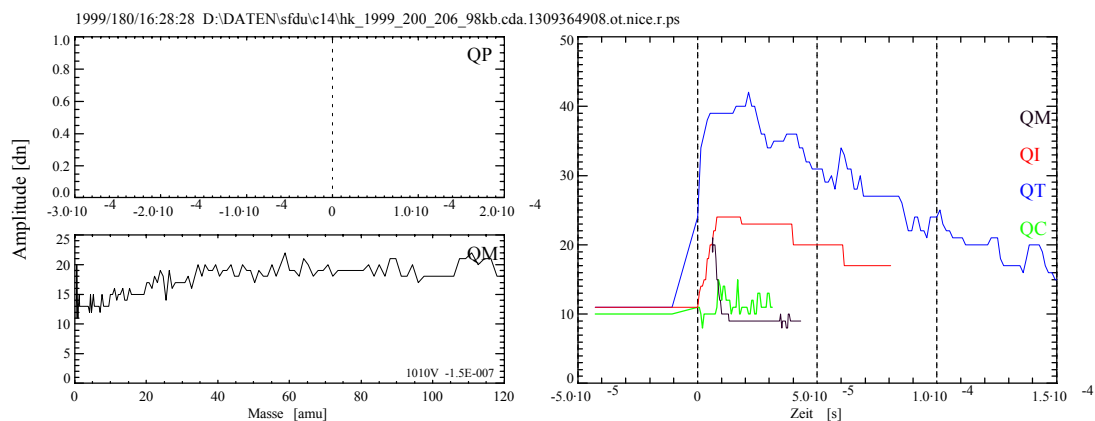


Abbildung 22: Die Einschlagssignale eines Staubteilchens auf dem großen Target (IID) während der Cruise. Die Einschlagsgeschwindigkeit betrug ca. 40 km/s und die Teilchenmasse kann zu $1 \cdot 10^{-16}$ kg bestimmt werden. Der QP-Kanal befand sich in der Sättigung.

Die Abbildung 21 zeigt die Rohsignale eines Eisenteilchen-Einschlags auf dem großen Target des IID mit einer Geschwindigkeit von 27 km/s. Kaum sichtbar ist

die Primärladung des Teilchens (Trapez im QP-Signal) kurz vor dem Einschlagszeitpunkt $t=0$. Das QP-Signal zeigt ein deutliches Signal durch die am Ionengitter vorbeifliegenden Ionen. Im Vergleich zu diesen Signalen zeigt Abbildung 22 die entsprechenden Signale eines im Flug gemessenen Teilcheneinschlags. Auch hier war aufgrund der Sonnennähe noch keine Ladungsmessung durch den QP-Kanal möglich.

Es ließen sich jedoch später ab ca. 1.5 AE Primärladungssignale von Staubteilchen im QP-Kanal messen! Abbildung 23 zeigt das erste erhaltene Ladungssignal eines Staubteilchens. Wertet man das Targetsignal aus, so erhält man eine Teilchengeschwindigkeit von 18 km/s und eine Masse von $3.7 \cdot 10^{-15}$ kg. Die Berechnung des Oberflächenpotentials aus der bestimmten Teilchenmasse ergibt sich zu 48 V. Bestimmt man die Teilchenmasse aus der gemessenen Primärladung, so erhält man eine Masse von $1.4 \cdot 10^{-11}$ kg.

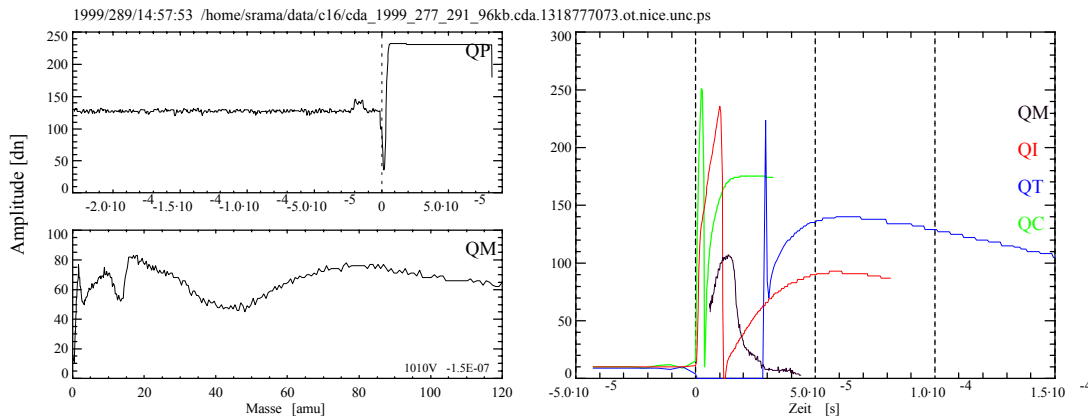


Abbildung 23: Die Signale eines Staubteilchens mit Primärladung bei ca. 1.5 AE. Aus dem Targetsignal läßt sich eine Geschwindigkeit von 18 km/s und eine Teilchenmasse von $3.7 \cdot 10^{-15}$ kg berechnen.

Die bisher identifizierten Teilcheneinschläge der Zeit von März bis Juni 1999 sind zusammen mit der Cassini-Trajektorie in Abbildung 24 dargestellt, wobei ca. 30 Einschläge registriert wurden. Die Raumsonde führte keinen Roll um die z-Achse aus, und der CDA blickte so weit wie möglich in die Apexrichtung (90° CDA Artikulationswinkel). Die Störrate betrug etwa ein bis zwei Ereignisse alle 1000 Sekunden.

2.4.3 Offene Fragen

Die zu klärenden Fragen sind unter anderem:

- Sehr oft werden Signale festgestellt, die nur ein QI-Signal (ca. 40 bis 100 dn) aufweisen, aber kein Targetsignal zeigen. Da der QI-Signal als besonders störsicher gilt, ist noch kein Mechanismus bekannt, der diese Signale hervorruft.

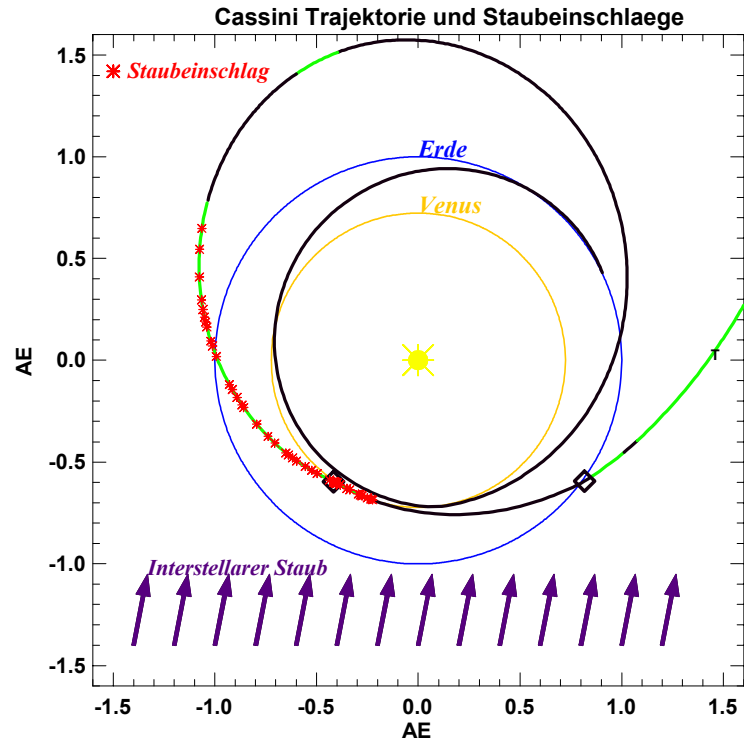


Abbildung 24: Übersicht über die Cassini-Trajektorie (schwarz=CDA aus, grün=CDA an), den Staubeinschlägen (rote Kreuze) und der interstellaren Staubrichtung. Der 2. Venus-Vorbeiflug erfolgte am 24.6.1999, der Erdvorbeiflug am 18.8.1999. Zwei Wochen vor dem Erdvorbeiflug bis zwei Tage nach dem Vorbeiflug war der CDA ausgeschaltet. Insgesamt konnten von März bis Mitte August 30 Staubeinschläge detektiert werden. Die großen Einschläge sind rot dargestellt.

- Die Berechnung der Oberflächenpotentiale von Teilchen aus den Targetsignalen führt zu Werten von 10 bis 100 V. Die theoretischen Vorhersagen liegen jedoch im Bereich von 2 bis 5 Volt.
- Es werden am Multiplier deutliche und sehr breite, sowie auch späte Peaks gemessen (Abbildung 25). Wie kommt es zu diesen Spektren? Sind es Spektren von Einschlägen auf dem großen Target? Erhält man diese breiten Peaks durch verzögerte Ladungstrennung in Targetnähe durch große Einschlagsladungen? Repräsentieren die späten Peaks komplizierte Kohlenwasserstoffmoleküle?
- Die Zuweisung des Einschlagsortes auf das CAT oder den IID ist zu verbessern. Große Teilcheneinschläge generieren zahlreiche Ejektateilchen, die auf dem kleinen Target große Signale verursachen. Können die Signale des Nachbartargets größer sein als die Signale des Einschlagstargets QT?

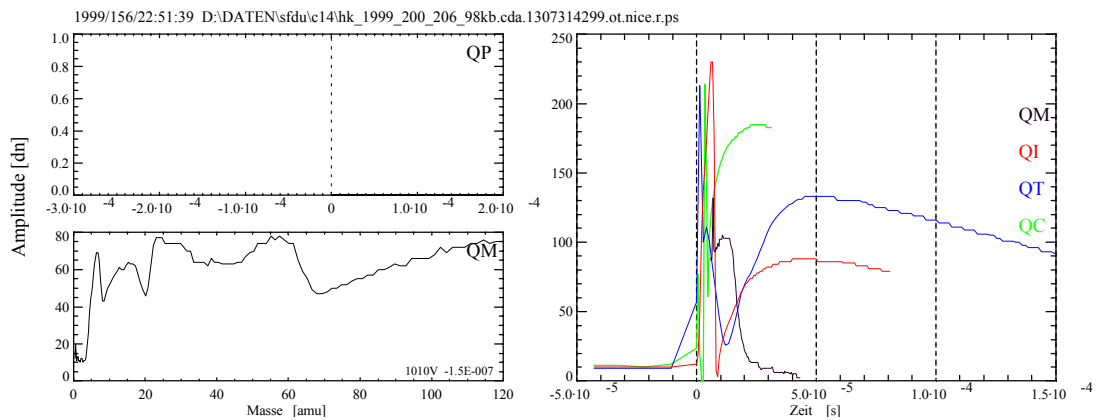


Abbildung 25: Diese breiten Multipliersignale wurden während des Flugs erhalten. Der Einschlag ereignete sich vermutlich auf dem CAT. Der QP-Kanal befand sich in Sättigung.

3 Die Bewertung des CDA Systems

3.1 Systembewertungsverfahren

Das Gesamtsystem CDA auf der Mission Cassini soll mit Situationen verglichen werden, bei denen jedes der vier Untersysteme des CDA auf getrennten kleinen Missionen eingesetzt werden. Diese beiden Situationen werden durch die Ermittlung einer Bewertungsfunktion verglichen. Die Beurteilungskriterien (Parameter) dieser Bewertungsfunktion werden an dieser Stelle beschrieben.

3.1.1 Übersicht der Parameter

Als Parameter sind die Eigenschaften zu verstehen, die ein System für eine Raummission charakterisieren können. Dabei wurde der Parameterbereich auf die für Staubdetektoren relevanten Größen begrenzt. Neben den experimentell bestimm- baren Parametern wie z.B. Masse und Leistungsverbrauch sind auch abstraktere Parameter wie Innovativität und wissenschaftliches Potential für eine umfassende Betrachtung hilfreich. Der folgende Abschnitt soll einen Überblick über die ver- wendeten Parameter geben.

Masse — Die Masse des Experiments.

Leistungsverbrauch — Der elektrische Leistungsverbrauch des Experiments.

Datenvolumen — Das Datenvolumen des Experiments in Megabit pro Woche.

Datenrate — Die Datenrate des Experiments in Kilobit pro Sekunde.

Entwicklungskosten — Die reinen Entwicklungskosten des Experiments für Hardware und Software in MDM (10^6 DM). Darunter sollen nur die Kosten zur Entwicklung neuer Technologien, Softwarewerkzeuge und Verfahren ver- standen werden.

Fertigungskosten — Die Kosten zum Bau des Experiments in MDM (Kosten vor dem Start). Die Baukosten beinhalten auch die allgemeinen Testkosten.

Betriebskosten — Die Kosten zum Betrieb des Instruments vor und nach dem Start. Die Kosten schließen Beobachtungsplanung, Kommandierung, Datenprozessierung und Datenarchivierung ein. Die wissenschaftliche Da- tenauswertung soll hier nicht berücksichtigt werden. Die Kosten werden in Millionen-DM angegeben.

Fehler der Geschwindigkeits, Massen- und Ladungsbestimmung — Der Parameter gibt den Fehler der bestimmten Meßgröße (z.B. Einschlagsge- schwindigkeit) als Faktor an.

Fehler der Richtungsbestimmung — Der Parameter gibt den absoluten Feh- ler der Richtungsbestimmung in Grad bei normaler Einfallrichtung (bore- sight) an.

Untere Meßgrenze der Teilchenmasse — Der Parameter bestimmt, ab welcher Teilchenmasse Teilcheneinschläge bei einer Einschlagsgeschwindigkeit von 10 km/s registriert werden. Die Einheit ist Kilogramm.

Untere Meßgrenze der Teilchengeschwindigkeit — Der Parameter bestimmt, ab welcher Teilchengeschwindigkeit bei einer Teilchenmasse von 10^{-14} kg der Einschlag registriert werden kann. Die Einheit ist Kilometer pro Sekunde.

Untere Meßgrenze der Teilchenladung — Der Parameter bestimmt die kleinste Teilchenladung, die bei einer Geschwindigkeit von 10 km/s gemessen werden kann. Die Einheit ist Coulomb.

Dynamischer Bereich der Geschwindigkeit, Teilchenmasse, Einschlagsrate und Teilchenladung — Der Parameter gibt den Meßbereich des Parameters (z.B. Teilchengeschwindigkeit) in Dekaden an.

Massenauflösung — Die Massenauflösung definiert in einem Massenspektrometer die Fähigkeit, benachbarte Peaks, und damit Massen, zu trennen.

Störanfälligkeit — Zum Erhalten auswertbarer Ergebnisse sollte ein Instrument unempfindlich gegenüber den allgemeinen Umweltbedingungen im interplanetaren Raum sein (Plasma, Photonen aller Energien, hochenergetische Teilchenstrahlen, Temperaturtransienten, elektromagnet. Felder). Eine Definition dieses Parameters ist in Bezug auf die zu erwartenden Bedingungen im Verhältnis zur Empfindlichkeit gegenüber diesen Bedingungen zu sehen.

Ausfallwahrscheinlichkeit — Der Parameter beschreibt die Wahrscheinlichkeit, daß das Instrument innerhalb einer 1-jährigen Betriebsdauer ausfällt.

Ereigniszuverlässigkeit — Dieser Wert drückt die Sicherheit aus, mit der ein gemessenes Ereignis als Teilcheneinschlag erkannt oder als Störung eingeordnet wird. Der Parameter ist einheitslos und besitzt den Wertebereich $[0, \dots, 1]$, wobei hohe Werte eine eindeutige Zuordnung von Störungen und Teilcheneinschlägen bedeuten. Hohe Werte sind also positiv.

Wissenschaftliches Potential — Wissenschaft heißt, etwas Neues zu erfahren. Das kann zum Einen durch die Trajektorie der Raummission und somit dem Meßort an sich schon gegeben sein. Wird jedoch zum wiederholten Male eine Messung durchgeführt, macht sie nur dann Sinn, wenn die Erkenntnisse eine höhere Qualität aufweisen als frühere Messungen. In die Definition muß demnach die Genauigkeit der Messungen und ihr dynamischer Bereich eingehen. Desweiteren spielt auch die Anzahl der Meßmethoden eine Rolle. Die genaue Definition erfolgt bei der Festlegung der Parameter. Höhere Werte bedeuten eine hohe Qualität der Wissenschaft.

Die Parameter sind jedoch auch in Hinsicht auf Staubmessungen sicherlich nicht vollständig. So wird die Möglichkeit, die Dichte, Porosität, Form und räumlich aufgelöste Elementverteilung zu messen und zu bewerten, nicht berücksichtigt. Ebenso können Innovativität und Popularität bei der Auswahl von Instrumenten oder

Raummissionen wichtig sein. Unberücksichtigt bleibt auch der Grad der Selbstautonomie eines Experiments, der die Möglichkeit und Fähigkeit eines Instrumentes beschreibt, selbstständig auf bestimmte Situationen zu reagieren, sodaß der Missionsbetrieb weniger Interaktion erfordert.

3.1.2 Bewertungsfunktion

Für die Beurteilung eines Systems wird eine Funktion benötigt, die aus den ermittelten Parametern die entsprechende Eignung ermittelt. Dafür muß man zunächst die Eignung eines einzelnen Parameters definieren (E_E). Diese Eignung wird mit einem eigenen Wichtungsfaktor W_E versehen und mit allen anderen Eignungen multipliziert. Dieses ist dadurch zu begründen, daß ein System für eine Aufgabe nur dann geeignet ist, wenn möglichst alle Anforderungen erfüllt werden. Das Produkt der gewichteten Einzeleignungen (man kann es auch Einzelgüten nennen) stellt dieses sicher. Je größer das Produkt wird, desto besser werden die Anforderungen erfüllt. Um die Ergebnisse verschiedener Systeme miteinander vergleichen zu können, ist es wichtig, die Ergebnisse (Gesamteignung) E_G so zu normieren, daß nur Werte von 0 bis 1 als Ergebnis in Frage kommen. Unterschiedliche Wichtungsfaktoren werden dabei durch den Normierungsfaktor $\frac{1}{\sum_n W_E}$ berücksichtigt. Die Methode findet auch bei der Berechnung von Güten seine Anwendung [47]. Die Berechnung der Gesamteignung E_G aus n unabhängigen Parametern ist in Gleichung 10 dargestellt. Diese Funktion bildet die Grundlage dieser Arbeit.

$$E_G = \left(\prod_n E_E^{W_E} \right)^{\frac{1}{\sum_n W_E}} \quad (10)$$

$$E_E = \frac{V_I}{V_S} \quad \text{und } 0 \leq E_E \leq 1 \quad (11)$$

V_I = Istwert des Parameters

V_S = Sollwert des Parameters

E_E = Eignung eines Parameters (Einzelparametereignung)

W_E = Wichtung eines Parameters (Einzelwichtung)

Als alternative Methode der Bewertung einer Zielerfüllung kann auch ein technisch-wirtschaftlicher Bewertungsansatz nach Kesselring (Ref. [39] und [11]) angesetzt werden. Sei g_i der Gewichtungsfaktor des i -ten Bewertungskriteriums mit der Punktzahl p_i für ein Bewertungskriterium (Güte) und der maximal erreichbaren Punktzahl p_{max} , dann ist W die gewichtete technische Wertigkeit bei n Bewertungskriterien:

$$W = \frac{1}{p_{max}} \frac{\sum_{i=1}^n p_i g_i}{\sum_{i=1}^n g_i} \quad (12)$$

Die Punktzahl p_i wird nach einem zuvor erstellten Bewertungsmaßstab erstellt. Die Gewichtungsfaktoren g_i spiegeln den jeweiligen Grad des Bewertungseinflusses wieder. Die Summe aus den Faktoren Punktzahl und Gewichtungsfaktor ($p_i g_i$) wird als absolute Wertigkeit definiert. Die maximal erreichbare normierte Wertigkeit beträgt eins.

3.2 Entwicklung eines Datenauswertungssystem für die Labormessungen

3.2.1 Auswertungssystem der Messungen

Wie in der Einleitung beschrieben soll diese Arbeit das Zusammenwirken verschiedener Untersysteme anhand der Datenanalyse von Meßdaten charakterisieren. Gesucht sind also die Eigenschaften eines jeden einzelnen Untersystems und die sich durch die Kombination ergebenden Gesamteigenschaften. Die Unterschiede, die sich bei der Analyse ergeben, sind nicht vorhersehbar und müssen herausgearbeitet werden. Dafür wird allerdings ein Werkzeug benötigt, welches die Daten in einer geeigneten Form präpariert, analysiert, darstellt und archiviert. Dieses Kapitel beschäftigt sich mit den Anforderungen und den Eigenschaften dieses Werkzeugs.

Problemspezifikation Im Labor wird am Staubbeschleuniger eine Meßreihe mit der Flugersatzeinheit des CDA vorgenommen, die es ermöglicht, das Gesamtsystem CDA zu charakterisieren (Teilchen der Abb. 18). Am Beginn der Datenauswertung steht die Aufzeichnung der Daten im Staublabor, welche erforderlich ist, sofern keine Echtzeit-Datenauswertung vorliegt. Hier soll auf ein bereits vorhandenes System bestehend aus zwei Personal-Computern unter DOS bzw. Windows 3.11 zurückgegriffen werden¹¹. Die Datenaufzeichnung erfolgte in einem speziellen Binärformat (cassini.xxx - Dateien, wobei xxx eine Zahl ist) zu dem keine Dekodier- und anderen Softwarewerkzeuge existierten¹². Diese binärkodierte Experimentdateien sind in ([48]) beschrieben und stellen den Ansatzpunkt für die nachfolgende Auswertung.

Die Probleme können wie folgt formuliert werden: Wie kann dekodiert werden? Was und wie ist auszuwerten? Wie sind die Auswertungsergebnisse darzustellen? Welche Auswertungsprodukte sind notwendig, welche sind wünschenswert und welche sind zwangsläufig zu erzeugen? Welche Randbedingungen sind beim Betrieb der Auswertung zu beachten?

Anforderungsspezifikation an das Datenauswertesystem

- Funktionalität

Das Dekodieren der Binärdaten, die Visualisierung der Meßdaten mit manueller und automatischer Auswertungsmöglichkeit, das Abspeichern der ausgewerteten Daten, die Darstellung der ausgewerteten Daten in beliebiger Weise und

¹¹Das Businterface zum Experiment bildet ein DOS-betriebener PC (RTIU, Remote Terminal Interface Unit). Dieser PC ist über eine Ethernet Schnittstelle mit einem Windows-3.11 basierten Rechner verbunden, der das Kommandieren und die Datenaufzeichnung übernimmt (BCE, Bench Checkout Equipment).

¹²Diese Daten werden unter dem Namen Cassini.xxx auf dem Windows-3.11-BCE Computer abgelegt. Die Dateien enthalten alternierend Housekeeping (Länge 64+12 Byte) und Science-Pakete (Länge 512+12 Byte). 8 Science Pakete bilden die Rohdaten eines Ereignisses (Signale in 8 Bit Auflösung).

die Erzeugung von Auswertungsprodukten wie Ausdrücke oder Postscript-Dateien gehören zu den Anforderungen. Die Auswertung soll diverse mathematische Funktionen beinhalten wie Integralberechnung, Fourieranalyse und Frequenzfilter, die Anwendung statistischer Methoden wie Median, Varianz und Standardabweichung auf die später erhaltenen Auswertungsdiagramme ist ebenfalls erforderlich. Ferner wird die Sichtbarkeit und Zurückverfolgung des Datenweges verlangt, welches insbesondere bei der Analyse der erhaltenen Auswertungsdiagramme hilfreich ist.

- Flexibilität

Im Laufe der Zeit die Rechner- und ihre Betriebssysteme. Es soll eine Grundforderung sein, daß das zu entwickelnde Verarbeitungsverfahren auf den Rechnersystemen Windows-PC, Unix-PC, Unix-HP und Unix-Sun implementier- und ausführbar ist. Diese Forderung ist durch die inhomogene Rechnerumgebung des Max-Planck-Instituts für Kernphysik begründet. Als Zweites ist die Frage zu stellen, inwiefern sich das Datenformat am "Front-End" selbst ändern wird. Hierzu ist festzustellen, daß das Datenformat, welches durch das Experiment selbst erzeugt wird, sich durchaus ändern kann. So wird mit der nächsten Ausgabe der Flugsoftware für das Cassini-Experiment eine völlige Umstellung geplant. Die Berücksichtigung dieser Variabilität am vorderen Ende der Bearbeitungskette ist durch die Struktur des Verarbeitungsverfahrens besonders wichtig.

- Automatisierungsgrad

Im Falle der hier gestellten Aufgabe heißt Automatisierung, daß z.B. Dekodierungen, Ein- und Auslesezyklen automatisch ablaufen müssen. Auch die Visualisierung von Daten beinhaltet für sich keine Intelligenz und soll automatisch erfolgen. Die Analyse der Daten kann jedoch nur dann automatisiert werden, wenn die Signale störungsfrei sind. Sollten Störungen oder Rauschen vorliegen, können diese bei hinreichender Kenntnis ihrer Eigenschaften ebenfalls automatisch eliminiert werden. Zur Zeit sind nur die intrinsischen Kanaleigenschaften bekannt (Störungen und das Rauschen der Verstärker selbst und die Einflüsse der CDA-Elektronik). Leider wurde festgestellt, daß die Störungen oft aus einem Frequenzgemisch bestehen, welches sich nicht ohne Nebenwirkungen auf die Signalform durch Filtern reduzieren läßt.

Anzustreben bei dem Automatisierungsgrad der Signalanalyse (Anstiegszeiten, Amplituden, Integrale, Peakpositionen, etc.) ist deshalb ein Halbautomatismus: Bei Bedarf sollen verschiedene Filter zur Reduzierung des Rauschens zum Einsatz kommen. Eine Automatisierung dieser Funktion soll nicht ausgeschlossen werden.

- Entwicklungszeit und Kosten

Die Entwicklungszeit darf fünf Mannmonate nicht überschreiten, da sonst der allgemeine Projektzeitplan nicht eingehalten werden kann, und die Gefahr besteht, daß die Entwicklungszeit sich mit dem Erhalt von den realen Daten der Raumsonde überlappt. Finanzielle Mittel zwecks Anschaffung besonderer Software oder zur Vergabe von Aufträgen an Dritte zur Lösung dieser Aufgabe sind nicht vorgesehen. Es ist jedoch die Beschaffung üblicher Entwicklungsumgebungen möglich.

- Zukunftsträchtigkeit, Skalierbarkeit und Erweiterbarkeit

Zukunftsträchtigkeit ist ein recht allgemeiner Begriff der grob beschreibt, inwieweit ein Verfahren auf sich ändernde Randbedingungen reagiert. Die Randbedingungen können dabei Rechnerumgebungen, Betriebssysteme, populäre Programmiersprachen, die Eigenschaften der mit dem Verfahren arbeitenden Arbeitsgruppe (Kenntnisse der Mitarbeiter und Gruppengröße) und Betriebskosten sein. Bei dem Punkt Flexibilität wurde die Lauffähigkeit auf verschiedenen Rechnerumgebungen und Betriebssystemen bereits gefordert. Außerdem soll auf eine zumindest in der Wissenschaft verbreitete Programmiersprache (oder Anwendungsprogramme) zurückgegriffen werden, bei der eine gleichbleibende oder zunehmende Verbreitung absehbar ist. Dies ist auch unter dem Aspekt sich ständig verändernder Arbeitsgruppen notwendig. Es soll ein Verfahren entwickelt werden, welches nicht nur durch den Entwickler selbst anwendbar und erweiterungsfähig ist.

Die konkret gestellte Aufgabe der Datenanalyse eines bestimmten und bereits erhaltenen Datensatzes ist zwar zeitlich begrenzt, aber das Cassini-CDA Experiment wird weiteren Kalibrationsmessungen unterzogen und die Meßdaten waren ab dem Monat Juni 1999 zu erwarten. Durch die mögliche Einbeziehung der noch ausstehenden Daten muß das Datenmanagement entsprechend skalierbar sein.

- Sicherheit

Das Auswertungsverfahren soll keinen besonderen Sicherheitsanforderungen unterliegen. Es wird angenommen, daß die Rechnerumgebung, auf denen das Verfahren angewendet wird, den üblichen Sicherheitsanforderungen gerecht wird.

- Komplexität, Stabilität, Geschwindigkeit

Das Softwarepaket soll durch weitere Personen anwend- und weiterentwickelbar sein. Die Komplexität ist deshalb so weit wie möglich zu beschränken. Eine Beschränkung der Komplexität bringt zudem ein Gewinn an Ausführungsstabilität und Ablaufgeschwindigkeit. Die Dekodierung der Ausgangsdaten soll innerhalb weniger Sekunden passieren, die Auswertung der Daten soll innerhalb einer Minute möglich sein, und die Erstellung von Datenanalysen in Form von Diagrammen soll ebenfalls im Minutenrahmen erfolgen können.

Lösungsmöglichkeiten Die Lösungsmöglichkeiten gliedern sich nach Anzahl der auszuführenden Arbeitsschritte und der Art der verwendeten Software. Bei der Art der Software ist zwischen käuflicher Software und Eigenentwicklungen zu unterscheiden. Weiterhin ist die evtl. Verwendung einer Datenbank von Bedeutung. Die Lösungsmöglichkeiten unterscheiden sich durch diese Faktoren hinsichtlich Entwicklungsaufwand, Flexibilität und Komplexität. Die verschiedenen Realisierungsmöglichkeiten sind in Abbildung 26 dargestellt. Das Diagramm zeigt drei deutliche Zweige: Die Realisierung mit käuflicher Software (links), eine überwiegend eigene Entwicklung (mitte) und eine Realisierung, in deren Mittelpunkt eine

Datenbank steht. Der Entwicklungsaufwand für die einzelnen Pakete ist durch eine stärkere Umrandung veranschaulicht. Deutlich sieht man den Mehraufwand bei der Entwicklung eigener Software und bei der Verwendung einer Datenbank.

Die Ausgangssituation sind die vom Instrument produzierten Rohdaten, die über einen Rechner, der das Businterface der Raumsonde nachbildet, auf einem PC als Binärstream abgelegt werden. Dieser Binärstream enthält sog. "Housekeeping" und "Science" - Pakete. Die Daten, die zu einem Staubteilcheneinschlag gehören, sind evtl. über mehrere Pakete verteilt. Als erstes sind also die Daten, die zu einem Ereignis gehören, zusammenzusuchen und in geeigneter Form dem nachfolgenden Auswerteprogramm zur Verfügung zu stellen. Diese Dekodier-Konvertier-Funktion liefert die Daten für das Archiv mit dem Level 1.

Der wichtigste Schritt ist die Auswertung der Daten des Level1-Archivs. Hier werden die Rohdaten visualisiert, nach Bedarf prozessiert (gefiltert, transformiert, geglättet, etc.) und die Anstiegszeiten, Amplituden, Integrale, Peakpositionen usw. bestimmt. Die Ergebnisse werden im Level2-Archiv abgelegt. Die Interpretation der Level2-Daten erfolgt mit Hilfe der Level2-Auswertung. Gemeint ist hier bereits die Erstellung von Kalibrationskurven und anderen Zusammenhängen zwischen den einzelnen ausgewerteten Parametern. Das Resultat der Level2-Auswertung ist in Form von Bildschirmplots, Hardkopien oder einfach als Textdatei im Archiv des Levels 3 abzulegen.

Spezifikation des ausgewählten Auswertungssystems Die optimale Lösung wird durch den mit Pfeilen gekennzeichneten Weg beschrieben. Dieser Weg kennzeichnet sich durch besondere Erfüllung der Randbedingungen Flexibilität, Zukunftssicherheit, Funktionalität, Realisierungszeitraum und Automatisierungsgrad aus. Zu diesem Schluß gelangt man nach dem Ausschlußprinzip der anderen Lösungen: Der "linke" Zweig des Diagramms in Abbildung 26 läßt sich zwar sehr zügig durch den Kauf fertiger Softwarepakete realisieren, jedoch bringt der Kauf eines fertigen Pakets immer die Probleme der Erweiterbarkeit, der Schnittstellenanpassung und die Fixierung auf eine Arbeitsplattform mit sich. Eine Lösung durch rein kommerzielle Software ist auch deshalb nicht möglich, weil das Ausgabeformat des Experiments so speziell ist, daß auf jeden Fall ein Konverter benötigt wird. Die reine Auswertung der Level1-Daten ist sicherlich mit käuflicher Software kein Problem, aber das Festhalten der Ausgabe muß in einer Form passieren, die die nachfolgende Level2-Software wieder verarbeiten kann. Hier ist manuelles Nachbessern durch eine Konversion in Level-2a-Produkte notwendig, was dieses Verfahren langsam und uneffektiv macht. Desweiteren wird durch das ASCII-basierte abspeichern wesentlich mehr Speicherplatz benötigt. Tabelle 15 gibt eine Übersicht über die prinzipiellen Unterschiede einer Eigenentwicklung, der Verwendung von kommerzieller Software¹³ und dem Spezialfall der Verwendung einer Datenbank wieder. Die Werte in den Klammern geben die Wertung in Bezug auf eine Eigenschaft an, wobei maximal 10 Punkte vergeben werden. Zieht man eine für die hier zu lösende Aufgabe bezogene Wichtung in Betracht, ergibt sich die Eigenentwicklung ohne Datenbank als Optimum. Das Datenbankdesign zu

¹³Hier sind kaufbare Produkte wie SigmaPlot, Excel oder Origin gemeint.

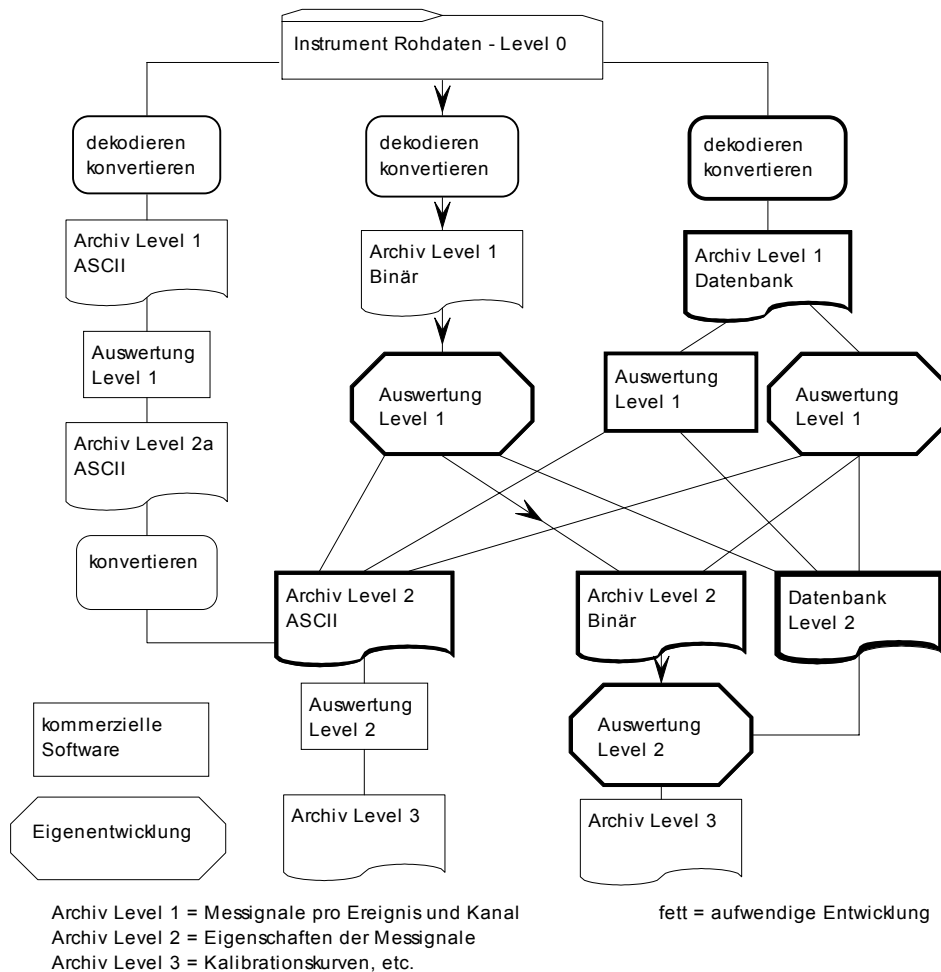


Abbildung 26: High-Level Lösungsmöglichkeiten des Datenauswertungssystem für die Labordaten der am MPI-K erzielten Meßdaten mit der Flugersatzeinheit.

entwerfen ist zeitaufwendig, und die Implementierung der Schnittstellensoftware ist ebenfalls entwicklungsaufwendig. Wenn es gilt, reale Daten des Flugexperiments zusammen mit den Housekeepingdaten auszuwerten und zu archivieren, überwiegen die Vorteile der Datenbank bzgl. der Skalierbarkeit. In dem hier vorliegenden Fall der Auswertung und Archivierung von zeitlich und quantitativ beschränkten Daten ist die Berücksichtigung der Entwicklungszeit jedoch schwerwiegender.

Der gewählte Lösungsweg sieht wie folgt aus:

1. Konvertieren des Rohdatenstroms in einen Binärdatenstrom bestehend aus zusammengehörigen Rohdaten und der Zeit des Ereignisses (Datenarchiv Level 1). Das dafür benötigte Programm nennt sich "bce6.pro"¹⁴ bzw. "bce7.pro".
2. Einlesen der Level-1-Datei und kanal- und ereignisweise Bearbeitung (evtl. glätten oder filtern) und Auswertung (Bestimmung von Integralen, Anstiegszeiten, Amplituden,...). Das hierfür benötigte Level-1-Auswerteprogramm

¹⁴Die Bezeichnung "bce" ist die Abkürzung für "Bench-Checkout-Equipment" und deutet die starke Ankopplung an die Experiment-Rohdaten an.

nennt sich "analyse3.pro". Vor der genauen Auswertung werden die Daten bzgl. der bekannten Verstärkerkennlinien linearisiert. Die ausgewerteten Daten werden in kompatibler binärer Form an die bestehende "Resultatdatei" angehängt. Die Bezeichnung "kompatibel binär" bedeutet plattformübergreifend, aber dennoch in binärer Form (XDR-Format). Zur einfachen Gestaltung der Schnittstelle wurde weiterhin eine Struktur definiert, die alle Resultate eines Ereignisses enthält. Die Level-2-Archivdatei mit den Resultaten (evaluX.dat) enthält also eine Aneinanderreihung von binären Strukturen.

- Die Level-2-Daten werden mit Hilfe eines weiteren selbstentwickelten Programms eingelesen. Der Benutzer hat nun die Möglichkeit einer flexiblen Auswertung. Dieses wird durch den direkten Zugriff auf die Strukturparameter erlaubt. Die genauen Einzelheiten zur Datenauswertung mit dem Programm "evaluate.pro" sind im Anhang gegeben. Herauszuheben sind die Filtermöglichkeiten vor der Darstellung eines Zusammenhangs. So kann nach Daten gesucht werden, die z.B. mindestens 4 Peaks im Spektrum aufweisen, oder bei denen das Ionengittersignal eine bestimmte Amplitude überschreitet. Ausgabemöglichkeiten des Programms sind z.B. Dateien mit den x-y-Werten in ASCII-Format oder Postskript-Dateien.

Eigenschaft	Wertung W_t			W_{ch}
	Eigenentwicklg.	Kommerziell	Datenbank	
Flexibilität	sehr hoch (10)	niedrig (2)	hoch (8)	10
Entwicklungsaufwand	hoch (2)	niedrig (8)	hoch (1)	25
Anschaffungskosten	mittel (7)	mittel (5)	hoch (2)	3
Erweiterbarkeit	hoch (8)	niedrig (1)	hoch (8)	10
Stabilität	hoch (9)	mittel (5)	hoch (8)	3
Funktionalität	mittel (6)	mittel (5)	mittel (5)	5
Pflegeaufwand	niedrig (9)	niedrig (8)	mittel (5)	3
Systemanforderungen	mittel (7)	mittel (6)	hoch (3)	3
Portierbarkeit	gut (8)	schwierig (2)	schwierig (2)	7
Skalierbarkeit	mittel (7)	gering (3)	hoch (10)	10
Automatisierungsgrad	hoch (10)	niedrig (2)	hoch (10)	15
Ein/Ausgabeanpassung	einfach (8)	aufwendig (6)	aufwendig (2)	5
$\sum_i (W_{t_i} \cdot W_{ch_i})$	678	436	543	

Tabelle 15: Eigenschaften von Softwaretypen und deren Wertung. Die jeweiligen Eigenschaften werden mit dem Faktor W_{ch} gewichtet. Die Datenbank stellt einen Spezialfall kommerzieller Software dar. Die Werte in den Klammern geben die Wertung W_t an, wobei 10 die beste Bewertung darstellt. Die Eigenentwicklung bietet die beste Lösungsmöglichkeit.

Die Entscheidung für eine Eigenentwicklung brachte eine weitere Frage mit sich: Welche Entwicklungsumgebung erfüllt die geforderten Anforderungen. So galt es insbesondere eine Entscheidung zwischen C, C++, JAVA und IDL zu treffen. JAVA ist bekanntlich für seine Plattformunabhängigkeit bekannt. Jedoch sind für JAVA noch nicht genügend mathematische Routinen bekannt, die bei der Datenprozessierung benötigt werden. C und C++ bieten sowohl eine grafische Benutzer-

schnittstelle als mathematische Bibliotheken zur Datenverarbeitung. Der Nachteil einer C/C++ Entwicklung ist die Festlegung auf eine Entwicklungsumgebung. Inkompatibilitäten einer unter Windows entwickelten Software, die unter UNIX ausgeführt wird, sind wahrscheinlich. Die ausgewählte Entwicklungsumgebung heißt deshalb IDL (Interactive Data Language, RSI Corp.). Gerade weil IDL im Forschungsbereich große Anwendung findet, ist es eine Programmiersprache, die zahlreiche Werkzeuge und Bibliotheken zur Datenprozessierung und Datendarstellung bereitstellt. Hinzugekommen ist in den letzten Jahren auch eine grafische Benutzerschnittstelle, die dem Anwender die Bedienung komplexer Programme sehr erleichtert. Die unter IDL entwickelten Programme laufen unter Windows 3.11, 95, NT, Sun-Solaris und HP-UX.

3.3 Ermittlung der Parameter

Die Parameterbestimmung erfolgt durch die Auswertung der an den Staubbescleunigern gewonnenen Messungen. Bei der nachfolgenden Aufstellung der Parameter der Untersysteme ist zu berücksichtigen, daß sich die Angaben für QP, IID, CAT und HRD auf eine Raumsonde beziehen, die weniger komplex als Cassini ist. So ist bei Masse und Leistungsverbrauch z.B. zu berücksichtigen, daß kein 1553 Bus mit der erforderlichen schweren und leistungsstarken Interfaceplatine (BIU) benötigt wird. Die Angaben der Untersysteme beziehen sich also auf eine kleine und einfache Mission, während die Angaben des CDA in Zusammenhang mit der Cassini-Sonde zu sehen sind.

Es wird der Fall betrachtet, daß die vier Untersysteme auf vier getrennten kleinen Missionen eingesetzt werden, und die Bewertung erfolgt in Hinsicht auf den CDA auf der Cassini-Mission.

3.3.1 Masse, Leistungsverbrauch, Datenvolumen und Datenrate

System/Eigenschaft	QP	IID	CAT	HRD	CDA
Masse [kg]	3.5	8.0	7.4	1.1	17.15
Elektr. Leistung [W]	1.7	8.0	9.0	0.7	17.0
Datenvolumen [MBit/Woche]	120	100	120	5	75
Datenrate [kBit/s]	0.2	0.166	0.2	0.08	0.5

Tabelle 16: Übersicht der Systemeigenschaften. Da die Systeme CAT und IID z.T. gleiche Komponenten verwenden, ist die Gesamtmasse des CDA kleiner als die Summe der Massen der Einzelsysteme.

Bei der Aufstellung der Masse ist die hohe Masse des CDA auffällig (vergl. Tabelle 16). Dieses wird durch den Drehtisch mit seinen ca. 3 kg und den daraus ergebenden schweren Strukturversteifungen erklärt. Der elektrische Leistungsverbrauch wird durch die Anzahl der Meßkanäle, den Hochspannungen und dem Motor des Drehtisches (CDA) bestimmt. Das QP-System benötigt keine Hochspannungen, besitzt keinen Drehtisch und kommt mit einem Meßkanal mit 6 MHz aus. Der IID, CA und CDA benötigen Hochspannungen und die schnelle Wandlungsfrequenz des Multiplizierkanals. Der Leistungsverbrauch des Dekontaminationsheizers des CAT ist nicht berücksichtigt worden.

Beim Datenvolumen fällt auf, daß der CDA relativ moderate Werte aufweist. Bei diesem System ist ein höherer Entwicklungsaufwand der Datenkompression berücksichtigt worden, der für die anderen Systeme nicht realisierbar gewesen wäre. Der HRD hat weder Hochspannungen, noch werden Analogsignale digitalisiert. Aus diesem Grunde in Verbindung mit seiner mechanisch kompakten Form ist der HRD in allen Aspekten genügsam.

3.3.2 Kosten

Bei der Beendigung eines Projekts ist es unerheblich, welche Kosten bei Fertigung, Betrieb oder der Entwicklung im Einzelnen entstanden sind. Vielmehr wird nach den Gesamtkosten gefragt. Da diese Arbeit jedoch als präventive Methode zur Beurteilung eines Experiments auf einer Sonde herangezogen werden soll, kann die zeitliche Verteilung der Kosten eine erhebliche Rolle spielen. Entwicklungs- und Fertigungskosten könnten ggf. positiv bewertet werden, um die Industrie zu unterstützen, oder um Innovation zu fördern. Deshalb soll versucht werden, die Kosten in die Phasen Entwicklung, Bau und Betrieb einzuordnen.

Bei den Kosten ist zu berücksichtigen, daß Fertigungs-, Entwicklungs- und Betriebskosten für eine kleine Mission durch andere Testmaßstäbe und Missionsbetriebsverfahren günstiger sind.

Das Modellsystem **Betriebskosten** eines Experiments setzt sich zusammen aus den Komponenten ([54])

- Gesamtmanagement, Kombination aller notwendiger Aktivitäten zur Definition der Ziele, Ausarbeiten der Interface, Definition der Prozeduren und Regeln und Erstellen des Beobachtungsplanes (Missionsplan für ein Experiment)
- Experimentkontrolle, alle Aktivitäten, Personen und das Bodensystem zur Kontrolle und zum Betrieb eines Experiments
- Datenprozessierung, Anzeige, Verteilung und Archivierung von Telemetrie und anderer Daten auf dem Boden
- Engineering, Planung, Entwicklung, Integration, Test und Aufrechterhaltung des Bodensystems
- Beobachtungsplanung, alle Aktivitäten und Prozeduren zur Erstellung und Definition der Kommandoaktivitäten

Die Betriebskosten können von den folgenden Parametern abhängen:

- Komplexität des Experiments, Anzahl der möglichen Kommandos und Häufigkeit der zu sendenden Kommandos. Eine große Instrument-Selbstautonomie mindert die Betriebskosten, da weniger Interaktion erforderlich ist.
- Anzahl der Schnittstellen zum Projekt (Projektgröße). Je kleiner ein Projekt ist, desto weniger Schnittstellen gibt es, und desto geringer sind die Betriebskosten.
- Anzahl der Instrumente auf der Raumsonde mit unterschiedlichen Beobachtungsgrundsätzen. Generell gilt, je mehr Instrumente aus verschiedenen physikalischen Disziplinen vorhanden sind, desto höher ist der Planungsaufwand und damit die Betriebskosten.

- Häufigkeit der Datenauslesung. Zum Prozessieren ist es unerheblich, wie groß das Datenvolumen ist, da nur ein Arbeitsschritt ausgeführt werden muß. Vielmehr ist von Interesse, wie oft Daten prozessiert werden müssen. Außerdem ist die Anzahl der notwendigen Arbeitsschritte, um von den Rohdaten eine wissenschaftliche Aussage zu formen, relevant. Je mehr Prozessierungsschritte an dieser Stelle notwendig sind, desto aufwendiger und teurer ist die Datenverarbeitung und damit die Betriebskosten.
- Öffentlichkeitsarbeit. Je populärer die wissenschaftlichen Ergebnisse sind, desto mehr Öffentlichkeitsarbeit ist erforderlich.
- Komplexität des Datenverarbeitungssystems am Boden. Die Pflege des Bodensystems erhöht die Betriebskosten.
- Die Nachkalibration durch unvorhergesehene wissenschaftliche Ergebnisse oder durch nicht abgeschlossene Kalibrierung vor dem Start.

Die Tabelle 17 gibt eine Übersicht über die Kosten der Systeme. Als Einheit werden Millionen-DM (MDM) verwendet.

Kosten in MDM	QP	IID	CAT	HRD	CDA
Entwicklung	1.0	1.8	2.4	0.4	3.2
Fertigung	4	12	14	2.1	16
Betrieb	0.15	0.2	0.2	0.1	0.5

Tabelle 17: Diese Systemkosten werden abgeschätzt, sofern die einzelnen Systeme separat entwickelt, gefertigt und betrieben worden wären.

Die geringen Entwicklungskosten des HRD basieren auf der Tatsache, daß keine digitale Signalverarbeitung verwendet wird. Der Entwicklungsaufwand steigt auch dann, wenn ein Multiplier (IID, CAT, CDA) oder ein Drehtisch (CDA) verwendet wird. Die Baukosten schließen die Test-, Integrations- und Kalibrationskosten mit ein. Die Entwicklungskosten werden durch die Entwicklung schneller Transientenrekorder (CAT, CDA) und des Drehtisches (CDA) bestimmt. Die Entwicklungskosten beinhalten auch ein eigenes Rechnersystem und eine eigene Schnittstelle bei jedem Untersystem.

3.3.3 Die Geschwindigkeitsbestimmung

Eintrittsgitterkanal - QP Die Geschwindigkeit des Staubteilchen läßt sich nach Gleichung

$$v = \frac{a_2}{\cos \beta \cdot (t_3 - t_0)} \quad (13)$$

berechnen, wobei a_2 der horizontale Abstand des 1. und 4. Gitters¹⁵ ist und den Wert 195 mm (Gesamtlänge des Gitterteils) hat. Die Zeiten t_0 , und t_3 geben die Zeitpunkte an, wann das Teilchen das 1. bzw. das 4. Gitter passiert. Der Winkel

¹⁵Das erste Gitter ist das vom Target aus gesehen letzte und somit äußerste Gitter.

β ist der Einfallswinkel des Teilchens relativ zur Normale (Richtung der CDA-Boresight).

Die Abbildung 27 zeigt das Verhältnis der Geschwindigkeitsbestimmung durch das QP-Signal und der durch die PSU bestimmten Geschwindigkeit über der PSU-Geschwindigkeit. Beim Erstellen der Abbildung ist der Einfallswinkel β berücksichtigt worden, und die Geschwindigkeit des QP-Kanals wurde nach der Gleichung 13 berechnet. Die Abweichungen der Geschwindigkeitsbestimmung können in der folgenden Tabelle zusammengefaßt werden. Relativ zu den anderen folgenden Bestimmungsmethoden der Geschwindigkeit ist die hier vorgestellte Methode sehr genau. Sie hat natürlich den Nachteil, daß ein deutliches Signal zur Auswertung vorliegen muß. Dieses ist nur für wenige Staubeinschläge zu erwarten. Die geringen Fehler bei kleinen Geschwindigkeiten der folgenden Tabelle beruhen auf den großen Ladungswerten der langsamen Teilchen.

Zur genauen Geschwindigkeitsbestimmung muß der Einfallswinkel β bekannt sein, was jedoch nicht vorausgesetzt werden kann. Der Fehler der Einfallswinkelbestimmung wird in einem späteren Kapitel auf 13° bestimmt, wodurch der Term $\cos \beta$ in Gleichung 13 für Winkel $<30^\circ$ zu einem maximalen Fehlerfaktor von 1.2 führt. Die in der Tabelle 18 gegebenen Abweichungen müssen mit diesem Korrekturfaktor multipliziert werden. Der Fehler der Geschwindigkeitsbestimmung beträgt somit max. ca. 17%.

Geschwindigkeit km/s	Mittelwert	1 Sigma	Abweichung in %
30	1.010	0.14	14 (17)
10	1.016	0.114	11.2 (13.4)
4	0.965	0.037	3.8 (4.6)

Tabelle 18: Fehler der aus dem QP-Signal bestimmten Geschwindigkeit.

High-Rate-Detector - HRD Die Signalstärke der PVDF-Folien des High-Rate-Detektor gemessen mit der Zahl der generierten Elektronen N hängt von der Einschlagsenergie ab, wodurch sich weder die Geschwindigkeit v noch die Masse des Teilchens m eindeutig ermitteln lassen. Entsprechend der Kalibration (vergl. auch [63] und [62]) ergibt sich

$$\begin{aligned}
 N &= 3.6 \cdot 10^{18} \cdot m^{1.3} \cdot v^{3.0} && \text{(Eisenteilchen, 6 } \mu\text{m Folie)} \\
 N &= 1.36 \cdot 10^{13} \cdot m^{0.7} \cdot v^{1.3} && \text{(Glasteilchen, 6 } \mu\text{m Folie)} \\
 N &= 3.8 \cdot 10^{17} \cdot m^{1.3} \cdot v^{3.0} && \text{(Eisenteilchen, 28 } \mu\text{m Folie)} \\
 N &= 6.94 \cdot 10^{14} \cdot m^{0.9} \cdot v^{1.05} && \text{(Glasteilchen, 28 } \mu\text{m Folie)}
 \end{aligned} \tag{14}$$

und entsprechend für die 6 μm Folie mit Eisenteilchen:

$$v = \sqrt[3]{\frac{N}{3.6 \cdot 10^{18} \cdot m^{1.3}}} \tag{15}$$

Damit ergibt sich ein Fehler der Geschwindigkeitsbestimmung vom Faktor 10. Dabei ist angenommen worden, daß die normalen Einschlagsgeschwindigkeiten im Bereich von 1 bis 100 km/s liegen. Die Angabe der Einschlagsgeschwindigkeit von 10 km/s wäre also mit einem Fehlerfaktor 10 behaftet.

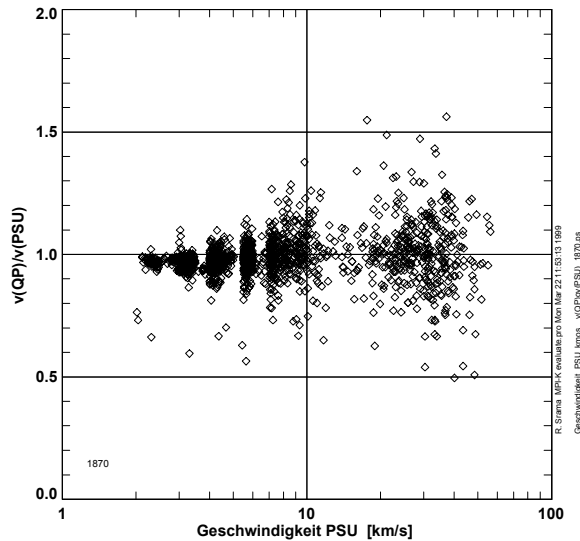


Abbildung 27: Die Genauigkeit der Geschwindigkeitsbestimmung durch das QP-Signal und bei bekanntem Einfallswinkel β . Die Standardabweichung nimmt von 4% (bei 4 km/s) auf 14% (bei 30 km/s) zu. Dieses Verhalten ist durch die kleinen Ladungen schneller und kleiner Teilchen bedingt (Beschleunigereigenschaften).

Impact-Ionization-Detector - IID Die Geschwindigkeit von Staubteilchen, die auf dem großen Target eingeschlagen sind, läßt sich auf fünf verschiedene Weisen ermitteln¹⁶:

1. aus der Anstiegszeit des großen Targetsignals (QE)
2. aus der Anstiegszeit des Ionengittersignals (QI)
3. aus der Zeitdifferenz von Ionengitter- und großem Targetsignal
4. aus der Zeitdifferenz von Multiplier- und großem Targetsignal
5. aus dem Amplitudenverhältnis von Ionengittersignal zu großem Targetsignal

Vor der Berechnung dieser Werte sind folgende Punkte zu berücksichtigen:

- Die Anstiegszeit ist als die Zeit definiert, die das Ladungssignal von 10 bis 90% seiner Amplitude benötigt. Verwendet werden darf dabei nicht der Verlauf der Rohdaten, da diese logarithmisch auf den ADC abgebildet werden. Vor der Berechnung der Anstiegszeiten ist das Signal in Coulomb umzurechnen.
- Die Definition der Zeitdifferenz zwischen zwei Signalen bezieht sich auf die Signalzeit, die 100% der Amplitude entsprechen. Das hat den Vorteil, daß diese Zeiten auch dann ermittelt werden können, wenn das Signal nicht in Coulomb umgerechnet wird. Die Ermittlung dieses Parameters ist demnach auch einfach an Bord der Raumsonde mit der Flugsoftware des CDA möglich.

¹⁶Hier werden nur Verfahren erwähnt, die sich auf die Signale des IID (QE, QI, QM) beziehen und dadurch weder das QP- noch das QC-Signal einschließen.

- Vor Berechnung der Amplitudenverhältnisse sind die Signale in Coulomb umzurechnen.

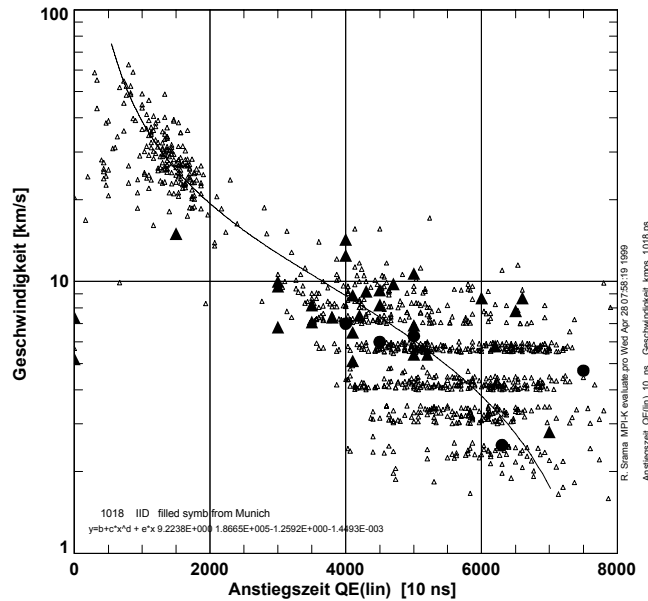


Abbildung 28: Ermittlung der Einschlagsgeschwindigkeit aus der Anstiegszeit des Ladungssignals am großen Target. Die gefüllten Symbole sind die Ergebnisse der Messungen am Münchner Plasmabeschleuniger und repräsentieren Staubteilchen großer Massen.

Die Abbildung 28 zeigt die Abhängigkeit zwischen Anstiegszeit des **großen Targetsignals QE** und der Einschlagsgeschwindigkeit des Staubteilchens. Die ungewöhnliche Auftragung (die Anstiegszeit auf der x-Achse) wurde gewählt, um die Kurve optisch an die Daten anzufitten. Bei dieser Art von Fitten ist die Art der Auftragung unerheblich. Nach diesem Diagramm läßt sich die Geschwindigkeit nach Gleichung 16 aus der Anstiegszeit des großen Targetsignals QE für jeden Punkt bzw. Meßwert ermitteln. In der Gleichung ist x die Anstiegszeit t_r des QE-Signals in der Einheit 10 ns.¹⁷

$$v \text{ [km/s]} = 9.22 + 1.87 \cdot 10^5 \cdot x^{-1.26} - 1.45 \cdot 10^{-3} \cdot x \quad (16)$$

Bildet man den Quotienten aus dieser berechneten Geschwindigkeit und der wahren Geschwindigkeit, so erhält man eine Punkteschar, die sich als Histogramm darstellen läßt (siehe Abb. 29). Im Allgemeinen besitzt dieses **Histogramm** eine Verteilung, die der Normalverteilung $f_{sn}(y) = \frac{1}{\sqrt{2\pi}\sigma} \exp^{-y^2/2}$ mit $y = \left(\frac{x-\bar{x}}{\sigma}\right)^2$ ähnlich ist, wobei der wahrscheinlichste Wert bei 1 liegen sollte. Dann kann die entsprechende kumulative Verteilung (Fehlerfunktion, Gaußsches Wahrscheinlichkeits-Integral) berechnet und geplottet werden. Umfaßt dieses Integral 68% der Fläche unter der Normalverteilung, so entsprechen die Grenzen der **Standardabweichung** $\pm 1\sigma$. Die Stelle, wo die kumulative Verteilung auf 16% bzw. auf 84% seines

¹⁷Die Einheit 10 ns ist gewählt worden, weil das die gemeinsame Zeitbasis aller Signale darstellen kann. Die kleinste Zeitaufösung, die bei allen Signalen vorkommen kann, sind die 10 ns (100 MHz) des ersten Teils des Multiplikanals.

Maximalwertes angestiegen ist, legen die Werte für σ fest. Wird dieses Histogramm mit einer logarithmischen x-Achse dargestellt, so entsprechen die ermittelten Fehler einem Fehlerfaktor. Diese Methode wurde zur Kalibration der Ulysses- und Galileo-Staubsensoren bereits angewendet und ist in Ref. [26] und [25] in diesem Zusammenhang kurz beschrieben. Theoretische Grundlagen sind in Ref. [10] und [9] zu finden, während Ref. [22] Grundlagen zum Fitten von Meßwerten aufzeigt. Der Fehlerfaktor, der durch die beschriebenen Methode ermittelt wurde, kann aus Abbildung 29 zu 1.64 bestimmt werden.

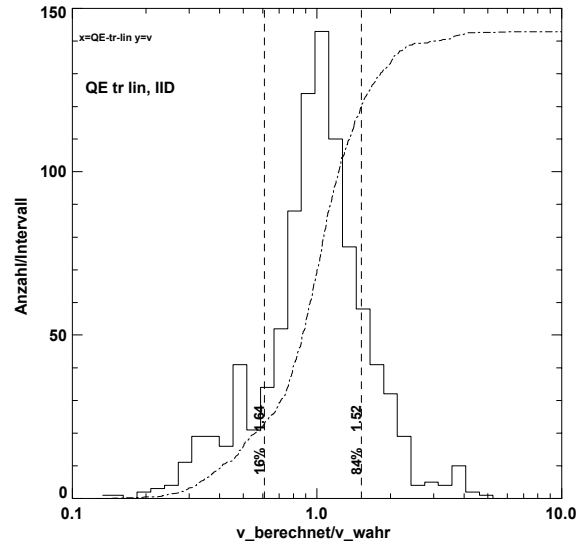


Abbildung 29: Berechnet man die Geschwindigkeit nach Formel 16 und berechnet man den Quotienten dieses Wertes mit der wahren Einschlagsgeschwindigkeit, so erhält man ein Histogramm. Die Integration der einzelnen Segmente ergibt die Kumulative Verteilung. Die Positionen, wo der Wert der kumulativen Verteilung auf 16 bzw. 84% seines Maximalwertes gestiegen ist, legen die Grenzen für die Standardabweichung $\pm 1\sigma$ fest. Wird dieses Histogramm mit einer logarithmischen x-Achse dargestellt, so entsprechen die ermittelten Fehler einem Fehlerfaktor.

Analog kann auch aus der Anstiegszeit des **Ionengittersignals QI** die Einschlagsgeschwindigkeit nach

$$v \text{ [km/s]} = 11.3 + 3.58 \cdot 10^5 \cdot x^{-1.35} - 2.21 \cdot 10^{-3} \cdot x \quad (17)$$

berechnet werden, wobei x wieder die Anstiegszeit in der Einheit 10 ns ist. Bekanntermaßen ist die Anstiegszeit umso kürzer, je höher die Einschlagsgeschwindigkeit war. Die Erstellung des äquivalenten Histogramms ergibt einen Fehlerfaktor von 1.6.

Eine weitere Methode zur Einschlagsgeschwindigkeitsbestimmung ist die **Zeitdifferenz von Ionengittersignal QI und großem Targetsignal QE** nach

$$v \text{ [km/s]} = 2.9 + 0.001 \cdot \left(\frac{x + 3300}{300} \right)^{4.2} \quad (18)$$

mit x als Zeitdifferenz in der Einheit 10 ns. Die Zeitdifferenz QI-QE wird mit höheren Geschwindigkeiten größer, wobei ab $v \approx 30$ km/s positive Werte erreicht

werden. Bei niedrigeren Geschwindigkeiten ist also zu bemerken, daß das Maximum der QI-Amplitude vor dem Targetsignal erreicht wird, was physikalisch betrachtet nicht unmittelbar zu verstehen ist. Der Fehlerfaktor kann aus einem entsprechenden Histogramm zu 2.1 bestimmt werden. Diese Methode ist also ungenauer als die Geschwindigkeitsbestimmung aus der Anstiegszeit.

Auch das erste Maximum des Multipliersignals tritt zeitlich vor dem Maximum des großen Targsignals ein. Das Diagramm 30 zeigt die **Zeitdifferenz des Multipliersignals QM und des großen Targetsignals QE** in Zusammenhang mit der Einschlagsgeschwindigkeit. Zum Anfitten der Daten wurde die Geschwindigkeit auf die y-Achse gelegt.

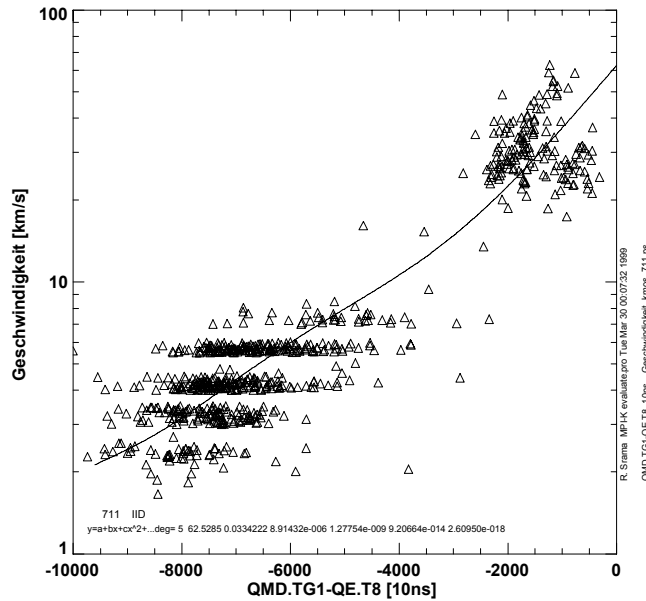


Abbildung 30: Die Zeitdifferenz von Multiplier- und großem Targetsignal in Zusammenhang mit der Einschlagsgeschwindigkeit für Einschläge auf dem großen Target. Das erste Maximum am Multiplier tritt vor dem Maximum des Targetsignals auf. Die Zeitdifferenzen wurden bei 100% der Amplituden bestimmt.

Die Formel zur Berechnung der Geschwindigkeit aus der Zeitdifferenz x von QM-QE in 10 ns beträgt

$$v \text{ [km/s]} = 62.53 + 0.0334x + 8.91 \cdot 10^{-6}x^2 + 1.28 \cdot 10^{-9}x^3 + 9.21 \cdot 10^{-14}x^4 + 2.61 \cdot 10^{-18}x^5 \quad (19)$$

und aus Abbildung 31 läßt sich der Fehlerfaktor zu 1.44 bestimmen.

Als fünftes Verfahren zur Geschwindigkeitsbestimmung im IID-System kann das **Verhältnis von Ionengitteramplitude und großer Targetamplitude** $x = \frac{QI}{QE}$ herangezogen werden, wobei sich aus

$$v \text{ [km/s]} = -40.95 + 3.97 \cdot x^{-1.40} + 75.26 \cdot x \quad (20)$$

die Einschlagsgeschwindigkeit berechnet. Dabei kann festgestellt werden, daß $\frac{QI}{QE} \sim \frac{1}{v}$ ist, das Verhältnis also größer wird, wenn die Einschlagsgeschwindigkeit klein ist

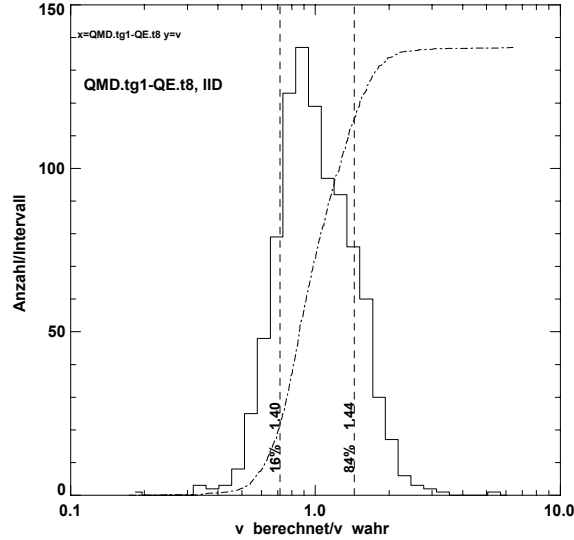


Abbildung 31: Histogramm des Quotienten von berechneter Geschwindigkeit aus der Zeitdifferenz von Multiplier- und großem Targetsignal und wahrer Geschwindigkeit. Der Fehlerfaktor beträgt 1.44.

(vergl. Abb. 32). Die Bildung des bewährten Histogramms liefert einen Fehlerfaktor von 1.7 für die einfache Standardabweichung.

Chemical-Analyzer-Target - CAT Bei Einschlägen auf dem kleinen Chemischen Target (CAT) kann die Einschlagsgeschwindigkeit des Staubteilchens am besten durch die Bestimmung der Anstiegszeiten von Ionengittersignal QI, kleinem Targetsignal QC und dem Verhältnis von QI zu QC berechnet werden. Die eindeutige Bestimmung der Geschwindigkeit bei allen Methoden setzt voraus, daß sich der Einschlag direkt auf dem Chemischen Target und *nicht* auf dem Beschleunigungsgitter, das in 3 mm Abstand vor dem Target angebracht ist, ereignete. Unter dieser Annahme kann durch

$$v \text{ [km/s]} = 5.35 + 1674270 \cdot x^{-2.71} - 0.002253 \cdot x \quad (21)$$

die Geschwindigkeit ermittelt werden, wobei x hier die **Anstiegszeit des QC-Signals** mit der Einheit 10 ns ist. Der Fehler dieser Bestimmung wurde aus einem Histogramm aus der kumulativen Verteilung zu 1.5 ermittelt.

Zieht man zur Geschwindigkeitsbestimmung die **Anstiegszeit des Ionengittersignals** heran, so läßt sich die Funktion

$$v \text{ [km/s]} = 3.535 + 18024000 \cdot x^{-2.22} - 0.00127 \cdot x \quad (22)$$

mit der Anstiegszeit x des Ionensignals in 10 ns. Hier wurde ein Fehlerfaktor von 1.6 ermittelt.

Das Verhältnis $x = \frac{QI}{QC}$ von Ionengittersignal und kleinem Targetsignal steigt mit steigender Geschwindigkeit und hat typischerweise Werte zwischen 0.03 und 0.3, wobei die Funktion

$$v \text{ [km/s]} = -10.06 + 559 \cdot x - 8084 \cdot x^2 + 79773 \cdot x^3 - 342245 \cdot x^4 + 539082 \cdot x^5 \quad (23)$$

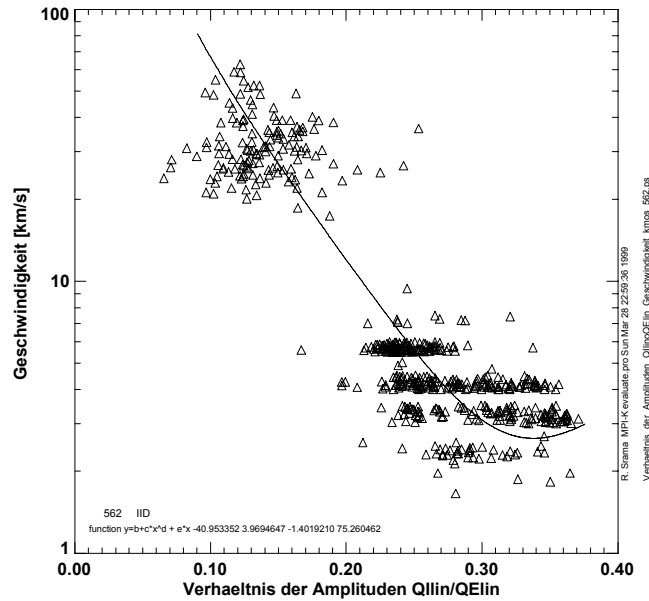


Abbildung 32: Die Einschlagsgeschwindigkeit in Zusammenhang mit Amplitudenverhältnissen von Ionengitter- und Targetsignal für Einschläge auf dem großen Target.

zugrunde gelegt werden kann und ein Fehlerfaktor von 1.7 ermittelt wurde. Bemerkenswert ist hier, daß die Proportionalität sich gegenüber den Einschlägen auf dem großen Target genau umkehrt (vergl. Abb. 32)!

CDA-Gesamtsystem Zusätzlich zu den bisher beschriebenen Methoden zur Bestimmung der Einschlagsgeschwindigkeit ergeben sich hier die weiteren Möglichkeiten der Verwendung von

- den **Anstiegszeit des kleinen Targetsignals QC bei Einschlägen auf dem großen Target**
- den Verhältnissen von kleinem Targetsignal und Eintrittsgittersignal bei Einschlägen auf dem großen Target
- der Zeitdifferenz zwischen QP-Signal und Einschlagszeitpunkt auf dem Target

Bei ersterem läßt sich feststellen, daß die Anstiegszeit des kleinen Targetsignals fällt, wenn die Einschlagsgeschwindigkeit auf das große Target steigt. In Abb. 33 ist dieser Zusammenhang dargestellt und die Funktion

$$v \text{ [km/s]} = -18.83 - 2.1 \cdot \left(\frac{x}{35000} \right)^{20} + 2.96 \cdot 10^{-3} \cdot x + 37720 \cdot \frac{1}{x} \quad (24)$$

mit x als Anstiegszeit des kleinen Targetsignals in 10 ns beschreibt den Fit. Ein entsprechendes Histogramm liefert den Fehlerfaktor 1.9.

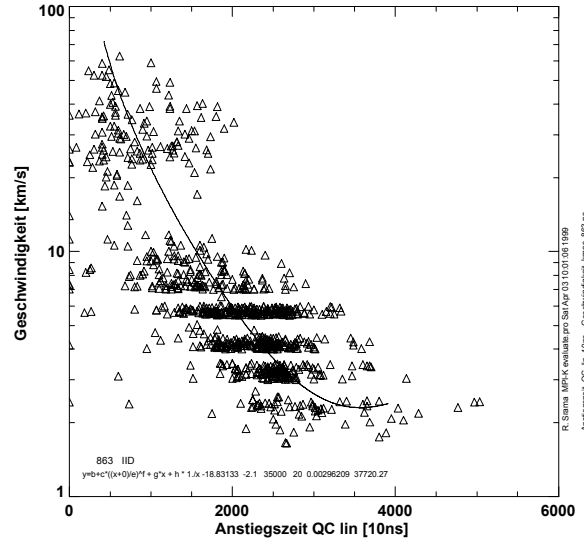


Abbildung 33: Bei Einschlägen auf dem großen Target wird ein Signal auf dem kleinen Target beobachtet, dessen Anstiegszeit mit fallender Einschlagsgeschwindigkeit steigt.

Bei Einschlägen auf dem großen Target wird bei niedrigen Einschlagsgeschwindigkeiten die aus dem Detektor heraustretende Ladung durch die beim Einschlag erzeugten Ejektateilchen groß und das **Verhältnis von kleinem Targetsignal QC und Eintrittsgittersignal QP** (QC/QP) wird klein. Bei kleinen Einschlagsgeschwindigkeiten wird dieses Verhältnis also groß, wobei der Wert 1 bei Geschwindigkeiten zwischen 20 und 30 km/s erreicht wird. Bei Geschwindigkeiten um 10 km/s ist das Verhältnis bereits ca. 10. Dieses Verhalten läßt sich durch die Funktion

$$v \text{ [km/s]} = 29.83 \cdot \left(\frac{QC}{QP} \right)^{-0.5} \quad (25)$$

recht gut beschreiben. Von der Ermittlung des Fehlerfaktor soll hier abgesehen werden, da das QP-Signal nur selten in den Flugdaten zu ermitteln ist.

Die dritte Methode der Geschwindigkeitsbestimmung aus dem QP- und dem Targetsignal erfolgt durch

$$v = \frac{0.49 \text{ m}}{t} \quad (26)$$

wobei der mittlere Abstand vom ersten Eintrittsgitter und dem Target 0.49 m beträgt, und t der Zeit entspricht, die das Teilchen benötigt, um vom ersten Eintrittsgitter auf dem Target einzuschlagen. Sofern ein QP-Signal beobachtet wird, kann die Geschwindigkeit auf ca. 30% genau bestimmt werden. Da jedoch nur recht selten QP-Signale der Primärladung von Teilchen erwartet werden, soll dieser Fehler zur Berechnung des Gesamtfehlerfaktors zur Berechnung der Geschwindigkeit des CDA nicht berücksichtigt werden.

Es wurden in diesem Abschnitt verschiedene Methoden zur Bestimmung der Einschlagsgeschwindigkeit aufgezeigt, die jeweils mit unterschiedlichen Fehlerfaktoren belegt worden sind. Wie soll nun der Mittelwert der Geschwindigkeit berechnet werden, und was ist der sich insgesamt ergebende **Fehler** der Geschwindigkeitsbestimmung? Die Ergebnisse werden in der Tabelle 19 zusammengefaßt:

System	# Methoden	Fehlerfaktor $[\sigma_1, \dots, \sigma_n]$	k	$\sigma = \sigma_i \cdot k$
QP	1	1.14	1.2	1.17
HRD	1	10	1	10
IID	5	$\sigma_{IID} = [1.64, 1.6, 2.1, 1.44, 1.7]$	1.3	1.9
CAT	3	$\sigma_{CAT} = [1.5, 1.6, 1.7]$	1.3	2.0
CDA	10	$\sigma_{CDA} = [(1.14), 10, \sigma_{IID}, \sigma_{CAT}, 1.9]$	1.3	1.9

Tabelle 19: Zusammenstellung der Fehlerfaktoren zur Bestimmung der Geschwindigkeit für die einzelnen Untersysteme und dem CDA. Das Minimum der Fehlerfaktoren wird mit dem Korrekturfaktor k multipliziert, um dem Einfluß unterschiedlicher Dichten und Einfallswinkel der Teilchen zu berücksichtigen. Beim QP-System ist zu berücksichtigen, daß nur sehr wenige Teilchen eine Ladung tragen und gemessen werden können.

Bei der Berechnung von Funktionen aus mehreren Argumenten gilt für den absoluten Fehler des Ergebnisses:

$$\Delta f(x, y, z) = \frac{\partial f(x, y, z)}{\partial x} \Delta x + \frac{\partial f(x, y, z)}{\partial y} \Delta y + \frac{\partial f(x, y, z)}{\partial z} \Delta z \quad (27)$$

Daraus läßt sich einfach ableiten, daß sich bei Produkten von Argumenten der relative Fehler des Ergebnisses aus der Summe der relativen Fehler der Argumente beschreiben läßt, während sich bei der Summe von Argumenten der absolute Fehler gleich der Summe der absoluten Fehler der Argumente ist. Diese Methode muß jedoch nicht immer praktikabel sein. Werden zum Beispiel Werte in einem Diagramm durch eine Funktion angefitet, so läßt sich der Fehler für einen Wert der Fitfunktion durch die Methode vom Ende des Kapitels 3.3.3 bestimmen.

Bei den Systemen ist die Berechnung des gleichen Parameters wie z.B. der Geschwindigkeit auf verschiedene Arten möglich. Jede dieser Berechnungsmethoden weist einen eigenen Fehlerfaktor auf. Zur Bestimmung des Mittelwerts der Geschwindigkeit gibt es die bekannten Methoden wie den arithmetischen Mittelwert $\bar{x} = \frac{1}{n} \sum_{i=1}^n x_i$ oder den geometrischen Mittelwert

$$\bar{x} = \sqrt[n]{\prod_{i=1}^n x_i} \quad (28)$$

Die Verwendung dieser Methoden führt zu einem ungenauen Mittelwert, sobald ein x_i aus dem Datensatz herausfällt (Ausreißer). Dieses kann leicht passieren, da einige Methoden den Wert x nur auf einen Faktor größer als 2 genau bestimmen können. Besser wäre z.B. der Median oder eine gewichtete Methode zur Bestimmung des Mittelwertes wie

$$\bar{x} = \frac{1}{\sum_{i=1}^n \left(\frac{100}{\sigma_i^w}\right)} \sum_{i=1}^n \left(\frac{100}{\sigma_i^w}\right) x_i \quad (29)$$

mit dem skalaren Wichtungsfaktor w , den Ergebnissen der Einzelmessungen x_i (z..B. Geschwindigkeit) und den Fehlerfaktoren der Einzelmessungen σ_i . Auf diese

Art wird der Mittelwert hauptsächlich durch die Ergebnisse bestimmt, deren Fehler am kleinsten ist.

Bei der Berechnung der Geschwindigkeit für die Einschläge auf dem großen Target ist der Mittelwert mit verschiedenen Methoden berechnet worden. Dabei wurde festgestellt, daß die Verwendung des geometrischen Mittelwerts nach Gleichung gute Ergebnisse liefert, sofern "Ausreißer" (Abweichung um mehr als den Faktor 2 von der Geschwindigkeitsbestimmung nach der Anstiegszeitmethode) bei der Berechnung nicht berücksichtigt werden.

Die Verwendung mehrerer Methoden zur Geschwindigkeitsbestimmung senkt den Fehlerfaktor auf Werte um 1.3. Dennoch soll in Zukunft nur der kleinste Fehlerfaktor der Einzelmessung genommen werden, da nicht immer alle Methoden zur Verfügung stehen. Im Falle des IID soll der Fehler das Minimum aus dem Tupel [1.64, 1.6, 2.1, 1.44, 1.7], also der Wert 1.44, als Fehlerfaktor dienen, der mit dem Korrekturfaktor $k=1.3$ multipliziert wird, da auch die Dichte und der Einfallswinkel des Staubteilchens die Anstiegszeiten und andere Werte bei der Berechnung der Teilchengeschwindigkeit beeinflussen ([25]).

3.3.4 Die Massenbestimmung

Eintrittsgitterkanal - QP Die Masse des Teilchens m läßt sich aus der Ladung des Teilchens Q und dem Oberflächenpotential Φ aus den Gleichungen

$$m = \frac{4}{3}\pi r^3 \quad \text{und} \quad r = \sqrt[3]{\frac{3m}{4\pi\rho}} \quad \text{und} \quad Q = 4\pi\varepsilon_0\Phi\sqrt[3]{\frac{3m}{4\pi\rho}} \quad \text{zu}$$

$$m = \frac{4\pi\rho}{3} \left(\frac{Q}{4\pi\varepsilon_0\Phi} \right)^3 \quad (30)$$

bestimmen, wobei r der Radius des Teilchens (kugelförmig) und ρ die Dichte des Teilchens ist. Der absolute Fehler der Teilchenmasse Δm soll hier für das Oberflächenpotential von 3 V und einer Teilchendichte von 2500 kg/m³ aus der Fehlerfortpflanzungsformel

$$\begin{aligned} \Delta m(\rho, Q, \Phi) &= \frac{\partial m(\rho, Q, \Phi)}{\partial \rho} \Delta \rho + \frac{\partial m(\rho, Q, \Phi)}{\partial Q} \Delta Q + \frac{\partial m(\rho, Q, \Phi)}{\partial \Phi} \Delta \Phi \\ &= \frac{4\pi}{3} \left(\frac{Q}{4\pi\varepsilon_0\Phi} \right)^3 \cdot 1000 \frac{\text{kg}}{\text{m}^3} + \frac{3 \cdot 4\pi\rho Q^2}{3} \left(\frac{1}{4\pi\varepsilon_0\Phi} \right)^3 \cdot \\ &\quad 1.4 \cdot 10^{-15} \text{ C} + \frac{3 \cdot 4\pi\rho}{3\Phi^4} \left(\frac{Q}{4\pi\varepsilon_0} \right)^3 \cdot 2 \text{ V} \end{aligned} \quad (31)$$

berechnet werden, wobei die absoluten Fehler des Oberflächenpotentials zu 2 V und der Dichte zu 1000 kg/m³ angenommen werden sollen. Dann ergeben sich Werte entsprechend der Tabelle 20.

Zur Überprüfung ist auch die Oberflächenfeldstärke F eingetragen, die nicht größer als $3 \cdot 10^8$ V/m sein sollte, da sonst Feldemission an der Teilchenoberfläche eintritt. Wie der Tabelle entnommen werden kann, beträgt der Fehlerfaktor der Massenbestimmung des Eintrittsgitterkanals zwischen 3 und 7, in dieser Arbeit

Φ [V]	Q [C]	m [kg]	r [m]	F [V/m]	Δm [kg]
3	$1 \cdot 10^{-15}$	$2.8 \cdot 10^{-13}$	$3.0 \cdot 10^{-6}$	$1.0 \cdot 10^6$	$1.9 \cdot 10^{-12}$
3	$3 \cdot 10^{-15}$	$7.6 \cdot 10^{-12}$	$9.0 \cdot 10^{-6}$	$3.3 \cdot 10^5$	$2.9 \cdot 10^{-11}$
3	$6 \cdot 10^{-15}$	$6.1 \cdot 10^{-11}$	$1.8 \cdot 10^{-5}$	$1.7 \cdot 10^5$	$1.9 \cdot 10^{-10}$
3	$1 \cdot 10^{-14}$	$2.8 \cdot 10^{-10}$	$3.0 \cdot 10^{-5}$	$1.0 \cdot 10^5$	$8.0 \cdot 10^{-10}$

Tabelle 20: Berechnung der Teilchenmasse aus dem Oberflächenpotential.

wird im Folgenden der Wert bei $Q = 3 \cdot 10^{-15}$ C von 4 angenommen, da dies die untere Ladungsmeßgrenze ist.

Impact-Ionization-Detector - IID Bei Einschlägen auf dem großen Target läßt sich die Teilchenmasse m aus der Teilchengeschwindigkeit v und der Ladung Q am großen Target oder am Ionengitter bestimmen. Die Funktionen $m = a \cdot \left(\frac{Q}{v^\alpha}\right)^b$ wurde durch optisches Anfitten aus Diagrammen gewonnen. Die Ergebnisse sind in Tabelle 21 zusammengefaßt. Der jeweilige Fehlerfaktor ergibt sich aus den dazugehörigen Histogrammen, bei denen die Masse nach der entsprechenden Formel berechnet wurde. Dabei wurde nicht die bekannte (wahre Geschwindigkeit) eingesetzt, sondern es wurde die aus der Anstiegszeit ermittelte Geschwindigkeit eingesetzt, um auch den Fehler der Geschwindigkeitsbestimmung im Histogramm wiederzufinden. Bemerkenswert sind allerdings die dennoch kleinen Fehlerfaktoren zwischen 1.6 und 2.1 (unkorrigiert).

Signal	Bedingung	Massenformel	σ aus Histogramm
QE	$\frac{Q}{v^6} > 1.9 \cdot 10^{-17}$	$m = 0.00739 \cdot \left(\frac{Q}{v^6}\right)^{0.74}$	1.6 (27)
QE	$\frac{Q}{v^6} < 1.9 \cdot 10^{-17}$	$m = 5.29 \cdot 10^{-7} \cdot \left(\frac{Q}{v^6}\right)^{0.5}$	1.6 (11)
QE	$3 < v < 10$	$m = 2812 \cdot \left(\frac{Q}{v}\right)^{1.33}$	1.9 (4.5)
QE	$1 < v < 3$	$m = 0.0718 \cdot \left(\frac{Q}{v}\right)^{0.92}$	1.9 (3.4)
QI	$v > 10$	$m = 4.38 \cdot 10^{-7} \cdot \left(\frac{Q}{v^6}\right)^{0.478}$	2.1 (13)
QI	$3 < v < 10$	$m = 126 \cdot \left(\frac{Q}{v}\right)^{1.18}$	1.6 (3.4)
QI	$1 < v < 3$	$m = 0.00447 \cdot \left(\frac{Q}{v}\right)^{0.8}$	1.6 (2.7)

Tabelle 21: Berechnung der Teilchenmasse bei Einschlägen auf dem großen Target durch die Ladung am großen Target oder am Ionengitter und der Geschwindigkeit. Die Einheit der Geschwindigkeit v ist hier km/s, die Einheit der Ladung Q ist Coulomb. Bei hohen Geschwindigkeiten benötigt man auch große v -Exponenten, da sich sonst keine Funktion vom Typ $m = a \cdot x^b$ anfitten läßt. Die korrigierten Standardabweichungen sind in Klammern angegeben und berücksichtigen den Fehlerfaktor von 1.9 von der Geschwindigkeit. Im Mittel wird mit einem Fehlerfaktor von 11 gerechnet, da Einschlagsgeschwindigkeiten unter 3 km/s selten vorkommen.

Es ist zu beachten, daß die Ladung Q in Coulomb und die Geschwindigkeit in km/s angegeben werden. Bei hohen Geschwindigkeiten ist ein großer Exponent α von v notwendig, um im log-log Diagramm eine steigende Gerade zu erhalten. Bei kleinen Geschwindigkeiten ist eine Fitfunktion mit kleinem α günstiger, da

v in die Fehlerberechnung eingeht. Je kleiner der Geschwindigkeitsexponent ausfällt, desto geringer ist der Fehlerfaktor der Masse. Deshalb wurde versucht, einen möglichst breiten Geschwindigkeitsbereich mit $\alpha = 1$ anzufitten, was bis $v = 10$ km/s gelungen ist. Als Beispiel zur Bestimmung der Masse aus dem QE-Signal kann Abbildung 34 und aus dem QI-Signal Abbildung 35 dienen. Die entsprechenden Histogramme der kumulativen Verteilung sind hier nicht gezeigt, die daraus ermittelten Fehlerfaktoren sind jedoch in der Tabelle 21 eingetragen. Dabei fällt auf, daß diese Fehlerfaktoren recht gering ausfallen, denn bei dem Galileo- und Ulysses-Experiment rechnet man mit einem Fehlerfaktor von 10. Hier ist jedoch zu berücksichtigen, daß sich die Werte nur auf Eisenteilchen mit einem eingeschränkten Einschlagswinkel beziehen. Deshalb sollte dieser Fehlerfaktor mit dem Faktor 1.3^α multipliziert werden, da der Korrekturfaktor bei der Geschwindigkeit 1.3 (bzw. korrigiert 1.9) betrug. Der Exponent α ist der Geschwindigkeitsexponent sodaß, der korrigierte Fehlerfaktor für QI bei $v > 10$ km/s durch $\sigma = 2.1 \cdot 1.9^{(6-0.478)} = 13$ bestimmt wird. Die korrigierten Fehlerfaktoren sind in der Tabelle in Klammern angegeben und variieren zwischen einem Faktor 2.7 und 27.

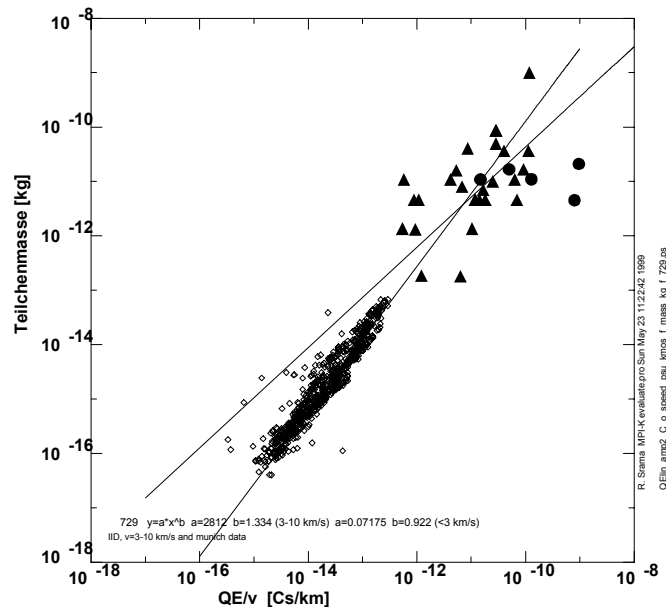


Abbildung 34: Auch ohne den großen v -Exponenten (6) ergibt sich eine einfache Möglichkeit der Teilchenmassenbestimmung. Allerdings ist der Geschwindigkeitsbereich eingeschränkt. Die ausgefüllten Symbole sind Ergebnisse der Messungen am Plasmabeschleuniger in München.

Chemical-Analyzer-Target - CAT Hier wurden nur die Signale berücksichtigt, die im Ansatz ein Spektrum zeigen, um Gittertreffer zu eliminieren. Die Tabelle 22 zeigt die Fitfunktionen, wenn man die Teilchenmasse m über $\frac{Q}{v^\alpha}$ aufträgt, wobei α bei Geschwindigkeiten über 10 km/s den Wert 5 hat. Die korrigierten Fehlerfaktoren σ sind in Klammern angegeben und liegen zwischen 4.4 und 80, höhere Geschwindigkeiten bedingen große Fehler bei der Massenbestimmung. Der große Fehlerfaktor von 80 ist bedingt durch die hohe Potenz 5 der Geschwindigkeit und dem Geschwindigkeits-Fehlerfaktor von 1.9: $4.3 \cdot 1.9^{(5-0.91)} = 80$.

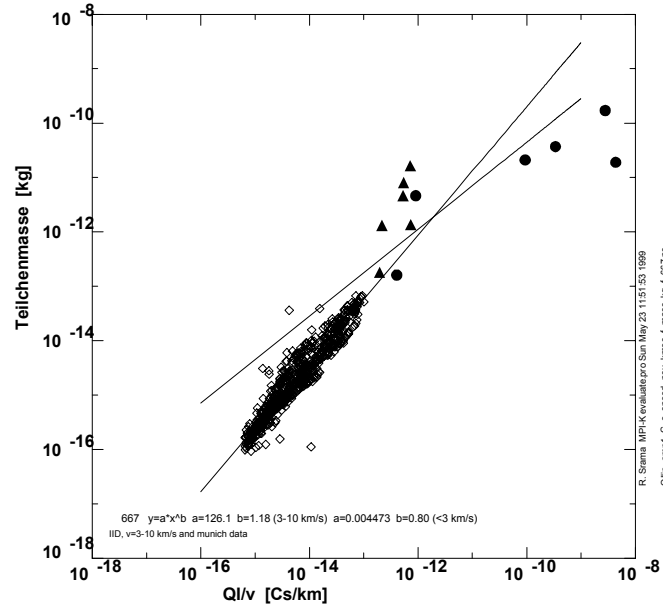


Abbildung 35: Berechnung der Teilchenmasse aus der Amplitude (Ladung) am Ionengitter für Einschläge auf dem IID. Die ausgefüllten Symbole repräsentieren die Daten vom Plasmabeschleuniger in München. Die beiden Geraden entsprechen dem Geschwindigkeitsbereich <3 km/s (flachere) und 3-10 km/s (steilere).

Ein Beispiel für die Massenbestimmung für Einschläge auf dem kleinen Target ist in Abbildung 36 dargestellt. Die x-Achse wird aus den Werten $\frac{Q}{v^5}$ berechnet, wobei die "wahre" Geschwindigkeit der "Particle-Selection-Unit" berücksichtigt wurde. Die abgebildete Fit-Gerade ist für Geschwindigkeiten über 10 km/s gültig. Da die log-log-Diagramme sich bei $v < 10$ km/s gut durch eine lineare Funktionen mit Geschwindigkeitsexponenten von 1 beschreiben lassen, sollen diese bei der Berechnung vorgezogen werden. Wie bereits erwähnt potenziert sich sonst der Einfluß von v auf die Massenberechnung. Die Abbildung 37 zeigt die Berechnung des Fehlerfaktors für die Massenbestimmung aus dem QI-Signal bei Einschlagsgeschwindigkeiten kleiner als 10 km/s.

High-Rate-Detector - HRD Wie im Kapitel der Geschwindigkeit bereits beschrieben, gilt $N = a \cdot m^b \cdot v^c$, wobei N die Anzahl der erzeugten Elektronen, m die Teilchenmasse und v die Geschwindigkeit darstellen. Die Geschwindigkeit und die Teilchenmasse lassen sich nicht getrennt bestimmen. Vielmehr sind realistische Geschwindigkeiten zwischen 5 und 50 km/s anzunehmen. Setzt man diese Werte in

$$m = \sqrt[1.3]{\frac{N}{3.6 \cdot 10^{18} \cdot v^3}}$$

ein (Werte für die 6 μm -Folie und Eisenteilchen), so ergeben sich Massen zwischen $4.4 \cdot 10^{-11}$ und $2.1 \cdot 10^{-13}$ kg, sodaß der Fehlerfaktor die Größenordnung des Faktors 100 erreicht.

Bei der Kalibration ist die Massengrenze der Teilchen ermittelt worden, die zum Überschreiten der vier möglichen Meßschwellen führen. Für die niedrigste

Signal	Bedingung	Massenformel	σ aus Histogramm
QI	$v > 10$	$m = 48.2 \cdot \left(\frac{Q}{v^5}\right)^{0.91}$	4.3 (80)
QI	$v < 10$	$m = 77771 \cdot \left(\frac{Q}{v}\right)^{1.31}$	1.9 (4.4)
QC	$v > 10$	$m = 0.128 \cdot \left(\frac{Q}{v^5}\right)^{0.83}$	4.4 (63)
QC	$v < 10$	$m = 16398 \cdot \left(\frac{Q}{v}\right)^{1.4}$	1.9 (4.7)

Tabelle 22: Berechnung der Teilchenmasse bei Einschlägen auf dem kleinen Target durch die Ladung Q am kleinen Target oder am Ionengitter und der Geschwindigkeit v . Die Einheit der Geschwindigkeit v ist hier km/s, die Einheit der Ladung Q ist Coulomb. Bei hohen Geschwindigkeiten benötigt man auch große v -Exponenten, da sich sonst keine Funktion vom Typ $m = a \cdot x^b$ anfitten läßt. Diese Beziehungen gelten nur für echte Targeteinschläge, die ein Massenspektrum am Multiplier zeigen. Die korrigierten Standardabweichungen sind in Klammern angegeben. Im Mittel ergibt sich ein Fehlerfaktor von 38.

Triggerschwelle sind die Massen von $4 \cdot 10^{-12}$ und $7.5 \cdot 10^{-13}$ g als untere Empfindlichkeitsgrenze des 50 cm² bzw. 10 cm² Sensors bei Einschlagsgeschwindigkeiten von 15 km/s gegeben. Teilchen mit kleineren Massen lösen keine Signale aus und können nicht gezählt werden. Bei kleineren Einschlagsgeschwindigkeiten wird der HRD entsprechend unempfindlicher.

CDA-Gesamtsystem Zusätzlich zu den bereits genannten Methoden zur Bestimmung der Teilchenmasse kann das QC-Signal auch bei Einschlägen auf dem großen Target hilfreich sein (siehe Tabelle 23). Abbildung 38 zeigt den Zusammenhang zwischen Teilchenmasse m und dem Quotienten $\frac{QC}{v^\alpha}$ für $\alpha = 1$ und Geschwindigkeiten $v < 10$ km/s. Zu bemerken ist, daß der Exponent von 1.4 bei kleinen Geschwindigkeiten dem Exponenten bei Einschlägen auf dem kleinen Target entspricht. Lediglich der Offset ist um einen Faktor 1.5 unterschiedlich. Die Werte des Fehlerfaktors in Klammern ergibt sich unter Berücksichtigung eines Geschwindigkeits-Fehlerfaktors von 1.9 und unter Berücksichtigung der Potenz der Geschwindigkeit. So ergibt sich $2.1 \cdot 1.9^{(4 \cdot 0.65)} = 11$ bei dem QC-Kanal und für Geschwindigkeiten unter 10 km/s (Tabelle 23).

Signal	Bedingung	Massenformel	σ
QC	$v > 10$	$m = 2.85 \cdot 10^{-5} \cdot \left(\frac{Q}{v^4}\right)^{0.65}$	2.1 (11)
QC	$2.5 < v < 10$	$m = 24761 \cdot \left(\frac{Q}{v}\right)^{1.4}$	1.7 (4.2)

Tabelle 23: Berechnung der Teilchenmasse bei Einschlägen auf dem großen Target durch die Ladung Q am kleinen Target und der Geschwindigkeit v . Die Einheit der Geschwindigkeit v ist km/s, die Einheit der Ladung Q ist Coulomb.

3.3.5 Die Richtungsbestimmung

Eine Richtungsbestimmung ist nur bei dem Untersystem QP möglich. Die Richtungsbestimmung der Untersysteme CAT, IID und HRD kann nur über die Apertur des Gesichtsfeldes von $\pm 28^\circ$, $\pm 45^\circ$ und $\pm 88^\circ$ erfolgen. Die Gesichtsfelder des

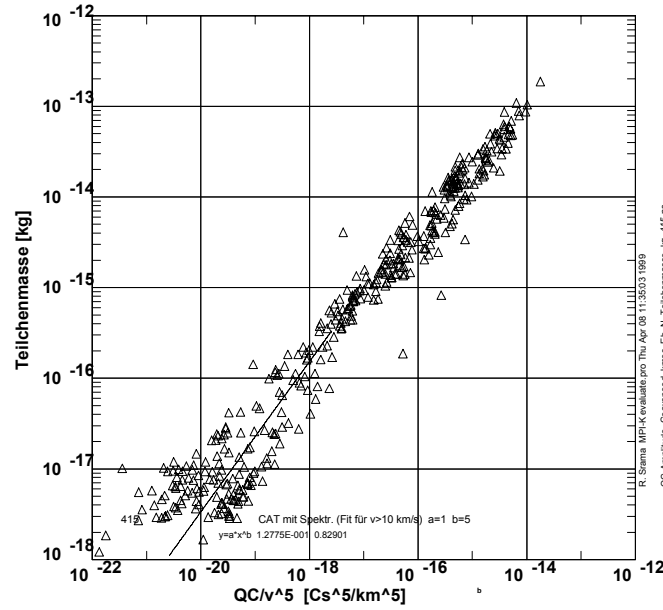


Abbildung 36: Bestimmung der Teilchenmasse aus dem QC-Signal für Einschläge auf dem kleinen Target und für Geschwindigkeiten größer als 10 km/s (Fit). Der Geschwindigkeitsexponent α der x-Achsenwerte $\frac{QC}{v^\alpha}$ ist 5.

CAT und IID abgebildet auf das Raumsondenkoordinatensystem sind in Abbildung 11 und 12 auf den Seiten 26 und 27 dargestellt. Die Richtungsbestimmung des QP-Systems und der mit der Bestimmung verbundene Meßfehler soll hier betrachtet werden.

Ist eine Influenzladung auf den Gittern meßbar, so kann bei hinreichender Güte des Signals auch der Einfallswinkel des Teilchens β in einer Ebene und die Teilchengeschwindigkeit v bestimmt werden. Zwecks Einfallswinkelbestimmung sind die beiden inneren Meßgitter um 9° gegenüber den anderen Gittern geneigt. Diese Neigung führt zu einer Asymmetrie der aufsteigenden und abfallenden Signalfanke, aus der sich der Einfallswinkel wie folgt berechnet:

$$\beta = \arctan \left(\frac{1}{\tan(\alpha)} \left(1 - \frac{a_1 t_3 - t_0}{a_2 t_2 - t_1} \right) \right) \quad (32)$$

Der Winkel $\alpha = 9^\circ$ ist der Neigungswinkel der inneren Gitter, und a_1 und a_2 sind Geometriefaktoren. Der Parameter a_1 ist der (horizontale) Abstand der beiden inneren Meßgitter voneinander und hat den Wert 100 mm; a_2 ist der horizontale Abstand des 1. und 4. Gitters und hat den Wert von 195 mm (Gesamtlänge des Gitterteils). Die Zeiten t_0 , t_1 , t_2 und t_3 geben die Zeitpunkte an, wann das Teilchen das 1., 2., 3. bzw. 4. Gitter passiert. Genaueres über die Herleitung dieser Formel ist in [6] zu finden. Einsetzen der oben beschriebenen Werte führt zu

$$F(t_i) = \beta = \arctan \left(6.31 - 3.24 \cdot \frac{t_3 - t_0}{t_2 - t_1} \right) \quad (33)$$

Bemerkenswert ist, daß der Einfallswinkel β sehr empfindlich von den Zeiten t_0 bis t_3 abhängt, geringfügige Streuungen führen zu großen Schwankungen des bestimmten

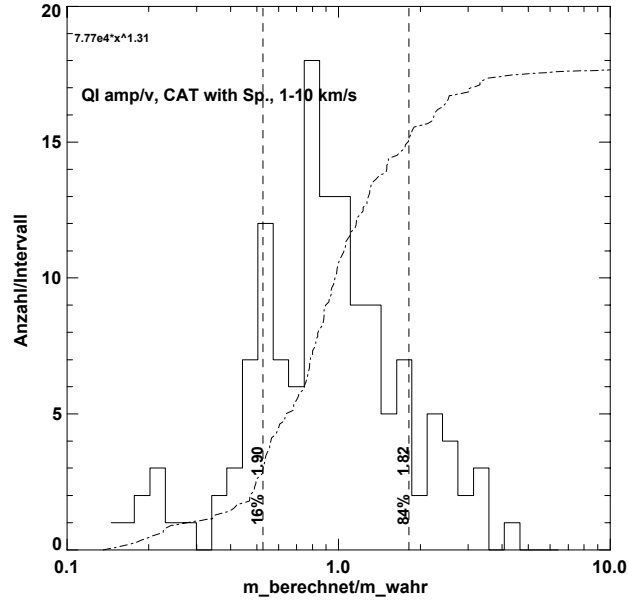


Abbildung 37: Bestimmung des Fehlerfaktors der Massenberechnung aus dem QI-Signal für Einschläge auf dem kleinen Target und Geschwindigkeiten kleiner als 10 km/s. Aus der kumulativen Verteilung folgt ein Fehlerfaktor von 1.9.

Winkel β . Eine Auswertung für Teilchenprimärladungen kleiner als $2 \cdot 10^{-14}$ C wird deshalb sehr ungenau. Die große Streuung der Meßwerte ist durch die steile Flanke der Arkustangens-Funktion zu begründen. Kleine Änderungen des Verhältnisses der Länge der "Trapezbasis" zum "Trapezdach" $\left(\frac{t_3-t_0}{t_2-t_1}\right)$ des QP-Signales führen zu starken Schwankungen der Arkustangens-Funktion. Beträgt zum Beispiel $\frac{t_3-t_0}{t_2-t_1} = \frac{20}{10.5} = 1.9$, so beträgt der Einfallswinkel 9° . Bei einzelnen Δt_i von $1 \mu\text{s}$ beträgt nach der Fehlerfortpflanzung (vergl. Formel 27)

$$\Delta\beta = \frac{\partial F}{\partial x} \Delta x = \frac{1}{1 + (6.31 - 3.24x)^2} \cdot (-3.24) \cdot \Delta x \quad \text{mit } x = \frac{t_3 - t_0}{t_2 - t_1}$$

und es ergibt sich ein absoluter Winkelfehler von $\Delta\beta = 13^\circ$.

3.3.6 Die Ladungsbestimmung

Die elektrische Primärladung eines Staubteilchens kann nur mit dem Untersystem QP bestimmt werden. Das elektrisch geladene Staubteilchen erzeugt eine Influenzladung auf den beiden mit einem Ladungsverstärker verbundenen Meßgittern. Die dort gemessene Ladung ist direkt proportional zur elektrischen Ladung und entspricht bei sehr geringen Gitter-Teilchenabstand direkt der Teilchenladung. Der Fehler dieser Messung wird durch das Rauschen, Störungen und dem Quantisierungsrauschen bestimmt. So entsprechen 10^{-15} C nur ca. 3.5 Digitalisierungsschritten im unteren Meßbereich. Zusätzlich ist eine vollständige Ladungsmessung nur bei unendlich ausgedehnten Gittern (alle Feldlinien enden auf dem Meßgitter) zu erwarten. Diese Bedingung ist insbesondere bei wandnahen Trajektorien nicht erfüllt. Da nur Signale mit sehr kleinen Ladungen erwartet werden ($\leq 3 \cdot 10^{-15}$ C), soll hier ein Meßfehler von 100% angenommen werden.

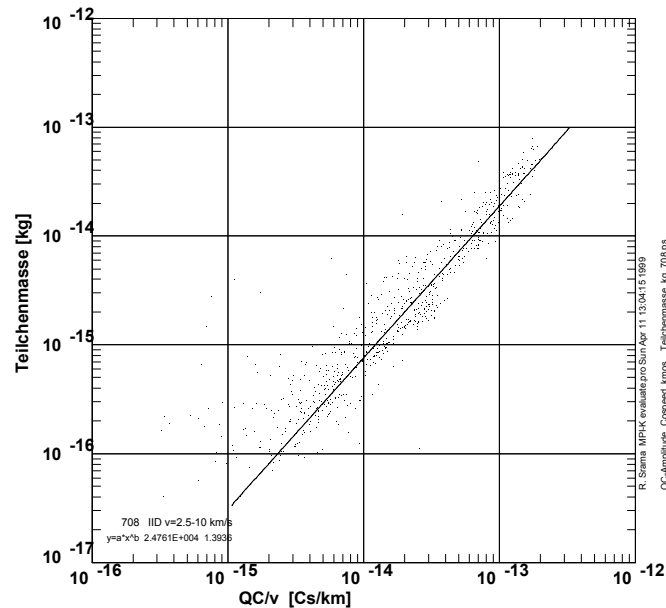


Abbildung 38: Bestimmung der Teilchenmasse aus der Geschwindigkeit und der Amplitude des Chemischen Targets QC. Die Geschwindigkeiten wurde hier auf 2.5-10 km/s begrenzt. Es wurden nur Einschläge auf dem großen Target (IID) berücksichtigt.

Prinzipiell wäre eine Ladungsbestimmung auch durch die Messung der Influenzladung auf einem Target meßbar. Der Meßbereich positiver Targetladungen, wie sie durch eines sich annähernden Teilchens erwartet werden, ist jedoch sehr klein, und Störungen der Basislinie des Targetkanals und die geringe Zeitauflösung ($2.7 \mu\text{s}$) vor dem Triggern verhindern eine solche Messung.

3.3.7 Dynamische Bereiche und untere Meßgrenzen

Aus den Kapiteln zur Geschwindigkeit und Massenbestimmung leiten sich die Werte der Tabelle 24 ab. Der CDA vereint jeweils die niedrigsten und höchsten Meßgrenzen der einzelnen Untersysteme. Bei der Tabelle wurden nur kalibrierte Meßbereiche berücksichtigt. Die oberen Grenzen sind vornehmlich Grenzen der Kalibration, da auch Einschläge von Teilchen verifiziert werden können, die schneller oder größer sind. Die Grenzen der Geschwindigkeitsbestimmung des QP-Systems ergeben sich aus den Eigenschaften der Digitalisierung (1370 Meßpunkte mit 6 MHz). Der HRD kann durch die große Massenunsicherheit der Teilchen keine Teilchengeschwindigkeiten bestimmen. Die Meßgrenzen zur Ratenbestimmung sind durch die benötigte Zeit zur digitalen Signalverarbeitung begrenzt.

3.3.8 Die Massenauflösung

Das Ziel des Spektrometers ist es, die Quelle des Staubs zu identifizieren, und, wenn möglich, genauere Angaben über die mineralogische Zusammensetzung aufzuzeigen. Die Auflösung muß also ausreichend hoch sein, um die mineralogischen Klassen voneinander zu unterscheiden. Vor der Diskussion der Massenauflösung

	Geschwindigkeit [km/s]	Masse [kg]	Einschlagsrate [1/s]	Primärladung [C]
QP	1 - 60	$8 \cdot 10^{-12} - 8 \cdot 10^{-6}$	$10^{-6} - 2$	$3 \cdot 10^{-15} - 3 \cdot 10^{-13}$
CAT	1.5 - 50	$10^{-18} - 10^{-10}$	$10^{-6} - 2$	-
IID	1.5 - 60	$10^{-18} - 10^{-10}$	$10^{-6} - 2$	-
HRD	-	$10^{-12} - 10^{-7}$	$10^{-6} - 10^4$	-
CDA	1 - 60	$10^{-18} - 10^{-7}$	$10^{-6} - 10^4$	$3 \cdot 10^{-15} - 3 \cdot 10^{-13}$

Tabelle 24: Die Meßgrenzen und dynamischen Bereiche einiger Meßparameter. Der CDA vereint die unteren und oberen Meßgrenzen der anderen Systeme. Der dynamische Massenbereich des QP-Systems ergibt sich bei einem Oberflächenpotential von 3 V und einer Dichte von 2500 kg/m^3 .

ist es interessant, welche Massen überhaupt bei den Versuchen im Spektrum identifiziert wurden. Einen Überblick über das Vorkommen von Ionen im Spektrum gibt das Diagramm 39. Dieses Diagramm setzt sich aus ca. 400 Spektren aller Einschlagsgeschwindigkeiten zusammen. Es zeigt, wie oft eine Linie im Spektrum präsent war. Die Breite mancher Linien kommt dadurch zustande, daß die Massenskala sich nicht immer eindeutig festlegen ließ. Als Ergebnis läßt sich festhalten, daß das Targetmaterial Rhodium (Masse 103) zusammen mit Kohlenstoff (Masse 12) am häufigsten im Spektrum auftraten. Das Projektilmaterial Eisen (Masse 56) war bei niedrigen Geschwindigkeiten nicht eindeutig zu identifizieren. Wasserstoff wäre öfter im Spektrum nachzuweisen, wenn der Triggerzeitpunkt zur Aufnahme eines Spektrums früher gekommen wäre. Insbesondere bei niedrigen Einschlagsgeschwindigkeiten wird der Trigger durch die langsamen Anstiegszeiten des Targetkanals jedoch zu spät gegeben, um die Wasserstoffionen, die ca. 500 ns nach dem Einschlag am Multiplier ankommen, aufzunehmen.

Die Verzögerungszeit vom Einschlagszeitpunkt bis zum Triggern und damit zur Aufnahme des Spektrums setzt sich aus drei Komponenten zusammen: der Zeit vom Einschlag bis zum Überschreiten der Schwelle (Anstiegszeit des Signals am Target), der Zeit die die Elektronik benötigt, um das Überschreiten der Schwelle zu bemerken (Komparator, ca. 150-200ns), und der Zeit, die der ADC des Multiplierkanals benötigt, um stabil mit 100 MHz zu laufen (bis zu 150 ns). Durch den Zeitverzug dieser Signalkette kann die Wasserstofflinie bei Teilcheneinschlägen unter 10 km/s meistens nicht mehr aufgenommen werden. Aus dem Diagramm läßt sich ebenfalls entnehmen, daß die Linien von Sauerstoff (Masse 16) und Natrium (Masse 23) ebenfalls sehr oft im Spektrum zu finden sind. Bis auf die Eisen- und Rhodiumlinie handelt es sich um Oberflächenkontaminationen, die im Spektrum erscheinen. Durch die geringen Ionisationsenergien dieser Kontaminationen sind selbst geringe Mengen auf der Oberfläche nachweisbar.

Je weiter die Peaks benachbarter Massen im Spektrum getrennt werden, desto besser ist die Massenauflösung. Wie nahe zwei Peaks beieinander liegen, läßt sich durch die Breite eines Peaks relativ zur Massenskala, bestimmen. Dafür wird die Breite eines Peaks bei halber Höhe (Full Width at Half Maximum, FWHM) ausgemessen und in Masse umgerechnet. Dieses bestimmt den Wert Δm . Zusammen mit der Masse des Peaks m bestimmt man das Verhältnis $\frac{m}{\Delta m}$, welches als

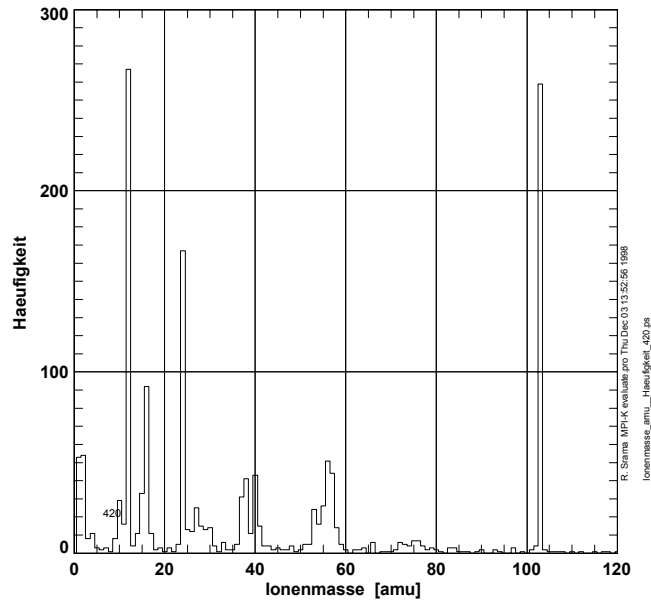


Abbildung 39: Das Histogramm zeigt, wie häufig eine Ionenmasse bei den hier verwendeten Messungen vorkam. Wie der Abbildung zu entnehmen ist, können Kohlenstoffionen ($m=12$) und Rhodiumionen ($m=103$) in ca. 270 von insgesamt 420 analysierten Spektren nachgewiesen werden. Natrium ($m=23$) war vorwiegend in langsamen Teilcheneinschlägen nachzuweisen und wurde in insgesamt 170 Spektren nachgewiesen.

Massenaufösung definiert wird (Abbildung 40). Sollte der Abstand zweier Peaks Δp kleiner werden als die Halbwertsbreite Δm , so können die Peaks nach dieser Definition nicht mehr eindeutig getrennt werden.

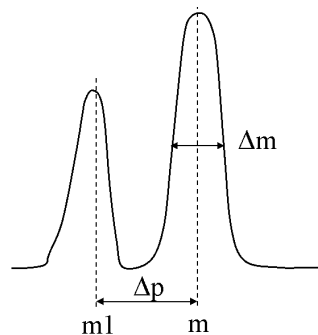


Abbildung 40: Die Definition der Massenaufösung $m/\Delta m$ aus der Peakbreite auf halber Höhe und der der Peakposition entsprechenden Masse m .

Wie breit ein Peak erscheint, wird durch mehrere Faktoren bestimmt. Hier müssen physikalische Effekte und der Einfluß der Elektronik getrennt werden. Natürlich sollte die analoge Bandbreite der Elektronik größer sein als die Samplingfrequenz von 100 MHz. Dies ist hier jedoch nicht der Fall. Die Bandbreite der Multiplierelektronik beträgt nur ca. 60 MHz. Somit sind zwei benachbarte Punkte im Spektrum durchaus korreliert. Wichtiger ist in diesem Falle jedoch, daß die Ionen einer Masse, die zu einem bestimmten Zeitpunkt am Target generiert werden,

nicht zur gleichen Zeit den Multiplier erreichen. Die Ionen haben unterschiedliche Startenergien und Winkel, mit denen sie das Target verlassen ([59], [42], [40]). Dadurch ergeben sich unterschiedlich lange Trajektorien und unterschiedlich lange Flugzeiten, die zu einem breiten Multipliersignal führen. Diese physikalischen Effekte werden noch verstärkt, wenn die Ionen zwar zu einer Zeit generiert werden, aber nicht unmittelbar durch das elektrische Feld getrennt werden können. Dieses kann auftreten, wenn große Teilchen ein so dichtes Plasma erzeugen, sodaß das elektrische Feld abgeschirmt wird und es die Ionen nicht mehr hinreichend schnell trennen kann. Nur die äußeren Ionen der Plasmawolke werden unmittelbar vom Feld ergriffen und werden in Richtung Multiplier beschleunigt. Erst nach und nach wird das dichte Plasma abgebaut.

Im Plasma ist der Potentialverlauf um ein geladenes Teilchen wesentlich anders als im Vakuum. Um ein positives Teilchen bildet sich eine Wolke negativer Teilchen, die die Reichweite des Potentials erheblich herabsetzen. Daher ist dem Coulomb-Potential ein abgeschirmtes Potential überlagert. Die Debyelänge ist eine charakteristische Länge, die die Abschirmung beschreibt. Längs einer Debyelänge fällt das Potential auf das 1/e-fache ab. Die Debyelänge λ_D ist definiert als

$$\lambda_D = \sqrt{\frac{\epsilon_0 k T}{2 e^2 n_e}}$$

Symbol	Einheit	Name
λ_D	m	Debyelänge
ϵ_0	$C^2 J^{-1} m^{-1}$	elektr. Feldkonstante
k	J/K	Boltzmannkonstante
T	K	Temperatur
e	C	Elementarladung
n_e	$1/cm^3$	Elektronenanzahldichte

(34)

Nimmt man eine Plasmatemperatur von 10000 K an und füllt die nach einem Staubeinschlag erzeugte Ladung ein Volumen mit dem Radius r aus, so läßt sich nach Gleichung 34 die Debyelänge berechnen und in der Tabelle 25 zusammenfassen. Die Menge von 10^8 Elektronen entsprechen Ladungen, die bei großen Teilcheneinschlägen einfach generiert werden können. Wie man der Tabelle entnehmen kann, ist die Debyelänge durchaus kleiner als das Ladungsvolumen und das anliegende elektrische Feld kann die Ladungen des Plasmas nicht mehr instantan trennen (Abschirmungseffekt). Dadurch verzögert sich die Ladungstrennung und die Anstiegszeit der Ladungssignale des Target- und Ionengittersignales.

Elektronen	r [cm]	Tempertur [K]	Debyelänge [m]
$3 \cdot 10^8$	1.0	10^4	0.2
$3 \cdot 10^8$	0.1	10^4	0.006
$3 \cdot 10^8$	0.01	10^4	0.0002
$3 \cdot 10^8$	0.001	10^4	$6 \cdot 10^{-6}$
$3 \cdot 10^8$	0.0001	10^4	$2 \cdot 10^{-7}$
$3 \cdot 10^{10}$	1.0	10^4	0.002

Tabelle 25: Die Debyelänge als Funktion von Elektronendichte und Plasmaausdehnung.

Nimmt man auf der anderen Seite an, daß alle Ionen zur gleichen Zeit direkt auf den Multiplier hin beschleunigt werden, so läßt sich aus der Peakform auf die Startenergie der Ionen schließen. Die Peakform läßt sich in ein Energiediagramm einer Ionenmasse umrechnen. Bei der Analyse von Peakformen ist der Einfluß von der Meßelektronik, den Meßkabelängen und der begrenzten Kapazität der Multipliertdynoden zu berücksichtigen.

Die Berechnung einer **Massenskala** für ein Spektrum ist auf drei Arten möglich: Man kennt nur den Startzeitpunkt und berechnet die Flugzeiten der Ionen aus dem bekannten Potentialverlauf, man kennt den Einschlagszeitpunkt und die Position und Masse eines Peaks, oder man kennt die Position und Masse zweier Peaks. In den hier vorgestellten Daten ist die letzte Methode verwendet worden, weil die Bestimmung des Startzeitpunktes mit großen Ungenauigkeiten verbunden ist (wann überschreitet das Signal den Triggerzeitpunkt, Zeit des elektronischen Kompensators, etc).

Zur **absoluten Berechnung der Zeit**, nach der ein Ion mit der Masse m den Multiplier erreicht, ist die gesamte Flugstrecke der Ionen von 23 cm in Teilstrecken s eingeteilt worden. Die Potentialunterschiede der Teilstrecken U_s werden mit Hilfe der Equipotentiallinien eines Potentialdiagrammes (SIMION) von P. Ratcliff, UKC, U.K., herausgelesen. Dann berechnet sich die gesamte Flugzeit t_G eines einfach geladenen Ions mit der Masse m und der Anfangsenergie ("Startspannung") U_A nach Gleichung 35. Dabei wurde auch der interne Zeitverzug des Multipliers t_D (25 ns) berücksichtigt.

$$t_G \text{ [s]} = t_T + \sum_s \frac{s_i}{\sqrt{(U_A + U_s) \cdot 193 \cdot 10^6}} \sqrt{m} + t_D \quad (35)$$

$$s \text{ [m]} = [0.0134, 0.0254, 0.0313, 0.0312, 0.0218, 0.0234, 0, 0.113, 0.0352, 0.02, 0.017]$$

$$U_s \text{ [V]} = [0, 10, 30, 60, 100, 140, 200, 250, 350, 2000]$$

$$t_D = 2.5 \cdot 10^{-8} \text{ s} \quad (\text{Multiplierttransitzeit})$$

$$t_T \text{ [s]} = \frac{0.003}{\sqrt{\frac{1000 \cdot 0.5 \cdot 193 \cdot 10^6}{M}}} = 9.66 \cdot 10^{-9} \sqrt{M} \quad (\text{CAT-Transferzeit})$$

Kennt man hingegen den Zeitpunkt t_1 eines Peaks mit **bekannter Masse** m_1 **und den Einschlagszeitpunkt** t_i , so gilt zur Bestimmung der Masse m eines unbekanntenen Peaks (Ions) zum Zeitpunkt t

$$m = \left(\frac{\sqrt{m_1} \cdot (t - t_i)}{t_1 - t_i} \right)^2 \quad (36)$$

$$t = \left(\frac{\sqrt{m} \cdot (t_1 - t_i)}{\sqrt{m_1}} \right) + t_i \quad (37)$$

Sind schließlich die Massen (m_1 und m_2) und Zeiten (t_1 und t_2) **zweier Peaks bekannt**, so ergibt sich

$$m = \left(\frac{(\sqrt{m_2} - \sqrt{m_1}) \cdot (t - t_1)}{t_2 - t_1} + \sqrt{m_1} \right)^2 \quad (38)$$

$$t = \left(\frac{(\sqrt{m} - \sqrt{m_1}) \cdot (t_2 - t_1)}{\sqrt{m_2} - \sqrt{m_1}} \right) + t_1 \quad (39)$$

Eine Auswertung der Massenauflösung von allen Peaks aller Einschlagsspektren kann Abbildung 41 entnommen werden. Die geringe Massenauflösung um die Masse 56 (Projektmaterial Eisen) ist auf einen breiten Doppelpeak zurückzuführen. Vor dem Eisenpeak trat bei der Masse 52 ein weiterer Peak auf. Neben der Energieverteilung der Ionen tragen auch die Eisenisotope zu dem breiten Peak bei. Aus der Abbildung geht hervor, daß die Massenauflösung von 30 (bei 23 amu, Na, Kontamination) auf ca. 40 (bei 103 amu, Rh, Targetmaterial) steigt.

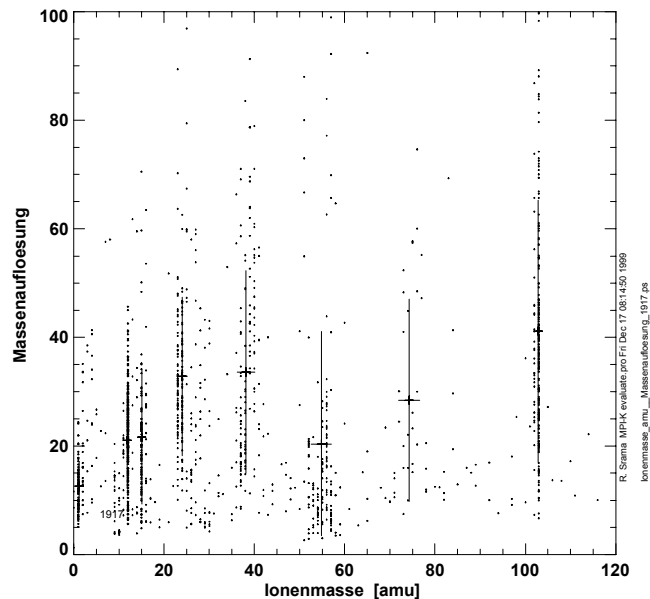


Abbildung 41: Die Massenauflösung des CAT. Jeder Punkt symbolisiert die Auflösung eines Peaks eines Spektrums. Insgesamt wurden 1917 Peaks aus 391 Spektren ausgewertet. Die Massenauflösung steigt von 30 bei 23 amu auf 40 bei 100 amu. Die Fehlerbalken geben den Mittelwert und die Standardabweichung an. Die geringe Massenauflösung der Masse 56 (Eisen, Projektmaterial) ist durch einen Nachbarpeak und die stark asymmetrische Peakform zurückzuführen.

Bei Einschlägen auf dem großen Target (IID) findet ebenfalls eine Trennung der Ionen nach ihrer Masse statt. Durch die geringen Feldstärken vor dem großen Target von nur ca. 1 V/cm (!) ist dieser Prozeß nicht sehr effektiv, und die Anfangsenergieverteilung sowie die Winkelverteilung der Plasmaionen haben einen größeren Einfluß. Dadurch treten zwar Peaks am Multiplier auf, die jedoch sehr "breit" erscheinen. Ein Beispiel für ein Massenspektrum eines Einschlags auf dem großen Target gibt Abbildung 42 wieder.

3.3.9 Störanfälligkeit

Die Detektion von Ladungen wird durch jeden Prozeß, der Ladungsmengen in Detektornähe verändert oder erzeugt, gestört. Wenn die Zahl der auf dem Detektor erzeugten Ladungen pro Zeiteinheit kleiner ist als die Zahl der Ladungen, die über den Verstärker abfließen, bleiben die Signale am Verstärkerausgang so klein, daß sie kein Ereignis auslösen werden. Die Zahl der Ladungen, die über den Verstärker

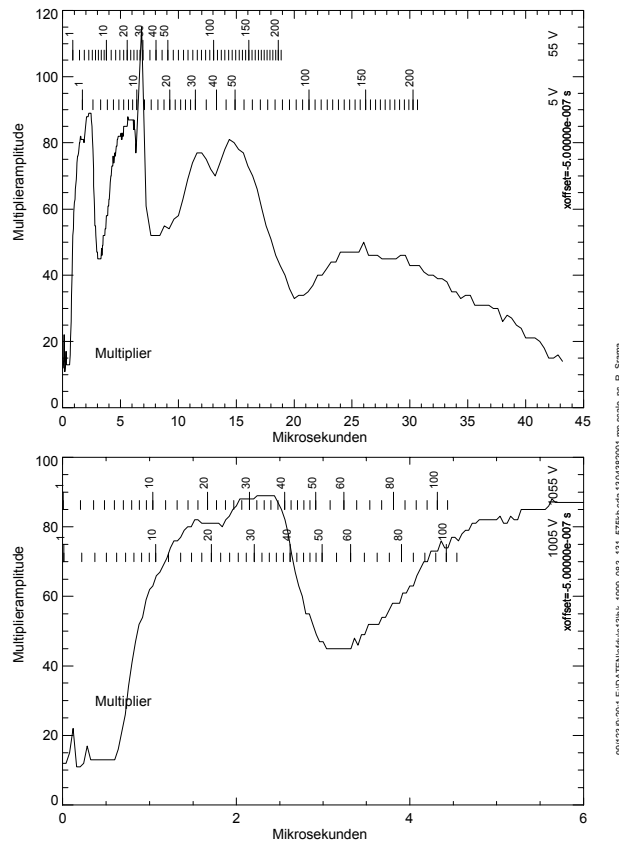


Abbildung 42: Die Signale zeigen ein Spektrum eines Einschlags auf dem großen Target (IID). Die Daten sind mit der Flugeinheit im Mai 1999 aufgenommen worden.

abfließen können, wird durch die Abfallzeit bestimmt. Im Falle des kleinen und großen Targets und des Ionengitters liegt diese im Bereich von $100 \mu\text{s}$. Die Triggerschwellen der Verstärkerempfindlichkeiten der Kanäle sind so eingestellt, daß erst Ladungen von mehr als 10^{-14} Coulomb zur Auslösung eines Ereignisses führen können. Werden also mehr als 10^{-14} Coulomb innerhalb von $100 \mu\text{s}$ erzeugt, können sich Ladungen auf einem Target oder dem Ionengitter akkumulieren, so daß die Triggerschwelle überschritten wird und ein Störereignis ausgelöst wird. Die Ladungsverstärker reagieren aber auch auf Ladungen, die durch Kapazitätsänderungen (Schwingungen von Targets oder Gittern zum umgebenden Gehäuse) hervorgerufen werden. Folgende Störprozesse sind für den Cosmic-Dust-Analyzer relevant:

1. **Thermische Veränderungen** bewirken das Auslösungen von Ereignissen durch verschiedene Effekte. Zunächst steigt das Rauschen der Vorverstärker mit der Temperatur, und auch die Basislinien der Meßkanäle und die elektronischen Eigenschaften der analogen Bauelemente ändern sich. Steigende Temperaturen bewirken erhöhtes Ausgasen der Bauelemente, die im Extremfall zum Durchschlag der angelegten elektrischen Spannungen führen können (insbesondere der Multiplierbereich ist durch die in ihm endenden Kabelkanäle besonders gefährdet). Spannungsdurchschläge verursachen Stö-

rungen auf der Spannungsversorgung und führen unmittelbar zum Triggern und zur Ereignisauslösung. Außerdem können thermische Spannungen im Material akustische Störungen (knacken im Material) auslösen, die ihrerseits zur Ereignisauslösung führen.

2. **Optische Strahlung** (bis in den UV-Bereich) wechselwirkt mit Materie über den Photoeffekt. Wenn die auf die Oberfläche auftreffenden Photonen (Sonnenlicht) eine ausreichende Energie $E = hc/\lambda$ besitzen, die die Austrittsarbeit (nicht zu verwechseln mit dem Ionisationspotential) der Oberfläche übersteigt, so werden Elektronen freigesetzt, die durch die Ladungsverstärker abfließen und Ereignisse auslösen. Austrittsarbeiten der im CDA verwendeten Materialien sind 5.3 eV (Gold, großes Target), 5.0 eV (Rhodium, kleines Target, CAT), 4.2 eV (Aluminium, Gehäuseinnenwand) und 4.5 eV (Kupferberyllium, Beschleunigungsgitter des CAT). Zum Vergleich besitzen die Kontaminationselemente Natrium eine Austrittsarbeit von lediglich 2.75 eV und Kalium von 2.3 eV.

Die Energie von 4.2 eV wird bereits von UV-Licht mit der Wellenlänge von 294 nm aufgebracht. Der Beitrag des Sonnen-UV-Lichts mit einer Energie größer als 3 eV kann mit ca. 10^{10} Photonen pro Quadratcentimeter und Sekunde abgeschätzt werden, und der Photoionisationsstrom einer Goldoberfläche bei 1 AE errechnet sich zu 2.9 nA/cm² (Feuerbacher, Fitton 1972 und Whipple 1981 MZ). Daraus folgt, daß innerhalb von 100 μ s auf der Gesamtfläche von 1000 cm² bereits eine Ladung von 300 pC erzeugt wird. Diese Ladung ist zu groß, als daß sie permanent durch den Ladungsverstärker abgebaut werden kann. Hier ist also ein starkes Signal zu erwarten. Dieses Verhalten ist durch die Staubexperimente Galileo, Ulysses und Muses-A bestätigt worden: Scheint Sonnenlicht in die Apertur des Instruments, nehmen die durch Störungen ausgelösten Ereignisse vehement zu.

Störungen des Multiplikanals können durch Photoelektronen der ersten Dynode ausgelöst werden, die durch seine geringe Austrittsarbeit von nur 1.6 eV (770 nm) leicht auf im Detektor gestreutes Sonnenlicht reagiert.

3. In Instrumentennähe befindet sich ein Plasma **niederenergetischer Teilchen**, das durch Photoelektronen der Raumsondenoberfläche oder vom Sonnenwind generiert werden kann¹⁸. Die Energie der Sonnenwindteilchen ist zu gering, um durch Stoßionisation mit Materie Sekundärelektronen auszulösen. Die Protonen des Sonnenwinds haben eine mittlere Geschwindigkeit von 400 km/s, was einer Energie von 0.05 eV entspricht. Die Dichte von Protonen und Elektronen bei 1 AE ist ca. 10^7 /m³, wodurch ein Teilchenfluß von 10^{12} /s m² entsteht. Dieser Fluß entspricht einer Ladungsmenge von 10^{-11} C/m² 100 μ s, sodaß das große Target mit seiner empfindlichen Fläche von 0.1 m² mehr Ladungen des Sonnenwindes einfängt als durch den Ladungsverstärker abgebaut werden kann, die Basislinie des Targetkanals verändert sich und löst

¹⁸Auf der Cassini-Sonde hat das CAPS-Experiment im Abstand von 1.5 AE einen Elektronenfluß von $5 \cdot 10^8$ Elektronen/cm² s sr im Schatten der Hauptantenne gemessen. Für das CDA-Experiment auf der dem Fluß abgewandten Seite kann noch mit 30% dieses Flusses gerechnet werden. Bei einer empfindlichen Fläche von 300 cm² entspricht das einem Strom von 0.06 μ A.

Ereignisse aus.

Die niederenergetischen Neutronen der radiothermischen Generatoren erreichen den CDA mit einem Fluß von nur 0.3 Teilchen/s m², weshalb ihre Wechselwirkung mit Materie nicht diskutiert werden soll.

4. Die Wechselwirkung **hochenergetischer Teilchen und Strahlung** mit Materie führt unter anderem zur Erzeugung von Ladungen. Insbesondere soll hier untersucht werden, inwieweit sich die Gammastrahlung mit der Energie von 100 keV bis 4 MeV der radiothermischen Generatoren auf den CDA auswirken kann.

Der Fluß der Gammaquanten erreicht einen Wert von 12000/cm²s am Ort des CDA und ist zu gering, um einen nennenswerten Photostrom zu induzieren: Nur 0.2% der 1 MeV Quanten werden durch eine 0.3 mm starke Aluminiumwand absorbiert. Die Wahrscheinlichkeit p , daß ein Gammaquant innerhalb einer Schichtdicke t eine Streuung oder Absorption erfährt, ist $p = e^{-\mu t} = e^{-\mu_m \rho t}$ mit dem Absorptionskoeffizienten μ , der Materialdichte ρ und dem Massenabsorptionskoeffizienten μ_m . Gammaquanten mit der Energie von 1 MeV haben in Aluminium einen Massenabsorptionskoeffizienten von 0.027 cm²/g, und erst nach einer Schichtdicke von 10 cm hat die Intensität auf die Hälfte abgenommen. Diese geringe Absorption kann aber dazu führen, daß Gammaquanten das Multipliergehäuse durchdringen und im Multiplier auf den vorderen Dynoden Elektronen auslösen, die zu einem Multipliersignal führen. Diese Signale sind allerdings recht klein und sind erst bei höheren Mutliplierspannungen zu erwarten.

Zum Test der Reaktion des Multipliers auf hochenergetische Teilchen wurde eine radioaktive Ameritium-241-Quelle (5.5 MeV α -Teilchen, 1 μ Ci)¹⁹ im Bereich des Chemischen Targets eingesetzt, sodaß die alpha-Teilchen die erste Dynode des Mutliplier erreichen konnten. Bei einer erwarteten Ereignisrate von 46 pro Sekunde wurde allerdings nur alle paar Sekunden ein Ereignis beobachtet. Diese Ereignisse zeigten sehr kleine Multipliersignale und waren erst ab einer Multiplierspannung von 4200 V am Labormodell zu beobachten²⁰. Deshalb werden keine Störungen durch die Einwirkung von Gammaquanten auf den Multiplier erwartet.

Die Wechselwirkung schwerer geladener Teilchen mit Materie wird nach der Bethe-Bloch-Gleichung beschrieben und wird z. B in Ref. [34] diskutiert.

5. Die durch **akustische Störungen** verursachten kapazitiven Änderungen induzieren Ströme in den Ladungsverstärkern. Abstandsänderungen von Target und Gehäuse (Mikrophonie) erzeugen große Ladungssignale, die zum Auslösen von Ereignissen führen. Neben den von außen aufgeprägten akustischen Störungen können auch thermische Gradienten im Material innere Spannungen aufbauen, die bei ihrer Relaxion ("knacken") akustische Störungen generieren.

¹⁹1 Ci = 3.7 · 10¹⁰ Bq.

²⁰Die sehr hohe Spannung von 4200 V war durch die Alterung des Multipliers notwendig. Der Multiplier der Flugeinheit reagiert bei weit geringeren Spannungen.

6. Die Einstreuung **elektromagnetischer Strahlung** generiert störende Signale auf schlecht abgeschirmten Leitungen. Desweiteren können elektromagnetische Felder auf der Raumsonde Ladungen der Plasmaumgebung verschieben und somit Ströme auf den ladungsempfindlichen Kanälen generieren. Dieser Effekt (Sounder-Betrieb eines Radio-Plasmawellen-Instruments) wurde auf den Sonden Galileo und Ulysses verifiziert. Auf der Cassini-Sonde konnten die Rohdaten eines durch diese Störungen generierten Ereignisses diesen Einfluß direkt nachweisen, der QP-Kanal zeigte ein Störsignal mit der Frequenz des "Sounders" (siehe Abbildung 61).

Die Tabelle 26 gibt eine Übersicht über die Störempfindlichkeiten der einzelnen Systeme. Der CDA vereint entsprechend alle Empfindlichkeiten.

Störquelle	QP	IID	CAT	HRD	CDA
thermisch	0	0	0	x	x
optisch	x	xx	x	0	xx
niederenergetisch	xx	xx	x	0	xx
hochenergetisch	x	x	x	0	x
akustisch	xx	x	xx	x	xx
elektromagnetisch	xx	0	0	0	xx
Summe ($x \approx 0.1$)	0.8	0.6	0.5	0.2	1.0

Tabelle 26: Die Tabelle zeigt die Empfindlichkeit der Systeme gegenüber Störungen, wobei die Empfindlichkeit in den drei Abstufungen '0', 'x' und 'xx' quantifiziert wurde. 'xx' bedeutet eine hohe Störempfindlichkeit. Das QP-System reagiert auf fast alle Störungen, der HRD ist am unempfindlichsten. Das CAT reagiert durch das in 3 mm Abstand montierte Beschleunigungsgitter empfindlich auf akustische Störungen.

3.3.10 Ausfallwahrscheinlichkeit

Es ist einsichtig, daß ein komplexeres System anfälliger ist und eine höhere Ausfallwahrscheinlichkeit aufweist. Die Cassinimission und das CDA-Instrument bestehen aus zahlreichen Untersystemen, wodurch eine erhöhte Risiko besteht. Das Risiko einer Fehlfunktion soll hier für den CDA auf Cassini abgeschätzt werden. Demgegenüber gestellt soll der Fall betrachtet werden, daß die Untersysteme des CDA auf getrennten und kleineren Raummissionen mitwirken.

Die Grundlagen zum Berechnen einer Wahrscheinlichkeit, daß mindestens ein Ereignis bei mehreren Elementarereignissen auftritt, ist auf den Seiten 157 und folgende diskutiert worden. Die Tabelle 27 listet die Anzahl der Einheiten des CDA und seiner Untersysteme auf und gibt die sich daraus ergebende totale Ausfallwahrscheinlichkeit (Gesamtwahrscheinlichkeit) an. Die Gesamtwahrscheinlichkeit berechnet sich durch die Binomialformel 88 und beschreibt die Wahrscheinlichkeit, daß *mindestens eine* Einheit ausfällt.

Die Risiken, daß bei steigender Komplexität Bedienungsfehler im Laufe der Mission auftreten, sind in Tabelle 27 nicht berücksichtigt worden. Weiterhin sollte

Einheit	p_i	Anzahl d. Einheiten				
		QP	CAT	IID	HRD	CDA
Hochspannungsversorgung	0.004	0	3	3	0	3
Spannungsversorgung	0.001	2	2	2	1	3
Meßkanalelektronik	0.002	1	4	3	1	6
S/C Bus Interface	0.002	1	1	1	1	1
Mikroprozessorsystem	0.004	1	1	1	1	1
Drehtisch	0.005	0	0	0	0	1
Deckel	0.005	0	1	1	0	1
Summe der Einheiten		5	12	11	4	16
mittlere. Ausfallwahrschlkt. für jedes System		0.002	0.00275	0.00281	0.00225	0.00269
Gesamtausfallwahrschlkt. nach Gleichung 88		<i>0.010</i>	<i>0.0325</i>	<i>0.0305</i>	<i>0.0090</i>	<i>0.0422</i>

Tabelle 27: Abgeschätzte Ausfallwahrscheinlichkeiten p_i der Untersysteme durch Hardwarefehler. Das Gesamtsystem CDA ist aufgrund seiner zahlreichen Bauteile und Untersysteme am anfälligsten.

bedacht werden, daß eine Aufteilung des CDA in Untersysteme nur bei kleineren und risikoreicheren Missionen zur Anwendung käme. Würde z.B. der CAT separat bei einer kleinen Mission mitfliegen, dann wäre diese Mission vermutlich eine Low-Cost Mission mit größerem Risiko. Das Cassini Projekt dagegen ist zwar sehr komplex, aber auf der anderen Seite wird sehr viel Wert auf Sicherheit und geringes Risiko gelegt. Die Tabelle 28 faßt diese Umstände zusammen. Die Gesamtwahrscheinlichkeiten wurden mit dem Programm *proba_xx.pro* nach Gleichung 89 im Anhang berechnet.

Die Ergebnisse zeigen auf, daß die Instrumente bei kleinen Missionen weniger komplex und ausfallanfällig sein mögen (QP, CAT, IID oder HRD), die gesamte Ausfallwahrscheinlichkeit aber dann durch den Ausfall des Satelliten an sich bestimmt wird. Der hier angegebene Wert von 15% Ausfallwahrscheinlichkeit einer kleinen Low-Cost Mission ist realistisch.

Ausfallwahrscheinlichkeit	Ausfallwahrschlkt p_i eines Untersystems				
	QP	CAT	IID	HRD	CDA
Raumsonde und Raumsondenbetrieb	0.15	0.15	0.15	0.15	0.03
Instrumentenbetrieb	0.01	0.03	0.02	0.01	0.05
Instrumentenhardware (aus Tab. 27)	0.010	0.035	0.0305	0.009	0.042
Gesamtausfallwahrschlkt. nach Gleichung 88	<i>0.167</i>	<i>0.204</i>	<i>0.192</i>	<i>0.166</i>	<i>0.117</i>

Tabelle 28: Ausfallwahrscheinlichkeiten der Untersysteme unter Berücksichtigung der jeweils eingesetzten Mission. Dadurch, daß die kleinen Untersysteme auf kleinen Missionen mit großem Ausfallrisiko (0.15) untergebracht sind, ist das Gesamtrisiko einer CDA-Cassini-Mission am geringsten.

Sollten also die Untersysteme des CDA auf mehrere kleine und risikoreichere Missionen verteilt werden, so erhöht sich die Ausfallwahrscheinlichkeit erheblich.

Benötigt man zum wissenschaftlichen Erfolg die Ergebnisse aller vier Missionen (Eine Mission mit QP, eine Mission mit CA, eine Mission mit IID und eine Mission mit HRD), so kann davon ausgegangen werden, daß das Ziel aufgrund einer Fehlfunktion *nicht* erreicht wird.

3.3.11 Ereigniserkennung und Ereigniszuverlässigkeit

Definition der Bedingungen Die Synergie der Kombination von Untersystemen spielt eine entscheidende Rolle. Dadurch, daß der IID, das CAT und QP auf denselben Teilcheneinschlag reagieren können, erhöht sich die Wahrscheinlichkeit der zuverlässigen Klassifizierung von Störungen und Staubeinschlägen. Der HRD zeigt keine Wechselwirkung bei einem Teilcheneinschlag; Einschläge auf dem HRD werden von den anderen System nicht wahrgenommen und umgekehrt. Welche Meßparameter von welchen Meßkanälen und Untersystemen sind bedeutend für die eindeutige Einschlagserkennung? Kann der CDA Einschläge besser identifizieren als die einzelnen Untersysteme?

Zur Beantwortung dieser Frage sind die Abhängigkeiten zahlreicher Meßparameter aufzustellen. Mit der Frage, ob ein Teilcheneinschlag stattgefunden hat, ist gleichzeitig die Frage verbunden, auf welchem Target (CAT oder IID) dieser stattgefunden hat. Die Gleichungen 40 und folgende zeigen eine Übersicht über die Bedingungen eines Einschlags auf dem CAT bzw. IID. Eine Auswertung dieser Bedingungen, die in den Formeln 49 bis 63 für CAT-Einschläge und in den Formeln 40 bis 48 für IID-Einschläge zusammengestellt sind, zeigt, daß insbesondere das QE zu QC-Ladungsverhältnis den Einschlagsort bestimmt. Trägt man die Teilchengeschwindigkeit über dem Ladungsverhältnis von $\frac{QE}{QC}$ auf, so erhält man Abbildung 43. Die Kreuze der CAT-Einschläge sind klar getrennt von den Dreiecken der IID-Einschläge. Dadurch ergibt sich direkt die Möglichkeit, den Einschlagsort des Teilchens zu bestimmen. Die Punkte der CAT-Einschläge ohne Spektrum sind in der Abbildung nur schwer zu erkennen (Gittertreffer).

Auch die Ladungsverhältnisse von $\frac{QC}{QI}$ und $\frac{QE}{QI}$ geben bei ungefährem Kenntnis der Einschlagsgeschwindigkeit gute Möglichkeiten, den Einschlagsort zu identifizieren. Die Abbildung 44 zeigt die Abhängigkeit des Ladungsverhältnisses $\frac{QC}{QI}$ und der Einschlagsgeschwindigkeit. Ist die Einschlagsgeschwindigkeit ungefähr bekannt, so lassen sich die Symbolwolken klar trennen und der Einschlagsort bestimmen. Das gleiche gilt auch für das $\frac{QE}{QI}$ -Verhältnis, daß in Abbildung 45 dargestellt ist.

In den Formeln 40 bis 63 sind die Parameter "QE", "QC", "QI" und "QP" die Signalamplituden der entsprechenden Kanäle in Coulomb, während "QM" die Amplitude der 5. Multiplierdynode in Volt bedeutet. Bei der Multiplieramplitude ist die Verstärkung (Multiplierspannung) zu berücksichtigen. Die Indices wie "90%" geben den Zeitpunkt an, an dem 90% der Amplitude erreicht werden, wobei die noch logarithmischen Rohdaten verwendet werden sollen. Der Parameter N_p gibt die Anzahl der im Multiplierspektrum identifizierten (scharfen) Peaks an und v ist die Einschlagsgeschwindigkeit in km/s. Integrale von Signalen sind in den Formeln nicht verwendet worden, da dies eine Umrechnung aller Datenpunkte in die lineare Form (Coulomb bzw. Volt) erfordern würde, was zu zeitaufwendig

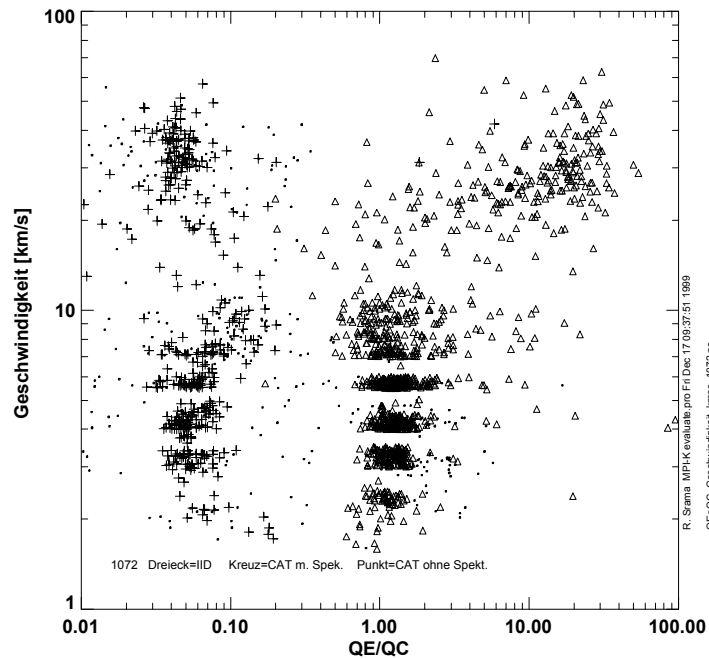


Abbildung 43: Bei Einschlägen auf dem IID läßt sich aus dem Ladungsverhältnis von QE zu QC herauslesen, ob die Einschlagsgeschwindigkeit höher als 15 km/s ist. Die Kreuze (links) sind Einschläge auf dem CAT, die auch ein Einschlagsspektrum am Multiplier zeigten. Die Dreiecke (rechts) sind IID-Einschläge. Das QE zu QC Verhältnis gibt einen eindeutigen Hinweis, ob der Teilcheneinschlag auf dem IID oder CAT stattgefunden hat.

für das Mikroprozessorsystem des Experiments wäre. Das Symbol " \implies " ist als Folgeschluß in eine Richtung (von links nach rechts) zu interpretieren. Wie zum Beispiel aus Formel 48 hervorgeht, gilt bei Erfüllung der angegebenen Bedingung, daß es sich um einen IID-Einschlag handeln muß. Umgekehrt kann nicht gefolgt werden, daß alle IID-Einschläge diese Bedingung auch erfüllen. Dafür würde das " \iff " Symbol verwendet werden, wie es in Formel 43 der Fall ist.

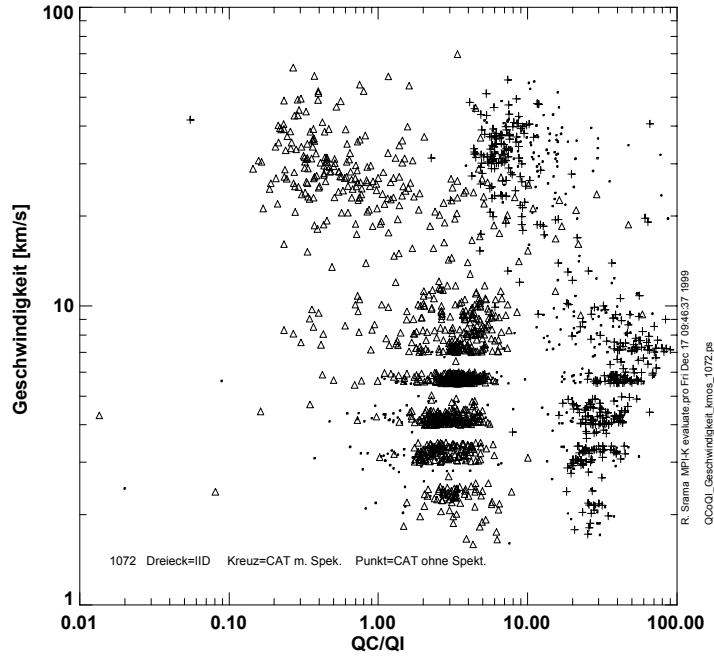


Abbildung 44: Das Ladungsverhältnis von QC und QI kann bei ungefähr bekannter Geschwindigkeit den Einschlagsort bestimmen. Die Kreuze symbolisieren CAT-Einschläge mit Einschlagsspektrum, die Punkte (nur schwach zu erkennen) CAT-Einschläge ohne Einschlagsspektrum und die Dreiecke repräsentieren IID-Einschläge.

Zusammenfassung der IID Einschlagskriterien Die Bedingungen 0) bis 8)²¹ in den Gleichungen 40 bis 48 identifizieren Einschläge auf dem großen Target:

$$0\mu s < tI_{90\%} - tE_{90\%} < 15\mu s \quad (v > 20 \text{ km/s}) \quad (40)$$

$$tI_{90\%} - tE_{90\%} < 20\mu s \quad (v < 6 \text{ km/s}) \quad (41)$$

$$\frac{QE}{QC} > 10 \cap v > 10 \text{ km/s} \implies \text{IID Einschlag} \quad (42)$$

$$\frac{QE}{QC} > 0.25 \iff \text{IID Einschlag} \quad (43)$$

$$\frac{QE}{QI} > 2.5 \implies \text{IID Einschlag (sehr oft)} \quad (44)$$

$$\frac{QC}{QP} < 7 \implies \text{IID Einschlag} \quad (45)$$

$$2.67 \cdot 10^{-13} \cdot v^{-0.6} < \frac{QI}{QM \text{ Ampl.}} < 3.7 \cdot 10^{-11} \cdot v^{-0.564} \quad (46)$$

$$1.63 \cdot v^{0.208} < \frac{QE}{QI} < 4.43 \cdot v^{0.547} \quad (47)$$

$$\frac{QI + QP}{QC} > 0.25 \implies \text{IID Einschlag} \quad (48)$$

²¹Die Durchnummerierung von 0) bis 8) dient zum besseren Vergleich mit der Auswertesoftware.

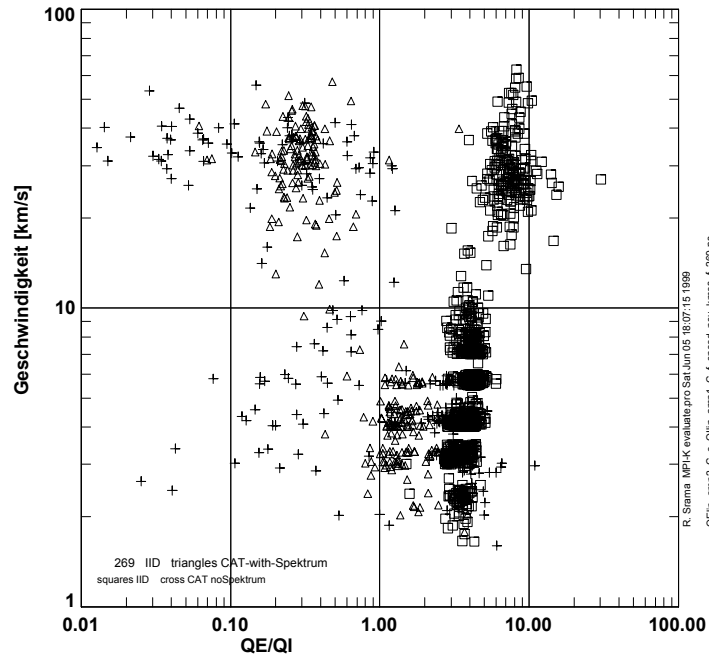


Abbildung 45: Das Ladungsverhältnis von QE und QI kann bei ungefähr bekannter Geschwindigkeit den Einschlagsort bestimmen. Die Kreuze symbolisieren CAT-Einschläge ohne Einschlagsspektrum, die Dreiecke CAT-Einschläge mit Einschlagsspektrum und die Quadrate repräsentieren IID-Einschläge.

Zusammenfassung der CAT Einschlagskriterien Die Bedingungen 16) bis 30) in den Gleichungen 49 bis 63 identifizieren Einschläge auf dem kleinen Target

(CAT):

$$-5\mu s < tI_{90\%} - tE_{90\%} < 0\mu s \quad (v > 20 \text{ km/s} \cap \text{Spektrum}) \quad (49)$$

$$tI_{90\%} - tE_{90\%} < -5\mu s \quad (v > 20 \text{ km/s} \cap \text{NO Spektrum}) \quad (50)$$

$$10\mu s < tI_{90\%} - tE_{90\%} < 25\mu s \quad (v < 8 \text{ km/s} \cap \text{Spektrum}) \quad (51)$$

$$10\mu s < tI_{90\%} - tE_{90\%} \quad (v < 8 \text{ km/s} \cap \text{NO Spektrum}) \quad (52)$$

$$\frac{QE}{QC} < \mathbf{0.25} \iff \text{CAT Einschlag} \quad (53)$$

$$\frac{QE}{QI} < 2 \implies \text{CAT Einschlag} \quad (54)$$

$$\frac{QC}{QI} > 10 \implies \text{CAT Einschlag} \quad (55)$$

$$\frac{QC}{QI} > 3 \cap v > 20 \text{ km/s} \implies \text{CAT Einschlag} \quad (56)$$

$$\frac{QE}{QP} < 3 \implies \text{CAT Einschlag} \quad (57)$$

$$0.244 \cdot v^{0.435} < \frac{QC}{QI} < 272 \cdot v^{-0.165} \quad (\text{always}) \implies \text{CAT Einschlag} \quad (58)$$

$$20 \cdot v^{-0.37} < \frac{QC}{QI} \cap \text{Spektrum} \implies \text{CAT Einschlag} \quad (59)$$

$$N_p > 2 \implies \text{CAT Einschlag} \quad (60)$$

$$-1.0\mu s < tI_{50\%} - tC_{50\%} < 6.5\mu s \cap \text{Spektr.} \implies \text{CAT Einschlag} \quad (61)$$

$$-1.0\mu s < tM_{50\%} - tC_{50\%} < 4.5\mu s \cap \text{Spektr.} \implies \text{CAT Einschlag} \quad (62)$$

$$2 \cdot 10^{11} < \frac{QM \text{ Ampl.}}{QI} < 2 \cdot 10^{14} \cap \text{Spektr.} \implies \text{CAT Einschlag} \quad (63)$$

Ereignisverifikation der ersten Flugdaten des CDA Aus den Messungen des CDA in der Zeit von März bis Juni 1999 sollten die Einschläge von den Störungen erkannt und der Einschlagsort (Target) bestimmt werden (Abbildung 24). Betrachtet man alleine das IID-Untersystem, so können nur 4 der 9 Formeln (40 bis 48) zur Ereignisverifikation herangezogen werden, die restlichen Bedingungen beinhalten "fremde" Meßsignale, die beim IID alleine nicht beinhaltet sind (QC und QP). Analog sind beim CAT nur 7 der 15 Formeln bei separater Betrachtung des CAT anwendbar. Das Gesamtsystem CDA kann hingegen auf alle Signale und Bedingungen zur Ereignisverifikation zurückgreifen. Berechnet man unter diesen Voraussetzungen, wieviele Staubeinschläge auf dem CAT vom CAT bzw. vom CDA als solche erkannt werden, so läßt sich feststellen daß die Untersysteme weniger Ereignisse verifizieren können als das Gesamtsystem CDA. Die Ergebnisse der Analyse sind in Tabelle 29 dargestellt. Das IID-System alleine kann nur 4 von 14 Einschlägen erkennen, während der CDA 10 dieser Ereignisse verifiziert. Der "wahre" Einschlagsort ist dabei manuell durch Analyse der Rohdaten festgestellt worden. Die Schwierigkeit besteht darin, die Ereignisse von den insgesamt 56 großen Störungen zu trennen. Das IID-System kann, separat betrachtet, nur 29% der Einschläge verifizieren. Nicht aufgeführt ist hier das QP- und HRD-System. Das QP-System ist zu empfindlich auf die Plasmaumgebung bei dem nahen Son-

nenabstand (0.6 bis 1.5 AE), sodaß der Meßkanal permanent in Sättigung war. Das HRD-System ist für 1 μm große Teilchen nicht empfindlich genug.

	Wahrer Einschlagsort		große Störung
	CAT	IID	
Anzahl	16	14	56
Vom CAT als CAT	3 (19%)	-	0
Vom IID als IID	-	4 (29%)	0
Vom CDA als CAT	15 (94%)	0	0
Vom CDA als IID	0	10 (71%)	1

Tabelle 29: Die Tabelle gibt an, wieviele der CAT- und IID-Einschläge von den Untersystemen CAT und IID erkannt werden. Nur das CDA-Gesamtsystem kann hinreichend viele (15 von 16 bei CAT-Einschlägen und 10 von 14 bei IID-Einschlägen) Einschläge erkennen und dem richtigen Einschlagsort zuweisen. Das QP-System ist hier nicht aufgeführt, da es zu gestört ist und noch keine Primärladung eines Staubteilchens messen konnte (permanente Sättigung).

Eine detaillierte Aufstellung, welche der Bedingungen 1–8 (entspricht den Formeln 40 bis 48) und 16–29 (entspricht den Formeln 49 bis 63) von welchem Teilcheneinschlag erfüllt werden, ist in Tabelle 30 aufgelistet. Die Beurteilung, ob es ein CAT- oder IID oder gar kein Einschlag war, läßt sich aus der Tabelle für jedes einzelne Teilchen nachvollziehen. Auch die Geschwindigkeit der Teilcheneinschläge wurde aus den Anstiegszeiten der Rohdaten berechnet und ist zusätzlich aufgeführt.

Insgesamt läßt sich feststellen, daß nur das Gesamtsystem CDA hinreichend viele Einschläge (94 bzw. 71%) erkennt. Dabei ist noch ungeklärt, wieso genauso viele CAT- wie IID-Einschläge registriert werden. Die empfindliche Fläche des CAT ist maximal nur ein fünftel der IID-Fläche. Es sollten also mindestens fünfmal soviele IID-Einschläge auftreten, wie CAT-Einschläge. Mögliche Erklärungen sind, daß nicht alle IID-Einschläge aber alle CAT-Einschläge erkannt werden, das große Target durch andere Bauteile oder Instrumente abgedeckt wird, es sich hier um ein statistisch unwahrscheinliches Phänomen handelt oder die Bedingungen 1) bis 29) nicht hinreichend oder ungenau sind. Letzteres ist dann der Fall, wenn die Einschläge im unkalibrierten Bereich stattfinden. Insbesondere Teilchen, die größer als 2 μm groß sind, erzeugen Signale, die noch nicht genau genug analysiert werden konnten. Bei den großen Teilcheneinschlägen auf dem IID mit moderaten Geschwindigkeiten entstehen zahlreiche Ejektateilchen, die nach 5 bis 10 μs auch auf dem CAT einschlagen und dann einen CAT-Einschlag "vorgeben". Fraglich ist, ob diese CAT-Signale größer sein können als das IID-Signal. Weitere Erklärungsmöglichkeiten wären Wand- und Struktureinschläge oder Übersprechen zwischen den Meßkanälen, um die Diskrepanz zu erklären. Der jetzige Wissensstand reicht nicht aus, um eine schlüssige Ereignisverifikation aufzuzeigen. Die generelle Aussage dieses Kapitels, daß der CDA zuverlässiger Einschläge erkennt, bleibt jedoch erhalten. Eine Verbesserung der Ereignisverifikation ist auch durch Hinzunahme von Signalintegralen (insbesondere des Multipliersignales) zu erwarten.

Ereigniszeit	# erfüllte Bedingungen	v [km/s]	# CAT	# IID	wahrer Ort	berech. Ort
1999/092/23:28:25	3 21	17.44	0	0	IID	???
1999/102/11:43:22	2 3 4 7	100.00	0	2	IID	IID
1999/104/12:08:34	0 3 4 7 22 23 25 28	84.82	4	3	IID	IID
1999/109/00:54:35	0 2 3 4 7	100.00	0	3	IID	IID
1999/113/21:21:37	20 21 23 25	100.00	2	0	CAT	CAT
1999/114/08:40:34	19 20 25	1.62	1	0	CAT	CAT
1999/121/08:42:06	19 20 25	2.90	1	0	CAT	CAT
1999/123/00:20:01	3 17 21	20.32	0	0	IID	???
1999/124/06:07:26	2 3 4	100.00	0	1	IID	IID
1999/127/17:36:28	20 21 25 28	11.27	2	0	CAT	CAT
1999/128/09:52:55	0 3 4 7 22 23 25 28	100.00	4	3	IID	IID
1999/128/14:41:42	19 20 22 25 28	5.72	3	0	CAT	CAT
1999/130/00:56:29	20 27 29	34.37	2	0	CAT	CAT
1999/133/01:40:38	0 2 3 4	100.00	0	2	IID	IID
1999/135/08:03:26	2 3 4	100.00	0	1	IID	???
1999/140/23:35:19	19 20 25 28	4.83	2	0	CAT	CAT
1999/145/00:20:53	20 21 25	8.30	1	0	CAT	CAT
1999/147/04:20:34	19 20 22 25	6.22	2	0	CAT	CAT
1999/147/23:11:18	20 22 23 25 26 27 28 29	34.37	7	0	CAT	CAT
1999/149/20:39:13	3 4 7 23 25	100.00	2	2	DIS	IID
1999/150/20:44:17	0 2 3 4 7	100.00	0	3	IID	IID
1999/151/04:03:44	19 20 25	2.69	1	0	CAT	CAT
1999/156/18:42:48	3 4 7 22 25	15.09	2	2	IID	IID
1999/156/22:51:39	3 4 23 25 26 27	20.32	4	1	IID	???
1999/162/08:37:40	20 28	5.96	1	0	CAT	???
1999/163/07:48:08	2 3 4 28	100.00	1	1	IID	IID
1999/167/07:26:06	20 21 22 25 28	8.30	3	0	CAT	CAT
1999/173/13:10:45	18 20 21 25 27	7.35	2	0	CAT	CAT
1999/177/06:04:14	20 21 25	8.30	1	0	CAT	CAT
1999/180/16:28:28	2 3 4 7 17	20.32	0	2	IID	IID
1999/181/22:11:47	19 20 22 25	6.50	2	0	CAT	CAT

Tabelle 30: Die Tabelle gibt an, welche Bedingungen die Rohdaten der Teilcheneinschläge erfüllen. Eine Auswertung der erfüllten Bedingungen führt zu dem Eintrag in der Spalte "berech. Ort". Die Spalte "# CAT" gibt die Anzahl der erfüllten Bedingungen eines CAT-Einschlags wieder. Aus den Rohdaten wurde auch die Geschwindigkeit berechnet (aus der Anstiegszeit von Target- und Ionengittersignal).

3.4 Das wissenschaftliche Potential eines Experiments

Wissenschaftliches Arbeiten heißt, etwas Neues zu erfahren. Das kann zum Einen durch die Trajektorie der Raummission, und somit dem Meßort an sich oder durch die Zeit der Messung schon gegeben sein. Wird jedoch zum wiederholten Male eine Messung durchgeführt, macht sie nur dann Sinn, wenn die Erkenntnisse eine höhere Qualität aufweisen als frühere Messungen. In die Definition muß demnach die Genauigkeit der Messungen f_p eingehen. Dieser Faktor gibt an, um wieviel die Messungen im Durchschnitt genauer durchgeführt werden können als bei bisher erfolgten Messungen. Desweiteren spielt auch die **Anzahl** der Eigenschaften (Geschwindigkeit, Masse, Ladung, elementares Massenspektrum,..) n_p eine Rolle, die für den Einschlag eines Staubteilchens ermittelt werden können. Je mehr Eigenschaften simultan bestimmt werden können, desto besser ist die Bewertung des wissenschaftlichen Potentials. Die Synergie durch die Kombination von mehreren Instrumenten auf einem Raumfahrzeug (z.B. gleichzeitige Messung von Magnetfeldern, Plasmaeigenschaften und Staubteilchen) soll mit dem Faktor k berücksichtigt werden, der die Anzahl der Nachbarexperimente angibt, die mit den Staubmessungen in Bezug gebracht werden können. Der Faktor t_p gibt die anteilige Meßzeit an, bei der das Staubexperiment Priorität beim Durchführen der Messungen erfährt. Bei 10 Experimenten auf der Sonde Cassini wäre bei gleicher Gewichtung aller Experimente $t_p = \frac{1}{10} = 0.1$. Der Maximalwert ist demnach 1. Diese Zeit wird mit dem Gesichtsfeld gewichtet: Je kleiner das Instrumentengesichtsfeld fov_i , desto wichtiger wird die Zeit, bei der das Instrument Priorität gegenüber den anderen Experimenten hat und Messungen ausführen kann.

Diese Definition berücksichtigt insbesondere die Möglichkeiten, Messungen und Entdeckungen zu erfahren, wenn *KEINE* Beobachtung explizit geplant wird. Wenn ein Experiment keine Priorität bei den Beobachtungen erhält, ist die Größe des Gesichtsfelds des Staubexperiments von entscheidender Bedeutung²². Ist dieses Gesichtsfeld sehr groß, so können dennoch Staubteilchen aus den gewünschten Richtungen beobachtet oder entdeckt werden. Ist das Gesichtsfeld des Staubexperiments jedoch klein, so ist ein Spin der Raumsonde und die Ausrichtung der Spinachse von großer Bedeutung. Die Größe des Raumwinkels des Staubexperiments wird mit fov_i bezeichnet. Nun kann es jedoch sein, daß das Staubexperiment in eine bestimmte Richtung ausgerichtet werden soll und auch darf, das heißt, es hat Priorität, jedoch verhindern andere Umstände, daß diese Beobachtungsrichtung eingenommen wird. Beschränkend können vor allem die thermischen Eigenschaften von Radiatoren optischer Instrumente und das erlaubte Gesichtsfeld von Sternensensoren sein. Es muß also auch die Größe des verbotenen Raumwinkels fov_c Beachtung finden²³. Die einzelnen Faktoren sollen mit Exponenten $\alpha, \beta, \gamma, \delta$ und η gewichtet werden. Dann läßt sich die Formel 64 für die Bewertung des wissen-

²²Die Größe der empfindlichen Fläche in Abhängigkeit des Einfallswinkels (solid angle) ist in der hier gewählten Definition nicht berücksichtigt worden.

²³Die SI-Einheit für den Raumwinkel ist Steradian und wird mit sr abgekürzt. Die vollständiger Kugeloberfläche entspricht 4π sr. Die Halbkugeloberfläche entspricht 2π sr. Der Index c steht für Constraints.

schaftlichen Potentials P_{WE} des Experimentes auf einer Raumsonde aufstellen.

$$P_{WE} = n_p^\alpha \cdot f_p^\beta \cdot k^\gamma \cdot t_p^{\delta \left(\frac{fov_c}{fov_i}\right)} \cdot \left(\frac{fov_i}{fov_c}\right)^\eta \quad (64)$$

$$\gamma \in [0, 1 \dots 1, 0] \quad \text{und} \quad \alpha, \beta, \delta, \eta \in [1 \dots 2]$$

Dabei soll das Verhältnis $\frac{fov_i}{fov_c}$ den Einfluß der Größe des Gesichtsfelds dadurch ausdrücken, daß die Apertur eines Staubexperiments unwichtiger wird, je öfter das Experiment Priorität bei den Beobachtungen erhält. Diese Definition betont die intrinsischen Meßeigenschaften des Experiments und berücksichtigt noch nicht den Integrationsfaktor des Instruments auf der Raumsonde. Eine Definition des "integrierten" wissenschaftlichen Potentials in Bezug auf das Gesamtsystem einer Raumsonde wird auf Seite 112 mit Gleichung 73 gegeben. An dieser Stelle soll die einfache Darstellung genügen. Die Exponenten α , β , γ , δ und η sind in der Abb. 46 angegeben.

Oft wird auch die Menge an Daten für die Güte der Wissenschaft herangezogen (MBit/Kosten). Hier soll jedoch angenommen werden, daß alle Meßdaten ausgelesen werden können, da Staubexperimente i.A. keine große Datenrate besitzen.

System	Apertur	n_p	f_p	k	t_p	fov_i	fov_c	P_{WE} 3-Achs.	P_{WE} spin
QP	128°	3	5	3	0.2	3.6 sr	3 sr	32	302
HRD	176°	1	0.5	3	0.2	6.1 sr	3 sr	0.41	1.5
IID	90°	2	1	3	0.2	1.6 sr	3 sr	0.049	4.9
CAT	56°	3	2	3	0.2	0.4 sr	3 sr	0.0001	3.5
CDA	73°	4	1	3	0.2	0.9 sr	3 sr	0.013	25
CDA mit DT	150°	4	1	3	0.2	2.6 sr	3 sr	31.9	172

Tabelle 31: Die Tabelle zeigt eine Übersicht der verwendeten Parameter zum Berechnen des wissenschaftlichen Potentials. Das wissenschaftliche Potential des QP-Systems ist auf einer spinnenden Raumsonde am größten. Dabei ist nicht berücksichtigt worden, daß nur selten die Ladung von Teilchen gemessen werden kann. Ist diese Messung jedoch möglich, stellt das QP-System ein hervorragendes System dar. Die Systeme mit kleinem Raumwinkel erhöhen ihr wissenschaftliches Potential auf einer spinnenden Raumsonde erheblich.

Die Tabelle 31 gibt einige ausgewählt Ergebnisse wider, und die Abbildungen 46 und 47 stellen die Abhängigkeit von P_{WE} bei steigender anteiliger Meßzeit t_p unter den in Tabelle 31 gegebenen Werten dar.

Beim Spinnen der Raumsonde erhöht sich der effektive Raumwinkel eines Experimentes, so daß P_{WE} bei Instrumenten mit kleinem Gesichtsfeld erheblich steigt. Der Drehtisch (DT) des CDA erhöht den fov_i -Wert und steigert die wissenschaftlichen Möglichkeiten. Das QP-System auf einer spinnenden Raumsonde liefert die besten Werte. Hier ist jedoch zu berücksichtigen, daß nur selten Teilchen mit einem Ladungssignal gemessen werden können (evtl. jedes 10. bis 100. Teilchen). Außerdem liefert das QP-Signal keine Teilchenzusammensetzungen und dieses System ist auch am stör anfälligsten, wodurch ein weiterer Teil der Meßzeit verloren gehen kann. *Ein ideales System wäre die Kombination der Teilchenladungsmessung (QP)*

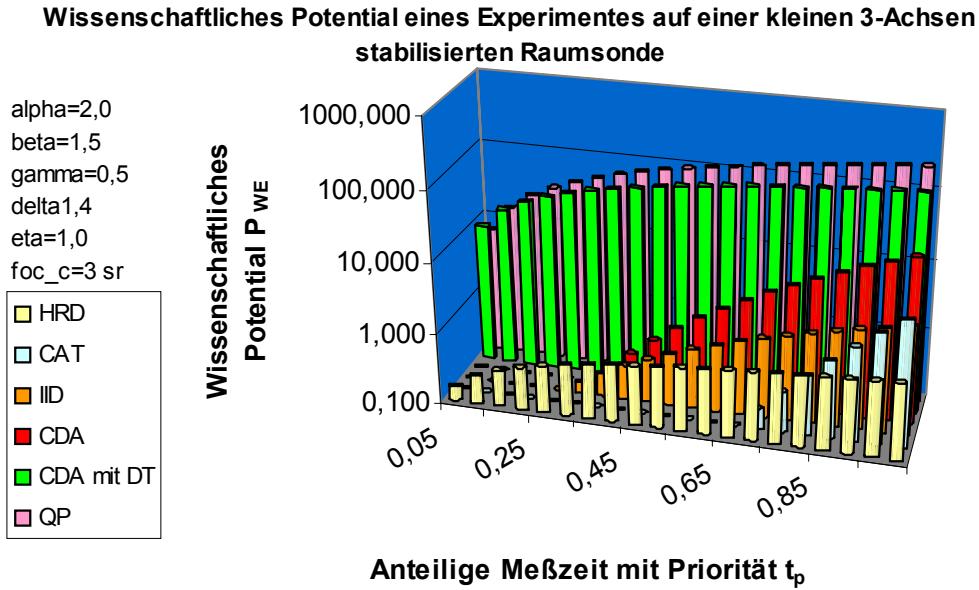


Abbildung 46: Das wissenschaftliche Potential eines Experiments auf einer kleinen 3-Achsen stabilisierten Raumsonde in Abhängigkeit der prioritären Meßzeit.

mit einem großflächigen Spektrometer (CAT mit großer Apertur und empfindlicher Fläche).

Das Cassini-Staubexperiment läßt sich mit den Galileo- und Ulyssesexperimenten vergleichen, wobei die Parameter entsprechend der Tabelle 32 gewählt wurden und die Ergebnisse in Abbildung 48 dargestellt sind. Würde dem Galileo-Experiment mehr anteilige Meßzeit zustehen, so sind alle drei Experimente auf einem spinnenden Raumfahrzeug als etwa gleich gut einzustufen. Voraussetzung ist allerdings, daß die Daten der Experimente vollständig transferiert werden können, was bei dem Galileo-System allerdings nicht möglich ist.

System	Apertur	n_p	f_p	k	t_p	fov_i	fov_c	P_{WE} 3-Achsen	P_{WE} spin
Ulysses DDS	140°	3	1	3	0.25	11 sr	3 sr	6	37
Galileo DDS	140°	3	1	5	0.1	11 sr	4 sr	1.1	17
Cass.CDA m. DT	150°	4	2	5	0.1	4.8/11 sr	6 sr	1.6	38
Cass. CDA o. DT	73°	4	2	5	0.1	0.9/4.4 sr	6 sr	0	1.0

Tabelle 32: Vergleich des wissenschaftlichen Potentials der drei Staubexperimente auf den Sonden Galileo, Ulysses und Cassini.

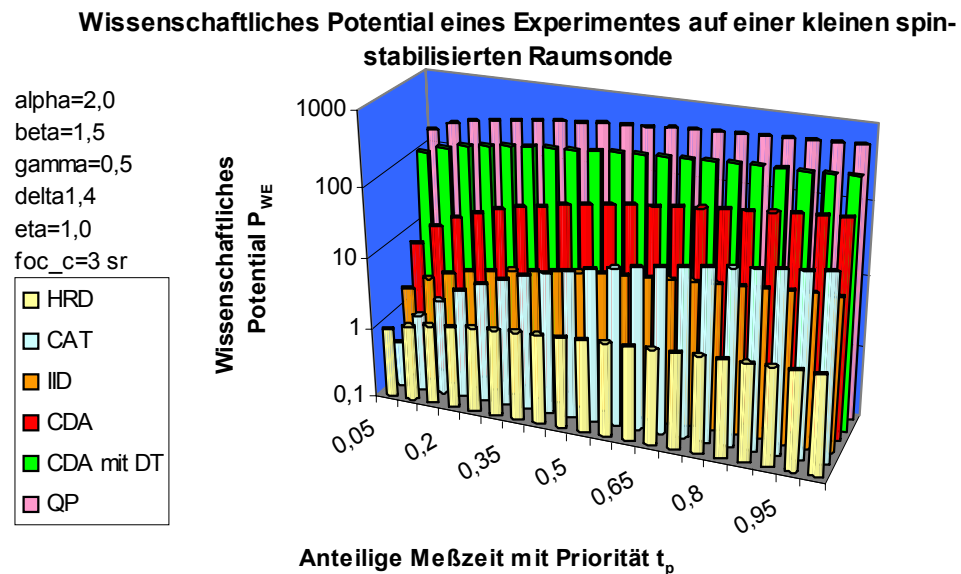


Abbildung 47: Das wissenschaftliche Potential eines Experimentes auf einer kleinen spin-stabilisierten Raumsonde in Abhängigkeit der prioritären Meßzeit.

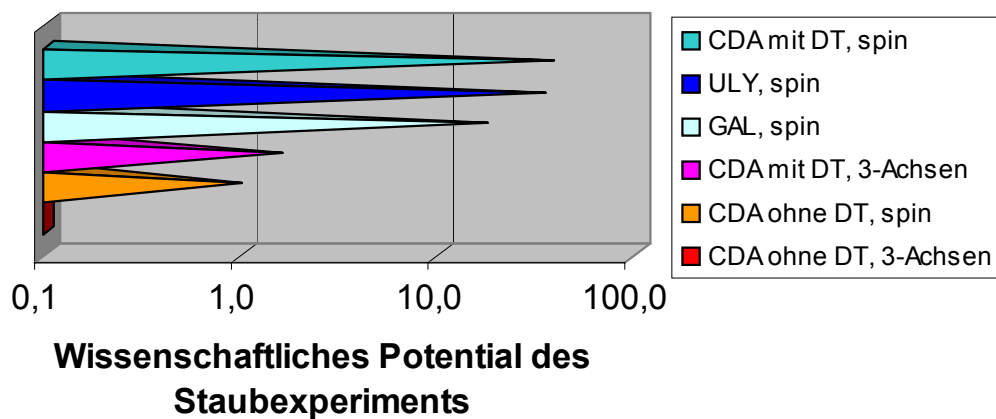


Abbildung 48: Vergleich des wissenschaftlichen Potentials der Staubexperimente auf den Raumsonden Galileo, Ulysses und Cassini. Galileo und Ulysses sind im Gegensatz zu Cassini spinstabilisiert und bedingen dadurch hohe Werte.

3.5 Ergebnisse der Bewertung

Dieser Teil der Arbeit hat untersucht, ob das Gesamtsystem CDA auf der Cassini-Raumsonde ein geeignetes System darstellt, oder ob der CDA in seine Untersysteme QP, IID, CAT und HRD aufgeteilt werden sollte, und die Untersysteme auf getrennten kleinen Missionen zur Anwendung kommen. Zur Beurteilung des Gedankenexperiments sind Parameter in Abschnitt 3.1.1 definiert worden. Diese Parameter sind für die Untersysteme und das Gesamtsystem bestimmt worden. Dabei wurde auf die Ergebnisse von Kalibrationsmessungen mit der Flugersatzeinheit zurückgegriffen, die durch selbst entwickelte Software (siehe Kapitel 3.2) erzielt wurden. Für die Cassini-Mission und eine typische kleine Raummission werden Sollwerte für alle Parameter aufgestellt. So wird zum Beispiel der Sollwert für den dynamischen Bereich zur Messung von Staubteilchen auf 10 Dekaden festgesetzt, oder die Wahrscheinlichkeit, einen Staubeinschlag zu identifizieren, wird auf den Wert von 90% gesetzt. Die Eignung bezüglich eines Parameters wird nach Gleichung 11 für jedes System berechnet, und die Gesamteignung E_G wird durch die Gleichung 10 bestimmt. Die Ergebnisse der Einzelgüten und der Gesamteignung sind in Tabelle 33 zusammengestellt.

Die Tabelle 33 nennt die verwendeten Parameter (linke Spalte), deren Wichtung (W_E), zeigt die berechneten oder abgeschätzten Parameterwerte (V_I) und die Sollwerte V_S für jeden Parameter. Am unteren Teil der Tabelle sind die Gesamteignungen E_G und die Programmgüten P_G für jedes System berechnet worden. Wie sich herausstellt, wird der CDA für die Cassini-Raumsonde am besten beurteilt. Seine Eignung liegt bei 0.64, wobei auf den Wert 1.0 normiert worden ist (Maximalwert). Geringfügig niedriger sind die Werte des IID-Untersystems, das auf einer kleinen Raumsonde zum Einsatz kommt. Die geringste Eignung zeigt der HRD, der durch seine niedrigen Genauigkeiten zur Massen- und Geschwindigkeitsbestimmung von Staubteilchen zurückfällt.

Die **Ergebnisse** zeigen hier, daß es besser ist, die Untersysteme zu einem CDA-Gesamtsystem zu kombinieren. Dieses Gesamtsystem kann die Fähigkeiten der Einzelsysteme vereinigen, was sich insbesondere in der Verifikation von Staubeinschlägen auswirkt. Die Synergie, die sich aus der Kombination der Untersysteme QP, IID, CAT und HRD ergibt, ist mit den Ergebnissen von Tabelle 33 quantifiziert worden. Die **Vorteile**, die sich aus der Kombination der Untersysteme ergeben, sind:

- Die gleichzeitige Messung aller Staubteilchenparameter ermöglicht wissenschaftliche Entdeckungen
- Die Entwicklung, Fertigung und der Betrieb nur eines Experiments ist kostengünstiger
- Der Missionsbetrieb und die Datenauswertung sind effektiver als der Betrieb und die Auswertung vier getrennter Experimente. Es ist nur eine Beobachtungsplanung notwendig.
- Einige Teilchenparameter können redundant gemessen werden. So ist die Geschwindigkeitsbestimmung getrennt durch das QP- und das IID-System

möglich. Dadurch wird eine höhere Meßgenauigkeit und eine zuverlässigere Einschlagserkennung erreicht.

- Ein großes Projekt kann Ressourcen für neue Entwicklungen aufbringen. Kleineren Projekten fehlen die finanziellen Mittel, um Innovationen im technischen (neue Fertigungsmethoden) oder Softwarebereich (Kompressionsverfahren) hervorzurufen.

Um die Vorteile eines kombinierten Systems nutzen zu können, ist auf eine Integration der Untersysteme zu achten, eine Addition könnte nicht die gewünschte Synergie liefern. Ein **Nachteil** ist, daß das Gesamtsystem hohe Anforderungen (Masse, Stromverbrauch, Datenvolumen) an die Raumsondenressourcen hat, die heutzutage bei mittelgroßen oder kleinen Missionen nicht mehr ohne weiteres aufgebracht werden können. Es kann also schwierig sein, einen geeigneten Raumsondenbus für ein großes Experiment zu finden. Hat man einen solchen Träger wie zum Beispiel Cassini gefunden, so ist mit einem hohen operationellen Aufwand und evtl. geringen Prioritäten gegenüber anderen Instrumenten zu rechnen.

Ein weiterer Trade-Off ist bei dem Erfolgsrisiko (Missionsrisiko und Instrument-Ausfallwahrscheinlichkeit) durchzuführen. Hat man mehrere kleine Missionen, so ist das Risiko, eine Mission zu verlieren durch die momentan umgesetzte Philosophie der NASA recht hoch (bis zu 15%). Die Wahrscheinlichkeit, mindestens eine Mission der vier Missionen durch eine Fehlfunktion oder eine Fehloperation zu verlieren, steigt dann auf 48%. Schlägt eine Mission fehl, so können zum Einen noch Messungen mit den anderen drei Missionen durchgeführt werden. Auf der anderen Seite ist so ein Fehlschlag aber auch wahrscheinlicher. Ist man auf den Erfolg aller Messungen mit den vier Untersystemen auf den vier kleinen Missionen angewiesen, muß das gesamte Ausfallrisiko möglichst gering sein.

Die Cassini-Raumsonde ist zwar sehr komplex, und es gibt viele Systeme, die ausfallen können, aber die Risikophilosophie unterscheidet sich enorm von kleineren Missionen. Cassini besitzt von Anfang an ein intensives Risikomanagement und eine umfangreiche Testphilosophie. Denn wenn die Mission fehlschlagen sollte, gibt es keine Nachbarmission, die wenigstens zum Teil die wissenschaftlichen Fragestellungen und Ziele angehen könnte. Das **Optimum** wäre demnach eine Mission, die den CDA als Gesamtsystem tragen kann und die gleichzeitig eine große Erfolgchance aufweist. Das Gesamtsystem CDA in mehrere Untersysteme aufzuteilen, kann auf jeden Fall *nicht* empfohlen werden.

Parameter	W_E	V_I					V_S	Einheit
		klein, Cass.	QP	IID	CA	HRD		
Masse	0.3 , 0.2	3.5	8.0	7.4	1.1	17.15	17	kg
Leistung	0.2 , 0.2	1.7	8.0	9.0	0.7	17	18	W
Datenvolumen	0.05 , 0.05	120.0	100.0	120.0	5.0	75	300.0	MBit/W
Datenrate	0.05 , 0.05	0.2	0.166	0.2	0.008	0.5	0.5	kbit/s
Entwicklungskosten	0.6 , 0.3	1.0	1.8	2.4	0.4	3.2	3.0	MDM
Fertigungskosten	0.6 , 0.3	4.0	12	14	2.1	16	10	MDM
Betriebskosten	0.5 , 0.3	0.150	0.2	0.2	0.1	0.5	0.4	MDM/J
Fehler Geschwindigkeit	0.3 , 0.4	1.17	1.9	2.0	10	1.9	2.0	Faktor
Fehler Masse	0.1 , 0.2	6.8	11	38	100	6.8	5.0	Faktor
Fehler Richtung	0.05 , 0.05	13	40	25	150	40	25	\pm Grad
Fehler Ladung	0.99 , 0.1	1.0	100	100	100	1.0	1.0	Faktor
Massenauflösung	0.1 , 0.3	0.1	4.0	30	0.1	30	50	Dalton
dyn. Bereich v	0.2 , 0.2	1.8	1.7	1.5	0.1	1.7	2.0	Dekaden
dyn Bereich m	0.15 , 0.15	6.0	8.0	8.0	5.0	11	10	Dekaden
dyn Bereich Rate	0.1 , 0.1	6.0	6.0	6.0	10	10	7.0	Dekaden
dyn Bereich Ladung	0.05 , 0.05	2.0	0.01	0.01	0.01	2.0	3.0	Dekaden
Störanfälligkeit	0.05 , 0.05	0.8	0.6	0.5	0.2	1.0	0.3	[0..1]
Expt-Ausfallwahrschnlkt	0.1 , 0.1	0.01	0.031	0.033	0.009	0.042	0.02	1/J
Ereigniszuverlsskt	0.3 , 0.3	0.8	0.29	0.19	0.8	0.825	0.9	[0..1]
Nachweisgrenze Q	0.6 , 0.2	3e-15	1e-14	1e-14	1.0	3e-15	1e-16	C
Nachweisgrenze m	0.1 , 0.1	8e-12	1e-16	1e-16	1e-12	1e-16	1e-16	kg@5 km/s
Nachweisgrenze v	0.1 , 0.1	1.0	1.0	1.0	1.0	1.0	1.0	km/s
Missionsrisiko	0.1 , 0.1	0.17	0.19	0.2	0.17	0.12	0.1	[0..1]
Wissenschaftl. Potential	0.2 , 0.2	302	4.9	3.5	1.5	32	1.0	
E_G		0.555	0.547	0.473	0.409	0.699	1.0	
$P_G = \prod_{E_G}$		0.058				0.699		
$P_G = \sum_{E_G}$		1.98				0.699		

Tabelle 33: Aufstellung der Parameter und der daraus berechneten Eignungen eines Systems. Die Wichtungen W sind für kleine Raummissionen (erster Werte von W_E und Cassini (zweiter Wert) unterschiedlich. Die Sollwerte V_S sind nur für die Cassini-Mission angegeben. Die Spalte V_I gibt die 'Istwerte' der Systeme für jeden Parameter an. Bei dem hier gewählten Verfahren zur Gütebestimmung erscheint der CDA für das Cassini-System geeigneter (0.627) als jedes seiner Untersysteme für eine kleine Mission (Gesamteignungen zwischen 0.5 und 0.6).

4 Das wissenschaftliche Raumsondensystem

Im vorigen Kapitel wurde ein wissenschaftliches Potential eines Experimentes auf einer Raumsonde anhand des Beispiels CDA definiert und diskutiert. In dieser Betrachtungsweise wurde jedoch erst ansatzweise die Integrationsfähigkeit des Experimentes auf einer Sonde berücksichtigt. Hier werden zur Integrationsfähigkeit²⁴ der Experimente weitere Überlegungen angestellt und das wissenschaftliche Potential eines gesamten Raumsondensystems wird betrachtet. In diesem Abschnitt werden zahlreiche funktionale Zusammenhänge aufgestellt, die aufgrund der eigenen Erfahrungen im Cassini-Huygens Projekt definiert wurden. Diese Funktionen wären ggf. der jeweils betrachteten Raummission anzupassen. Die hier dargestellte Vorgehensweise läßt sich jedoch auf andere Missionen übertragen.

4.1 Systemelemente und Parameter

4.1.1 Von der Ein-Experiment-Raumsonde zum allgemeinen System

Zur Definition der Parameter einer wissenschaftlichen Raumsonde soll ein gedanklicher Zwischenschritt durchgeführt werden. Es soll der Fall der Ein-Experiment-Raumsonde betrachtet werden. Dieses eine Experiment kann z.B. das QP oder CAT - System des CDA der vorhergehenden Kapitel sein und die Systemelemente des Cosmic-Dust-Analyzers ergeben sich zu Management, Meßsysteme, Instrumentenbus, Umgebung, Mission und Betrieb. Für die Systembeschreibung einer wissenschaftlichen Raumsonde muß lediglich der Instrumentenbus durch den Raumsondenbus ersetzt werden. Die anderen Elemente bleiben erhalten und es ergeben sich als Systemparameter einer wissenschaftlichen Raumsonde

- Meßsysteme (Instrumente)
- Management
- Raumsondenbus
- Umgebung
- Mission (Trajektorieneigenschaften)
- Betrieb

Aus dem Kapitel 3.1.1 lassen sich Parameter wie Datenrate, Störimpfindlichkeit, Ausfallwahrscheinlichkeit und Kosten übernehmen. Die Vielzahl der auf ein Staubexperiment abgestimmten Parameter jedoch, wie „Fehler der Richtungsbestimmung“ etc., sind hier nicht notwendig. Vielmehr muß das System Raumsonde als Ganzes betrachtet werden, und Parameter, die die Mission, das Management, den Betrieb und den Raumsondenbus betreffen, kommen hinzu. Im Einzelnen können sowohl für eine Ein-Experiment-Raumsonde, als auch für die allgemeine wissenschaftliche Raumsonde folgende Parameter festgelegt werden:

²⁴Die Integrationsfähigkeit beschreibt die Fähigkeit eines Experimentes, sich in einem übergeordneten System (Raumsonde) einzufügen.

Meßsysteme (Instrumente)

Datenrate [kbps]	<i>D</i>
Meßgenauigkeitsfaktor (besser als bisherige Messungen) [0...10=neu]	<i>M</i>
Aktive Interferenz (Störquelle) [0..1=stört]	<i>IF_a</i>
Passive Interferenz (Anfälligkeit/Empfindlichkeit) [0..1=anfällig]	<i>IF_p</i>
Aktive Totzeit für andere Instrumente [Tage]	<i>T_{DI}</i>
Integrationsfähigkeit [0..1]	<i>I_I</i>
Rel. Zuverlässigkeit [0..1]	<i>Z</i>
Leistungsverbrauch [W]	<i>L</i>
Gesichtsfeldgröße [sr]	<i>FOV</i>
Gesichtsfeldgröße des verbotenen Gesichtsfeldes [sr]	<i>FOV_v</i>
Synergiefaktor aller Instrumente [0..1=hoch]	<i>S</i>
Integriertes wissenschaftliches Potential [willk. Einheit]	<i>P_{WI}</i>

Management (Ziele)

Kostengrenze [M\$]	<i>K_S</i>
Projektrisiko [0..1]	<i>R_S</i>
Grad der internationalen Zusammenarbeit [0..1]	<i>I_Z</i>
Innovationsgrad [0..1]	<i>I_n</i>
Wissenschaftliches Potential [willk. Einheit]	<i>P_W</i>
Popularität [willk. Einheit]	<i>P_L</i>

Raumsondenbus

Datenrate des Bussystems [kbps]	<i>D_B</i>
Integrationsgrad/Autonomie [0..1=hoch]	<i>I_B</i>
Elektrische Leistung [W]	<i>P_E</i>
Zuverlässigkeit [0..1]	<i>Z_B</i>
Kosten (CTD) [M\$]	<i>K_B</i>
Verbotenes Gesichtsfeld [sr]	<i>FOV_{vB}</i>
# der Meßsysteme	<i>n</i>
Totzeit durch Tracking, Manöver und Kalibration [Tage]	<i>T_{DB}</i>

Mission

Tourrisiko [0..1]	<i>R_T</i>
Komplexität der Tour (s. [23]) [0..1=komplex]	<i>K_P</i>
Missionsdauer [Tage]	<i>T_M</i>

Umgebung

Bekanntheitsgrad des Zielsystems (der Meßparameter) [0..1=bekannt]	<i>B_Z</i>
--	----------------------

Betrieb

# von Health-Monitoring, Maintenance, Manöver und Kalibration	<i>N_{HMMC}</i>
# von Downlinktracks für wissenschaftliche Daten	<i>N_{SciDL}</i>
# von Raumsondenorientierungsänderungen	<i>N_{Att}</i>
Durschnittl. Dauer des Health-Monitoring, Maintenance,...[Tage]	<i>T_{HMMC}</i>
Durchschnittl. Dauer der Tracks zum Downlink wissenschaftl. Daten [Tage]	<i>T_{SciDL}</i>
Durchschnittl. Dauer der Raumsondenorientierungsänderungen [Tage]	<i>T_{Att}</i>
Betriebsrisiko [0..1]	<i>R_{MB}</i>
Betriebskosten [M\$]	<i>K_{MB}</i>

4.1.2 Parameterrelationen

Um zur Definition einer wissenschaftlichen Meßgröße zu gelangen, ist zunächst zu überlegen, welche Randbedingungen und Einschränkungen wissenschaftliche Beobachtungen verhindern können. Die möglichen Einschränkungen, die zwischen einem *Beobachtungsvorschlag* und einer erfolgreichen tatsächlichen Messung liegen, sind in Abbildung 49 dargestellt. Ausgehend von der Fähigkeit des Instrumentes die intrinsischen Eigenschaften für eine Messung aufzubringen (Meßbereich, Meßgenauigkeit, Gesichtsfeld, Totzeit, Dateninterpretierbarkeit und Instrumentzuverlässigkeit), gelangt man zu den Einschränkungen durch die Nachbarinstrumente mit ihren Gesichtsfeldern und eventuellen mechanischen oder elektromagnetischen Störungen. Sollten keine Einschränkungen durch die Nachbarinstrumente vorliegen, so gelangt man zu der Frage, ob der Raumsondenbus die erforderlichen Ressourcen wie Datenrate, elektrische Leistung mitbringt und auch keine Gesichtsfeldeinschränkungen durch den Bus (z.B. durch Sternensensoren) vorliegen. Steht einer Beobachtung von der Bus-Seite her nichts im Wege, so ist die generelle Frage zu beantworten, ob das Beobachtungstarget überhaupt hinreichend bekannt ist, um eine erfolgreiche Messung zu garantieren. Stellt auch dieses kein Problem dar, so gelangt man zu der Frage, ob die Missionsdauer groß genug ist, um diese Messung zu verwirklichen. Weiterhin soll aus Kosten- und Risikobetrachtungen die Tourkomplexität und das Tourrisiko nicht signifikant beeinflusst werden²⁵. Nach diesen Anforderungen gelangt man zu den möglichen Anforderungen an den Missionsbetrieb: Ist das erforderliche Datenvolumen zur Erde zu übertragen? Ist die geforderte Raumsondenorientierung zeitlich vom Bus umzusetzen? Ist der Anstieg des Betriebsrisikos und der Betriebskosten akzeptabel? Nach diesen Fragen sind noch die generellen Ziele des Managements zu berücksichtigen, ob die Beobachtung den gewünschten wissenschaftlichen Wert hat oder besonders innovativ ist. Fördert das Vorhaben die internationale Zusammenarbeit, bleiben die Gesamtkosten, das Projektrisiko und der Gesamtzeitplan unbeeinflusst? Erst nach der positiven Antwort der aufgelisteten Entscheidungswege kommt es zu einer vermutlich erfolgreichen Umsetzung einer wissenschaftlichen Beobachtung.

²⁵Der Begriff "Tour" möge durch den Begriff Trajektorie oder Flugbahn ersetzt werden.

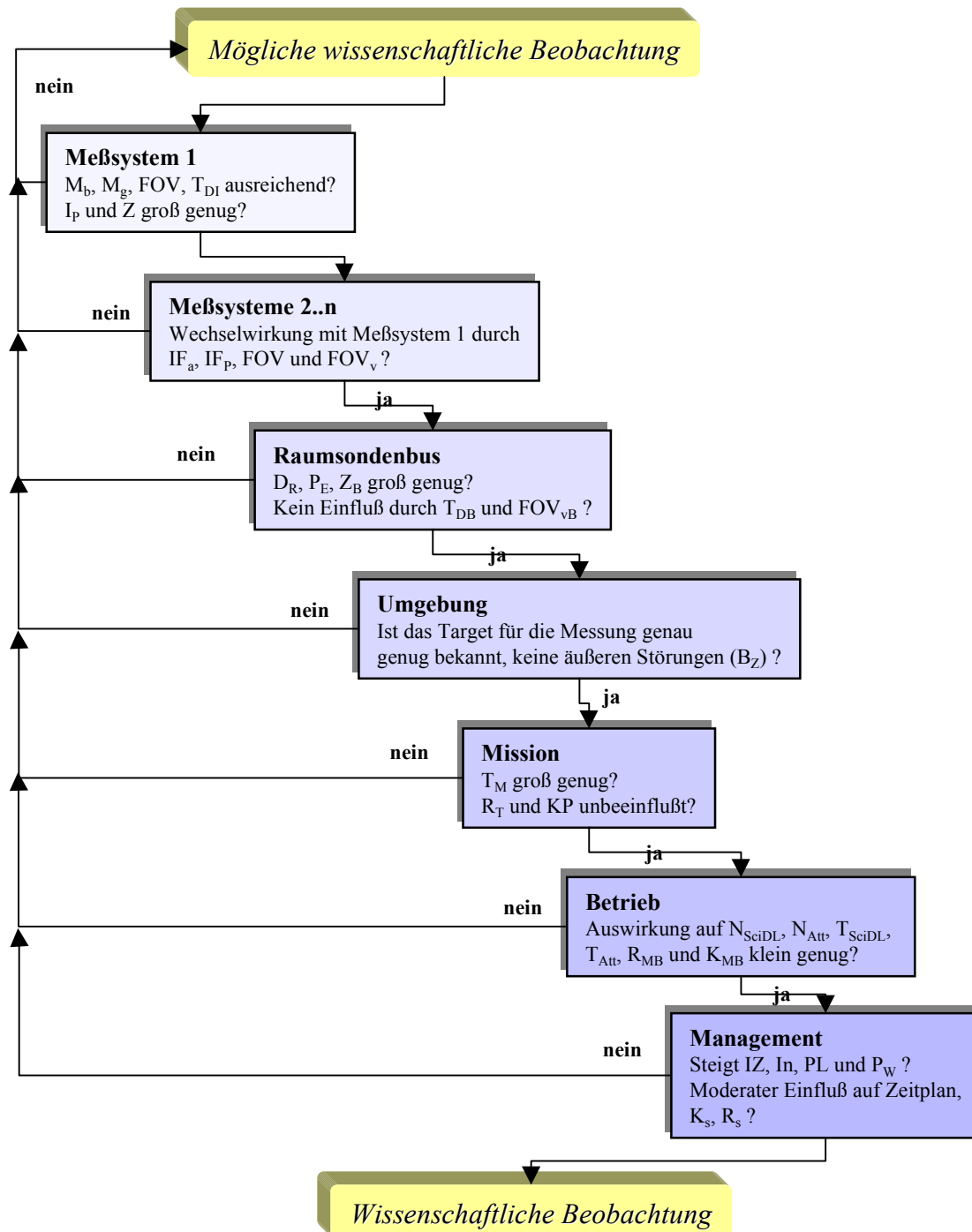


Abbildung 49: Der Weg zur erfolgreichen Beobachtung eines Meßsystems auf einer wissenschaftlichen Raumsonde ist durch die gekennzeichneten Verzweigungen beschreibbar. Bei Raumsonden mit niedrigem Integrationsgrad führen nur wenige Beobachtungsvorschläge ungehindert zum Ziel und können verwirklicht werden.

ELEMENT-PARAMETER MATRIX

	Messsystem i	Management	Raumsonden bus	Mission	Umgebung	Betrieb
B _Z	X		X	X	X	X
D	X		X			X
D _B	X		X			X
FOV	X		X			X
FOV _v	X		X	X		X
FOV _{vB}	X		X			X
I	X	X	X			X
I _B	X	X	X			X
IF _a	X					X
IF _p	X					X
In	X	X	X			X
I _p	X					
IZ	X	X	X			X
K _B	X	X	X			X
K _{MB}	X	X	X	X		X
KP				X		X
K _S	X	X	X	X		X
L	X		X			X
M	X					
n	X		X	X		X
N _{Att}	X		X	X		X
N _{HMMC}	X		X	X	X	X
N _{SciDL}	X		X	X	X	X
P _E	X		X			X
PL	X	X	X	X		
P _W	X	X	X	X	X	X
R _{MB}		X	X	X	X	X
R _S	X	X	X	X		X
R _T		X		X	X	X
S	X		X			
T _{Att}			X			
T _{DB}			X			
T _{DI}	X					
T _{HMMC}	X		X			
T _M		X	X			X
T _{SciDL}	X		X			X
Z	X					
Z _B			X			

Element-Parameter-Matrix des Raumsondenmodells

4.2 Systemfunktionen und das wissenschaftliche Potential

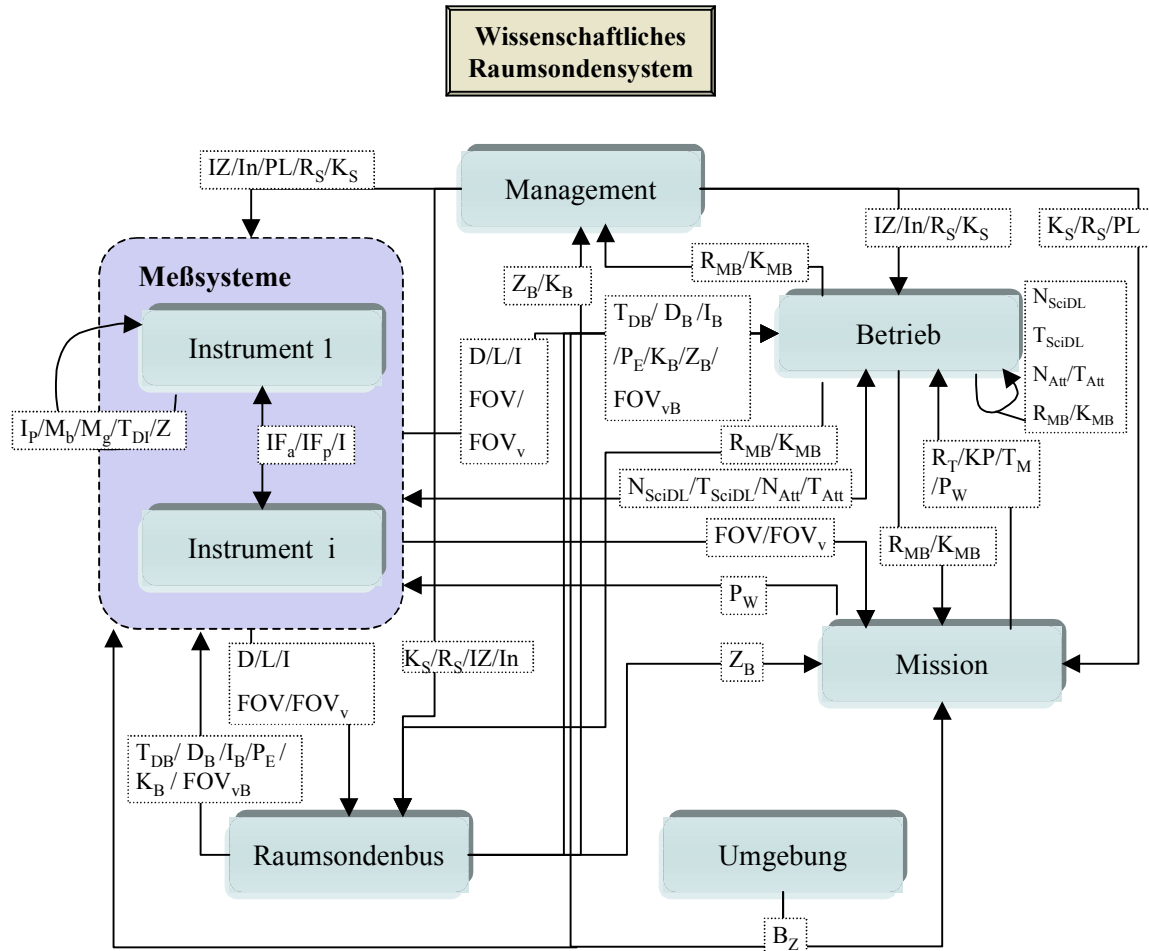


Abbildung 50: Struktur des Systems Raumsonde.

Aus Abbildung 50 werden die Zusammenhänge und Wechselwirkungen zwischen den Elementen eines wissenschaftlichen Raumsondensystems deutlich. Diese Abbildung ist eine Erweiterung der Beobachtungs-Checkliste aus Abbildung 49 und veranschaulicht die in diesem Kapitel aufgestellten Systemfunktionen.

Unter aktiver Interferenz IF_a soll die durch ein Instrument verursachte Interferenz verstanden werden, die sich aus der mechanischen (IF_{mech}), der elektromagnetischen (IF_{em}), der elektrischen (IF_{elek}) und der thermischen Interferenz (IF_{therm}) zusammensetzt. Die einzelnen Interferenzwerte sollen Werte zwischen 0 und 1 annehmen und IF_a wird in Gleichung 65 als Mittelwert definiert. Der Maximalwert der Interferenz eines emissionsstarken Instrumentes ist demnach eins. Analog zur aktiven Interferenz IF_a wird eine passive Interferenz IF_p definiert, die die Empfindlichkeit des Instruments bzgl. äußerer Einflüsse ausdrückt. Die passive Interferenz wird als Mittelwert der Störempfindlichkeit auf thermische ($IF_{p_{therm}}$), elektromagnetische ($IF_{p_{em}}$), mechanische ($IF_{p_{mech}}$) und ultraviolette ($IF_{p_{UV}}$) Störungen, auf Plasma ($IF_{p_{pl}}$) und hochenergetische Teilchen ($IF_{p_{HEP}}$) definiert (Gleichung 66). Dabei sollen die einzelnen Terme IF_{p_x} Werte zwischen 0 und eins annehmen, wobei große Werte eine hohe Störempfindlichkeit bedeuten. Der Einfluß

durch Photonen (IFp_{UV}), Plasma (IFp_{pl}) und Temperaturverhältnisse (IFp_{therm}) wird doppelt gewichtet, da diese Einflüsse im interplanetaren Raum stark variieren können. Ein sehr anfälliges Instrument besitzt $IF_p = 1$.

$$IF_a = \frac{1}{4} (IF_{em} + IF_{mech} + IF_{elek} + IF_{therm}) \quad (65)$$

$$IF_p = \frac{1}{10} (IFp_{em} + IFp_{mech} + IFp_{elek} + 2IFp_{therm} + 2IFp_{UV} + 2IFp_{pl} + IFp_{HEP}) \quad (66)$$

Entscheidend für einen erfolgreichen autonomen Betrieb eines Instruments²⁶ j ist seine Integrationsfähigkeit I_{I_j} . Dieser Parameter drückt die Unabhängigkeit eines Instruments auf einer Raumsonde aus und zur Berechnung von I_{I_j} wurde die Gleichung 67 aufgestellt.

$$I_{I_j} = \left[\left(1 - \frac{T_{DI}}{T_M}\right)^{W_{DI}} \left(1 - \frac{D}{D_B}\right)^{W_D} \left(1 - \frac{L}{P_E}\right)^{W_P} \right]^{\frac{1}{\Sigma W}} \cdot \left[((1 - IF_a)(1 - IF_p))^{W_{IF}} \left(\left(1 - \frac{FOV_v}{4\pi}\right) \left(\frac{FOV}{4\pi}\right) \right)^{W_{FOV}} \right]^{\frac{1}{\Sigma W}} \quad (67)$$

Die Gleichung setzt sich aus Faktoren zusammen, die jeweils Werte zwischen null und eins annehmen können. So wird der Term $\left(1 - \frac{T_{DI}}{T_M}\right)^{W_{DI}}$ klein, wenn T_{DI} relativ zu T_M groß wird. Je weniger Ressourcen T_{DI} , D und L ein Instrument benötigt, desto größer ist der entsprechende Faktor. Die Werte IF_p und IF_a sind bereits normiert und es genügt die einfache Darstellung als $(1 - IF)$, die Integrationsfähigkeit sinkt, je größer die aktive und passive Interferenz ist. Die Integrationsfähigkeit ist also groß, wenn die Totzeit des Instruments²⁷ T_{DI} , seine Datenrate D , seine Störempfindlichkeit IF_p , seine aktiven Störungen IF_a und sein elektrischer Leistungsverbrauch L klein ist. Weiterhin soll ein Instrument möglichst kein "verbotenes Gesichtsfeld" FOV_v haben (z.B. Radiatoren bei optischen Instrumenten), wobei das eigene Gesichtsfeld FOV relativ zum maximalen Gesichtsfeld von 4π möglichst groß sein muß. Unter diesen Voraussetzungen läßt sich ein Instrument erfolgreich ungestört und ohne Auswirkungen auf die Nachbarinstrumente und den Sondenbus betreiben. Die einzelnen Faktoren können durch die Exponenten W_x einzeln gewichtet werden und die Integrationsfähigkeit I_{I_j} der Gleichung 67 ist durch den Exponenten $\frac{1}{\Sigma W}$ auf Werte zwischen null und eins normiert. Unter der Annahme, daß ein Instrument keine großen Ressourcen verlangt ($\frac{T_{DI}}{T_M} = 0,01$, $\frac{D}{D_B} = 0,01$, $\frac{L}{P_E} = 0,01$) und $(1 - IF_a) \cdot (1 - IF_p) = 0,9$ ist, ergeben sich Abhängigkeiten der Integrationsfähigkeit I_{I_j} mit dem Gesichtsfeld FOV , die in Abbildung 51 dargestellt sind.

²⁶Der Index j bezieht sich im Folgenden auf eins von n Experimenten.

²⁷Die aktive Totzeit für andere Instrumente beschreibt die Zeit, in denen andere Instrumente nicht messen dürfen. Sind die Wechselwirkungen zwischen den Instrumenten nicht eindeutig bestimmt wurden, so kann ein Instrument dem anderen den gleichzeitigen Betrieb durch eine entsprechende Regel verbieten. Exemplarisch für so einen Fall ist der Checkout der Huygens-Probe an Bord von Cassini. Während des Checkouts der Huygens-Sonde darf kein anderes Instrument messen.

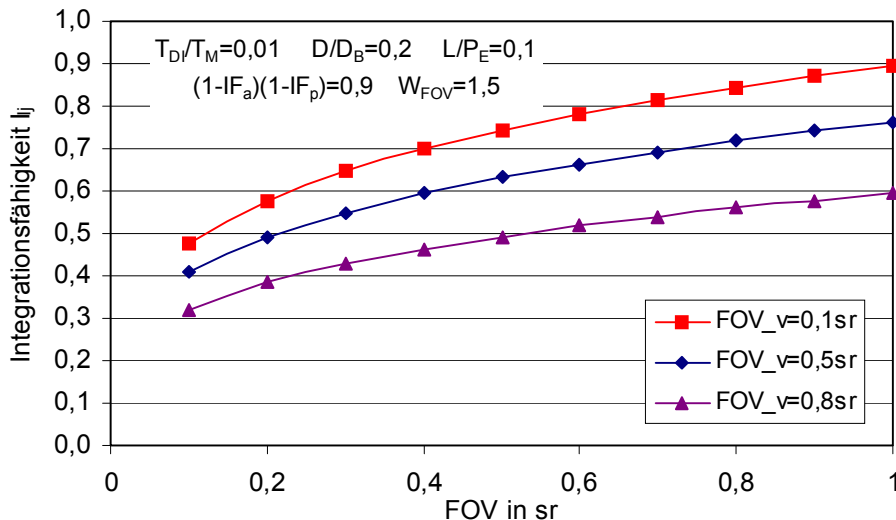


Abbildung 51: Die Integrationsfähigkeit eines Instruments I_j steigt mit seinem zulässigen Gesichtsfeld. Gibt es hingegen Einschränkungen („verbotene Zonen“) des Gesichtsfeldes FOV_v (z.B. Radiatoren bei optischen Instrumenten), so sinkt die Integrationsfähigkeit I_j .

Die Integrationsfähigkeit aller Instrumente I_I ist als arithmetischer Mittelwert der einzelnen Instrument-Integrationsfähigkeiten I_j zu verstehen:

$$I_I = \frac{1}{n} \sum_{j=0}^n I_j \quad (68)$$

Es ist anschaulich klar, daß die kombinierte Verwendung mehrerer Instrumente eine Synergie S bewirkt. Die Ergebnisse eines Instrumentes helfen unter Umständen, die Ergebnisse eines Nachbarinstrumentes zu verstehen, oder die gleichzeitige Messung mehrerer Parameter bewirkt überhaupt erst eine wissenschaftliche Erkenntnis. Die Synergie soll nichtlinear mit der Anzahl der Instrumente n wachsen. Bei einer geringen ($n < 3$) und einer großen ($n > 6$) Anzahl von Instrumenten soll die Synergie nur schwach steigen: Der Gewinn an Dateninterpretation ist bei der Verwendung von zehn Instrumenten anstatt von acht Instrumenten nur gering. Dagegen ist es i.a. wichtig, vier anstatt von zwei Instrumenten mitzuführen²⁸. Die \tanh -Funktion beschreibt genau diese Verhaltensweise und wird deshalb in Formel 69 verwendet.

$$S = 0.5 \cdot (\tanh(0.5 \cdot n - 2) + 1) \cdot \sqrt{(1 - B_Z)} \quad (69)$$

Das Argument in der Form von $(0.5 \cdot n - 2)$ bewirkt eine Normierung. Die Synergie durch die Kombination von Instrumenten soll insbesondere bei unerforschten Umgebungen mit kleinen B_Z Werten wichtig sein. Deshalb wird der Term $(1 - B_Z)$ hinzugenommen, dessen Einfluß mit der Wurzelfunktion gewichtet wird. Durch diese Wurzelfunktion wird erreicht, daß die Kombination von verschiedenen Instrumenten in total unerforschten Gebieten ($B_Z = 0$) und fast unerforschten Gebieten

²⁸Dieser Ansatz zur Beschreibung der Synergie soll insbesondere für „erforschende“ Raumsonden gelten. Bei Raummissionen mit einem speziellen Ziel (z.B. Kartierung) läßt sich die Art und Anzahl der Instrumente natürlich genau auf den Missionszweck abstimmen.

($B_Z = 0, 1$) genauso wertvoll ist. Die Abbildung 52 stellt die Funktion S grafisch dar²⁹.

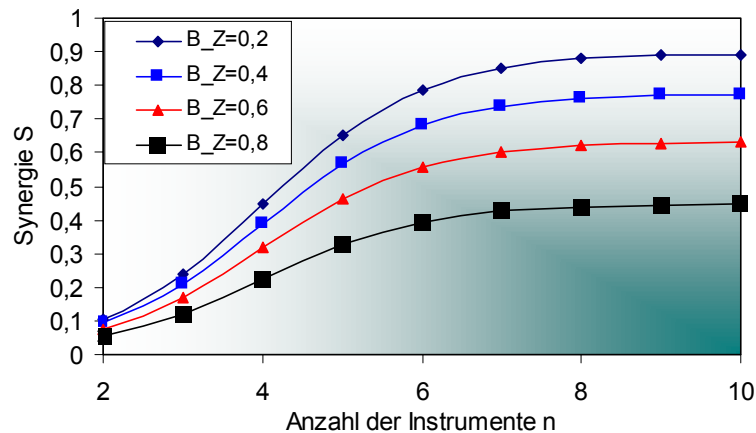


Abbildung 52: Die Synergie S durch gleichzeitiges Messen mehrerer Instrumente steigt mit der Anzahl der vorhandenen Instrumente n . Ist die Umgebung jedoch schon weitgehend bekannt (keine neue, unerforschte Umgebung, sondern nur gezielte verbesserte Messung eines Effektes), so ist B_Z groß und die Synergie (der Gewinn durch die Kombination von Instrumenten) ist kleiner.

Basierend auf der \tanh Funktion und in Anlehnung an die Definition der Synergie S wird eine allgemeine Funktion $\Omega(\xi)$ eingeführt, deren Motivation im Anhang E erläutert wird.

$$\Omega(\xi) = 0.5 \cdot [\tanh((5 \cdot \xi) - 2)] + 0.5 \quad (70)$$

Diese Funktion weist eine Abhängigkeit von ξ auf, die in Abbildung 53 gezeigt ist. Die Funktion soll später die Abhängigkeit des wissenschaftlichen Potentials vom Integrationsgrad des Raumsondenbusses I_B beschreiben, und wurde aufgrund eigener Erfahrungen im Cassini-Huygens-Projekt gewählt. Die Funktion ist so normiert, daß für mittlere Werte zwischen 0,3 und 0,6 die stärkste Abhängigkeit auftritt. Die Funktion soll den Wertebereich zwischen null und eins aufweisen.

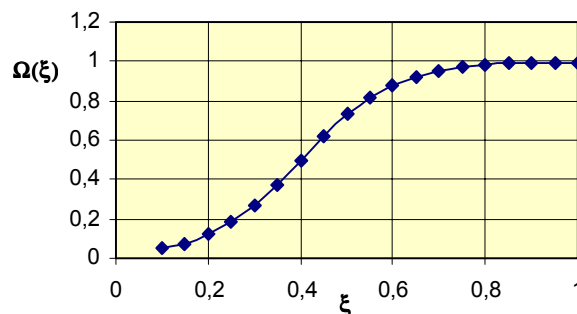


Abbildung 53: Darstellung der allgemeinen Funktion Omega. Das Verhalten der Funktion wird durch den \tanh bestimmt.

²⁹Diese Funktion gilt nicht, sofern es sich um eine kleine spezialisierte Raummission handelt, wo nur ein oder zwei Instrumente auf eine ganz bestimmte Fragestellung abgestimmt sind. Hier würde S zu kleine Werte liefern. S ist dann explizit auf 1 zu setzen.

In Gleichung 64 wurde das wissenschaftliche Potential eines Instruments durch $P_{WE} = n_p^\alpha \cdot f_p^\beta \cdot k^\gamma \cdot t_p^{\delta \left(\frac{fov_c}{fov_i}\right)} \cdot \left(\frac{fov_i}{fov_c}\right)^\eta$ aufgestellt. Dabei wurden durch die Parameter n_p , f_p und k genau auf die Meßfähigkeiten des Instruments eingegangen. Die Wechselwirkung mit der Raumsonde wurde durch die Einführung der anteiligen Meßzeit t_p und der Gesichtsfelder fov beschrieben. Hier soll die Wechselwirkung des Instruments mit der Sonde nun genauer betrachtet werden, und der Term $n_p^\alpha \cdot f_p^\beta$ wird durch den Meßgenauigkeitsfaktor M_j berücksichtigt. Es ist sinnvoll anzunehmen, daß das Potential für Instrumente mit höherer Meßgenauigkeit größer ist:

$$P_{WI_j} \sim M_j \quad (71)$$

Im Gegensatz zu Gleichung 64 wird jetzt die Integrationsfähigkeit I_j des Instruments aus Gleichung 67 verwendet, da diese alle möglichen Wechselwirkungen zwischen Instrument und Sonde berücksichtigt. Auch die Parameter t_p und fov finden in der detaillierten Integrationsfähigkeit Beachtung, wodurch sich Gleichung 72 ergibt.

Es ist hier anzumerken, daß die Einführung der anteiligen Meßzeit t_p bei der Betrachtungsweise von Seiten eines Experimentes sinnvoll war. Hat „mein“ Experiment Priorität, so interessiert die Wechselwirkungen mit anderen Instrumenten nicht mehr, da die eigene Messung Vorrang hat und die anderen Experimente notfalls ausschalten müssen. Dieser Ansatz funktioniert nicht bei der hier vorstellten Betrachtungsweise des gesamten Systems Raumsonde. Hier muß das System als Ganzes betrachtet werden. Die Gleichung 64 stellte somit eine von innen heraus dargestellte Definition des wissenschaftlichen Potentials dar, während Gleichung 72 eine allgemeinere Definition sein soll, die später zur Aufstellung des wissenschaftlichen Potentials der gesamten Raumsonde Verwendung findet. Anstatt des Parameters t_p werden in Gleichung 67 die einzelnen Parameter verwendet, die die Wechselwirkungen und die Ressourcen auf der Sonde beschreiben.

$$P_{WI_j} \sim M_j \cdot \Omega(I_j) \quad (72)$$

Es wird jetzt ein sinnvoller Ansatz für den funktionalen Zusammenhang zwischen P_{WI_j} und I_j gesucht. Hier stellt die Funktion Ω einen sinnvollen Ansatz dar, der aufgrund der eigenen Erfahrungen im Cassini-Huygens-Projekt gewählt wird: Erst nach Überschreiten einer gewissen Schwelle steigt die zu erwartene Wissenschaft. Außerdem sind von einem hervorragend und einem gut zu integrierenden Instrument ähnlich hohe wissenschaftliche Ergebnisse zu erwarten (Sättigung der Funktion Omega bei hohen Werten, vergl. auch Anhang E auf Seite 155). — Das wissenschaftliche Potential eines Instruments ist nicht nur von seiner Meßgenauigkeit und seiner Integrationsfähigkeit abhängig, vielmehr muß auch berücksichtigt werden, mit welcher Wahrscheinlichkeit seine meßtechnischen Fähigkeiten zum Tragen kommen. Hier ist die Zuverlässigkeit des Instruments Z_j zu berücksichtigen. Als Abhängigkeit von Z_j soll die steigende Flanke der Sinusfunktion herangezogen werden, um eine starke Abhängigkeit bei niedrigen Werten von Z_j und eine schwächere Abhängigkeit bei hohen Zuverlässigkeiten zu erreichen (empirischer Ansatz). Damit ergibt sich Gleichung 73 für das wissenschaftliche Potential P_{WI_j} eines Instruments

$$P_{WI_j} = M_j \cdot \sin\left(Z_j \frac{\pi}{2}\right) \cdot \Omega(I_j) \quad (73)$$

und als wissenschaftliches Potential für alle Instrumente P_{WI} ergibt sich Gleichung 74

$$P_{WI} = \sum P_{WI_j} \quad (74)$$

Die Abbildung 54 zeigt das wissenschaftliche Potential eines Instruments in Abhängigkeit von der Integrationsfähigkeit bei unterschiedlichen Zuverlässigkeiten.

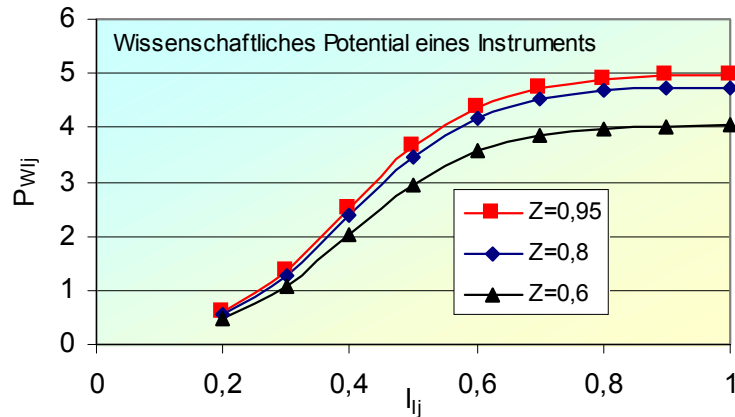


Abbildung 54: Das wissenschaftliche Potential eines Instruments P_{WI_j} steigt mit seiner Integrationsfähigkeit I_{I_j} und seiner Zuverlässigkeit Z .

Es ist klar, daß die Projekt- und Instrumentkosten wesentlich zum wissenschaftlichen Erfolg beitragen. Die Kostenoptimierung steht in dieser Arbeit jedoch nicht im Vordergrund. Es soll nur erwähnt werden, daß die Gesamtkosten K_S i.a. limitiert sind, was man durch $K_S = \int_{t=-t_0}^{T_M} K_i dt \leq Limit$ ausdrücken kann.

Die Projektziele wie "Grad der internationalen Zusammenarbeit" IZ und Innovativität des Projekts In lassen sich nicht analytisch ausdrücken. Anschaulich ist jedoch klar, daß große Projekte mit hohen Kosten K_S und vielen Instrumenten n mehr Möglichkeiten bieten, die Aufgaben auf mehrere Länder zu verteilen. Möglich wäre demnach eine Darstellung nach Gleichung 75.

$$IZ \sim n \cdot K_S \quad (75)$$

Ebenso ungenau läßt sich auch die Innovativität In eines Projektes ausdrücken, aber auch hier gilt, daß hohe Kosten erst Neuentwicklungen ermöglichen, wodurch sich etwa $In \sim K_S^{1,5}$ ergeben kann.

Ein Hauptziel eines Projektes ist es sicherlich, das Projektrisiko R_S möglichst klein zu halten, welches sich als Summe des Tourrisikos³⁰ R_T , des Risikos des Missionsbetriebs R_{MB} , der Zuverlässigkeit des Raumsondenbusses Z_B und der Zuverlässigkeiten der einzelnen Instrumente Z_i ergibt:

$$R_S = R_T + R_{MB} + (1 - Z_B) + \frac{1}{n} \sum_{i=0}^n (1 - Z_i) \quad (76)$$

³⁰Als Tour wird die Trajektorie am Zielort bezeichnet. Erfolgen viele Manöver oder Satellitenvorbeiflüge in kurzer Zeit, so ist das Tourrisiko hoch einzustufen. Das Risiko des Missionsbetriebs soll hingegen das Risiko angeben, daß ohne besondere Herausforderungen besteht.

Neben den Zielen wie Innovativität, wissenschaftlichem Wert und dem Grad internationaler Zusammenarbeit drängt sich insbesondere bei NASA-Projekten der Grad der Popularität PL auf. Allgemein kann ein kostengünstiges, innovatives und mit zahlreichen Instrumenten ausgestattetes Raumfahrzeug als populär betrachtet werden. Innovativität wird von der Bevölkerung allgemein akzeptiert und es wird ein linearer Ansatz $PL \sim In$ gewählt. Der Einfluß von n und K_S wird durch entsprechende Exponenten abgeschwächt ($PL \sim K_S^{-0,5} \cdot \sqrt[3]{n}$). Durch ein hohes Projektrisiko und einem eventuellen Fehlschlag leidet die Popularität jedoch erheblich. Deshalb soll das Projektrisiko R_S der einflußreichste Parameter der Popularität sein ($PL \sim R_S^{-2}$). Damit ergibt sich eine Darstellung gemäß Formel 77, wodurch sich Abbildung 55 ergibt.

$$PL = \frac{1}{\sqrt{K_S}} \cdot \frac{1}{R_S^2} \cdot \sqrt[3]{n} \cdot In \quad (77)$$

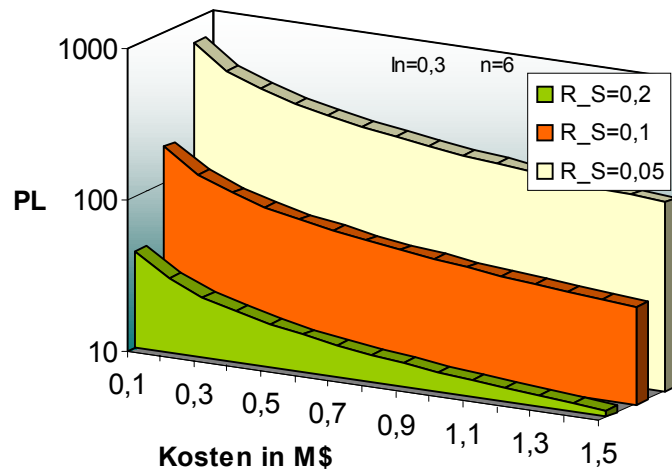


Abbildung 55: Große Kosten und ein hohes Projektrisiko senken die Popularität PL eines Raumfahrtprojekts.

Bevor das wissenschaftliche Potential der Raumsonde definiert werden kann, muß der Integrationsgrad des Raumsondenbusses I_B berechnet werden. Ein Raumsondenbus gilt als autonom und integriert, sofern er dem Gesamtsystem keine Beschränkungen durch ein "verbotenes Gesichtsfeld" FOV_{vB} auferlegt und sofern seine Totzeit T_{DB} klein ist im Verhältnis zur Dauer der Gesamtmission T_M . Die Totzeit des Raumsondenbusses T_{DB} (vergl. Formel 78) setzt sich zusammen aus der Anzahl und Dauer der für die Gesundheitskontrolle, Aufrechterhaltung und Kalibrierung erforderlichen Datenübertragungen (N_{HMMC} und T_{HMMC}), der Anzahl und Dauer der erforderlichen Datenübertragung für wissenschaftliche Zwecke (N_{SciDL} und T_{SciDL}), sowie der Anzahl und Dauer der Raumsondenorientierungsänderungen (N_{Att} und T_{Att}). Diese Zeiten lassen sich durch eine omnidirektionale und breitbandige Datenübertragung, sowie durch ein "wendiges" Raumfahrzeug mindern.

$$T_{DB} = N_{HMMC} \cdot T_{HMMC} + N_{SciDL} \cdot T_{SciDL} + N_{Att} \cdot T_{Att} \quad (78)$$

Damit ergibt sich der Integrationsgrad des Raumsondenbusses I_B zu der Gleichung 79.

$$I_B = \left(\left(1 - \frac{T_{DB}}{T_M} \right)^{W_{DB}} \cdot \left(1 - \frac{FOV_{vB}}{4\pi} \right)^{W_{FOV_{vB}}} \right)^{\frac{1}{\sum W}} \quad (79)$$

Je kleiner die Totzeit des Raumsondenbusses T_{DB} und sein verbotenes Gesichtsfeld FOV_{vB} ist, desto höher ist sein Integrationsgrad (vergl. Abbildung 56). Der Integrationsgrad ist somit besonders hoch, sofern Sternsensoren mit ihrem verbotenen Gesichtsfeldern und die Antenne unabhängig vom Rest der Raumsonde artikuliert werden können. Die Parameter W sind Wichtungsfaktoren und der Exponent $\frac{1}{\sum W}$ führt wieder zu einer Normierung auf eins. Der Zusammenhang zwischen I_B , FOV_{vB} und T_{DB} ist in Abbildung 56 gezeigt.

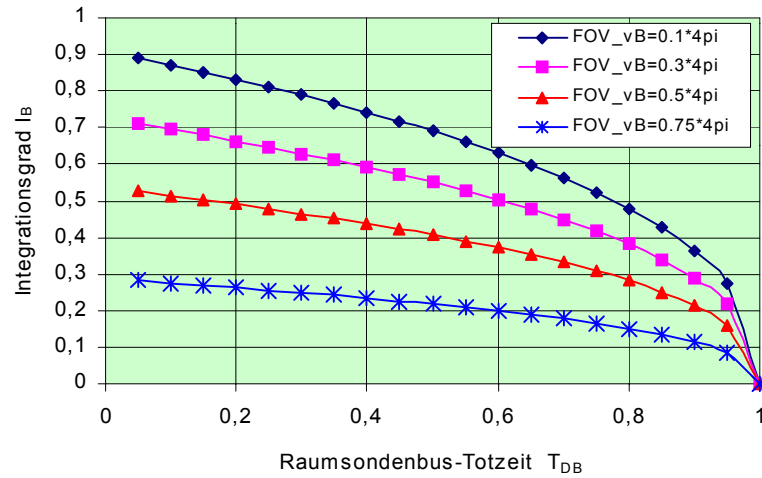


Abbildung 56: Der Integrationsgrad des Raumsondenbusses nimmt mit steigender Totzeit und größerem verbotenen Gesichtsfeld ab.

Zur endgültigen Betrachtung des wissenschaftlichen Potentials einer wissenschaftlichen Raummission kann nun Gleichung 80 aufgestellt werden. Dabei wird insbesondere der Integrationsfaktor des Raumsondenbusses, die Synergie der Instrumente und ihr wissenschaftliches Potential berücksichtigt. Zu betrachten ist auch die Wahrscheinlichkeit, mit der man die Ergebnisse überhaupt erhält, wodurch die Buszuverlässigkeit Z_B als weiterer Parameter Einfluß findet. Entsprechend des Potentials der einzelnen Instrumente wird die Zuverlässigkeit mit der Sinusfunktion gewichtet. Der Term \sin^3 drückt die starke Abhängigkeit des Missionserfolgs von der Zuverlässigkeit des Busses aus. Der Integrationsgrad des Busses I_B wird entsprechend Gleichung 73 mit der Funktion Omega gewichtet und die Abhängigkeit von der Synergie S wird durch eine Wurzelfunktion bei hohen Werten begrenzt. Somit ergibt sich die Gleichung 80.

$$P_W = \sin^3\left(\frac{\pi}{2}Z_B\right) \cdot \Omega(I_B) \cdot \sqrt{S} \cdot \sum_{j=1}^n \left[M_j \cdot \sin\left(Z_j \frac{\pi}{2}\right) \cdot \Omega(I_{I_j}) \right]$$

$$P_W = \sin^3\left(\frac{\pi}{2}Z_B\right) \cdot \Omega(I_B) \cdot \sqrt{S} \cdot \sum_{j=1}^n P_{WI_j} \quad (80)$$

Das wissenschaftliche Potential P_W einer Raumsonde ist nun durch die Sondenbuszuverlässigkeit, dem Integrationsgrad des Sondenbusses I_B und der Synergie S und des wissenschaftlichen Potentials der wissenschaftlichen Experimente P_{WI_j} ausgedrückt worden. Der Wert P_W dient als Maßstab dafür, wie *effektiv* das Gesamtsystem Sonde wissenschaftliche Beobachtungen vornehmen kann. Dieser Wert ist damit als Ergänzung zu den bisher üblichen Definitionen wie z.B. Megabit/Kosten zu sehen, die bisher solche Systeme charakterisieren. Die Bilder 57 und 58 zeigen die Abhängigkeiten des Wertes P_W .

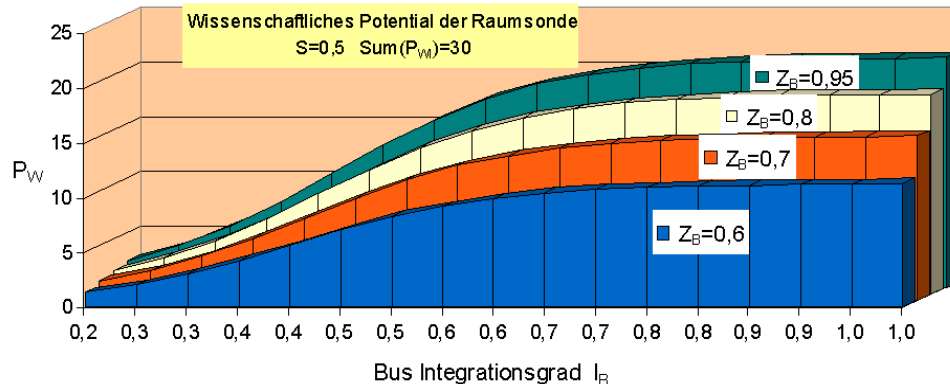


Abbildung 57: Abhängigkeit des wissenschaftlichen Potentials einer Raummission P_W vom Busintegrationsgrad I_B bei verschiedenen Buszuverlässigkeiten Z_B .

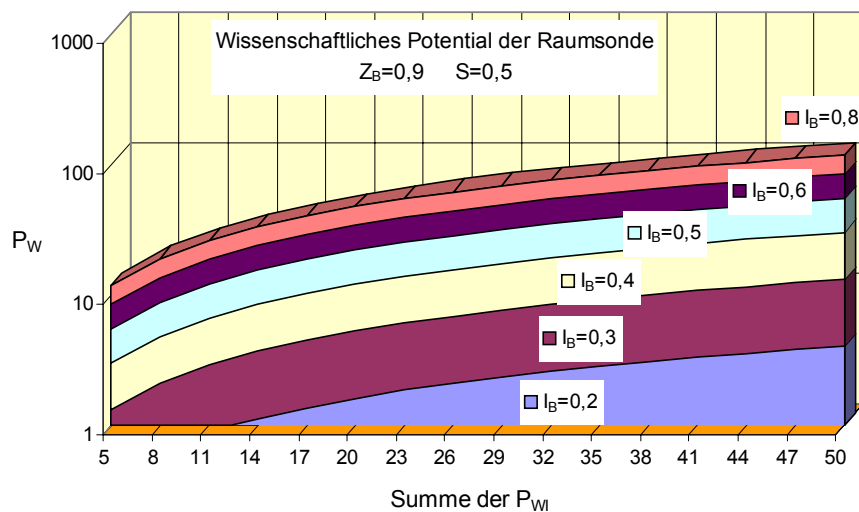


Abbildung 58: Das Diagramm zeigt die Abhängigkeit des wissenschaftlichen Potentials einer Raummission P_W von dem wissenschaftlichen Potential seiner Instrumente $P_{WI} = \sum P_{WI_j}$ bei unterschiedlichen Integrationsgraden des Raumsondenbusses I_B .

4.3 Die Raumsonde Cassini-Huygens als Beispiel

Inwiefern ergänzen oder behindern sich die auf der Raumsonde Cassini-Huygens montierten Instrumente? Sollte das CDA-Experiment lieber auf einer eigenen Mission fliegen? Welche Vor- und Nachteile ergeben sich aus der gemeinsamen Integration von mehreren Experimenten? Wie lassen sich die gegenseitigen Beeinflussungen der Instrumente kategorisieren, und was muß bei der Integration mehrerer Instrumente beachtet werden?

4.3.1 Systemübersicht

Das System der Cassini-Huygens-Raumsonde führt 12 unabhängige Instrumente plus der Huygens-Probe zum Saturn mit. Jedes dieser Experimente kann einer wissenschaftlichen Disziplin zugeordnet werden. Eine Beschreibung der Cassini-Raumsonde allgemein und der Aufgabe der einzelnen Experimente ist in Ref. [41] gegeben, und Abbildung 59 zeigt die Raumsonde Cassini-Huygens in seiner geflogenen Konfiguration. Die Abbildung 60 zeigt weitere Details der Konfiguration.

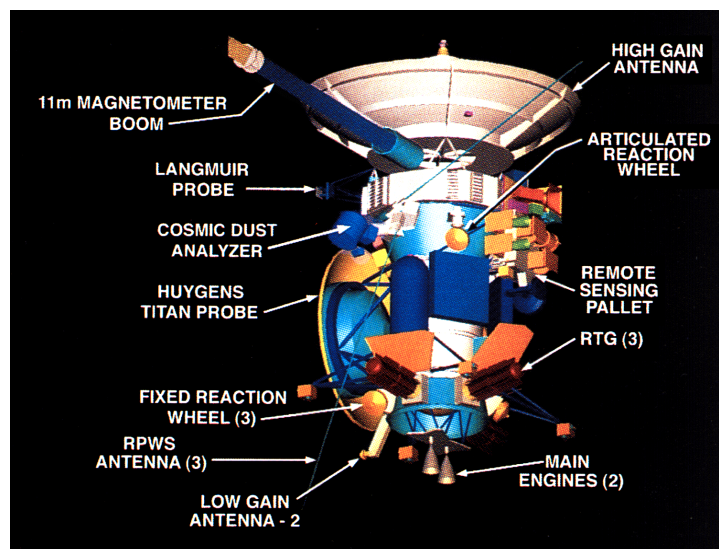


Abbildung 59: Die Cassini-Raumsonde.

Die Tabelle 34 gibt einen Überblick über die vorhandenen Untersysteme und deren Richtungsvektor. Der Richtungsvektor und das Gesichtsfeld der Instrumente ist bestimmend bei der Beobachtungsplanung und legt die Beobachtungsgeometrie fest. Problematisch wird die Beschreibung allerdings bei Experimenten, die einen eigenen Drehtisch besitzen (CAPS, CDA und MIMI). Die Gesichtsfelder des Cosmic-Dust-Analyzer sind durch die gekippte Montage an der Raumsonde und durch die mögliche Artikulation mit dem eigenen Drehtisch schwer zu veranschaulichen. Zur Orientierung dienen daher die Bilder 11 und 12. Diese Bilder zeigen für ausgewählte Drehwinkel (in 45°-Schritten) das Gesichtsfeld des CAT bzw. des IID³¹. Das Gesichtsfeld des IID reicht in der 0°-Position über die z-Achse hinaus

³¹Die Galileo- und Ulysses-Staubdetektoren haben einen maximalen Einfallswinkel von 70°, und die Raumfahrzeuge spinnen.

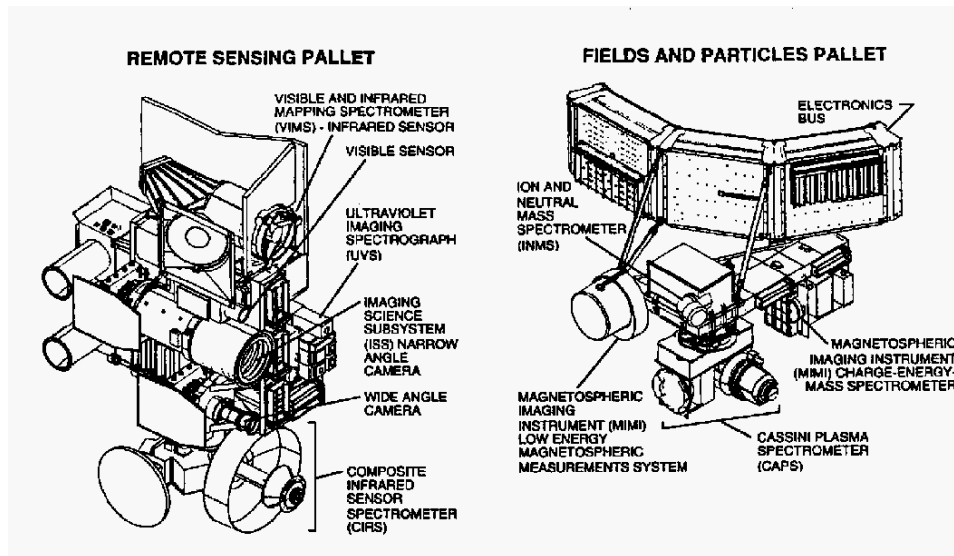


Abbildung 60: Die Remote Sensing Plattform mit den Instrumenten ISS, CIRS, UVIS, VIMS, und die Field- und Particle Plattform mit den Instrumenten INMS, MIMI und CAPS.

und kann zur "anderen Seite" sehen. Nicht berücksichtigt sind teilweise Abschattungen durch den Magnetometerbaum (in +y-Richtung), durch die Huygens-Probe (in -x-Richtung) oder durch die thermalen Schutzschilde der Radiothermischen Generatoren (ungefähr +z-Richtung).

4.3.2 Bestimmung der Systemparameter

Bei der Cassini-Raumsonde treten zahlreiche Wechselwirkungen der Untersysteme auf, die sich nachteilig auswirken. Die Wechselwirkungen können unterschiedlicher Ursache sein.

- Thermale, akustische und elektromagnetische Wechselwirkung
- Wechselwirkung am elektrischen Interface
- Wechselwirkung mit der Raumladungsumgebung (Plasma) und durch Kontaminationen
- Wechselwirkungen an der Datenbus-Schnittstelle
- Verbrauch von elektrischer Leistung, Datenvolumen und Datenbandbreite
- Verbrauch von Meßzeit und Bestimmung der Sondenausrichtung
- Verbrauch von allgemeinen Raumsondenressourcen (Anzahl von erforderlichen Lagekorrekturen etc.)

Dabei kann ein Untersystem entweder Anforderungen an die Umgebung aufweisen (es wird gestört, Beschränkungen für die Nachbarinstrumente und die Raumsondensysteme), oder das Untersystem beeinflusst aktiv die Umgebung (es stört).

Instrument	Abkzg.	Blickrichtung	Gesichtsfeld	Datenrate
Cassini Plasma Spectrometer	CAPS	x-z-plane	12° x 160°	16 kbps
Cosmic Dust Analyzer	CDA	(y)	IID 90° CAT 56°	0.5 kbps
Composite Infrared Spectrometer	CIRS	-y	0.2°	6.0 kbps
Ion and Neutral Mass Spectrometer	INMS	-x	16°	1.5 kbps
Imaging Science Subsystem	ISS	-y	0.35°	366 kbps
Dual Technique Magnetometer	MAG	entlang x	60°	2.0 kbps
Magnetospheric Imaging Instrument (MIMI)	LEMMS	x-z-plane	15° x 45°	8.0 kbps
	CHEMS	-x	160° x 6°	
	INCA	-y	120° x 90°	
Cassini Radar	RADAR	-z	2°	365 kbps
Radio and Plasma Wave Science	RPWS	-z	-	370 kbps
Radio Science Subsystem	RSS	-z	2°	0 kbps
Ultraviolet Imaging Spectrograph	UVIS	-y	3.5°	32 kbps
Visible Infrared Mapping Spectrom.	VIMS	-y	1.8°	183 kbps
Huygens Probe	Huygens	-x	-	24 kbps

Tabelle 34: Die Experimente auf der Cassini-Huygens-Sonde mit ihrem Richtungsvektor und der maximalen Datenrate. Die Instrumente CAPS, CDA und MIMI besitzen einen eigenen Drehtisch.

Diese Art der Wechselwirkung sind die **Interferenzen**. Die Tabelle 35 gibt einen Überblick über die bisher registrierten Wechselwirkungen an Bord von Cassini. Die linke Spalte gibt das Instrument an, welches gestört wird. Die Kreuze in der entsprechenden Zeile identifizieren die störenden Instrumente. Diese Wechselwirkungen wurden im Januar 1999 bei einem speziellen Test festgestellt. Weitere gegenseitige Einflüsse sind jedoch noch möglich. Die Fragezeichen besagen, daß der Einfluß noch unklar ist. Als generelles Ergebnis kann festgehalten werden, daß die optischen Instrumente allgemein unempfindlicher sind als die "elektromagnetischen" Experimente wie z.B. RPWS und MAG. Auch trotz höchster magnetischer Reinheits-Designanforderungen war es nicht möglich, die magnetischen Störungen genügend zu eliminieren.

Ein Beispiel für die Störungen des CDA Experiments durch das Nachbarexperiment RPWS wird in Abbildung 61 wiedergegeben. Die Signale des Eintrittsgitterkanals (QP) geben deutlich die Frequenz des im Sounder-Modus befindlichen RPWS Instruments wieder. Die störende Frequenz ist so stark, daß die Messung einer Teilchenladung durch den QP-Kanal unmöglich gemacht wird.

Die Tabelle in Abbildung 62 listet die Parameter der Experimente auf der Cassini-Huygens-Sonde auf. Kein Instrument beeinflusst ein anderes Instrument durch Echtzeitkommandos ($T_{DI} = 0$). Das sich ergebende wissenschaftliche Potential der einzelnen Experimente gibt an, welche Ergebnisse erwartet werden können ohne diesem Experiment Priorität zu gewähren (Einfluß des Gesichtsfeldes FOV). Seine Chancen, Priorität und Meßzeit zu bekommen sind größer, wenn die verlangten Ressourcen (D und L) klein sind.

Damit ergibt sich eine mittlere Integrationsfähigkeit der Instrumente von 0,22 (s. Tab. 36). Die Tabelle 36 gibt auch die Buseigenschaften von Cassini an. Als Mis-

	CAPS	CDA	CIRS	INMS	ISS	MAG	MIMI	RADAR	RPWS	RSS	UVIS	VIMS
CAPS									x			
CDA									x			
CIRS												
INMS												
ISS								?		?		?
MAG	x	x	x		x			x	x	x		x
MIMI									x			
RADAR												
RPWS	x	x				x	x					
RSS												
UVIS												
VIMS												

Tabelle 35: Gegenseitige Beeinflussungen der Instrumente, wie sie beim Instrument Checkout im Januar 1999 festgestellt wurden. Die linke Spalte bestimmt das gestörte Instrument, und die Kreuze geben die störenden Instrumente an. Das CDA Experiment wird durch das RPWS-Instrument gestört.

sionsdauer T_M wurden 4 Jahre gewählt. Bisher konnten nur kurze Vorbeiflüge den Saturn erforschen, wodurch noch viele Fragen des Systems offen sind und $B_Z = 0,2$ gesetzt wurde. Die hohe Anzahl von Instrumenten $n = 12$ (ohne Huygensprobe) führt zu dem hohen Synergiefaktor $S = 0,89$.

T_M 1460 Tage	S 0.89	T_{Att} 0.042 Tage
D_B 435 kbps	N_{HMMC} 208	T_{DB} 239 Tage
P_E 290 W	T_{HMMC} 0.3 Tage	FOV_{vB} 3 sr
\bar{I}_I 0.22	N_{SciDL} 490	I_B 0.8
B_Z 0.2	T_{SciDL} 0.3 Tage	Z_B 0.9
n 12	N_{Att} 730	P_W 21.5

Tabelle 36: Verwendete Parameter zur Berechnung des wissenschaftlichen Potentials von Cassini in seiner geflogenen Konfiguration. Die Wichtungen W sind eins, nur W_{FOV} wurde gleich zwei gesetzt.

4.3.3 Das wissenschaftliche Potential

Mit den gesetzten Parametern aus Tabelle 36 ergibt sich ein wissenschaftliches Potential von $P_W = 21,5$ der **Cassini-Huygens-Sonde** in seiner geflogenen Konfiguration. Es wird deutlich, daß Instrumente mit kleinem FOV auch eine kleine Integrationsfähigkeit I_I haben. Dadurch ergibt sich für optische Instrumente wie ISS ein kleines P_W : Nur geplante Beobachtungen führen hier zum Erfolg.

Nun kann man durch die Gleichung 80 auch ein Potential für den **”alten” Cassini-Huygens-Bus** bestimmen, der zwei unabhängige Drehtische für die Teilchen und optischen Instrumente trug. Dafür sind die Aperturen aller Instrumente in einer Ebene auf 180° erhöht worden, um dem Einfluß dieser Drehtische gerecht zu werden. Um die Ausrichtungsunabhängigkeit auszudrücken, sind die einzelnen

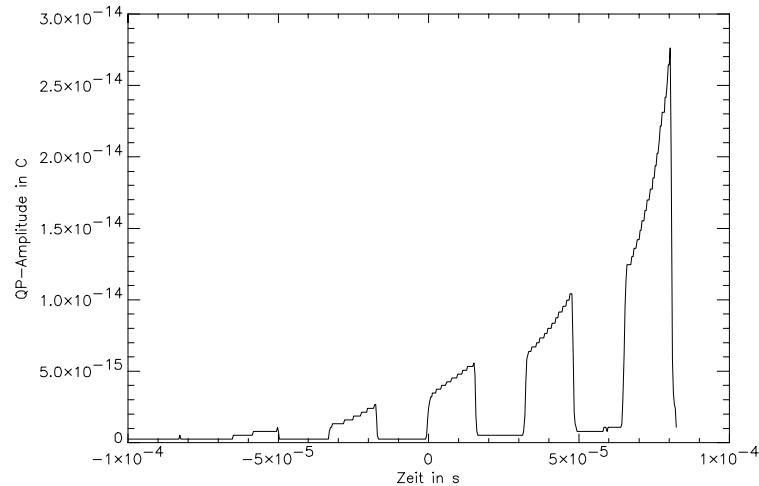


Abbildung 61: Die Abbildung zeigt die durch den RPWS-Sounder induzierten Störungen auf dem Eintrittsgitterkanal des CDA. Das große Targetsignal zeigt eine um 20 dn erhöhte Basislinie. Das Ionengitter reagiert nicht auf diese Störung.

	D	M	IF _a	IF _p	T _{DI}	Z	L	FOV	FOV _v	I _l	P _{Wl}
	kbps	[0..1]	[0..1]	[0..1]	Tage	[0..1]	W	sr	sr	[0..1]	[0..]
CAPS	16,0	8,00	0,25	0,20	0,00	0,90	17,0	0,061	0,000	0,1530	0,62
CDA	0,5	8,00	0,25	0,70	0,00	0,90	19,5	0,431	0,000	0,2504	1,45
CIRS	6,0	8,00	0,25	0,40	0,00	0,90	32,0	0,000	6,283	0,0008	0,14
INMS	1,5	8,00	0,00	0,20	0,00	0,90	31,0	0,011	0,000	0,0899	0,34
ISS	366	8,00	0,25	0,50	0,00	0,90	71,0	0,000	1,571	0,0012	0,14
MAG	2,0	8,00	0,25	0,10	0,00	0,90	13,0	12,566	0,000	0,9287	7,86
MIMI	8,0	8,00	0,25	0,30	0,00	0,90	26,0	2,356	1,571	0,4826	5,49
RADAR	365	8,00	0,25	0,10	0,00	0,90	108,0	0,000	0,000	0,0076	0,15
RPWS	370	8,00	0,25	0,20	0,00	0,90	18,0	12,566	0,000	0,6619	7,36
RSS	0,0	8,00	0,25	0,20	0,00	0,90	89,0	0,000	0,000	0,0103	0,16
UVIS	32,0	8,00	0,00	0,20	0,00	0,90	14,0	0,000	1,571	0,0188	0,17
VIMS	183	8,00	0,25	0,50	0,00	0,90	29,0	0,000	3,141	0,0074	0,15

Abbildung 62: Die Parameter der Cassini-Experimente.

FOV_v halbiert worden. Außerdem hätte sich die Zahl der erforderlichen Drehungen der Sonde N_{Att} erheblich verringert (z.B. auf 1/20 Tage). Risikoparameter wurden nicht verändert, da zum Einen der Bus komplexer und anfälliger wird, auf der anderen Seite aber weniger Manöver notwendig wären. Verändert man die genannten Parameter FOV , FOV_v und N_{Att} , so erhält man ein wissenschaftliches Potential von $P_W = 34,9^{32}$. Das Kreisdiagramm 63 stellt das wissenschaftliche Potential des alten (hellblau) und neuen (dunkelblau) Cassini-Designs dar.

Mit welcher Effizienz wären wissenschaftliche Ergebnisse zu erwarten, wenn man statt einer Cassini-Huygens-Mission mehrere Minisonden einsetzt, die jeweils auf ihre Aufgabe optimiert und einen hohen Integrationsgrad aufweisen und in ihrer Summe die gleichen Instrumente tragen?

³²Hier ist zu bemerken, daß P_W nicht die Effizienz der Missionsplanung beinhaltet. Nur die Qualität und Quantität der wissenschaftlichen Ergebnisse werden durch P_W wiedergegeben.

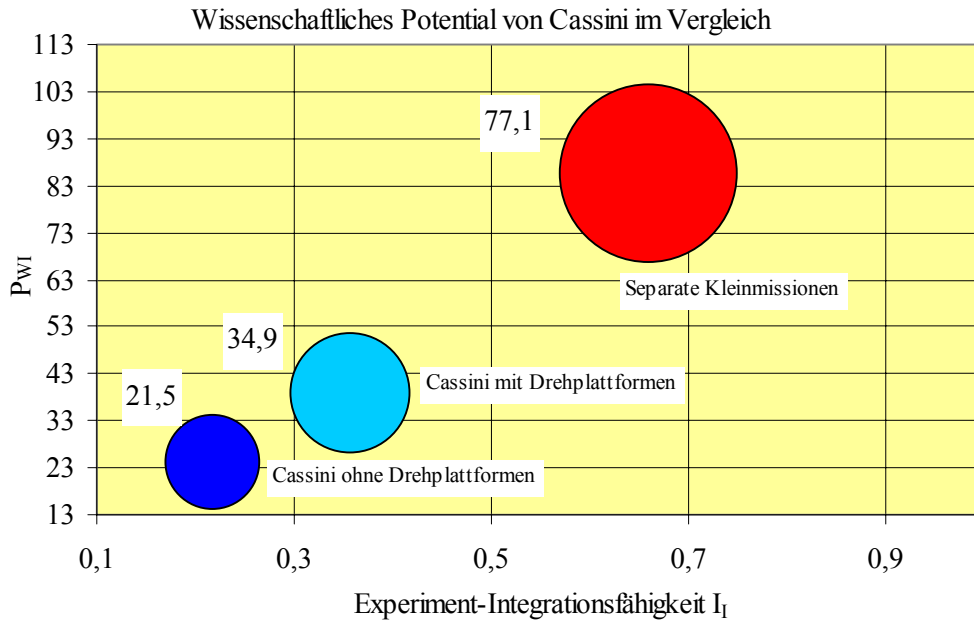


Abbildung 63: Vergleich des wissenschaftlichen Potentials von Cassini (Kreisgrößen) für drei verschiedene Konfigurationen: ohne Drehplattformen, mit Drehplattformen und als drei separate Kleinmissionen durchgeführt. Die mittlere Experiment-Integrationsfähigkeit (x-Achse), die Summe des wissenschaftlichen Potentials der Experimente (y-Achse) und das wissenschaftliche Potential der gesamten Raummission (Kreisgröße) wäre für eine aufgeteilte Cassinimission am größten. Das wissenschaftliche Potential der Ulysses-Mission beträgt 55 (nicht gezeigt).

Dafür kann FOV wieder auf große Werte gesetzt werden (2π), um die Unabhängigkeit der wenigen Experimente auf der jeweiligen Sonde zu demonstrieren. Desweiteren kann man $IF_a = 0$ setzen, da keine Nachbarinstrumente gestört werden können. Fliegen die separaten Kleinmissionen dicht zusammen auf einer sehr ähnlichen Trajektorien, so bleibt S erhalten. Hat also jedes Instrument auf seiner Sonde Priorität und unterliegt keinen Einschränkungen durch Nachbarinstrumente, so wird das wissenschaftliche Potential am größten (größter Kreis in Abb. 63 mit $P_W=77$). Allerdings wird die sehr einfache Beobachtungsplanung durch einen größeren Aufwand des Steuern und Kontrollieren von mehreren Sonden teilweise kompensiert.

4.3.4 Diskussion des Systems Cassini-Huygens

Das Zusammenbringen und Zusammenwirken mehrerer Instrumente auf der **Cassini-Huygens-Raumsonde** ist mit Vor- und Nachteilen verbunden. Es kommt auf den speziellen Betrachtungspunkt an, wenn man das Gesamtsystem beurteilen will. Als erstes sollen die Vorteile des Cassini-Systems genannt werden.

Vorteile

- Die Vereinigung vieler Instrumente auf einer Raumsonde führt zu der Möglichkeit von gleichzeitigen Messungen von verschiedenen physikalischen Pa-

rametern einer Umgebung, die durch nur ein oder wenige Instrumente nicht möglich wäre. Magnetfeldlinien z. B. werden simultan zur Plasma- und Staubumgebung gemessen.

- Das gleichzeitige Messen durch verschiedene Instrumente kann die Meßgenauigkeit einer gemeinsamen Beobachtungsgröße erhöhen. Bilder aus verschiedenen spektralen Bereichen können vereinigt werden. Eine teilweise Redundanz der Daten erhöht die Garantie, daß die Meßergebnisse ausgewertet werden können.
- Die gleichzeitige Messung mehrerer Experimente kann entweder die Missionsdauer verringern, oder sie erhöht die Anzahl von Messungen.
- Der gleichzeitige Meßbetrieb ermöglicht die Erkundung unbekannter Systeme. Wenn das Target unerforscht ist, ist eine Beobachtung schwer zu planen. Im voraus ist z.T. nicht bekannt, ob ein Objekt im UV-, optisch sichtbaren- oder IR-Bereich interessant ist. Oft ist auch unklar, ob ein Satellit ein Magnetfeld oder eine sich umgebende Staubwolke besitzt. Der gleichzeitige Meßbetrieb verschiedenster Instrumente führt zu Ergebnissen, die sonst wohl möglich verpaßt werden.
- Auch die Nachteile durch die Kombination vieler Untersysteme können selbst von Vorteil sein. Der Komplexität des Systems muß durch die Entwicklung neuer Software-Werkzeuge Rechnung getragen werden. Diese Entwicklungen und Erfahrungen kommen nachfolgenden Projekten zugute.

Nachteile

- Die Begrenzung der Raumsonden-Ressourcen elektrische Leistung, Datenvolumen, Datenrate und Raumsondenausrichtung führt dazu, daß NICHT alle Untersysteme zur gleichen Zeit in Betrieb sein können. Als Folge davon muß jede Beobachtung sehr aufwendig geplant werden. Das Problem der Raumsondenausrichtung ist besonders hervorzuheben. Nur nach der Festlegung eines "Hauptinstruments" zu einer bestimmten Zeit kann das Ausrichtungsprofil bestimmt werden. Die Entwicklung der Beobachtungssequenz für seltene Ereignisse, die für jedes Instrument interessant sind (z.B. einmalige Vorbeiflüge an Satelliten), ist sehr aufwendig oder gar unmöglich. Ein direkter Verlust an wissenschaftlichen Ergebnissen ist unvermeidlich. Der große Aufwand zur Beobachtungsplanung verursacht zusätzliche Kosten und Risiken.
- Der gleichzeitige Betrieb mehrerer Instrumente, die sich gegenseitig stören, führt zu einer aufwendigen Datenanalyse und kann die Ergebnisse einer Meßreihe in Frage stellen.
- Mit steigender Anzahl von Systemen steigt auch die Anzahl an Beschränkungen. Insbesondere die Beschränkungen für die Ausrichtung der Raumsonde erschweren die Beobachtungen. Es ist sehr mühsam, die thermischen Randbedingungen (Sonneneinfall auf Radiatoren, Sternsensoren etc.) zu verstehen

und zu berücksichtigen. Einige Beobachtungen werden durch zwei Ursachen unmöglich: Zum Einen dadurch, daß die Randbedingungen nicht verstanden wurden, und zum Anderen dadurch, daß die Vielzahl von Randbedingungen zu keiner Lösung führt. Auch der nötige Aufwand, die Randbedingungen zu verstehen, hat bei Cassini schon zur Ablehnung von Beobachtungen geführt, obwohl sie rein theoretisch möglich gewesen sein könnten.

- Die durch die anderen Untersysteme festgelegten Beschränkungen beeinflussen das Design der anderen Instrumente (Verminderung von akustischem und elektromagnetischen Störungen).
- Der Dokumentationsaufwand steigt durch die Komplexität des Systems.
- Viele Untersysteme bedeuten auch viele Fehlerquellen. Der Ausfall eines Raumsondensystems, welches den Verlust der Raumsonde bedeutet, wird nicht durch Nachbarmissionen aufgefangen.
Ein komplexer Missionsbetrieb bedeutet ein höheres Betriebsrisiko. Zur Vermeidung von Betriebsfehlern sind aufwendige und teure Tests der Bordsoftware notwendig.
- Die Komplexität des Gesamtsystems und die Vielzahl von Randbedingungen benötigt neue Werkzeuge zur Beobachtungsplanung. Die Planungszeit ist sehr lang und damit auch sehr teuer. Die Missionsbetriebskosten steigen.

Das größte Problem bei dem Cassini-System ist die Festlegung der Raumsondenausrichtung zu gegebenen Zeiten (Ressource Meßzeit/Ausrichtung). Dieses Problem beruht auf zwei Fakten: Zum Einen führt die Vielzahl von Systemen auch zu einer Vielzahl von Einschränkungen (Radiatoren und Gesichtsfelder von Instrumenten dürfen nicht dem Sonnenlicht ausgesetzt werden), zum Anderen haben unterschiedliche Instrumente unterschiedliche Gesichtsfelder und sogar unterschiedliche Targets. Wenn ein Instrument die Ringe beobachten möchte, ist ein anderes Instrument am Saturn interessiert. Für dieses Ausrichtungsproblem gibt es bereits mehrere Beispiele, wobei nur drei herausgegriffen werden:

- Die Planung des **Jupiter-Vorbeiflugs** im Dezember 2000 wurde Anfang 1999 begonnen. Auch nach mehreren Monaten Planungszeit der Annäherungsphase an Jupiter bleibt die erarbeitete Beobachtungssequenz mit der dazugehörigen Ausrichtung der Raumsonde ein starker Kompromiß. So ist die Beobachtung der Staubströme von Jupiter für das CDA-Experiment nur in 30 von 120 Stunden möglich, wobei Beobachtungslücken von bis zu 50 Stunden auftreten können.
- Der Saturnmond **Enceladus** ist bei drei Vorbeiflügen aus der Nähe beobachtbar. Bei der Anzahl von 11 unterschiedlichen Instrumenten an Bord ist einsichtig, daß mehr als die Hälfte der Instrumente bei keinem Vorbeiflug eine optimale Meßgeometrie erreichen werden. Die Vorbeiflüge sind zudem zu kurz, als daß die Beobachtungsprioritäten bei einem Vorbeiflug oft wechseln könnten.

- Selbst, wenn die Anzahl der Vorbeiflüge des Mondes **Titan** mit mehr als 40 recht hoch ist, so treten auch hier schon im Vorfeld der Beobachtungsplanung Schwierigkeiten auf: Mehrere Instrumente wollen gleichzeitig messen, und manche Instrumente haben die Schwierigkeit, daß sie ihre optimale Geometrie noch nicht genau kennen und dadurch die Planung für die anderen Instrumente behindern.

Die Anforderungen der Experimente an den elektrischen Stromverbrauch und Datenrate haben zur Einteilung von Meßmoden geführt. Die Tabelle 37 gibt einen Teil der eingeführten Meßmoden wieder. Die festgelegten Modi erlauben den gleichzeitigen Betrieb der eingeschlossenen Experimente ohne weitere Überlegungen. Diese Schemata bedeuten auf den ersten Blick eine Vereinfachung beim Missionsbetrieb. Andererseits bedeuten solche Schablonen aber auch geringe Flexibilität. Sollten neue Umstände an Bord oder neue wissenschaftliche Aufgaben ein Abweichen von diesen Modi erforderlich machen, so ist dieses nur mit großem Aufwand möglich.

	CAPS	CDA	CIRS	INMS	ISS	MAG	MIMI	RADAR	RPWS	RSS	UVIS	VIMS
Cruise	aus	aus	aus	aus	aus	aus	aus	aus	aus	aus	aus	aus
ORS	an	an	an	sleep	an	an	an	aus	an	aus	an	an
DFPW	an	an	sleep	sleep	sleep	an	an	aus	an	aus	an	sleep
INMS/FPW	an	an	sleep	an	sleep	an	an	aus	an	aus	sleep	sleep
RADAR/INMS	an	sleep	sleep	an	sleep	sleep	sleep	an	sleep	aus	sleep	sleep
RWU	an	an	an	sleep	sleep	an	an	aus	an	aus	an	an
RSS	sleep	sleep	sleep	sleep	sleep	an	sleep	sleep	sleep	an	sleep	sleep

Tabelle 37: Auszug aus den wichtigsten Betriebsmodi der Cassini-Sonde. Jedem Zeitpunkt wird ein Betriebsmodus zugeordnet, der dann die Aktivitäten jeden Instruments automatisch vorgibt. Dabei bedeuten ORS Optical Remote Sensing, DFPW Downlink Field and Particle Wave und RWU Reaction Wheel Unload. Abweichungen von diesem System sind nur schwer zu implementieren. Die Experimente kennen drei Zustände: off, sleep und on. Der Sleep-Zustand beschreibt einen unauffälligen Instrumentenzustand mit geringem Leistungsverbrauch und geringer/keiner Datenrate. Der Zustand des CDA-Experiments in der Cruise-Phase ist offiziell aus. Nur unter großem administrativem Aufwand konnte ein Meßbetrieb des CDA auch während der Cruise erreicht werden.

Durch die sehr unterschiedlichen Gesichtsfelder der Experimente, die große Zahl von Beschränkungen, und die Tatsache, daß Cassini eine 3-Achsen stabilisierte Raumsonde ist, ist die Missionsplanung sehr aufwendig, risikoreich und das Resultat stark kompromißbehaftet. Nach der schwierigen Sequenzplanung, die ohnehin dann mit vielen Kompromissen bzgl. Beobachtungszeit und -geometrie belegt ist, behindern vor der endgültigen Festlegung die zahlreichen Beschränkungen den Abschluß der Beobachtungsplanung. Es gibt unzählige Systeme an Bord, die strenge Anforderungen an die Ausrichtung der Raumsonde haben. Die Tabelle 38 im Anhang gibt eine Auflistung der offiziellen Einschränkungen der Raumsondenausrichtung. Neben diesen strengen Anforderungen gibt es weitere z.T. undokumentierte Anforderungen, die das Problem weiter komplizieren. Neben dem Ausrichtungs-

problem ist es auch schwierig, die an Bord aufgenommenen Daten zur Erde zu übertragen, da die Übertragungszeit die Beobachtungszeit reduziert.

Die Abbildung 64 zeigt, wie sich ein wissenschaftliches Instrument auf einer Raumsonde auswirkt und mit der Umgebung wechselwirkt. Zunächst benötigt es Ressourcen der Raumsonde, die entweder nur temporär benötigt werden (Datenrate, elektrische Leistung) oder dessen Verbrauch nicht wieder herstellbar ist (Beobachtungszeit, Treibstoffverbrauch durch erforderliche Lagekorrekturen). Jedes Instrument stellt zudem Anforderungen an die physische Umgebung (Raumsonde, andere Instrumente) als auch an den Missionsbetrieb. Die Anforderungen an die physische Umgebung können von elektromagnetischer, akustischer oder thermischer Art sein. Die Anforderungen an die anderen Untersysteme sind gleichzeitig auch Wirkungen an die anderen Instrumente und erfordern eine Einschränkung der Umgebung. Die implizierten Einschränkungen und die geforderten Anforderungen bewirken wiederum eine Steigerung der Komplexität und nehmen auf die Erfolgsaussichten und Kosten der einzelnen Experimente und des Gesamtprojektes unmittelbar Einfluß. Je mehr Regeln jedes Instrument und die Raumsondensysteme beachten müssen, desto höher sind Erfolgsrisiko und Kosten.

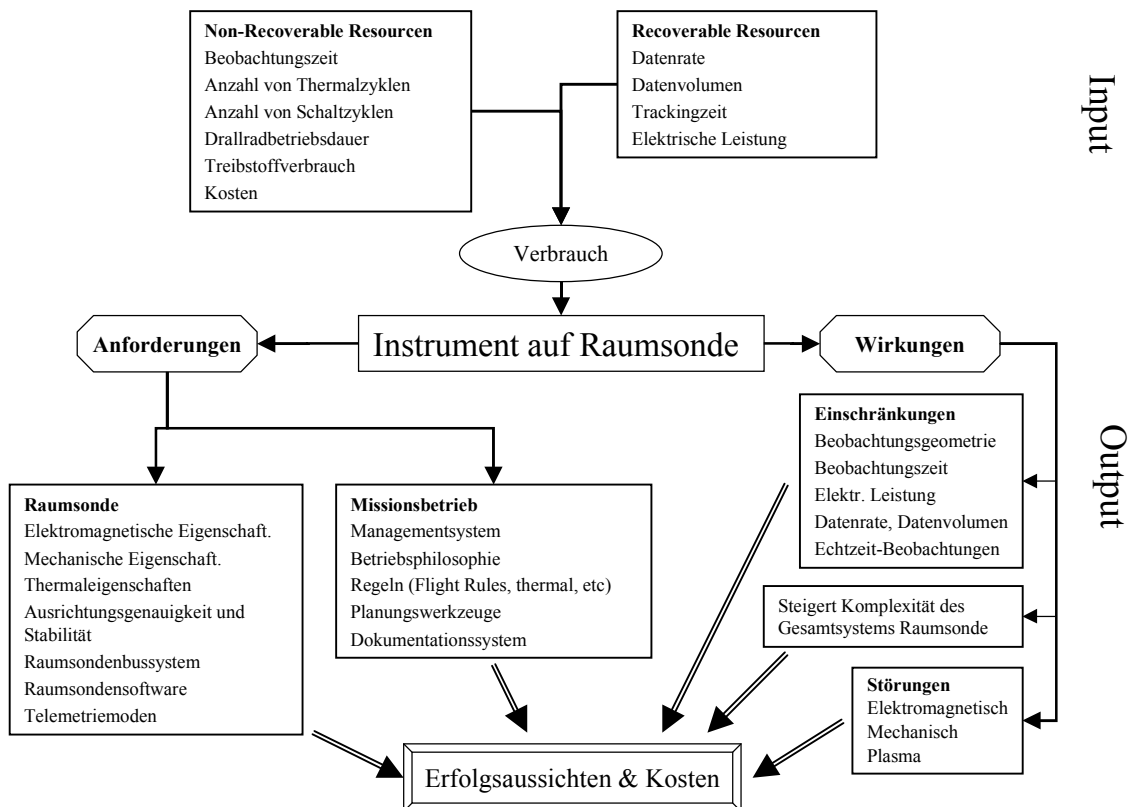


Abbildung 64: In- und Outputparameter, die bei dem Zusammenwirken von Untersystemen auf einer Raumsonde relevant sind.

4.3.5 Aussicht

Die Diskussion des Cassini-Huygens-Systems hat gezeigt, daß die risikoarme Durchführung neuer guter Wissenschaft aufwendige und teure Raumsonden verlangt und das erneute Eingreifen in das Design eines bereits optimierten Systems wie bei Cassini unabsehbare Auswirkungen auf die Qualität und Quantität der wissenschaftlichen Ergebnisse hat. Sind die genauen Anforderungen zum Erreichen des wissenschaftlichen Ziels bekannt, so können diese Anforderungen in das Design der Raumsonde einfließen, und das Raumfahrzeug kann als Ganzes optimiert werden. Ist eine Optimierung eines Raumfahrzeugs mit moderatem Kostenaufwand möglich, so kann die Mission als einmalige Mission durchgeführt werden. Stellen sich bei der Optimierung Probleme heraus, kann die Raumsonde in kleine Untermissionen aufgeteilt werden, die für sich allein einen hohen Integrationsgrad, eine hohe Autonomie und Optimierung aufweisen. Dabei kann man die Instrumente zusammenfassen, die ähnliche Anforderungen haben und die unabhängig voneinander zu jeder Zeit ohne Interferenzen messen können. Sind die Instrumente auf einer Sonde nicht unabhängig, so ist für ein Untersystem nur die Meßzeit wertvoll, in dem es Priorität besitzt.

Eine Erhöhung der Komplexität einer Raumsonde ist nur dann sinnvoll, wenn sie in Bezug auf Kosten und technische Zuverlässigkeit beherrscht werden. Die Komplexität sollte dazu dienen, den Missionsbetrieb zu vereinfachen und die Performance des Gesamtsystems zu steigern. Sie sollte keine zusätzlichen Anforderungen an die einzelnen Untersysteme hervorrufen.

Allerdings bedeutet Wissenschaft, unbekannte Phänomene und Umgebungen zu erforschen. Dadurch lassen sich die Anforderungen an ein Raumsondensystem im Voraus nicht genau bestimmen. Man kann nicht von vornherein festlegen, daß das eine oder andere Instrument zu bestimmten Zeiten Priorität für eine bestimmte Beobachtung bekommen sollte. Das bedeutet demnach, daß viele Meßmethoden (Instrumente) benötigt werden, die möglichst in der Lage sein sollten, gleichzeitig zu messen. Nur dadurch lassen sich zeitlich variable Umgebungen gut charakterisieren. Wenn man heute mit der Raumsonde A Bilder eines Mondes aufnimmt und 5 Jahre später erst die magnetosphärischen Daten erhält, können die Datensätze nicht mehr zusammengebracht werden. Mildern läßt sich dieses Problem durch den gleichzeitigen Betrieb zweier Raumsonden am gleichen Ort. *So wäre wahrscheinlich der gleichzeitige Betrieb zweier kleiner Cassini-Raumsonden im Saturnsystem optimal. Eine Raumsonde könnte 3-Achsen stabilisiert eine Experimentauswahl A tragen, die andere Raumsonde könnte spinstabilisiert die Systeme tragen, die ein Abscannen der Umgebung verlangen (Plasma- und Staubeexperimente).*

Das CDA-Experiment auf der Cassini-Huygens-Sonde wird durch die beschränkten Fähigkeiten der Raumsonde und durch die Anforderungen der anderen Experimente sehr stark eingeschränkt. Es können nicht alle Instrumente gleichzeitig messen und ihr jeweiliges Target verfolgen. Auf der Raumsonde treten Interferenzen zwischen den Instrumenten auf, und die Beobachtungsanforderungen und Gesichtsfelder der Instrumente sind so unterschiedlich, daß ohne Priorisierung eines Instruments keine befriedigenden Lösungen bei der Beobachtungssequenzierung gefunden werden können. Die Vereinfachung des Designs der Cassini-Huygens-Sonde

im Jahre 1992 kann als Verursacher angesehen werden. Vor der Veränderung des Designs wurde in ein optimiertes Raumsondendesign gefunden, das dann nachteilig verändert wurde, um die Kosten der Hardwareentwicklung zu senken. Die Schwierigkeiten bei der Beobachtungsplanung und die Kosten für den Missionsbetrieb sind dadurch gestiegen. Wenn die Cassini-Hardware technologisch zu anspruchsvoll gewesen ist, wäre es für die Experimente vorteilhaft gewesen, sie auf zwei kleine Cassini-Sonden aufzuteilen. Jede dieser Sonden könnte einen hohen Integrationsgrad aufweisen, und die Anzahl der Beschränkungen würde bei jeder Sonde auf ein Minimum fallen.

Diese Entwicklung zu kleineren Raumsonden würde der Strategie von NASA/JPL entsprechen, wie sie in Ref. [67] und [66] beschrieben wird. Die Schwachstellen des Cassini-Huygens-Projekts sind inzwischen erkannt und werden als "Lessons Learned" klassifiziert ([51]). Das laufende Cassini-Projekt hat jetzt kaum noch Möglichkeiten, die Situation zu verbessern. Es kann nur noch versucht werden, die Anforderungen und Beschränkungen bei der Beobachtungsplanung sinnvoll in Software-Werkzeuge umzusetzen, um das Sequenzieren zu beschleunigen und Fehler zu vermeiden. Mit großem Aufwand werden deshalb Werkzeuge zur Beobachtungsplanung entwickelt (Ref. [55], [17] und [70]).

4.4 Das Schalenmodell

Als ein Ergebnis dieser Arbeit kann ein Schalenmodell aufgestellt werden, das zeigt, welche "Schalen" bei der Planung und Durchführung einer Beobachtung eines Experiments auf einer Raumsonde durchbrochen werden müssen. Die Abbildung 65 zeigt dieses Schalenmodell. Ausgehend von der Frage, ob das eigene System in der Lage ist, eine Beobachtung vorzunehmen (ist die Empfindlichkeit und der Meßbereich groß genug?), folgt die 1. Schale zu den Nachbarmeißsystemen. Können Nachbarsysteme meine Messung beeinflussen/unmöglich machen (Interferenzen, welches Instrument hat Priorität)? Anschließend muß der Raumsondenbus die Messung unterstützen können (steht genügend Leistung und Datenrate zur Verfügung, kann die geeignete Ausrichtung eingenommen werden?). Zusätzlich muß die "Umgebung" geeignet sein. Gibt es evtl. zu viel Plasma, sodaß meine Messung von außen gestört wird? Es folgt die Schale "Mission", wobei Fragen wie: "Ist die Trajektorie für meine Messung geeignet, bin ich nah genug am Satelliten dran?" befürwortet werden müssen. Jetzt gelangt man zur Schale des Missionsbetriebs: Erfolgt meine Messung zu Weihnachten, wo niemand diese Messung durchführen kann? Ist ausreichendes Tracking von der Erde aus erhältlich? Welche Kosten verursacht meine Beobachtungsplanung am Boden und ist sie mit den Projektzeitplänen in Einklang? Als letztes existiert die "Management-Schale", die die Auswirkungen auf das Projektrisiko und die Gesamtkosten kontrolliert. Im Laufe der Beobachtungsplanung sind somit sechs Schalen zu durchbrechen.

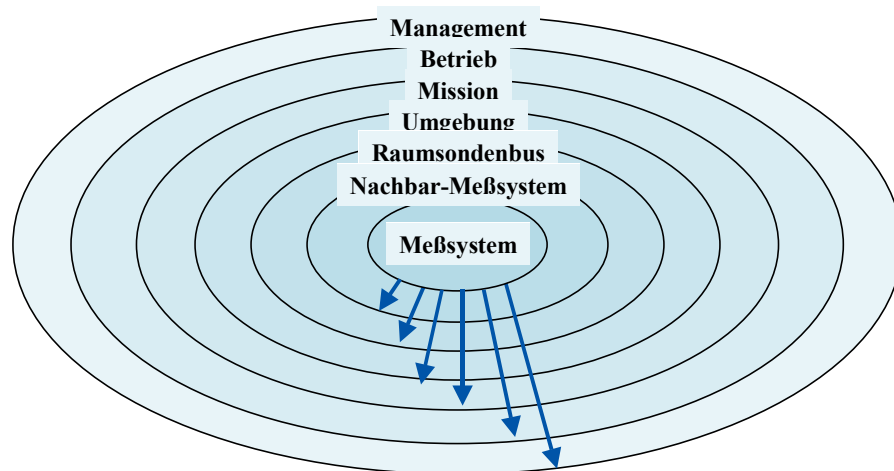


Abbildung 65: Schalenmodell der Umsetzung einer erfolgreichen wissenschaftlichen Beobachtung auf einer Raumsonde. Die beantragte Beobachtung muß den Anforderungen und Beschränkungen zahlreicher Stufen genügen.

5 Zusammenfassung

Der Cosmic-Dust-Analyzer (CDA) ist ein Experiment auf der Raumsonde Cassini-Huygens zum Charakterisieren von Eigenschaften mikrometergroßer Staubteilchen in unserem Sonnensystem. Der CDA besteht aus den vier Untersystemen Eintrittsgitterteil (QP), Impact-Ionization-Detector (IID, großes Target), Chemical-Analyzer-Target (CAT) und dem High-Rate-Detector (HRD). Diese Arbeit beschreibt die optimierte Integration zum CDA-Gesamtsystem. Der Integrationsgrad und die Funktionsweise des CDA wurden durch Einschlagsmessungen am Staubbeschleuniger und durch die ersten Flugmessungen im Jahre 1999 verifiziert.

Eine modellhafte Beschreibung der Untersysteme und des Gesamtsystems helfen, um deren Güte und wissenschaftliches Potential zu beurteilen. Die Berechnung der Systemgüten erfordert die Bestimmung eines umfangreichen Parametersatzes. Diese Parameter wurden durch Kalibrationsmessungen am Heidelberger- und Münchener Staubbeschleuniger ermittelt. Dazu war auch die Entwicklung datenbankähnlicher Auswertesoftware erforderlich.

Die Ergebnisse zeigen, daß das wissenschaftliche Potential des integrierten Gesamtsystems größer ist als die jeweiligen Potentiale der Einzelsysteme. Es handelt sich demnach um eine gelungene Integration der Einzelsysteme und nicht um eine Addition (Synergieeffekt). Der Nachteil des CDA-Systems ist sein hoher Ressourcenbedarf (elektrische Leistung, Masse), deshalb wird eine *Kombination aus QP- und CAT-System vorgeschlagen*, um mit geringstem Aufwand qualitativ hochwertige Ergebnisse zu erzielen: Der große Raumwinkel, die genaue Geschwindigkeits-, Ladungs- und Massenbestimmung des QP-Systems ergänzen sich hervorragend mit den Flugzeitmassenspektren-Messungen des CAT. Ein QP-CAT-System sollte deshalb bei zukünftigen Staubexperimenten berücksichtigt werden!

Welche Ergebnisse lassen sich erwarten, wenn man jedes dieser Untersysteme als separates Instrument auf einer Kleinmission fliegt? Hier zeigt sich, daß eine Aufteilung in mehrere kleine Missionen nicht empfohlen werden kann: Die Synergie der gleichzeitigen Messung der Staubteilcheneigenschaften würde verloren gehen.

Einen Trade-Off stellt die Frage der Zuverlässigkeit und des Missionsrisikos dar. Verwendet man ein großes System, so bedeutet der Ausfall einer Komponente gleichzeitig einen Totalverlust. Ein großes System wird in der Regel jedoch besser getestet und kontrolliert, sodaß trotz der Komplexität eines Systems wie Cassini ein relativ geringes Ausfallrisiko besteht. Demgegenüber haben vier kleine Missionen den Vorteil, daß beim Fehlschlag eines Projekts ein Teil des Programms fortgeführt werden kann³³. Eine Aufteilung des CDA-Gesamtsystems in seine vier Untersysteme ist insgesamt gesehen zu vermeiden.

Ausgehend vom wissenschaftlichen Potential eines Experiments auf einer

³³Wenn die Summe von Einzelrisiken gleich bleibt, ist auch das Gesamtrisiko gleich. Das Ersetzen von vielen kleinen Risiken durch wenige große Risiken liefert die gleichen Erfolgsaussichten eines Projekts. Die momentane NASA-Philosophie ist jedoch, ein großes risikoarmes Projekt durch mehrere kleine und risikoreiche Missionen zu ersetzen. Dadurch ist ein Erfolg aller kleinen Missionen eines Programms sehr unwahrscheinlich geworden.

Raumsonde läßt sich ein Modell eines wissenschaftlichen Raumsondensystems definieren. Aus den Kenntnissen langjähriger Erfahrungen im Cassini-Projekt wurden Modellparameter und Funktionen aufgestellt, die das Zusammenwirken der Experimente untereinander und mit dem Bussystem ausdrücken. Als Ergebnis dieser Überlegungen ließ sich ein wissenschaftliches Potential einer Raumsonde definieren, das ausdrückt, inwieweit bei moderatem Planungsaufwand mit Neuentdeckungen und einer großen Quantität von Ergebnissen gerechnet werden kann.

Die aufgestellten Funktionen wurden für drei Fälle berechnet: die Cassini-Sonde in seiner Flugkonfiguration, die Cassini-Sonde in seiner ursprünglichen Konfiguration³⁴ und der Summe aus mehreren spezialisierten und hochintegrierten Kleinmissionen, die jeweils nur nicht miteinander wechselwirkende Cassini-Instrumente tragen.

Cassini-Huygens gehört zu den Raumsonden, die für wissenschaftliche Entdeckungen entwickelt wurden. Das bedeutet, daß viele *simultan* messende Instrumente benötigt werden, um zeitlich variable Umgebungen zu charakterisieren. Im Voraus ist nicht absehbar, welches Instrument wann welche Beobachtungen durchführen soll, *gleichzeitiger* Betrieb ist hier verlangt. Allerdings sind die Beobachtungsanforderungen und Gesichtsfelder der Instrumente so unterschiedlich, daß meistens keine befriedigenden Lösungen für die Beobachtungsplanung gefunden werden kann. Wenn sich gleichzeitige Messungen mehrerer Instrumente ausschließen, so ist für ein Untersystem nur die Meßzeit wertvoll, in dem es Priorität besitzt. Die gesamte Beobachtungszeit ist demnach durch die Anzahl der Experimente zu teilen. Problematisch wird dieses Verfahren natürlich bei einmaligen Beobachtungsgelegenheiten wie Satellitenvorbeifügen.

Genau diesen Sachverhalt gibt die Abbildung 63 wider. Die Erwartungen ungeplanter Entdeckungen ist bei Cassini in seiner momentanen Flugkonfiguration recht klein. Dagegen zeichnete sich das ursprüngliche Busdesign durch einen großen Integrationsgrad und ein wesentlich höheres wissenschaftliches Potential aus. Dem in etwa gleichgestellt wären die Ergebnisse mehrerer Kleinmissionen, sofern die Synergie der Instrumente genutzt werden kann.

Deshalb wird vorgeschlagen, in Zukunft Cassini-ähnliche Projekte in *zwei* mittelgroße Sonden mit einem hohen Integrationsgrad, einer hohen Autonomie und Optimierung aufzuteilen: Eine Sonde (spinstabilisiert) trägt die Instrumente, die ein großes Gesichtsfeld verlangen (Teilchen- und Feldexperimente), und eine zweite Sonde wird den Instrumenten gerecht, die einer 3-Achsen-Stabilisierung bedürfen (optische Instrumente). Um eine möglichst große Synergie der Messungen zu erreichen, sollten diese beiden Sonden *gleichzeitig* am Meßort betrieben werden. Dieses Konzept entspricht *nicht* der momentanen NASA-Philosophie³⁵, da die Gesamtkosten der beiden Sonden nicht geringer wäre als die Kosten einer großen Mission. Der Vorteil läge aber bei einem einfacheren Missionsbetrieb und einer höheren

³⁴Das ursprüngliche Cassini-Design sah zwei unabhängigen Drehplattformen (eine Plattform für optische Instrumente und eine permanent drehende Plattform für Feld- und Teilcheninstrumente) vor, das im Zuge von Kosteneinsparungen im Jahre 1991/1992 aufgegeben wurde; die unabhängigen Drehplattformen wurden nicht implementiert.

³⁵Die ESA hat bisher noch nicht auf das System des "faster-cheaper-better" gesetzt.

Wahrscheinlichkeit, wissenschaftliche Entdeckungen zu erreichen.

Beim Raumsondendesign muß eine Integration und keine Addition der Untersysteme angestrebt werden, um die gegenseitigen Wechselwirkungen zu minimieren und die Anzahl von allgemeinen Beschränkungen (Raumsondenausrichtung) gering zu halten. Bei großen Systemen sollte die Komplexität die Fähigkeiten und die Zuverlässigkeit erhöhen, und den Missionsbetrieb vereinfachen. Anzustreben ist eine *Optimierung des gesamten Systems und nicht eine Optimierung der einzelnen Untersysteme*. Die Optimierung des Integrationsgrads ist natürlich bei kleinen, weniger komplexen Sonden einfacher.

Die in dieser Arbeit aufgestellten funktionalen Zusammenhänge zur Berechnung eines wissenschaftlichen Potentials beruhen auf den eigenen Erfahrungen im Cassini-Huygens Projekt und sind ggf. auf die jeweils betrachtete Mission anzupassen. Die hier gezeigte Vorgehensweise kann jedoch übernommen werden.

A Überlegungen zum Raumsondensystem

Die allgemeinen Elemente eines Raumfahrtprojekts sind in Abbildung 66 dargestellt.

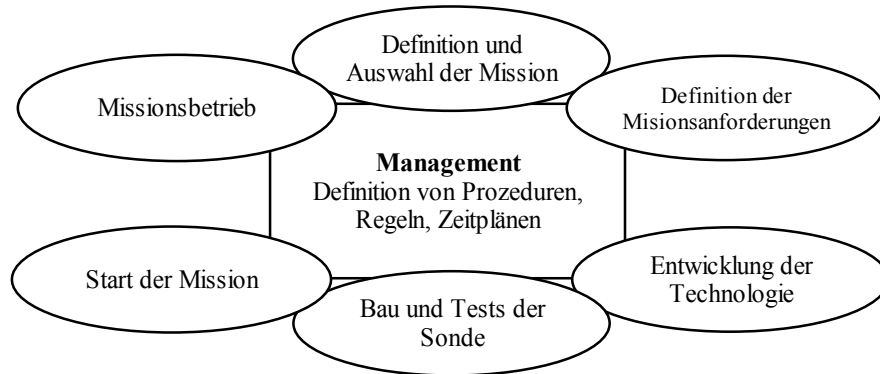


Abbildung 66: Die Elemente eines Raumfahrtprojekts. Im Mittelpunkt steht das Management mit der Definition der Regeln (Kostenrahmen) und der Zeitplanung.

Welche Ziele einer Raummission gibt es und wie wird die Erfüllung der Ziele definiert? Wie kann das System Raumsonde beschrieben werden und was sind die Eingangsparameter? Zur Beantwortung dieser Fragen muß man sich über einige Rahmenbedingungen und Bewertungskriterien einigen. Deshalb sollen mögliche Leitkriterien definiert werden, die den Rahmen zur Definition und zum Design einer neuen Raummission abstecken. Zum Verständnis dieser Leitkriterien ist noch eine Übersicht über die möglichen Ziele einer Raummission notwendig. Neben den wissenschaftlichen Zielen ist es durchaus üblich, auch politische und wirtschaftliche Aspekte bei der Durchführung von Raummissionprojekten zu berücksichtigen:

1. Wissenschaftliche Ziele. Ein Team von Wissenschaftlern des Projektförderers und des Projektgeförderten definiert besonders interessante wissenschaftliche Fragenstellungen, wie z.B. die Vermessungen der Hemisphäre im Röntgenbereich, die Untersuchung von Vulkanismus im Sonnensystem, die Suche nach flüssigem Wasser im Sonnensystem, oder die Probennahme von Kometenmaterial.
2. Wirtschaftliche Ziele. Der Projektförderer beabsichtigt die wirtschaftliche Förderung bestimmter Institute, Firmen oder geographischer Regionen. Die technisch-wissenschaftlichen Möglichkeiten der zu fördernden Institutionen könnten den Anwendungsbereich gegebenenfalls begrenzen. Auch die Förderung von Innovation und Hochtechnologie soll als wirtschaftlicher Aspekt verstanden werden.
3. Politische Ziele. Der Projektförderer berücksichtigt politische Ziele, wie die wirtschaftliche und technische Unterstützung anderer Regierungen oder den Popularitätsgrad ausgewählter Projekte (Raumstation, Flug zum Mond, Weltraumteleskop-Bilder,...).

Unter Berücksichtigung dieser möglichen Ziele können die Leitkriterien zum Design und zur Auswahl einer neuen Raummission nun wie folgt definiert werden:

1. Es stehen begrenzte finanzielle Mittel zur Verfügung, z.B. 100 Mio. Euro. Welche Ziele lassen sich mit dieser Summe erreichen?
2. Mit welcher Mission kann der Quotient aus der Summe der erreichten Ziele im Verhältnis zum Aufwand (finanziell eingesetzten Mitteln) maximal werden?
3. Ein bestimmtes Ziel (oder eine Menge von Zielen) wird definiert. Dieses Ziel soll unter allen Umständen unter dem Einsatz des geringsten Aufwands erreicht werden. Es gibt keine Begrenzung der zur Verfügung stehenden Mittel.
4. Einer Institution stehen wissenschaftliche und/oder technische Geräte aus vorhergehenden Projekten zur Verfügung. Es werden wissenschaftliche Fragen definiert, die unter dem Einsatz dieser zur Verfügung stehenden Geräte untersucht werden können. In Ergänzung dieser Situation gilt einer der Leitkriterien 1 bis 3. Die Kosten spielen also eine ganz wesentliche Rolle, sie legen auch die erlaubte Degradierung fest und beeinflussen so das Missionsziel (Abbildung 67).

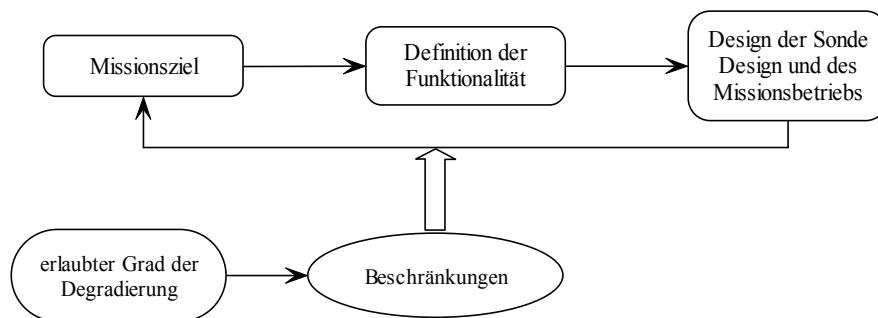


Abbildung 67: Prozeßablauf zum Missionsdesign. Jedes Projekt braucht die Definition der erlaubten Degradation zur Festlegung der Beschränkungen.

Laut Definition ist ein Projekt erfolgreich, wenn das gewählte Leitkriterium ausgeführt und befolgt wurde. Die Auswahl des Leitkriteriums wiederum entscheidet sich aus der Priorisierung der Unter Aspekte (Parameter, siehe auch Abbildung 68) die durch die politischen Rahmenbedingungen vorgegeben sind.

- Wissenschaftliche Erkenntnisse
- Kommerzieller Nutzen
- Allgemein gesellschaftlicher Nutzen
- Popularität und Outreach
- Finanzieller Gesamtaufwand, Abschätzbarkeit und Unsicherheit des Gesamtaufwands (Kosten)

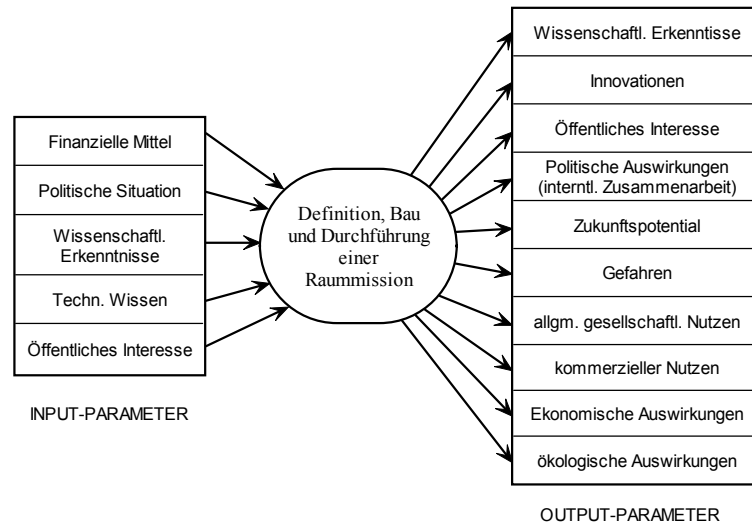


Abbildung 68: Die Abbildung zeigt die Ein- und Ausgabeparameter eines Raumfahrt-Projekts.

- Erfolgsaussichten
- Gefahren für die Menschheit
- Innovationspotential und Zukunftspotential
- Internationale Zusammenarbeit

Die relative Wichtung dieser Punkte stellt die Basis für den Entscheidungsweg eines neuen Projekts dar. Zum besseren Verständnis werden einige Aspekte kurz näher beschrieben.

Eine Raummission könnte zwecks Verwendung gefährlicher Technologien (giftige und/oder radioaktive Materialien) Gefahren für die Menschheit mit sich bringen. Der Projektförderer wird versuchen, die Risiken einer Mission so gering wie möglich zu halten. Bei dennoch auftretendem Restrisiko ist die Wichtung dieser Gefahr notwendig.

Durch die extremen Anforderungen im Weltraum eignen sich Raummissionen besonders zur Entwicklung neuer Technologien. Auch reine Technologiesatelliten sind denkbar und sogar in Betrieb. Viele wissenschaftliche Fragestellungen erfordern auch den Einsatz neuer Technologien und bringen deshalb ein Innovationspotential mit sich. Der Begriff Zukunftspotential beinhaltet die Entwicklung neuer Komponenten, die auf lange Sicht erforderlich sind, aber im Augenblick kein besonderes Innovationspotential noch die Lösung wissenschaftlicher Fragen mit sich bringen. In diesem Zusammenhang kann die bemannte Raumfahrt erwähnt werden. Der letzte Aspekt erwähnt das politische Ziel, international zusammenzuarbeiten. Gemeint sind hier nicht die wissenschaftliche oder technische Notwendigkeit einer Zusammenarbeit, sondern die aus anderen Gründen geförderte Zusammenarbeit.

Zusammenfassend sind als erstes die Unter Aspekte wie z.B. die Bedeutung wissenschaftlicher Fragen zur Popularität und zur Einhaltung finanzieller Rahmenbedingungen zu priorisieren. Als nächstes können die wissenschaftlichen, technischen

und politischen Ziele eines Projekts definiert werden. Daraus wird dann das geeignete Leitkriterium gewählt. Ggf. sind die Ziele dem Leitkriterium anzupassen, falls z.B. das Modell eines nicht zu überschreitenden finanziellen Aufwands (Leitkriterium 1.) gewählt wird.

Die nächste Phase umfaßt die präzise Auslegung des Raumfahrzeugs, welches die geforderten Ziele erreichen kann. Dabei ist die Abschätzung der geforderten elektrischen Leistung der erforderlichen Experimente und deren erforderliches Gewicht notwendig. Sind die Anforderungen der Experimente zu hoch, müssen je nach Wahl des Leitkriteriums und entsprechend der Priorisierung der Unter Aspekte entweder die Ziele neu festgelegt werden, um die Experimente leichter oder billiger auslegen zu können (descoping) oder die Raumsonde im Rahmen des erlaubten Aufwands den Bedürfnissen der Experimente angepaßt werden (Raumsonde vergrößern, Projektaufwand steigt).

B Kosten einer Raummission

Bei der Diskussion des Systems *Cassini-Huygens* ist deutlich geworden, daß die angeordneten Einsparungen zu erhöhtem Missionsbetriebsaufwand und Missionsbetriebskosten geführt haben. Die Änderung des finanziellen Rahmens war die Ursache für die Schwierigkeiten, die jetzt bei der Beobachtungsplanung auftreten. Dieser Abschnitt soll zeigen, wie solche Auswirkungen in Zukunft vermieden werden können bei gleichzeitiger Einhaltung des Kostenrahmens. Was muß getan werden, um die Fähigkeiten einer Mission oder eines Programms bei reduzierten Kosten aufrechtzuerhalten. Wie können Kosten eingespart werden?

B.1 Historie und Kostenfaktoren

Das Hauptproblem zum Verwirklichen der angestrebten Ziele einer Raummission sind die zur Verfügung stehenden finanziellen Mittel. Die Abbildungen 66 und 69 geben einen Überblick über die Aufgaben eines Weltraumsondenprojekts. Jeder dieser Aufgaben ist mit Kosten verbunden. Die Kostenfaktoren sind grob in Fertigungs- und Entwicklungskosten, Startkosten, Managementkosten, Öffentlichkeitsarbeitskosten, Betriebskosten sowie Kosten für Datenauswertung und Datenarchivierung einzuteilen. In Ref. [20] werden die Zusammenhänge und Kostenfaktoren analysiert, und in Ref. [69] werden zahlreiche Fallstudien und Vorschläge zum Kostenproblem von Raummissionen gegeben. In Ref. [23] wird sogar versucht, die Kosten des Missionsbetriebs systemtechnisch zu modellieren.

Eine Schlüsselrolle spielt die Komplexität eines Systems, welche von der Anzahl der Untersysteme und ihrer Designtoleranzen abhängt. Schließlich sorgen geringe Toleranzen bei elektrischen und thermischen Eigenschaften für Anforderungen und Beschränkungen des Gesamtsystems. Die Kosten des Missionsbetriebs können durch

$$K_M = \frac{F(K_{SC}, K_{Sci}, T)}{G_A} \quad (81)$$

ausgedrückt werden, wobei K_{SC} die Komplexität der Raumsonde ist, K_{Sci} die Komplexität der wissenschaftlichen Beobachtungen, T die Gesamtbetriebsdauer und K_M die Kosten für den Missionsbetrieb sind. Der Term G_A gibt den Grad der vorhandenen Autonomie an. Eine hohe Autonomie ist also auf jeden Fall vorteilhaft und kann die Betriebskosten senken, weil die Beobachtungsplanung einfacher wird. Man muß jedoch berücksichtigen, daß die Entwicklung der Autonomie ebenfalls mit Kosten verbunden ist.

Die zur Verfügung stehenden Mittel sind heutzutage auf einen festen Wert beschränkt, womit ein Projekt nur nach dem Grundsatz "Design to Costs" (DTC) durchgeführt werden kann (s. Kapitel B.2.3). Früher wurde oft entsprechend dem Grundsatz "Design to Requirements" verfahren.

Woher kommen diese Überlegungen? Diese Änderung der Finanzierungsphilosophie hängt mit den wissenschaftlichen Fragestellungen zusammen ([67]). Bei den Anfängen der Weltraumwissenschaft galt es, zunächst einmal überhaupt irgendwo hinzukommen. Diese erste Area wurde geprägt durch die Mariner Raumsonden.

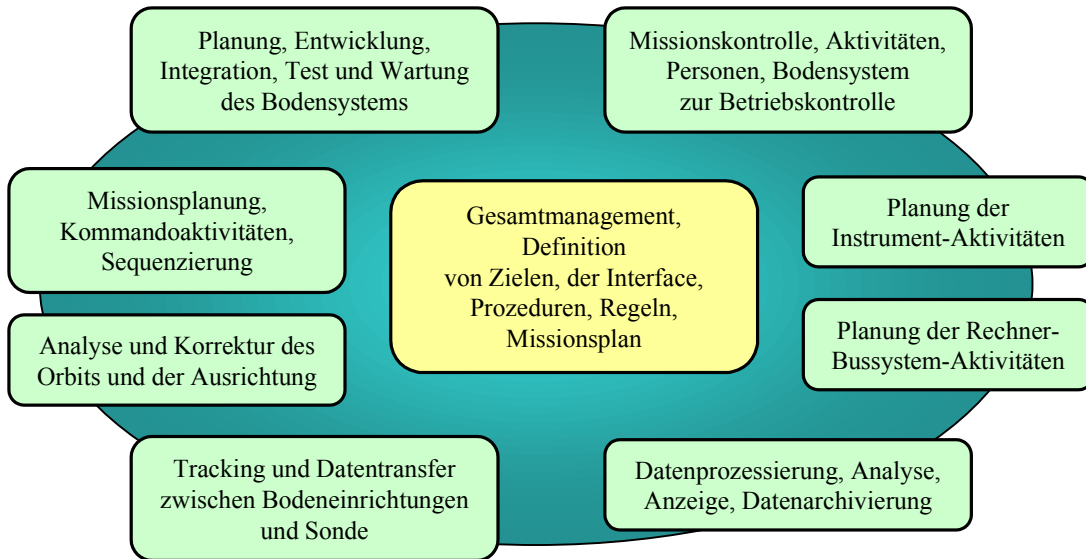


Abbildung 69: Das System Missionsbetrieb. Die Aufgaben und Aufwendungen des Missionsbetriebs sind vielfältig und sind bei komplexen großen Systemen wie Galileo und Cassini nicht zu unterschätzen.

Das Lernen der Navigation und das Überleben in der Weltraumumgebung stand im Vordergrund. In der zweiten Area stand die globale Erkundung im Vordergrund. Es war sehr wenig über die Planeten im Sonnensystem bekannt. Es wurden große Raumsonden gebaut mit einer Vielzahl von Instrumenten (Voyager, Viking, Galileo, Cassini, vergl. Ref. [58]). Die enormen Kosten der großen Missionen hatten zur Folge, daß nur ca. ein Projekt im Jahrzehnt durchgeführt werden konnte.

Nachdem nun die Planeten im Sonnensystem bereits grob erforscht wurden, kann man sich in der heutigen dritten Area speziellen wissenschaftlichen Fragestellungen zuwenden, die nur wenige hochintegrierte Instrumente und kleine, modular aufgebaute Raumsonden erfordern. Hier heißt es, oft zu einem Zielkörper zu kommen, zu landen und die Oberfläche und Geologie zu erforschen, um schließlich sogar Proben zurück zur Erde zu senden. Dabei sollen die Kosten für eine einzelne Mission noch um den Faktor 10 bis 20 geringer sein, als bei den großen früheren Missionen. Eine ganze Serie von Low-Cost-Missionen wird zu einem Programm zusammengefaßt. Als Beispiel für solche Programme können "Mars Surveyor", "Outer Planets/Solar Probe" und "Origins" genannt werden. Die erforderliche Technologie wird separat für ein ganzes Programm entwickelt und nicht mehr für nur eine Mission. Das "New Millenium" Programm ([45]) soll die Technologie für das Origins, Outer Planets und das Mars Programm demonstrieren. Die Deep Space 1 Mission war der erfolgreiche Auftakt dieses Technologieprogramms.

Nicht nur die Technologieentwicklung bleibt bei den neuen kleinen wissenschaftlichen Missionen zurück, sondern auch die bisher erforderliche hohe Erfolgsgarantie. Der auferlegte Kostendruck ist so stark, daß bei neuen wissenschaftlichen Missionen nur noch mit einer Erfolgsquote von maximal 90% gerechnet wird. Dennoch wird dieses Konzept als Zukunftsvision gelobt und verfolgt ([66]).

B.2 Optimierung und Trends

B.2.1 Programmatik und Management

Die Einführung von Langzeitprogrammen, die mehrere kleine Raummissionen beinhalten, kann die Kosten pro Einheit (Mission) senken und damit die Entwicklungskosten reduzieren, erlaubt aus Fehlern zu lernen und dieses bei nachfolgenden Missionen zu berücksichtigen³⁶, erlaubt eine strategische Langzeitplanung und Kontinuität und eine bessere Ausnutzung von Arbeitskräften, Hardware und anderer Ressourcen ([54]). Eine einheitliche Modellphilosophie erfordert nur ein Qualifikationsprogramm und senkt somit die Kosten ([57]).

Die Verwendung "integrierter" Missionen soll die Kosten durch koordinierte Schnittstellen und die Anwendung effektiver Kosten- und Erfolgskontrollen senken ([68]). Kleine und effektive Teams mit flacher Hierarchie arbeiten mit kurzen Entscheidungswegen und ermöglichen die Kommunikation zwischen allen Stufen und Ebenen des Projekts. Die Aspekte des Missionsbetriebs sollen von Beginn an des Projekts an berücksichtigt werden und Trade-offs sollen optimale Lösungen des Risikos, der Zuverlässigkeit, der Autonomie und Fähigkeiten einer Mission ermitteln. Das Management muß das Missionsrisiko und die erlaubte Degradierung festlegen, um die erforderlichen Redundanz- und Toleranzkonzepte festzulegen. Die Degradierung eines Designs soll akzeptiert werden. Die Mission soll als Ganzes betrachtet werden um die Optimierung des Gesamtsystems zu ermöglichen (Minimierung von Betriebswechselwirkungen zwischen Experimenten und der Raumsonde), und das Projekt kann an nur einen Vertragspartner abgegeben werden ([19]). Auch der Missionsbetrieb kann an einen Vertragspartner abgegeben werden. Eine Missionsentwicklungzeit von unter zwei Jahren wird angestrebt.

Bestehende Einrichtungen, vorhandene Hard- und Software sowie das vorhandene Know-how soll effektiver genutzt werden. Die Vermeidung von Arbeiten im Schichtbetrieb senkt Kosten. Die Anwendung von Simulationen zur Prüfung des Bodensystems und der Betriebsprozeduren vor dem Start erhöht die Zuverlässigkeit des Systems und führt zum besseren Training des Betriebspersonals.

Die Kosten der Entwicklung und Fertigung einer Mission werden auf z.B. 150 M\$ beschränkt. Es wird das Prinzip des "Design to Cost" angewendet (s. Kapitel B.2.3). Zur Einhaltung des Kostenrahmens werden höhere Risiken durch reduzierte Testphilosophien und Redundanz akzeptiert ([37]). Es werden nur wenige bewährte Instrumente ausgewählt, um das Entwicklungsrisiko zu reduzieren und die Projektzeitpläne einzuhalten. Die schrittweise Annäherung an neue Konzepte durch evolutionäre Innovation anstatt von Quantensprüngen bei der Technologie verringert die Entwicklungskosten.

Die Minimierung der Anzahl und die Erhöhung der Kompatibilität von Schnittstellen innerhalb eines Projekts bringt Vorteile ([54]). Kompatible Datenbanken, Datenformate und Prozeduren zwischen den Projektpartnern (Industrie und Instituten) steigern die Effektivität. Eine geringe Anzahl von Kommunikationsknoten

³⁶Der Verlust des "Mars Climate Observer" der NASA durch die Angabe falscher technischer Einheiten (lbs statt kg) hat zur Überprüfung der nachfolgenden Mars-Missionen im Mars Programm geführt.

beim Datenrouten und moderate Dokumentation sind kostengünstig. Die Verwendung kommerzieller Methoden ist den speziellen "Weltraumprozeduren" vorzuziehen ([57]).

Das Aufstellen von Missionsprogrammen mit mehreren einzelnen Missionen verteilt die Funktionen und senkt das Programmrisiko: Man verwende drei Sonden mit einem Ausfallrisiko von je 10%. Dann ist die Wahrscheinlichkeit, daß eine Sonde von den dreien ausfällt, immerhin 27%. Definiert man jedoch den Erfolg des Programms als die Tatsache, daß mindestens ein Satellit von den dreien erfolgreich ist, so beträgt die Erfolgswahrscheinlichkeit 97,2%. Die Wahrscheinlichkeit, daß alle drei Missionen fehlschlagen, wäre nur 0,1 %. Es wäre sehr teuer, wollte man eine Sonde bauen, die eine Ausfallquote von 0,1 % hat.

Die NASA verfolgt seit einigen Jahren die Philosophie des "Faster, Cheaper, Better" und hat das Discovery Programm aufgelegt, in dem jede Mission auf den Kostenrahmen von ca. 150 M\$ beschränkt wurde. Diese kleinen Missionen tragen erprobte Technologien, die in einem separaten "New Millenium" Programm ([45]) entwickelt und getestet werden. Dadurch werden die Risiken und Kosten der Discovery-Missionen vermindert. Beispiele für New-Millenium Missionen sind die Deep Space Missionen sowie Earth Orbiter 1 und 2.

B.2.2 Technische Aspekte

Es ist allgemein anerkannt, daß eine **Verringerung von Komplexität** auf allen Ebenen (Managementstruktur bis zu techn. Eigenschaften) kostensenkend wirkt. In der Ref. [57] wird die Komplexität einer Raummission definiert. Eine niedrige Komplexität kann erreicht werden durch eine

- geringe Varietät (Anzahl der Unterschiedlichkeit der Elemente)
- geringe Konnektivität (Anzahl der Relationen)
- geringe Variabilität (Anzahl der möglichen Systemzustände)

Diese Eigenschaften können durch einen modularen Aufbau verwirklicht werden. **Modularität** heißt, eine Plattform für verschiedene Nutzlasten zu haben, den gleichen Datenbus und die gleiche Stromversorgung für verschiedene Missionen zu verwenden. Das Design einer Sonde richtet sich nicht nach den Anforderungen eines Missionsziels als vielmehr nach den Aufgaben einer Reihe von Missionen. Dadurch entstehen geringe Kosten, das Design ist jedoch für ein einzelnes Projekt nicht optimal ([37]). Als Beispiel kann hier die "Small Explorer Platform" (SMEX) der NASA genannt werden.

Die projektübergreifende Verwendung von **Standarts** wie ISO, IEEE, ANSI und DIN kann sich kostensparend auswirken ([54] und [57]). Dabei ist jedoch zu beachten, daß der Dokumentationsaufwand erheblich steigen kann.

Ein besonderer Kostenfaktor sind die hohen Startkosten, die mit der Masse einer Sonde ansteigen. Das Verhältnis von Nutzlast zu Sondentrockenmasse kann

durch die Verwendung von **Multifunktions-Strukturen** (MFS) erheblich vermindert werden. Multifunktionsstrukturen reduzieren die Anzahl der verwendeten Bauteile, da jedes Teil mehr als eine Funktion ausübt. Die Sondengröße sinkt durch die Mehrfachfunktion der Einzelelemente. Günstig sind sowohl mechanische Strukturen, die die Instrumente und die Elektronik integrieren als auch mechanische und thermale Funktionen ausüben. Anstatt für jedes Untersystem ein separates Gehäuse zu verwenden, erfüllt eine gemeinsame Struktur diese Aufgabe. Gehäuseteile, Kabel und Stecker werden eingespart. Auch die Entwicklung von mikroelektromechanischen Systemen (MEMS) und das Fortschreiten der Nanotechnologie erlaubt die Integration von immer mehr Funktionen in wenigen Baugruppen. Eine Miniaturisierung zeichnet sich durch hohe Zuverlässigkeit und geringer Masse aus, die *Nanosatelliten* entspringen dieser neuesten Entwicklung. Grenzen dieses Vorgehens sind mögliche Interferenzen bei der Integration mehrerer Bauteile und der notwendige Strahlungs- und Mikrometeoritenschutz.

Eine Überspezifikation bei der Festlegung der Anforderungen ist zu vermeiden. Systemtests können durch größere Designtoleranzen unnötig werden. Wenn ein Design einmal festgelegt ist, sollte es keine Änderungen mehr geben. Jede Designänderung oder Änderung der Anforderungen zerstört ein bereits optimiertes Konzept und hat Folgekosten. Die Verwendung von "Commercial of the Shelf" Bauteilen ermöglicht zuverlässige und kostengünstige Fertigung. Allerdings mußte auf den Einsatz neuer Technologien verzichtet werden. Ein Trade-off zwischen Technologie und bewährter Technik ist notwendig.

Die Verlagerung von Missionsbetriebsfunktionen und Entscheidungen auf die Sonde verringert die Interaktion mit der Bodenkontrolle und den Missionsbetriebsaufwand. Eine hohe Sondenautonomie ermöglicht das Auskommen ohne Echtzeitanforderungen beim Missionsbetrieb, bedeutet aber auch, daß das Autonomiekonzept früh in das Missionskonzept integriert wird. Generell ist eine hohe Anbord-Intelligenz anzustreben (vergl. auch [57]).

B.2.3 Design to Cost

Beim "Design to Cost"-Verfahren liegt ein fester Kostenrahmen vor, der bei einer Mission nicht überschritten werden darf. Aus diesem Kostenrahmen gilt es nun, eine Mission mit ausgewogenen Fähigkeiten und interessanten wissenschaftlichen Aufgaben zu entwickeln. Da feste Rahmenbedingungen existieren, muß man sich im Voraus über die zu erwartenden Kosten der einzelnen Aufgaben bewußt sein ([61]). Es ist also zunächst zusätzlicher Aufwand notwendig, um ein Kostenmodell aufzustellen. Die technische Performance und die Designattribute x_1, x_2, \dots, x_n müssen definiert werden. Sie bilden die Funktionen, die die Effektivität des Systems $E(x_1, x_2, \dots, x_n)$ beschreiben. Dabei muß die Funktion zur Kostenbeschreibung $C(x_1, x_2, \dots, x_n)$ unter den Fixkosten c bleiben. Das Problem ist, daß sich diese Funktionen in der Realität nicht aufstellen lassen, da die Kreativität eines Projektteams die Möglichkeiten und Grenzen definiert. Dennoch wird versucht, solche Modelle aufzustellen, um die Missions-Effektivität zu maximieren. Allgemeine Kostenmodelle werden mit Subsystem-Performance-Modellen, Effektivitätsmodellen, Zuverlässigkeitsmodellen, Entscheidungs-Analyse-Werkzeugen und den Missions-

betriebskosten zusammengeführt. Die Lebensdauerkosten (Life-Cycle-Costs, LCC) werden berechnet und Fragen wie und was kann durch den Einsatz neuer Technologien eingespart werden, oder was bestimmt das Design und die Kosten, oder was kann durch Reduzieren des Spielraums X an Ressource Y gewonnen werden, sollen beantwortet werden. Kennt man die Gesamtkosten, die Fähigkeiten und die Zuverlässigkeit eines Systems, so läßt sich die *Missions-Effektivität* bestimmen. Bei einem Teleskop kann die Effektivität durch die Lebensdauer dominiert werden, bei anderen Missionen ist man an der Wahrscheinlichkeit interessiert, wenigstens X Gigabit an Daten zu erhalten, bei Missionen zu äußeren Planeten spielt die Zuverlässigkeit eine große Rolle.

Dieses Modell ermöglicht die simultane Betrachtung von Design, Fertigung, Verifikation und Missionsbetrieb. Das System wird als ganze Einheit betrachtet, um das System als Ganzes zu optimieren oder andere Lösungsmöglichkeiten zu finden. Die Missions- und wissenschaftlichen Anforderungen werden als Folge neuer Ideen und Studien iteriert. Diese Vorgehensweise wird auch als "Concurrent engineering" bezeichnet.

Das Gegenteil dieser Vorgehensweise ist das "Design to Requirements", in dem sich die Fähigkeiten der Untersysteme an den zu Anfang aufgestellten Anforderungen ausrichten. Entsprechend den Anforderungen wird ein Design mit den dazugehörigen Kosten entwickelt.

B.3 Zusammenfassung

Die Evolution bei der Technologie wird zwangsläufig zu fähigen und hochintegrierten Sensoren und Instrumenten führen, die kleine, leichte, modular aufgebaute und billige Kleinsonden ermöglichen. Um die Kosten zu senken, sind Missionsprogramme bestehend aus mehreren kleinen, billigen und risikoreichen Missionen aufgestellt worden. Die Technologie wird separat in Extraprogrammen entwickelt und erprobt, um den wissenschaftlichen Missionen keine zusätzlichen Risikofaktoren hinzuzufügen. Auch in den eingeführten Technologieprogrammen läßt sich die Innovation nicht erzwingen, kostengünstiger ist das Abwarten der Evolution der Technologie.

Während die NASA sich sehr stark an den kosteneinsparenden Empfehlungen orientiert, kann die ESA als europäische Institution diese Ziele nicht ohne weiteres verwirklichen. Die förderative Eigenschaft der ESA mit ihren multinationalen Interessen und dem Prinzip des "equitable geographical return" bei JEDER Mission behindert die Durchführung von kleinen schlanken und schnellen Projekten auf nationaler Basis ([18]). ESA Projekte bedeuten im Allgemeinen die Mitwirkung vieler Mitgliedstaaten, wodurch Projekte nicht mehr effektiv geführt und vollzogen werden können. Ansätze sind aber auch hier mit dem Mars-Express-Projekt und dem Technologieprogramm SMART zu finden ([5], [56]). Weiterhin fehlt der ESA ein entsprechender kleiner Launcher zum Verwirklichen kleiner Missionen, wodurch diese Entwicklung ebenfalls verzögert wird. Dennoch hat sich der bisherige Ansatz der ESA, große wissenschaftliche Aufgaben in den Mittelpunkt zu stellen und dabei auch kontinuierlich die Technologie zu entwickeln und zu erproben als

erfolgreich erwiesen. Diese Missionen sind jedoch nicht unter strikten Kostenvorgaben mit großer Erfolgsquote und geringen Fehlerwahrscheinlichkeiten zu erreichen. Weitere erfolgreiche Cornerstone-Missionen der ESA wie Rosetta könnten die NASA-Philosophie des "Faster Cheaper Better" mit ihren zahlreichen Fehlschlägen jedoch in Frage stellen.

C Das Beobachtungsproblem einer Raumsonde

C.1 Vorschläge

Generell gibt es zwei Ansätze zur Lösung des Beobachtungsproblems:

1. Die *Integration der Instrumente ist zu optimieren*, so daß sich weder Instrumente stören (Interferenz) noch daß sie anderen Experimenten Beschränkungen auferlegen. Gegebenfalls sind die Instrumente nach ihrer Integrationsfähigkeit für die Raumsonde auszusuchen.
2. Man teilt die Instrumente in Gruppen gleicher Interessen (erforderliche Beobachtungsgeometrien, thermale Randbedingungen,..) ein und fliegt die gruppierten Experimente auf unterschiedlichen Missionen. Man teilt *eine Mission in mehrere Missionen* auf. Voraussetzung ist, daß der Integrationsfaktor auf den jeweiligen Untermisionen sehr hoch ist (keine Störungen der Experimente untereinander, keine Beschränkungen für Nachbarinstrumente).

Es ist also nicht eine Addition von Untersystemen anzustreben, sondern eine Integration, wobei darauf zu achten ist, daß die Instrumente sich gegenseitig nicht stören. Außerdem ist unbedingt darauf zu achten, daß gleichzeitige Beobachtungen der Instrumente möglich sind, ohne daß man vorher genau die jeweiligen Beobachtungsrichtungen kennt. Die Instrumente sollten also entweder ein großes Gesichtsfeld haben oder durch entsprechende eigene Artikulation zu diesem gelangen.

Die beiden Vorschläge sollen in Hinblick auf Ihre Auswirkungen diskutiert werden. Daher soll zunächst überlegt werden, welche Auswirkungen relevant sind.

C.1.1 Diskussion des 1. Vorschlags

Der erste Vorschlag besagte, daß die Integration der Instrumente zu optimieren ist, sodaß weder gegenseitige Interferenzen auftreten noch Beschränkungen für andere Untersysteme verursacht werden. Zum Erreichen dieses Ziels kann entweder bei der Auswahl der Experimente auf dessen Störempfindlichkeit und dessen Störpotential³⁷ geachtet werden, oder die anderen Experimente müssen sich vor den Störungen der anderen Experimente schützen, und Interferenzen zwischen den Experimenten sind durch geeignete Integration an der Raumsonde zu vermeiden.

Ersteres, die geeignete Auswahl der Experimente beim Zusammenstellen einer Mission, wäre eine vernünftige Lösung, sofern das Störpotential und die Anforderungen der einzelnen Experimente bekannt ist. Auch die wissenschaftlichen Anforderungen (Beobachtungsgeometrien) zu bestimmten Zeiten der Missionen müßte bekannt sein, um spätere Konflikte zu vermeiden. Das erscheint bei einer Mission, die eine z. T. unbekannte Umgebung untersuchen soll, in dem frühen Stadium

³⁷Als Störpotential soll der Grad der Störungen definiert werden, die sich auf andere Untersysteme auswirken könnten. Instrumente, die akustische oder elektromagnetische Störungen verursachen, haben ein hohes Störpotential.

(bei der Auswahl der Experimente) unmöglich. Die Experimentvorschläge können aufgrund von Zeit- und Geldmangel nicht so detailliert ausgearbeitet werden, um alle Informationen zum konfliktlosen Zusammenstellen einer Mission zu erhalten. Selbst nach der Fertigstellung einer Raumsonde sind die Interferenzen und möglichen Beobachtungskonflikte noch nicht bekannt. Diese offenbaren sich erst im Laufe des Betriebs. Man hat also mit sehr vielen unbekanntem Parametern umzugehen. Abhilfe könnten große Designmargins schaffen, sodaß die Untersysteme unabhängiger und unempfindlicher werden. Sollte man sich dennoch für diese Lösung entscheiden, so könnten wohlmöglich zwar wohlbekannte aber veraltete Instrumente mit geringen Fähigkeiten ausgewählt werden. Unter Umständen gibt es gar kein Instrument für eine bestimmte wissenschaftliche Aufgabe. Diese Lösungsmöglichkeit würde die wissenschaftlichen Ergebnisse kompromittieren. Auf der anderen Seite hätte man geringe Integrations- und Betriebskosten, weil im Vorfeld mögliche Wechselwirkungen berücksichtigt wurden.

Die zweite Möglichkeit ist, die widersprüchlichen Anforderungen und die gegenseitigen Interferenzen der ausgewählten Experimente nachträglich durch eine aufwendige Integration an der Raumsonde zu kompensieren. Dabei müssen sehr aufwendige Maßnahmen in Kauf genommen werden, wie z.B.

- die Installation zusätzlicher thermischer Schutzschilde oder Radiatoren
- das Hinzufügen von Drehplattformen für Instrumente, um unabhängige Beobachtungsgeometrien zu erreichen.
- die Erhöhung der Stromversorgung, um den gleichzeitigen Betrieb aller Instrumente zu gewährleisten.
- das Anbringen von dämpfenden Elementen am mechanischen und elektrischen Interface, um akustische und elektromagnetische Störungen zu unterdrücken.
- die Installation von Heizern und Schutzdeckeln, um möglichen Kontaminationen vorzuzugreifen.

Diese Änderungen sind zum wissenschaftlichen Erfolg einer Mission unbedingt notwendig, sie bedeuten jedoch erhebliche Mehrkosten.

Das Problem dieses Konzeptes ist es, daß es nur sehr schwer zu vereinfachen (descopen) ist, um Kosten zu senken. Auf der anderen Seite sind Kostensenkungsprogramme im Laufe von Weltraumprojekten alltäglich geworden. Diese Problematik wird im Anhang in einem Extrakapitel diskutiert. Wenn ein Projekt nicht zu vereinfachen und kostengünstiger auszulegen ist, so läuft es Gefahr, daß es vorzeitig beendet wird.

Werden dennoch Kürzungen an einem bereits optimierten Raumsondendesign vorgenommen, so können sich unabsehbare Folgen ergeben. Auf jeden Fall werden durch einen verminderten Integrationsgrad die wissenschaftlichen Ergebnisse kompromittiert. Das soll anhand des Beispiels Cassini kurz erläutert werden:

Das Projekt Cassini unterlag und unterliegt ständigen Kostenkontrollen, die bereits zu mehreren gravierenden Einschnitten bzgl. der Durchführung der Mission in Design und Missionsbetrieb geführt haben. Diese Kontrollen führten zu vier wesentlichen Veränderungen:

1. Die Nachbarmission CRAF (Comet Rendezvous Asteroid Flyby) wurde im Jahre 1992 aufgegeben. Diese Mission verwendete das gleiche Raumfahrzeug (bis auf die Nutzlast) wie Cassini und galt deshalb eher als kostensparende Maßnahme. Durch die völlige Aufgabe dieses Projekts hat man die Mehrkosten der Entwicklung eines einmaligen Raumfahrzeugs in Kauf genommen. Das Projekt Cassini-Huygens ist dadurch teurer geworden.
2. Die Raumsonde wurde vollkommen redesigned. Sämtliche Elemente, die einen unabhängigen Betrieb der einzelnen Experimente ermöglichten, wurden weggelassen (zwei unabhängige Drehplattformen für die optischen und nichtoptischen Experimente). Dadurch wurde die Raumsonde kleiner, weniger komplex, leichter und billiger. Hier konnten in dieser Phase Kosten eingespart werden. Der spätere Missionsbetrieb wurde jedoch kompliziert, da viele Absprachen und Kompromisse bei der Beobachtungsplanung und bei Beobachtungen notwendig waren. Die frühere Kostenersparnis wurde durch späteren Mehraufwand beim Missionsbetrieb wieder kompensiert. Zusätzlich sind einige Beobachtungen überhaupt nicht mehr möglich. Die Abbildung 70 veranschaulicht das Problem.

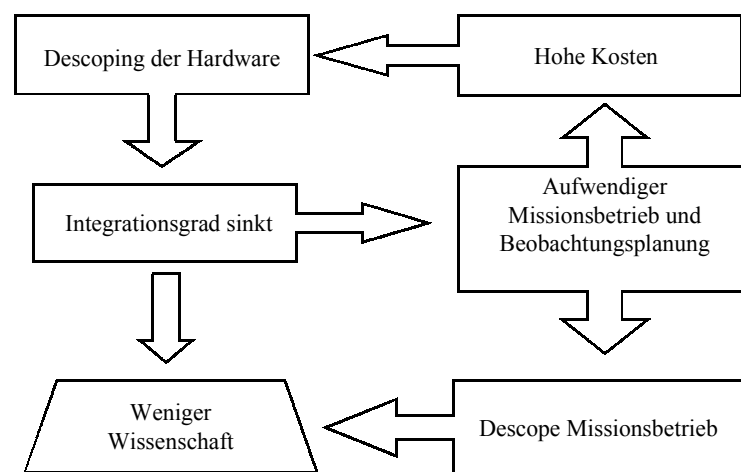


Abbildung 70: Diese Schleife ist ein Teufelskreis. Der Kostendruck eines komplexen und fähigen Raumsondensystems führt oft zum Redesign und vermindert die Fähigkeiten einer Raumsonde und somit den Integrationsfaktor der Experimente. Dies führt direkt zur Einschränkung wissenschaftlicher Beobachtungen und zu höheren Kosten bei der Missionsplanung und beim Missionsbetrieb.

3. Das Projekt führte das Prinzip des "Distributed Operations" ein. Die PI-Teams sollen bei der Missionsplanung und dem Missionsbetrieb einen wesentlichen Beitrag leisten, um auf der Projektseite Kosten zu sparen. Die Gesamtkosten des Projekts sind jedoch durch den erhöhten Aufwand auf den Experimentseiten sogar gestiegen.

4. Zur Kostenersparnis wurde auf wissenschaftliche Beobachtungen während der Cruise-Phase (bis Saturn-Orbit-Insertion - 1/2 Jahr) verzichtet. Dadurch werden Missionsbetriebskosten gespart, und Entwicklungen von Software und Werkzeugen, die zum Missionsbetrieb notwendig sind, können zeitlich später stattfinden. Das Problem dieser Entscheidung war, daß natürlich dennoch versucht wird, wissenschaftliche Ergebnisse zu erzielen. Da das von der Projektseite her nicht eingeplant war (die Anbordsoftware, die Software am Boden und die Durchführung und Planung des ganzen Missionsbetriebs), treten nun erhebliche Mehrkosten auf.

Dieser erste Vorschlag führt insgesamt in die die Richtung des "Sciencecraft" Prozesses (siehe [24]). Eine *Sciencecraft* ist eine kleine wissenschaftliche Raumsonde, die den höchstmöglichen Integrationsfaktor aufweist, der erreichbar ist. Als Ausgangspunkt wird das wissenschaftliche Ziel genommen, und es werden bereits die Beobachtungssequenzen aufgestellt ([53]). Nach diesen Anforderungen werden die Instrumente ausgewählt, die klein, leicht und unempfindlich sein sollen. Das Ziel ist hier mehr ein integriertes Sensorsystem unter Verwendung der neuesten Technologien. Erst jetzt folgt das Design der Raumsondenhardware. Stellen sich bei diesen Arbeitsschritten unüberwindliche Schwierigkeiten ein, so werden die wissenschaftlichen Anforderungen neu definiert, sodaß eine technische Lösung möglich ist. Auf diese Weise wird das wissenschaftliche Ziel und die Raumsonde optimal aufeinander abgestimmt. Die Instrumente werden während dieser Phase erst entwickelt, wobei die Raumsonde stets als Ganzes betrachtet und optimiert wird. Störende Wechselwirkungen und Unklarheiten bei späteren Beobachtungswünschen werden so von vornherein ausgeschlossen. **Es wird nicht ein Untersystem optimiert, sondern das System wird als Ganzes optimiert.** Zusätzlich wird versucht, das System mit größtmöglicher Autonomie auszustatten, um es mit höchster Automation zu betreiben. Die wissenschaftlichen Beobachtungen werden also während der Entwicklungs- und Fertigungsphase der *Sciencecraft* geplant und berücksichtigt. Für diesen Prozeß gibt es bereits die Beispiele der Planetary Integrated Camera Spectrometer (PICS) und auch das Kuiper Express Projekt ([8]).

Der Nachteil dieses Prozesses ist, daß im Vorfeld die zu untersuchende Umgebung und die wissenschaftlichen Ziele genau bekannt sein müssen. Die Frage, was will man wann womit messen, und was kann wann und wie evtl. stören, muß im Vorfeld abgeklärt werden. Wird diese Umgebung falsch beurteilt, führt die Verwendung einer *Sciencecraft* nicht zum Erfolg.

C.1.2 Diskussion des 2. Vorschlags

Der zweite Vorschlag, der die große Cassini-Huygens-Mission in mindestens zwei kleine Missionen mit Instrumenten gleicher Verhaltensweisen aufteilt, geht in die Richtung des allgemeinen Trends zu kleineren Raummissionen.

Bis in die neunziger Jahre war der Trend, immer größere, fähigere, schwerere und teure Satelliten zu bauen ([37] und [58]). In den frühen neunziger Jahren änderte sich dieser Trend nach dem Verlust von Mars Observer und den Problemen mit der Galileoantenne und dem Hubble-Teleskop. Der NASA Direktor Dan Goldin

brachte die Philosophie des "Faster-Cheaper-Better" auf. Es gab einen Übergang von reiner Performance zu spezifischer Performance bzw. Performance pro Kosten. Vom einmaligen angepassten Design, wo nach den Anforderungen genau eine Raumsonde gebaut wurde (die eine hervorragende Performance hatte, aber auch sehr teuer war, wie z.B. Voyager, Galileo und Cassini), ist man zum modularen Design übergegangen, wo sich das Satellitendesign nach den Anforderungen einer ganzen Reihe von Missionen richtete (wie z.B. die NASA Small Explorer Platform, SMEX). Die Verwendung gleicher Komponenten beim Datenbus, der Stromversorgung, Lageregelung und Struktur sollte die Kosten aufgrund eines nicht vollständig optimierten Designs senken.

Bei Cassini-Huygens könnte man sich die Aufteilung in *zwei* Missionen vorstellen. Ein 3-Achsen stabilisiertes Raumfahrzeug für optische Beobachtungen und Instrumente mit genauen Ausrichtungsanforderungen, und ein spin-stabilisiertes Raumfahrzeug mit Teilchen- und Magnetosphäreninstrumenten. Die Spinstabilisierung führt automatisch zum gleichmäßigen Abscannen des Gesichtsfelds. Die instrumenteigenen Drehtische der CAPS-, CDA- und MIMI-Instrumente könnten entfallen, und die Planungsarbeiten für Ausrichtungsfragen würden automatisch weitgehend wegfallen oder sich zumindest sehr vereinfachen. Die Widersprüche beim Festlegen geeigneter Raumsondenausrichtungen zwischen optischen und nicht-optischen Instrumenten würden bei zwei getrennten Missionen nicht auftreten. Jede der beiden Missionen wäre kleiner, leichter und kostengünstiger als eine große Mission, und jede für sich wäre einfacher zu optimieren, als eine große Mission ([12]). Allerdings wären die Gesamtkosten des Projekts in der gleichen Größenordnung wie die Kosten einer einzelnen Raumsonde. Diese beiden Missionen würden nicht in die Kategorie des "Faster-Cheaper-Better" eingeordnet werden, und die Aspekte, die bei kleinen Missionen angestrebt werden ([60]), können nur bedingt angewendet werden. Nur durch höchste Zuverlässigkeit beider Missionen wird das wissenschaftliche Ziel erreicht. Da ein möglicher Ausfall einer Mission finanziell im Voraus nicht eingeplant wird, wäre ein späterer Ersatz der gescheiterten Mission nur schwer zu verwirklichen.

Die Missionsplanung und der Missionsbetrieb wären bei jedem Projekt selbst einfacher, wodurch eine große Kostenersparnis in diesem Bereich zu erwarten wäre. Das Risiko eines Fehlers beim Missionsbetrieb wäre durch die weniger komplexen Aktivitäten bei jedem Projekt geringer.

Was hätte ein zweigeteiltes Cassini-Projekt für Auswirkungen auf die Erfolgsaussichten? Das Kapitel F untersucht in abstrakter Weise, inwieweit die Wahrscheinlichkeit des Missionserfolges davon abhängt, ob man ein großes System hat (Cassini) oder mehrere Untersysteme (zwei kleine Cassini-Missionen). Wenn die Instrumente auf den kleinen Missionen identisch mit den Instrumenten auf einer großen Mission sind, ändert sich das Gesamtrisiko nicht, daß ein Instrument ausfällt. Von diesem Aspekt aus ist es irrelevant, ob man Cassini in mehrere kleine Missionen aufteilt. Was dabei jedoch nicht berücksichtigt ist, ist daß mögliche Fehler beim Missionsbetrieb bei kleinen Missionen durch die geringere Komplexität unwahrscheinlicher sind. Auf der anderen Seite benötigen mehrere kleine Missionen zusätzliche mit Risiko behaftete Aktionen (evtl. doppelter Start), sodaß das

Gesamtrisiko eines Mißerfolges bei zwei kleinen Missionen genauso groß sein kann, wie bei einer großen Mission. Hinzu kommt, daß durch das Bewußtsein des großen Erfolgsdrucks einer großen Mission besonders auf Risikovermeidung und auf die Testphilosophie geachtet wird. Die Möglichkeit, den evtl. Fehlschlag einer kleinen Cassini-Mission durch eine Projektwiederholung zu ersetzen, verführt zu einem geringen Teststandard und einer anderen Verifikationsphilosophie. Nur bei gleichen Test- und Fertigungsstandards bei einer großen Cassini-Mission und dem Projekt von zwei kleinen Cassini-Missionen sind die Erfolgsaussichten sehr ähnlich. Sollte dennoch eine von den zwei Missionen fehlschlagen (der Ausfall beider Missionen ist sehr unwahrscheinlich), so kann diese relativ einfach ersetzt werden. Sollte jedoch das große Cassini-Projekt ausfallen, so ist ein Ersatz aufgrund der hohen Kosten fast ausgeschlossen.

Im Falle der Erfordernisse von Kosteneinsparungen während der Designphase hätte ein großes Projekt dennoch einige Vorteile. Wie man bei Cassini gesehen hat, sind zwar die wissenschaftlichen Ergebnisse durch den Wegfall der beiden Drehplattformen beschnitten worden, es konnten jedoch alle Instrumente mit ihren Fähigkeiten auf der Raumsonde gehalten werden. Aber wie sollte man bei den möglichen zwei kleinen Cassini-Missionen sparen? Ihr jeweiliges Design wäre schon so optimiert und einfach, daß größere Kosteneinsparungen nur durch die Streichung von einer der beiden Sonden zu erreichen wären. Das würde entweder den vollständigen Verlust von optischen Daten oder von Teilchen- und Magnetosphärendaten bedeuten.

Durch den höheren möglichen Integrationsgrad zweier kleiner Missionen wären noch bessere wissenschaftliche Ergebnisse zu erwarten als bei einer Cassini-Huygens-Mission. Dieser zweite Vorschlag kann also bessere Resultate liefern als der erste Vorschlag.

D Die offiziellen Flugregeln von Cassini-Huygens

Regel	System	Regelbeschreibung
FR00C7	CAPS	Einschränkung der Rotationsrate des CAPS Instrumentes
FR00C8	CDA	Einschränkung der Rotationsrate des CDA Instrumentes
FR11A4	TEMP	Die Rückseite Huygensprobe darf nur eine begrenzte Zeit dem Sonnenlicht ausgesetzt werden (CAS 3-310)
FR18C1	RSS	Die Magnetometer-Ausrichtungsspule darf nicht zusammen mit RadioScience betrieben werden
FR35C1	MAG	Die Magnetometer Kalibration darf nicht nach RSS Messungen stattfinden
FR36B1	ISS	Bei Entfernungen zwischen 1 und 5 AE (5 und 9.5 AE) muß der Winkel zwischen Kamera und Sonnenrand mind. 20° (5°) betragen.
FR37B2	VIMS	Der Winkel zwischen Richtungsachse und Sonnenrand soll größer als 12° sein. Die Sonne darf den Strahlungskühler 12 Tage (nie) vor einer Messung nicht bestrahlen (innerhalb 2.5 AE)
FR76C3	MIMI	Das INCA-Gesichtsfeld darf nicht innerhalb von TBD Grad in die Staub-RAM-Richtung bei Ringebenen-Durchflügen zeigen.
FR80A1	PROBE	Die Probe darf innerhalb von 5 AU möglichst nicht der Sonne ausgesetzt werden. Die Anzahl und der Zeitabstand zwischen zwei Bestrahlungen ist limitiert und entfernungsabhängig.
FR80B2	PROBE	Die Probedaten dürfen nur nach Autorisierung gelöscht werden.
FR89B5	CIRS	Bis 9 AE darf das Instrument in jeder Richtung höchstens 30 Min. dem Sonnenlicht ausgesetzt werden. Die optische Achse darf höchstens 2 Min. innerhalb von +/- 5 mrad zur Sonne zeigen. Ein Bereich von ±15° zur Sonne soll vermieden werden. Warme Körper dürfen nicht im Gesichtsfeld sein
FR07A3	AACS	Bis zu der Entfernung von 9 AE darf der Sternensensor höchstens 15 Min. Sonnenlicht erhalten
FR07C4	AACS	Bei Entfernungen größer als 9 AE darf kein Sonnenlicht innerhalb von +/- 30° auf den Sternensensor fallen
FR07C5	AACS	Wie FR07C5, gültig für helle Objekte wie Planeten

Tabelle 38: Flugregeln von Cassini. Es sind alle Regeln aufgelistet, die durch das Zusammenwirken und die Wechselwirkung von mehreren Instrumenten hervorgerufen werden. Berücksichtigt sind nur Ausrichtungsbedingungen, die offiziell dokumentiert sind. Hinzu kommen weitere Regeln (Radiatoren), die z.B. bei der Jupiterbeobachtungsplanung anzuwenden sind.

E Diskussion der Omega-Funktion

Die Funktion Ω wurde mit Gleichung 70 auf Seite 111 eingeführt und ist im wesentlichen eine Funktion des \tanh :

$$\Omega(\xi) = a \cdot [\tanh(b \cdot \xi - c)] + d \quad (82)$$

Dieser Funktionstyp ist eine Verallgemeinerung der Definition der Synergie von Experimenten S auf einer Raumsonde, die in Gleichung 69 mit

$$S(n) \sim 0.5 \cdot [\tanh(0.5 \cdot n - 2)] + 1 \quad (83)$$

aufgestellt wurde. Die Funktion Omega und der \tanh wurden somit bereits durch die Beschreibung der Synergie eingeführt. Wie kommt man auf so eine Funktion und wie läßt sich die Verwendung der \tanh -Funktion begründen?

Man stelle sich die Aufgabe vor, die Experimente für eine Mission auszuwählen. Im Angebot sollen $N=56$ verschiedene Experimente³⁸ zur Auswahl stehen. Von diesen 56 Experimenten gibt es $n_1=8$ Instrumente, die bzgl. einer Untersuchung gut zusammenpassen. Man fange nun an, die Experimente für die Mission zusammenzustellen und wähle n zufällige Instrumente aus. Dann kann mit Hilfe der hypergeometrischen Verteilung³⁹ die Wahrscheinlichkeit berechnet werden, wieviele dieser 8 "markierten" Instrumente auf der Raumsonde unter den n ausgewählten dabei sind (Gleichung 84).

$$P(k) = \frac{\binom{pN}{k} \binom{N(1-p)}{n-k}}{\binom{N}{n}} \quad (84)$$

Dabei beschreibt $p = \frac{n_1}{N}$ das Verhältnis von besonders gut zusammenpassenden (markierten) Experimenten n_1 und dem Gesamtangebot N . $P(k)$ drückt nun bei einer Auswahl von n Experimenten (Stichprobe) die Wahrscheinlichkeit aus, k markierte Instrumente auf der Sonde zu haben.

Nehmen wir jetzt den Fall an, man will mindestens 4 der 8 gut zusammenpassenden Experimente auf der Sonde haben. Wie steigt die Wahrscheinlichkeit P , daß man mindestens 4 markierte Instrumente bei insgesamt n Experimenten auf der Raumsonde hat? Diese Wahrscheinlichkeitsverteilung zeigt Abbildung 71. Die Abbildung zeigt P als Funktion der Anzahl der sich auf der Sonde befindlichen Experimente n (Punkte). Wie angenommen soll hier gelten:

$$P = \sum_{k=4}^{n_1} P(k)$$

³⁸Die Zahl 50 mag in der Praxis zu hoch gegriffen sein. Da im Nachfolgenden jedoch eine statistische Betrachtung erfolgt, wird ein Ensemble dieser Größenordnung benötigt.

³⁹Die Hypergeometrische Verteilung beschreibt das Ziehen von Losen (Stichproben) ohne Zurücklegen (Urnenmodell). Sowohl die Binomial- als auch die Normalverteilung sind Grenzfälle der Hypergeometrischen Verteilung.

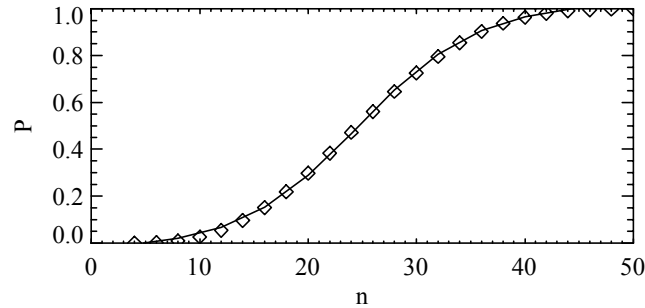


Abbildung 71: Die Wahrscheinlichkeit P , mindestens 4 von 8 markierten Instrumenten auf der Raumsonde dabei zu haben (Symbole). Die Gesamtzahl der auf der Sonde befindlichen Instrumente ist n . Die durchgezogene Linie entspricht der Ω -Funktion.

Nun ist eine Funktion gesucht, die diese Verteilungsfunktion beschreiben kann. Der Kurvenverlauf erinnert an eine \tanh -Funktion und ein Ansatz der Form $\Omega(n) = 0.5 + 0.53 \cdot \tanh(a \cdot n - b)$ mit den Parametern⁴⁰ $a = 0.09$ und $b = 2.22$ entspricht recht gut $P(n)$ (durchgezogene Linie in Abb. 71). Zudem ist eine \tanh -Funktion stetig, monoton steigend, besitzt keine Sprungstellen oder Extrema und ist auf dem gesamten Wertebereich ($n=0$ bis ∞) definiert.

Welche **anschauliche Bedeutung** kann der $\Omega(\xi)$ -Funktion zuwiesen werden? Dazu betrachte man den Verlauf der Kurvensteigung: Geringe Steigung, mittelgroße Steigung und wieder leichte Steigung. Dieser Verlauf erinnert an eine Produktbeurteilung. Dies kann man am Beispiel des Gebrauchswertes (Ω) eines Fernsehers in Abhängigkeit seiner Anzahl von Kanälen (ξ) veranschaulichen:

In Gebrauch seien in der Regel ca. 20 verschiedene Fernsehkanäle. Dann ist einzusehen, daß es unerheblich sein wird, ob der Fernseher 40 oder 50 verschiedene Kanäle bietet. Von diesen Kanälen wird in der Regel kein Gebrauch gemacht und der Gebrauchswert steigt nicht mehr mit der Anzahl der Kanäle. Sollte wirklich einmal der Kanal 40 benötigt werden, kann dies durchaus durch Umprogrammieren der Kanäle erreicht werden. Ist die Anzahl der Kanäle jedoch sehr gering (kleiner als 10), wären dauernd Umprogrammierungen notwendig und der Gebrauchswert ist gleichbleibend niedrig, egal ob das Gerät 5 oder 7 Kanäle bietet. Im mittleren Bereich zwischen 10 und 30 kann jedoch unmittelbar ein größerer Gebrauchswert in Abhängigkeit von der Anzahl der Kanäle erreicht werden.

Zu vielen Produkten kann ein Parameter gefunden werden, dessen Gebrauchswert einer solchen Abhängigkeit genügt (PS-Zahl eines Autos, Anzahl von Nummernspeichern eines Telefons, ...). Aus diesem Grund wurde für das wissenschaftlichen Potential P_{WI} eines Experimentes j auf einer Raumsonde (s. Seite 112) diese Abhängigkeit von der Integrationsfähigkeit I_I verwendet ($P_{WI_j} \sim \Omega(I_{I_j})$).

⁴⁰Durch die Parameter a und b läßt sich die Funktion auf eins normieren.

F Kombinatorik und Ausfallwahrscheinlichkeiten

Kombinatorik ist ein Oberbegriff zur empirischen Statistik und Wahrscheinlichkeitsrechnung. Sie ist deshalb wichtig, weil man sich über die Entwicklung von Wahrscheinlichkeiten bei komplizierten Mehrfachsystemen im Klaren sein muß. Als Grundgedanke steht ja die Frage, ob mehrere kleinere Experimente (oder allgm. Systeme wie z.B. Raumsonden) zuverlässiger sind, oder ob ein großes Experiment bzgl. der Erfolgsaussichten vorteilhaft wäre. Geklärt werden muß deshalb die Frage, wie sich die Wahrscheinlichkeit, daß ein Ereignis eintritt, das zum Ausfall eines Systems führt, mit dem Hinzufügen von Systemen verhält. Zunächst werden kurz einige Grundlagen erläutert.

Ein Projekt besteht aus endlich vielen Elementarereignissen mit der Anzahl N . Die Wahrscheinlichkeit, daß das Ereignis A eintritt, ist definiert als $P(A)$ ⁴¹.

$$P(A) = \frac{N_A}{N_G} \quad (85)$$

N_A = Anzahl der für A günstigen Elementarereignisse
 N_G = Anzahl aller möglichen Elementarereignisse

Dabei bezeichnet man als die für A günstigsten Elementarereignisse diejenigen, deren Eintreten zum Eintreten von A führt. Ist die Anzahl der Elementarereignisse endlich und sind alle Elementarereignisse gleich wahrscheinlich, spricht man in der Kombinatorik vom klassischen Fall. Beim klassischen Fall ist es möglich, mit Hilfe des Binomialkoeffizienten $\binom{N}{k} = \frac{N!}{k!(N-k)!}$ die Anzahl aller möglichen Elementarereignisse zu berechnen. Dabei bezeichnet man $N!$ als N-Fakultät, welche definiert ist als $N! = N \cdot (N-1) \cdot (N-2) \dots \cdot 2 \cdot 1$. Bekannt ist das Beispiel des Lottospielens 6 aus 49, wo die Anzahl aller möglichen Anordnungen (Permutationen) gegeben ist durch $\binom{49}{6} = 13983816$. Die Wahrscheinlichkeit, 6 Richtige aus 49 Zahlen zu ziehen (ohne Zurücklegen), ist demnach $\frac{1}{\binom{49}{6}} = 7.1 \cdot 10^{-8}$.

Betrachtet werden soll nun der Fall, daß z.B. vier Ereignisse eintreten können, die eine Mission gefährden. Die Wahrscheinlichkeit für die Ereignisse sei $P(A_1) \dots P(A_4)$. Dann wird die Wahrscheinlichkeit, daß *mindestens eines* der vier Ereignisse eintritt und die Ereignisse sich gegenseitig *nicht ausschließen* durch die Gleichung 86 beschrieben. In dem hier zugrunde liegenden System eines Satelliten ist klar, daß mehrere Untersysteme oder Instrumente nacheinander oder auch gleichzeitig ausfallen können. Das wird im Folgenden berücksichtigt.

Die Schreibweise $A_1 \cup A_2$ bedeutet, daß A_1 oder A_2 , oder A_1 und A_2 auftreten können. Die Schreibweise $A_1 \cap A_2$ bedeutet, daß beide Ereignisse gleichzeitig auftreten müssen. Sind die Ereignisse *unabhängig voneinander*, so ist die Wahrscheinlichkeit, daß A und B gleichzeitig auftreten $P(A \cap B) = P(A) \cdot P(B)$ gleich dem Produkt der Wahrscheinlichkeit der Elementarereignisse. Die Summe $P(A) + P(B)$ gibt hingegen die Wahrscheinlichkeit an, daß entweder das Ereignis A oder das Ereignis B eintritt. Das Ereignis \bar{A} tritt dann ein, wenn nicht A eintritt, also

⁴¹Eine genauere Definition spricht von einem beliebigen Ereignis aus der Menge A .

$$\bar{A} = 1 - A.$$

$$\begin{aligned}
P(A_1 \cup A_2 \cup A_3 \cup A_4) &= P(A_1 \cap A_2 \cap A_3 \cap A_4) + P(A_1 \cap \bar{A}_2 \cap \bar{A}_3 \cap \bar{A}_4) \quad (86) \\
&+ P(\bar{A}_1 \cap A_2 \cap \bar{A}_3 \cap \bar{A}_4) + P(\bar{A}_1 \cap \bar{A}_2 \cap A_3 \cap \bar{A}_4) \\
&+ P(\bar{A}_1 \cap \bar{A}_2 \cap \bar{A}_3 \cap A_4) + P(A_1 \cap A_2 \cap \bar{A}_3 \cap \bar{A}_4) \\
&+ P(A_1 \cap \bar{A}_2 \cap A_3 \cap \bar{A}_4) + P(A_1 \cap \bar{A}_2 \cap \bar{A}_3 \cap A_4) \\
&+ P(\bar{A}_1 \cap A_2 \cap A_3 \cap \bar{A}_4) + P(\bar{A}_1 \cap \bar{A}_2 \cap A_3 \cap A_4) \\
&+ P(\bar{A}_1 \cap A_2 \cap \bar{A}_3 \cap A_4) + P(\bar{A}_1 \cap A_2 \cap A_3 \cap A_4) \\
&+ P(A_1 \cap \bar{A}_2 \cap A_3 \cap A_4) + P(A_1 \cap A_2 \cap \bar{A}_3 \cap A_4) \\
&+ P(A_1 \cap A_2 \cap A_3 \cap \bar{A}_4)
\end{aligned}$$

Setzt man eine Unabhängigkeit der Ereignisse und eine gleiche Wahrscheinlichkeit für die Elementarereignisse A_i voraus, so vereinfacht sich Formel 86 zu Formel 87.

$$\begin{aligned}
P(A_1 \cup A_2 \cup A_3 \cup A_4) &= P(A_1 \cap A_2 \cap A_3 \cap A_4) + 4 \cdot P(A_1 \cap \bar{A}_2 \cap \bar{A}_3 \cap \bar{A}_4) \quad (87) \\
&+ 6 \cdot P(A_1 \cap A_2 \cap \bar{A}_3 \cap \bar{A}_4) + 4 \cdot P(A_1 \cap A_2 \cap A_3 \cap \bar{A}_4)
\end{aligned}$$

Betrachtet man N Elementarereignisse, die mit einer Wahrscheinlichkeit p auch gleichzeitig eintreffen können, dann ist die Wahrscheinlichkeit, daß mindestens ein Elementarereignis eintritt durch die allgemeine Binomialformel 88 gegeben.

$$P(A_1 \cup A_2 \cup \dots \cup A_N) = \sum_{k=1}^N \binom{N}{k} p^k \cdot (1-p)^{N-k} \quad (88)$$

Diese Formel wird viel verwendet; der Nachteil ist jedoch, daß sie nur dann gilt, wenn alle Elementarwahrscheinlichkeiten gleich sind. Ist dies nicht der Fall, müssen alle Permutationen entsprechend Gleichung 86 gebildet werden. Dieser Vorgang ist sehr aufwendig, sobald die Zahl der Ereignisse N steigt, denn man kann $\binom{N}{k}$ für $k = 1 \dots N$ Permutationen bilden. Die Einzelwahrscheinlichkeiten sind dann in den Untersummen auszurechnen und zu summieren. Wie weiter unten erläutert wird, ist die Erstellung einer allgemeinen Formel jedoch notwendig. Empirisch⁴² gelangt man nach etwas aufwendigerer Rechnung zu der Formel 89.

$$\begin{aligned}
P(A_1 \cup A_2 \cup \dots \cup A_N) &= \sum_{i=1}^N P(A_i) - (1) \cdot \sum_{i=1}^{N-1} \sum_{j=1}^N P(A_i \cap A_j) \\
&- (2) \cdot \sum_{i=1}^{N-2} \sum_{j=1}^{N-1} \sum_{k=1}^N P(A_i \cap A_j \cap A_k) - \dots \quad (89) \\
&- (N-1) \cdot P(A_1 \cap A_2 \cap \dots \cap A_N)
\end{aligned}$$

Dabei fällt auf, daß sich die Gesamtwahrscheinlichkeit, daß mindestens ein Ereignis auftritt, kleiner ist als die Summe der Einzelwahrscheinlichkeiten $P(A_i)$. Konkret bedeutet dies, daß wenn man 10 Ereignisse hat, die zum Mißerfolg der Mission führen und die jeweils die Wahrscheinlichkeit von 5% haben, NICHT, daß meine Mission mit 50%iger Wahrscheinlichkeit fehlschlägt. Vielmehr ist die

⁴²Diese Formel wäre durch vollständige Induktion noch zu beweisen.

Wahrscheinlichkeit, daß mindestens eines der kritischen Ereignisse auftritt, nur 40.1%. Man beachte, daß hier immer die Rede von "mindestens eines" ist, was bedeutet, daß auch das mehrfache Auftreten von Ereignissen berücksichtigt wurde. Sofern die Binomialformel angewendet werden kann, ist das auch dort der Fall.

Da es das Ziel ist, unterschiedliche Risiken bei unterschiedlicher Anzahl von Elementarereignissen (z. B. Ausfall eines Triebwerks, etc.) mit unterschiedlichen Elementarwahrscheinlichkeiten auszurechnen, soll versucht werden, ob es nicht doch Wege gibt, ohne die Formel 89 zu genauen Ergebnissen zu kommen. Dazu soll in den folgenden Schritten vorgegangen werden:

1. **Frage** Untersuchung der Relevanz, ob man viele Ausfallwahrscheinlichkeiten der gleichen Größenordnung hat, oder einige große zusammen mit kleineren Elementarwahrscheinlichkeiten andere Gesamtwahrscheinlichkeiten liefern und damit günstiger wären. Dafür werden Vektoren (Elementarwahrscheinlichkeiten) A und B gebildet mit $\sum A = \sum B$, aber $A \neq B$, z.B. $A = [0.2, 0.2, 0.2]$ und $B = [0.2, 0.3, 0.1]$. Die Berechnungen erfolgen nach der Gleichung 89. Sollten keine Differenzen auftreten, wäre die Berechnung mittels der Binomialformel schneller und einfacher, und die Berechnung auch einer großen Zahl von Elementarereignissen N wäre möglich. Anderenfalls erfordern die Berechnungszeiten auf einem normalen Personalcomputer bei N größer 20 nach Gleichung 89 mehrere Stunden.
2. **Frage** Ein Spezialfall des ersten Punktes wäre, daß $\sum A = \sum B$, aber die Anzahl der Elemente in A und B ungleich ist. Dies stellt den Fall dar, daß man mehrere kleine Missionen fliegt, anstatt einer großen Mission, und die Summe der Ausfallwahrscheinlichkeiten gleich bleibt.
3. **Frage** Wie steigt die Ausfallwahrscheinlichkeit mit zunehmender Komplexität des Systems? Oder anders ausgedrückt am Beispiel der Cluster-Mission: Wie wahrscheinlich ist der Mißerfolg bei Verwendung von 4 Satelliten anstatt von einem? Ist das Ausfallrisiko viermal so hoch oder gibt es Nichtlinearitäten?
4. **Frage** Analog zu Punkt 3. kann man die Frage analog in Bezug auf die Erhöhung der Wahrscheinlichkeit eines Elementarereignisses stellen. Angenommen, die Anzahl der Elementarwahrscheinlichkeiten N (Anzahl der Instrumente bzw. Satellitenuntersysteme) ist konstant. Was passiert mit der Ausfallwahrscheinlichkeit, wenn die einzelnen Untersysteme komplizierter werden und dadurch die einzelne Ausfallwahrscheinlichkeit verdoppelt wird. Verdoppelt sich auch die Wahrscheinlichkeit, daß mindestens ein System im Satelliten ausfällt?
5. **Frage** Es wird versucht, einen Ersatz für die Berechnung der Gesamtwahrscheinlichkeiten mittels der Binomialformel zu finden. Eine Vereinfachung würde eine schnellere Berechnung ermöglichen und insbesondere bei einer großen Anzahl von Elementarereignissen $N > 100$ zu Vorteilen führen.

Antwort zu Frage 1

Die Beantwortung dieser Frage ist nicht ohne weiteres möglich, bevor man sich klar gemacht hat, wie man die Gesamtwahrscheinlichkeit im Falle $A_1 \neq A_2 \neq \dots \neq A_N$ bestimmen kann. Man kann natürlich annehmen, daß der Wert einer einzelnen Wahrscheinlichkeit A_i unerheblich ist und nur die mittlere Einzelwahrscheinlichkeit relevant ist. Das soll jedoch erst empirisch gezeigt werden. Deshalb ist ein Algorithmus entwickelt worden, der entsprechend der Gesamtzahl N von Elementarereignissen die möglichen Permutationen bildet und unter Beachtung der einzelnen Wahrscheinlichkeiten die Untersummen addiert (vergl. Gleichung 86 und Gleichung 89). Für die Untersuchung wurden 12 Elementarereignisse verwendet, die unterschiedliche Elementarwahrscheinlichkeiten haben, die Summe der Einzelwahrscheinlichkeiten jedoch konstant blieb (in dem folgenden Beispiel ist die Summe 0.096, oder 9.6 %). So konnte gezeigt werden, daß der 12er-Vektor A mit der Elementarwahrscheinlichkeit von 0.8 % $A[i] = 0.008$ eine Gesamtwahrscheinlichkeit von $P = 9.19\%$ besitzt, während für den Wahrscheinlichkeits-Vektor $B = [0.040, 0.016, 0.004, 0.004, 0.004, 0.004, 0.004, 0.004, 0.004, 0.004, 0.004, 0.004]$ eine Gesamtwahrscheinlichkeit von $P = 9.25\%$ berechnet wurde. Damit liegen die beiden Ergebnisse nur 3 % auseinander. Bei anderen Vergleichsrechnungen war der Unterschied sogar noch geringer. Deshalb soll im weiteren angenommen werden, daß die Verteilung der Elementarwahrscheinlichkeiten innerhalb eines Vektors keine Rolle spielt. Vielmehr ist die mittlere Elementarwahrscheinlichkeit $p_{\text{mittel}} = \frac{1}{N} \sum p_i$ entscheidend.

Anschaulich gesprochen ist es also egal, ob das Haupttriebwerk eine Ausfallwahrscheinlichkeit von 10% hat und die beiden Instrumente an Bord jeweils eine Ausfallwahrscheinlichkeit von 5% haben, oder ob das Triebwerk die Wahrscheinlichkeit 4% besitzt und die beiden Instrumente jeweils eine Ausfallwahrscheinlichkeit von 8% haben, oder ob alle Systeme die gleiche Wahrscheinlichkeit von $\frac{20}{3}$ besitzen. Die Wahrscheinlichkeit, daß mindestens eines der drei Systeme ausfällt bleibt (fast) gleich.

Damit ergibt sich die Möglichkeit, jedes Problem mit unterschiedlichen Elementarwahrscheinlichkeiten auf ein Problem mit einer mittleren Elementarwahrscheinlichkeit zurückzuführen. Sind jedoch alle Elementarwahrscheinlichkeiten gleich, kann die Berechnung der Wahrscheinlichkeit, daß mindestens ein Ereignis der N Ereignisse eintritt mit Hilfe der Binomialformel 88 berechnet werden, was wesentlich schneller geht und für bis zu 150 Ereignissen relativ einfach berechnet werden kann.

Antwort zu Frage 2

Geht man bei der Analyse der Frage eins so weit, daß einzelne Elementarwahrscheinlichkeiten so klein werden, daß sie entweder vernachlässigbar sind oder ganz wegfallen, so erhält man unterschiedlich lange Wahrscheinlichkeitsvektoren. Aus $A = [0.01, 0.005, 0.005, 0.005, 0.005]$ kann so $B = [0.02, 0.005, 0.005]$ werden, da die Summe der Einzelwahrscheinlichkeiten konstant bleiben soll. Auch solche Vektorkombinationen wurden bis zur 12. Dimension (12 Ereignisse) mit Hilfe von Gleichung 89 analysiert. Das Ergebnis entspricht erwartungsgemäß dem Ergebnis

von Frage 1: Es ist unerheblich, wieviele Elemente ein Wahrscheinlichkeitsvektor hat, solange die Summe der Elementarwahrscheinlichkeiten gleich ist.

Auf das Thema dieser Arbeit bezogen bedeutet dies: *Es ist von der Risikoabschätzung unerheblich, ob zwei kleine Raumsonden verwendet werden oder eine große Raummission durchgeführt wird, solange die Summe aller Ausfallwahrscheinlichkeiten der an den Projekten beteiligten Untersysteme gleich ist.*

Antwort zu Frage 3 und 4

Mathematisch betrachtet bedeutet die Frage 3, wie sich die Gesamtwahrscheinlichkeit mit einer steigenden Zahl von Elementarereignissen N entwickelt. Verdoppelt sich die Gesamtwahrscheinlichkeit bei einer Verdopplung von N auf $2 \cdot N$? Zur Untersuchung der Frage sind bei konstanter Elementarwahrscheinlichkeit die Gesamtwahrscheinlichkeiten für verschiedene N berechnet worden. Das Ergebnis zeigt Abbildung 72. Die Abbildung zeigt ein Ansteigen der Gesamtwahrscheinlichkeit mit Zunahme der Elementarwahrscheinlichkeit N . In der Abbildung wurde ein logarithmischer Maßstab auf der y-Achse gewählt, um den großen dynamischen Bereich der Ergebnisse besser zu veranschaulichen. Stellt man die Kurven im linearen Maßstab dar, so sieht man einen linearen Zusammenhang zwischen der Gesamtwahrscheinlichkeit und der Anzahl der Elementarwahrscheinlichkeiten. Führt man die Berechnungen für unterschiedliche Elementarereignisse durch (aber alle N Ereignisse besitzen dieselbe Wahrscheinlichkeit und sind gleichmöglich), so ergibt sich auch ein nahezu linearer Zusammenhang bei unterschiedlichen Elementarwahrscheinlichkeiten p . Die Farben in dem Diagramm entsprechen den Elementarwahrscheinlichkeiten $p = [0.3\%, 1.2\%, 2.1\%, 3.0\%, 3.9\%]$.

Das Diagramm zeigt außerdem gestrichelte Kurven, wobei zu jeder durchgezogenen Kurve eine gestrichelte Kurve gehört. Die Zusammengehörigkeit wird durch die Farbe und dem Symboltyp angezeigt. Die Definition der Abweichung und deren Interpretation wird bei der Beantwortung der Frage 5 gegeben.

Wie bereits angedeutet, stellte sich heraus, daß der Zusammenhang von Gesamtwahrscheinlichkeit und Anzahl der Ereignissen nur fast linear ist. Benachbarte Werte, die in der Nähe liegen, lassen sich gut interpolieren. Will man jedoch von der Gesamtwahrscheinlichkeit, die bei $N = 10$ und $p = 0.0002$ berechnet wurde, auf die Gesamtwahrscheinlichkeit P von $N = 50$ Ereignissen schließen, die jeweils eine Elementarwahrscheinlichkeit von $p = 0.006$ haben, so erhält man falsche Werte. Konkret betragen die Werte $P(N = 10, p = 0.0002) = 0.1998\%$ und $P(N = 50, p = 0.006) = 25.98\%$. Multipliziert man 0.1998 mit dem Korrekturfaktor von $50/10$ und $0.006/0.0002$, dann erhält man die Gesamtwahrscheinlichkeit von 30% anstatt von dem exakt berechneten Wert von 25.9% . Die abgeschätzte Wahrscheinlichkeit wäre zu hoch. Die Tabelle 39 listet einige berechnete Werte für die Gesamtwahrscheinlichkeit in Abhängigkeit von p und N auf. Für die Berechnungen wurde die Gleichung 88 verwendet. Wie man sieht, verhält sich die Gesamtwahrscheinlichkeit nicht vollständig linear. Die Abweichungen werden bei der Beantwortung der Frage 5 untersucht.

Um die Frage am Beispiel der Cluster-Mission zu beantworten, wird sich die Ausfallwahrscheinlichkeit bei der Verwendung von vier Satelliten anstatt von einem fast vervierfachen und steigt von 4.89% auf 18.2% . Dabei wurde eine Anzahl von

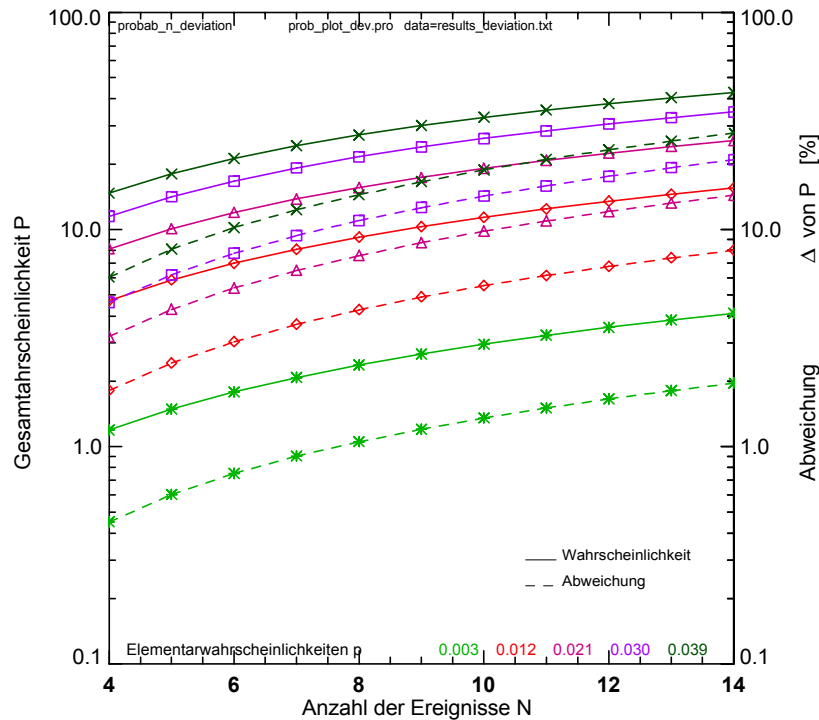


Abbildung 72: Die Wahrscheinlichkeit P , daß mindestens ein Ereignis von N Ereignissen auftritt, steigt mit der Anzahl der Ereignisse N . Die Wahrscheinlichkeit der Elementarereignisse war konstant und betrug zwischen 0.3% und 3.9%. Vernachlässigt man bei der Berechnung der Gesamtwahrscheinlichkeit den Umstand, daß mehrere Elementarereignisse auch gleichzeitig auftreten können, so ergibt sich eine zu hohe Gesamtwahrscheinlichkeit. Die Differenz zur wahren Gesamtwahrscheinlichkeit gibt die Abweichung an.

10 Elementarereignissen mit einer Ausfallwahrscheinlichkeit von je 0.5% für die einfache Mission angenommen.

Antwort zu Frage 5

In der Antwort von Frage 3 und 4 wurde gezeigt, daß die Gesamtwahrscheinlichkeit fast linear mit der Anzahl der Ereignisse N und der Elementarwahrscheinlichkeit p steigt. Wie in Gleichung 89 gezeigt, ist die Gesamtwahrscheinlichkeit P gleich der Summe der Elementarwahrscheinlichkeiten minus einem Term, der die gleichzeitig möglichen Kombinationen berücksichtigt und der im Folgenden als Abweichung Δ bezeichnet werden soll: $P = (\sum p_i) - \Delta$. Wie man zeigen kann, nimmt die Abweichung fast linear mit steigenden Werten von N und mit steigenden Elementarwahrscheinlichkeiten von p zu (Tabelle 40). Die Nichtlinearitäten der Abweichung=Funktion(N, p) sollen hier vernachlässigt werden. Empirisch wurden zahlreiche Werte für die Abweichung ermittelt. Als Ergebnis der Berechnungen werden vier "Referenzwerte" $[N, p] = [10, 0.2\%], [10, 2\%], [50, 0.1\%]$ und $[50, 1\%]$ vorgeschlagen. So ergibt sich die Möglichkeit, aus einem der vier bekannten Referenzwerte die Abweichung von $\sum p_i$ bei den gesuchten Parametern N und p zu interpolieren.

Elementarwahrscheinlichkeit p_i in %	Anzahl der Ereignisse N	Gesamtwahrscheinlichkeit P in %
0.5	5	2.48
0.5	10	4.89
0.5	20	9.54
0.5	30	14.0
0.5	40	18.2
0.5	50	22.2
0.5	60	26.0
1	5	4.90
1	10	9.56
1	20	18.2
1	30	26.0
1	40	33.1
1	50	39.5
1	60	45.3

Tabelle 39: Die Tabelle zeigt einige berechnete Werte der Gesamtwahrscheinlichkeit. Die Gesamtwahrscheinlichkeit ist die Wahrscheinlichkeit, daß bei gleichzeitig möglichen Ereignissen mindestens ein Ereignis eintritt. Die Gesamtwahrscheinlichkeit zeigt ein fast lineares Verhalten.

N	p	Δ von P in %	P
10	0.002	0.895	0.0198
10	0.02	8.536	0.1829
50	0.001	2.411	0.0488
50	0.01	21.0	0.395

Tabelle 40: Rechnet man die Gesamtwahrscheinlichkeit mit $P = \text{Summe}(p)$ aus, so ergibt sich eine Abweichung von der genau berechneten Gesamtwahrscheinlichkeit. Diese Abweichung steigt mit steigenden Werten von N und p .

$$\begin{aligned}
 KF_N &= \left(\frac{N_{\text{gesucht}}}{N_{\text{Ref}}} \right) \\
 KF_p &= \left(\frac{p_{\text{gesucht}}}{p_{\text{Ref}}} \right) \\
 \Delta_{\text{gesucht}} &= KF_N \cdot KF_p \cdot \Delta_{\text{Ref}} \tag{90}
 \end{aligned}$$

$$P_{\text{gesucht}} = \sum_{i=1}^N p_i - \Delta_{\text{gesucht}} \tag{91}$$

Die Vorgehensweise soll wieder anhand eines Beispiels erläutert werden: Man hat eine Mission mit $N = 20$ Risikofaktoren, die im Mittel die Elementarwahrscheinlichkeit von $p = 0.005$ haben. Aus der Tabelle 40 sucht man sich die nahe gelegenen Werte von $N = 10$ und $p = 0.002$ mit der entsprechenden Abweichung von 0.895% heraus. Nun werden die Korrekturfaktoren KF für N $KF_N = \left(\frac{20}{10}\right) = 2$ und für p $KF_p = \left(\frac{0.005}{0.002}\right) = 2.5$ bestimmt. Die "Referenz-Abweichung" von 0.895% wird nun mit den Korrekturfaktoren multipliziert (Gleichung 90). Damit ergibt sich die gesuchte Abweichung zu $0.895 \cdot 2 \cdot 2.5 = 4.475\%$. Die gesuchte Gesamtwahrschein-

lichkeit wäre somit $P = 20 \cdot 0.005 - (20 \cdot 0.005) \cdot 0.01 \cdot 4.475 = 0.095525 = 9.6\%$. Berechnet man die exakte Gesamtwahrscheinlichkeit nach Gleichung 88, dann erhält man 9.54%. Die Differenz der exakt bestimmten Gesamtwahrscheinlichkeit und der mit Hilfe der Tabelle 40 ermittelten Werte ist zu klein, um bei Entscheidungsprozessen eine Rolle zu spielen. Man kann also auf die Verwendung aufwendiger Rechnungen und die Berechnung des Binomialkoeffizienten $\binom{n}{k}$ bei der Bestimmung von Gesamtwahrscheinlichkeiten verzichten und statt dessen nach Gleichung 91 verfahren.

Zusammenfassung In diesem Abschnitt wurde untersucht, wie sich das Gesamtrisiko einer Mission in Bezug auf die Unterrisiken verhält. Sollten sich die Risiken aus irgendwelchen Gründen gegenseitig ausschließen, so ist die Berechnung des Gesamtrisikos trivial und ist einfach die Summe der Einzelrisiken. Im Allgemeinen ist das jedoch nicht der Fall. Dann gibt die Summe der Einzelrisiken nur eine obere Grenze des Gesamtrisikos an. Die Summe muß mit einem Term, der sich relativ einfach bestimmen läßt, korrigiert werden. Eine genaue Bestimmung der Gesamtwahrscheinlichkeit ist durch die Berechnung der Binomialformel möglich. Für eine sehr große Anzahl von Einzelrisiken ist das jedoch nicht mehr möglich, und man muß auf die hier bestimmte Methode zurückgreifen.

Desweiteren ist es irrelevant, wie sich die Einzelrisiken zusammensetzen. Sofern die Summe der Einzelrisiken gleich bleibt, ist auch das Gesamtrisiko gleich. Das Ersetzen von vielen kleinen Risiken durch wenige große Risiken liefert deshalb die gleichen Erfolgsaussichten eines Projekts.

G Das CDA Blockschaltbild

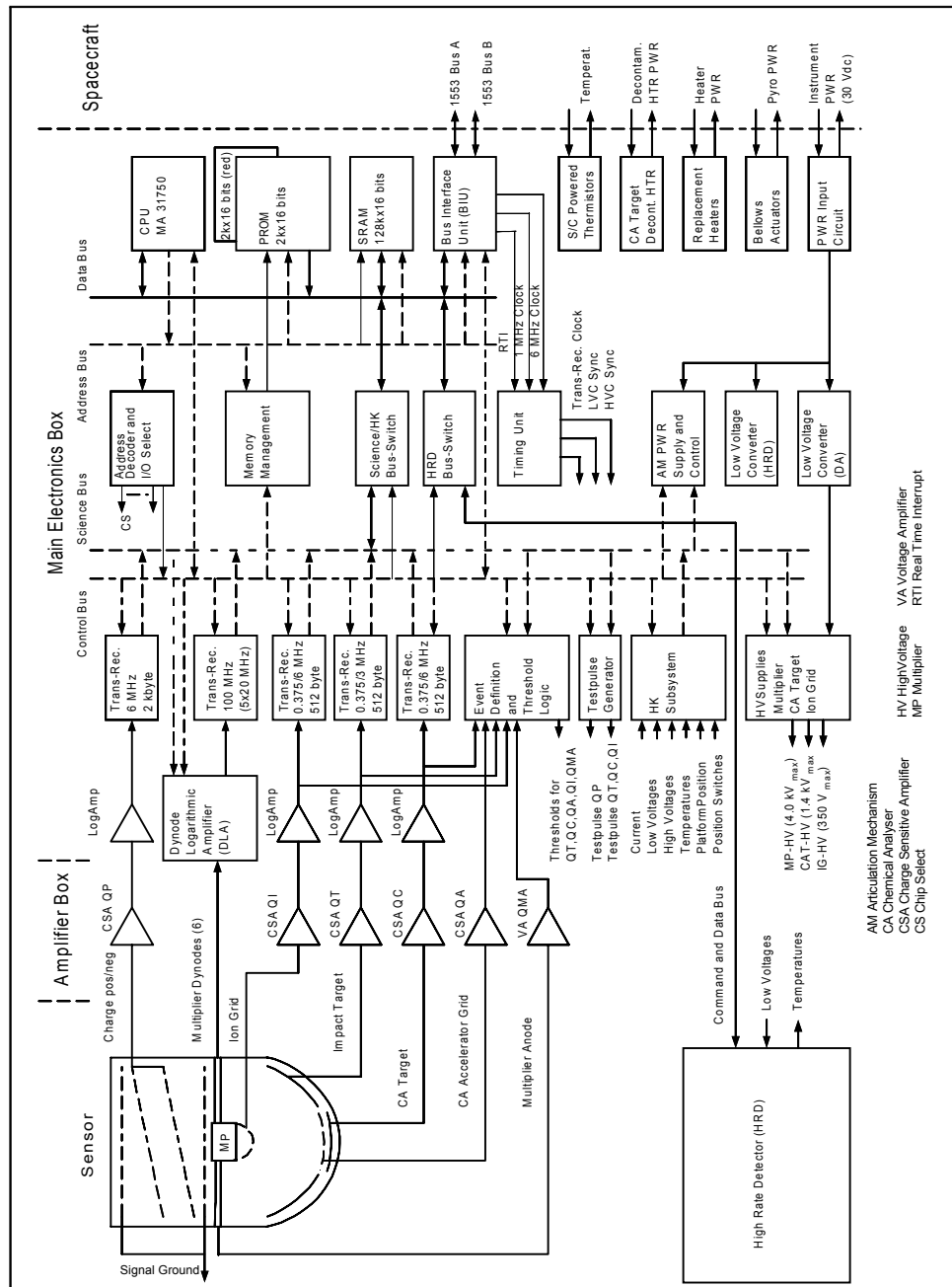


Abbildung 73: Blockdiagramm der Funktionsweise des CDA. Die Abbildung ist Ref. [48] entnommen

H Datenblatt der Cassini-Huygens Raumsonde

H.1 Raumsondeneigenschaften

Elektrische Leistung am Saturn	660 W
Startmasse	5600 kg
Masse der wissenschaftl. Orbiterinstrumente	360 kg
Masse der Huygens-Probe Instrumente	43.8 kg
# der wissenschaftlichen Sensoren	66
Treibstoff	2500 kg
Datenspeichervolumen	4 Gbits
Ausrichtungsgenauigkeit	2.0 mrad
Ausrichtungsstabilität	0.036 mrad über 5 s
Sternenkatalog	3700 Sterne
# Bus-Mikroprozessorsysteme	26
Höhe	6.8 m
Hauptantennendurchmesser	4 m
Länge des Magnetometerbaums	11 m
Programmiersprache	Ada
Transmitterleistung	19 W
Datenrate am Saturn	140 kbits/s
Haupttriebwerkschub	445 N
Transmitterfrequenz	X-Band
Telemetriemeßkanäle	11000

H.2 Missionsereignisse

Start mit Titan IVB	15.10.1997
Venus #1 Vorbeiflug	26.4.1998
Checkout #1	16.12.1998-10.1.1999
Venus #2 Vorbeiflug	24.6.1999
Erdvorbeiflug	18.8.1999
Asteroidengürtel Eintritt	12.12.1999
Asteroidengürtel Austritt	10.4.2000
High-Gain-Antenne erdgerichtet	1.2.2000
Jupiter Vorbeiflug	30.12.2000
Phoebe Vorbeiflug	11.6.2004
Saturn Orbit Insertion	1.7.2004
Huygens-Probe Abtrennung	6.11.2004
Missionsende	1.7.2008

H.3 Die Cassini Tour 18-5

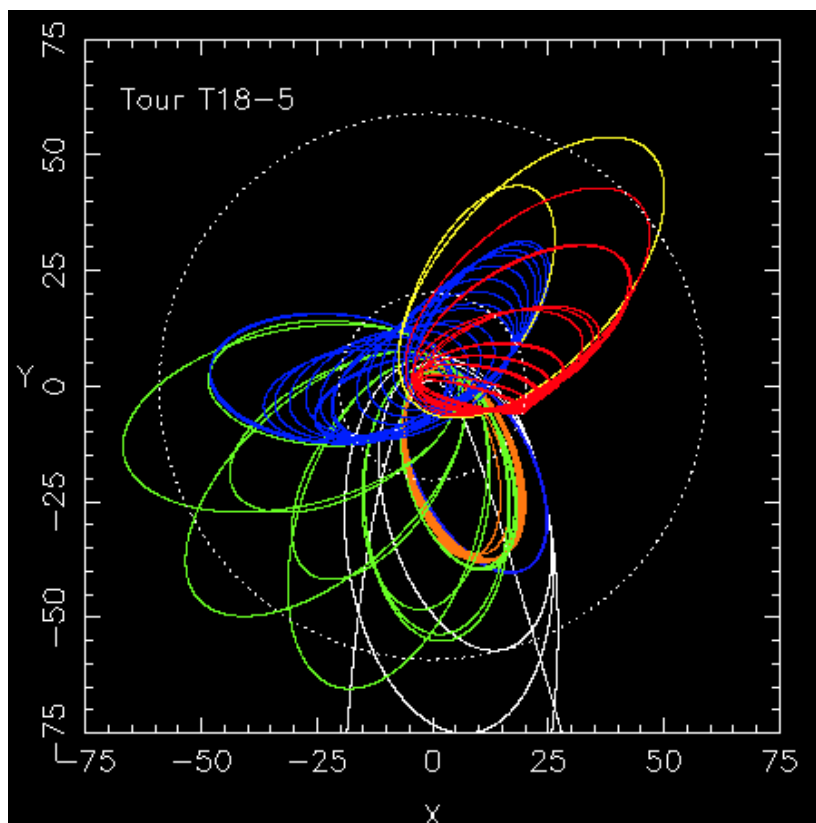


Abbildung 74: Die Tour der Cassini-Huygens-Mission am Saturn. Die farbigen Segmente sind 1.7.2004-15.2.2005 (weiß), 15.2.2005-1.4.2005 (violett), 1.4.2005-7.9.2005 (orange), 7.9.2005-22.7.2006 (grün), 22.7.2006-30.6.2007 (blau), 30.6.2007-31.8.2007 (gelb) und 31.8.2007-1.7.2008 (rot). Die innere gestrichelte Linie entspricht der großen Halbachse des Orbits von Titan, die äußere gestrichelte Linie entspricht der großen Halbachse von Iapetus. Die Sonnenrichtung entspricht der $+x$ -Richtung, z entspricht der Polachse von Saturn. Die Achseneinheit ist der Saturnradius. Die Grafik wurde von K. Grazier erstellt.

I Datenblatt des Cosmic-Dust-Analyzers

Masse gesamt	17.15 kg
Masse Dust Analyzer	4.64 kg
Masse Hauptelektronik	6.80 kg
Masse Vorverstärkerbox	3.75 kg
Masse High Rate Detector	1.05 kg
Masse Thermalisation	0.91 kg
Leistung (sleep)	10.15 W
Leistung (HRD an)	11.70 W
Leistung (Artikulation)	13-17.3 W
Ersatzheizung	11.25 W
Dekontaminationsheizer	8.85 W
Spannungsversorgung	30 V
Betriebstemperatur Hauptelektronik	-15 bis +40 °C
Betriebstemperatur HRD	-25 bis +40 °C
Strahlungshärte	100 krad
Datenbusinterface	1553 Bus
Datenrate Housekeeping	19 bps
Datenrate Science (maximal)	524 bps
Drehbereich der Artikulation	0 bis 270 °
Targetdurchmesser IID	0.41 m
Targetdurchmesser CAT	0.16 m
Gesichtsfeld des großen Einschlagstargets	±45 °
Gesichtsfeld des Chemischen Targets	±28 °
Dimensionen	0.7x0.45x0.8 m
Meßempfindlichkeit Teilchenprimärladung	$1 \cdot 10^{-15}$ C
Meßempfindlichkeit Teilchengeschwindigkeit	1 km/s
Meßempfindlichkeit Teilchenmasse @5 km/s	10^{-16} kg
Massenauflösung	20 bis 50 Da

Danksagung

Diese Arbeit ist in enger Zusammenarbeit des Lehrstuhls für Raumfahrttechnik der Technischen Universität München und dem Max-Planck-Institut für Kernphysik entstanden. Ich möchte Herrn Prof. Dr. Eduard Igenbergs für die zahlreichen Anregungen und die Möglichkeit der Durchführung dieser Arbeit am Lehrstuhl für Raumfahrttechnik danken. Am Max-Planck-Institut konnte ich stets auf die Diskussionsbereitschaft von Herrn Prof. Dr. Eberhard Grün zurückgreifen, für die ich ebenfalls dankbar bin und die sehr hilfreich war.

Herr Linkert und seine Gruppe konnten stets bei Testvorbereitungen und Elektronikproblemen bei den Versuchen am Max-Planck-Institut aushelfen. Insbesondere sei auch Herr Gerhard Schäfer für seine tatkräftige Unterstützung im Staublabor erwähnt. Mein Dank gilt auch Herrn Kempf und Herrn Helfert, die mich im Cassini-Projekt außerordentlich unterstützen. Nicht zuletzt möchte ich meiner Frau Iris für ihre Ausdauer und Geduld bedanken, ohne die diese Arbeit nicht möglich gewesen wäre.

Das Cassini-Experiment "Cosmic-Dust-Analyzer" wird durch das DLR unter der Nummer 01OH9802 gefördert.

Literatur

- [1] [Http://galileo.mpi-hd.mpg.de/cassini](http://galileo.mpi-hd.mpg.de/cassini).
- [2] [Http://sec.noaa.gov](http://sec.noaa.gov), the space environment center.
- [3] [Http://www.jpl.nasa.gov/cassini](http://www.jpl.nasa.gov/cassini).
- [4] [Http://www.sunspotcycle.com](http://www.sunspotcycle.com).
- [5] Mission to mars set to revolutionise ESA's working methods. Press Release 12, ESA, March 1999.
- [6] AUER, S. Non-destructive dust velocity analyzer. Tech. Rep. 87, Appl. Res. Corp., Maryland, 1987.
- [7] BAGUHL, M., GRÜN, E., HAMILTON, D. P., LINKERT, G., RIEMANN, R., AND STAUBACH, P. The flux of interstellar dust observed by ulysses and galileo. *Space Sci. Rev.* 72 (1995), 471–476.
- [8] BEAUCHAMP, T. M., ALKALAI, L., BROWN, R. H., CAPPES, R. W., THEN, G. S., CRISP, M. P., CUTTS, J. A., DAVIDSON, J. M., PETRICK, S. W., RODGERS, D. H., VANE, G., SODERBLOM, I. A., AND YELLE, R. V. The sciencecraft process. In *Intern. Academy of Astronautics, 2nd Intern. Conf. On Low-Cost Planetary Missions, Laurel, Maryland, USA* (February 1996), JPL.
- [9] BOCK, R. K., AND KRISCHER, W. *The Data Analysis Briefbook*. Springer, Berlin, 1998.
- [10] BRANDT, S. *Statistical and Computational Methods in Data Analysis*. Amer. Elsevier, New York, 1970.
- [11] BREIING, A., AND KNOSALA, R. *Bewerten Technischer Systeme*. Springer Verl., Berlin, 1997.
- [12] BRIGGS, C. Reengineering the JPL spacecraft design process. Technical Report 95-1054, JPL, Oktober 1995.
- [13] BROWNLEE, D. E., AND KISSEL, J. *Comet Halley Investigations, Results and Interpretations*. Horwood LTD, London, 1989.
- [14] BURNS, J. A., HAMILTON, D. P., MIGNARD, F., AND SOTER, S. The contamination of iapetus by phoebe dust. In *Physics, Chemistry and Dynamics of Interplanetary Dust* (1996), B. A. S. Gustafson and M. S. Hanner, Eds., vol. 104, Astron. Soc. of the Pacific Conf. Series, pp. 179–182.
- [15] CERMAK, I., AND GRÜN, E. New results in studies of electric charging of dust particles. *Annales Geophysicae, Suppl. III 12* (1994), C680.
- [16] CERMAK, I., GRÜN, E., AND SVESTKA, J. New results in studies of electric charging of dust particles. *Adv. Space Res.* 15, 10 (1995), 59–64.
- [17] CHIEN, S., KNIGHT, R., STECHERT, A., SHERWOOD, R., AND RABIDEAU, G. Using iterative repair to increase the responsiveness of planning and scheduling for autonomous spacecraft. In *IJCAI99 Workshop on Scheduling and Planning* (Stockholm, Sweden, August 1999).

- [18] DALE, D. C., AND WHITCOMB, G. P. Small satellite missions in the context of the ESA scientific program. *ESA Bulletin 80* (Nov 1994).
- [19] DE PEUTER, W., JENSEN, N., AND BRISSON, P. The challenge of change: A technology R&D workshop. *ESA Bulletin 86* (Mai 1996).
- [20] DEUTSCH, M.-J., JONES, M., AND STREIFFERT, B. Minimizing operations and spacecraft development costs in a spacecraft autonomy paradigm. Technical Report 96-0360, JPL, 1996.
- [21] DIKAREV, V. V., AND KRIVOV, A. V. Dynamics and spatial distribution of particles in saturn's e ring. *Solar System Res. 32* (1998), 147–163.
- [22] EDWARDS, A. L. *An Introduction to Linear Regression and Correlation*. W. H. Freeman and Comp., San Francisco, 1976.
- [23] ELLER, E. A mission operations workload model for benchmarking team sizes. Tech. Rep. SO96.1.009, Allied Signal Technical Services Corp., 7515 Mission Dr., Lanham, MD 20706, USA, 1996.
- [24] FESQ, L., ALJABRI, A., ANDERSON, C., CONNERTON, R., DOYLE, R., HOFFMAN, M., AND MAN, G. Spacecraft autonomy in the new millennium. Technical Report 96-0248, JPL, 1996.
- [25] GÖLLER, J. R. *Kalibrationsmessungen an Mikrometeoritendetektoren Für Die Missionen Ulysses, Galileo und Giotto*. Doktorarbeit, Univ. Heidelberg, 1988.
- [26] GÖLLER, J. R., AND GRÜN, E. Calibration of the Galileo/Ulysses dust detectors with different projectile materials and at varying impact angles. *Planet. Space Sci. 37*, 10 (1989), 1197–1206.
- [27] GRÜN, E., BAGUHL, M., HAMILTON, D. P., RIEMANN, R., ZOOK, H. A., DERMOTT, S., FECHTIG, H., GUSTAFSON, B. A., HANNER, M. S., HORÁNYI, M., KHURANA, K. K., KISSEL, J., KIVELSON, M., LINDBLAD, B.-A., LINKERT, D., LINKERT, G., MANN, I., MCDONNELL, J. A. M., MORFILL, G. E., POLANSKEY, C., SCHWEHM, G., AND SRAMA, R. Constraints from galileo observations on the origin of jovian dust streams. *Nature 381* (1996a), 395–398.
- [28] GRÜN, E., AND DUNE-TEAM. Dust observatory for galactic dust near earth (DUNE), 2000. Proposal as ESA F2/F3 flexi mission.
- [29] GRÜN, E., FECHTIG, H., GIESE, R. H., KISSEL, J., LINKERT, D., MAAS, D., MCDONNELL, J. A. M., MORFILL, G. E., SCHWEHM, G., AND ZOOK, H. A. The ulysses dust experiment. *Astron. Astrophys. Suppl. Ser. 92* (1992), 411–423.
- [30] GRÜN, E., FECHTIG, H., HANNER, M., KISSEL, J., LINDBLAD, B.-A., LINKERT, D., MAAS, D., MORFILL, G., AND ZOOK, H. The galileo dust detector. *Space Science Reviews 60* (1992), 317–340.
- [31] GRÜN, E., GUSTAFSON, B. A., MANN, I., BAGUHL, M., MORFILL, G. E., STAUBACH, P., TAYLOR, A., AND ZOOK, H. A. Interstellar dust in the heliosphere. *286 286* (1994), 915–924.
- [32] GRÜN, E., PAILER, N., FECHTIG, H., AND KISSEL, J. *Plan. Space Sci. 29* (1980), 333.

- [33] GRÜN, E., ZOOK, H. A., BAGUHL, M., BALOGH, A., BAME, S. J., FECHTIG, H., FORSYTH, R., HANNER, M. S., HORÁNYI, M., KHURANA, K. K., KISSEL, J., KIVELSON, M., LINDBLAD, B. A., LINKERT, D., LINKERT, G., MANN, I., McDONNELL, J. A. M., MORFILL, G. E., PHILLIPS, J. L., POLANSKEY, C., SCHWEHM, G., SIDDIQUE, N., STAUBACH, P., SVESTKA, J., AND TAYLOR, A. Discovery of jovian dust streams and interstellar grains by the ulysses spacecraft. *Nature* 362 (1993), 428–430.
- [34] HOLMES-SIEDLE, A., AND ADAMS, L. *Handbook of Radiation Effects*. No. .. Oxford Univ. Press, Oxford, 1993.
- [35] HOWARD, J. E., DULLIN, H. R., AND HORANYI, M. Stability of halo orbits. *Phys. Rev. Letters* 84, 15 (2000), 3244–3247.
- [36] IGENBERGS, E., SASAKI, S., MÜNZENMAYER, R., OHASHI, H., FÄRBER, G., FISCHER, F., GLASMACHERS, A., GRÜN, E., HAMABE, Y., IGLSEDER, H., KLINGE, D., MIYAMOTO, H., NAUMANN, W., NOGAMI, K., SCHWEHM, G., SVEDHEM, H., AND YAMAKOSHI, K. The mars dust counter. *Earth Planets Space* 50 (1998), 241–245.
- [37] JILLA, C. D., AND MILLER, D. W. Satellite design: Past, present and future. *Intern. Jour. of Small Satellite Engineering* (Feb 1997).
- [38] JURAC, S., BARAGIOLA, R. A., JOHNSON, R. E., AND SITTLER, E. C. Charging of ice grains by low-energy plasmas: Application to saturn’s e-ring. *J. Geophys. Res.* 100 (1995), 14821–14831.
- [39] KESSELMANN, M. *Technische und Wirtschaftliche Aspekte Einstufiger Raketenträgersysteme*. Dissertation, Techn. Univ. München, 1997.
- [40] KISSEL, J., AND KRÜGER, F. R. Ion formation by impact of fast dust particles and comparison with related techniques. *Appl. Phys. A* 42 (1987), 69–85.
- [41] KOHLHASE, C. Return to the saturnian system. *The Planetary Report* 8, 4 (1993).
- [42] KRÜGER, F. R. Thermodynamics of ion formation by fast dissipation of energy at solid surfaces. *Zeitschrift. Naturforschg.* 38a (1983), 385–394.
- [43] KRÜGER, H., KRIVOV, A. V., HAMILTON, D. P., AND GRÜN, E. Detection of an impact-generated dust cloud around ganymed. *Nature* 399 (1999).
- [44] LANDGRAF, M. *Modellierung der Dynamik und Interpretation der in-Situ-Messungen Interstellaren Staubs in der Lokalen Umgebung Des Sonnensystems*. PhD thesis, Ruprecht-Karls-Univ. Heidelberg, 1998.
- [45] LARSON, W. L., AND WERTZ, J. R. Space mission analysis and design. Nasa new millenium program - technology roadmaps vers. 3-14-96, Microcosm. Inc., Torrance, CA, 1992.
- [46] LAWLER, M. E., BROWNLEE, D. E., TEMPLE, S., AND WHEELOCK, M. M. Iron, magnesium and silicon in dust from comet halley. *Icarus* 80 (1989), 225–242.
- [47] LENK, E. *Zur Problematik der Technischen Bewertung*. PhD thesis, Technische Universität München, 1993.
- [48] LINKERT, D. *Experiment Description*. Max-Planck-Institut für Kernphysik, 1995.

- [49] LURA, F. Cassini CDA/TDT, Jan. 1998. Abschlussbericht.
- [50] MICHEL, J. Voruntersuchungen im rahmen der kalibrierung des cosmic-dust-analyzer detektors für die cassini-mission, 1995. Dipl.-Arb.
- [51] MITCHELL, R. T. Concepts. personell note, 1999.
- [52] PINTER, S., SVESTKA, J., AND GRÜN, E. *Dusty Objects in the Universe*. Kluwer Acad. Publ., Dordrecht, 1990, ch. Interaction of dust particles with electrons and ions.
- [53] PRICE, H. W., CARRAWAY, J. B., MATOUSEK, S. E., STAEHLE, R. L., TERRILE, R. J., AND WYATT, E. J. Pluto express sciencecraft system design. Internal report iaa-l-0603, JPL, 1999.
- [54] RABENAU, E., KLEIN, W., AND FISCHER, H.-J. More spaceflight for less money - results of the DARA workshop on mission operations concepts for small satellites. In *4th Intern. Symp. Space Mission Operations and Ground Data Systems* (1996).
- [55] RABIDEAU, G., ENGELHARDT, B., AND CHIEN, S. Using generic preferences to incrementally improve plan quality. In *Proc. Fifth Intern. Conf. On Artificial Intelligence Planning and Scheduling* (Breckenridge, CO, April 2000).
- [56] RACCA, G. D., FOING, B. H., AND RATHSMAN, P. An overview on the status of the SMART-1 mission. In *50th Intern. Astron. Congr.* (Amsterdam, The Netherlands, 1999), IAA-99.
- [57] RAITT, D., GROEPPER, P., ATZEI, A., AND MIRO, J. The first ESA systems-engineering workshop: Synthesis and recommendations. *ESA Bulletin 86* (Mai 1996).
- [58] RAST, M., SCHWEHM, G., AND ATTEMA, E. Payload-mass trends for earth-observation and space exploration satellites. *ESA bulletin 97* (March 1999).
- [59] REBER, M. *Bestimmung der Energie- und Winkelverteilung Von Primärionen Beim Einschlag Von Hochgeschwindigkeits-Mikrometerpartikeln Auf Oberflächen und Deren Anwendung Auf Einschlagssensoren an Bord Interplanetarer Raummissionen*. PhD thesis, Max-Planck-Institut für Kernphysik, Heidelberg, 1997.
- [60] REX. Unique design aspects of small spacecraft for low cost planetary missions. Tech. Rep. 94-0565, JPL, 1994.
- [61] SHISHKO, R., AND JORGENSEN, E. J. Design to cost for space missions. Technical Report JPL 900-990, JPL, January 1995.
- [62] SIMPSON, J. A., RABINOWITZ, D., AND TUZZOLINO, A. J. Cosmic dust investigations: PVDF detector signal dependence on mass and velocity for penetrating particles. *Nucl. Instr. Meth.* 611, A279 (1989).
- [63] SIMPSON, J. A., AND TUZZOLINO, A. J. Polarized polymer films as electronic pulse detectors of cosmic dust particles. *Nucl. Instr. Meth.* 187, A236 (1985).
- [64] SIMPSON, J. A., AND TUZZOLINO, A. J. Cosmic dust investigations: II. instruments for measurement of particle trajectory, velocity and mass. *Nucl. Instr. and Methods in Physics Res. A279* (1989), 625–639.

- [65] SPAHN, F. Strukturen in planetaren ringen. *Physik in unserer Zeit* 3 (1992), 121–128.
- [66] STONE, E. C. Laboratory report. Tech. rep., Jet Propulsion Laboratory, March 1999.
- [67] STONE, E. C. Mars and the search for life elsewhere: Innovations in the third ERA of space exploration. Tech. rep., Amerc. Inst. Aeronautics and Astronautics Inc., JPL, 1999.
- [68] WERTZ, J. Reducing the cost spacecraft ground systems and operations. *Proc. 1st Intern. Symp.* (1995).
- [69] WERTZ, J., AND LARSON, W. J. *Reducing Space Mission Costs*. Space Technol. Library, Kluwer, 1997.
- [70] WILLIS, J., RABIDEAU, G., AND WILKLOW, C. The citizen explorer scheduling system. In *Proc. Of the IEEE Aerospace Conf. (IAC)* (Aspen, CO, March 1999).
- [71] WYATT, S. P. The electrostatic charge of interplanetary grains. *Planet. and Space Sci.* 17 (1969), 155–171.

Index

- Ω Hilfsfunktion, 111, 155
- Φ Oberflächenpotential, 6
- α Einfallswinkel, 18
- α Exponent der Geschwindigkeit, 72
- β Einfallswinkel, 18, 61
- β Einfallswinkel des Teilchens, 76
- ϵ_0 Elektrische Feldkonstante, 6
- λ_D Debyelänge, 81
- ν Frequenz, 6
- ρ Teilchendichte, 71
- σ Standardabweichung, 64
- ϖ CDA-Drehgeschwindigkeit, 30

- A Menge der Ereignisse A, 157
- a_1 Abstand der inneren Meßgitter, 76
- a_2 Abstand zwischen 1. und 2. Gitter, 61
- a_2 Gesamtlänge des Gitterteils, 76
- ADC Analog Digital Converter, 33
- AE Astronomische Einheit, 1

- B Menge der Ereignisse B, 158
- B_Z Zielsystem-Bekanntheitsgrad, 104
- bl Baseline, 36

- CAPS Cassini Plasma Spectrometer, 118
- CAT Chemical Analyzer Target, 14
- CDA Cosmic-Dust-Analyzer, 14
- Ci Curie, 86
- CIRS Composite Infrared Spectrometer, 118
- CRAF Comet Rendezvous Asteroid Fly-by, 149
- CSA Charge sensitive amplifier, 33

- D Datenrate Experiment, 103
- d Gitterstegbreite, 18
- D Gitterteilung, 18
- d Hebelarm des Instruments, 30
- D_B Sondenbusdatenrate, 104
- dn Digital number, 36
- DTC Design-to-Cost, 139

- e Elementarladung, 81
- E Energie, 6
- E_E Einzelparametereignung, 51
- E_G Gesamteignung, 51, 100
- elek Elektrisch, 108
- em Elektromagnetisch, 108

- f Frequenz, 24
- F Teilchenoberflächenfeldstärke, 7
- f_p Meßgenauigkeit, 96
- f_{CPU} Taktfrequenz der Motorelektronik, 24
- f_{DT} Drehfrequenz des Drehtisches, 24
- FOV Gesichtsfeldgröße Experiment, 103
- fov_c Verbotenes Gesichtsfeld, 96
- fov_i Instrumentgesichtsfeld, 96
- FOV_v Verbotene Gesichtsfeldgröße Experiment, 103
- FOV_{vB} Verbotenes Sondenbusgesichtsfeld, 104
- FR Flight Rule, 153
- FS Flight Spare, 36
- FU Flight Unit, 36

- g Teilchendurchmesser, 18
- g Verstärkungsfaktor zwischen Dynoden, 37
- G_A Busautonomiegrad, 139
- g_i Gewichtungsfaktor des i-ten Kriteriums, 51

- h Plancksche Konstante, 6
- HEP Hochenergetische Protonen, 108
- HRD High Rate Detector, 14

- I Photoelektronenstrom, 31
- I_B Sondenbusintegrationsgrad, 104
- I_d Dynamische Unwucht, 30
- I_I Integrationsfähigkeit aller Instrumente, 110
- I_{Ij} Integrationsfähigkeit eines Instruments, 109
- I_{xx} Trägheitsmoment, 30
- IDL Interactive Data Language, 40
- IF_a Aktive Interferenz Experiment, 103
- IF_p Passive Interferenz Experiment, 103
- IID Impact Ionization Detector, 14
- In Innovationsgrad, 104
- INMS Ion and Neutral Mass Spectrometer, 118
- ISD Interstellar Dust, 3
- ISS Imaging Science Subsystem, 118
- IZ Grad internl. Zusammenarbeit, 104

- k Boltzmannkonstante, 81

- k Korrekturfaktor, 70
 k Synergiefaktor, 96
 K_B Sondenbuskosten, 104
 K_M Missionsbetriebskosten, 139
 K_S Kostengrenze, 104
 K_{MB} Sondenbetriebskosten, 104
 K_{Sci} Komplexität der wissenschaftl. Beobachtungen, 139
 K_{SC} Komplexität der Sonde, 139
 KF Korrekturfaktor, 163
 KP Tourkomplexität, 104
- L Leistungsaufnahme Experiment, 103
- m Teilchenmasse, 6
 M Drehmoment, 23
 m Ionenmasse, 82
 M Meßgenauigkeit Experiment, 103
 m Teilchenmasse, 62
 MAG Dual Technique Magnetometer, 118
 mech Mechanisch, 108
 MIMI Magnetospheric Imaging Instrument, 118
 MS Ministep der Motorelektronik, 24
- n Anzahl der Meßsysteme auf dem Sondenbus, 104
 n Anzahl der Parameter (Bewertungskriterien), 51
 N Anzahl von Elementarereignissen, 157
 n Ladungsdichte, 7
 N Zahl der Elektronen, 62
 N_A Anzahl der für A günstigen Elementarereignisse, 157
 n_e Elektronenanzahldichte, 81
 N_G Anzahl aller möglichen Elementarereignisse, 157
 n_p Anzahl der Eigenschaften, 96
 N_p Anzahl der Multiplierpeaks, 89
 N_{Att} Anzahl der Busausrichtungsänderungen, 104
 N_{HMMC} Anzahl der Buskontrollen, 104
 N_{SciDL} Anzahl wissenschaftlicher Downlinks, 104
- P Elektrische Leistung, 23
 p Elementarwahrscheinlichkeit, 158
 P Gesamtwahrscheinlichkeit, 161
 P_E Sondenbusleistungsaufnahme, 104
 P_G Programmgüte, 100
- p_i Punktzahl des i-ten Kriteriums, 51
 P_W Wissenschaftliches Potential Sonde, 104
 p_{max} Maximal erreichbare Punktzahl, 51
 P_{WE} Wissenschaftliches Potential eines Experiments, 97
 P_{WI} Wissenschaftliches Potential eines integrierten Experiments, 103
 $P(A)$ Wahrscheinlichkeit des Ereignisses A, 157
 PI Principal Investigator, 149
 pl Plasma, 108
 PL Popularität, 104
 PSU Particle Selection Unit, 42
 PVDF Polyvinylidenfluorid, 21
- Q Ladung, 36
 Q Photoelektronenladung, 31
 Q Teilchenladung, 6
 QA Ladung am Beschleunigungsgitter, 21
 QC Ladung am kleinen Target, 21
 QE Ladung am großen Target, 20
 QI Ladung am Ionengitter, 20
 QM Signal am Multiplier, 20
 QM-A Multiplieranodensignal, 40
 QP Eintrittsgitterteil des CDA, Primärladung, 14
 QT Ladung am großen Target, 20
- r Teilchenradius, 6
 R_P Übersetzung des Motorplanetengetriebes, 24
 R_S Projektrisiko, 104
 R_S Saturnradius, 5
 R_T Tourrisiko, 104
 R_Z Übersetzung des Drehtischgetriebes, 24
 R_{MB} Sondenbetriebsrisiko, 104
 RADAR Radar Instrument, 118
 RPWS Radio and Plasma Wave Science, 118
 RSS Radio Science Subsystem, 118
 RTG Radiothermischer Generator, 12
- s Gitterstärke, 18
 S Synergiefaktor der Experimente, 103
 s Teilstrecke, 82
 SMEX Small Explorer Platform, 151
- T Gesamtbetriebsdauer der Sonde, 139

- T Gittertransmission, 18
- T Temperatur, 6
- t Zeit, 31
- t_d Transitzeit des Multipliers, 82
- t_G Gesamtflugzeit der Ionen, 82
- t_i Ionenlaufzeit, 82
- t_i Zeit des i. Gitterdurchflugs, 61
- T_M Missionsdauer, 104
- t_p Anteilige Meßzeit mit Prioritat, 96
- t_r Signalanstiegszeit, 64
- T_s Statische Unwucht, 30
- t_T CAT-Transferzeit, 82
- T_{Att} Dauer einer Busausrichtungsänderung, 104
- T_{DB} Sondenbustotzeit, 104
- T_{DI} Aktive Totzeit Experiment, 103
- T_{HMMC} Dauer der Buskontrollen, 104
- T_{SciDL} Dauer eines wissenschaftlichen Downlinks, 104
- t_{C90} Zeit bei 90 Prozent der QC-Amplitude, 93
- t_{E90} Zeit bei 90 Prozent der QE-Amplitude, 91
- therm Thermisch, 108
- t_{I90} Zeit bei 90 Prozent der QI-Amplitude, 91
- t_{M90} Zeit bei 90 Prozent der QM-Amplitude, 93

- U Ausgangsspannung einer Dynode, 38
- U_A Startenergie der Ionen, 82
- U_s Teilstreckenpotentialunterschied, 82
- UVIS Ultraviolet Imaging Spectrograph, 118

- v Teilchengeschwindigkeit, 61
- V_I Parameter-Istwert, 100
- V_S Parameter-Sollwert, 100
- VA Voltage amplifier, 33
- VIMS Visible Infrared Mapping Spectrometer, 118
- VS Motorschrittzahl, 24

- W Austrittsarbeit, 6
- W Gewichtete technische Wertigkeit, 51
- W Wichtungsfaktor, 109
- W_E Einzelparameterwichtung, 51
- Wch Wichtung, 57
- Wt Wertung, 57

- Z Zuverlässigkeit Experiment, 103
- Z_B Sondenbuszuverlässigkeit, 104