



LUDWIG-
MAXIMILIANS-
UNIVERSITÄT
MÜNCHEN

LUDWIG MAXIMILIANS UNIVERSITÄT
FAKULTÄT FÜR PHYSIK
VORLESUNG: „STERNE UND PLANETEN“
PROF. DR. HARALD LESCH
WINTERSEMESTER 2010/2011

DIE PIONEER-ANOMALIE

20. APRIL 2011

VORGELEGT DURCH:

JUDITH SELIG
MICHAEL F. SCHÖNITZER
FLORIAN SCHLAGINTWEIT

MICHAEL F. SCHÖNITZER
MAGDALENENSTRASSE 29
80638 MÜNCHEN
TELEFON: 0175 – 33 27 91 1
EMAIL: MICHAEL.SCHOENITZER@PHYSIK.LMU.DE
1. HF: PHYSIK
2. NF: ASTRONOMIE
3. FACHSEMESTER

JUDITH SELIG
KREILLERSTR. 156
81825 MÜNCHEN
TELEFON: 0171 – 96 90 77 7
EMAIL: JUDITH.SELIG@PHYSIK.LMU.DE
1. HF: PHYSIK
2. NF: ASTRONOMIE
3. FACHSEMESTER

FLORIAN SCHLAGINTWEIT
AMSELWEG 3
82335 BERG
TELEFON: 0174 – 20 10 13 3
EMAIL: FLORIAN.SCHLAGINTWEIT@PHYSIK.LMU.DE
1. HF: PHYSIK
2. NF: ASTRONOMIE
3. FACHSEMESTER

Inhaltsverzeichnis

1	Geschichte	4
2	Die Anomalie	6
2.1	Navigation und Geschwindigkeitsmessung	6
2.1.1	Entfernungs- und Geschwindigkeitsbestimmung	6
2.1.2	Archivierung der Messdaten	8
2.1.3	Weitere Einflüsse auf die Messung	9
2.2	Bewegungsgleichungen	11
2.3	Die Berechnung der Anomalie	14
2.4	Die Anomalie	16
2.5	Variabler Teil	18
3	Klassische Erklärungen	22
3.1	Externe Fehlerquellen	22
3.1.1	Strahlungsdruck der Sonne	22
3.1.2	Der Sonnenwind	23
3.1.3	Die Effekte der Sonnencorona	24
3.1.4	Lorentzkräfte	25
3.1.5	Die Gravitation des Kuipergürtel	25
3.2	Sondeninterne Fehlerquellen	26
3.2.1	Radiowellenrückstoß	26
3.2.2	Ungleichmäßige Abstrahlung der RTGs	27
3.2.3	Ausstoß von Helium aus den RTGs	27
3.2.4	Gasleck im Antriebssystem	28
3.2.5	Rückstoß durch thermische Abstrahlung	29
3.3	Fehlertabelle und endgültiges Ergebnis	30
4	Dunkle Materie	31
5	Dunkle Energie	32
6	Modifizierte Newtonsche Mechanik (MOND)	32
7	Zukünftige Forschung	34
7.1	Offene Fragen	34
7.2	Neue Analyse aller vorhandener Daten	36
7.3	Zukünftige Missionen	39
8	Andere Phänomene	44
8.1	Flyby-Anomalie	44
8.2	Das Anwachsen der Astronomischen Einheit	46
9	Diskussion	46
9.1	Wertung der unterschiedlichen Erklärungsmodelle	46

1 Geschichte

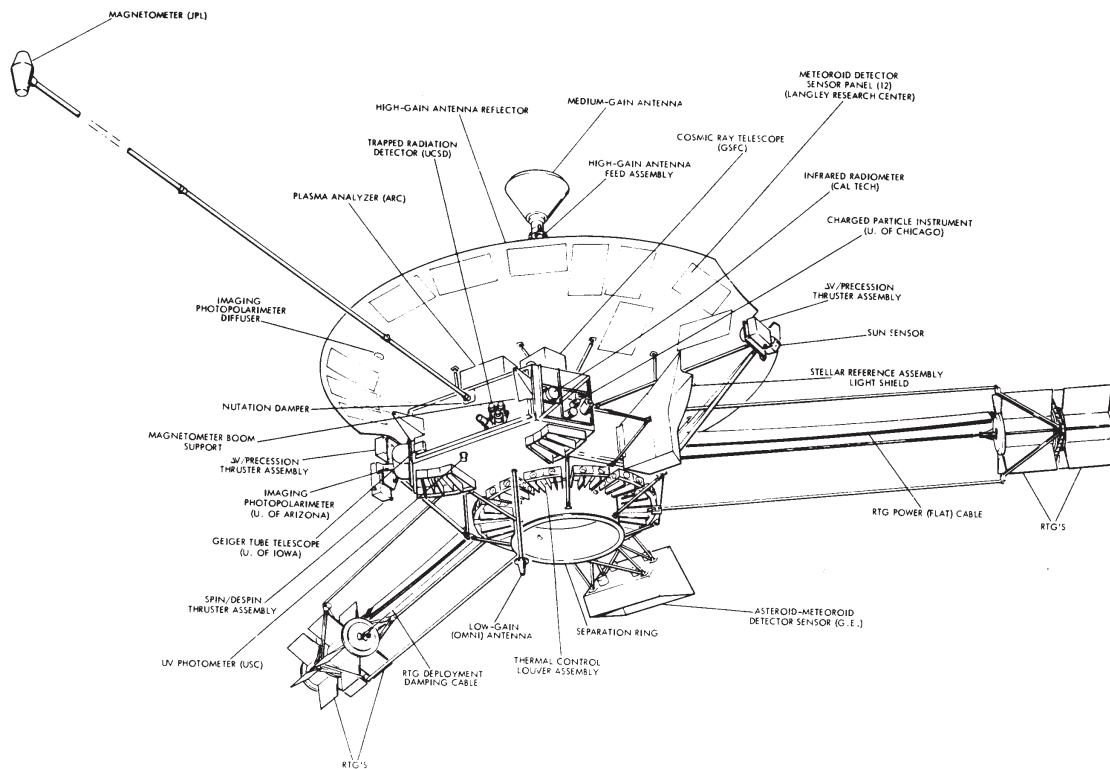


Abbildung 1: Schemazeichnung der baugleichen Pioneer-Sonden [1]

Im Februar 1969 genehmigte die NASA (National Aeronautics and Space Administration) ein Programm um den Asteroidengürtel, das interplanetare Medium zwischen Mars und Jupiter, die äußeren Planeten und Flyby Manöver zu erforschen. Hierzu wurden zwei baugleiche Sonden der Pioneer Reihe zum Jupiter gebracht. Die Pioneer 10 Mission startete am 2. März 1972 und wurde dabei auf ca. 14,4 km/s beschleunigt. Die Sonde durchflog im Juli 1972 unbeschadet den Asteroidengürtel und erreichte am 4. Dezember 1973 den Jupiter. Hier nutzte man ein Flyby Manöver um die Sonde auf eine heliozentrische Fluchtgeschwindigkeit von 11,322 km/s zu beschleunigen um das Sonnensystem in Richtung des Sterns Aldebaran zu verlassen. Laut Zeitplan sollte die Raumsonde den Stern in ungefähr 2 Millionen Jahren erreichen [3]. Pioneer 11 startete 13 Monate später (am 6. April 1973), da die NASA mit Pioneer 10 erst herausfinden wollte, ob eine Durchquerung des Asteroidengürtels überhaupt möglich ist. Ihre Bahn führte Pioneer 11 ebenfalls Richtung Jupiter, den sie am 2. Dezember 1974 erreichte. Das dort durchgeführte Flyby Manöver brachte sie auf eine Flugbahn, die zunächst wieder innerhalb der Jupiter-Bahn verlief, um dann aber am 1. September 1979 den Saturn zu erreichen (Abb. 2). In einem weiteren Flyby Manöver, bei welchem die Sonde die Ringe des Saturns unbeschadet durchquerte, wurde sie auf eine asymptotische Fluchtgeschwindigkeit von 10,450 km/s beschleunigt. Pioneer 11 steuert seitdem auf die Konstellation Aquila zu, wo sie in ungefähr 4 Millionen Jahren eintreffen wird.

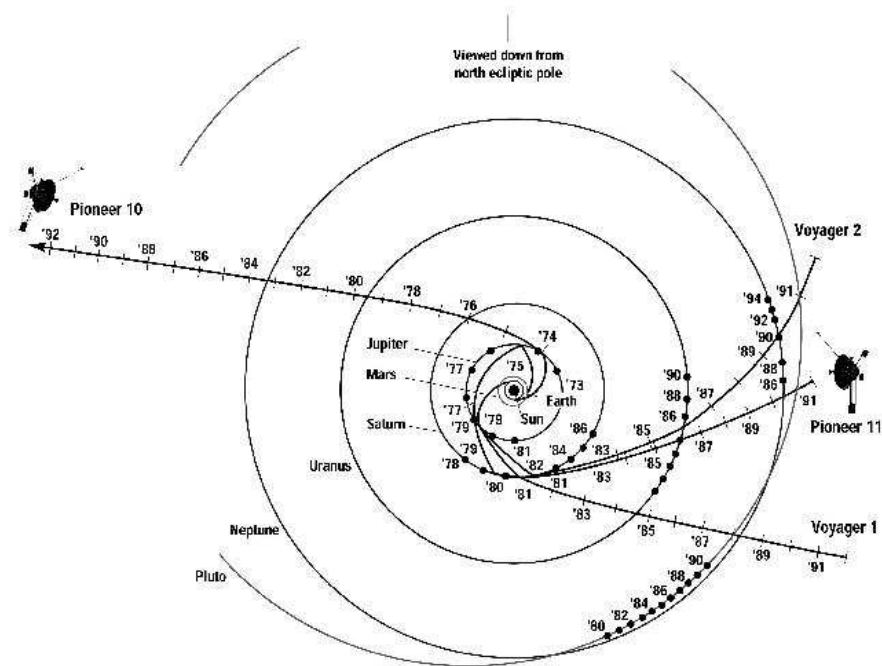


Abbildung 2: Eine Aufsicht der Flugbahnen von Pioneer 10 und 11, sowie von den Voyager-Sonden 1 und 2; betrachtet vom nördlichen Pol der Ekliptik [2]

Obwohl Pioneer 10 und 11 nur auf eine Betriebszeit von 21 Monate ausgelegt waren, sendete Pioneer 10 Messdaten bis zum 27. April 2002. Das letzte, schwache Signal von Pioneer 10 erreichte die Erde am 23. Januar 2003. Das letzte Signal von Pioneer 11 wurde jedoch deutlich früher, am 24. November 1995 empfangen, da durch das zweite Flyby Manöver am Saturn sehr viel mehr Leistung an Board benötigt wurde.

Neben den o.g. Missionszielen gehörte vor allem unter dem Ziel der Erforschung der äußeren Planeten die Suche nach dem „Planeten X“, der damals jenseits von Neptun vermutet wurde. Um das schwache Gravitationsfeld dieses ominösen Planeten nachzuweisen und um möglichst nahe an Jupiter und Saturn vorbei zu fliegen, benötigten die Pioneer-Sonden eine sehr genaue Navigation. Dabei wurden von einer Bodenstation des Deep Space Network DSN (s. Kap. 2.1) Radiowellen mit einer wohldefinierten Frequenz zur Sonde geschickt. Die Pioneers sendeten dieses Signal mit einer um einen konstanten Faktor konvertierten Frequenz wieder zur Erde zurück [4]. Die aus der Bewegung der Sonde resultierende doppelte Dopplerverschiebung ermöglicht eine sehr genaue Bestimmung der Geschwindigkeit der Sonde. Diese genaue Navigation erlaubte schließlich die Entdeckung der Pioneer-Anomalie.

Damit die Parabolantenne immer auf die Erde gerichtet blieb, musste die Sonde vor allem nach Vorbeifügen an großen Planeten neu ausgerichtet werden. Hierzu wurden kleine Triebwerke für eine kurze Zeit gezündet. Weiteren Störfaktoren auf die Flugbahn von Pioneer 10 und 11 wurden mit einer Eigenrotation der Sonden um die Symmetrieachse der Parabolantenne von 4 bis 7 U/min ausgeglichen [3] [4] .

Durch die genaue Navigation und die Verminderung von Fehlern, bemerkte man Anfang der 80-er eine unvorhergesehene Beschleunigung von $(8,74 \pm 1,33) \cdot 10^{-8} \text{ cm/s}^2$ [2] in Richtung Sonne.

Diese Beschleunigung wurde schließlich Pioneer-Anomalie genannt, deren Ursache bis heute nicht bekannt ist.

2 Die Anomalie

2.1 Navigation und Geschwindigkeitsmessung

Die Navigation der Pioneersonden erfolgte mithilfe der Antennen des Deep Space Network (DSN), einem Zusammenschluss mehrerer Radioteleskopanlagen des Jet Propulsion Laboratory (JPL)¹. Das DSN besteht heute aus großen Radioteleskopanlagen in Goldstone/USA, Madrid/Spanien und Canberra/Australien. Früher gab es darüber hinaus noch Anlagen in Woomera/Australien und Johannesburg/Süd Afrika [2] [1]. Dies sind jeweils Komplexe von zahlreichen Antennen – für die Navigation der Pioneer-Sonden wurden laut der Arbeit von Anderson et al. [2] davon die Deep Space Station (DSS) Antennen 12, 14, 42, 43, 62 und 63 verwendet. Turyshev und Toth erläutern jedoch in ihrer 2010 erschienenen Arbeit, dass noch etliche weitere Antennen auf alle Parks des DSN, sowie auch einige Antennen anderer Einrichtungen verwendet wurden. [1] Die Antennen hatten Anfangs meist Durchmesser von 26 Metern, später häufig 34 oder 64 Meter, teilweise bis zu 70 Meter [1]. Man sollte erwähnen, dass diese Antennenkomplexe im Laufe der Zeit vielfach umgebaut wurden um den Anforderungen neuer Missionen gerecht zu werden. Dabei haben sich unter anderem auch die internen Frequenzen geändert [2]. Dies muss bei der genauen Betrachtung der Daten berücksichtigt werden, ist darüber hinaus jedoch auch eine Voraussetzung für die 30 Jahre lange Missionsdauer gewesen, da ansonsten die Reichweite der Antennen nur etwa 22 AU^2 betragen hätte. [1] Die Geschwindigkeitsmessung der Pioneersonden, welche für die Pioneer-Anomalie von zentraler Bedeutung ist, erfolgte über die Zwei-Wege-Dopplerverschiebung von Radiowellen.

2.1.1 Entfernungs- und Geschwindigkeitsbestimmung

Wir nehmen im folgenden an, dass die Sonde sich näherungsweise radial von uns wegbewegt – wir berechnen also genau genommen nur die Geschwindigkeit in Blickrichtung, dies muss bei den Analysen berücksichtigt werden. Von den Bodenstationen wurden Radiowellen bekannter Frequenz (S-Band, $\sim 2,11 \text{ GHz}$) zum Satelliten gesendet (Uplink). Die Frequenz wird mithilfe eines Wasserstoff-Masers erzeugt. Damit werden äußerst präzise und stabile Referenz-Frequenzen von 5 MHz und 10 MHz erzeugt. Im Digital Controlled Oscillator (DCO), werden diese Frequenzen verwendet um mit Frequenzmultipliern ein Signal mit ungefähr 22 MHz zu erzeugen, welches dann

¹Das Jet Propulsion Laboratory in Kalifornien entwickelt und steuert Sonden für die NASA und beschäftigt viele der Experten auf dem Gebiet der Pioneer-Anomalie, darunter auch John D. Anderson und Slava G. Turyshev.

²Eine Astronomische Einheit (AE) oder englisch Astronomical Unit (AU) ist der Abstand zwischen Sonne und Erde $\approx 149,6$ Millionen Kilometer.

mit dem Faktor 96 multipliziert wird um das zu sendende Signal von etwa 2,11 GHz zu erhalten. Nach einer Verstärkung wird das Signal mit einer der Antennen zum Raumsonde gesandt. [2] Der Satellit empfängt das Signal dopplerverschoben:

$$\nu_R = \frac{1}{\sqrt{1 - \frac{v^2}{c^2}}} \left(1 - \frac{v}{c}\right) \nu_E \quad (1)$$

Dabei ist c die Lichtgeschwindigkeit, v die Geschwindigkeit der Sonde und ν_E die Sendefrequenz des Signals auf der Erde und ν_R die Frequenz des bei der Raumsonde ankommenden Signals. Die Sonde antwortet unmittelbar mit einer 8-Watt Sendeanlage (Antennendurchmesser: 137 cm [5]) und eines Transponders mit einer um den festen (und exakten) Faktor $\frac{240}{221}$ multiplizierten Frequenz:

$$\nu'_R = \nu_R \frac{240}{221} \approx 2,292 \text{GHz} \quad (2)$$

Dies ist notwendig, da es sich bei den Radiosignalen um kohärente Wellen handelt und man so Verfälschungen durch Interferenz der hin- und rücklaufenden Wellen vermeidet [2]. Beim Rückweg wird das Signal (Downlink) ein zweites mal identisch dopplerverschoben. Das empfangene Signal ist also zweifach doppler- und um den Faktor $\frac{240}{221}$ verschoben.

$$\nu'_E = \frac{1}{\sqrt{1 - \frac{v^2}{c^2}}} \left(1 - \frac{v}{c}\right) \cdot \frac{240}{221} \nu_R = \frac{1}{1 - \frac{v^2}{c^2}} \left(1 - \frac{v}{c}\right)^2 \cdot \frac{240}{221} \nu_E \quad (3)$$

Die relative Verschiebung ergibt sich also zu

$$\frac{\nu'_E - \nu_E}{\nu_E} = \frac{\frac{19}{221} - \frac{461}{221} \frac{v}{c}}{1 + \frac{v}{c}}. \quad (4)$$

In einigen Quellen wird zur Veranschaulichung die konstante Frequenzverschiebung durch die Elektronik vernachlässigt, was zur einfacheren Form führt:

$$\frac{\nu'_E - \nu_E}{\nu_E} \approx -2 \frac{v/c}{1 + v/c} \approx -2 \frac{v}{c} \quad (5)$$

Ist die Sendeantenne auch die Empfangsantenne, so spricht man von einer zwei-Wege-Messung, wenn Sender- und Empfängerantennen unterschiedlich sind, spricht man von einer drei-Wege-Messung [6]. Bei den drei-Wege Doppler-Messungen besteht die Gefahr, dass ein unbekannter Zeitunterschied zwischen den Uhren der Antennen die Messung verfälscht. Daher verwendeten manche Analysen diese Daten nicht oder nur selten [2], während andere sie mit zwei-Wege-Doppler-Daten gleich behandelten [5]. Darüber hinaus gibt es eine Vielzahl an sogenannten Einwegs-Doppler-Messdaten, bei denen die Sonde von sich aus die Bodenstation kontaktiert hat. Da die Frequenz der Signalquelle im Weltraumfahrzeug nicht ausreichend genau bekannt ist, sind diese Daten für unsere Zwecke unbrauchbar und werden ignoriert.

Unabhängig davon lässt sich die Entfernung d der Sonde auch durch die Laufzeit Δt des Signales bestimmen:

$$2d = c\Delta t \quad (6)$$

Dafür wird der Uplink per Phasenmodulation mit einem Signal versehen und das von der Sonde zurückgesendete Echo beobachtet. (Der Transponder der Sonde demoduliert und filtert es um

es in den Downlink hinein zu modulieren.) Dieses Verfahren nennt man "ramping". Dabei muss man beachten, dass es durch das ständige Senden solcher modulierter Signale und die langen Laufzeiten zu Verwechslungen zwischen unterschiedlichen Signalen kommen kann. Dies muss von den Analyseprogrammen erkannt werden.

Somit hat man zwei voneinander unabhängige Messmethoden, was Konsistenzchecks, Fehlerminimierung und dem Ausschluss einiger phänomenologischer Fehler ermöglicht. Nicht zuletzt kann man damit durch falsch gemessene Frequenzen verursachte falsche Dopplerdaten erkennen [2]. Allerdings wurden die Laufzeitmessungen laut [2] nur bei der Analyse der Daten von Galileo und Ulysses (siehe unten), nicht bei den Pioneersonden verwendet. Von den Pioneersonden liegen Laufzeitmessdaten ("ramped-range") nur von der ersten Zeit der Mission vor. Im späteren Verlauf der Mission wurde diese Technik unbrauchbar, da die Bandbreite der Trägerfrequenz zu klein wurde um die modulierten Veränderungen zu detektieren [1].

Aufgrund der Eigenrotation der Erde lässt sich außerdem aus der dadurch entstehenden Modulation der Doppler-Daten auch die 3-dimensionale Position der Sonde berechnen. Die Amplitude der Sinusförmigen Variation ist mit dem Deklinationswinkel und die Phase mit der Rektaszension verbunden. Die Position lässt sich dadurch aus einer, einige Tage langen, Reihe von Dopplerdaten bestimmen. Daraus kann man durch Berechnung der Dynamik der Raumsondenbewegung ebenfalls die Entfernung berechnen. Auch dies fließt in die Analysen mit ein. [2] Leider ist das S-Band für 3-dimensionale Orbit-Rekonstruktion nur mäßig geeignet. [7]

Die Frequenzmessung erfolgte durch Zählen der Perioden und Vergleich mit einer Atomuhr [3]. Die Frequenz ist dabei einen Durchschnittswert, definiert über die Perioden in einem gewissem Zeitraum, Integrationszeitraum genannt. Die Integrationszeit lag zwischen 0,1 Sekunde und 100 Sekunden oder teilweise noch mehr [5]. Daten mit sehr kurzem Integrationszeitraum nennt man "High rate" Dopplerdaten.

Laut Markwardt [5] erfolgten die Messungen weitgehend regelmäßig, es gab jedoch zusätzlich zu einigen Zeitpunkten eine höhere Anzahl an Messungen.

2.1.2 Archivierung der Messdaten

Gespeichert wurden die Daten ursprünglich im "Intermediate Data Record"-Format (IDR), nach einer Konversion dann im "Archival Tracking Data File"-Format (ATDF) auf Magnetbändern. Diese enthalten alle vom DSN gemessenen Daten, inklusive Signalstärke, Antennenausrichtung, Frequenz, Entfernung und Störungen [1]. Viele der ATDF Dateien wurden als Magnetbänder an das NSSDC-Archiv zur Archivierung gesandt, jedoch nicht alle – dazu mehr in Kapitel 7.2 [5]. Die Radio Metric Data Conditioning group (RMDC) von JPL's Navigations- und Missionsentwurfs-Abteilung las diese aus und konvertierte sie mit der Software STRIPPER in das Format "Orbit Determination File" (ODF³ oder ODFILE). Darin enthalten sind [8]:

- Die durchschnittliche Dopplerdrift über eine gewisse Zeitspanne – "Compression time" genannt

³Nicht zu verwechseln mit dem verbreiteten Officeformat ODF.

- Die Dauer dieser Zeitspanne
- Der Zeitpunkt in der Mitte des Intervalls⁴
- Die Sendefrequenz
- Angaben dazu, welche DSN-Antennen das Signal geschickt und welche es empfangen haben

Auch die Laufzeitmessungen sind in den ODF-Dateien enthalten [2]. Die Compression time beträgt in der Regel 10 s, 60 s, 600 s oder 1980 s [2].

Die ODF-Dateien sind das eigentliche Werkzeug mit welchem die meisten an der Pioneer-Anomalie forschenden Teams arbeiten. Diese verwenden die ODF Dateien dann entweder direkt, oder wandeln sie in das Format ihrer Software um (im Fall von [2] ist das das NAVIO-Format).

Die Aufzeichnung der Messungen wurde leider nicht so sorgfältig und gründlich durchgeführt, wie man es heute für die Analysen gerne hätte, da man die Anomalie ursprünglich für eine "Kuriosität" hielt [9]. Die Rohdaten wurden von unterschiedlichen Analysten ausgelesen und das oben angesprochene Programm STRIPPER sollte die damals relevanten Navigationsdaten extrahieren [9], wodurch Daten verloren gingen. Dabei verwendeten die unterschiedlichen Analysten unterschiedliche Modelle und Datenbearbeitungsstrategien [9]. Darüber hinaus wurden die Navigations-Daten nicht sorgfältig archiviert [9]. Die Auswirkungen davon werden wir in Kapitel 7.2 noch diskutieren.

2.1.3 Weitere Einflüsse auf die Messung

Für die genauere Bestimmung der Bahn muss man einige Einflüsse auf die Messung berücksichtigen, welche wir im Folgenden erläutern wollen.

Da das Radiosignal zirkular polarisiert ist, muss bei der Berechnung die Rotation der Sonde berücksichtigt werden: Beim "Reflektieren" des Signals an der Antenne des sich drehenden Raumfahrzeugs kommt es zu einer von der Rotationsgeschwindigkeit abhängigen zusätzlichen Dopplerverschiebung. Jede Umdrehung der Sonde führt zu einer zusätzlichen Schwingung im Up- und im Downlink. Mit dem Frequenzverhältnis von Up- und Downlink ergeben sich insgesamt $(1+240/221)$ Schwingungen pro Umdrehung der Sonde [2]. Gleichung 2 muss wie folgt erweitert werden:

$$\nu'_R = \frac{240}{221}\nu_R - \eta\nu_{Spin} \quad \text{mit} \quad \eta = 1 + \frac{240}{221} . \quad (7)$$

Die durchschnittliche Rotationsgeschwindigkeit liegt bei etwa 4,4 Umdrehungen pro Minute (rpm) für Pioneer 10 und etwa 7,25 rpm für Pioneer 11 und sank mit der Zeit [2]. Hochqualitative Daten zum Eigenrotation (Spin) sind für Pioneer 10 nur bis zum 17. Juli 1990 verfügbar, als das DSN aufhörte Spinkalibrationen durchzuführen. Für spätere Daten muss der Spin des Raumschiffes durch Interpolation der Datenpunkte und den Daten des Imaging Photo Polarimeter (IPP) berechnet werden. Nach einem Manöver am 6. Juli 1993 reichte die Energie jedoch für dessen Betrieb nicht mehr aus. Analysten konnten jedoch noch etwa alle 6 Monate eine grobe Abschätzung des Spins aus Informationen der sogenannten ConScan-Manöver erhalten. Bei ConScan – Kurzform

⁴Was dem Zeitpunkt entspricht, als die Raumsonde das Signal empfing [8]

für conical scan, auf deutsch auch Minimumpeilung – wird die Empfangsantenne kreisförmig bewegt und gemessen, wo das Signal am stärksten ist. Führt man dieses Verfahren mehrfach durch, kann man die ideale Ausrichtung der Antenne herausfinden. In Kombination mit einem Ausrichtungsmanöver des Raumfahrzeugs kann man damit auch die ideale Ausrichtung der Antenne der Sonde bestimmen. [2] Für die Daten nach 1995 wurde der Spin nicht mehr berechnet, auch wenn dies weiterhin mit den aufgezeichneten ConScan-Daten möglich wäre. Außerdem ist die Spinachse nicht genau identisch mit der Phasenachse weshalb es eine sehr kleine, aber messbare, Sinusfunktion in den Dopplerdaten gibt. Daraus ließe sich ebenfalls die Spinrate für die nach 1993 gewonnenen Daten berechnen – dies wurde bisher jedoch noch nicht gemacht.⁵ Die genaue Spinkalibrierung von Pioneer 11 ist aufgrund des Versagens eines Spin-down-Schubtriebwerks nicht möglich [2]. Markwardt zeigte in seiner Analyse, dass für Pioneer 10 der Spin vernachlässigt oder durch den durchschnittlichen Spin von 4,4 rpm vereinfacht werden kann, ohne dass sich das Ergebnis nennenswert ändert [5].

Zu beachten ist, dass die Propagation des Signales vom Medium beeinflusst wird. Der Einfluss von interplanetarer Materie konnte durch einen Vergleich der Daten mit denen der Cassini-Mission analysiert werden, da diese mehrere Frequenzbänder verwendete [4]. Der Einfluss der Ionosphäre und der Troposphäre auf das Singal wurde durch Implementation der International Reference Ionosphere (IRI) beziehungsweise der Global Mapping Functions (GMF) berücksichtigt [8].

Die Bewegung der Sonde wurde in baryzentrischen Koordinaten gemäß ICRF beschrieben. Da die gemessene Geschwindigkeit jedoch die Relativgeschwindigkeit zur auf der Erde stehenden Antenne ist, muss man den Einfluss dieser Geschwindigkeit berechnen um die Geschwindigkeit und somit die Sondenbahn im baryzentrischen Koordinatensystem zu erhalten. Anders gesagt enthält die Frequenzverschiebung noch einen weiteren Term bezüglich der Bewegung der Antenne. Aus Gleichung 1 wird somit:⁶

$$\nu_R = \frac{(1 - \frac{v}{c})}{\sqrt{1 - \frac{v^2}{c^2}}} \cdot \frac{\sqrt{1 - \frac{v_E^2}{c^2}}}{(1 - \frac{v_E}{c})} \cdot \nu_E \quad (8)$$

Zusammen mit den Effekten des Spins ergibt sich damit die gesamte Frequenzverschiebung in Abhängigkeit von der Sondengeschwindigkeit in baryzentrischen Koordinaten zu:

$$\nu'_E = \left[\frac{240}{221} \nu_E d_{\overline{ER}} - \eta \nu_{Spin} \right] d_{\overline{RE}} \quad (9)$$

Wobei $d_{\overline{ER}}$ und $d_{\overline{RE}}$ die Dopplerverschiebungsterme gemäß Gleichung 8 sind. Die Erde ist jedoch sehr dynamisch: um die Präzision, die für diese Belange gewünscht ist, zu erreichen, muss die Geschwindigkeit der Antennen auf der Erdoberfläche unter der Berücksichtigung von Präzession, Nutation, siderischen Rotation, Polarbewegung, der Gezeitenkräfte und plattentektonischen Bewegungen bestimmt werden. Die Angaben zu Abbremsung sowie Unregelmäßigkeit der Rotation,

⁵Zumindest soweit uns bekannt.

⁶Markwardt gibt in seiner entsprechenden Formel beide Male ein c^2 anstatt c an, wir vermuten dass es sich dabei nur um einen Tippfehler in der Arbeit handelt.

zur Polbewegung, die Loveschen Zahlen⁷ und der Chandler wobble⁸ wurden dabei direkt aus Messungen mit Lunar Laser Ranging (LLR)⁹, Satellite Laser Ranging (SLR)¹⁰ und Very Long Baseline Interferometry (VLBI)¹¹ bestimmt. Diese Daten wurden früher von Publikationen der International Earth Rotation Service (IERS) und der United States Naval Observatory (USNO) zusammengetragen. Heute werden die Daten vom ICRF bereitgestellt, zu welchen die Earth Orientation Parameters (EOP) des JPL viel beiträgt [2].

Für die Analysen wurden etliche unterschiedliche Zeiten verwendet. So enthalten die Ephemeriden Zeitangaben in der Ephemeridenzeit (ET), welche für die Berechnungen in die Internationale Atomzeit (TAI) umgerechnet wurden. Die ATDF-Dateien enthalten die Zeitangaben in der koordinierten Weltzeit (UTC), die ODF-Dateien jedoch in Universal Time 1 (UT1)¹². Die Zeiten mussten für die Analysen, unter Berücksichtigung der Erdbewegung, umgerechnet werden. Auch hierfür verwendete man äußerst genaue Angaben zu Position, Geschwindigkeit und Gravitationspotential der Antennen. [4] [2] [5]

An dieser Stelle sei erwähnt, das die beiden vorangegangenen Abschnitte sich primär auf die Berechnungen von Anderson et al. aus dem Jahr 2002 beziehen. Wir werden im nächsten Kapitel sehen, dass es mehrere unabhängige Überprüfungen gegeben hat. Diese verwenden zum Teil andere Koordinaten- und Zeitsysteme. So rechnet das Programm ODESSEY mit der Barycentric Coordinate Time (TCB) im Barycentric Celestial Reference System (BCRS). Dies spielt jedoch für die Betrachtung im Rahmen dieser Arbeit keine Rolle, da die Unterschiede gering sind und die meisten fortführenden Arbeiten auf die Berechnungen von Anderson et al. aufbauen.

Man hat sogar einen möglichen Einfluss von mechanischer Deformation der Antennen der Bodenstationen durch ihr eigenes Gewicht, Alterung, Wind, Tektonik, etc. abgeschätzt, und in die Fehlerrechnung mit einbezogen [4].

2.2 Bewegungsgleichungen

Im folgenden werden wir uns an die häufige Notation halten, Vektoren fett zu schreiben. Wir gehen außerdem davon aus, das man die Existenz und Größe einer unbekanntes anomalen Beschleunigung überprüfen will.

⁷Von A. E. H. Love beschriebene "Proportionalitätsfaktoren zwischen den verschiedenen Verzerrungen sowie dem sich einstellenden Gravitationsfeld einer sphärisch symmetrischen, nichtrotierenden elastischen isotropen Kugel und einem äußerem an der Kugel angreifenden Gravitationsgradienten" [4].

⁸Spiralförmiges Schwingen der Erdachse um 0,7 Bogensekunden mit einer Periode von 435 Tagen

⁹Beim LLR wird die Laufzeiten von Laserpulsen gemessen, welche von Spiegeln auf dem Mond reflektiert werden.

¹⁰Beim SLR wird die Laufzeit von Laserpulsen zwischen einem Satellit und der Bodenstation gemessen.

¹¹Beim VLBI-Verfahren [10], wird das selbe Radiosignal von mehreren, weit auseinander stehenden Antennen empfangen. Die Daten von den einzelnen Antennen werden zusammen mit einer einheitlichen Zeitinformation gespeichert. Später werden die Daten und zugehörigen Zeiten der verschiedenen Antennen verglichen. So erhält man den Laufzeitunterschied des Signals zu den Antennen und kann daraus die Entfernung des Senders bestimmen. Da die Antennen, wegen der Speicherung der Daten, nicht mit einem Kabel verbunden sein müssen, können sie sehr weit weg voneinander aufgestellt werden, was das Auflösungsvermögen des Verfahrens deutlich erhöht.

¹²Durch astronomische Beobachtung gewonnene und um Einflüsse der Polschwankungen (mit Perioden über 7 Tage) korrigierte, mittlere Ortszeit des durch die Sternwarte von Greenwich führenden Nullmeridians

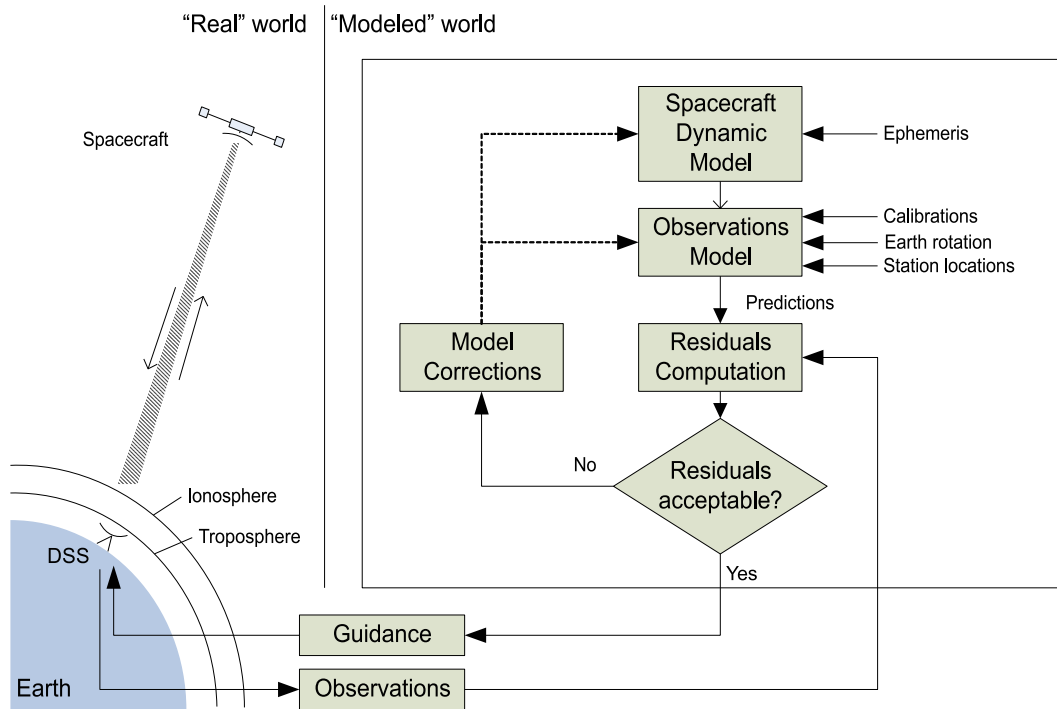


Abbildung 3: Für die Navigation von Raumsonden wird auf Basis der Messdaten laufend das Modell wie rechts angezeigt angepasst, um nicht berücksichtigte Effekte auszugleichen. Im Fall der Pioneer Missionen konnten diese Modellkorrekturen bisher nicht erklärt werden. Bei den Analysen der Pioneer-Anomalie verwendet man den rechten Teil, um die Größe der Anomalie zu bestimmen. [1]

Die Bewegung der Raumsonden wird durch Lösen der Bewegungsgleichungen bestimmt, welche sich am einfachsten wie folgt schreiben lassen:

$$\frac{d\mathbf{v}}{dt} = \mathbf{a}_N + \mathbf{a}_S + \mathbf{a}_P + \dots \quad (10)$$

und

$$\frac{d\mathbf{r}}{dt} = \mathbf{v} \quad (11)$$

Dabei ist \mathbf{a}_N die Beschleunigung durch die Gravitationskraft, \mathbf{a}_S die Beschleunigung durch den solaren Strahlungsdruck und \mathbf{a}_P die Pioneeranomalie. Weitere Effekte können durch zusätzliche Terme berücksichtigt werden; dies erhöht die Genauigkeit, ändert jedoch nichts an der Tatsache, dass die Anomalie existiert, deshalb ignorieren einige Arbeiten diese Terme. Wir werden einige dieser Effekte im Kapitel 3 kennen lernen. Die gravitative Beschleunigung kann durch Newtonsche Anziehung der Massen berechnet werden:

$$\mathbf{a}_N = \sum_j \frac{GM_j (\mathbf{r}_j - \mathbf{r})}{|\mathbf{r}_j - \mathbf{r}|^3} \quad (12)$$

Wobei hier M_j die Massen, \mathbf{r}_j die Positionen der Massen und \mathbf{r} die Position der Sonde sind. Für eine höhere Genauigkeit kann man relativistische Einflüsse auf die gravitative Beschleunigung berechnen. So verwenden Anderson et al. in ihrer Arbeit den parametrisierten Post-Newtonschen Formalismus (PPN), einer Vereinfachung von Einsteins Gravitationsgleichung für schwache Felder und langsame Geschwindigkeiten. Die Details dieses Formalismus gehen jedoch weit über diese Arbeit hinaus. Die mit Abstand wichtigste Masse ist natürlich die der Sonne, aber auch die Planeten und der Mond müssen berücksichtigt werden. Während Anderson [2] auch die größten Asteroiden (ca. 0,2 Erdmassen) und Kometen – wenn auch nur mit dem Newtonschen Gravitationsgesetz – berücksichtigte, ignorierte Markwardt diese völlig. Grundsätzlich lassen sich die Himmelskörper als Punktmassen beschreiben, lediglich wenn sich die Sonde in der Nähe eines Planeten befindet, muss die Auswirkung der Ausdehnung und idealerweise auch der Einfluss der Monde der Planeten genauer berechnet werden. Dies ist beim Vorbeiflug an Jupiter (Pioneer 10 und 11) und Saturn (Pioneer 11) der Fall. Die Positionen und Massen der Planeten wurden in den früheren Analysen aus der Ephemeride DE402, später aus DE405 durch Interpolation entnommen ¹³ [2].

Den Druck durch die von der Sonne ausgehende Strahlung \mathbf{a}_S berechnet man durch:

$$a_S = \frac{\mathcal{K} f_\odot A_P}{c M_P} \left| \frac{1 \text{ AU}}{\mathbf{r} - \mathbf{r}_\odot} \right|^2 \cos \theta \quad (13)$$

Dabei ist \mathbf{r} die Position der Sonne im Koordinatensystem, M_P ist die Masse der Sonde, A_P die von der Sonnenstrahlung betroffene Sondenoberfläche, f_\odot die Solarkonstante, \mathcal{K} der Reflexionskoeffizient und θ der Winkel unter dem die Oberfläche von der Sonnenstrahlung getroffen wird. Zur Vereinfachung wird für A_P die Fläche der Antenne verwendet. Da der Winkel θ immer unter 1.5° ist wird er zu $\theta = 0^\circ$ vereinfacht, was lediglich zu einem Verlust an Genauigkeit von $< 4 \cdot 10^{-12} \frac{cm}{s^2}$ führt [5].

Die Pioneer-Anomalie – deren Überprüfung und Bestimmung das Ziel der Untersuchung ist – wird durch folgenden Term ausgedrückt:

$$a_P(t) = (a_P(0) + j_p t) \hat{\mathbf{r}} \quad (14)$$

Wir betrachten also einen konstanten Teil $a_P(0)$ und einen mit der Zeit ansteigenden Teil j_p . Der Richtungsvektor $\hat{\mathbf{r}}$ zeigt von der Sonde in Richtung Sonne (Zur genauen Richtung der Anomalie in Kapitel 7.1 mehr).

Außerdem muss man die zahlreichen kleinen Manöver berücksichtigen. Diese waren notwendig, um die Antennen der Sonden von Zeit zu Zeit wieder auf die Erde auszurichten, während die Sonden sich aus dem Sonnensystem fortbewegten. Die Sonden hatten dafür 6 paarweise im Kreis um die Antenne angeordnete Schubtriebwerke. Bei den Manövern gaben diese kurze Pulse mit Stärken von 1,8 bis 6,2 Newton von sich. Dabei feuerten immer zwei Schubtriebwerke in entgegengesetzte Richtung. Ein solches Manöver dauerte etwa 15 Minuten [2]. Durch die entgegengesetzt ausgerichteten Schübe, sollte sich die Geschwindigkeit der Sonde während eines Manövers

¹³ „*Jet Propulsion Laboratory Development Ephemeris*“ sind durch numerische Integration erzeugte Ephemeriden welche primär für die Raumfahrt gedacht sind.

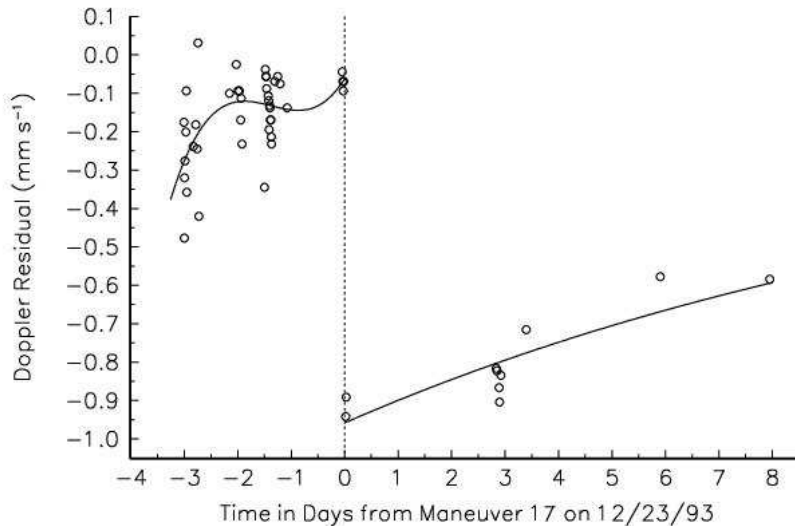


Abbildung 4: Doppler-Verschiebung durch ein Manöver (Nummer #17, aus dem von Anderson [2] analysiertem Intervall; am 23. Dezember 1993)

nicht ändern, jedoch sind die Düsen der Treibwerke ungenau, wodurch es zu kleinen Geschwindigkeitsänderungen kommen kann. Diese sind in den Daten meist gut zu sehen, da sie eine schlagartige Erhöhung der Geschwindigkeit verursachen. (siehe Abbildung 4). Da die Kontrolle der Manöver im "high Doppler rate"-Modus erfolgt, hat man für die Zeitpunkte der Manöver immer "hoch aufgelöste" Dopplerdaten. Auch sind die Zeitpunkte, an welchen solche Manöver ausgeführt wurden, bekannt. Die Stärke und Richtung der Geschwindigkeitsänderungen wird als $\Delta \mathbf{v}_j = \Delta v_j \hat{\mathbf{r}}_j$ mit unbekanntem δv_j beschrieben, wobei j für das j -te Manöver im untersuchten Zeitraum steht und $\hat{\mathbf{r}}_j$ der Einheitsvektor ist, der zum Zeitpunkt des Manövers von der Erde zur Sonde zeigt.

2.3 Die Berechnung der Anomalie

Um die Anomalie zu bestimmen, werden die Messdaten mit der Methode der kleinsten Quadrate an die Bewegungsgleichungen gefittet¹⁴. Die freien Parameter, die angepasst werden, sind:

- Position und Geschwindigkeit am Anfang der zu untersuchenden Zeitspanne
- Die Geschwindigkeitsänderungen Δv_j durch Manöver

¹⁴Das Fitten, auf deutsch auch Ausgleichsrechnung, ist eine Mathematische Methode um die sogenannten freien Parameter – also unbekannte Variablen – einer Funktion so anzupassen, das die Funktion möglichst gut zu vorhandenen Messdaten passt

- Die Größe der konstanten Anomalie a_P und gegebenenfalls die der zeitabhängigen Beschleunigung j_P
- In einigen Berechnungen werden auch weitere Parameter – wie zum Beispiel die genaue Position der DSN-Antennen – als freie Parameter betrachtet.

Für die Integration der Gleichungen und das Fitten der Werte kommen unterschiedliche Algorithmen und Programmpakete zum Einsatz.

Die Propagation des Lichtes wurde relativistisch bis zu Ordnung $(\frac{v}{c})^2$ genau berechnet. Dies berücksichtigt vor allem die Shapiro-Verzögerung – ein relativistischer Effekt, der besagt, dass sich Licht in der Nähe einer großen Masse (in unserem Fall die Sonne, die Planeten und der Mond) für weit entfernte Beobachter langsamer als die Vakuumlichtgeschwindigkeit zu bewegen scheint. Die Auswirkung der Shapiro-Verzögerung sind jedoch minimal [8], so dass man diese auch vernachlässigen könnte.

Die ursprüngliche Analyse von Anderson et al. erfolgte mit Hilfe des Orbital Determination Program (ODP)¹⁵ des JPL. Im Laufe der Zeit wurden dabei zahlreiche unterschiedliche Versionen des Programms verwendet. ODP ist der wohl umfangreichste und am besten getestete Orbital Determination Codec, der für die Steuerung der US-amerikanischen und vieler internationalen Raumsonden besonders im weit entfernten Raum genutzt wird. Es besteht aus mehreren tausend Zeilen komplexem Code der in den letzten 50 Jahren entwickelt wurde. [1]

Natürlich kam schnell die Kritik auf, es könne sich bei der Anomalie um einen Fehler im ODP des JPL handeln. Um diesem zu entgegnen, überprüften Anderson et al. die Berechnungen 1998 mit dem unabhängig entwickelten CHASMP / POEAS-Code der Aerospace Corporation.

Eine zweite Bestätigung folgte 2002 durch einen von C. Markwardt (Goddard Space Flight Center, GFSC) geschriebenen Code. Dieser wurde vollständig von C. Markwardt selbst geschrieben und er achtete dabei gezielt darauf so wenig Kontakt wie möglich mit dem Team um Anderson zu haben, um eine ungewollte Beeinflussung zu vermeiden [5]. Da die Daten der Sonde Pioneer 10 sich in Andersons Arbeit als die erfolversprechendsten herausstellten, betrachte er dabei nur Pioneer 10 Daten [5]. Markwardt verwendete dabei die ATDF-Dateien aus den öffentlich zugänglichen NSSDC-Archiven.

Eine weitere Bestätigung erfolgte 2006 durch den Orbit Determination Code HELIOSAT, entwickelt von Ø. Olsen von der Universität Oslo [11]. Im Jahr 2008 entwickelten das Observatoire de la Côte d'Azur (OCA) und Onera im Auftrag der Groupe Anomalie Pioneer (GAP), einem Zusammenschluss etlicher französischer Forschungseinrichtungen (Onera, OCA, LKB), eine eigene Software namens ODYSSEY ("Orbit Determination and phYsical Studies in the Solar Environment Yonder") zur Analyse der Pioneer-Anomalie. Dabei achtete man darauf völlig unabhängig und möglichst unterschiedlich zu den Berechnungsverfahren dem ursprünglichen ODP zu sein. Auch diese Software bestätigt die Existenz und Größe der Anomalie [8].

¹⁵Mit Orbital Determination Program wird teilweise auch diese Art von Programm bezeichnet, um Missverständnisse zu vermeiden werden wir im folgenden mit ODP nur das Programm des JPL bezeichnen und die Art von Programmen Orbital Determination Codec nennen.

In einem idealen System würde man alle zur Verfügung stehenden Daten für die Berechnungen verwenden. Jedoch lässt sich nicht verhindern, dass Messpunkte verfälscht werden. Also muss man eine Strategie finden, solche Datenpunkte zu finden und auszuschließen oder zu verbessern, ohne dabei die Messung selbst zu verfälschen. Dabei besteht natürlich die Gefahr willkürlich Datenpunkte auszuschließen, so dass die Messwerte mit den theoretischen Modellen besser übereinstimmen. Zusätzlich gewichten manche der Analysen die Daten unterschiedlich stark. Die verschiedenen Analysen verwenden unterschiedliche Strategien, so sei hier beispielsweise das Vorgehen der GAP genannt: Ausreißer in den Messungen wurden ausgeschlossen, wenn sie im ersten Durchlauf eine Abweichung von mehr als 100 Hz von den erwarteten Wert oder in einem höheren Durchlauf des Algorithmus eine Abweichung von über 6σ hatten, wobei σ die Standardabweichung ist [8].

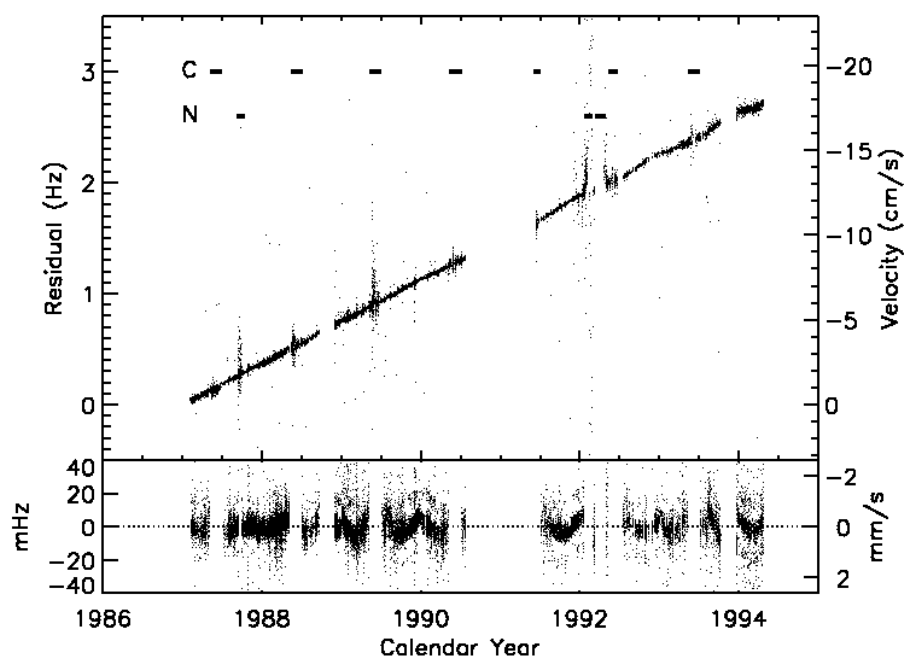


Abbildung 5: Die Abweichungen von der Vorhergesagten Bahn. **Oben:** ohne Berücksichtigung einer Anomalie; **Unten:** mit Berücksichtigung der Anomalie. Die Beiden mit C und N markierten Zeilen oben, zeigen Zeiten an in welchen die Daten von der Auswertung ausgeschlossen wurden, weil die Daten durch Effekte Sonnen corona (C) beziehungsweise unbekannte Gründe (N) stark verrauscht waren. Es handelt bei diesem Bild um das Ergebnis von Markwardts Analyse [5].

2.4 Die Anomalie

Geht man nun davon aus, dass unsere physikalischen Modelle richtig sind und wir alle relevanten Einflüsse berücksichtigt haben, so erwartet man im Rahmen der Messgenauigkeit für $a_P = 0$ eine Übereinstimmung im Fit. Zunächst schien dies auch noch der Fall zu sein, nach dem Flyby-Manöver am Saturn im Jahr 1979 änderte sich dies für Pioneer 11 aber deutlich. Zu diesem Zeitpunkt befand sich die Sonde in einer Entfernung von etwa 20 AU und somit war die Beschleunigung

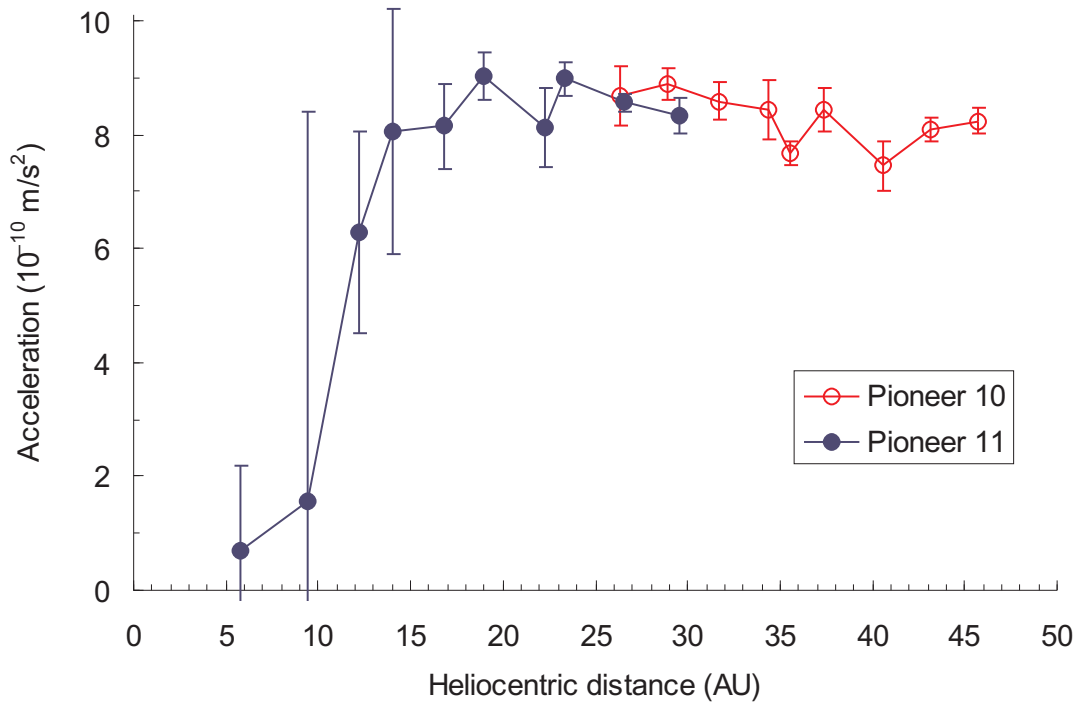


Abbildung 6: Verlauf der anomalen Beschleunigung in Abhängigkeit von der Entfernung in Astronomischen Einheiten. Diese Tabelle zeigt das Resultat einer groben Auswertung der Daten an, sie ist noch kein Ergebnis der in Arbeit befindlichen, genauen Analyse der Daten über den gesamten Zeitraum. Die Ersterscheinung dieser Grafik konnte nicht ermittelt werden, sie taucht jedoch in zahlreichen Arbeiten auf, darunter [2] [9] [1]

durch den, in niedrigen Entfernungen nur ungenau berechenbaren, solaren Strahlungsdruck auf unter $5 \cdot 10^{-8} \frac{cm}{s^2}$ gesunken, somit sank auch die Messungenauigkeit weit genug, um das nun zu Tage tretende Phänomen nicht mehr länger zu verschleiern. Auch für Pioneer 10 stellte man bald darauf eine Abweichung fest.

Die Analyse der Daten von 1987 bis 1998 – das entspricht solaren Entfernungen von 20 bis 70 AU – zeigte eine zeitlich konstant zunehmende anomale Blauverschiebung von

$$\frac{d\Delta\nu}{dt} = (5,99 \pm 0,01) \cdot 10^{-9} \frac{Hz}{s} \quad (15)$$

wobei $\Delta\nu = [\nu_{Messung} - \nu_{Modell}]'_E$ ist [4]. Der Fehler hierbei ist nur der statistische Fehler. Die zunehmende Blauverschiebung ist im oberen Teil von Abbildung 5 deutlich zu sehen. Lässt man die Software, die Bahn ohne eine Anomalie an die Werte fitten, so versucht sie die Kurve durch Manöver anzupassen – man erhält dabei jedoch starke Abweichungen, weshalb ein solches Modell auszuschließen ist [5].

Lässt man, wie oben beschrieben, beim Fitten eine zusätzliche Beschleunigung zu, so erhält man eine wesentlich bessere Übereinstimmung (siehe Abbildung 5, unten). Die dabei gefundenen

Werte der Anomalie für die beiden Sonden sind:

$$a_{Pioneer10} = (7,84 \pm 0,01) \cdot 10^{-8} \frac{cm}{s^2} \quad (16)$$

$$a_{Pioneer11} = (8,55 \pm 0,02) \cdot 10^{-8} \frac{cm}{s^2} \quad (17)$$

Zwischen den obigen Werten lässt sich aus Gleichung (4) ein direkter physikalischer Zusammenhang ableiten. Verwendet man die vereinfachte Version (5), so erhält man:

$$a_{Pioneer} = \frac{dv}{dt} = \frac{1}{2} \frac{c}{v_E} \frac{d\Delta\nu}{dt} \quad (18)$$

Berücksichtigt man den Einfluss aller bekannter Effekte auf den Wert und die Unsicherheit der Größe [7], so erhält man einen endgültige Wert von:

$$a_{Pioneer} = (8,74 \pm 1,33) \cdot 10^{-8} \frac{cm}{s^2} \quad (19)$$

Andere Arbeiten mit den unterschiedlichen Orbit Determination Codes bestimmten die Beschleunigung zu $(7,70 \pm 0,02) \cdot 10^{-8} \frac{cm}{s^2}$ (Markwardt, 2002) [5] beziehungsweise $(8,4 \pm 0,1) \cdot 10^{-8} \frac{cm}{s^2}$ (Levy et al., 2008) [8]. Wobei beide Arbeiten sich nur auf Pioneer 10 beziehen und jeweils nur die statistischen Fehler angeben. Wir wollen uns im folgenden jedoch – wie auch praktisch jede Arbeit der Fachliteratur – auf den oben angegebenen von Anderson et al. berechneten Wert beschränken.

Der Wert mag zwar klein erscheinen, doch ist seine Größenordnung nur das 10^{-5} fache der Newtonschen Beschleunigung, und er ist größer als die Faktoren $U/c^2, v^2/c^2, ra/c^2$ zur relativistischen Korrektur der newtonschen Dynamik. Seit 1979 ist die Sonde um fast eine halbe Million Kilometer von der berechneten Bahn abgewichen:

$$\Delta x = \frac{1}{2} \cdot a_p \cdot (2011 - 1979)^2 a^2 \approx 445.000 km \quad (20)$$

Diese Frequenzverschiebung wurde mit nur maximal 3% Unterschied bei beiden Pioneer-Sonden unabhängig voneinander gefunden. Das anomale Signal variiert über den analysierten Zeitraum um nur maximal 3,4% [7]. Olsen zeigt jedoch, dass es bei der derzeitigen Datenlage nicht auszuschließen ist, dass die Anomalie mit der Zeit abnimmt. [11] Die Richtung der Beschleunigung ist mit einer Auflösung von 3° bisher noch recht ungenau bestimmt worden. Es ist daher nicht sicher möglich zu sagen ob die Beschleunigung in Richtung Sonne, Erde, negativer Geschwindigkeit oder Drehachse geht, dazu mehr in Kapitel 7.1.

Eine alternative Interpretation zu einer konstanten Beschleunigung, wäre eine zeitliche Beschleunigung. So ließe sich die Anomalie auch durch eine zeitliche Beschleunigung von $a_t = (2,92 \pm 0,044) \cdot 10^{-18} s^{-2}$ schreiben.

2.5 Variabler Teil

Während in Normalfall die Anomalie als konstante Beschleunigung angesehen wird, wiesen bereits Anderson et al. in ihrer Arbeit im Jahr 2002 darauf hin, dass es periodische Anteile von etwa 10% in der Pioneer-Anomalie zu geben scheint. Im Jahr 2008 zeigte die GAP [8], dass sich die Qualität des

Fits nennenswert steigern lässt, wenn man zusätzlich zur konstanten Beschleunigung periodische Terme verwendet. Dabei ist es ihnen gelungen, eine Beziehung zwischen dem Unterschied der Azimutalwinkel zwischen Sonde und Erde sowie den zeitlich veränderlichen Anteilen der Pioneer-Anomalie zu finden.

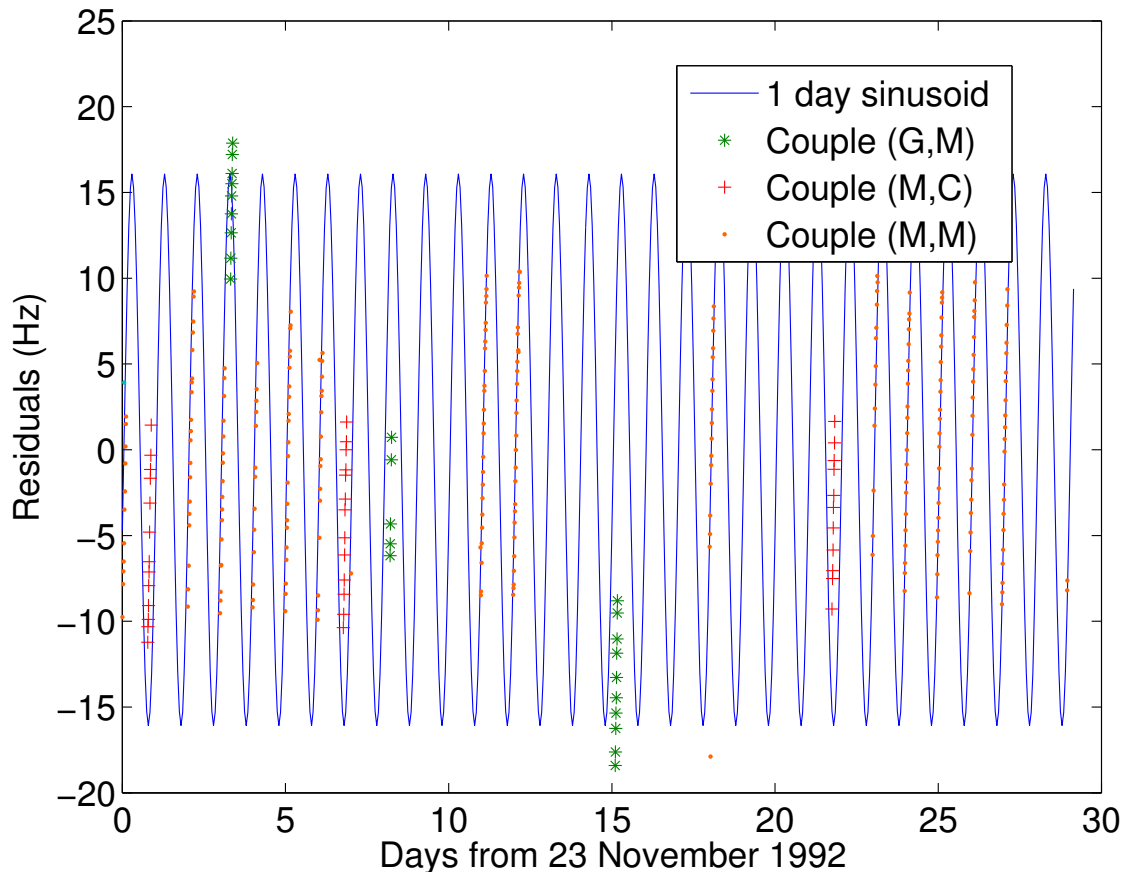


Abbildung 7: Hier sieht man, wie gut die empirisch gefundene Funktion zu den Messwerten passt. G steht für die Antennen in Goldstone, C für Canberra und M für Madrid. Die Funktion wurde nur an die Werte gefittet, bei welchen Sende- und Empfangsantennen in Madrid standen, da diese genauer sind. Man erkennt dabei deutlich die täglichen Variationen. [6]

Um die Existenz von periodischen Signalanteilen zu verdeutlichen, tragen die Abweichungen der Messwerte nach Entfernen der konstanten Anomalie im Frequenzbereich auf. Gewöhnlicherweise verwendet man dafür eine Fouriertransformation, da die Messpunkte im Falle der Pioneer-Daten allerdings nicht gleichmäßig verteilt sind, ist dies hier nicht möglich. Statt dessen verwendet man eine Software namens SparSpec. Die periodischen Anteile des Signals lassen sich auf der daraus erhaltenen Abbildung 8 sehr gut als herausragende Spitzen erkennen. Die drei großen Peaks liegen bei $f_1 = 0.9974 \pm 0.004$ Tagen, $f_2 = \frac{1}{2}(0.9972 \pm 0.004)$ Tagen und $f_3 = 189 \pm 32$ Tagen, wobei $1 \text{ Tag} = 60 \cdot 60 \cdot 24 \text{ s} = 86400 \text{ s}$ ist. Bedenkt man das 1.0 siderischer Tag = 0.9972 Tage ist, so entspricht dies genau halbtägigen, täglichen und halbjährlichen Schwankungen.

Die Ursache für diese periodischen Terme dürfte nach gängiger Ansicht nicht in den Sonden zu suchen sein. Fehler im atmosphärischen Modell wären eine naheliegende Ursache für tägliche Variationen. Da diese jedoch von den Konditionen bei den Einrichtungen des DSN abhängen, müssten sie mit der Periode des Sonntags und nicht des siderischen Tages verlaufen [6]. Anderson et al. ziehen für die Variationen Modellierungsfehler – wie Fehler in den Ephemeriden oder der Ausrichtung der Drehachse der Erde, oder fehlerhafte beziehungsweise zu ungenaue Koordinaten der Messstationen – in Betracht [6] [4]. Die Gruppe um Levey (GAP) hält dies jedoch für unwahrscheinlich, da diese Daten durch andere Beobachtungsmethoden stark gestützt werden und es somit schwer wäre sie stark genug zu verändern um die gemessenen Effekte zu erklären.

Sie nehmen in ihrer Untersuchung an, dass durch eine beliebige Ursache die Ausbreitung des Tracking-Signals auf dem Weg zwischen Raumsonde und Erde verändert wird. Sie beschreiben die Ursache als Funktion des Winkels φ . Dieser wird definiert als die Differenz zwischen dem Azimutalwinkel der Antenne des DSN φ_A und dem Azimutalwinkel der Pioneer-Sonde φ_P : $\varphi = \varphi_A - \varphi_P$. Dieses Modell berücksichtigt also sowohl die Bewegung der Erde um die Sonne, als auch die Rotation der Erde um ihre Achse. Die Beeinflussung des Signals wird nun mit Fourierkoeffizienten (v_n und v'_n), beschrieben:

$$\Delta f = \sum_n (v_n(\cos(n\varphi_u) + \cos(n\varphi_d)) + v'_n(\sin(n\varphi_u) + \sin(n\varphi_d))) \quad (21)$$

wobei φ_u und φ_d die Winkel φ bei Up- beziehungsweise Downlink sind. Nun können wir die die Fourierkoeffizienten sowie die konstante Anomalie an die Messwerte fitten. Wir verwenden dabei $n = 1$ und 2 , das Hinzufügen von höheren Ordnungen bringt keine nennenswerte Verbesserung.

Dieses geometrische Modell beschreibt sowohl die täglichen als auch die jährlichen Schwankungen und verringert die Standardabweichung der Messwerte von 9.8 mHz auf 5.5 mHz. Auch die Spektralanalyse (Abb. 9) dieses Fits zeigt die Verbesserung deutlich [8].

Nieto und Anderson weisen in [9] des weiteren darauf hin, das sich die jährliche zeitliche Änderung der Anomalie grob durch eine Sinuswelle beschreiben lässt. Im Falle von Pioneer 10 hat diese eine Amplitude von $(0.525 \pm 0.155) \cdot 10^{-8} \text{cm/s}^2$ und im Fall von Pioneer 11 $(0.498 \pm 0.176) \cdot 10^{-8} \text{cm/s}^2$. Der Phasenunterschied der beiden Wellen beträgt 173.2° , was in etwa dem Winkelunterschied zwischen den ekliptikalen Längen¹⁶ der Flugrichtungen der Raumsonden entspricht, während die Amplituden etwa proportional zum Cosinus der ekliptikalen Breiten sind.

Für die Betrachtung der veränderlichen Anteile der Anomalie muss die Kompressionszeit der Daten natürlich immer entsprechend kurz sein [9].

¹⁶Ekliptikale Länge/Breite sind die zwei Himmelskoordinaten des ekliptikalen Koordinatensystems, welche die Ekliptik als Referenz zur Angabe der Position eines Objekts am Himmel verwendet.

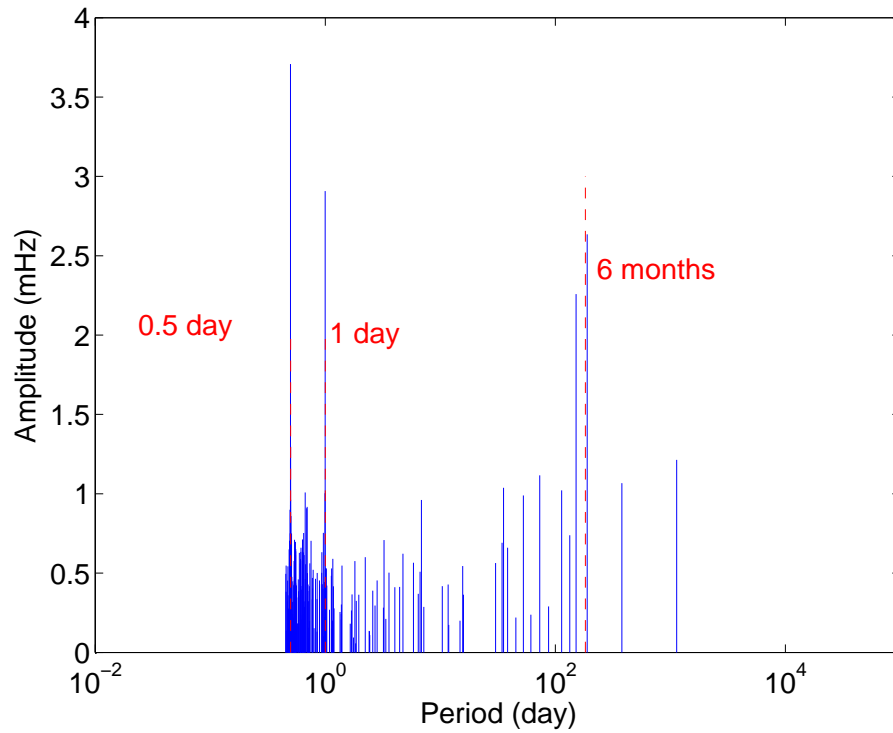


Abbildung 8: SparSpec Analyse der Abweichungen nach einem Fit mit konstanter Anomalie, ohne variable Terme. [6]

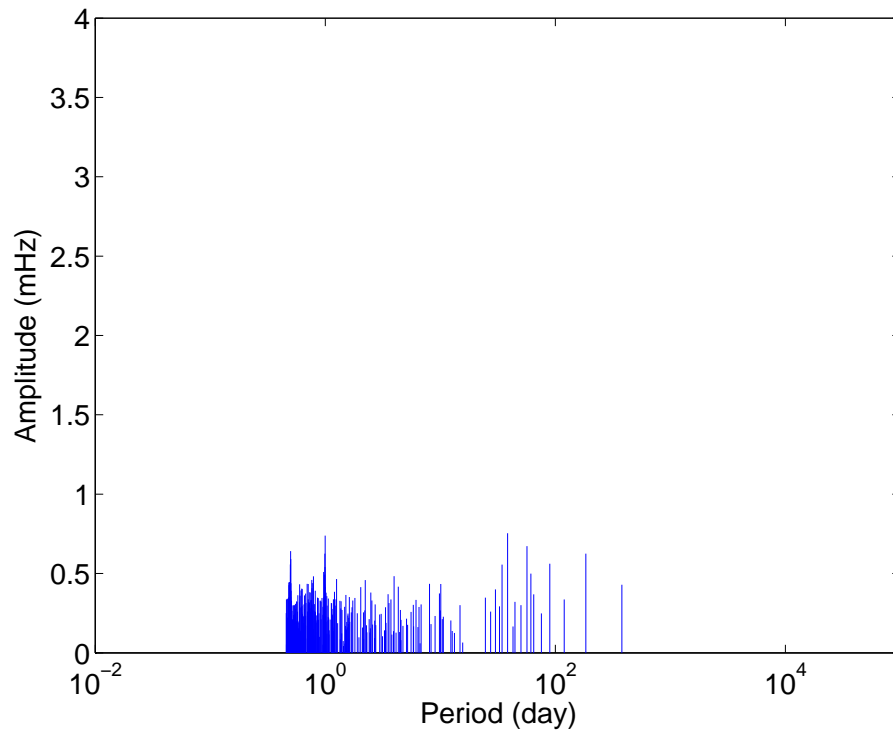


Abbildung 9: SparSpec Analyse der Abweichungen nach einem Fit mit konstanter Anomalie und mit variablen Termen. [6]

3 Klassische Erklärungen

Bevor man neue Theorien aufstellt um diese ungewöhnliche Beschleunigung zu erklären, sollte man sich zunächst die klassischen Erklärungen ansehen, die die Beschleunigung erklären könnten bzw. eine Fehlerabschätzung der Beschleunigung geben können. Hierzu teilte Anderson et al. [2] die Daten von Pioneer 10 in drei Intervalle ein, die man durch den steigenden Abstand zur Sonne und Einflüsse von anderen Himmelskörpern abgrenzen muss. (Abb. 10)

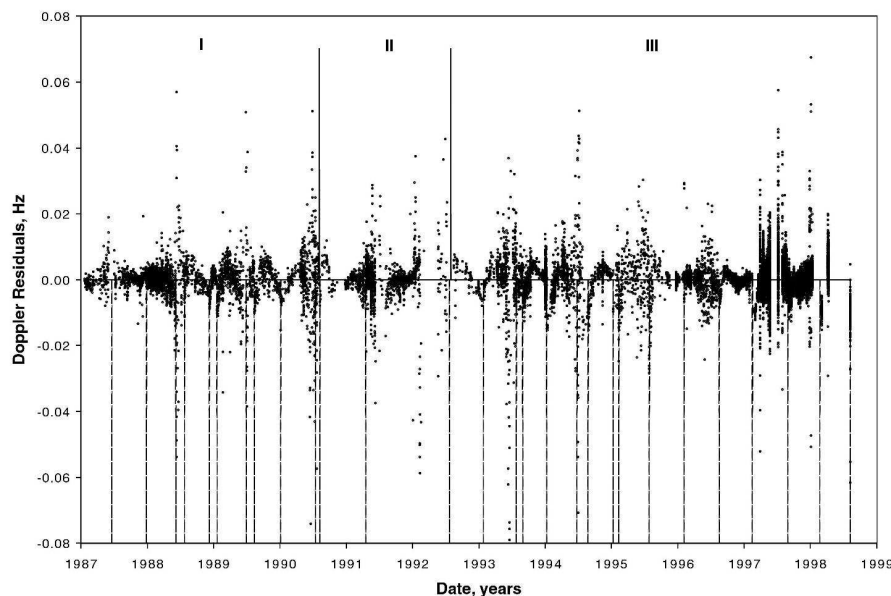


Abbildung 10: Abgrenzung der drei Datenintervalle von Pioneer 10 [2]

3.1 Externe Fehlerquellen

3.1.1 Strahlungsdruck der Sonne

Durch den Impuls den die Photonen des Sonnenlichts auf die Fläche der Sonde übertragen entsteht eine Kraft und damit letztlich auch eine Beschleunigung. Diese ist zwar in Flugrichtung gerichtet, muss aber für eine Fehlerrechnung und einer genauen zuerst betrachtet werden. Ein Modell für den Strahlungsdrucks gab es schon vor Pioneer 10 und 11. Dieses Modell formuliert eine Beschleunigung in Abhängigkeit der Ausrichtung und Entfernung der Sonde zur Sonne.

$$a_{sd}(r) = -\frac{\kappa f_s A \cos \theta(r)}{cMr^2} \quad (22)$$

Dabei sind:

- $f_s = 1367W/(m \cdot AU)^2$
- $A = r^2\pi = (1,37m)^2\pi$ (als sonnenzugewandte Oberfläche der Sonde wird vereinfacht die Fläche der Parabolantenne verwendet)

- θ ist der Winkel unter dem die Photonen auf A treffen. Da der Winkel immer unter 1.5° ist wird er zu $\theta = 0^\circ$ vereinfacht, was lediglich zu einem Verlust an Genauigkeit von $< 4 \cdot 10^{-12} \frac{cm}{s^2}$ [5] führt.
- c ist die Lichtgeschwindigkeit
- M ist die nominelle Masse der Sonde, zum Zeitpunkt an welchem die Hälfte des Treibstoffs verbraucht war (Für Pioneer 10 wurden 241 kg angenommen)
- r ist der Abstand Sonde-Sonne in AU
- κ ist der effektive Absorptions/Reflexions-Koeffizient. Für Pioneer 10 wurde ein $\kappa_0 = 1,71$ ermittelt [2].

So erhält man bei einem Abstand von 5,2 AU eine Beschleunigung von $-(70,0 \pm 3,5) \cdot 10^{-8} cm/s^2$ mit $\kappa_{5,2AU} = 1,77$. Da der Strahlungsdruck wie alle anderen Gesetze im 3-dimensionalen Raum dem $1/r^2$ Gesetz folgt, war die Beschleunigung bei 10 AU noch $-18,9 \cdot 10^{-8} cm/s^2$ und bei 70 AU nur noch $-0,39 \cdot 10^{-8} cm/s^2$. Da der Strahlungsdruck der Sonne sehr genau von den Auswertungsprogrammen modelliert werden kann, liegt der Fehler für Pioneer 10 zwischen 40 und 70 AU bei $0,001 \cdot 10^{-8} cm/s^2$ und für Pioneer 11 zwischen 22 und 32 AU bei $0,006 \cdot 10^{-8} cm/s^2$

Da die Masse durch die Verbrennung von Treibstoff mit der Zeit auch veränderte, erhält man für die Veränderung von a_p für die 3 Intervalle [2]:

$$\delta a_p = [(0,040 \pm 0,035), (0,029 \pm 0,025), (0,020 \pm 0,017)] \cdot 10^{-8} cm/s^2 \quad (23)$$

Man bildet das gewichtete Mittel und erhält für

$$a_{sd} = (0,03 \pm 0,01) \cdot 10^{-8} cm/s^2 \quad (24)$$

Wenn man nun für Pioneer 11 das gleiche durchführt erhält man

$$a_{sd} = (0,09 \pm 0,21) \cdot 10^{-8} cm/s^2 \quad (25)$$

Dies kann nicht die Anomalie erklären. Ist jedoch für die Fehlerrechnung interessant.

3.1.2 Der Sonnenwind

Der Sonnenwind beschleunigt die Pioneers ähnlich wie Gl. 22, nur das man $\frac{f_s}{c}$ durch $m_p v^2 n$ ersetzt. Hier ist $n \approx 5/cm^3$ die Protonendichte bei 1 AU und $v \approx 400 km/s$ die Windgeschwindigkeit. So erhält man [2]:

$$a_{sw}(r) = -\frac{\kappa_{sw} m_p v^2 n A \cos \theta}{Mr^2} \approx -1,11 \cdot 10^{-11} \left(20 \frac{AU}{r}\right)^2 cm/s^2 \quad (26)$$

Da die Protonendichte um 100% schwanken kann, ist die tatsächliche Beschleunigung unvorhersehbar. Unter der konservativen Annahme, dass diese Beschleunigung um zwei Größenordnungen kleiner ist als die des Strahlungsdrucks, ist sie zu vernachlässigenden.

3.1.3 Die Effekte der Sonnencorona

Wie in Abschnitt 3.1.2 gesehen, ist der Effekt des Sonnenwindes auf die Beschleunigung der Sonden vernachlässigbar. Jedoch muss man den Einfluss der Sonnencorona auf die Radiosignale berücksichtigen. Denn die Elektronendichte und der Gradient der Elektronendichte beeinflussen die Ausbreitung von Radiowellen in einem Medium. Die Zeitverzögerung einer S-Band Welle auf einem Weg l lässt sich beschreiben als

$$\Delta t = \frac{\pm 1}{2cn_{krit}(\nu)} \int_{\text{Sonnenmittelpunkt}}^{\text{Sonnencorona}} n_e(t, r) dl \quad (27)$$

[2]

Mit

- $n_{krit}(\nu) = 1,240 \cdot 10^4 (\frac{\nu}{1 \text{ MHz}})^2 \frac{1}{\text{cm}^3}$ ist die kritische Plasmadichte für eine Trägerfrequenz ν
- $n_e(t, r)$ ist die freie Elektronendichte im Sonnenplasma
- Das positive Vorzeichen ist für Laufzeitdaten und das negative für Dopplerdaten

Um den Einfluss der Sonnencorona auf die Radiowellen der Pioneer-Sonden zu verstehen, kann die Elektronendichte der Corona als Summe einer statischen und einer veränderlichen Elektronendichte modelliert werden. Da der veränderliche Teil kaum Einfluss auf Dopplerdaten hat [2], reicht es ein statisches Modell der Sonnencorona zu betrachten. Für dieses Modell erhält man eine freie Elektronendichte von [2]:

$$n_e(r, t) = A \left(\frac{R_s}{r}\right)^2 + B \left(\frac{R_s}{r}\right)^{2,7} \cdot e^{-[\frac{\Phi}{\Phi_0}]^2} + C \left(\frac{R_s}{r}\right)^6 \quad (28)$$

Aus den Daten der Cassini-Mission wurden für die Parameter A,B und C die folgenden Werte ermittelt:

$$A = 6,0 \cdot 10^3 m$$

$$B = 2,0 \cdot 10^4 m$$

$$C = 0,6 \cdot 10^6 m$$

Dies nennt man das „Cassini Corona Model“. Die Auswertungsprogramme ODP/Sigma und CHASMP haben für den Fehler der Beschleunigung aufgrund der Sonnencorona den Wert

$$\sigma_{corona} = \pm 0,02 \cdot 10^{-8} \text{ cm/s}^2 \quad (29)$$

berechnet [2].

3.1.4 Lorentzkräfte

Es ist nicht unwahrscheinlich dass die Sonden eine Ladung tragen, die im elektromagnetischen Feld des Sonnensystems einen Einfluss auf die Geschwindigkeit hat. Die magnetische Feldstärke im äußeren Sonnensystem liegt bei unter 10^{-5} Gauss [2]. Unter der Annahme dass die Sonden eine maximale Ladung von $0,1 - 1,8 \mu\text{C}^{17}$ tragen können errechnet sich eine Beschleunigung von

$$a = \frac{Bqv}{M} = \frac{1 \cdot 10^{-9} \text{T} \cdot 1 \cdot 10^{-6} \text{C} \cdot 14,36 \cdot 10^3 \text{m/s}}{251,883 \text{kg}} = 5,7 \cdot 10^{-14} \text{m/s}^2 \quad (30)$$

Mit

- B ist die magnetische Flussdichte
- q ist die Ladung der Sonde
- v ist die Geschwindigkeit der Sonde

Diese Beschleunigung kann man vollständig vernachlässigen.

3.1.5 Die Gravitation des Kuipergürtel

Unter der Annahme, dass sich im Kuipergürtel etwa 1 Erdmasse an Partikeln befinden hat man 3 Staubverteilungen geprüft: 1) eine gleichmäßige Verteilung, 2) eine 2:1 Resonanz Verteilung mit einem Maximum bei 47,8 AU und 3) eine 3:2 Resonanz Verteilung mit einem Peak bei 39,4 AU. Die letzten 2 Verteilungen wurden deswegen ausgewählt, da diese Verhältnisse bei dem Resonanzeffekt von Neptun auf Pluto beobachtet wurden. Abb.11 zeigt die Beschleunigung auf Pioneer 10 von 30 bis 65 AU. Hier erkennt man eine Beschleunigung in der Größenordnung von 10^{-9}cm/s^2 . In Abb.11 erkennt man zusätzlich, dass die Beschleunigung nicht konstant ist. Da der Wert zwei Größenordnungen unter der Anomalie liegt und nicht konstant ist, kann man den Kuipergürtel als Ursache der Anomalie ausschließen. Infrarotmessungen von 2002 haben eine Masse von ca. 0,3 Erdmassen im Kuipergürtel entdeckt. Dies wird in der Fehlerrechnung mit $\sigma_{KG} = \pm 3 \cdot 10^{-10} \text{cm/s}^2$ berücksichtigt [2].

¹⁷ Ich gebe hier deshalb einen Bereich an, da die Angaben in [12] auf der Tatsache beruhen, dass Pioneer 10 bei Jupiter eine magnetische Feldstärke von 1,135 Gauß gemessen hätte. Dies ist aber laut [2], S. 29 falsch, da für Pioneer 10 nur eine magnetische Feldstärke von 0,185 Gauß gemessen wurde (Pioneer 11 maß durch ihre größere Annäherung 1,135 Gauß).

$$B = \frac{F_B}{qv} \quad \text{mit } F = m \cdot a \quad \text{ergibt sich für die Ladung } q = \frac{ma}{BV}$$

mit [2], S. 29:

$$v = 14,36 \cdot 10^3 \text{m/s}; \quad B = 0,185 \cdot 10^{-4} \text{T}; \quad m = 241 \text{kg}; \quad a = 20 \cdot 10^{-10} \text{m/s}^2$$

ergibt sich:

$$q = 1,8143 \mu\text{C}$$

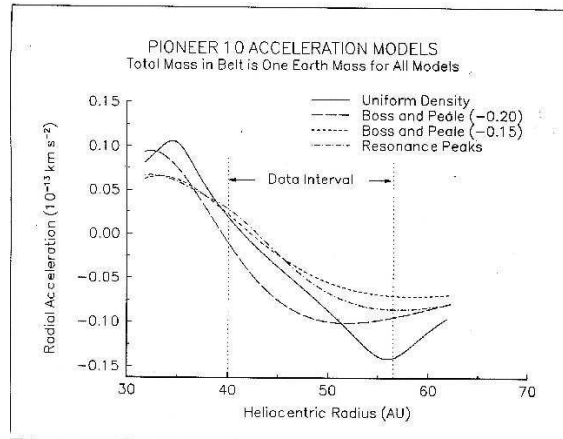


Abbildung 11: Mögliche Beschleunigung der Pioneer-Sonden durch die Gravitation des Kuipergürtels [2]

3.2 Sondeninterne Fehlerquellen

3.2.1 Radiowellenrückstoß

Die Pioneer-Sonden haben eine Sendeleistung von 8 W, die wie folgt abgestrahlt wird:

$$P_{SL} = \int_0^{\theta_{max}} \sin \theta \rho(\theta) d\theta \quad (31)$$

Dabei ist $\rho(\theta)$ die Leistungsverteilung.

Die Beschleunigung der Sonde durch die Radiowellen lässt sich berechnen mit:

$$b_{SL} = \frac{\beta P_{SL}}{Mc} \quad (32)$$

wobei b_{SL} von der Erde weg zeigt. Dabei ist β die partielle Komponente des Strahlungsmoments, welche in entgegengesetzter Richtung zu a_p zeigt [2]:

$$\beta = \frac{1}{P_{SL}} \int_0^{\theta_{max}} \sin \theta \cos \theta \rho(\theta) d\theta \quad (33)$$

Messungen zeigten [2], dass man den Strahl als konisch annehmen kann. Mit einem Gesamtöffnungswinkel von $\theta = 3,75^\circ$ ist $\beta = 0,99 \pm 0,01$ und damit $w_{SL} = 1,10 \cdot 10^{-8} cm/s^2$.

Mit einem Fehler der Sendeleistung und der Ungenauigkeit der Masse erhält man als Ergebnis für die Beschleunigung der Sonden durch die Sendeleistung

$$a_{SL} = -1,10 \pm 0,11 \cdot 10^{-8} cm/s^2 \quad (34)$$

3.2.2 Ungleichmäßige Abstrahlung der RTGs

Während dem Flug zum Jupiter war die Sonde relativ nahe an der Sonne. Eine Erklärung für die Beschleunigung könnte nun folgende sein: Die Flächen der RTGs¹⁸, die der Sonne zugewandt waren, haben eine höhere Strahlendosis durch den Sonnenwind erfahren als die der Sonne abgewandten. Dies geschah gleichzeitig mit dem Auftreffen von interplanetarem Staub auf die sonnenabgewandten Seiten. Dadurch entstand ein Strahlungsgradient und somit eine ungleichmäßige Abstrahlung der RTGs. Durch die spezielle Bauweise der Kühlrippen aus einer Magnesiumlegierung, die mit einem Zirkonium-Natrium Silicat beschichtet war, besitzen die Kühlrippen einen hohen Emissionskoeffizienten von ca. 0,9 und einen geringen Absorptionskoeffizienten von ca. 0,2. Um nun a_p hervorzurufen müsste es eine unterschiedliche Abstrahlung in Front/Heck- Ausrichtung von 10% gegeben haben. Nach unserem Kenntnisstand des Sonnenwindes und des interplanetaren Staubs ist es nicht möglich, dass diese zwei Phänomene einen derart großen Gradienten mit dem richtigen Vorzeichen erzeugen können. Dies wurde durch visuelle Beweise der Voyager Sonden gestützt [2].

Während den Flyby Manövern wurden die Sonden jedoch sehr hoher Strahlung ausgesetzt, die eine Beschädigung der RTGs zur Folge haben könnte. Man hätte also während eines Flyby Manövers einen Anstieg in der thermischen Emission beobachten müssen. Da für die Oberflächenenergiebelastung $F\alpha T^4$ gilt, hätte man eine Temperaturdifferenz an den Kühlrippen beobachten müssen. Die Durchschnittstemperatur der Kühlrippen lag bei ca. 440 K [2]. Um a_p zu erklären müsste ein Unterschied von 10% bzw. $\approx 12,2$ K herrschen. Dieser Unterschied wurde jedoch nicht beobachtet und somit kann auch dies als Ursache für die Anomalie ausgeschlossen werden. Um diesem Effekt dennoch gerecht zu werden, wird für die Fehlerrechnung eine unterschiedliche Abstrahlung von 1% angenommen. Bei einer thermischen Leistung von 2000 W liegt eine unterschiedliche Abstrahlung von 10 W in Front/Heck-Ausrichtung vor. Da die Kühlrippen in einem Abstand von 30° angebracht sind, ergibt sich aus $[10W] \cdot \int_0^\pi [\sin \Phi] d\Phi / \pi \approx 6,12W$ [2] (da 4 der 12 Rippen senkrecht und parallel zur Flugrichtung stehen) eine Ungenauigkeit von

$$\sigma_{UA} = 0,85 \cdot 10^{-8} \text{ cm/s}^2 \quad (35)$$

3.2.3 Ausstoß von Helium aus den RTGs

Eine weitere Erklärung der anomalen Beschleunigung ist, dass durch den α -Zerfall von Pu-238 Helium aus den RTGs austritt. Die RTGs der Pioneer Sonden wurden so konstruiert, dass das Helium aus der Hitzequelle in den thermoelektrischen Konverter diffundieren kann. Der Konverter

¹⁸RTG steht für radioisotope thermoelectric generator, zu Deutsch Radionuklidbatterie und ist im äußeren Planetensystem die einzig sinnvolle Energiequelle. Die Energieversorgung einer Raumsonde durch Solarzellen ist nicht praktikabel, da die Solarzellen enorme Flächen bräuchten um genug Leistung bereit zu stellen. In einem RTG zerfällt auf natürliche Weise ein α -Strahler und erzeugt durch den Stoss der ausgesendeten Heliumkerne an anderen Atomen Wärme. Diese Wärme nehmen thermoelektrische Bauelemente auf und wandeln sie direkt in elektrische Energie um.

ist mit einem Dichtungsring(O-Ring) abgeschlossen, der es dem Helium allerdings ermöglicht in den Weltraum zu entweichen. Im gesamten Brennstoff der RTGs sind 5,8 kg Pu-238 enthalten [2]. Mit einer Halbwertszeit von 87,74 Jahren werden pro Jahr ca. 0,77 g Helium mit einer Temperatur von 433 K ausgestoßen. Dies entspricht nach $E_{kin} = 3/2kT$ einer Geschwindigkeit von 1,22 km/s. Mit der Raketengleichung

$$a(t) = -v(t) \frac{d}{dt} [\ln M(t)] , \quad (36)$$

unser nominellen Pioneer 10 Masse von 241 kg und der Annahme, dass das Helium die RTGs ungerichtet verlässt, erhält man eine Beschleunigung von $1,16 \cdot 10^{-8} \text{ cm/s}^2$.

Der Gasaustoss ist jedoch nicht ungerichtet, sondern, da der O-Ring an der Seite der RTGs angebracht ist, in Richtung Sonne. Durch die Kühlrippen der RTGs wird außerdem noch Helium elastisch reflektiert, sodass man auf eine Beschleunigung aufgrund des Heliumausstoßes von

$$a_{He} = -(0,15 \pm 0,16) \cdot 10^{-8} \text{ cm/s}^2 \quad (37)$$

kommt [2].

3.2.4 Gasleck im Antriebssystem

Da es keine perfekten Ventile gibt, muss man immer mit einem leichten Gasaustritt im Antriebssystem rechnen. Einige Sonden [2] haben deswegen Beschleunigungen von bis zu 10^{-7} cm/s^2 erfahren. Das Antriebssystem der Pioneers besteht aus drei Paar Korrekturdüsen, die im 120° Abstand um die Parabolantenne angebracht sind. Von diesen drei Paaren sind zwei parallel zur Sonnenlängsachse ausgerichtet um die Präzession der Parabolantenne zu steuern. Ein Paar ist tangentiell zur Antenne positioniert um die Rotation zu steuern. Aus den Veränderungen der Rotationsrate in den Intervallen i=I,II,III ist die Kraft eines Gaslecks mit einem Hebelarm von $R=1,37 \text{ m}$ und einem Trägheitsmoment von $I_z = 588,3 \text{ kg} \cdot \text{m}^2$

$$F_\theta = \frac{I_z \theta}{R} = (2,57; 12,24; 1,03) \cdot 10^2 \text{ N} \quad (38)$$

Um nun die Kraft der zwei anderen Korrekturdüsen abzuschätzen, nimmt man an, dass diese das gleiche Gasleck haben, wie die Rotationskorrekturdüsen. So kann man nun annehmen [2], dass

$$F_{GL} \simeq \pm \sqrt{(2)} F_\theta = (\pm 3,64; \pm 17,31; \pm 1,46) \cdot 10^2 \text{ N} \quad (39)$$

ist. Unter der weiteren Annahme dass die Fehler normalverteilt sind, liegt der Fehler für Pioneer 10 bei

$$\sigma_{GL} = \pm 0,56 \cdot 10^{-8} \text{ cm/s}^2 \quad (40)$$

Dies ist die größte Ungenauigkeit, aber jedoch nicht groß genug um die Pioneer-Anomalie zu erklären.

3.2.5 Rückstoß durch thermische Abstrahlung

In der ursprünglichen Arbeit von 2002 [2] standen den Autoren nur begrenzte Telemetriedaten zur Verfügung. So haben sie einen Wert für den Rückstoß der thermischen Abstrahlung und der ungleichmäßigen Abkühlung der Sonden von $a_{tA/Ak} = 0,55 \pm 0,73 \cdot 10^{-8} \text{ cm/s}^2$ errechnet [2] (vergleiche Tabelle 1). 2003 wurde jedoch eine Arbeit veröffentlicht, die eine gerichtete thermische Abstrahlungsleistung von 52 W angab. Dieser hohe Wert wurde durch andere Berechnungen, wie die Annahme eines Lambertstrahlers (ca. 45 W) oder eine Finite Elemente Methode (ca. 48 W), gestützt [1]. Diese Berechnungen zeigen, dass die Kraft der thermischen Strahlung vollkommen unterschätzt wurde. Leider waren auch die neuen Werte nur auf groben Abschätzungen der thermischen und elektrischen Leistung an Board der Sonden gestützt. Außerdem machen sie keine Aussagen über den zeitlichen Verlauf der Abstrahlung. Da für beide Pioneer Missionen mittlerweile alle Telemetriedaten vorliegen wurden neue Untersuchungen der thermischen Abstrahlung der Sonden durchgeführt.

Hier wurden zwei Hauptthermalquellen ausgemacht: Zum einen die RTGs und zum anderen die elektrischen Geräte an Board.

Da sich alle 4 RTGs einer jeden Pioneer Sonde zeitlich gleich verhalten, kann man sie als eine Hitzequelle beschreiben. Die Leistung der RTGs verhält sich nach dem Zerfallsgesetz mit

$$P_{rtg}(t) = 2^{\frac{-(t-t_0)}{T}} P_{rtg}(t_0) \quad (41)$$

mit dem Zeitpunkt t_0 an dem die Leistung $P_{rtg}(t_0) = (650 \pm 1) \text{ W/RTG}$ gemessen wurde und der Halbwertszeit von Pu-238 von $T=87,74$ a. Da man für die abgenommene elektrische Leistung die genauen Daten kennt (Abb.12), lässt sich die Wärmeleistung schreiben als

$$B_{rtg}(t) = P_{rtg}(t) - P_{el}(t) \quad (42)$$

In Abb. 12 ist außerdem noch die elektrische Leistung aufgetragen, die von ca. 160 W am Start der Mission langsam auf ca. 60 W abfiel, als Pioneer 10 das letzte Signal sendete. Teilweise wurde die entnommene elektrische Leistung aus den RTGs in den Geräten unterschiedlich stark in Hitze umgewandelt und abgestrahlt. Obwohl die Verteilung der Hitzequellen innerhalb der Sonde nicht gleichmäßig war, blieb die Temperaturverteilung in der Sonde als Funktion der Zeit linear [1]. Somit kann man die Hitzeabstrahlung aufgrund von elektrischen Geräten als eine Hitzequelle behandeln. Die Daten hierfür liefert die Telemetrie(Abb.12).

Die Berechnung der Kraft auf die Sonden gestaltet sich etwas einfacher, da durch die Spin-stabilisierung die Kraft F nur entlang des Einheitsvektors der Rotationsachse \mathbf{s} berechnet werden muss:

$$F = \frac{1}{c} (\xi_{rtg} B_{rtg} + \xi_{el} B_{el}) \mathbf{s} \quad (43)$$

Die Faktoren ξ_{rtg} und ξ_{el} lassen sich aus der Geometrie und den thermischen Eigenschaften der Sonden berechnen [1].

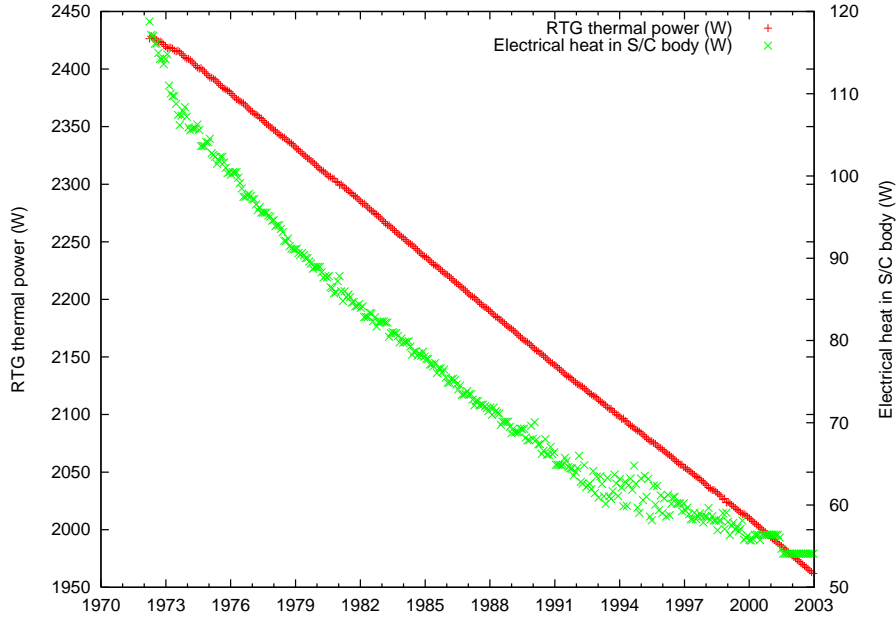


Abbildung 12: Hitzeentwicklung der RTGs (rote Datenpunkte, Skala auf der linken Seite) und der elektronischen Geräte (grüne Datenpunkte, Skala auf der rechten Seite) über die Funktionsdauer von Pioneer 10 [1]

Die Berechnung dieser Kraft ist Bestandteil aktueller Studien zur Pioneer-Anomalie. Auf jeden Fall belegen sie den vollkommen unterschätzten Einfluss der thermischen Abstrahlung auf die Beschleunigung. Mithilfe der neuen, kompletten Telemetriedaten ist es nun möglich sehr gute Finite Elemente Modelle der Pioneer Sonden im Bezug auf die Hitzeverteilung zu erstellen. Sollte die Anomalie, wenn auch nur teilweise, von dieser thermischen Kraft erklärt werden, muss man sich erneut Gedanken über die Konstanz von a_p machen.

3.3 Fehlertabelle und endgültiges Ergebnis

In Kapitel 3.1 und 3.2 haben wir gesehen, dass die meisten Effekte, die die Pioneer Sonden erfahren, nur zu einem sehr kleinen Teil Einfluss auf die Beschleunigung haben. Wir haben in dieser Arbeit nur die wichtigsten Fehlerquellen zusammengefasst. Diese und andere Fehlerquellen, ihre Werte und Ungenauigkeiten sind in nachfolgender Tabelle aufgelistet.

Das Ergebnis der anormalen Beschleunigung von Pioneer 10 und 11 liegt bei [2]

$$a_{p(\text{gemessen})} = (7,84 \pm 0,01) \cdot 10^{-8} \text{ cm/s}^2 . \quad (44)$$

Bezieht man nun die Werte der Fehler und deren Ungenauigkeit von Kapitel 3.1 und 3.2 mit ein, so erhält man mit den Werten der Fehlertabelle und mit

$$a_p = a_{p(\text{gemessen})} - (w_p \pm \sigma_p) , \quad (45)$$

Beschreibung	Wert $\cdot (10^{-8})cm/s^2$	σ in $(10^{-8})cm/s^2$
1. Externe Fehlerquellen		
Strahlungsdruck der Sonne	-0,03	0,01
Sonnenwind		$<10^{-3}$
Sonnencorona		0,02
Elektromagnetische Lorentzkräfte		$<10^{-4}$
Einfluss der Gravitation des Kuipergürtel		0,03
Einfluss der Erdorientierung		0,001
Mechanische und Phasenstabilität der DSN Antennen		$<0,001$
Phasenstabilität und Uhren		$<0,001$
DSN Antennen Orte		$<10^{-5}$
Troposphäre und Ionosphäre		$<0,001$
2. Sonden interne Fehlerquellen		
Rückstoß der Radiowellen	-1,1	0,11
Hitze, reflektiert von der Sonde	0,55	0,55
Ungleichmäßige Hitzeabstrahlung der RTGs		0,85
Ungleichmäßige Abkühlung der Sonden		0,48
Heliumausstoß aus den RTGs	-0,15	0,16
Gaslecks		0,56
Unterschiede zwischen den Sonden	-0,17	0,17
3. Rechnerische Fehlerquellen		
Numerische Stabilität der Finite Elemente Methode		0,02
Genauigkeit der Fehlerabschätzung und Modelle		0,13
Mismodellierung von Manövern		0,01
Mismodellierung der Sonnencorona		0,02
Jahres- und Tagesschwankungen		0,32

Tabelle 1: Fehlertabelle

wobei w_p der Wert und σ_p die jeweilige Ungenauigkeit ist, den bekannten Wert für $a_p = (8,74 \pm 1,33) \cdot 10^{-8}m/s^2$.

4 Dunkle Materie

Nachdem die Pioneer-Anomalie entdeckt wurde, kamen erste Theorien auf, dass die Anomalie ein Indiz für Dunkle Materie in unserem Sonnensystem sein könnte. Verschiedene Verteilungen der Dunklen Materie wurden durchgerechnet und so kann zum Beispiel eine Scheibe mit einer Dichte von etwa $4 \cdot 10^{-16}kg/m^3$ im äußeren Sonnensystem die Anomalie erklären. Allerdings dürfte diese Dunkle Materie nicht wie leuchtende Materie gravitativ beeinflussbar sein [1]. Sprich, diese Scheibe wird nicht von Planeten beeinflusst und somit nicht angehäuft. Dies ist jedoch unwahrscheinlich. Wenn die Pioneer-Anomalie einen gravitativen Ursprung hätte, so müsste sie nach Newton mit $1/r^2$ abnehmen. Eine derartige Abnahme hätte man in den 2002 vorliegenden Datenintervallen beobachten müssen, was aber nicht geschehen ist. Ein weiteres Argument gegen die Dunkle Materie als Grund für die Pioneer-Anomalie ist die Masse und Dichte von Dunkler Materie, die nötig wären um den Effekt zu verursachen. Es wäre in einem Abstand von 50 AU eine Masse von mindestens

$3 \cdot 10^{-4}$ Sonnenmassen (sprich $5,967 \cdot 10^{26} \text{ kg}$) mit einer Dichte von $6,0 \cdot 10^{18} \text{ kg/AU}^3$ nötig. Xu et al. [13] argumentieren jedoch, dass über die gesamte Lebensdauer von unserem Sonnensystem von $4,5 \cdot 10^9 a$ sich maximal eine Dichte von $2,0 \cdot 10^{17} \text{ kg/AU}^3$ hätte ansammeln können. Außerdem sei die Masse an Dunkler Materie im gesamten Sonnensystem nur ca. 10^{20} kg , womit die Pioneer-Anomalie in keiner Weise erklärt wäre.

5 Dunkle Energie

Schon früh fiel auf, dass für den Wert der Pioneer-Anomalie $a_p \simeq cH_0$ gilt, wenn c die Vakuumlichtgeschwindigkeit und H_0 die derzeitige Hubble-Konstante ist. Deshalb wurden Vermutungen laut, dass die Anomalie mit der Ausdehnung des Universums und somit mit der Dunklen Energie in Zusammenhang steht [1]. Die Idee hierzu ist, dass die Anomalie gar keine echte Beschleunigung ist, sondern nur das Doppler-Signal durch die Ausdehnung des Universums beeinflusst wird. Die Grundfrage hier war also ob die Dunkle Energie einen messbaren Einfluss auf elektromagnetische Wellen hat.

Die Sonde bewegt sich mit der Geschwindigkeit v . Demnach wäre die Beschleunigung durch das sich ausdehnende Universum a_H :

$$a_H = v \cdot H_0 = \frac{v}{c} \cdot c \cdot H_0$$

Man sieht deutlich, dass die Beschleunigung a_H um den Faktor v/c kleiner wäre, als die beobachtete a_p . Außerdem ist $c \cdot H_0$ für $H_0 = 73,2 \frac{\text{km}}{\text{s} \cdot \text{Mpc}}$ nur eine Annäherung an den tatsächlichen Wert der Anomalie. Um den exakten Wert für a_p zu erhalten bräuchte man eine Hubble-Konstante mit einem Wert von $H_0 = 95 \pm 14 \frac{\text{km}}{\text{s} \cdot \text{Mpc}}$, was weit außerhalb des Fehlerbereichs von H_0 liegt. Ein weiteres Argument gegen den Einfluss der Dunklen Energie ist, dass die Beschleunigung in Richtung Sonne zeigt. Wäre die Dunkle Energie tatsächlich die Ursache, würden die Pioneer-Sonden von der Sonne bzw. der Erde weg beschleunigt. Im Doppler-Signal würde sich das in einer Rotverschiebung, anstatt in der beobachteten Blauverschiebung äußern.

6 Modifizierte Newtonsche Mechanik (MOND)

Die modifizierte newtonsche Mechanik (MOND) wurde Mitte der 1980-er Jahre von Mordehai Milgrom als Gegenentwurf zur dunklen Materie entwickelt. Ihre ursprüngliche Motivation ist es die gemessene abflachende Rotationskurve von Galaxien zu erklären, die sich deutlich von der Kurve unterscheidet, die nach den keplerschen Gesetzen berechnet wurde. Das soll erreicht werden indem das zweite newtonsche Gesetz bzw. das Gravitationsgesetz modifiziert wird.

Das zweite newtonsche Axiom besagt, dass eine Masse m , an der eine Kraft F anliegt, die Beschleunigung a erfährt:

$$F = m \cdot a \tag{46}$$

Dieser Zusammenhang kann allerdings für sehr kleine Beschleunigungen nur sehr schwer bis gar nicht experimentell überprüft und nachgewiesen werden. In Galaxien bewirkt die Schwerkraft der Sterne aber nur solche kleinen Beschleunigungen, da sie sehr weit voneinander entfernt sind. Milgroms Idee [14] war es daher das zweite newtonsche Gesetz für sehr kleine Beschleunigungen abzuwandeln in

$$F = m \cdot a \cdot \mu(a/a_0) \quad (47)$$

a_0 ist eine neue Naturkonstante, die angibt, ab welchen Beschleunigungen die Modifikation wirksam wird. Milgrom bestimmte sie aus den Messungen der Rotationsgeschwindigkeiten möglichst vieler Galaxien als

$$a_0 \approx 2 \cdot 10^{-8} \frac{cm}{s^2}$$

$\mu(x)$ ist eine unspezifizierte Funktion, welche folgende Bedingungen erfüllt:

$$\mu(x) \approx \begin{cases} 1 & \text{wenn } |x| \gg 1 \\ x & \text{wenn } |x| \ll 1 \end{cases}$$

In der Literatur sind die für $\mu(x)$ am häufigsten verwendeten Funktionen:

$$\mu(x) = \frac{x}{1+x} \quad \mu(x) = \frac{x}{\sqrt{1+x^2}}$$

Will man jetzt MOND in Hinblick auf die Pioneer Anomalie [1] überprüfen, muss man als erstes betrachten, welche Auswirkungen die Theorie auf die Zentripetalbeschleunigung a_z einer Masse m hat, die sich im Gravitationsfeld eines Körpers der Masse M befindet.

Nach Newton gilt mit der Gravitationskonstante G :

$$F_g = \frac{G \cdot M \cdot m}{r^2} \quad (48)$$

Damit gilt für a_z

$$a_z = \frac{v^2}{r} = \frac{G \cdot M}{r^2} \quad (49)$$

Löst man diese Gleichung nach v^2 auf, so erhält man:

$$v^2 = \frac{G \cdot M}{r} \quad (50)$$

Nach MOND gilt jedoch für sehr kleine Beschleunigungen ($a_z/ll a_0$):

$$a_z \mu\left(\frac{a_z}{a_0}\right) = \frac{G \cdot M}{r^2} \quad (51)$$

Da $\frac{a_z}{a_0} \ll 1$ gilt $\mu\left(\frac{a_z}{a_0}\right) = \frac{a_z}{a_0}$

Setzt man dies nun in die obige Gleichung ein und löst nach a_z auf, so erhält man:

$$a_z = \frac{\sqrt{M \cdot G \cdot a_0}}{r} \quad (52)$$

Mit $a_z = \frac{v^2}{r}$ erhält man hier für v^2 :

$$v^2 = \sqrt{M \cdot G \cdot a_0} \quad (53)$$

Zusammenfassend gilt also nach der modifizierten newtonschen Dynamik:

$$v^2 = \begin{cases} \frac{G \cdot M}{r} & \text{für } a_z \gg a_0 \text{ oder kleine Abstände} \\ \sqrt{M \cdot G \cdot a_0} & \text{für } a_z \ll a_0 \text{ oder große Abstände} \end{cases}$$

Betrachtet man nun die Pioneer-Anomalie, kann man davon ausgehen, dass $a_0 \ll \frac{G \cdot M}{r}$.

Wählt man nun $\mu(x) = 1 + \frac{\zeta}{x}$ bekommt man für a_z folgendes Ergebnis:

$$a_z = - \frac{G \cdot M}{r^2} - \zeta \cdot a_0 \quad (54)$$

Für $\zeta = 7$ ist

$$\zeta \cdot a_0 = 8,4 \cdot 10^{-8} \frac{cm}{s^2}$$

was in etwa der anomalen Beschleunigung der Pioneer-Sonden entspricht.

Gundlach et al. [15] nahmen die MOND-Theorie zum Anlass, das zweite newtonsche Gesetz für sehr kleine Beschleunigungen zu überprüfen. Mit Hilfe eines Torsionspendels gelang es ihnen gute Messungen bis zu einer Beschleunigung von $5 \cdot 10^{-12} \frac{cm}{s^2}$ durchzuführen. Dabei konnte keine Verletzung von Newtons Aussage festgestellt werden. Dies stellt allerdings keinen direkten Widerspruch zur MOND-Hypothese dar, da diese fordert, dass Messungen außerhalb des Einflussbereiches anderer größerer Beschleunigungen durchgeführt werden müssen. Diese Bedingung ist auf der Erde durch ihr Gravitationsfeld und dem des Sonnensystems nicht gegeben. Die Ergebnisse zeigen jedoch, dass es nicht möglich ist, MOND von fundamentalen Prinzipien abzuleiten, unter der Auflage, dass der Formalismus $F = m \cdot a$ unter Laborbedingungen reproduziert.

Nach der modifizierten newtonschen Dynamik müssten auch die Planeten, vor allem die äußeren, die selbe Anomalie aufweisen wie die Pioneer Sonden. Die Planetenbahnen sind aber seit langem sehr genau bekannt und weisen keine Abweichungen auf, die auf eine solche Beschleunigung hinweisen. Das ist ein weiterer Schwachpunkt der Theorie.

7 Zukünftige Forschung

7.1 Offene Fragen

Obwohl die anomale Beschleunigung der Raumsonden Pioneer 10 und 11 bereits seit Anfang der 1980-er Jahre bekannt ist, gibt es noch viele unbeantwortete Fragen [1]. Die fehlenden Antworten können wichtige Hinweise auf den wahren physikalischen Hintergrund der Anomalie liefern.

Ein wichtiger Punkt ist, dass die exakte Richtung des Beschleunigungsvektors immer noch unklar ist. Der Wert $a_p = (8.74 \pm 1.33) \times 10^{-8} \frac{cm}{s^2}$ wurde unter der Annahme berechnet, dass die Beschleunigung in Richtung Sonne zeigt. Wegen Unsicherheiten in der Doppler Navigation kann die Richtung der Anomalie nur bis auf einen Öffnungswinkel von 3° genau bestimmt werden. Aufgrund der großen Entfernung der Sonden lässt diese Ungenauigkeit insbesondere vier verschiedenen Möglichkeiten zu, welche jeweils auf eine andere Ursache hinweisen.

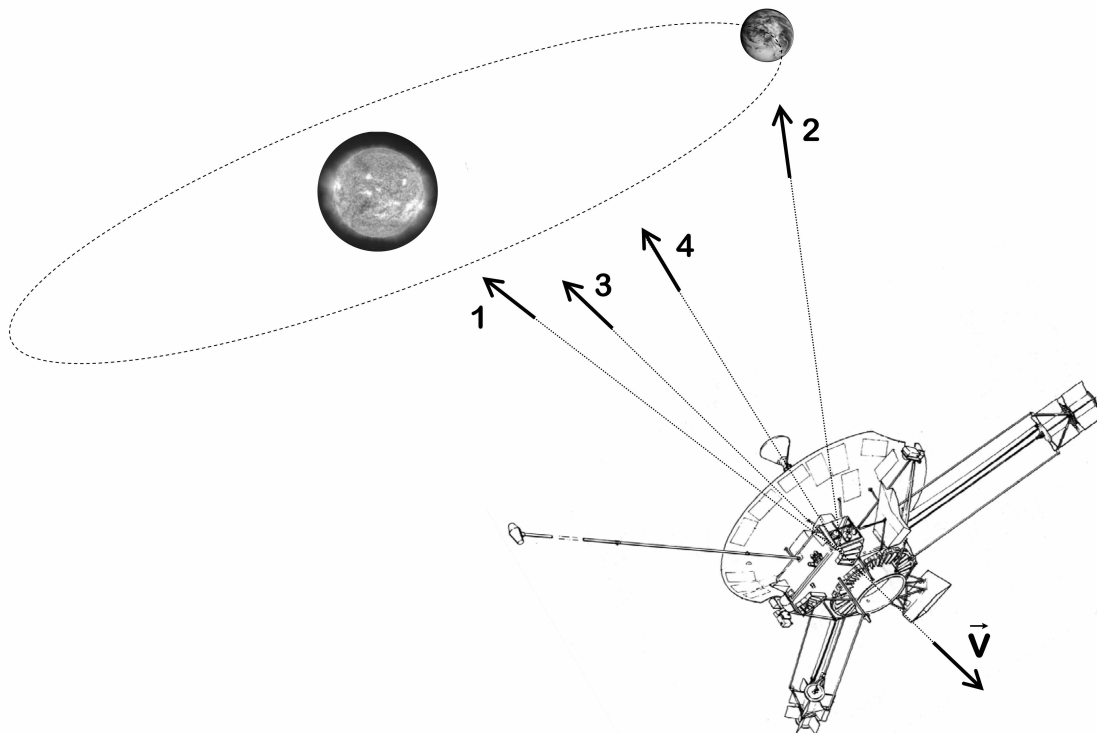


Abbildung 13: Die möglichen Richtungen der Pioneer-Anomalie (1) Richtung Sonne (2) Richtung Erde (3) entlang des Geschwindigkeitsvektors (4) entlang der Spin-Achse [1]

Falls die Sonden tatsächlich in Richtung der Sonne beschleunigt werden sollten, wäre es ein Hinweis darauf, dass die Anomalie von einer Kraft herrührt, die von dort ausgeht. Da die Gravitation als Kraft in Frage käme, könnte es ein Anzeichen dafür sein, dass eine Modifikation des entsprechenden physikalischen Gesetzes notwendig sein könnte.

Die zweite Möglichkeit ist, dass die Beschleunigung in Richtung Erde zeigt. Eine wahrscheinliche Ursache wären hier die Ausrichtungsmanöver der Sonden, wie zum Beispiel nach dem Vorbeiflug an einem Planeten. Bei dieser Konstellation könnte der Fehler aber auch in der Hardware der DSN-Antennen oder der Signalübertragung liegen.

Es kommt als drittes noch infrage, dass die Beschleunigung die Richtung des Geschwindigkeitsvektors zeigt. Das könnte darauf hindeuten, dass die Beschleunigung ihren Ursprung in einer Kraft hat, die von der Trägheit der Sonden ausgeht. Des Weiteren könnten die Sonden bei diesem Szenario durch Reibung, zum Beispiel durch Staub, abgebremst werden.

Als Viertes bleibt noch die Richtung der Spin-Achse. Das würde den Versuch unterstützen die Erklärung für die Anomalie innerhalb der Sonden zu finden. Korrekterweise sollte deshalb also von einer Beschleunigung in Richtung des inneren Bereiches des Sonnensystems gesprochen werden.

Wenn man mit Sicherheit sagen könnte, dass die Pioneer-Anomalie über einen sehr langen Zeitraum hin konstant ist, könnte ihr zu Stande kommen zum Beispiel durch Hitzeabstrahlung komplett ausgeschlossen werden. Über das Langzeitverhalten der Anomalie ist allerdings bis jetzt noch zu wenig bekannt. Es ist, nach heutigem Kenntnisstand, durchaus denkbar, dass die Anomalie nach einer gewissen Zeit wieder komplett verschwindet, oder aber noch weiter anwächst.

Diese Überlegungen führen direkt zu den nächsten Fragen, deren Beantwortung noch einiges Licht ins Dunkel bringen kann. In welchen Distanzen genau kann diese Beschleunigung beobachtet werden? Die Daten von Pioneer 10 und 11 bestätigen ihre Existenz in einer Entfernung von ungefähr 20 - 70 AU. Doch was passiert außerhalb dieses Bereichs? Kann die Anomalie auch in der Nähe der Sonne beobachtet werden?

Die Flugbahnen beider Sonden lagen, um die Planeten zu besuchen, in der Ekliptik. Wirkt sie sich auch auf Sonden aus, die sich senkrecht zur Ekliptik bewegen?

7.2 Neue Analyse aller vorhandener Daten

Die Pioneer Sonden waren über drei Jahrzehnte mit Kontakt zur Erde im Weltall. Die bisherigen Analysen betrachteten nur Daten aus etwa 11,5 Jahren von Pioneer 10 und 3,5 Jahren von Pioneer 11. Jedoch empfing man bis zum 27. April 2002 brauchbare Daten¹⁹ von Pioneer 10 und immerhin bis zum Oktober 1990 brauchbare Daten von Pioneer 11.

Die erste Analyse im Jahr 1998 berücksichtigte nur die Daten von 1987 bis 1995 von Pioneer 10 und einem kürzeren Zeitfenster von Pioneer 11. Die ausführlichere Analyse 2002 betrachtete ein vergrößertes Zeitfenster: Die Daten der Sonde Pioneer 10 umfassten in der Zeit vom 3. Januar 1987 bis zum 22. Juli 1998 19.403²⁰ Datenpunkte aus Entfernungen von 40 AU bis 70,5 AU. Von Pioneer 11 betrachtete man 10.252²¹ Messpunkte vom 5. Januar 1987 bis zum 1. Oktober 1990 (22,4 AU bis 31,7 AU). Dabei verwendete man Integrationszeiten zwischen 60 und 1.000 Sekunden [7].

Auch die anderen erwähnten Analysen bezogen sich immer auf etwa den selben Zeitraum, teils sogar weniger.

Dies lag einerseits daran, dass diese neueren Daten bereits in passenden Dateiformaten vorlagen (siehe Kapitel 2.1), andererseits daran, dass in großer Entfernung der Einfluss einiger Effekte – wie der Strahlungsdruck und Sonnencoronaeffekte geringer ist, man diese also weniger genau berechnen musste [9]. Die späteren Daten wurden von Andersons Team deswegen nicht berücksichtigt, da sie zu Beginn der ersten Untersuchungen noch nicht vorlagen.

Die Daten von Pioneer 10 aus dem Zeitraum von 1998 bis 2002 wurden also noch nicht untersucht. Noch erfolgsversprechender wäre jedoch eine Analyse der frühen Daten. Die Anomalie wurde bereits ab 1979 beobachtet und durch eine bessere Berechnung des solaren Strahlungsdrucks

¹⁹Das letzte schwache Signal wurde am 23. Januar 2003 empfangen

²⁰Andere Quellen sprechen von 20.055 Datenpunkten [7]

²¹Andere Quellen sprechen von 10.616 Datenpunkte [7]

könnten auch die noch früheren Daten wichtige Informationen liefern. Ein kompletter Datensatz ab dem Start der Sonden, bis zu den letzten brauchbaren Signalen würde etwa 80.000 Datenpunkte von 30 Jahren Kommunikation mit Pioneer 10 über Distanzen von ungefähr 1 AU bis 80 AU sowie 50.000 Datenpunkte aus 17,5 Jahren (1 bis 31,7 AU) von Pioneer 11 umfassen [7].

Es gibt also etwa 17,5 Jahre Pioneer 10- und 12,5 Jahre Pioneer 11-Daten die bisher nicht ausgewertet wurden. Weniger als ein Viertel der Daten wurde bisher genutzt. Auch wenn nicht alle Datenpunkte gleich brauchbar sind, würde eine erneute Analyse viele weitere Erkenntnisse bringen.

	Pioneer 10	Pioneer 11
Zeitpunkt	3.01.1987 - 22.07.1998	5.01.1987 - 1.10.1990
Entfernung	40 - 70,5 AU	22,4 - 31,7 AU

Tabelle 2: Die von Anderson et al. [2] verwendeten Daten

Es ist daher bereits seit Längerem geplant, die kompletten Daten, vom Start der Sonden bis zu den letzten verwertbaren Signalen, neu zu analysieren. Dafür müsste man die kompletten Daten mit einheitlichen Verfahren neu aufbereiten und auswerten. Dies hat sich jedoch als schwieriger als gedacht herausgestellt. In den über 30 Jahren haben sich die Dateiformate, die Navigationssoft- und -hardware, das DSN und die beteiligten Personen mehrfach geändert. Folgenden Probleme mussten unter anderem überwunden werden [1]:

- Die Daten waren auf verschiedene Archive verteilt, einige existierten sogar nur noch bei (ehemaligen) Mitarbeitern Zuhause.
- Die Dateien waren in unterschiedlichen Formaten (abweichend von den in Kapitel 2.1.2 beschriebenen), einige davon waren veraltet, schlecht dokumentiert und nicht problemlos in heutige Formate umzuwandeln.
- Dateien waren oft unvollständig, es fehlten teils kritische Informationen.
- Die Dateien wurden unterschiedlich behandelt – so wurden bei manchen Dateien die Doppeldaten um die Effekte des Raumsonden Spins korrigiert, bei andern nicht (siehe Kapitel 2.1.3).
- Einige Dateien oder Magnetbänder waren beschädigt²². In einigen Fällen konnten die Dateien repariert werden, in andern waren die Dateien irreparabel beschädigt und die Daten waren verloren.

Trotzdem hat man es bis zum November 2009 geschafft, die Daten so weit wie möglich vollständig zusammenzutragen und herzurichten. Die ursprünglichen Datenquellen sind:

- Die archivierten Dateien am JPL und dem Deep Space Network

²²So konnte Marward beispielsweise in seiner Arbeit die Daten vom Juni 1990 bis zum Juni 1991 nicht verwenden, da das entsprechende Magnetband im NSSDC nicht mehr lesbar war [5].

- Die archivierten Dateien am National Space Science Data Center (NSSDC)
- Daten, welche von einzelnen Mitarbeitern des JPL archiviert wurden.

Die Pioneer 10-Daten von vor 1980 haben sich dabei als weitgehend unbrauchbar herausgestellt. Die Daten danach sind jedoch durchgehend brauchbar. Die Pioneer 11-Daten sind von Mitte 1978 bis zum Ende brauchbar. Die ausführliche Analyse dieses umfangreichen Datensatzes ist derzeit in Arbeit [1]. Mit den Ergebnissen dieser Analyse kann in Kürze gerechnet werden.

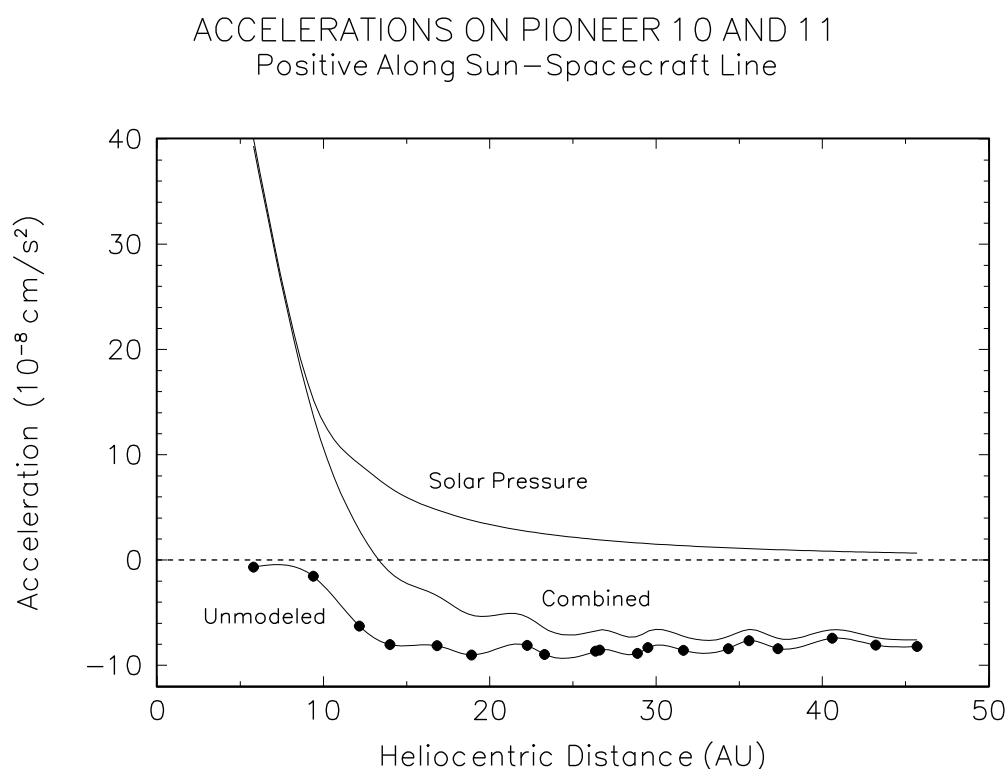


Abbildung 14: Die obere Kurve zeigt den Verlauf des Strahlungsdrucks, die untere die der Anomalie, in der Mitte die Kombination von beiden. Die Grafik erschien erstmals in [16]

Dass man die schwerer zu analysierenden frühen Daten erst jetzt im Detail untersuchen, bringt den Vorteil, dass wir aus den bisherigen Auswertungen Lektionen darüber gelernt haben, wie man mit den Daten richtig umgeht und wie man den Einfluss der diversen Effekte und der Manöver berücksichtigt [9]. Außerdem haben sich inzwischen die Ephemeriden, sowie die Modelle zur Beschreibung der Position der DSN-Antennen erheblich verbessert. Dies ist durch Fortschritte in der Technik – insbesondere bei GPS- und VLBI-gestützter Technologie – neue Erkenntnisse zur Dopplerortung von Raumsonden und neuen Datenverarbeitungsalgorithmen ermöglicht worden. Man wird diese verbesserten Erdmodelle vom IERS übernehmen und die neuesten Ephemeriden verwenden. Dadurch wird es möglich sein, die Genauigkeit der Position der DSN-

Antennen um zwei Größenordnungen auf 1 cm zu verbessern, und so nicht nur den konstanten Teil der Anomalie genauer zu beschreiben, sondern auch die zeitlich periodischen Terme zu überprüfen. [citeTuryshev2004](#).

Durch die deutliche Vergrößerung der Anzahl an verfügbaren Daten ist damit zu rechnen, dass man die Anomalie überprüfen und genauer, sowie zuverlässiger, bestimmen kann. Ermutigend ist hier, dass gezeigt wurde, dass die letzten Datenpunkte der früheren, noch nicht ausgewerteten, Daten – nach der Entfernung der jährlichen Schwankungen – mit den Untersuchungen von Anderson [2] statistisch konsistent sind [9].

Wichtiger ist jedoch, dass man bei einer Analyse über einen so langen Zeitraum den Ursprung der Anomalie in der thermischen Abstrahlung wesentlich sicherer überprüfen kann. Da der Radioisotopengenerator mit einer Halbwertszeit von 87,7 Jahren immer weniger Wärme abgibt, müsste über einen längeren Zeitraum hinweg der Wert der Anomalie sinken. Desto länger der betrachtete Zeitraum ist, desto sicherer müsste man eine zeitliche Veränderung feststellen. Im ursprünglich betrachteten Zeitraum von 11,5 Jahren wäre die Energie der RTGs nur um etwa 9% gefallen, im ganzen beobachtbaren Zeitraum von 22 Jahren liegt die Abnahme jedoch bereits bei 16% was sich deutlich nachweisen lassen müsste.

Von besonderem Interesse könnten insbesondere die frühen Daten sein: Die bisherigen Analysen deuten darauf hin, dass die Anomalie erst ab einer Entfernung von etwa 15 AU auftritt. Es ist erfolgversprechend, den Zeitpunkt bei welchem die Anomalie anscheinend anfängt aufzutreten zu analysieren. Abbildung 6 zeigt beim zweiten Punkt einen auffallend großen Fehler. Sollte es sich dabei um einen korrekten, wenn auch groben, Messwert handeln und nicht um ein Problem mit dem Verhältnis zwischen Signal und Rauschen, so könnte dies ein deutlicher Hinweis auf ein Beginnen der Anomalie sein. Die große Messunsicherheit würde dadurch zustande kommen, dass die Punkte in Abbildung 6 Durchschnittswerte über Integrationszeiten von etlichen Monaten bis hin zu einem Jahr darstellen. Der zweite Pioneer 11-Datenpunkt beginnt schon vor der Kreuzung der Saturnbahn, endet jedoch erst danach. Die Analyse dieser Zeit könnte eine wichtige Rolle in Bezug auf die Theorie der Dunkle Materie als Ursache der Anomalie sein. Auch Die MOND-Theorie müsste hier Spuren hinterlassen: die Anomalie müsste dafür beim Vorbeiflug am Saturn von Pioneer 11 beziehungsweise beim Vorbeiflug von Pioneer 10 am Jupiter erstmals auftreten [9]. Außerdem könnte es möglich sein die genaue Richtung der Anomalie aus den frühen Daten zu bestimmen. [17]

7.3 Zukünftige Missionen

Die Analyse des gesamten Datensatzes der beiden Pioneer-Sonden bringt Klarheit bei Fragen wie, ob die Anomalie auch schon in Erd- oder Sonnennähe festgestellt werden kann. Andere Rätsel können nicht so leicht gelöst werden. Um zum Beispiel die Richtung des Beschleunigungsvektors exakt festzustellen oder zu ermitteln in welchem Bereich genau die Anomalie auftritt, wird eine neue Mission benötigt. An sie werden bestimmte Anforderungen gestellt [18] [19] [20] [17], um den Wert der Beschleunigung genau zu bestimmen und mögliche Fehlerquellen genau identifizieren

und ausschließen zu können.

Das wissenschaftliche Ziel dieser Mission wird sein, die Pioneer-Anomalie zu bestätigen und so genau wie möglich zu erforschen. Ihr Wert soll bis auf mindestens 10^{-10} cm/s^2 genau gemessen werden. Es ist erforderlich eine höhere räumliche und zeitliche Auflösung der Beschleunigung zu erreichen, um genauere Aussagen über ihre Richtung und ihren zeitlichen Verlauf machen zu können. Interne und externe Fehlerquellen müssen hierzu genau geprüft und gemessen werden. Es ist also auch nötig den Strahlungsdruck der Sonne und die elektrische Ladung, die sich auf der Oberfläche der Sonde ansammelt, genau zu messen. Auf der Mission sollen außerdem noch verschiedene Erklärungsmodelle getestet werden um die Ursache der Anomalie im Idealfall zu finden. Deshalb wird es auch ein Ziel der Mission sein das newtonsche Gravitationspotential in großen Entfernungen genau zu bestimmen und die Bedingungen im tiefen Weltraum zu erforschen. Eine weitere Option ist die Sonde auf eine Bahn senkrecht zur Ekliptik zu bringen, um zu überprüfen, wie sich die Anomalie dort verhält.

Um eine Empfindlichkeit für die Beschleunigungsmessung in Richtung aller 3 Achsen der Sonde von ca. 10^{-10} cm/s^2 zu erreichen, ist eine Navigation nötig, die präziser ist, als die der Pioneers. Dafür ist eine spin-stabilisierte Sonde vorteilhaft. Im Gegensatz zur 3-Achsen Stabilisation, bereitet das Austreten von Treibstoff bei der Navigation von spin-stabilisierten Objekten kaum Probleme. Außerdem sind weniger Manöver zur Korrektur der Lage notwendig. Bei solchen Maßnahmen kann es sein, dass ungewollt Treibstoff austritt, was ihre Berechnung enorm erschwert.

Aus den oben genannten Gründen braucht man Korrekturdüsen, Kraftstoffleitungen und eine Treibstoffanzeige, die sehr präzise kalibriert sind, und zusätzlich noch genaue Kenntnisse über die zeitliche Entwicklung des Treibstoffverbrauchs. Da diese Informationen besonders wichtig sind, um die Flugbahn der Sonde möglichst genau zu bestimmen, werden Sensoren benötigt, die über eine lange Zeit Daten mit der geforderten Genauigkeit liefern. In diesem Bereich muss aber noch einiges an Entwicklungsarbeit geleistet werden, da die Sensoren, die zur Zeit erhältlich sind, nicht exakt genug arbeiten und zu schnell verschleifen. Eine Echtzeit Anzeige und Kontrolle ihrer Leistung wäre außerdem noch erwünscht.

Die Sonde soll ähnlich navigiert werden wie die beiden Pioneer-Sonden, über Entfernungs- und Geschwindigkeitsbestimmung mit Hilfe von Radiowellen. Die Entfernung wird über die Laufzeit und die Geschwindigkeit über die Dopplerverschiebung des Signals ermittelt. Bei der neuen Mission wird dazu aber nicht nur ein Frequenzband verwendet, sondern es wird das „Dual Band Tracking“ angewendet, welches, wie der Name schon sagt, zwei Frequenzbänder benutzt. Das X-Band (8 – 12 GHz) und das Ka-Band (26,5 – 40 GHz) sind hierfür vorgesehen. Nach Möglichkeit sollen noch das VLBI (Very Long Baseline Interferometry) und/oder das Δ DOR-Verfahren²³ (Delta Differential One-way Ranging) hinzu kommen. Damit wäre dann eine genaue Winkelbestimmung möglich, die

²³Das Δ DOR-Verfahren [21] funktioniert so ähnlich wie das VLBI. Auch hier wird der Laufzeitunterschied eines Signals zu zwei weit auseinander stehenden Antennen ermittelt. Dieses Signal wird dann aber noch mit dem eines Quasars in der Nähe der Sonde abgeglichen, dass einen vergleichbaren Weg zurückgelegt hat. Die Position des Quasars ist durch vorherige Messungen sehr genau bekannt. So können Fehler, die durch verschiedene Störfaktoren, wie den Sonnenwind oder die Erdatmosphäre, entstehen, genau ermittelt und eliminiert werden.

benötigt wird um die drei-dimensionalen Beschleunigungsdaten richtig zu rekonstruieren.

Natürlich muss die Sonde eine interne Energieversorgung haben. Da diese Mission in den tiefen Weltraum und somit weit weg von der Sonne führt, kommen Solarzellen nicht infrage. Noch heute gibt es für dieses Problem keine andere Lösung, als die schon bei den Pioneer-Sonden verwendeten RTGs. Denn nur diese können zuverlässig Energie über einen langen Zeitraum liefern.

Die Platzierung der RTGs stellt eine große Herausforderung dar, denn sie emittieren enorm viel Hitze. Um das als Ursache für die Anomalie ausschließen zu können, sollte die Abstrahlung möglichst symmetrisch sein. Die RTGs sind aber nicht die einzige Wärmequelle der Sonde. Auch die Korrekturdüsen, die verbaute Elektronik und viele andere Bestandteile emittieren Wärmestrahlung. Diese müsste für jedes einzelne Bauteil so genau wie möglich untersucht werden. Seitlich soll die Strahlung durch Abdeckungen abgeschirmt werden, so dass sie nur nach vorne oder hinten entweichen kann und ihr Rückstoß nur in oder entgegen der Flugrichtung wirkt. Dies alles hilft den drei-dimensionalen Vektor des thermischen Rückstoßes sehr exakt zu ermitteln. Dazu tragen aber auch alle reflektierenden Oberflächen der Sonde bei. Deshalb müssten diese aus Materialien bestehen, bei denen vor allem der Alterungsprozess und die Abstrahleigenschaften sehr genau bekannt sind. Im Idealfall soll die Sonde so ausbalanciert und symmetrisch konstruiert werden, dass alle solchen thermischen Einflüsse verschwinden.

Eine Neuerung gegenüber den Pioneer-Sonden wird sein, dass man an der neuen Konstruktion zwei identische, gegenüberliegende Antennen anbringen wird, die das Radiosignal gleichzeitig zur Erde und die entgegengesetzte Richtung absenden. So bleibt die Sonde in ihrem Aufbau symmetrisch. Der Rückstoß durch das Senden des Signals hebt sich auf und muss in der Berechnung nicht mehr berücksichtigt werden. Die wichtigste Funktion der Antennen wird aber sein, zweifelsfrei zu ermitteln ob es sich bei der Anomalie um einen externen oder internen Effekt handelt. Nachdem präzise Daten der Anomalie mit einer Orientierung der Antennen aufgenommen wurden, etwa ein bis zwei Jahre lang, wird die Sonde mit Hilfe von Lichtsensoren, die sich an der Sonne oder bestimmten Sternen orientieren, um 180° gedreht. Nun sendet die Antenne, die zuvor nach außen gerichtet war, Daten zur Erde und umgekehrt. Anschließend werden wieder ein bis zwei Jahre lang präzise Daten aufgenommen und diese dann mit denen der anderen Antenne verglichen. Stellt man keine Veränderung fest, bestätigt dies einen sondenexternen Effekt, ändert sich aber das Vorzeichen, ist die Ursache sondenintern. Jedes andere Ergebnis, das von Null verschieden ist, zeigt, dass sowohl ein interner als auch ein externer Effekt eine Rolle spielen. Ersterer hat dann eine Größe der Hälfte der Differenz der beiden Messungen und Letzterer der Hälfte der Summe.

Um das aber tatsächlich genau so rechnen zu können, braucht man eine komplett symmetrische Sonde wie sie im „Yo-Yo“-Aufbau vorgeschlagen wird. Das Bild zeigt diesen Aufbau von oben (links) und von der Seite (rechts) in verschiedenen Maßstäben. An den beiden langen Auslegern, die in der Draufsicht gut zu erkennen sind, sollen die RTGs angebracht werden. Die Ausleger sollen eine Länge von 2 – 2,5 m haben. Je nach dem wie die Mission endgültig gestaltet wird, kann man an dem dritten Ausleger ein Instrumentenpaket anbringen, um die interstellare Materie außerhalb des Sonnensystems zu erforschen. Zur reinen Untersuchung der Pioneer-Anomalie, kann man dort

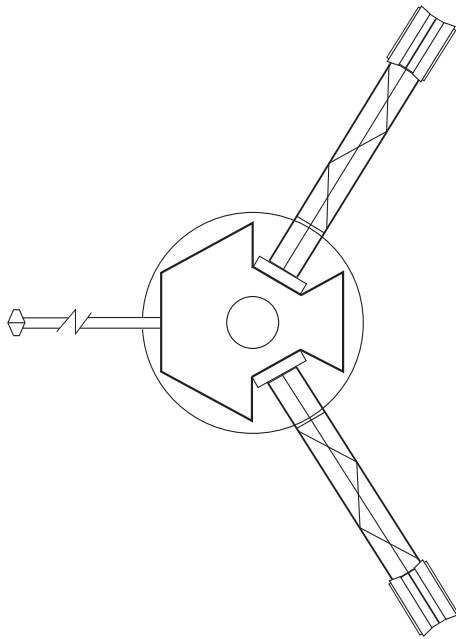


Abbildung 15: Aufsicht der "Yo-Yo"-Sonde (Skizze) [17]

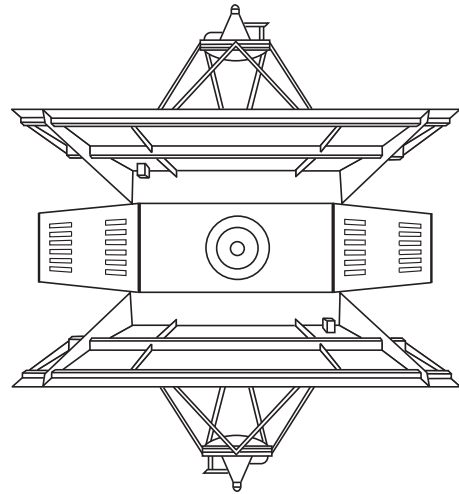


Abbildung 16: Seitenansicht der "Yo-Yo"-Sonde (Skizze) [17]

auch noch einen dritten RTG befestigen, was erheblich zur Symmetrie der Sonde beitragen würde. In der Seitenansicht sind die oben beschriebenen Wärmeabdeckungen und die Antennen zu sehen. Als Vorlage für Letztere wurde die Cassegrain Antenne der Sonde Cassini angepasst.

Eine interessante Modifikation des Aufbaus ist, dass man anstelle der zweiten Antenne an der Erdabgewandten Seite eine kleine Probemasse befestigt. Bringt man diese in einem Abstand von > 250 m von der Sonde an, kann man mit ihrer Hilfe noch eine zweite Bestätigung für die Anomalie erhalten. Die Sonde selbst wird durch die oben beschriebenen Radiosignale navigiert. Die Bewegung der Testmasse relativ zur Sonde wird mit Laser-Abstandsmessung bestimmt. Auf diese Weise lässt sich die Pioneer-Anomalie zusätzlich noch mit einer zweiten Methode überprüfen.

Bei großen Himmelskörpern mit gebundenen und nur wenig exzentrischen Bahnen konnte die Anomalie nicht festgestellt werden. Bei den Pioneer-Sonden wurde sie erst entdeckt, als sie sich auf ihrer hyperbolischen Bahn befanden um das Sonnensystem zu verlassen. Deshalb und um die Missionsdauer möglichs kurz zu halten, erscheint es sinnvoll die Sonde möglichst schnell auf ihre ungebundene Bahn geschickt werden. Nahe der Sonne sind aber externe systematische Fehler am Experiment, die zum Beispiel der Sonnenwind verursacht, sehr groß. Daher ist es sinnvoller die Mission etwas zu verlängern und die Sonde erst ab einer Entfernung von mehr als 15 AU auf ihre ungebundene Bahn zu befördern. Da diese Distanz möglichst schnell erreicht werden soll, wurde für die Sonde eine Geschwindigkeit von $> 5 - 10$ AU/Jahr angedacht. Damit wird sie wesentlich schneller sein als die beiden Pioneer-Sonden (Pioneer 10: 2,38 AU/Jahr, Pioneer 11: 2,02 AU/Jahr). Das dient zusätzlich noch dazu herauszufinden, wie sich die Anomalie bei einer anderen Geschwindigkeiten verhält und ob eventuell hier ein Zusammenhang besteht.

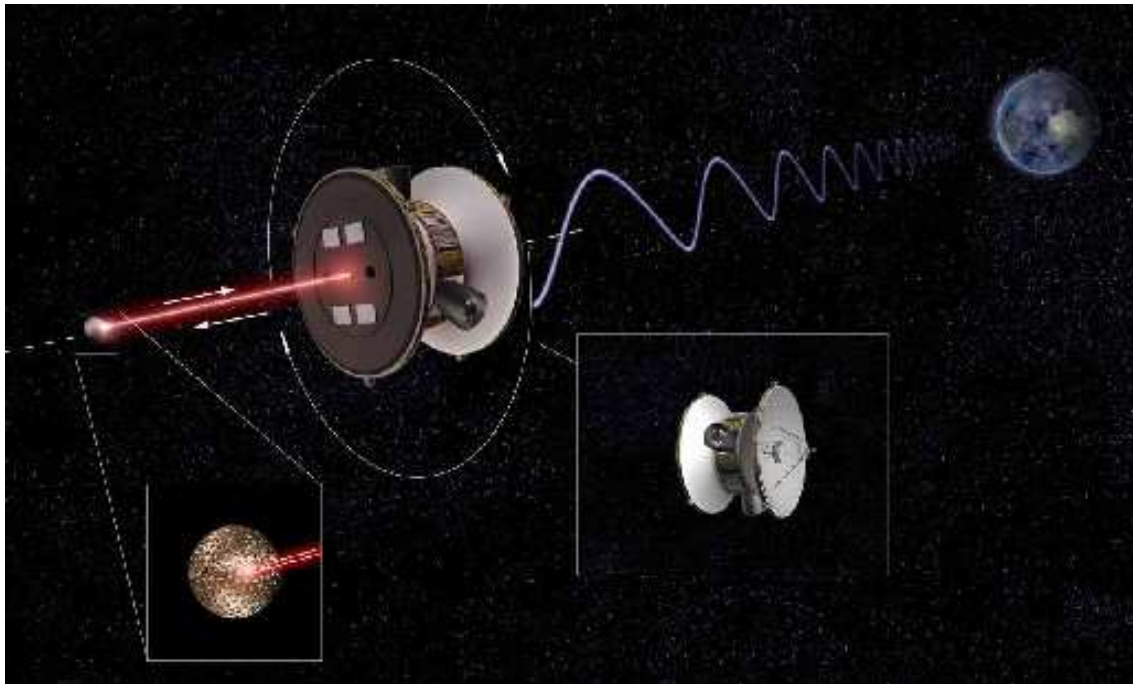


Abbildung 17: Die Sonde mit zusätzliche Probemasse zur Bestätigung der Pioneer-Anomalie durch Laserabstammungsmessung. [18]

Um die gewünschte Geschwindigkeit zu erreichen ist ein guter Antrieb unabkömmlich. Mit den heute in der Raumfahrt genutzten Methoden sind Fluchtgeschwindigkeiten von etwa 5 AU/Jahr möglich. Das heißt, dass beim Start der Sonde eine der existierenden großen Raketen (Ariane 5, Proton, Delta IV, oder Atlas V) zum Einsatz käme und im All dann noch einige Flyby-Manöver zur Beschleunigung durchgeführt werden müssten. Dieser Missionsverlauf birgt allerdings einen großen Nachteil. Die ganze Mission würde durch die Flyby-Manöver und die geringe Geschwindigkeit zu lange dauern. Ein Antrieb an Bord der Sonde ist daher unverzichtbar. Etwas passendes gibt es aber noch nicht. Ein chemischer Antrieb wäre sehr teuer und würde an seine Grenzen gebracht werden. Deshalb werden neue Technologien entwickelt und getestet. Die Hauptforschungsgebiete sind ein nuklear-elektrischer, ein solar-elektrischer und ein solar-thermischer Antrieb. Das größte Interesse, vor allem in Europa, liegt bei den Solarsegeln. Das ultimative Ziel ist Segel zu entwickeln, die weniger als $1g/m^2$ haben. Da dieses Ziel aber noch in weiter Ferne liegt, geht der Weg in Richtung vieler Nanoröhren von einigen cm Länge, die die Sonnenenergie nutzbar machen. Mit einem solchen Segel sind voraussichtlich Beschleunigungen auf bis zu 14 AU/Jahr möglich. Auf Höhe der Jupiterbahn wird das Segel dann abgeworfen und die eigentliche Mission kann beginnen.

Beim Start hat die Sonde mit allen Bestandteilen eine Gesamtmasse von ca. 500 kg. Inklusive der beiden Cassegrain Antennen, kommt sie auf eine Gesamthöhe von etwa 3,5 m und auf einen Durchmesser von etwa 2,5 m.

Die Dauer der Mission ist bei einer Geschwindigkeit von 5 AU/Jahr auf 7 Jahre angelegt. In

den ersten 3 Jahre wird die Sonde auf eine Distanz von mehr als 15 AU gebracht. Dort lässt der Einfluss der Sonneneinstrahlung deutlich nach. Die „sauberen“ Daten der letzten 4 Jahre können dann genutzt werden um die Anomalie zu erforschen. Die Lebensdauer der Sonde wird auf 12 Jahre ausgelegt. Rechnet man mit einer Geschwindigkeit von 10 AU/Jahr, würde die Mission nur 5 Jahre dauern und eine Lebensdauer von 8 Jahren würde genügen.

Es gibt zwei verschiedene Möglichkeiten diese Mission durchzuführen. Entweder, wie hier größtenteils beschrieben als eigene Mission, oder als Teil einer größeren Mission in den tiefen Weltraum. Für letzteres Konzept gibt es nochmal zwei Versionen. Die eine ist so angedacht, dass eine Sonde, die zum Beispiel die Bedingungen außerhalb unseres Sonnensystems erforschen soll, mit einem zusätzlichen Instrumentenpaket ausgestattet wird, welches dann die Anomalie untersuchen soll. Eine anderen Idee ist, dass man eine Sonde so konstruiert, dass auf Höhe der Saturnbahn eine Nebensonde von der Hauptsonde getrennt wird, die dann unabhängig von der anderen Mission die Pioneer-Anomalie erforschen kann. Der Vorteil eines solchen Szenario ist natürlich, dass es so wesentlich billiger wäre eine Sonde ins All zu befördern und so zusätzlich noch andere Bereiche der Weltraumforschung abgedeckt werden können. Die Sonden müssten dafür aber an zusätzliche Anforderungen angepasst werden und könnten nicht ganz so speziell auf die Erforschung der Anomalie ausgelegt werden, wie bei einer eigenen Mission. Darunter leidet natürlich die Messgenauigkeit. Während bei einer eigens zur Untersuchung der Pioneer-Anomalie ausgelegten Sonde eine Genauigkeit von bis zu 10^{-12} cm/s^2 möglich wären, sind bei einer kombinierten Mission die Grenzen bei 10^{-10} cm/s^2 erreicht.

Wie auch immer eine solche Mission letzten Endes aussieht, sie gibt einen Antrieb neue Technologien zu entwickeln und die Möglichkeit sie zu testen. Außerdem verschafft sie uns einen tieferen Einblick in verschiedene physikalische Gesetz, wie zum Beispiel Newtons Gravitationsgesetz, und hilft das Rätsel um die Pioneer-Anomalie zu lösen.

8 Andere Phänomene

Neben der Pioneer-Anomalie gibt es noch zwei weitere Phänomene, die den selben Ursprung haben könnten: Die Swingby- oder Flyby-Anomalie und das Anwachsen der Astronomischen Einheit (AU) [22].

8.1 Flyby-Anomalie

In der Raumfahrt lässt man Sonden durch ein starkes Gravitationsfeld, zumeist das eines Planeten, fliegen um sie zu beschleunigen und ihre Flugbahn zu ändern. Bei solchen sogenannten Flyby-Manövern an der Erde wurde die Flyby-Anomalie entdeckt. Die Sonden waren nach dem Vorbeiflug um einige mm/s schneller als berechnet:

Die Raumsonde Rosette flog im November 2007 und im November 2009 erneut an der Erde vorbei. Diese male konnte keine Abweichung von den berechneten Daten festgestellt werden. Es wird vermutet, dass die Sonde zu weit von der Erde entfernt war um die Anomalie zu erkennen.

Mission	Behörde	Datum	Perizentrum r_p	Exzentrizität e	Geschwindigkeitszuwachs Δv
Galileo	NASA	Dez 1990	959,9 km	2,47	$3,92 \pm 0,08$ mm/s
NEAR	NASA	Jan 1998	538,8 km	1,81	$13,46 \pm 0,13$ mm/s
Cassini	NASA	Aug 1999	1173 km	5,8	0,11 mm/s
Rosetta	ESA	Mär 2005	1954 km	1,327	$1,82 \pm 0,05$ mm/s

Tabelle 3: Beobachte Flybys.

Man vermutet einen gravitativen Effekt hinter der Flyby-Anomalie. Deshalb erwartet man, dass sich die Auswirkungen bei größerer Exzentrizität verringern, weil sich dabei die Stärke und die Dauer der gravitativen Interaktion verringern. Das selbe wird für Exzentrizitäten näher bei $e=1$ erwartet, da zum Beispiel bei Satelliten, welche die Erde umkreisen, keine Anomalien auftreten. Für das Perizentrum gilt demnach: Je näher es am Zentrum der Gravitation liegt, desto größer ist die Abweichung. Trägt man also nun für die obige Tabelle einmal Δv als Funktion der Exzentrizität e und einmal als Funktion des Perizentrums r_p auf, so erhält man Abbildung 18.

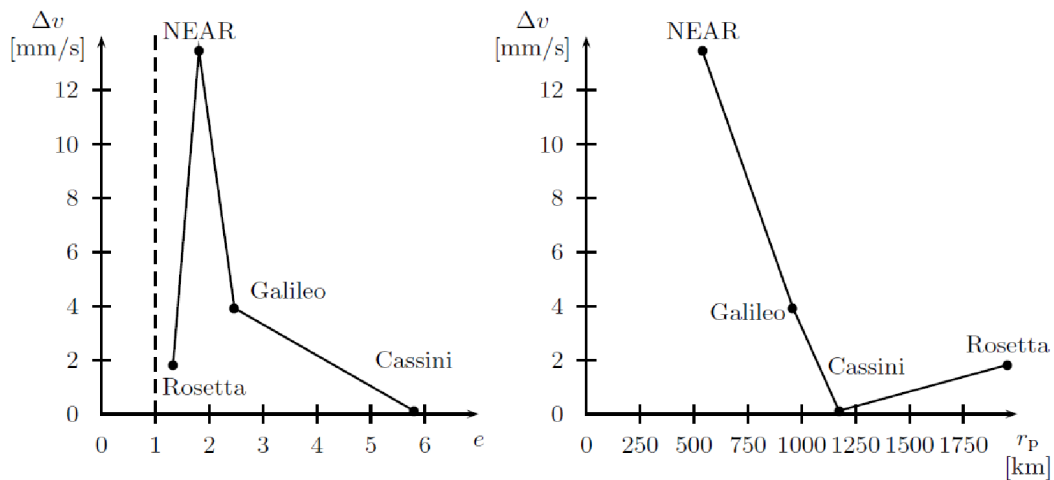


Abbildung 18: **Links:** Die Geschwindigkeitszunahme Δv als Funktion der Exzentrizität e **Rechts:** Die Geschwindigkeitszunahme Δv als Funktion des Perizentrums r_p [7]

Das große Problem bei der Anomalie ist, dass zu wenige Daten vorhanden sind. Es gab bis jetzt nur eine begrenzte Anzahl an Flyby-Manövern und die vorhandenen Daten, sind zu ungenau. Meistens taucht die Abweichung zwischen zwei Datenpunkten auf. So ist bis jetzt nur bekannt um welchen Betrag die Geschwindigkeiten der verschiedene Sonden von den vorher Berechneten abweichen. Ob es aber auch Auswirkungen auf die Flugbahnen gab, ist immer noch völlig unklar. In Zukunft müssen also Flyby-Manöver genauer untersucht und vor allem mehr und präzisere

Messpunkte aufgenommen werden.

8.2 Das Anwachsen der Astronomischen Einheit

Die Astronomische Einheit wächst pro Jahr um ca. 10 cm. Dies wurde in Abstandsmessungen von der Erde zu anderen Planeten entdeckt. Vor allem die Messungen zum Mars und den ihn umkreisenden Satelliten sind hier interessant, da sie von 1961 bis 2003 und mit insgesamt 42 Jahren am längsten liefen. Auch hierfür gibt es bis heute keine ausreichende Erklärung. Die Auswirkungen der Ausdehnung des Universums sind auf solchen Skalen nämlich viel zu gering.

9 Diskussion

Im Verlauf des Studiums der Arbeiten zur Pioneer-Anomalie sind uns viele unterschiedliche Erklärungsmodelle begegnet. Einige haben wir hier in unserer Arbeit vorgestellt. Unabhängig davon, welche Ursache die Anomalie hat, wird das Ergebnis ein großer Informationsgewinn für die Raumfahrt sein. Wenn MOND oder Dunkle Materie für die Anomalie verantwortlich wären, so muss man diese Phänomene intensiv erforschen und in der Berechnung zukünftiger Missionen berücksichtigen. Andernfalls würde die Anomalie eine sehr genaue Überprüfung der bekannten klassischen Gravitationsgesetze darstellen. Sollte ein sondeninterner Fehler als Quelle der Anomalie ausgemacht werden, so hat dies Auswirkungen auf die Konstruktion künftiger Raumsonden. Die Berechnungen wurden wie in 2.2 gezeigt durch viele unabhängige Programme, die teilweise speziell zur Auswertung der Anomalie geschrieben wurden, durchgeführt. Alle Programme haben wiederholt den selben Wert errechnet, womit ein Rechenfehler oder Softwarefehler als Ursache der Pioneer-Anomalie mit großer Sicherheit ausgeschlossen werden kann.

9.1 Wertung der unterschiedlichen Erklärungsmodelle

Die MOND-Theorie (Kap. 6) und die Theorie der Dunklen Materie (Kap. 4) sind unserer Meinung nach nicht die Quellen für die anormale Beschleunigung von Pioneer 10 und 11. Wäre die Anomalie gravitativen Ursprungs, hätte dies messbare Auswirkungen auf die Bahnen der äußeren Planeten. Diese Bahnen wurden über einen Zeitraum von mehreren Jahrhunderten sehr genau beobachtet und berechnet. In der Beobachtungen wurden keine Abweichungen zu den Berechnungen festgestellt. Deswegen bezweifeln wir stark, dass die Pioneer-Anomalie in Zusammenhang mit MOND oder Dunkler Materie steht.

Dunkle Energie (Kap. 5) kommt ebenfalls nicht in Frage die Anomalie zu erklären. Obwohl die Hubblebeschleunigung cH_0 zwar dem Betrag von a_p recht nahe kommt, stimmt jedoch das Vorzeichen nicht und die Ausdehnung des Universums hat auf die Längenskalen, in denen sich die Pioneer-Sonden bewegen, keine messbaren Auswirkungen.

Als vielversprechende Erklärung hat sich die unterschätzte Hitzeabstrahlung der Sonden herauskristallisiert. Wie in Kap. 3.2.5 angesprochen wurde die thermische Abstrahlung und auch ihre Reflexion an der Sonde in der ursprünglichen Arbeit von Anderson et. al [2] stark unterschätzt. Da alle anderen internen Fehlerquellen relativ genau modelliert wurden und externe Fehlerquellen als Ursache ausgeschlossen wurden, nehmen wir an, dass a_p durch die thermische Emission zustande kommt. Dies würde allerdings zur Folge haben, dass a_p nicht konstant ist, sondern, wie die Halbwertszeit von Pu-238 in den RTGs, abnimmt. Wie in Kap. 7.2 angesprochen konnte dieser Effekt aufgrund des begrenzten Datensatzes noch nicht überprüft werden. Die laufenden Analysen der gesamten Daten könnte darüber Aufschluss geben. Die Untersuchung der thermischen Emission ist zur Zeit Bestandteil einiger Studien. Ende März 2011 wurde auf dem Preprint-Server ArXiv.org eine Arbeit von portugiesischen Wissenschaftlern veröffentlicht [23], die eine Erklärung für die Anomalie aufgrund der thermischen Abstrahlung gefunden haben wollen – eine Veröffentlichung in *Physical Review D* wird angestrebt. Die zentrale Annahme in dieser Arbeit ist die, dass nicht nur die RTGs als Lambertstrahler angenommen werden, sondern auch das Fach für die technischen Geräte als Lambertstrahler modelliert werden muss. Außerdem wird die Reflexion von thermischer Emission an der Sonde mit in die Berechnungen mit einbezogen. Am 20. April 2011 (nach Abgabe dieser Arbeit) veröffentlichen Benny Rievers und Claus Lämmerzahl vom ZARM in Bremen ebenfalls auf ArXiv.org eine Arbeit welche die Anomalie ebenfalls durch thermische Abstrahlung erklärt. [24]²⁴ Sie simulieren die Thermische Abstrahlung jedoch mit der Methode der finiten Elemente. Somit hat man eine unabhängige Überprüfung. Die enge zeitliche Abfolge der beiden Veröffentlichungen, sowie Andeutungen von Claus Lämmerzahl uns gegenüber lassen darauf schließen, dass es hier offensichtlich ein Wettrennen zwischen den beiden Gruppe gab. Diese Erklärungsmodelle werden zur Zeit vom JPL, namentlich von Anderson, Nieto und Turyshev überprüft. Wir sind zuversichtlich, dass damit die Pioneer-Anomalie gelöst ist.

Literatur

- [1] TURYSHEV, Slava G. ; TOTH, Viktor T.: The Pioneer Anomaly. In: *Living Reviews in Relativity* 13 (2010), Nr. 4. <http://www.livingreviews.org/lrr-2010-4>. arXiv:1001.3686v2
- [2] ANDERSON, John D. ; LAING, Philip A. ; LAU, Eunice L. ; LIU, Anthony S. ; NIETO, Michael M. ; TURYSHEV, Slava G.: Study of the anomalous acceleration of Pioneer 10 and 11. In: *Phys. Rev. D* 65 (2002), Nr. 082004. arXiv:gr-qc/0104064v5
- [3] NIETO, Michael M. ; ANDERSON, John D.: Search for a Solution of the Pioneer Anomaly. In: *Contemp.Phys.* 48 (2007), Nr. 41. arXiv:0709.3866v1
- [4] DITTUS, Hansjörg ; LÄMMERZAHL, Claus: Die Pioneer-Anomalie. In: *Physik Journal* 5 (2006), Nr. 1

²⁴Sie betonen jedoch ausdrücklich das dies nicht die Fly-by-Anomalie erklärt.

- [5] MARKWARDT, Craig B.: Independent Confirmation of the Pioneer 10 Anomalous Acceleration. (2008). arXiv:gr-qc/0208046v1
- [6] LEVY, A. ; CHRISTOPHE, B. ; BÉRIO, P. ; M'ETRIS, G. ; COURTY, J-M. ; REYNAUD, S.: Pioneer 10 Doppler Data Analysis: disentangling periodic and secular anomalies. In: *Advances in Space Research* 43 (2009), Nr. 1538. arXiv:0809.2682v2
- [7] TURYSHEV, Slava G. ; NIETO, Michael M. ; ANDERSON, John D.: A Route to Understanding of the Pioneer Anomaly. In: *Proceedings of the 22nd Texas Symposium on Relativistic Astrophysics* (2004). – arXiv:gr-qc/0503021v1. “The XXII Texas Symposium on Relativistic Astrophysics,” Stanford U, December 13-17, 2004, edited by P. Chen, E. Bloom, G. Madejski, and V. Petrosian. SLAC-R-752, Stanford e-Conf #C041213, paper #0310
- [8] LEVY, A. ; CHRISTOPHE, B. ; REYNAUD, S. ; COURTY, J-M. ; BÉRIO, P. ; M'ETRIS, G.: PIONEER 10 DATA ANALYSIS: INVESTIGATION ON PERIODIC ANOMALIES. In: *Journées scientifiques de la SF2A* (2008)
- [9] NIETO, Michael M. ; ANDERSON, John D.: Using early data to illuminate the Pioneer anomaly. In: *Class. Quantum Grav.* 22 (2005), Nr. 5343. arXiv:gr-qc/0507052v2
- [10] <http://www.mpifr-bonn.mpg.de/public/angela/main.html>, Abruf: 18.04.2011
- [11] H. OLSEN Øystein: The constancy of the Pioneer anomalous acceleration. In: *Astronomy & Astrophysics* 463 (2006), Nr. 393
- [12] NULL, G. W.: Gravity field of Jupiter and its satellite from Pioneer 10 and Pioneer 11 tracking data. In: *Astron. J.* 81 (1976), Nr. 1153
- [13] XU, X. ; SIEGEL, E. R.: Dark Matter in the Solar System. (2008). arXiv:0806.3767v1
- [14] BEKENSTEIN, Jacob ; MILGROM, Mordehai: Does the missing mass problem signal the breakdown of newtonian gravity? (1984)
- [15] GRUNDLACH, J. H. ; SCHLAMMINGER, S. ; SPITZER, C. D. ; CHOI, K.-Y. ; WOODAHL, B. A. ; COY, J. J. ; FISCHBACH, E.: Laboratory Test of Newton's Second Law for Small Accelerations. In: *Phys. Rev. Let.* 98 (2007), Nr. 150801
- [16] ANDERSON, John D.: Celestial Mechanics Experiment, Pioneer 10/11. In: *Quarterly Report to NASA/Ames Research Center* (22 Juli 1992)
- [17] NIETO, Michael M. ; TURYSHEV, Slava G.: Finding the Origin of the Pioneer Anomaly. In: *Class.Quant.Grav.* 21 (2004), Nr. 4005. arXiv:gr-qc/0308017v4
- [18] DITUS, H. ; TURYSHEV, S.G. ; LÄMMERZAHN, C. ; THEIL, S. ; FOERSTNER, R. ; JOHANN, U. ; ERTMER, W. ; RASEL, E. ; DACHWALD, B. ; SEBOLDT, W. ; HEHL, F.W. ; KIEFER, C. ; BLOME, H.-J. ; KUNZ, J. ; GIULINI, D. ; BINGHAM, R. ; KENT, B. ; SUMNER, T.J. ; BERTOLAMI, O. ; PÁRAMOS, J. ; ROSALES, J.L. ; CHRISTOPHE, B. ; FOULON, B. ; TOUBOUL,

- P. ; BOUYER, P. ; REYNAUD, S. ; BRILLET, A. ; BONDU, F. ; SAMAIN, E. ; MATOS, C.J. de ; ERD, C. ; GRENOUILLEAU, J.C. ; IZZO, D. ; RATHKE, A. ; ANDERSON, J.D. ; ASMAR, S.W. ; LAU, E.L. ; NIETO, M.M. ; MASHHOON, B.: Title: A Mission to Explore the Pioneer Anomaly. In: *ESA Spec.Publ.* 588 (2005), Nr. 3. arXiv:gr-qc/0506139
- [19] NIETO, Michael M. ; TURYSHEV, Slava G. ; ANDERSON, John D.: The Pioneer Anomaly: The Data, its Meaning, and a Future Test. (2004). arXiv:gr-qc/0411077v2
- [20] TURYSHEV, Slava G. ; NIETO, Michael M. ; ANDERSON, John D.: Lessons Learned from the Pioneers 10/11 for a Mission to Test the Pioneer Anomaly. In: *Adv.SpaceRes.* 39 (2007), Nr. 291. arXiv:gr-qc/0409117v1
- [21] http://www.esa.int/esaMI/Operations/SEMZ2T02UXE_0.html, Abruf: 18.04.2011
- [22] LÄMMERZAHL, C. ; PREUSS, O. ; DITTUS, H.: Is the physics within the Solar system really understood? In: *submitted for the proceedings of the 359th WE-Heraeus Seminar on "Lasers, Clocks, and Drag-Free: Technologies for Future Exploration in Space and Tests of Gravity"* (2006). arXiv:gr-qc/0604052v1
- [23] FRANCISCO, F. ; BERTOLAMI, O. ; GIL, P. J. S. ; PÁRAMOS, J.: Modelling the reflective thermal contribution to the acceleration of the Pioneer spacecraft. In: *submitted to Physical Review D* (2011). arXiv:1103.5222v1
- [24] RIEVERS, Benny ; LÄMMERZAHL, Claus: High precision thermal modeling of complex systems with application to the flyby and Pioneer anomaly. (2011). arXiv:1104.3985v1

Selbständigkeitserklärung

Wir erklären hiermit, dass wir die Arbeit ohne fremde Hilfe angefertigt haben, und nur die im Literaturverzeichnis angeführten Quellen und Hilfsmittel benutzt haben.

München, 3. Mai 2011

(Judith Selig)

München, 3. Mai 2011

(Michael F. Schönitzer)

München, 3. Mai 2011

(Florian Schlagintweit)