Dr.-Ing. Benny Rievers hat im Jahr 2006 sein Diplom in Maschinenbau an der TU Braunschweig mit der Fachrichtung Luft- und Raumfahrttechnik erworben. In dieser Zeit studierte er ein Semester an der University of Rhode Island (USA) und beschäftigte sich in seiner Diplomarbeit mit der numerischen Analyse eines Einschlag-Energiedetektors für Space Debris. Nach dem Studium trat er eine Anstellung als wissenschaftlicher Mitarbeiter am Zentrum für angewandte Raumfahrttechnologie und Mikrograviation (ZARM) der Universität Bremen an, wo er 2012 seine Promotion mit dem Thema „High precision modelling of thermal perturbations with application to Pioneer 10 and Rosetta“ mit Auszeichnung abschloss. Seit 2012 arbeitet er als Postdoktorant am ZARM und beschäftigt sich mit der Entwicklung hochpräziser Modelle für die Analyse von nicht-gravitativen Störungen auf Satellitenbahnen. Für seine Untersuchungen zur „Pioneer-Anomalie“ wurde ihm neben der Auszeichung als Jungwissenschaftler der Stiftung in 2014 die Zeldovich-Medaillie der COSPAR und der Russischen Akademie der Wissenschaften in der Kategorie „Fundamental Physics in Space“ verliehen.

Forschungsbeitrag zur Raumfahrttechnik

Dr.-Ing. Benny Rievers

Hochpräzise Modellierung von nicht-gravitativen Orbitstörungen

Nichtgravitative Orbitstörungen

Orbitbestimmung und Orbitberechnung sind zentrale Aufgaben in der Auslegung und der Durchführung von Weltraummissionen. Beide Teilgebiete benötigen Modelle der Satellitendynamik, die zum einen die Interpretation der Messwerte, zum anderen die Vorhersage des zukünftigen Satellitenverhaltens ermöglichen. Neben dem Gravitationsfeld des Zentralkörpers haben vor allen Dingen nicht-gravitative Effekte Einfluss auf die Satellitenbewegung. In niedrigen Erdumlaufbahnen dominiert der störende Einfluss der Restatmosphäre. Auf hohen Umlaufbahnen und interstellaren Bahnen dominieren hingegen radiative Störungen, die sich aus einem Impulsaustausch des Raumflugkörpers mit Photonen ergeben.

Wie in Abbildung 1 für einige Beispielmissionen dargestellt, ist der Solardruck (SRP) die dominierende nicht-gravitative Bahnstörung in der Nähe der Sonne. Hierbei treffen von der Sonne emittierte Photonen auf die Oberfläche des Raumflugkörpers und werden je nach den optischen Eigenschaften absorbiert und/oder reflektiert. Da die Intensität des Sonnenlichts quadratisch mit wachsendem Abstand von der Sonne abnimmt, nimmt auch die Stärke des resultierenden SRP in gleichem Maße ab. Im Falle interstellarer Bahnen wird daher der Thermaldruck (TRP) dominant, der durch die Emission von Photonen durch die Oberfläche des Raumflugkörpers hervorgerufen wird. Die Größe des TRP hängt dabei von der abgegebenen Wärmeenergie, den Oberflächentemperaturen, sowie den verwendeten Materialien ab.

Sowohl SRP als auch TRP hängen darüber hinaus in starkem Maße von der Geometrie des Raumfahrzeugs ab, was die exakte Berechnung aufwändig gestaltet. Analytische Methoden können nur für einfache Geometrien verwendet werden. Als Standardmodell hat sich das für die LAGEOS-Mission entwickelte Cannonball-Modell etabliert. Hierbei wird der Satellit als perfekt sphärischer Körper angenommen, auf dessen Oberfläche Solardruck und Thermaldruck in Abhängigkeit der Satellitenposition mit einem einfachen analytischen Modell berechnet werden kann. Im Falle von Raumflugkörpern,

Kurzzusammenfassung

Für wissenschaftliche Raumfahrtexperimente mit hohen Anforderungen an die Bestimmung von Position, Geschwindigkeit und den auf Experiment und Satelliten wirkenden Beschleunigungen müssen neben den gravitativen Einflüssen nicht-gravitative Einflüsse wie Solardruck und Thermaldruck mit hoher Präzision vorhergesagt werden. Während im Fall des Solardrucks Störbeschleunigungen durch die Interaktion mit solaren Photonen verursacht werden, ist beim Thermaldruck die Verteilung der vom Satelliten abgestrahlten Energie maßgeblich. Der Artikel gibt eine Übersicht über hochpräzise numerische Modelle zur Berechnung von Solar- und Thermaldruck, die die detaillierte Geometrie eines Satelliten miteinbeziehen. Darüber hinaus werden die Ergebnisse detaillierter Störkraftanalysen für die Mission Pioneer 10 und Rosetta vorgestellt.

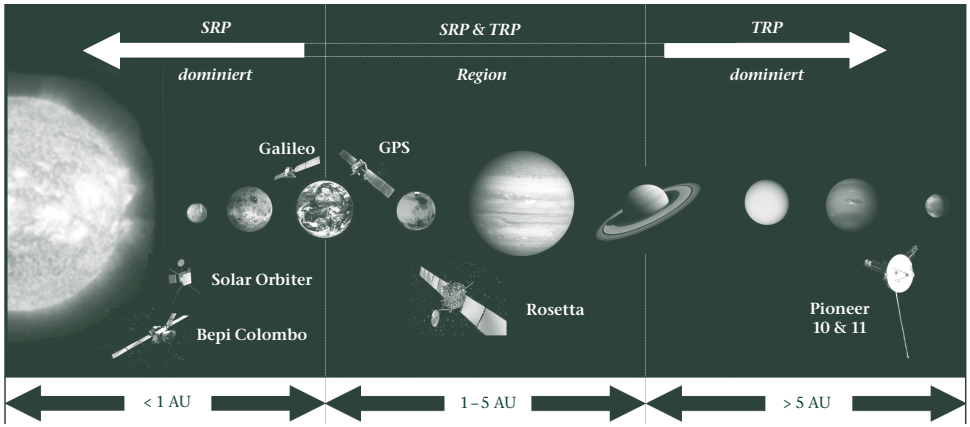


Abbildung 1:
Dominante nicht-gravitative Bahnstörungen auf hohen Erdumlaufbahnen und im interstellaren Raum.

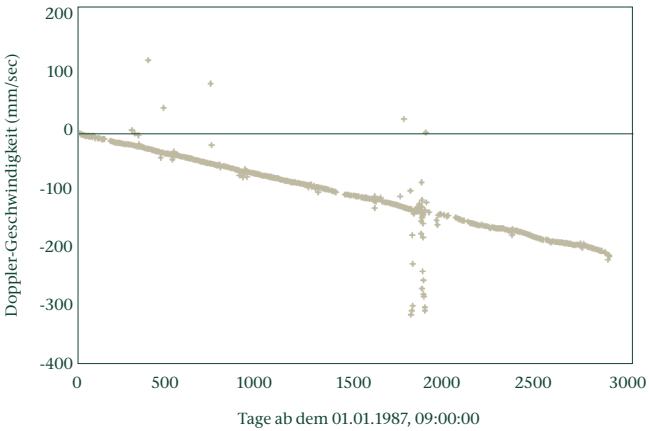
Quelle: [5]

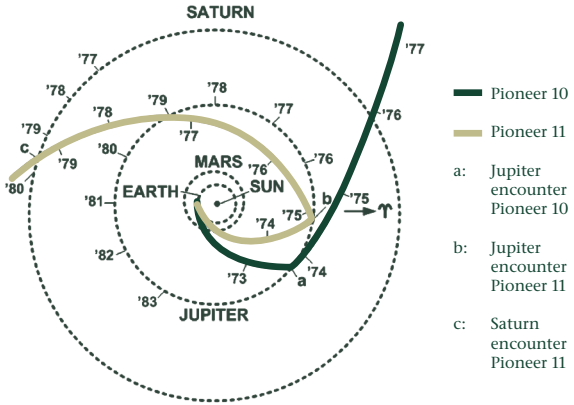
die von der Kugelform abweichen, versagt dieses Modell jedoch, insbesondere wenn Abschattungseffekte, Mehrfachreflexionen und Strahlungsübertragung berücksichtigt werden müssen. Für die exakte Berechnung nicht-gravitativer Störungen für beliebige Raumfahrzeuggeometrien ist somit die Entwicklung präziser numerischer Berechnungsmethoden notwendig.

Anomalien im Sonnensystem

Die Notwendigkeit einer verbesserten Analyse nicht-gravitativer Störungen wird durch das Auftreten einer Reihe von anomalen Beobachtungen bei Raumflugmissionen deutlich. Ein prominentes Beispiel hierfür ist die sogenannte Pioneer-Anomalie (PA), eine Abbremsung der 1972 und 1973 gestarteten NASA-Sonden Pioneer 10 und 11, deren Ursache kontrovers diskutiert wurde und Motivation für eine Vielzahl wissenschaftlicher Analysen und Publikationen war. Die für beide Sonden in gleicher Weise auftretende Abbremsung von etwa $8.74 \cdot 10^{-10}$ m/s² (vgl. Abbildung 2) wurde im Jahr 1998 durch den Vergleich von gemessener und berechneter Trajektorie vom Jet Propulsion Laboratory (JPL) aufgedeckt [1].

Nach einer systematischen Analyse verschiedener konventioneller Effekte, die keine Lösung brachte [2], wurde auch zunehmend über notwendige Modifikationen der Standardphysik diskutiert, was weitreichende





Konsequenzen für die Fundamentalphysikforschung nach sich gezogen hätte. Unter anderem wurde versucht, die PA durch die Expansion des Raums, durch den Einfluss dunkler Materie, sowie durch ein verändertes Graviationsmodell (modified Newtonian Dynamics MOND, oder mehrdimensionale Theorien) zu erklären. Die PA wurde sogar als direkter Nachweis einer Körnung der Raumzeit gehandelt. Obwohl viele dieser Ansätze Modelle vorschlugen, mit denen eine konstante Abbremsung außerhalb der Standardphysik konstruiert werden konnte, standen die Vorhersagen doch in Widerspruch zu den mit hoher Genauigkeit bekannten Planetenbahnen, sowie der beobachteten Bewegung der Galaxien. Als Konsequenz konnten konventionelle Effekte nie gänzlich als Ursache der PA ausgeschlossen werden. Insbesondere die Untersuchung der von beiden baugleichen Raumsonden anisotrop abgegebenen Wärmestrahlung und der resultierenden auf die Sonden wirkenden Thermaldruck-Beschleunigung schien ob der Größenordnung des Effekts als aussichtsreich. Der komplexe Aufbau der Sonden sowie die Abhängigkeit des Effekts von den variierenden Oberflächentemperaturen, erforderten jedoch eine neue numerische Methode, die die komplexe Geometrie, die Materialparameter, die bekannten Randbedingungen sowie sekundäre Effekte wie Abschattung, Mehrfachreflexion und Strahlungsaustausch mit einbezieht.

Eine weitere, bislang unerklärte Beobachtung ist die sogenannte Fly-by-Anomalie

Abbildung 2:
Pioneer 10 residuale Abbremsung (links) und Trajektorien von Pioneer 10 und 11 (rechts).

Quelle links: *[1]*
Quelle rechts: *[5]*

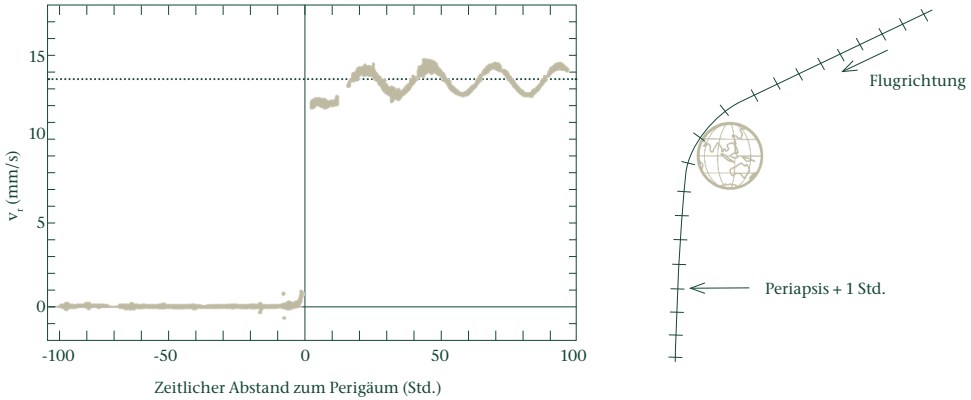


Abbildung 3:
NEAR Fly-by-Doppler-Residuen (links) und NEAR Fly-by-Trajektorie (rechts)

Quelle: *[3]*

(FA), bei der es sich um einen sprunghaften Anstieg oder Abfall der gemessenen Dopplerfrequenz bei einer Reihe von Satelliten während eines nahen Vorbeiflugs am Zentralkörper handelt. Durch das Zusammenspiel von Anfluggeschwindigkeit und -vektor sowie der Bewegung der Zentralmasse lässt sich ein Zuwachs der kinetischen Energie des Raumflugkörpers ohne Treibstoffaufwand erzielen, weswegen Fly-bys häufig im Falle interstellarer Missionen durchgeführt werden. Abbildung 3 zeigt die Erd-Fly-by-Trajektorie des Satelliten NEAR, sowie den beobachteten Zuwachs der Dopplerresiduen in Erdnähe.

Entsprechende Anomalien wurden für die Erd-Fly-bys für Galileo, Cassini und Rosetta festgestellt. Analog zur PA existieren eine Reihe von physikalischen Modellen und neuen Theorien, die durch Modifikationen der Standardmodelle versuchen, den grundlegenden Effekt der FA zu entschlüsseln. Auch in diesem Fall müssen aber zunächst konventionelle Effekte wie Solardruck und Thermaldruck in adäquater Genauigkeit betrachtet werden, bevor Modifikationen der grundlegenden physikalischen Modelle in Betracht gezogen werden können.

„Der Nachweis der für die Fundamentalphysikforschung lange unerklärbaren Pioneer-Anomalie als konventioneller Effekt mit Hilfe ingenieurwissenschaftlicher Methoden unterstreicht die Wichtigkeit der interdisziplinären wissenschaftlichen Arbeit.“

Dr.-Ing. Benny Rievers

Impulsübertragung durch Photonen

A: B:

Der Impuls der emittierten (A) oder absorbierten (B) Photonen ist durch die Dispersionsrelation gegeben:

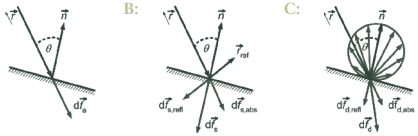
$$E = \sqrt{(m_0\, c^2)^2 + (|\vec{p}_{\mathsf{Ph}}|\, c)^2} \rightarrow E_{\mathsf{Ph}} = |\vec{p}_{\mathsf{Ph}}|\, c \;\text{ mit }\; E_{\mathsf{Ph}} = h\, \nu_{\mathsf{Ph}}\,.$$

Für die Impulsänderung der Quelle folgt:

$$\frac{d|\vec{p}|}{dt} = \frac{h\, \nu_{\mathsf{Ph}}\, dN}{c\, dt} = |\vec{F}_{\mathsf{TRP}}| = \frac{P}{c}\,.$$

Korrekturen für Absorption/Reflexion

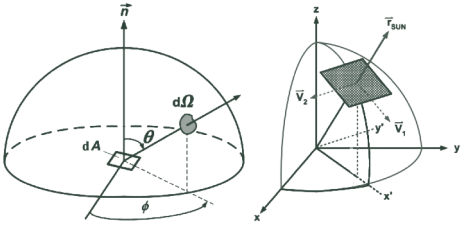
A: B: C:



Resultierende Kraft:

$$\begin{aligned} \mathsf{d}\vec{f}_{\mathsf{res}} &= \mathsf{d}\vec{f}_{\mathsf{a}} + \mathsf{d}\vec{f}_{\mathsf{s}} + \mathsf{d}\vec{f}_{\mathsf{d}} \\ &= -\tfrac{P_{\mathsf{inc}}}{c}\, \left[(1-\gamma_{\mathsf{s}})\, \vec{r} + 2\,(\gamma_{\mathsf{s}} \cos\theta + \tfrac{1}{3}\gamma_{\mathsf{d}})\, \vec{n})\right] \cos\theta\, \mathsf{d}A\,. \end{aligned}$$

TRP- und SRP-Modell



Spektrale Leuchtdichte, Energiefluss und Rückstoßkraft

$$L = \int_0^\infty \varepsilon_\lambda \cdot \frac{2\, h\, c^2}{\lambda^5}\, \frac{1}{e^{\frac{h\, c}{k\, \lambda\, T}} - 1}\, d\lambda = \varepsilon \frac{\sigma}{\pi}\, T^4 \quad \text{with} \quad \sigma = \frac{2\, \pi^4\, k^4}{15\, h^3 c^3}\,,$$

$$dE = L \cos\theta\, \sin\theta\, d\theta\, d\phi\, dA\,,$$

$$d\vec{F}_{\mathsf{TRP}} \;=\; -\vec{n}\, \frac{1}{c}\, dE\, \cos\theta \;\rightarrow\; \vec{F}_{\mathsf{TRP}} = -\vec{n} \frac{2\, P_{\mathsf{tot}}}{3\, c} \;=\; -\vec{n} \frac{2\, \varepsilon\, \sigma\, A\, T^4}{3\, c}\,.$$

Sichtfaktorintegral und Strahlungsaustausch

$$\xi_{i,j} = \frac{1}{A_i \pi} \int_{A_i} \int_{A_j} \frac{\cos\Theta_i\, \cos\Theta_j}{r^2}\, dA_j\, dA_i\,.$$

$$P_{ij} = P_i\, \xi_{i,j}\,.$$

Abbildung 4:
Grundlagen der SRP- und TRP-Modellierung

Quelle: [5]

Numerische Modellierung von SRP und TRP

Sowohl SRP und TRP basieren auf dem Impulsaustausch mit Photonen, der Unterschied besteht lediglich in der Photonenquelle (Sonne für SRP, Satellit für TRP) und der Ausrichtung des auf den Raumflugkörper wirkenden Impulses. Die grundlegenden Gleichungen sind in Abbildung 4 zusammengefasst.

Während für SRP nur die Interaktion der Satellitenoberfläche mit Photonen betrachtet werden muss, ist für die Analyse von TRP auch die Berechnung der Oberflächentemperaturen, die sich aus dem Gleichgewicht zwischen der im Satelliten produzierten Abwärme und dem emittierten Wärmestrom ergibt, relevant. In Hinsicht auf die Implementation von komplexen Satellitengeometrien und auf die benötigte Temperaturberechnung wird die Methode der Finiten

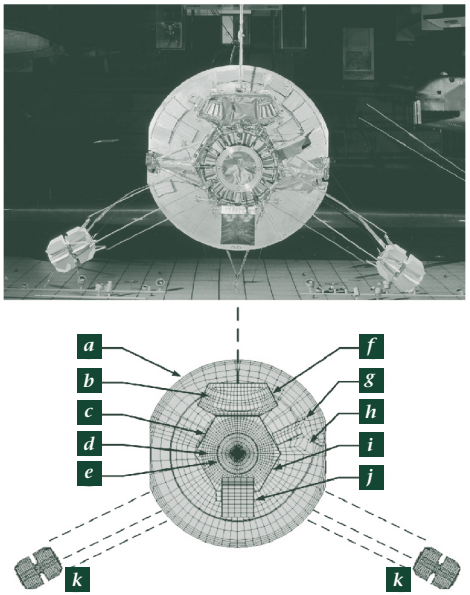


Abbildung 5:
EM der Pioneer 10-Sonde und FE-Modell. Enthalten sind Hochgewinnantenne (a), Radioisotopen-Thermalgeneratoren (k), Experimentgehäuse (f) Equipmentgehäuse (i), Externe Nutzlasten (g, j), Radiator, Louver System (b, d) und Launch Adapter (e).

Quelle: *[4]*

Elemente (FE) zur Modellbildung verwendet. Abbildung 5 zeigt den Vergleich zwischen FE-Modell und dem im Smithsonian Institute in Washington ausgestellten Ingenieursmodell (EM) der Pioneer 10-Sonde, welches als Basis der Störkraftberechnung dient.

Die Satellitengeometrie wird mit hexaedrischen FE gemäß der Konstruktion des Satelliten nachgebildet. Den einzelnen Zellen werden Materialparameter und je nach Zustand des Satelliten verschiedene Randbedingungen aufgeprägt. Im Falle der Pioneer-Sonden sind dies der heliozentrische Abstand, der Zustand der thermoelektrischen Konverter (inklusive Plutoniumzerfall), sowie diverser Thermistormesswerte, die im Fall von Pioneer 10 für die komplette Mission verfügbar sind. In festgelegten zeitlichen Abständen werden nun Gleichgewichtstemperaturen mit einem geeigneten FE-Solver berechnet, wobei die Randbedingungen dem zum jeweils simulierten Zeitpunkt vorherrschenden Zustand entsprechen. Beispiellösungen für die Oberflächentemperaturen der thermoelektrischen Generatoren, sowie für die Außenseite der Mehrschichtisolation und im Inneren der Sonde sind in Abbildung 6 gezeigt.

„Hochpräzise numerische Modellierungen sind ein entscheidender Faktor beim Entwurf und der Auswertung wissenschaftlicher Raumfahrtmissionen.“

Dr.-Ing. Benny Rievers

Geometrie, Materialparameter und Temperaturen der Oberfläche werden als Geometrisch-Mathematisches Modell (GMM) des Satelliten exportiert und sind die Grundlage der weiteren Störungsberechnung. Zunächst wird auf allen Oberflächenelementen der Beitrag der freien Emission zum TRP berechnet. Auf den einzelnen Oberflächen der außen liegenden FE werden nun Strahlen-

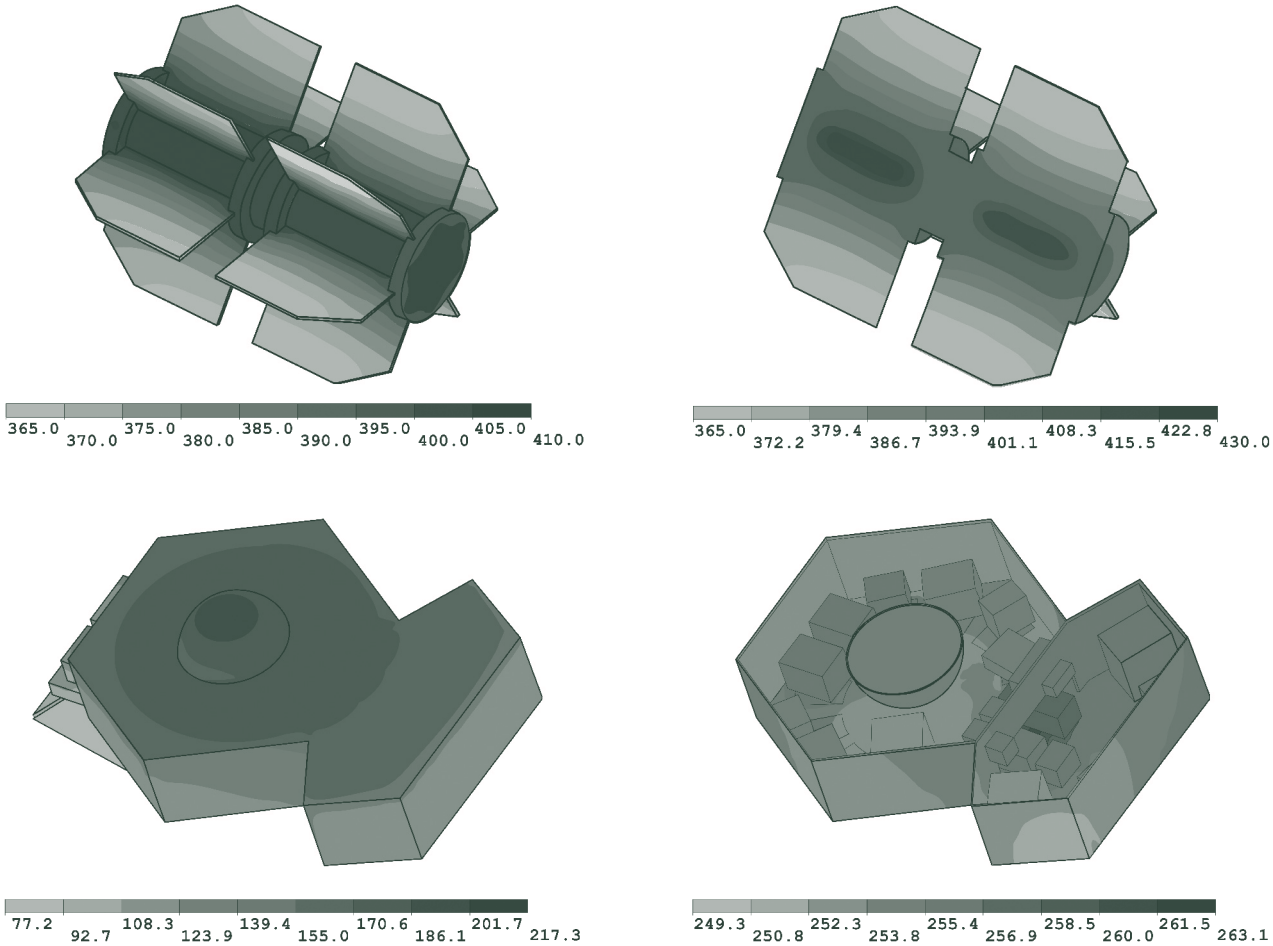


Abbildung 6: *Oberflächentemperaturen der thermoelektrischen Konvertoren (oben), der Mehrschichtisolation (unten links) und im Inneren der Sonde (unten rechts). Temperaturen in K.* ***Quelle:*** *[4]*

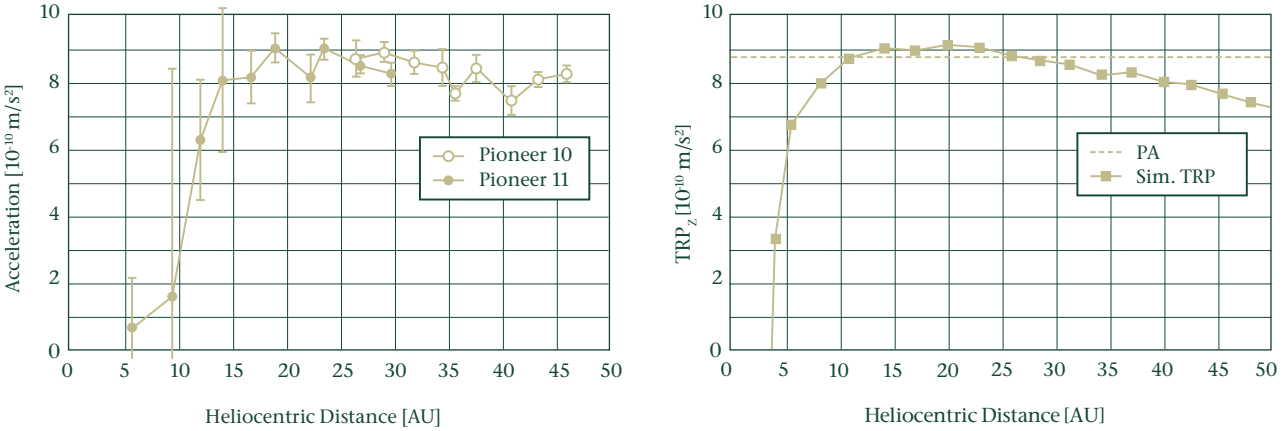


Abbildung 7:
Vergleich zwischen gemessener residualer Beschleunigung und berechnetem TRP.

Quelle oben: [2]
Quelle unten: [4]

bündel gemäß einer Lambert-Verteilung erzeugt, deren Ausbreitung im Modell mit Hilfe eines Raytracers verfolgt wird. Ziel ist die Berechnung des Einflusses von Reflexionen sowie des Strahlungsaustausches zwischen verschiedenen Oberflächen.

Aus dem Beitrag der freien Emission, der Absorption (A), der spekularen Reflexion (B) sowie der diffusen Reflexion (C) jedes einzelnen ausgesendeten Strahls ergibt sich dann durch Aufsummierung über alle Oberflächenelemente der effektiv auf die Sonde wirkende TRP (vgl. Abbildung 4).

Für die Analyse von Solardruck kann dasselbe GMM verwendet werden, hierbei wird die Oberflächentemperaturverteilung jedoch nicht benötigt. Als Quelle der Strahlen wird nun nicht die Oberfläche des Satelliten, sondern wie in Abbildung 4 dargestellt, ein Pixel-Array als Sonnenmodell verwendet. Die Implementierung von Mehrfachreflexion und Strahlungsübertragung erfolgt analog zum TRP-Modell.

Anwendungen

Mit Hilfe der im oberen Abschnitt vorgestellten Modelle wurde der Verlauf des TRP für die Pioneer 10-Sonde von 1972 bis 2003 im Abstand von jeweils einem Jahr simuliert. Ein Vergleich zwischen der gemessenen anomalen Beschleunigung und dem berechneten TRP zeigt sowohl in der Größen-

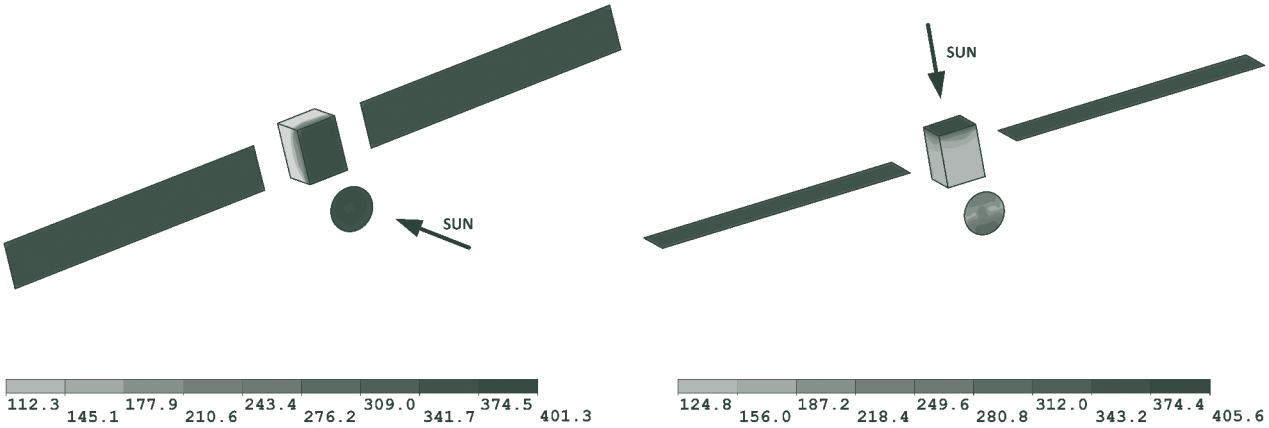


Abbildung 8:
Rosetta-Außentemperaturen für verschiedene Beleuchtungszustände, Temperaturen in K.

Quelle: [5]

ordnung als auch in der Entwicklung einen nahezu identischen Verlauf. Somit kann die Pioneer-Anomalie durch einen konventionellen Effekt vollständig erklärt werden und es bedarf keiner Modifikation der Standardmodelle.

Stellvertretend für die beobachteten Fly-by-Anomalien wurde der erste Rosetta-Erd-Fly-by hinsichtlich des Einflusses von TRP und SRP untersucht. Hierfür wurde ein FE-Modell der Rosetta-Sonde entwickelt, das neben geometrischem Aufbau, Materialparameter und durch die Weltraumumgebung aufgeprägten Randbedingungen auch das dynamische Verhalten der Komponenten (Ausrichtung von Hochgewinnantenne und Solarflächen) berücksichtigt. Je nach Position des Satelliten ergeben sich so durch die vom Regelungssystem vorgegebenen Parameter (Antenne auf die Erde gerichtet, Solarzellen auf die Sonne gerichtet), wie in Abbildung 8 dargestellt, unterschiedliche Konfigurationen und Temperaturverläufe.

Mit Hilfe der oben beschriebenen Modelle wurde der Verlauf von TRP und SRP während des Fly-bys analysiert. Der Verlauf und die Ausrichtung des TRP ist in Abbildung 9 dargestellt. Es zeigt sich, dass die Ausrichtung des TRP eine Abbremsung während des Fly-bys bewirkt, wohingegen die für den ersten Rosetta-Erd-Fly-by beobachteten Dopplerresiduen auf eine Geschwindigkeitserhöhung schliessen lassen. Der Verlauf des SRP entspricht qualitativ dem TRP, liegt aber um

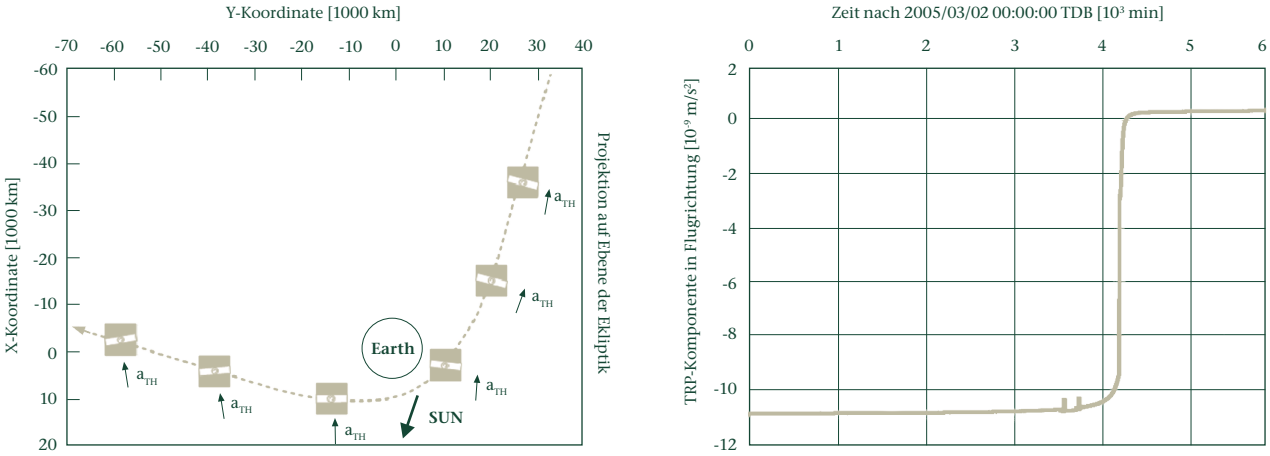


Abbildung 9:
Rosetta-Erd-Fly-by-Trajektorie und Richtung des TRP (links), Verlauf des TRP (rechts).

Quelle: [4]

etwa eine Größenordnung darüber. Somit können sowohl TRP als auch SRP keine Erklärung für die beobachtete Anomalie liefern.

Zusammenfassung und Ausblick

Die präzise Berechnung nicht-gravitativer Störeffekte ist ein wichtiger Aspekt in der Vorbereitung von Missionen mit hohen Genauigkeitsanforderungen oder im Verständnis von anomalen Beobachtungen. Wie für den Fall der Pioneer-Anomalie verdeutlicht, müssen konventionelle Effekte zunächst in entsprechender Genauigkeit untersucht werden, bevor neue physikalische Modelle vorgeschlagen und getestet werden können.

Die hier vorgestellten Modelle sind generischer Natur und können, wenn geeignete FE-Modelle entwickelt werden, für jede Art von Satellitenmission eingesetzt werden. Ebenso kann der grundsätzliche Ansatz für andere nicht-gravitative Effekte wie Strahlungsdruck durch Erd-Infrarot und Erd-Albedo erweitert werden. Damit ist die vorgestellte Methode ein wichtiger Beitrag zur Verbesserung des Verständnisses von Bahnstörungen und im Design neuer Missionen.

Literaturverzeichnis

[1] J. D. Anderson, P. A. Laing, E. L. Lau, A. S. Liu, M. M. Nieto, and S. G. Turyshev. Indication, from Pioneer 10/11, Galileo, and Ulysses Data, of an Apparent Anomalous, Weak, Long–Range Acceleration. Phys. Rev. Lett., 81:2858-2861, 1998.

[2] J. D. Anderson, P. A. Laing, E. L. Lau, A. S. Liu, M. M. Nieto, and S. G. Turyshev. Study of the anomalous acceleration of Pioneer 10 and 11. Phys. Rev. D, 65:082004, 2002.

[3] J. D. Anderson, J. K. Campbell, J. E. Ekelund, J. Ellis, and J. F. Jordan. Anomalous Orbital-Energy Changes Observed during Spacecraft Flybys of Earth. Phys. Rev. Lett., 100:091102, 2008.

[4] B. Rievers and C. Lämmerzahl, High precision thermal modeling of complex systems with application to the flyby and Pioneer anomaly, Ann. Phys., 523:439-449, 2011

[5] B. Rievers, High precision modelling of thermal perturbations with application to Pioneer 10 and Rosetta, Dissertation, Universität Bremen, 2012.