

FORSCHUNGSBEITRAG ZUR RAUMFAHRTTECHNIK



Dr. Meike List hat im Jahr 2005 ihr Physikstudium mit der Diplomarbeit „Rotierende Bosonensterne in (3+1) Dimensionen“ abgeschlossen. Im direkten Anschluß konnte sie ihre Stelle als wissenschaftliche Mitarbeiterin am Zentrum für Angewandte Raumfahrttechnologie und Mikrogravitation (ZARM) antreten. In der folgenden Zeit bis Herbst 2013 war sie dort in mehreren Projekten im Bereich der Luft- und Raumfahrttechnik tätig und schloss parallel dazu ihre Promotion mit dem Thema „Non-topological Solitons in 4 and 5 Dimensions“ an der Universität Oldenburg ab. Im Herbst 2013 übernahm Dr. List die wissenschaftliche Geschäftsführung für die Beantragungphase des Sonderforschungsbereichs 1128 „geo-Q“, die im Frühjahr 2014 höchst erfolgreich abgeschlossen wurde. Im Sommer 2014 entschied sich Dr. List für eine Rückkehr in die Wissenschaft und arbeitet nun an der Vorbereitung der Datenauswertung der Kleinsatellitenmission MICROSCOPE. Im Dezember 2013 wurde Dr. List als Jungwissenschaftlerin der Stiftung ausgezeichnet.

DR. MEIKE LIST

MODELLIERUNG VON ORBITALEN UMWELTEINFLÜSSEN UND DEREN AUSWIRKUNG AUF DIE SATELLITENMISSION MICROSCOPE

Die Modellierung von Störeinflüssen, basierend auf technischen Gegebenheiten des Systems, sowie basierend auf äußeren Einflüssen der Umgebung im Orbit, ist von großem Interesse für die Konzeptionierung und das Design von Satellitenmissionen. Nur mit Hilfe der Analyse entsprechender Effekte vor Start der Mission kann eine zielgerichtete Optimierung des Systemdesigns erfolgen. Auch bei der Planung wissenschaftlicher Satellitenmissionen wird hier ein besonderes Augenmerk auf diese Komponente der Missionsplanung gelegt.

Hierbei ist natürlich von besonderem Interesse, die einzelnen für das Experiment grundlegenden Komponenten wie z.B. Positionsbestimmung, Beschleunigungssensoren, Aktuatoren-Performance, Lageregelung bzw. Positionierung und Messkonzepte bestmöglich an die realen Bedingungen im Orbit anzupassen. Mit Hilfe von Simulationen bzw. experimentellen Tests wird die Performance der einzelnen Komponenten des Gesamtsystems evaluiert und iterativ optimiert.

Das ZARM arbeitet seit 2008, zusammen mit dem benachbarten DLR Institut für Raumfahrtssysteme, an der Entwicklung und Optimierung einer Software zur Simulation von Satellitendynamik, Testmassendynamik, Regelalgorithmen sowie zur Modellierung von Sensoren und Aktuatoren. Des Weiteren liefert dieses Programm die Möglichkeit, die Umwelt der Erde, z.B. Abweichungen des

Gravitationsfeld der Erde von der Kugelsymmetrie, Erdmagnetfeld, Erdatmosphäre, Solardruck, Einflüsse des Mondes, usw., sowie entsprechend resultierende Effekte (von Datum und vom Ort der simulierten Satellitenposition abhängig) zu modellieren und in den Bewegungsgleichungen zu berücksichtigen. Auch die Analyse von strukturabhängigen Effekten, z.B. Thermalhaushalt, Degradierung von Materialien und Abschattungseffekte, ist basierend auf der Methode der Finiten Elemente (FE) möglich. Auswertelgorithmen, für die mit externer Software (z.B. ANSYS) erzeugten FE-Modelle und Daten, sind in der Simulationssoftware implementiert. Das Alleinstellungsmerkmal des „High Performance Satellite Dynamics Simulator“ (HPS) ist jedoch die implementierten

Kurzzusammenfassung:

Die Modellierung von Störeinflüssen ist von großem Interesse für die Konzeptionierung von wissenschaftlichen Satellitenmissionen. Nur mit Hilfe der Analyse entsprechender Effekte vor dem Start einer Satellitenmission kann das Systemdesign optimiert werden. Mit Hilfe von Simulationen und experimentellen Tests wird die Performance einzelner Komponenten des Gesamtsystems evaluiert und schrittweise an die Anforderungen des Experiments angepasst. Mit Hilfe des High Performance Satellite Dynamics Simulator (HPS) ist es möglich, Umweltstöreinflüsse zu modellieren und in Bewegungsgleichungen, welche die Orbitdynamik beschreiben, zu berücksichtigen. Der Artikel gibt eine Übersicht über die Struktur und Möglichkeiten des HPS, als Beispiel wird die Kleinsatellitenmission MICROSCOPE betrachtet.

tierte Testmassendynamik, die es ermöglicht, einen Satelliten mit einem Messsystem von bis zu acht Testmassen (dies entspricht vier differenziellen Beschleunigungssensoren) zu simulieren, somit auch sogenannte „Drag-Free“-Missionen wie z. B. die französische Kleinsatellitenmission MICROSCOPE.

Die Mission MICROSCOPE

Die Mission MICROSCOPE hat zum Ziel, die Gültigkeit des Schwachen Äquivalenzprinzips mit Hilfe der Messung des sogenannten Eötvösparameters η_{AB} , mit einer Genauigkeit von $5E-16$ zu bestimmen.

$$\text{Eötvösparameter } \eta_{AB} \quad \eta_{AB} = \frac{1}{2} \left(\frac{a_A - a_B}{a_A + a_B} \right)$$

Abbildung 1:
Grundlegende Gleichungen

$$\text{Frequenz des „Science Signals“ } f_{\text{Science}} \quad f_{\text{Science}} = f_{\text{orb}} + f_{\text{spin}}$$

Die Definition des Eötvösparameters η_{AB} ist in Abbildung 1 gegeben [1], a_A und a_B repräsentieren die Beschleunigungen, welche an den beiden am Experiment beteiligten Testkörpern A und B angreifen. Ist das Schwache Äquivalenzprinzip gültig, ist der Eötvösparameter gleich null. Dies entspricht dann einer

von der Materialzusammensetzung der Testkörper A und B unabhängigen gravitativen Beschleunigung im Schwerfeld der Erde.

Das Schwache Äquivalenzprinzip ist von zentraler Bedeutung für die Allgemeine Relativitätstheorie (ART). Neben der lokalen Ortsinvarianz und Lorentzinvarianz ist das Schwache Äquivalenzprinzip Bestandteil von Einsteins verallgemeinertem Äquivalenzprinzip und somit auch Basis für die ART [2–4].

Bisherige Tests des Schwachen Äquivalenzprinzips basieren z. B. auf Freifall-Experimenten mit makroskopischen Testmassen bzw. Pendelexperimenten [5]. Weiterhin arbeitete Eötvös an Drehwaagenexperimenten, mit deren Hilfe der Eötvösparameter η mit einer Genauigkeit von $5E-9$ [3], bzw. $1E-13$ [6–10] bestimmt und somit bis zu dieser Größenordnung eine Gültigkeit des Schwachen Äquivalenzprinzips nachgewiesen wurde. Diese Ergebnisse konnten maßgeblich durch das Lunar Laser Ranging verbessert werden (η kleiner $1E-13$) [11], aber auch mit Freifallversuchen wurde die Bestimmung genauerer Grenzen für den Eötvösparameter erzielt (η kleiner $1E-10$) [12].

Als letzte Möglichkeit, Tests zum Schwachen Äquivalenzprinzip durchzuführen, sollen hier Experimente mit Bose-Einstein-Kondensaten erwähnt werden, welche die Tests auch auf Quantenebene bringen. Mit Hilfe



Abbildung 2:
Design der zylinderförmigen Testmassen (links) und schematische Darstellung des T-Sage (rechts).

Quelle links: ZARM Universität Bremen und ONERA
Quelle rechts: ONERA.

dieser Experimente erzielte man bisher Ergebnisse mit η kleiner als $1E-9$ [13, 14].

MICROSCOPE (Micro-Satellite à traînée Compensée pour l'Observation du Principe d'Equivalence) [15] soll nun neue Standards bezüglich der genauen Bestimmung des Eötvösparameters setzen. Diese Mission ist der erste Versuch, ein Experiment zum Test des Schwachen Äquivalenzprinzips in einen Erdorbit zu bringen. Wie schon erwähnt, ist eine Genauigkeit von $5E-16$ für η angestrebt [16], dies ist nur durch die Bedingungen im Weltraum denkbar. Hier wirkt das Gravitationsfeld der Erde auf die beiden frei fallenden Testmassen, ungestört durch z.B. seismische Aktivitäten. Zusätzlich kann durch das Anpassen der Orbitfrequenz an das Messkonzept die Frequenz des wissenschaftlich interessanten Signals störungsfrei gehalten werden. Des Weiteren ist hier natürlich das Konzept des Drag-Free-Satelliten hervor-

zuheben. Mithilfe eines geeigneten AOC („Attitude and Orbit Control“-)Systems ist es möglich, sämtliche Störungen der realen Flugbahn des Satelliten durch Umwelteinflüsse zu minimieren. Somit wird erreicht, dass ein (nahezu) rein gravitativer Orbit geflogen wird und demzufolge (nahezu) ungestört frei fallende Testmassen für das Experiment zur Verfügung stehen. Um systematische und technische Fehler bzw. Rauschen bei der Datenauswertung berücksichtigen zu können, befindet sich neben der sogenannten „Science Unit“ (SU) auch die „Reference Unit“ (RefU) an Bord des Satelliten. Jede Einheit ist ein Beschleunigungssensor, welcher die differenzielle Beschleunigung zwischen zwei Testmassen ermittelt. Die SU besteht aus konzentrisch angeordneten, zylinderförmigen Testmassen

„ Die Kenntnis orbitaler Störungen in Abhängigkeit von der Struktur des Gesamtsystems liefert auch bezüglich der wissenschaftlichen Datenauswertung und deren Vorbereitung einen wesentlichen Beitrag. “

Dr. Meike List

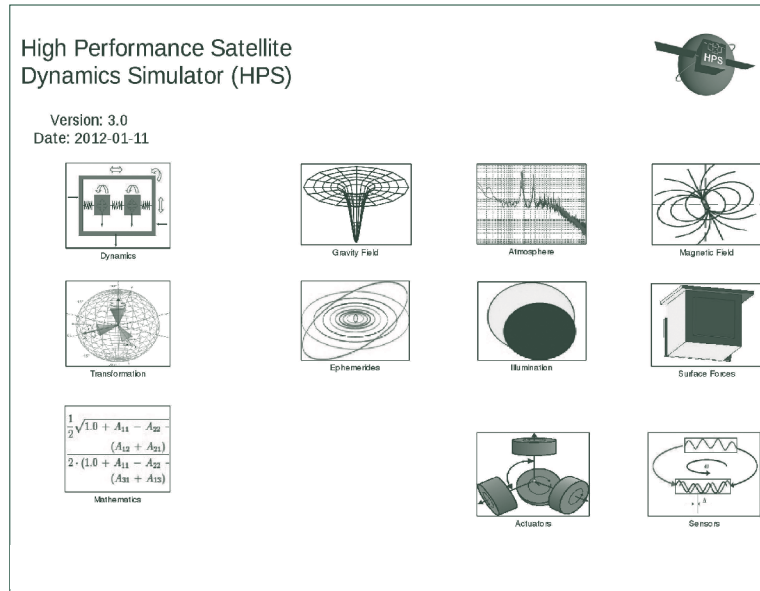


Abbildung 3:
Modulare Bibliothek in
Matlab/Simulink des HPS.

Quelle:
ZARM Universität Bremen und
DLR Institut für Raumfahrt-
systeme

(siehe Abbildung 2), die aus unterschiedlichen Materialien (Platin und Titan) gefertigt wurden. Für die RefU wurden die Testkörper hingegen aus gleichem Material gefertigt, die geometrischen Eigenschaften sind identisch mit den Testmassen der SU. Diese beiden Einheiten bilden zusammen die MICROSCOPE Payload und werden als T-SAGE (Twin Satellite Accelerometer for Gravitation Experimentation) bezeichnet (siehe Abbildung 2).

MICROSCOPE soll im Sommer 2016 starten. Die geplante Flugbahn ist ein polarer sonnensynchroner Orbit in 700 km Höhe [15].

Für MICROSCOPE ist eine Missionsdauer von 24 Monaten geplant, welche sowohl Kalibrierungsphasen als auch Phasen der Eklipse beinhaltet [16]. Weiterhin unterteilt sich diese Zeitspanne in unterschiedliche Messeinheiten: i) „spinning sessions“ (20 Orbits) und ii) „inertial pointing sessions“ (120 Orbits). Jede Messphase wird von Kalibrierungsphasen umrahmt, um falsche Ausrichtungen, Offsets und Systemrauschen in der Datenauswertung berücksichtigen zu können [17].

High Performance Satellite Dynamics Simulator (HPS)

Die einzige Möglichkeit im Vorfeld einer Satellitenmission „echte“ Daten zu bekommen, ist es, das System zu simulieren. Mit Hilfe einer sogenannten End-to-End-Simulation können Datenpakete erzeugt werden, die sowohl die technischen Eigenschaften des Experiments abbilden, als auch sämtliche Einflüsse der Umgebung. Somit kann natürlich auch die Software für die Datenanalyse im Vorfeld der Mission getestet und optimiert werden. Im Fall von MICROSCOPE soll dies unter Verwendung bzw. Anpassung und Erweiterung von HPS geschehen.

Seit 2002 arbeiten Mitarbeiter des ZARM und des DLR daran, den ehemaligen „Generic Drag-Free-Simulator“ [18] zu erweitern und zu optimieren.

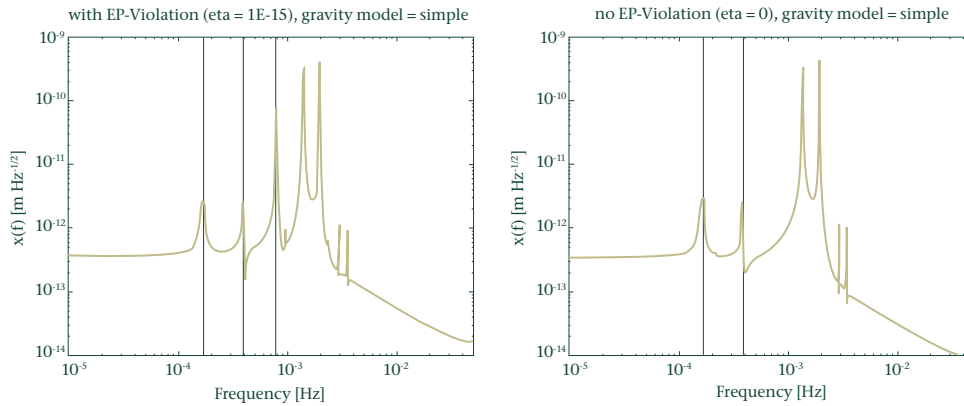


Abbildung 4:
Frequenzanalyse der spektralen Leistungsdichte des simulierten differentiellen Beschleunigung ohne (links) und mit (rechts) Verletzung des Schwachen Äquivalenzprinzips.

Quelle: [26]

Im Folgenden soll nun der Grundgedanke der Simulationssoftware HPS kurz erläutert werden. Der Aufbau von HPS ist modular (Abbildung 3). Dies hat den großen Vorteil, dass sich die Software in den einzelnen Simulationen auf das jeweils spezielle System anpassen kann. Damit ist nicht nur eine Verringerung der Simulationszeit möglich, sondern auch eine effiziente Nutzung der zur Verfügung stehenden Rechnerkapazität.

Die einzelnen HPS-Module sind in einer Matlab/Simulink Bibliothek zusammengefasst und beinhalten zum einen die Satelliten- und Testmassendynamik, sämtliche Umweltmodelle wie z.B. das Magnetfeld der Erde, Erdatmosphäre, Erdalbedo; zum anderen Integrationsroutinen, sämtliche benötigten Transformationsvorschriften zwi-

schen den verwendeten Koordinatensystemen und z. B. Quaternionenalgebra.

Des Weiteren kann im Einzelfall entschieden werden, ob Kopplungseffekte zwischen dem Satellitenkörper und den Testmassen in der Dynamik berücksichtigt werden sollen und welcher Grad und welche Ordnung des Gravitationsfeldes (mit und ohne Gezeiten effekt) in der Simulation verwendet werden soll. Da bei den Berechnungen die resultierenden Störkräfte und -momente nicht nur in Abhängigkeit von Ort und Datum, sondern auch in Abhängigkeit der technischen und geometrischen Eigenschaften des Satelliten berücksichtigt werden sollen, müssen zur Berechnung auch Volumen- und Oberflächenmodelle (FE-Modelle) hinzugenommen werden. Diese strukturellen Einflüsse

werden im sogenannten „Preprocessing“ (siehe Abbildung 5) aufbereitet und stehen dann in einer laufenden Simulation tabellarisch zur Verfügung.

Simulation der Mission MICROSCOPE

Eine Anpassung der Software auf die Bedürfnisse der MICROSCOPE-Mission ist schon seit mehreren Jahren das Anliegen des MICROSCOPE-Teams am ZARM [19–27]. Freifallversuche mit dem T-SAGE im Fallturm des ZARM liefern zusätzliche Erkenntnisse und können in den Simulationen verwendet werden.

„Eine zielgerichtete Optimierung des Systemdesigns einer wissenschaftlichen Satellitenmission ist nur möglich, wenn hierbei ein großes Augenmerk auf orbitale Störungen durch Umwelteinflüsse gelegt wird.“

Dr. Meike List

In ersten Simulationskonfigurationen wird allerdings nur die SU berücksichtigt, weiterhin ist die Bewegung der Testmassen im sogenannten „Measurement frame“ auf eine Raumrichtung eingegrenzt. Die Testmassenpositionierung und -kopplung erfolgt in diesem Simulationsszenario mit einem einfachen Feder-Masse-System, dessen Steifigkeitsparameter in Abhängigkeit von der Rotationsgeschwindigkeit des Satelliten mit Hilfe der Mathieu-Gleichung bestimmt wurden. Die Ergebnisse dieses einfachen Ansatzes sind in Abbildung 4 dargestellt. Bei der Parameterwahl η ungleich null, zeigt die Frequenzanalyse der simulierten differenziellen

Beschleunigung einen zusätzlichen eindeutigen Peak bei der erwarteten Frequenz des Signals, welches eine Verletzung des Schwachen Äquivalenzprinzips anzeigt. Mit dieser einfachen Simulation lässt sich schon abschätzen, dass die größten Störfrequenzen (Orbitfrequenz ω_{orb} und Spinfrequenz ω_{spin} des Satelliten) das wissenschaftlich interessante Signal (ω_{science}) wie erwartet nicht überdecken werden (siehe auch Abbildung 1, Gleichung 2).

Ausblick

Eine Anpassung an ein reales Orbitalzenario beinhaltet natürlich nicht nur die Berücksichtigung sämtlicher Umweltmodelle sondern auch die Umsetzung der technischen Gegebenheiten in Module, die in den MICROSCOPE-Simulationen berücksichtigt werden müssen. Erste Schritte zur Implementierung des Regelkreises für die Positionierung der Testmassen sind unternommen, sämtliche Parameter wurden von ONERA (Office National de Études et de Recherches Aérospatiales) bestimmt [28] und stehen zur Verfügung. Zusätzlich muss natürlich das Verhalten der Beschleunigungsmesser abgebildet werden, hierfür werden u. a. Rauschmodelle benötigt und in den Simulationen berücksichtigt [23].

Des Weiteren wird ein auf aktuellen Daten basierendes Oberflächen- und Volumen-

modell des Satelliten erstellt, welches das bisherige Modell (siehe Abbildung 5) für die Berechnungen von Abschattungseffekten, Thermalhaushalt, usw. ersetzt wird.

Um eine vollständige Simulation und – darauf aufbauend – die Datenauswertung der Missiondaten zu entwickeln, ist noch ein großer Arbeitsaufwand nötig, selbst wenn das Grundgerüst für ein solches Vorhaben auf Basis des HPS gegeben ist. Zusätzlich zur Anpassung bestehender Modelle an die speziellen Gegebenheiten von MICROSCOPE müssen neue Module entwickelt und – mit entsprechenden Schnittstellen versehen – implementiert werden. Zusätzlich müssen die bereits vorhandenen Umweltmodelle ständig aktualisiert und ggf. durch neue Versionen ersetzt werden.

Zusammenfassend kann gesagt werden, dass dieses Vorgehen für die Durchführung der Mission MICROSCOPE sowie die Analyse und Interpretation der Daten dieser Satellitenmission unerlässlich ist. Jedoch ist der direkte Nutzen häufig erst während der laufenden Mission erkennbar. Dann ist es natürlich von großem Interesse, schnell Antworten auf mögliche Fragestellungen bzgl. sämtlicher Orbitgegebenheiten, und den Reaktionen des Systems darauf, geben zu können.

Select data tables of current project.

Element table:
 /home/mike/microscope/swt/microscope_18_04_13/microscope/Simulator/Modelie/

Node table:
 /home/mike/microscope/swt/microscope_18_04_13/microscope/Simulator/Modelie/

Optical coefficients table: Calculate reference area.
 /home/mike/microscope/swt/microscope_18_04_13/microscope/Simulator/Modelie/

Save plot data.
 Create satellite plots.

Enter angle(s) of incident disturbance source (e.g. Sun direction).
 Polar angle theta [rad]:
/180*pi

Azimuth angle phi [rad]:
/180*pi

Perpendicular illumination conditions.

Enter satellite's center of mass [m]:

Store results in directory:
 /home/mike/WWS/

© copyright 2001 - 2008 ZARM, University of Bremen
 © copyright 2008 - 2012 ZARM, University of Bremen and
 Institute of Space Systems, DLR e.V.

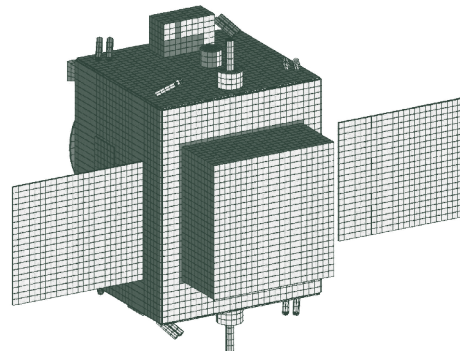


Abbildung 5:
 Grafische Oberfläche zur Nutzung der „Preprocessing“-Werkzeuge in HPS (oben), erstes FE-Modell der Oberfläche zur Berechnung von Abschattungseffekten (unten)

Quelle oben: ZARM Universität Bremen und DLR Institut für Raumfahrtssysteme
Quelle unten: [29]

Literatur

- [1] T. A. Wagner, S. Schlamminger, J. H. Gundlach, and E. G. Adelberger. Torsion-balance tests of the weak equivalence principle. *Class. Quant. Grav.*, 29:184002, 2012.
- [2] C. Lämmerzahl. The Einstein Equivalence Principle and the Search for New Physics. In D. Guilini, C. Kiefer, and C. Lämmerzahl, editors, *Quantum Gravity: From Theory to Experimental Search*, volume 631 of *Lecture Notes in Physics*, Berlin Springer Verlag, page 367, 2003.
- [3] C. M. Will. The Confrontation between General Relativity and Experiment. *Living Rev. Rel.*, 9:3, 2006.
- [4] C. Lämmerzahl. Testing basic laws of gravitation – are our postulates on dynamics and gravitation supported by experimental evidence? In L. Blanchet, A. Spallicci, and B. Whiting, editors, *Mass and Motion in General Relativity*, volume 162 of *Fundamental Theories of Physics*, Berlin Springer Verlag, page 25, 2011.
- [5] F. W. Bessel. Versuche über die Kraft mit welcher die Erde Körper von verschiedener Beschaffenheit anzieht. *Ann. Phys.*, 25:401, 1832.
- [6] R. V. Eötvös, D. Pekar, and E. Fekete. Beiträge zum Gesetze der Proportionalität von Trägheit und Gravität. *Ann. Phys.*, 373:11, 1922.
- [7] T. A. Wagner, S. Schlamminger, J. H. Gundlach, and E. G. Adelberger. Torsion-balance tests of the weak equivalence principle. *Class. Quant. Grav.*, 29:184002, 2012.
- [8] P. G. Roll, R. Krotkov, and R. H. Dicke. The equivalence of inertial and passive gravitational mass. *Ann. Phys.*, 26:442, 1964.
- [9] V. B. Braginskii and V. I. Panov. Verification of the Equivalence of Inertial and Gravitational Mass. *Sov. Phys. JETP*, 34:463, 1972.
- [10] S. Schlamminger, K.-Y. Choi, T. A. Wagner, J. H. Gundlach, and E. G. Adelberger. Test of the Equivalence Principle Using a Rotating Torsion Balance. *Phys. Rev. Lett.*, 100:041101, 2008.

- [11] J. D. Anderson and J. G. Williams. Long-range tests of the equivalence principle. *Class. Quant. Grav.*, 18:2447, 2001.
- [12] T. M. Niebauer, M. P. McHugh, and J. E. Faller. Galilean test for the fifth force. *Phys. Rev. Lett.*, 59:609, 1987.
- [13] A. Peters, K. Y. Chung, and S. Chu. High-precision gravity measurements using atom interferometry. *Metrologia*, 38:25, 2001.
- [14] S. Fray, C. A. Diez, T. W. Hänsch, and M. Weitz. Atomic Interferometer with Amplitude Gratings of Light and Its Applications to Atom Based Tests of the Equivalence Principle. *Phys. Rev. Lett.*, 93:240404, 2004.
- [15] P. Touboul, G. Métris, V. Lebat, and A. Robert. The MICROSCOPE experiment, ready for the in-orbit test of the equivalence principle. *Class. Quant. Grav.*, 29:184010, 2012.
- [16] P. Touboul and G. Métris. MICROSCOPE mission scenario. In *Testing the Equivalence Principle, MICROSCOPE colloquium II*, Palaiseau, France, 2013.
- [17] É. Guiu. Étalonnage de la mission spatiale MICROSCOPE: optimisation des performances. PhD thesis, École Centrale de Nantes et l'Université de Nantes, 2007.
- [18] S. Theil. Satellite and Test Mass Dynamics Modeling and Observation for Drag-free Satellite Control of the STEP Mission. PhD thesis, Department of Production Engineering, University of Bremen, 2002.
- [19] S. Bremer and M. List. Modelling of the MICROSCOPE Mission. *Space Sc. Rev.*, 151:39, 2010.
- [20] S. Bremer, M. List, H. Selig, and C. Lämmerzahl. Modelling and simulation of the space mission MICROSCOPE. In *Relativity in Fundamental Astronomy: Dynamics, Reference Frames, and Data Analysis (IAU Symposium 261)*, page 420. Cambridge University Press, 2010.

- [21] S. Bremer, M. List, H. Selig, and C. Lämmerzahl. Development of models for high precision simulation of the space mission MICROSCOPE. In 12th Marcel Grossmann Meeting, Paris, France, 2009.
- [22] S. Bremer, M. List, H. Selig, H. Rath, and H. Dittus. Modelling and simulation of the space mission MICROSCOPE. In 60th International Astronautical Congress, Daejeon, Republic of Korea, 2009.
- [23] S. Bremer, M. List, H. Selig, and C. Lämmerzahl. Simulation approaches for the space mission MICROSCOPE. In 61st International Astronautical Congress, Prague, Czech Republic, 2010.
- [24] S. Bremer, M. List, H. Selig, H. Rath, and H. Dittus. Modelling and simulation of the space mission MICROSCOPE. *Acta Astro.*, 68:28, 2011.
- [25] M. List, S. Bremer, and C. Lämmerzahl. Adaption of HPS to the MICROSCOPE Mission. In 62nd International Astronautical Congress, Cape Town, South Africa, 2011.
- [26] M. List, S. Bremer, B. Rievers, and C. Lämmerzahl. Modeling and simulation of the Microscope mission. In 63rd International Astronautical Congress, Naples, Italy, 2012.
- [27] M. List, S. Bremer, and B. Rievers. Modelling and simulation of the Microscope mission. In AAS/AIAA Space Flight Mechanics Meeting, 2013.
- [28] ONERA – Office National d’Études et des Recherches Aérospatiales, Châtillon, Paris, France. Internal project documentation, 1999 - 2013.
- [29] S. Bremer, M. List, H. Selig, and B. Rievers. Space Environment Simulations: Results for the MICROSCOPE Mission. In 65th International Astronautical Congress, Toronto, Canada, 2014.