

Wilfried Ley · Klaus Wittmann · Willi Hallmann (Hrsg.)

# Handbuch der Raumfahrttechnik



5., aktualisierte und erweiterte Auflage

HANSER





Wilfried Ley/Klaus Wittmann/Willi Hallmann (Herausgeber)

# Handbuch der Raumfahrttechnik

5., aktualisierte und erweiterte Auflage

Mit 892 Bildern und 132 Tabellen

HANSER



#### Bibliografische Information der Deutschen Nationalbibliothek

Die Deutsche Nationalbibliothek verzeichnet diese Publikation in der Deutschen Nationalbibliografie; detaillierte bibliografische Daten sind im Internet über <http://dnb.d-nb.de> abrufbar.

ISBN 978-3-446-45429-3

E-Book-ISBN 978-3-446-45723-2

Einbandbild: NASA/ESA

Die Wiedergabe von Gebrauchsnamen, Handelsnamen, Warenbezeichnungen usw. in diesem Werk berechtigt auch ohne besondere Kennzeichnung nicht zu der Annahme, dass solche Namen im Sinne der Warenzeichen- und Markenschutz-Gesetzgebung als frei zu betrachten wären und daher von jedermann benutzt werden dürften.

Dieses Werk ist urheberrechtlich geschützt.

Alle Rechte, auch die der Übersetzung, des Nachdrucks und der Vervielfältigung des Buches oder Teilen daraus, vorbehalten. Kein Teil des Werkes darf ohne schriftliche Genehmigung des Verlages in irgendeiner Form (Fotokopie, Mikrofilm oder ein anderes Verfahren), auch nicht für Zwecke der Unterrichtsgestaltung, reproduziert oder unter Verwendung elektronischer Systeme verarbeitet, vervielfältigt oder verbreitet werden.

© 2019 Carl Hanser Verlag München

[www.hanser.de](http://www.hanser.de)

Projektleitung/Lektorat: Dipl.-Ing. Volker Herzberg

Umschlagrealisation: Stephan Rönigk

Herstellung: le-tex publishing services GmbH, Leipzig

Satz: Manuela Treindl, Fürth

Druck und Bindung: Firmengruppe Appl, aprinta druck, Wemding

Printed in Germany

---

# Vorwort

Liebe Leserin, lieber Leser,

die 1. Auflage des **Handbuchs der Raumfahrttechnik** erschien im Jahre 1988. In drei weiteren Auflagen wurde das Buch jeweils überarbeitet und aktualisiert. In den letzten 30 Jahren hat sich technisch, werkstoffkundlich, verfahrenstechnisch, aber auch politisch, auf dem Gebiet der Raumfahrttechnik und ihrer Nutzung Wesentliches verändert. Für die jetzt vorliegende fünfte Auflage wurde daher das Buch umfassend überarbeitet und auf den Stand des Jahres 2018 aktualisiert.

Die Herausgeber sind dabei so vorgegangen, wie sie auch bei der Entwicklung eines Raumfahrtsystems vorgehen würden: Nach der Festlegung des Missionszieles wird aus zahlreichen Komponenten ein Gesamtsystem integriert, das dann seinen Zweck erfüllen soll.

Beginnen wir also, wie bei jeder guten Mission, mit der übergeordneten Zielsetzung, dem *Mission Statement*: „Das Handbuch der Raumfahrttechnik soll Studierenden, Ingenieuren und Physikern sowie ambitionierten Raumfahrtinteressierten das Design, den Bau und den Betrieb eines Raumfahrtsystems verständlich machen und tiefer reichendes Wissen in den entsprechenden Spezialgebieten vermitteln.“

Aus diesem *Mission Statement* ergeben sich die Anforderungen, dass das Buch:

- sowohl im Ganzen (mit etwas Ausdauer) zu lesen sein soll, aber auch in ausgewählten Teilgebieten befriedigende Einblicke und Informationen liefert,
- einen Überblick über ein Raumfahrtsystem in seiner Gesamtheit gibt,
- die zugrunde liegenden Verfahren für Design, Bau und Betrieb erläutert,
- Literaturhinweise zu den einzelnen Kapiteln enthält, die einer raschen Vertiefung des Wissens dienen können.

Die Herausgeber haben sich überlegt, wie diese Anforderungen erfüllt werden können. Dabei haben sie sich, auch mit Blick auf ihr eigenes Wissen, dagegen entschieden, das Buch ausschließlich selbst zu schreiben. Ein Raumfahrtsystem wird auch nicht vom Systemingenieur in allen Teilen selbst gebaut, sondern unterschiedlichste Komponenten und Bauteile werden sinnvoll zusammengesetzt. So haben wir zahlreiche Spezialisten angesprochen, Kapitel oder sogar Teilkapitel zu schreiben. Diese Kapitel enthalten das Fachwissen des jeweiligen Spezialisten, fügen sich aber trotzdem in diesem Buch zu einem Gesamtsystem zusammen, mit dem das *Mission Statement* (hoffentlich) erfüllt wird.

Bei der Integration der Beiträge wanderten die Herausgeber auf einem schmalen Grat. Zum einen sollte das Buch in seiner Gesamtheit lesbar, also „aus einem Guss“ sein, zum anderen sollten die einzelnen Autoren die spezifische

Herangehensweise in ihrer Disziplin reflektieren und so einem Studierenden einen Hinweis geben, was ihn bei einer entsprechenden Spezialisierung erwartet.

Die Herausgeber möchten sich hier bei allen Autoren für ihre Beiträge und Geduld bei der Einarbeitung von zahlreichen Änderungswünschen herzlich bedanken. Die Liste der Autoren auf den Seiten 8 bis 10 soll die Zuordnung der Autoren zu den einzelnen Kapiteln aufzeigen, damit auch klar wird, bei wem wir uns bedanken. Außerdem gibt sie dem Leser einen Überblick, welche Wissensträger in Deutschland und teilweise in Europa für Fachfragen ansprechbar sind.

Nach dem Erfolg der vierten Auflage wurde der Wunsch nach einer aktualisierten fünften Auflage des Handbuchs aus der Forschung und Industrie an den Carl Hanser Verlag herangetragen. Der Verlag hat, ohne zu zögern, alles in die Wege geleitet, diesen Wunsch in die Tat umzusetzen.

Die Herausgeber möchten sich hierfür beim Verlag für die sorgfältige Betreuung der Weiterentwicklung des Buches über einen langen Zeitraum bedanken. Der Dank gilt insbesondere Herrn *Volker Herzberg*. Weiterhin gilt der Dank Frau *Monika Ebke* (DLR Oberpfaffenhofen), die die Koordination zwischen Herausgebern, Autoren und dem Carl Hanser Verlag hervorragend gemeistert hat.

Das Konzept des Buches führte zu folgender Gliederung: Nach einer Einleitung mit historischem Überblick und der Charakterisierung von Missionstypen im 1. Kapitel folgt im 2. Kapitel ein Blick auf grundlegende Randbedingungen und Gesetzmäßigkeiten, die ein Raumfahrtsystem prägen. Die Kapitel 3 bis 7 charakterisieren die Segmente eines Raumfahrtsystems vom Transfersegment (Kapitel 3) über das Raumfahrzeug (Kapitel 4) und das Bodensegment (Kapitel 6) hin zu Nutzungsdisziplinen und Nutzlasten (Kapitel 7). Einige Besonderheiten von bemannten Missionen sind in Kapitel 5 behandelt. Die abschließenden Kapitel widmen sich den Aufgaben des Systemingenieurs (Kapitel 8) und des Managements bzw. behandeln die Qualitätssicherung und das Raumfahrtrecht (Kapitel 9).

Der Wunsch der Herausgeber, nicht nur einen Überblick über die Raumfahrt-Systemtechnik zu schaffen, sondern auch einen Einblick in die einzelnen Fachdisziplinen zu erlauben, hat zu einem erheblichen Umfang geführt, der einige Lesearbeit erfordert. Das haben die Herausgeber auch selbst erfahren.

Wir hoffen aber, dass die Faszination der Raumfahrt im Text immer wieder durchscheint und so das Lesen erleichtert wird.

*Wlfrid Ley, Klaus Wittmann, Willi Hallmann*



Thomas Reiter und Alexander Gerst (Bilder: ESA)

## Geleit

Wir Menschen sind eine Spezies von Entdeckern. Seit Jahrtausenden nutzen wir all unsere Möglichkeiten, um unseren Lebensraum zu erforschen. Und manche von uns geben sich nicht mit den scheinbar unüberwindbaren technologischen Einschränkungen zufrieden, die uns den Blick hinter die momentanen Umrisse unseres Horizontes erschweren. So wie vor Jahrmillionen der erste Fisch den Sprung an Land gewagt hat, so hat vor einem halben Jahrhundert die Menschheit den ersten Sprung in den Weltraum gewagt. Und dabei wird es nicht bleiben. Wenn man diese Zeiträume nebeneinanderstellt, dann wird klar, dass wir im Moment lediglich die ersten Augenblicke eines neuen Zeitalters erleben – dem Zeitalter der Weltraumfahrt. Diese ersten Schritte der Menschheit im Weltraum, sowohl robotisch als auch astronautisch, werden für viele Jahrtausende als eine der signifikantesten Entwicklungen der menschlichen Evolution bestehen, und wir alle – ob Techniker, Astronauten, Wissenschaftler oder Ingenieure – haben die Möglichkeit, in dieser jungen Disziplin unseren einzigartigen Beitrag zu leisten.

Seit dem Start des ersten künstlichen Erdsatelliten Sputnik vor 60 Jahren, im Oktober 1957, hat die Raumfahrt weltweit eine beachtliche Entwicklung durchlaufen. Ursprünglich eine Domäne von nur wenigen Nationen, sind heute mehr als 95 Länder weltweit in der Raumfahrt engagiert – und das mit steigender Tendenz. In gleich rasanter Weise hat sich die Raumfahrtindustrie in diesen Ländern

entwickelt. Der Bau von Satelliten ist heute, abgesehen von den einzigartigen wissenschaftlichen Missionen in die Tiefen unseres Sonnensystems, weitgehend Routine, und auch deren Miniaturisierung schreitet stetig voran. In den kommenden Jahren werden Konstellationen von Satelliten unseren Planeten umkreisen und die weltweite Verfügbarkeit von Telekommunikations- und Erdbeobachtungsdiensten ganz erheblich ausweiten.

Eine Vielzahl von Diensten, die ihren Ursprung in der Raumfahrt haben, sind inzwischen nicht nur für hochindustrialisierte Länder, sondern auch für Entwicklungsländer unverzichtbar geworden. Der Datenstrom aus dem Weltraum steigt stetig an. Alleine von den Sentinel Satelliten des europäischen Copernicus Programms werden täglich über 1 Terabyte an Erdbeobachtungsdaten generiert, mit optischen Kommunikationsterminals an geostationäre Datenrelaisatelliten gesendet und von dort zu den Bodenstationen übertragen. Dieser frei zugängliche Strom von Rohdaten erzeugt bereits heute in Europa eine Vielzahl neuer Geschäftsmodelle und schafft damit neue Arbeitsplätze.

Auch die robotische und astronautische Exploration des Weltraums schreitet weiter voran. Die Ziele, die im Rahmen der europäischen Explorationsstrategie verfolgt werden, sind der niedrige Erdorbit, unser Mond und der Mars.

Im niedrigen Erdorbit wird die internationale Raumstation ISS für die Forschung in einem weiten Spektrum wis-

senschaftlicher Disziplinen genutzt. Das Columbus-Modul erfüllt seit dem Andocken im März 2008 in hervorragender Weise seinen Zweck als multidisziplinäres Laboratorium. Seit dem Beginn des letzten Jahrzehnts arbeiteten bisher 16 ESA Astronauten an Bord der ISS. Zusammen mit den Astronauten und Kosmonauten der ISS Partner wurden dabei über 2000 Experimente durchgeführt, darunter etwa 300 Experimente unter der Führung europäischer Wissenschaftler und Wissenschaftlerinnen. Darüber hinaus waren europäische Forscher an etwa 270 Experimenten anderer ISS-Partner beteiligt, was den Gewinn durch die internationale Zusammenarbeit eindrucksvoll hervorhebt. Gleichzeitig dient die ISS als Testplattform für die Entwicklung und Reifung von Technologien, die für zukünftige Explorationsmissionen erforderlich sind. So ist das hochentwickelte europäische Lebenserhaltungssystem, das Life Support Rack (LSR) an Bord, um die Besatzung mit Sauerstoff zu versorgen, das Kohlendioxid aus der Luft herauszufiltern und in einem sogenannten Sabattier-Reaktor wieder in seine Bestandteile aufzubrechen.

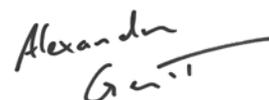
Der Mond rückt aus vielerlei Gründen als Explorationsziel wieder in den Fokus von Raumfahrtagenturen. Man kann ihn gewissermaßen als unseren 8. Kontinent ansehen. Viel können wir dort über die Entstehungsgeschichte unseres eigenen Planeten lernen, man vermutet Ressourcen in den höheren Breitengraden unseres Trabanten und es gibt Hinweise auf Wasservorkommen in den lunaren Polregionen. Zusätzlich bietet die erdabgewandte Seite des Mondes ganz besondere Bedingungen für Astronomie und die Suche und Verfolgung von Asteroiden, die unserem Planeten in Zukunft einmal gefährlich werden könnten. Im Rahmen einer Kooperation mit der NASA ist die europäische Raumfahrtagentur ESA an dem Bau des nächsten Transportsystems beteiligt, das Menschen mehr als 50 Jahre nach der ersten Mondlandung wieder in die Nähe dieses Himmelskörpers bringen soll. Das europäische Service Modul ESM wurde basierend auf dem sehr erfolgreichen und leistungsfähigen Raumtransporter ATV als Antriebsmodul für die amerikanische Orion Kapsel entwickelt. In Zusammenarbeit mit der russischen Raumfahrtagentur werden in Europa zwei essentielle Komponenten für eine robotische Mission zum Südpol des Mondes im Jahre 2021

entwickelt: ein optisches Navigationssystem, das eine präzise Landung auf ebener Fläche in der Nähe der Kraterränder ermöglichen-, sowie ein Bohrer und Analysesystem, das die Bestandteile von Proben aus einer Tiefe von bis zu 2 Metern nehmen und auswerten soll.

Auch was unseren Nachbarplaneten Mars betrifft, existieren in Europa ebenso wie auf internationaler Ebene vielfältige Aktivitäten. Im vergangenen Jahr erreichte die erste von zwei europäischen Sonden den Planeten. Der sogenannte Trace Gas Orbiter (TGO) wird unter anderem nach erfolgtem Aerobraking, das den Orbit auf eine Höhe von durchschnittlich 400 Kilometer verringern soll, mit einer bisher noch nicht dagewesenen Präzision das Spurengas Methan in der Marsatmosphäre messen. Im Jahr 2020 wird dann die zweite Sonde der Mission ExoMars, wiederum in enger Zusammenarbeit mit der russischen Raumfahrtagentur, einen robotischen Rover zur Marsoberfläche bringen. Zu hoffen ist, dass mit den vielfältigen Instrumenten an Bord dieses Rovers Anfang des kommenden Jahrzehnts die Frage beantwortet werden kann, ob es auf dem Mars einmal Leben gegeben hat oder sogar noch gibt.

Um auch in Zukunft die Herausforderungen in der erst wenige Jahrzehnte jungen Disziplin der Raumfahrt zu meistern, bedarf es exzellenter Ingenieurinnen und Ingenieure, die die Entwicklung der für die Missionserfüllung erforderlichen Technologien vorantreiben, den Betrieb von Satelliten in den Tiefen des Weltraums oder von Konstellationen in der Erdumlaufbahn ermöglichen und auch neue Ansätze entwickeln, um die Nutzbarkeit des erdnahen Orbits sicherzustellen. Auf ihren Schultern werden zukünftige Generationen von Raumfahrern und Raumsonden in den Weltraum fliegen. Das vorliegende Handbuch wird sowohl während des Studiums als auch im späteren Beruf als exzellente Referenz für die vielfältigen Aufgabenstellungen in der Entwicklung von Raumfahrtssystemen dienen.

Wir teilen mit allen Nutzern dieses Handbuchs die Begeisterung für die Raumfahrt und wünschen Ihnen bei ihren zukünftigen Projekten viel Spaß und Erfolg!



---

## Herausgeber

Prof. Dr.-Ing. *Wilfried Ley*, ehemals Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e. V. (DLR), Standort Köln und Fachhochschule Aachen

Prof. Dr. rer. nat. *Klaus Wittmann*, ehemals Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e. V. (DLR), Standort Oberpfaffenhofen und Fachhochschule Aachen

Prof. Dr.-Ing. *Willi Hallmann*, ehemals Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e. V. (DLR), Standort Köln und Fachhochschule Aachen

## Autoren

Dr.-Ing. *Sven Abitzsch*, European Space Agency (ESA), ESTEC, Noordwijk, Niederlande, (Kapitel 9.3)

Dr.-Ing. *Rüdiger Albat*, European Space Agency (ESA) Paris, (Kapitel 3.3, 3.4)

Prof. Dipl.-Ing. *Christian Arbinger*, Galileo GfR Oberpfaffenhofen, (Kapitel 4.5)

Dipl.-Ing. *Wolfgang Bärwald*, Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e. V. (DLR), Standort Berlin-Adlershof, (Kapitel 8.5)

Prof. Dr. rer. nat. *Ralf Anken*, Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e. V. (DLR), Standort Köln, (Kapitel 7.7)

Dipl.-Ing. *Ralf Baumgartl*, Industrieanlagen-Betriebsgesellschaft mbH (IABG), Ottobrunn, (Kapitel 8.3)

Dr. rer. nat. *Heike Benninghoff*, Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e. V. (DLR), Standort Oberpfaffenhofen, (Kapitel 7.8)

DI Dr. *Thomas Berger*, Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e. V. (DLR), Standort Köln (Kapitel 7.7)

Dipl.-Ing. *Torsten Bieler*, European Space Agency (ESA), ESTEC Noordwijk, Niederlande, (Kapitel 9.3)

Prof. Dr.-Ing. *Joachim Block*, Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e. V. (DLR), Standort Braunschweig, (Kapitel 4.1)

Dipl. Wirt Ing. *Klaus Bockstahler*, Airbus Defence & Space GmbH, Friedrichshafen (Kapitel 5.2)

Dr. *Volker Böhm*, OHB Systems AG, Weßling (Kapitel 9.2)

Prof. Dr.-Ing. *Klaus Brieb*, Technische Universität Berlin, (Kapitel 8, 8.1, 8.2, 8.5)

Prof. Dr. rer. nat. *Stefan Dech*, Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e. V. (DLR), Standort Oberpfaffenhofen, (Kapitel 7.1)

Dr. rer. nat. *Erhard Diedrich*, Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e. V. (DLR), Standort Oberpfaffenhofen, (Kapitel 7.1)

Dr. Ing. Dipl.-Phys. *Daniel Döring*, Industrieanlagen-Betriebsgesellschaft mbH (IABG), Ottobrunn (Kapitel 2.1)

Dipl.-Ing. *Julian Doyé*, LSE Space AG, Weßling, (Kapitel 4.3)

Dipl.-Ing. *Sabrina Eberle*, Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e. V. (DLR), Standort Oberpfaffenhofen, (Kapitel 7.2)

Prof. Dr. rer. nat. *Ivan Egry*, Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e. V. (DLR), Standort Köln, (Kapitel 7.5)

Prof. Dr. *Werner Enderle*, European Space Agency (ESA), European Space Operations Centre, Darmstadt, (Kapitel 7.3)

Dr. rer. nat. *Reinhold Ewald*, Universität Stuttgart, Institut für Raumfahrtsysteme, (Kapitel 5.1)

Dr. *Paolo Ferri*, European Space Agency (ESA), European Space Operations Centre (ESOC), Darmstadt, (Kapitel 6.1)

Prof. Dr. rer. nat. *Berndt Feuerbacher*, Past President, International Astronautical Federation (IAF), ehemals DLR, Standort Köln, (Kapitel 7)

Dr. iur. *Michael Gerhard*, Europäische Agentur für Flugsicherheit (EASA), Köln, und Fachhochschule Aachen, (Kapitel 9.4)

Dr. *Alexander Gerst*, European Space Agency (ESA), (Geleit)

Dr. *Michael Geyer*, Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e. V. (DLR), Standort Oberpfaffenhofen, (Kapitel 6.2)

*Dorothee Grevers*, Charité – Universitätsmedizin Berlin, (Kapitel 7.6)

*Andreas Grielhüsl*, Industrieanlagen-Betriebsgesellschaft mbH (IABG), Ottobrunn, (Kapitel 8.3)

Dr.-Ing. *Anton Grillenbeck*, Industrieanlagen-Betriebsgesellschaft mbH (IABG), Ottobrunn, (Kapitel 2.1, 3.5, 8.3)

Dr. rer. nat. *Gerhard Grunwald*, Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e. V. (DLR), Standort Oberpfaffenhofen, (Kapitel 7.8.1)

Prof. Dr. med. Dipl.-Geol. *Hanns-Christian Gunga*, Charité – Universitätsmedizin Berlin, (Kapitel 7.6)

Prof. Dr. Dr. h. c. *Donat-P. Häder*, Friedrich-Alexander-Universität Nürnberg-Erlangen, (Kapitel 7.7)

Dr. *Gerald Hagemann*, Airbus Safran Launchers GmbH, Taufkirchen, (Kapitel 3.3)

- Dr.-Ing. *Oskar Josef Haidn*, Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e. V. (DLR), Standort Lampoldshausen, (Kapitel 3.3)
- Prof. Dr.-Ing. *Willi Hallmann*, ehemals Fachhochschule Aachen, (Kapitel 1.1)
- Dr.-Ing. *Klaus Hannemann*, Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e. V. (DLR), Standort Göttingen, (Kapitel 2.3)
- Dr. (PhD.) *Nicolaus Hanowski*, European Space Agency (ESA), ESRI, Frascati, Italien, (Kapitel 1, 1.1, 1.2)
- Dr.-Ing. *Stefan Häsler*, ariane group, Lampoldshausen, (Kapitel 3.4)
- Dr. rer. nat. *Jens Hauslage*, Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e. V. (DLR), Standort Köln, (Kapitel 7.7)
- Dipl.-Ing. *Martin Häusler*, Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e. V. (DLR), Standort Weilheim, (Kapitel 6.3)
- Dipl.-Ing. *Bernward Heese*, Airbus Safran Launchers GmbH Bremen, (Kapitel 3.2)
- Priv. Doz. Dr. rer. nat. *Ruth Hemmersbach*, Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e. V. (DLR), Standort Köln, (Kapitel 7.7)
- Dipl.-Ing. *Christian Henjes*, Industrieanlagen-Betriebsgesellschaft mbH (IABG), Ottobrunn, (Kapitel 2.1, 8.3)
- Prof. Dr.-Ing. *Gerhard Hirzinger*, Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e. V. (DLR), Standort Oberpfaffenhofen, (Kapitel 7.8)
- Prof. Dr.-Ing. *Felix Huber*, Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e. V. (DLR), Standort Oberpfaffenhofen, (Kapitel 4, 4.6)
- Dipl.-Ing. *Wolfgang Jung*, Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e. V. (DLR), Standort Oberpfaffenhofen, (Kapitel 3.6)
- Dr.-Ing. *Clemens Kaiser*, EUMETSAT, Darmstadt (Kapitel 7.8)
- Prof. Dr.-Ing. *Hakan Kayal*, Universität Würzburg, (Kapitel 8.4)
- Dr.-Ing. *Peter Kern*, Airbus Defence and Space GmbH, Friedrichshafen, (Kapitel 5.2)
- Prof. Dr. rer. nat. Dr. h. c. *Frank Kirchner*, Robotics Innovation Center, Bremen (Kapitel 7.8)
- Prof. Dr. med. *Karl Kirsch*, ehemals Charité – Universitätsmedizin Berlin, (Kapitel 7.6)
- Dipl.-Ing. *Joachim Klein*, Industrieanlagen-Betriebsgesellschaft mbH (IABG), Ottobrunn, (Kapitel 9.1)
- Dr.-Ing. *Andreas Kohlhase*, OHB Systems AG, Bremen, (Kapitel 4.3)
- Dr. *Rolf Kozłowski*, Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e. V. (DLR), Standort Oberpfaffenhofen, (Kapitel 6.2)
- Dipl.-Ing. *Jörg Krüger*, Airbus Safran Launchers GmbH, Lampoldshausen, (Kapitel 3.2, 3.5)
- Dipl.-Ing. *Thomas Kuch*, Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e. V. (DLR), Standort Oberpfaffenhofen, (Kapitel 6, 6.4)
- Dr. rer. nat. *Holger Kügler*, Industrieanlagen-Betriebsgesellschaft mbH (IABG), Ottobrunn, (Kapitel 2.1, 8.3)
- Dr. *Claudia Künzer*, Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e. V. (DLR), Standort Oberpfaffenhofen, (Kapitel 7.1)
- Prof. Dr. *Claus Lämmerzahl*, ZARM Uni Bremen, (Kapitel 7.5)
- Dipl.-Ing. *Klaus Landzettel*, Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e. V. (DLR), Standort Oberpfaffenhofen, (Kapitel 7.8)
- Dipl.-Ing. *Günter Langel*, EADS Deutschland GmbH München-Ottobrunn, (Kapitel 3.3)
- Dr.-Ing. *Jens Laßmann*, Airbus Safran Launchers GmbH, Bremen, (Kapitel 3, 3.1, 3.2)
- Prof. Dr.-Ing. *Wilfried Ley*, ehemals Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e. V. (DLR), Standort Köln und Fachhochschule Aachen, (Kapitel 2.1, 4, 4.2, 8.3, 8.4, 9)
- Dr.-Ing. *José M. A. Longo*, ESA/ESTEC, Noordwijk, Niederlande, (Kapitel 2.3)
- Dr.-Ing. *Bernhard Lübke-Ossenbeck*, OHB-System AG Bremen, (Kapitel 4.5)
- Dipl.-Ing. *Helmut Luttmann*, Airbus Defence and Space GmbH, Bremen, (Kapitel 5, 5.1)
- PD Dr. *Christoph Marquardt*, Max Planck Institute for the Science of Light, Erlangen, (Kapitel 7.2)
- B. Sc. *David Miller*, Airbus Defence and Space GmbH, Friedrichshafen, (Kapitel 8.7)
- Dr. rer. nat. habil. *Oliver Montenbruck*, Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e. V. (DLR), Standort Oberpfaffenhofen, (Kapitel 2.2)
- Dr. *Sven Oliver Opatz*, Charité – Universitätsmedizin Berlin, (Kapitel 7.6)
- Dr.-Ing. *Kristian Pauly*, OHB Systems AG, Bremen, (Kapitel 8.6)
- Dr. *Frank Pellowski*, OHB System AG Weßling, (Kapitel 9.2)
- Dr.-Ing. *Willigert Raatschen*, Airbus Defence and Space GmbH, Friedrichshafen, (Kapitel 5.2)
- Prof. Dr. *Lorenz Ratke*, Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e. V. (DLR), Standort Köln, (Kapitel 7.5)
- Prof. Dr.-Ing. *Hans-Günther Reimerdes*, Rheinisch-Westfälische Technische Hochschule (RWTH) Aachen, (Kapitel 2.4)
- Dipl.-Ing. *Thomas Reiter*, European Space Agency (ESA), ESOC, Darmstadt, (Geleit)
- Dipl.-Ing. *Reinhard Röder*, ehemals EADS Astrium GmbH Friedrichshafen, (Kapitel 4.2)
- Dr.-Ing. *Dieter Sabath*, Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e. V. (DLR), Standort Oberpfaffenhofen, (Kapitel 6.4)
- Dipl.-Ing. *Steffen Scharfenberg*, European Space Agency (ESA), ESTEC, Noordwijk, Niederlande, (Kapitel 2.1)
- M. Sc. *Fabian Schiemenz*, Airbus Defence and Space GmbH, Friedrichshafen, (Kapitel 8.7)
- Dr.-Ing. *Reinhard Schlitt*, OHB-System AG Bremen, (Kapitel 4.3)

- Dipl.-Ing. *Hans-Dieter Schmitz*, ehemals EADS Astrium Space Transportation Lampoldshausen, (Kapitel 4.4)
- Dipl.-Ing. *Alf Schneider*, European Space Agency (ESA), ESTEC, Noordwijk, Niederlande, (Kapitel 8.3)
- Dipl.-Ing. *Artur Scholz*, European Space Agency (ESA), ESOC, Darmstadt, (Kapitel 8.4)
- Dipl.-Geophys. *Gunter Schreier*, Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e. V. (DLR), Standort Oberpfaffenhofen, (Kapitel 7.1)
- Dr. *Rüdiger Seine*, European Space Agency (ESA), European Astronaut Centre (EAC), (Kapitel 5.1)
- Dipl.-Ing. *Josef Sommer*, Airbus Defence and Space GmbH, Bremen, (Kapitel 5.3)
- Dr. rer. medic. *Alexander Stahn*, Charité – Perelman School of Medicine, Blockley Hall PA, USA, (Kapitel 7.6)
- Dr. med. *Mathias Steinach*, Zentrum für Weltraummedizin Berlin, Charité – Universitätsmedizin Berlin, (Kapitel 7.6)
- Dipl.-Ing. *Peter Turner*, ehemals Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e. V. (DLR), Standort Oberpfaffenhofen, (Kapitel 3.6, 4.7)
- Dr. rer. nat. *Stephan Ulamec*, Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e. V. (DLR), Standort Köln, (Kapitel 7.4)
- Dipl.-Ing. *Dieter Ulrich*, Airbus Defence and Space GmbH, Friedrichshafen, (Kapitel 8.7)
- Dr. rer. nat. *Manfred Warhaut*, ehemals European Space Agency (ESA), European Space Operations Centre (ESOC) Darmstadt, (Kapitel 6.1)
- Dr. med. *Andreas Werner*, Zentrum für Luft- und Raumfahrtmedizin der Luftwaffe, Königsbrück, (Kapitel 7.6)
- Dr.-Ing. *Carsten Wiedemann*, Technische Universität Braunschweig, (Kapitel 2.4)
- Dipl.-Ing. *Klaus Wiedemann*, Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e. V. (DLR), Standort Weilheim, (Kapitel 6.3)
- Prof. Dr. rer. nat. *Klaus Wittmann*, ehemals Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e. V. (DLR), Standort Oberpfaffenhofen, und Fachhochschule Aachen, (Kapitel 1, 1.1, 1.2, 2)
- Dipl.-Inform. *Ralf Zimmermann*, Airbus Defence and Space GmbH, Friedrichshafen, (Kapitel 8.7)

---

# Inhaltsverzeichnis

<b>1</b>	<b>Einleitung</b>	31
	Quellen und Literatur	34
<b>1.1</b>	<b>Historischer Überblick</b>	34
	1.1.1 Die Entwicklung der Raketentechnik	34
	1.1.2 Die Entwicklung der unbemannten deutschen und europäischen Raumfahrt	38
	1.1.3 Die Entwicklung der bemannten Raumfahrt	43
	Literatur	51
<b>1.2</b>	<b>Raumfahrtmissionen</b>	51
	1.2.1 Raumfahrt-Systemsegmente	51
	1.2.1.1 Das Raumsegment	52
	1.2.1.2 Das Transfersegment	54
	1.2.1.3 Das Bodensegment	55
	1.2.2 Auslegung der Systemsegmente für Raumfahrtmissionen	57
	1.2.3 Klassifizierung von Raumfahrtmissionen	60
	1.2.3.1 Erdbeobachtung	60
	1.2.3.2 Wetterbeobachtung	60
	1.2.3.3 Technologieerprobung	60
	1.2.3.4 Grundlagenforschung	61
	1.2.3.5 Kommunikation	62
	1.2.3.6 Navigation	62
	1.2.3.7 Militärische Missionen	63
	1.2.3.8 Planetare Erkundung und Exploration	63
	1.2.3.9 Bemannte Raumfahrt	64
	Quellen und Literatur	64
<b>2</b>	<b>Grundlagen</b>	67
<b>2.1</b>	<b>Umgebung Weltraum</b>	67
	2.1.1 Raumfahrzeug und Weltraumumgebung	67
	2.1.2 Einfluss von Sonne und Weltraumhintergrund	69
	2.1.2.1 Physik der Sonne	69
	2.1.2.2 Die Sonnenstrahlung	70
	2.1.2.3 Sonnenwind	71
	2.1.2.4 Energiereiche Teilchen	72
	2.1.3 Einfluss der Erde	72
	2.1.3.1 Die Erdatmosphäre	72
	2.1.3.2 Magnetfeld der Erde	74
	2.1.3.3 Bewegung geladener Teilchen in der Magnetosphäre	75
	2.1.3.4 Der Strahlungsgürtel (Van-Allen-Belt)	75
	2.1.4 Einfluss auf das Raumfahrzeug und die Missionsplanung	76
	2.1.4.1 Gravitation und Magnetik	76
	2.1.4.2 Elektromagnetische Strahlung	78
	2.1.4.3 Atmosphärische Einflüsse	79
	2.1.4.4 Energiereiche Teilchenstrahlung	80
	2.1.4.5 Hochvakuum	82
	2.1.4.6 Kontamination	82
	2.1.4.7 Mikrometeoriten und Weltraummüll	83
	Literatur	84

<b>2.2</b>	<b>Bahnmechanik</b> .....	84
2.2.1	Bahnmodellierung.....	84
2.2.1.1	Kepler-Bahnen .....	84
2.2.1.2	Die Bahn im erdfesten System.....	87
2.2.1.3	Bahnstörungen.....	88
2.2.1.4	Analytische Bahnmodelle .....	92
2.2.1.5	Numerische Bahnvorhersage.....	95
2.2.2	Bahnbestimmung.....	97
2.2.2.1	Tracking-Systeme .....	97
2.2.2.2	Beobachtungsmodell.....	100
2.2.2.3	Linearisierung .....	101
2.2.2.4	Ausgleichung nach der Methode der kleinsten Quadrate .....	101
2.2.2.5	Kalman-Filterung.....	103
2.2.3	Bahnauslegung und -haltung.....	105
2.2.3.1	Hohmann-Transfer .....	105
2.2.3.2	Fernerkundungssatelliten.....	106
2.2.3.3	Geostationäre Satelliten.....	108
	Literatur .....	111
<b>2.3</b>	<b>Aerothermodynamik und Wiedereintritt</b> .....	112
2.3.1	Einleitung.....	112
2.3.2	Globale Energiebetrachtungen.....	112
2.3.3	Strömungsmechanische und chemische Phänomene beim Wiedereintritt .....	114
2.3.4	Wärmeflussbilanz und Thermalschutzsysteme .....	116
2.3.5	Wiedereintrittsbahn .....	119
2.3.6	Aerodynamische Betrachtungen.....	121
2.3.7	Werkzeuge zur Bestimmung aerothermodynamischer Daten .....	123
	Literatur .....	126
<b>2.4</b>	<b>Mikrometeoriden und Space Debris</b> .....	127
2.4.1	Die Umgebungsbedingungen.....	127
2.4.1.1	Mikrometeoriden.....	127
2.4.1.2	Space Debris .....	127
2.4.2	Zukünftige Entwicklung und Vermeidungstechniken .....	128
2.4.3	Impaktflüsse und Impaktrisiko.....	130
2.4.3.1	Mikrometeoriden.....	131
2.4.3.2	Space Debris .....	131
2.4.3.3	Impaktrisiko .....	133
2.4.4	Schutzmaßnahmen für Raumfahrzeuge .....	133
2.4.4.1	Schutzkonzepte .....	133
2.4.4.2	Bemessung von Schutzmaßnahmen.....	134
2.4.5	Planung von Missionen .....	138
	Literatur .....	138
<b>3</b>	<b>Trägersysteme</b> .....	141
<b>3.1</b>	<b>Gesamtsysteme</b> .....	142
3.1.1	Einführung .....	142
3.1.2	Grundlagen .....	143
3.1.2.1	Nutzlasten und Missionen .....	143
3.1.2.2	Impuls und Raketengrundgleichung .....	144
3.1.2.3	Stufung .....	144
3.1.2.4	Aufstiegsbahn und Antriebsbedarf .....	145
3.1.3	Baugruppen.....	146

---

3.1.4	Projektphasen.....	146
3.1.5	Trägersysteme .....	147
3.1.5.1	Aktuelle Trägersysteme.....	148
3.1.5.2	Konzepte für die Zukunft .....	157
	Literatur .....	159
<b>3.2</b>	<b>Stufentechnologien.....</b>	<b>160</b>
3.2.1	Einführung/Übersicht .....	160
3.2.2	Missionsprofile und Betrieb.....	163
3.2.3	Baugruppen/Subsysteme/Technologien.....	166
3.2.4	Systemauslegung.....	173
3.2.4.1	Auslegung des Gesamtsystems .....	173
3.2.4.2	Einflüsse auf die Systemauslegung .....	174
3.2.4.3	Teilsystem-Auslegung.....	176
<b>3.3</b>	<b>Antriebssysteme .....</b>	<b>178</b>
3.3.1	Theorie des chemischen Antriebs.....	178
3.3.1.1	Grundlagen .....	178
3.3.1.2	Treibstoffe .....	179
3.3.2	Raketenantriebstypen: Feststoffmotoren und Flüssigkeitsantriebe .....	180
3.3.2.1	Feststoffantriebe .....	180
3.3.2.2	Triebwerkstypen für Flüssigtreibstoffe.....	182
3.3.3	Komponenten von Flüssigantrieben .....	185
3.3.3.1	Einspritzkopf.....	186
3.3.3.2	Brennkammer und Düse .....	189
3.3.3.3	Gasgeneratoren .....	195
3.3.3.4	Turbopumpe .....	195
3.3.4	Sonderprobleme.....	198
3.3.5	Testanlagen für Raketenantriebe .....	200
3.3.6	Zukünftige Antriebe .....	203
	Literatur .....	203
<b>3.4</b>	<b>Startinfrastruktur.....</b>	<b>204</b>
3.4.1	Wesentliche Elemente .....	204
3.4.2	Aufgaben und Anforderungen .....	205
3.4.3	Konzepte.....	205
3.4.4	Ein ausgeführtes Beispiel: Ariane 5.....	207
3.4.5	Neue Herausforderungen: Ariane 6.....	210
3.4.6	Übersicht über bestehende Startanlagen .....	211
<b>3.5</b>	<b>Qualifikationsprozess .....</b>	<b>212</b>
3.5.1	Einführung/Übersicht .....	212
3.5.2	Qualifikationskategorien.....	217
3.5.3	Mechanische Qualifikationsmaßnahmen .....	217
3.5.4	Funktionelle Qualifikationsmaßnahmen .....	218
<b>3.6</b>	<b>Höhenforschungsraketen.....</b>	<b>220</b>
3.6.1	Aufbau einer Höhenforschungsrakete.....	220
3.6.1.1	Antriebe .....	221
3.6.1.2	Nutzlasten .....	222
3.6.1.3	Auslegung .....	223
3.6.2	Anwendungen.....	223
3.6.2.1	Atmosphärenphysik .....	224
3.6.2.2	Weltraumwissenschaften .....	224

3.6.2.3	Schwerelosigkeitsforschung.....	224
3.6.2.4	Hyperschalltechnologien.....	226
3.6.2.5	Studentenexperimente.....	226
3.6.3	Missionsablauf.....	227
3.6.3.1	Trägerauswahl.....	227
3.6.3.2	Startplätze.....	227
3.6.3.3	Missionsvorbereitung.....	229
3.6.3.4	Startdurchführung.....	229
3.6.4	Kommerzielle suborbitale Raumfahrzeuge.....	230
3.6.4.1	Wiederverwendbare Raumfahrzeuge.....	230
3.6.4.2	Absatzmarkt.....	231
3.6.4.3	Gegenüberstellung.....	231
3.6.5	Ausblick.....	231
	Literatur.....	232
<b>4</b>	<b>Raumfahrzeug-Subsysteme.....</b>	<b>235</b>
<b>4.1</b>	<b>Struktur und Mechanismen.....</b>	<b>236</b>
4.1.1	Die Primärstruktur des Raumfahrzeugs.....	237
4.1.1.1	Designtreiber und dimensionierende Lastfälle.....	237
4.1.1.2	Auswahl der Strukturwerkstoffe.....	238
4.1.1.3	Bauweisen.....	239
4.1.1.4	Ausgasung, Degradation und Oberflächenschutz.....	243
4.1.1.5	Inserts.....	244
4.1.1.6	Fertigung und Integration.....	245
4.1.2	Sekundäre und entfaltbare Strukturen.....	246
4.1.2.1	Gerätehalterungen und Isolierungen.....	246
4.1.2.2	Entfaltbare Panels.....	247
4.1.2.3	Booms.....	248
4.1.3	Strukturmechanische Modellierung und Analyse.....	249
4.1.3.1	Finite-Elemente-Modelle und Modalmodelle.....	249
4.1.3.2	Resonanzverhalten und Eigenmoden.....	251
4.1.3.3	Festigkeitsnachweis und Margins of Safety (MoS).....	252
4.1.3.4	Modellierung kritischer Schnittstellen.....	252
4.1.4	Qualifikation der Raumfahrzeugstruktur.....	253
4.1.5	Mechanismen.....	254
4.1.5.1	Pyromechanismen.....	254
4.1.5.2	Nicht-explosive Aktuatoren und Launch Locks.....	255
4.1.5.3	Federmechanismen.....	256
4.1.5.4	Elektromotoren und Stelltriebe.....	258
4.1.5.5	Drallräder und Kreisel.....	259
4.1.5.6	Tribologische Materialien.....	260
4.1.5.7	Schmierung von Lagern und Mechanismen.....	262
	Literatur.....	264
<b>4.2</b>	<b>Energieversorgung.....</b>	<b>265</b>
4.2.1	Energieerzeugung.....	266
4.2.2	Energiequellen.....	266
4.2.2.1	Fotovoltaik.....	268
4.2.2.2	Solardynamik.....	268
4.2.2.3	Nukleare Energieversorgung.....	270
4.2.2.4	Chemische Energie/Brennstoffzelle.....	271
4.2.3	Entwicklungsprozess zur Auslegung einer optimierten EVS-Architektur.....	272
4.2.4	EVS-Architekturen.....	273

4.2.5	Solargenerator .....	279
4.2.5.1	Solarzellen-Technologien.....	279
4.2.5.2	Silizium-Solarzellen .....	281
4.2.5.3	Multijunction Gallium-Arsenid auf Germanium-Solarzellen (GaAs/Ge).....	281
4.2.5.4	Elektrische Kennwerte von Solarzellen.....	282
4.2.5.5	Berechnung der Solargeneratorleistung.....	282
4.2.5.6	Solargenerator-Technologien .....	284
4.2.5.7	Reihenschaltung von Solarzellen .....	285
4.2.5.8	Parasitäre Kapazitäten und Induktivitäten .....	285
4.2.5.9	Betriebstemperaturen.....	286
4.2.5.10	Elektrostatische Aufladung, Entladung und Durchschlagseffekte .....	286
4.2.6	Energiespeicher .....	287
4.2.6.1	Sekundärbatterie-Technologien.....	287
4.2.6.2	Vergleich der Batterietechnologien .....	291
4.2.6.3	Berechnungsgrundlagen zur Auslegung von Batterien .....	293
4.2.6.4	Batterieladeregulierung.....	293
4.2.7	Grundsätzliche EVS-Designbetrachtungen .....	294
4.2.7.1	Busspannung .....	294
4.2.7.2	Aufbereitung der Solargeneratorenergie .....	295
4.2.7.3	Spannungswandler und Leistungsregler .....	296
4.2.7.4	Erdungskonzept.....	297
4.2.7.5	Maßnahmen zum Schutz des Energieversorgungsbusses.....	297
4.2.7.6	Energieverteilung .....	297
4.2.7.7	Datenmanagement.....	298
	Literatur .....	298
<b>4.3</b>	<b>Thermalkontrolle .....</b>	<b>299</b>
4.3.1	Einleitung.....	299
4.3.2	Thermische Grundlagen .....	299
4.3.2.1	Umweltbedingungen.....	299
4.3.2.2	Wärmeübertragung durch Strahlung .....	301
4.3.2.3	Wärmeleitung.....	304
4.3.2.4	Wärmetransport durch erzwungene Konvektion.....	305
4.3.2.5	Mathematisches Thermalmodell.....	306
4.3.3	Entwicklung des Thermal systems .....	307
4.3.3.1	Übersicht .....	307
4.3.3.2	Analyseverfahren.....	308
4.3.3.3	Verifikation durch Test.....	312
4.3.4	Technische Lösungen .....	313
4.3.4.1	Überblick .....	313
4.3.4.2	Thermische Isolation .....	313
4.3.4.3	Zwei-Phasen-Kühlkreisläufe.....	315
4.3.4.4	Thermische Oberflächen .....	319
4.3.4.5	Heizelemente .....	320
4.3.4.6	Pumpkühlkreisläufe .....	321
4.3.5	Beispiele für einen Thermalentwurf .....	322
4.3.5.1	TerraSAR-X .....	322
4.3.5.2	Columbus.....	329
	Literatur .....	333
<b>4.4</b>	<b>Satellitenantriebssysteme .....</b>	<b>334</b>
4.4.1	Grundlagen der Satellitenantriebe.....	334
4.4.1.1	Antriebssystem-Aufgaben.....	334
4.4.1.2	Stabilisierungsverfahren.....	334

4.4.2	Antriebssystemtypen .....	335
4.4.2.1	Kaltgassysteme.....	335
4.4.2.2	Einstoffsysteme .....	335
4.4.2.3	Zweistoffsysteme .....	335
4.4.2.4	Elektrische Systeme .....	336
4.4.2.5	Feststoffsysteme.....	336
4.4.2.6	Antriebe ohne Treibstoff .....	336
4.4.2.7	Vor- und Nachteile verschiedener Antriebssysteme .....	337
4.4.3	Treibstoffe .....	338
4.4.4	Förderverfahren und Treibstofflagerung .....	341
4.4.4.1	Blow-Down-Betrieb .....	341
4.4.4.2	Förderung bei konstantem Druck.....	342
4.4.4.3	Treibstofflagerung.....	342
4.4.5	Kaltgas-Antriebe .....	346
4.4.5.1	Kaltgastriebwerke .....	347
4.4.5.2	Entwurfsaspekte .....	347
4.4.6	Chemische Antriebe .....	348
4.4.6.1	Systeme mit Mono-Treibstoffen.....	348
4.4.6.2	Systeme mit Bi-Treibstoffen .....	352
4.4.7	Elektrische Antriebe.....	356
4.4.7.1	Triebwerkstypen und -Prinzipien.....	356
4.4.7.2	Aufbau eines elektrischen Antriebssystems .....	358
4.4.7.3	Satelliten mit rein elektrischem Antrieb .....	359
4.4.8	Komponenten für chemische Antriebssysteme.....	361
4.4.9	Bodenanlagen und Services .....	363
	Literatur .....	364
<b>4.5</b>	<b>Lageregelung .....</b>	<b>365</b>
4.5.1	Einführung und Übersicht .....	365
4.5.1.1	Bedeutung für den Satellitenbus.....	365
4.5.1.2	Bedeutung für die Nutzlast.....	365
4.5.1.3	Anwendungsgebiete .....	365
4.5.2	Anforderungen an die Lageregelung .....	366
4.5.3	Lagebeschreibung .....	367
4.5.3.1	Koordinatensysteme .....	367
4.5.3.2	Richtungskosinus-Matrix .....	367
4.5.3.3	Euler-Winkel .....	368
4.5.3.4	Quaternionen .....	368
4.5.4	Lagedynamik.....	369
4.5.4.1	Lagekinematik und -dynamik .....	369
4.5.4.2	Störmomente.....	369
4.5.5	Lagebestimmung und -regelung .....	371
4.5.5.1	Lagebestimmung .....	371
4.5.5.2	Lageregelung.....	372
4.5.6	Lagesensorik.....	372
4.5.6.1	Generelle Aspekte für Lagesensoren .....	372
4.5.6.2	Sternsensoren.....	373
4.5.6.3	Sonnensensoren.....	375
4.5.6.4	Erdsensoren.....	376
4.5.6.5	Magnetometer.....	377
4.5.6.6	Gyroskope, Kreisel .....	378
4.5.6.7	GNSS als Lagesensor .....	380
4.5.7	Lageaktuatorik .....	381
4.5.7.1	Generelle Aspekte für Aktuatoren .....	381

4.5.7.2	Reaktionsräder, Drallräder, Control Moment Gyros .....	382
4.5.7.3	Triebwerke für die Lageregelung .....	384
4.5.7.4	Magnet-Torquer .....	385
4.5.8	Verifikation der Lageregelung .....	386
4.5.8.1	Analytische Verifikation .....	387
4.5.8.2	Software-Simulation .....	387
4.5.8.3	Hardware-in-the-Loop-Test .....	388
4.5.8.4	Testmodelle und Testumgebung .....	389
	Literatur .....	389
<b>4.6</b>	<b>Datenmanagement .....</b>	<b>390</b>
4.6.1	Bordrechner-Architektur .....	391
4.6.2	Strahlungsfestigkeit, Temperaturprobleme .....	393
4.6.3	Busse .....	394
4.6.3.1	Serielle asynchrone Schnittstelle RS232, RS422 und RS485 .....	394
4.6.3.2	CAN-Bus (Controller Area Network) .....	394
4.6.3.3	I2C-Bus .....	395
4.6.3.4	SPI-Bus .....	396
4.6.3.5	SpaceWire .....	396
4.6.3.6	MIL-STD-1553 .....	397
4.6.4	Betriebssysteme .....	397
4.6.5	Rechner mit rekonfigurierbarer Logik .....	398
4.6.5.1	Logikbausteine .....	398
4.6.5.2	Hardware-Beschreibungssprachen .....	399
4.6.6	Software-Entwicklung .....	400
	Literatur .....	401
<b>4.7</b>	<b>Kommunikationstechnik .....</b>	<b>401</b>
4.7.1	Einleitung .....	401
4.7.2	Frequenzbänder .....	402
4.7.2.1	Atmosphärische Dämpfung .....	402
4.7.2.2	Maximale Leistungsflussdichte auf dem Erdboden .....	402
4.7.3	Kanalkapazität .....	403
4.7.4	Antennen .....	404
4.7.4.1	Parabolantenne mit hoher Richtwirkung .....	404
4.7.4.2	Antennengewinn der Parabolantenne .....	404
4.7.4.3	Keulbreite der Parabolantenne .....	405
4.7.4.4	Polarisation .....	405
4.7.5	Thermisches Rauschen .....	405
4.7.5.1	Antennentemperatur .....	406
4.7.5.2	Systemrauschtemperatur .....	406
4.7.6	Modulationsarten .....	407
4.7.6.1	Frequenzmodulation (FM) .....	407
4.7.6.2	Signal-Rausch-Leistung bei Frequenzmodulation .....	407
4.7.6.3	Präemphase und Deemphase .....	408
4.7.6.4	Phasenmodulation (PM) .....	409
4.7.6.5	Frequency Shift Keying (FSK) .....	409
4.7.6.6	Quadrature Phase Shift Keying (QPSK) .....	409
4.7.6.7	Bitfehlerwahrscheinlichkeiten für verschiedene Modulationsarten .....	409
4.7.7	Pulscodemodulation (PCM) .....	410
4.7.8	Paket-Telemetrie .....	412
4.7.9	Code Division Multiple Access (CDMA) .....	412
4.7.10	Koppelnetzwerke .....	413
4.7.11	Sende- und Empfangsanlage des BIRD-Satelliten .....	414

4.7.11.1 Auslegung .....	414
4.7.11.2 Streckenbilanz .....	414
4.7.11.3 Ausblick .....	416
Literatur .....	417
<b>5 Aspekte bemannter Missionen .....</b>	<b>419</b>
<b>5.1 Der Mensch im Weltraum .....</b>	<b>420</b>
5.1.1 Die Besetzungen der Internationalen Raumstation.....	420
5.1.1.1 Zusammensetzung und Auswahl der Mannschaft.....	420
5.1.1.2 Entwicklung der Crew-Aufgaben .....	421
5.1.1.3 ISS-Crew-Alltag .....	422
5.1.1.4 Die ISS-Crew als Arbeitsteam.....	423
5.1.2 Das Astronautentraining.....	425
5.1.2.1 Das mehrstufige Astronautentrainingsprogramm.....	425
5.1.2.2 Trainingsorganisation und Methoden.....	428
5.1.2.3 Crew-Qualifikationen .....	429
5.1.3 Trainingsinfrastruktur im Europäischen Astronauten-Zentrum (EAC).....	431
5.1.3.1 Allgemeine Trainingsinfrastruktur .....	431
5.1.3.2 Infrastruktur für das Columbus-System-Training .....	431
5.1.3.3 Nutzlast-Training und Simulationsinfrastruktur .....	433
5.1.3.4 Infrastruktur für das Training zur Raumfahrzeugsteuerung und für Extravehicular Activities ...	434
Literatur .....	435
<b>5.2 Lebenserhaltungssysteme .....</b>	<b>435</b>
5.2.1 Aufgaben und Komponenten eines Lebenserhaltungssystems .....	435
5.2.1.1 Einleitung.....	435
5.2.1.2 Die Atmosphäre .....	436
5.2.1.3 Druckkontrolle, Abgabe und Ventile .....	436
5.2.1.4 Überwachung der Luftzusammensetzung.....	437
5.2.1.5 Lüftung und Luftkonditionierung.....	438
5.2.1.6 Luftaufbereitung und Schadgasbindung.....	440
5.2.1.7 Wasser- und Urinaufbereitung.....	445
5.2.1.8 Branderkennung und -bekämpfung.....	447
5.2.1.9 Außenbordaktivitäten.....	447
5.2.1.10 Thermalkontrolle.....	449
5.2.1.11 Crew Habitation Systems .....	450
5.2.1.12 Nahrung .....	450
5.2.2 Bilanzen .....	451
5.2.2.1 Sauerstoffverbrauch und Kohlendioxidproduktion eines Astronauten .....	451
5.2.2.2 Das offene Lebenserhaltungssystem .....	451
5.2.2.3 Das geschlossene Lebenserhaltungssystem.....	451
5.2.2.4 Vom offenen zum geschlossenen Lebenserhaltungssystem .....	452
5.2.3 Das Lebenserhaltungssystem der ISS .....	454
5.2.3.1 ECLS-Designphilosophie .....	454
5.2.3.2 ECLS-Gesamtsystem .....	456
5.2.3.3 Versorgung der ISS und Entsorgung .....	456
5.2.3.4 Komplementäre, dezentrale Konfigurationen.....	456
5.2.4 Biologische Lebenserhaltungssysteme .....	458
5.2.4.1 Einleitung.....	458
5.2.4.2 Terrestrische Entwicklungen, Erfahrungen auf Systemebene.....	458
5.2.4.3 Fluganlagen.....	459
5.2.4.4 Offene Punkte.....	460
Literatur .....	462

<b>5.3 Rendezvous und Docking</b> .....	463
5.3.1 Einleitung.....	463
5.3.2 Die RVD-Mission .....	463
5.3.2.1 Dragon/Cygnus (USA) .....	464
5.3.2.2 Sojus und Progress (Russland) .....	464
5.3.2.3 ATV (Europa) .....	465
5.3.3 Grundlagen der Bahndynamik .....	465
5.3.4 Die Sicherheitsanforderungen.....	468
5.3.5 Das ATV-RVD-System.....	470
5.3.5.1 Das Antriebssystem .....	472
5.3.5.2 Flugführung und Flugregelung.....	473
5.3.6 Verifikation und Test .....	474
5.3.7 Ausblick .....	475
Literatur .....	477
<b>6 Missionsbetrieb</b> .....	479
<b>6.1 Satellitenbetrieb</b> .....	479
6.1.1 Prinzipien und Vorgehensweise .....	479
6.1.2 Missionstypen.....	481
6.1.2.1 Satelliten im niedrigen Erdorbit .....	481
6.1.2.2 Satelliten im hochelliptischen Orbit.....	482
6.1.2.3 Navigationssatelliten im mittleren Erdorbit .....	482
6.1.2.4 Geostationäre Satelliten.....	482
6.1.2.5 Sonden in den Lagrange-Punkten L1/L2 .....	482
6.1.2.6 Interplanetare Sonden .....	482
6.1.3 Vorbereitungsaktivitäten.....	483
6.1.3.1 Missionsanalysen und Systemstudien.....	483
6.1.3.2 Implementierung.....	484
6.1.3.3 Test und Validierung.....	484
6.1.3.4 Training und Simulationen.....	485
6.1.4 Missionsphasen .....	486
6.1.4.1 LEOP-Betrieb.....	486
6.1.4.2 Commissioning und In-Orbit Test Phase.....	487
6.1.4.3 Routinebetrieb .....	488
6.1.4.4 Außerbetriebnahme und De-Orbiting .....	488
6.1.5 Aufgaben des Missionsbetriebs.....	489
6.1.5.1 Analyse des Satellitenverhaltens.....	489
6.1.5.2 Bearbeitung von Anomalien.....	489
6.1.5.3 Satellitenbetrieb.....	489
6.1.5.4 Datenerfassung und -verteilung .....	489
6.1.5.5 Missionsplanung .....	490
6.1.5.6 Flugdynamik.....	491
6.1.5.7 Vermeidung von Kollisionen (Collision Avoidance).....	491
6.1.6 Satellitenbetrieb von kommerziellen Konstellationsmissionen.....	492
<b>6.2 Kontrollzentrum</b> .....	492
6.2.1 Kontrollräume.....	492
6.2.1.1 Überblick .....	492
6.2.2 Hardwarekomponenten .....	495
6.2.2.1 Rechner- und Netzwerkarchitektur .....	495
6.2.2.2 Sprachkommunikationssystem .....	495
6.2.2.3 Videosystem .....	496
6.2.2.4 Überwachung der technischen Infrastruktur .....	496

6.2.2.5	Strom- und Klimaversorgung	498
6.2.2.6	Zugangskontrolle und IT-Sicherheit	498
6.2.3	Softwarekomponenten	499
6.2.3.1	Telemetrie- und Kommandosystem	499
6.2.3.2	Display-System	501
6.2.3.3	Missionsplanungssystem	502
6.2.3.4	Unterstützungssoftware	504
6.2.4	Kommunikationsverbindungen	505
6.2.4.1	Lokale Netzwerke	505
6.2.4.2	Externe Netzwerkverbindungen	506
6.2.4.3	Ad-hoc Netzwerke	506
<b>6.3</b>	<b>Bodenstationsnetzwerk</b>	<b>506</b>
6.3.1	Aufgaben einer Bodenstation	506
6.3.1.1	Übertragung vom Boden zum Raumfahrzeug (Uplink)	506
6.3.1.2	Übertragung vom Raumfahrzeug zum Boden (Downlink)	506
6.3.1.3	Telemetrie	508
6.3.1.4	Telekommando	508
6.3.1.5	Bahnbestimmung (Tracking)	508
6.3.2	Standortauswahl für eine Bodenstation	508
6.3.3	Bodenstationskomponenten für erdumlaufende Satelliten	510
6.3.3.1	Empfangspfad (Downlink)	511
6.3.3.2	Sendepfad (Uplink)	511
6.3.3.3	Nachführung einer Antenne	511
6.3.3.4	Rauscharmer Vorverstärker (LNA)	511
6.3.3.5	Endverstärker (HPA)	511
6.3.3.6	Frequenzumsetzer	512
6.3.3.7	Basisband-Geräte	513
6.3.3.8	Zeit- und Referenzfrequenz-Anlagen	514
6.3.3.9	Datennetzwerk	514
6.3.4	Link-Designaspekte	515
6.3.4.1	Frequenzbereiche	516
6.3.4.2	Antennengröße	517
6.3.4.3	Abgestrahlte Leistung EIRP	519
6.3.4.4	Empfangsgüte G-T	519
6.3.4.5	Antennenausrichtung	520
6.3.4.6	Funkfelddispersion und Regendämpfung	521
6.3.4.7	Störleistung	522
6.3.4.8	Die Streckenbilanz	524
6.3.5	Bodenstationsbetrieb	524
6.3.5.1	Steuerungs- und Kontrollsystem	524
6.3.5.2	Operationelle Durchführung einer Passage	525
<b>6.4</b>	<b>Betrieb für bemannte Missionen</b>	<b>526</b>
6.4.1	Vorbereitung	527
6.4.1.1	Entwicklung der Softwarewerkzeuge	528
6.4.1.2	Training, Simulationen und Zertifizierung	529
6.4.1.3	Abstimmung der Schnittstellen zu den internationalen Partnern	529
6.4.1.4	Planung der Aktivitäten	530
6.4.2	Die ISS-Kommunikationsinfrastruktur	531
6.4.2.1	Betrieb der europäischen Kommunikationsinfrastruktur	532
6.4.2.2	Verbindung zu den Nutzerzentren, zum EAC und zu den ESCs	532
6.4.3	Der Betrieb des Columbus-Moduls von 2008 bis 2018	532
6.4.4	Systembetrieb eines ISS-Moduls	533

6.4.4.1	Systembetrieb des Columbus-Moduls .....	535
6.4.4.2	Lebenserhaltungssystem .....	536
6.4.4.3	Stromversorgung und Temperaturregelung .....	536
6.4.4.4	Daten- und Kommunikationssystem .....	536
6.4.5	Koordination des Nutzlastbetriebs auf der ISS .....	536
6.4.5.1	Nutzlastkoordinierung am Col-CC .....	537
6.4.5.2	Koordination mit den europäischen Nutzerzentren .....	537
6.4.5.3	Koordination mit der ESA .....	538
6.4.6	Ausblick .....	538
	Literatur .....	538
<b>7</b>	<b>Raumfahrtnutzung .....</b>	<b>541</b>
<b>7.1</b>	<b>Erdbeobachtung .....</b>	<b>547</b>
7.1.1	Kategorien der Anwendung der Erdbeobachtung .....	547
7.1.2	Anwendung der Erdbeobachtung am Beispiel der Fernerkundung globaler Schneeflächen und ihrer Dynamiken .....	553
7.1.3	Anwendung der Erdbeobachtung am Beispiel der Feldfruchtkartierung .....	556
7.1.4	Anwendung der Erdbeobachtung zum Monitoring von Aquakultur in Küstenzonen .....	558
7.1.5	Elemente von Erdbeobachtungsmissionen .....	559
7.1.5.1	Beobachtungsprofile .....	560
7.1.5.2	Typische Bahnen von Erdbeobachtungssatelliten .....	560
7.1.5.3	On Board Data Handling .....	561
7.1.5.4	Nutzlast-Bodensegmente .....	561
7.1.6	Das Europäische Erdbeobachtungsprogramm Copernicus .....	566
	Literatur .....	568
<b>7.2</b>	<b>Kommunikation .....</b>	<b>569</b>
7.2.1	Der Anfang – Sputnik .....	569
7.2.1.1	Der Einstieg – COMSAT .....	569
7.2.1.2	Der Mobilfunk – MARISAT .....	569
7.2.1.3	Das nationale MOLNIJA-Programm .....	570
7.2.1.4	Nationale Satellitennetze .....	570
7.2.2	Die Satellitenkommunikationsdienste .....	570
7.2.2.1	MOLNIJA-Satelliten und -Bahnen .....	571
7.2.2.2	Lokale Dienste und die Last Mile .....	571
7.2.3	Die Tiefflieger .....	571
7.2.4	Satelliten in mittlerer Flughöhe .....	573
7.2.5	Satelliten in höheren Bahnen .....	573
7.2.6	Satelliten in hochinklinierten Bahnen .....	574
7.2.7	Satelliten in inklinierten, geosynchronen Bahnen .....	574
7.2.8	Satelliten in polaren Bahnen .....	576
7.2.9	Stratosphärenplattformen .....	576
7.2.10	Die Fernmeldedienste Little – Big – Mega .....	576
7.2.10.1	Little Services .....	576
7.2.10.2	Big Services .....	577
7.2.10.3	Super Services .....	577
7.2.10.4	Mega Services .....	577
7.2.10.5	New Space .....	577
7.2.11	Der Transponder .....	577
7.2.11.1	Variable Transponder-Sendeleistungen .....	578
7.2.11.2	Multi-Mode Tubes .....	578
7.2.11.3	Variable Transponder-Bandbreite .....	578
7.2.11.4	Intelligente Antennen .....	579

7.2.11.5	Störerausblendende Satellitenantennen .....	579
7.2.11.6	Multiple Zellen bildende Antennen .....	579
7.2.11.7	Bordseitige Verarbeitung und Vermittlung .....	579
7.2.11.8	Nutzlasten mit multiplen Frequenzbändern .....	580
7.2.12	Die Übertragungstechnik .....	580
7.2.13	Die Zugriffstechnik .....	581
7.2.14	Frequenzbereiche über dem elektromagnetischen Spektrum .....	581
7.2.15	Die Entsorgung von Satelliten .....	581
7.2.16	Ausblick für die Satellitenkommunikation .....	582
7.2.17	Kryptografie .....	582
7.2.17.1	Klassische kryptografische Verfahren .....	582
7.2.17.2	Grundlage der Quantenkryptografie .....	583
7.2.17.3	Realisierung der Quantenkryptografie .....	584
7.2.17.4	Ausblick für die Quantenkryptografie .....	585
	Literatur .....	585
<b>7.3</b>	<b>Navigation .....</b>	<b>585</b>
7.3.1	Historischer Rückblick .....	585
7.3.1.1	Navigation .....	586
7.3.1.2	Satellitennavigation .....	586
7.3.1.3	Satellitennavigation für Raumfahrtanwendungen .....	587
7.3.2	Referenzsysteme .....	587
7.3.2.1	Zeitreferenz .....	587
7.3.2.2	Geodätische Referenz .....	588
7.3.3	Prinzip der Satellitennavigation .....	589
7.3.4	Satelliten-Navigationssysteme .....	590
7.3.5	Prinzipielle Architektur von Satelliten-Navigationssystemen .....	591
7.3.5.1	Raumsegment .....	591
7.3.5.2	Bodensegment .....	592
7.3.5.3	Nutzersegment .....	592
7.3.6	Frequenzen, Signale und Dienste .....	593
7.3.6.1	Überblick Frequenzen und Signale für alle Satelliten-Navigationssysteme .....	593
7.3.6.2	Dienste .....	593
7.3.6.3	Galileo-Dienste .....	597
7.3.7	GNSS-Empfänger .....	597
7.3.7.1	Architektur und prinzipielle Funktionsweise eines GNSS-Empfängers .....	597
7.3.7.2	GNSS-Empfänger – Raumfahrtspezifische Aspekte .....	598
7.3.8	GNSS-Beobachtungen .....	599
7.3.8.1	Code- und Trägerphasen-Beobachtungen .....	599
7.3.8.2	Fehlereinflüsse auf die Beobachtungen .....	600
7.3.8.3	Ionosphärenfreie Linearkombination .....	601
7.3.9	Anwendungen .....	601
7.3.9.1	Terrestrische Anwendungen .....	601
7.3.9.2	Raumfahrtanwendungen .....	602
7.3.10	Zusammenfassung und Ausblick .....	607
	Literatur .....	609
<b>7.4</b>	<b>Weltraumastronomie und Planetenmissionen .....</b>	<b>609</b>
7.4.1	Astronomieemissionen .....	609
7.4.1.1	Röntgensatelliten .....	609
7.4.1.2	Gamma-Astronomie .....	610
7.4.1.3	Infrarot-Satelliten .....	611
7.4.1.4	Hubble Space Telescope (HST) und Nachfolger .....	612
7.4.1.5	Die Suche nach Exoplaneten .....	613

7.4.1.6	Messung von Gravitationswellen .....	613
7.4.2	Mondmissionen .....	614
7.4.3	Planetenmissionen .....	617
7.4.4	Bahndynamik interplanetarer Raumsonden .....	626
7.4.4.1	Interplanetarer Transfer .....	626
7.4.4.2	Orbit- und Rendezvousmissionen .....	626
7.4.4.3	Swing-by-Manöver .....	627
7.4.5	Schlüsseltechnologien für Planetenmissionen .....	627
7.4.5.1	Thermalsystem für extreme Umgebungsbedingungen .....	627
7.4.5.2	Radiothermal Generators RTGs .....	627
7.4.5.3	Landesysteme .....	628
7.4.5.4	Kommunikationssysteme für große Distanzen .....	629
7.4.5.5	Navigation .....	629
	Literatur .....	630
<b>7.5</b>	<b>Materialwissenschaften .....</b>	<b>630</b>
7.5.1	Mikrogravitation .....	630
7.5.1.1	Entstehung .....	630
7.5.1.2	Auswirkung .....	632
7.5.2	Kritische Phänomene .....	633
7.5.3	Quantensysteme .....	634
7.5.3.1	Ultrakalte Atome .....	635
7.5.3.2	Anwendungen .....	636
7.5.3.3	Experimente im Fallturm und auf der ISS .....	637
7.5.4	Fluidphysik .....	637
7.5.4.1	Statik .....	637
7.5.4.2	Dynamik .....	638
7.5.4.3	Verbrennung .....	638
7.5.4.4	Weiche Materie .....	639
7.5.5	Erstarrung .....	640
7.5.5.1	Kristallzucht .....	641
7.5.5.2	Gerichtete Erstarrung .....	641
7.5.5.3	Metalle .....	641
7.5.5.4	Unterkühlung .....	643
7.5.6	Thermophysik .....	643
7.5.6.1	Messungen in Kartuschen .....	644
7.5.6.2	Behälterfreie Experimente .....	645
7.5.7	Nutzlasten .....	646
	Literatur .....	649
<b>7.6</b>	<b>Weltraummedizin .....</b>	<b>650</b>
7.6.1	Medizin im Weltraum .....	650
7.6.2	Missionsszenarien .....	652
7.6.3	Erfahrungshorizont .....	652
7.6.4	Umweltparameter .....	653
7.6.5	Medizinisch-physiologische Probleme beim Aufenthalt im All .....	654
7.6.5.1	Veränderungen der Körperzusammensetzung .....	654
7.6.5.2	Kardio-vaskuläres System .....	654
7.6.5.3	Muskel- und Skelettsystem .....	656
7.6.5.4	Sinnessysteme .....	657
7.6.5.5	Ernährung .....	657
7.6.5.6	Strahlung .....	658
7.6.6	Psycho-physiologische Probleme beim Aufenthalt im All .....	659
7.6.6.1	Biorhythmen .....	659

7.6.6.2	Isolation und Beengtsein .....	660
7.6.7	Gegenmaßnahmen .....	661
7.6.7.1	Kardio-vaskuläres System .....	663
7.6.7.2	Muskel- und Skelettsystem .....	663
7.6.7.3	Neuro-sensorisches System .....	663
7.6.7.4	Strahlenschutz .....	663
7.6.7.5	Individuelle Datenbasis für Astronauten .....	664
7.6.8	Ausblick .....	664
	Literatur .....	664
<b>7.7</b>	<b>Biologie</b> .....	<b>666</b>
7.7.1	Gravitationsbiologie .....	667
7.7.1.1	Methoden der Gravitationsbiologie .....	667
7.7.1.2	Pflanzen nutzen die Schwerkraft zur Ausrichtung ihres Wachstums .....	668
7.7.1.3	Tierexperimente im Weltraum liefern biomedizinisch relevante Erkenntnisse .....	670
7.7.1.4	Zellbiologie – auch einzellige Mikroorganismen können oben von unten unterscheiden .....	671
7.7.1.5	Humane Zellen .....	673
7.7.2	Interplanetares Leben .....	673
	Literatur .....	674
<b>7.8</b>	<b>Robotik</b> .....	<b>676</b>
7.8.1	Raumfahrt-Robotik .....	676
7.8.1.1	Manipulatoren im Erdorbit .....	678
7.8.1.2	Erste Technologie-Experimente auf dem Weg zum teilautonomen Service-Roboter im Weltraum .....	679
7.8.1.3	Weitere Technologieentwicklungen und -experimente .....	683
7.8.1.4	Landermissionen zur Exploration des Weltraums .....	688
7.8.1.5	On-Orbit Servicing .....	692
7.8.1.6	Eigenschaften und Optionen .....	692
7.8.1.7	Serviceaufgaben im Orbit .....	693
7.8.1.8	Bisherige und geplante Missionsbeispiele .....	695
7.8.1.9	Test und Simulation von On-Orbit Servicing Szenarien .....	697
7.8.2	Robotik und Künstliche Intelligenz .....	700
7.8.2.1	Definition der Künstlichen Intelligenz .....	700
7.8.2.2	Künstliche Intelligenz in der Raumfahrt .....	701
	Literatur .....	703
<b>8</b>	<b>Konfiguration/Entwurf eines Raumflugkörpers</b> .....	<b>705</b>
<b>8.1</b>	<b>Missionskonzept und Missionsarchitektur</b> .....	<b>706</b>
8.1.1	Die Elemente einer Raumflugmission .....	706
8.1.1.1	Das Missionsziel .....	706
8.1.1.2	Das Missionskonzept .....	706
8.1.1.3	Das Startelement .....	707
8.1.1.4	Orbit und Konstellation .....	707
8.1.1.5	Das Raumelement .....	708
8.1.1.6	Die Kommunikationsarchitektur .....	708
8.1.1.7	Satelliten-Bodenstationen .....	709
8.1.1.8	Missionskontrollzentrum und Missionsbetrieb .....	709
8.1.1.9	Datenprozessierung, Archivierung und Verteilung .....	710
8.1.1.10	Nutzer .....	710
8.1.2	Die Segmente einer Raumflugmission .....	711
8.1.3	Die Missionsarchitektur .....	711
8.1.4	Entwicklung eines Missionskonzepts und einer Missionsarchitektur .....	712
8.1.4.1	Die Missionsidee .....	712

---

8.1.4.2	Formulierung der Missionsziele .....	712
8.1.4.3	Definition des Nutzerbedarfs .....	713
8.1.4.4	Definition der Missionsanforderungen und Randbedingungen .....	713
8.1.4.5	Grobkonzepte der Mission und alternative Missionsarchitekturen .....	715
8.1.4.6	Identifizierung der Systemtreiber .....	715
8.1.4.7	Beschreibung der ausgewählten Missionsarchitektur .....	715
8.1.4.8	Identifikation der kritischen Anforderungen .....	715
8.1.4.9	Missionsanalyse und Bewertung, Missionsnutzen .....	715
8.1.4.10	Beschreibung des Missionskonzepts .....	715
	Literatur .....	715
<b>8.2</b>	<b>Systementwurf und Systemintegration .....</b>	<b>716</b>
8.2.1	Der Systementwurf eines Raumfahrtsystems .....	716
8.2.1.1	Der Systembegriff .....	716
8.2.1.2	Der Entwurfsprozess .....	716
8.2.1.3	Die Entwurfsphilosophie .....	718
8.2.2	Die Systemintegration .....	720
8.2.2.1	Der Prozess der Systemintegration .....	720
8.2.2.2	Integrations- und Testeinrichtungen .....	721
8.2.2.3	Bodenhilfseinrichtungen .....	721
8.2.3	Die Systemverifikation .....	722
8.2.3.1	Die Ziele der Verifikation .....	722
8.2.3.2	Phasen der Verifikation .....	722
8.2.3.3	Methoden der Verifikation .....	722
8.2.3.4	Ebenen der Verifikation .....	723
8.2.3.5	Modelle zur Verifikation .....	723
8.2.3.6	Modellphilosophien .....	724
8.2.3.7	Die Hardwarematrix .....	724
8.2.3.8	Die Verifikationsmatrix .....	725
	Literatur .....	725
<b>8.3</b>	<b>Umweltsimulation und Testkonzepte .....</b>	<b>725</b>
8.3.1	Wesen und Bedeutung der Umweltsimulation .....	725
8.3.2	Verifikationsplanung und Kosteneinfluss .....	727
8.3.3	Mechanische Tests .....	728
8.3.3.1	Vibrationstests .....	728
8.3.3.2	Akustik .....	731
8.3.3.3	Schock .....	732
8.3.3.4	Modaltest .....	734
8.3.3.5	Masseeigenschaften .....	736
8.3.4	Weltraumsimulationstests .....	737
8.3.4.1	Thermal Balance Tests .....	738
8.3.4.2	Bakeout-Test .....	738
8.3.4.3	Thermal-Vakuumtest .....	738
8.3.4.4	Thermal-Zyklentest .....	739
8.3.4.5	OSTC-Test .....	739
8.3.4.6	Thermoelastischer Verformungstest .....	739
8.3.4.7	Testanlagen .....	741
8.3.5	EMV und Magnetik .....	743
8.3.5.1	Elektromagnetische Verträglichkeit .....	743
8.3.5.2	Magnetik (Magnetische Reinheit) .....	744
8.3.6	Spezielle Umwelttests und Funktionstests .....	746
8.3.6.1	Spezielle Umwelttests .....	746
8.3.6.2	Funktionstests .....	747

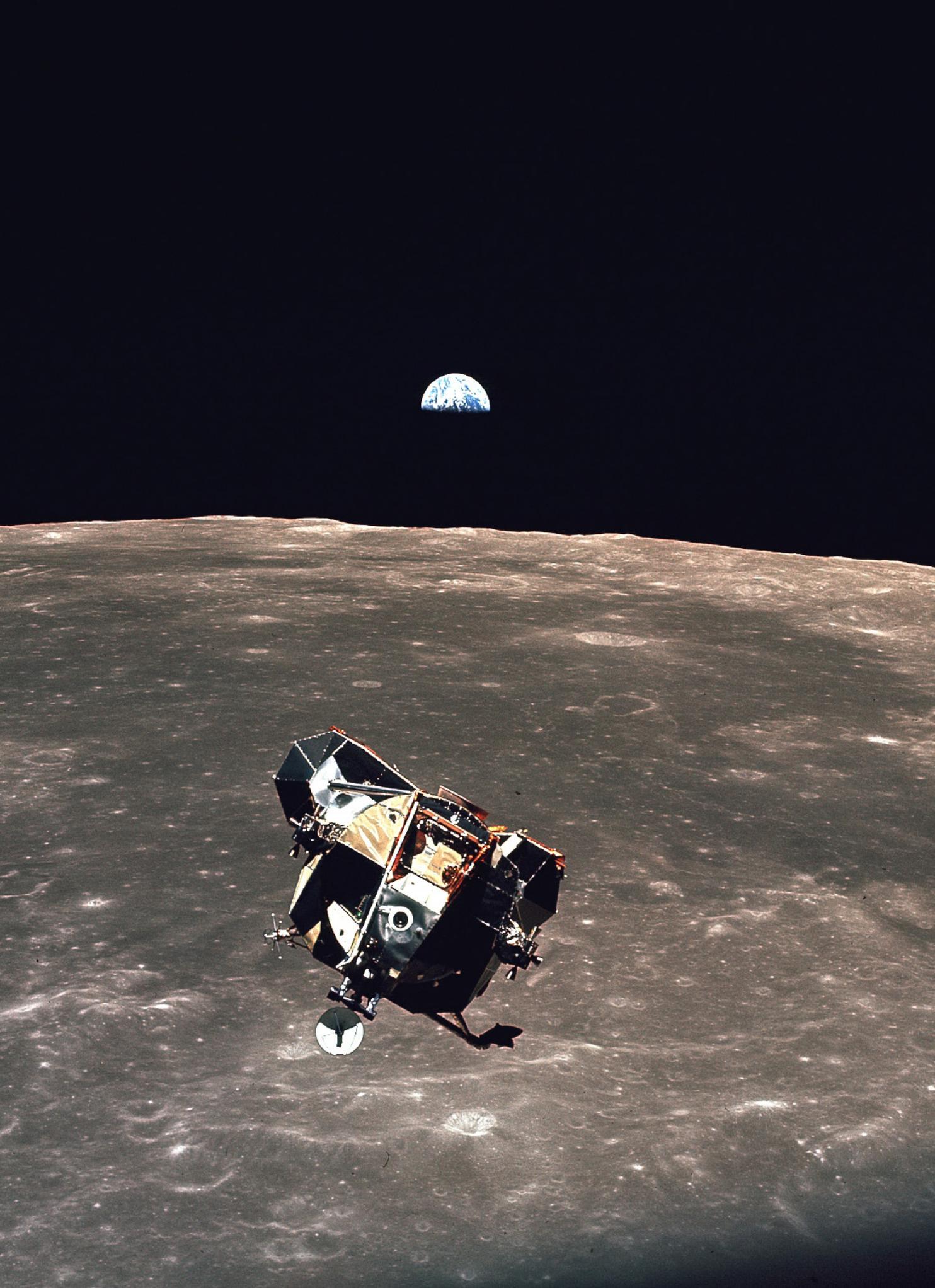
8.3.7	Künftige Entwicklung.....	749
	Literatur .....	749
<b>8.4</b>	<b>Systemdesign am Beispiel CUBESAT.....</b>	<b>750</b>
8.4.1	Einleitung.....	750
8.4.2	Missionskonzepte und -szenarien.....	751
8.4.2.1	Missionsziel.....	751
8.4.2.2	Nutzlast.....	751
8.4.2.3	Satellitenbus .....	752
8.4.2.4	Orbit.....	752
8.4.2.5	Startrakete .....	752
8.4.2.6	Bodensegment .....	752
8.4.3	Anforderungen .....	752
8.4.4	Systementwurf und Subsysteme.....	753
8.4.4.1	Lageregelungssystem .....	754
8.4.4.2	Antriebssystem .....	754
8.4.4.3	Kommunikationssystem .....	754
8.4.4.4	Energieversorgungssystem.....	755
8.4.4.5	Kommando- und Datenverarbeitungssystem.....	755
8.4.4.6	Thermalsystem.....	756
8.4.4.7	Struktur und Mechanismen .....	756
8.4.5	Modellphilosophie.....	756
8.4.5.1	Prototypen .....	756
8.4.5.2	Ingenieurmodell.....	757
8.4.5.3	Flugmodell.....	757
8.4.6	AIT (Assembly, Integration and Testing) .....	758
8.4.6.1	Integration.....	758
8.4.6.2	Vibrationstests .....	758
8.4.6.3	Thermal-Vakuumtests .....	758
8.4.7	Betriebsaspekte und Bodensegment .....	759
	Literatur .....	760
<b>8.5</b>	<b>Systemdesign am Beispiel Mikrosatellit .....</b>	<b>760</b>
8.5.1	Entwurfsphilosophie für Mikrosatelliten .....	760
8.5.2	Design der Missionselemente der Mikrosatellitenmission BIRD .....	761
8.5.2.1	Motivation und Missionsziel .....	761
8.5.2.2	Das Missionskonzept .....	761
8.5.2.3	Das Startelement .....	761
8.5.2.4	Orbit und Konstellation .....	761
8.5.2.5	Das Raumsegment.....	762
8.5.2.6	Kommunikationsarchitektur .....	765
8.5.2.7	Satelliten-Bodenstationen .....	765
8.5.2.8	Missionskontrollzentrum und Missionsbetrieb .....	765
8.5.2.9	Datenprozessierung, Archivierung und Verteilung.....	766
8.5.2.10	Nutzer .....	767
8.5.3	Systemintegration und Systemverifikation .....	767
	Literatur .....	770
<b>8.6</b>	<b>Galileo Satelliten .....</b>	<b>770</b>
8.6.1	Hintergrund, Missionsbeschreibung .....	770
8.6.2	Entwicklungsprozess .....	772
8.6.3	Nutzlast.....	777
8.6.3.1	Atomuhren.....	777
8.6.3.2	Missions-/Navigationsdaten Uplink.....	777

8.6.3.3	Signalgenerierung	778
8.6.3.4	Signalverstärkung	778
8.6.3.5	Sekundärnutzlasten	779
8.6.4	Satellitenbus	780
8.6.4.1	Struktur und Strukturanalyse	780
8.6.4.2	Datenverarbeitung	780
8.6.4.3	Telemetrie und Telekommando	781
8.6.4.4	Energieversorgung	781
8.6.4.5	Thermalkontrolle	782
8.6.4.6	Antriebssystem	783
8.6.4.7	Lageregelung	783
8.6.5	Serienfertigung und Testkampagne	784
8.6.6	Interface zur Trägerrakete und Startkampagne	786
8.6.7	Inbetriebnahme im Orbit	788
<b>8.7</b>	<b>Die Radarsatelliten TerraSAR-X und TanDEM-X</b>	<b>789</b>
8.7.1	Projektorganisation	790
8.7.2	Missionskonzept	790
8.7.3	Das Terra-SAR-X- und TanDEM-X-Raumsegment	792
8.7.3.1	Satellitenkonzept	792
8.7.3.2	Satellitenbus	792
8.7.3.3	SAR-Instrument	793
8.7.3.4	Tracking, Occultation und Ranging Equipment	794
8.7.3.5	Laser Communication Terminal	794
8.7.3.6	Unterschiede zwischen TerraSAR-X und TanDEM-X	795
8.7.4	Das operationelle Konzept	796
8.7.4.1	Auswahl und Festlegung der Orbitparameter	796
8.7.4.2	Bodensegment und Missionsbetrieb	798
8.7.5	Inbetriebnahme	799
8.7.6	Missionsprodukte	801
8.7.7	Satellitenzustand und Ausblick	802
	Literatur	802
<b>9</b>	<b>Management von Raumfahrtprojekten</b>	<b>805</b>
	Literatur	806
<b>9.1</b>	<b>Projektmanagement in der Raumfahrt</b>	<b>806</b>
9.1.1	Projektmanagement	806
9.1.1.1	Rückblick	806
9.1.1.2	Einführung	807
9.1.2	Charakterisierung eines Raumfahrtprojekts	810
9.1.2.1	Prozesse in der Raumfahrttechnik	811
9.1.2.2	Realisierungsphasen der ESA	813
9.1.2.3	Kommerzieller Beschaffungsansatz	816
9.1.3	Projektmanagement-Disziplinen	817
9.1.3.1	Planung	817
9.1.3.2	Projektführung	821
9.1.3.3	Projekt-Controlling	822
9.1.3.4	Kommunikation und Reporting	822
9.1.4	Projektmanagement-Hilfsmittel	822
9.1.4.1	Organisationsformen	822
9.1.4.2	Modellphilosophie	824
9.1.4.3	Risikomanagement	824
9.1.4.4	Kosten- und Zeitplanung	824

9.1.4.5	Qualitätsmanagement-Aspekte .....	826
9.1.4.6	Konfigurationsmanagement .....	826
9.1.4.7	Logistik .....	826
9.1.4.8	IT-Sicherheit und Geheimhaltung .....	827
9.1.4.9	Personen- und Gütersicherheit .....	827
9.1.5	Projektmanagement-Dokumentation .....	828
9.1.5.1	Managementplan .....	828
9.1.5.2	Projekthandbuch .....	829
9.1.6	Auftraggeber-Auftragnehmer-Beziehung .....	829
9.1.6.1	Beschaffungsvorgang .....	829
9.1.6.2	Reviewprozess .....	830
9.1.6.3	Abnahmen .....	831
9.1.6.4	Endabnahme .....	831
9.1.7	Orientierung .....	832
	Literatur .....	832
<b>9.2</b>	<b>Qualitätsmanagement .....</b>	<b>832</b>
9.2.1	Begriffe .....	833
9.2.2	Anforderungen und Vorgaben .....	834
9.2.2.1	Anforderungen .....	834
9.2.2.2	Qualitätspolitik und Qualitätsziele .....	834
9.2.2.3	Qualitätskennzahlen .....	834
9.2.2.4	Kundenzufriedenheit .....	835
9.2.2.5	Handbuch .....	837
9.2.2.6	Verfahrensanweisungen, Arbeitsanweisungen .....	837
9.2.3	Managementprozesse .....	837
9.2.4	Die Kernprozesse .....	837
9.2.4.1	Angebot .....	837
9.2.4.2	Entwicklung .....	837
9.2.4.3	Beschaffung .....	838
9.2.4.4	Fertigung (MAIT) .....	838
9.2.4.5	Betrieb und Support .....	839
9.2.5	Unterstützungsprozesse .....	839
9.2.6	Die Organisation des Qualitätsmanagements .....	839
9.2.7	Produktsicherung (PS) .....	839
9.2.7.1	Design Assurance .....	841
9.2.7.2	Zuverlässigkeit (Reliability) .....	841
9.2.7.3	Verfügbarkeit (Availability) .....	844
9.2.7.4	Wartbarkeit (Maintainability) .....	845
9.2.7.5	Sicherheit (Safety) .....	845
9.2.7.6	Material und Prozesssicherung .....	845
9.2.7.7	Elektrische, elektronische und elektromechanische (EEE) Bauteile .....	846
9.2.7.8	Qualitätssicherung .....	846
9.2.7.9	Software-Qualitätssicherung .....	846
9.2.8	Produktsicherung im Projekt .....	848
9.2.8.1	Projektphasen .....	848
9.2.8.2	Projektnahtstellen .....	848
9.2.8.3	Produktbaum (Product Tree) .....	848
9.2.8.4	Lasten- und Pflichtenheft .....	848
9.2.8.5	Auswahl Qualitätsstandards .....	848
9.2.8.6	Modellphilosophie .....	849
9.2.8.7	Projektmeilensteine .....	849
9.2.9	Planung der Produktsicherung im Projekt .....	851
9.2.9.1	Planungsvoraussetzungen .....	851

---

9.2.9.2	Produktsicherungsplan .....	851
9.2.10	Risikomanagement .....	852
9.2.11	Lessons Learned.....	852
9.2.12	Zusammenfassung .....	852
	Literatur .....	853
<b>9.3</b>	<b>Kostenmanagement .....</b>	<b>853</b>
9.3.1	Einleitung.....	853
9.3.2	Zielsetzung .....	853
9.3.3	Kostenmanagementprozess .....	854
9.3.3.1	Prozessüberblick .....	855
9.3.3.2	Einbettung in den Projektmanagementzyklus .....	855
9.3.4	Aufgabenfelder im Kostenmanagement .....	857
9.3.4.1	Kostenschätzung .....	857
9.3.4.2	Kostenbudgetierung (Kostenplanung).....	862
9.3.4.3	Kostenkontrolle .....	863
9.3.5	Close-out.....	866
9.3.6	Ausblick .....	867
9.3.6.1	Virtueller Wettbewerb .....	867
9.3.6.2	Electronic B2B .....	867
	Literatur .....	867
<b>9.4</b>	<b>Raumfahrtrecht.....</b>	<b>867</b>
9.4.1	Grundlagen des Raumfahrtrechts.....	867
9.4.1.1	Internationales Raumfahrtrecht der Vereinten Nationen .....	868
9.4.1.2	Sonstiges internationales Raumfahrtrecht.....	871
9.4.2	Rechtliche Begleitung der Mission.....	872
9.4.2.1	Erforderliche staatliche Genehmigungen.....	872
9.4.2.2	Registrierung von Weltraumgegenständen .....	880
9.4.2.3	Vertragliche Gestaltung der Mission .....	881
9.4.2.4	Haftungsrisiken .....	887
9.4.3	Raumfahrt in der Zuständigkeit von ESA und EU .....	888
	Literatur .....	889
	<b>Abkürzungsverzeichnis.....</b>	<b>893</b>
	<b>Symbolverzeichnis .....</b>	<b>901</b>
	<b>Sachwortverzeichnis.....</b>	<b>905</b>



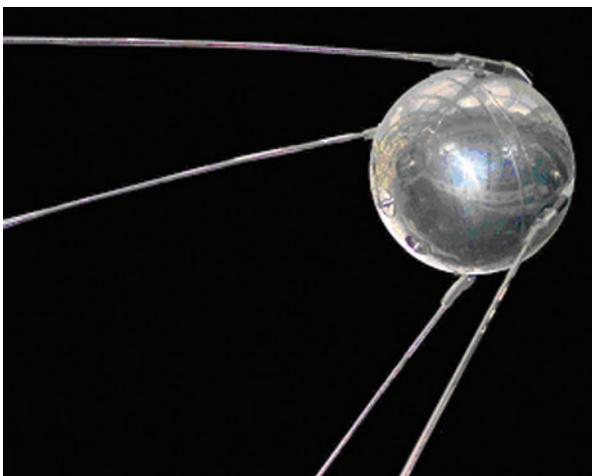
# 1 Einleitung

Klaus Wittmann und Nicolaus Hanowski

1

Das **Raumfahrtzeitalter** begann mit dem Start von Sputnik 1 im Oktober 1957 [1.1] und dem im Januar 1958 folgenden Start von Explorer 1 [1.2]. Die **Anfänge der orbitalen Raumfahrt** wurden also durch die damalige Sowjetunion und die USA gestaltet. Inzwischen werden in den meisten Industrieländern Raumfahrtprojekte durchgeführt. Daneben haben sich eine große Zahl von Schwellen- und Entwicklungsländern als Raumfahrnationen etabliert. Im globalen Vergleich dominieren jedoch, gemessen an der Zahl der operationellen Raumfahrzeuge, die USA den Raumfahrtbereich.

Seit dem Beginn der Raumfahrt wurden mehr als 7 000 Satelliten, Sonden und bemannte Raumfahrzeuge in den Weltraum gebracht, von denen gegenwärtig etwa 1 700 in Betrieb sind und genutzt werden. Die Nutzung eines Raumfahrzeugs endet mit der Außerdienststellung bzw. dem Ausfall wichtiger Bordsysteme mit dem Wiedereintritt und dem Verglühen in der Erdatmosphäre oder der kontrollierten Rückkehr zur Erde. Die Zahl der jedes Jahr neu gestarteten Raumfahrzeuge schwankt zwischen 100 und 300. Die Tendenz ist jedoch deutlich ansteigend, da immer mehr Betreiber mit einem Start eine große Zahl sehr kleiner Satelliten (sog. Nano-Satelliten) in den Orbit bringen. Insgesamt steigt die Zahl der Raumfahrzeuge im Weltraum trotz der Wiedereintritte niedrig fliegender Satelliten weiter an.



**Bild 1.1:** Mit dem Start des ersten Erdsatelliten Sputnik 1 am 4. Oktober 1957 leitete die Sowjetunion das Raumfahrtzeitalter ein (Bild: ESA).



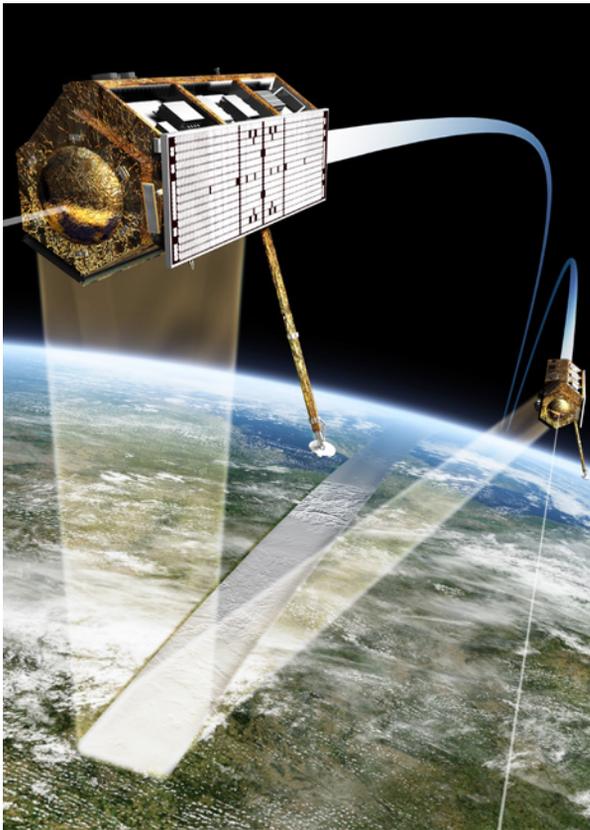
**Bild 1.2:** Im Jahr 1957 fand die Qualifizierung des Satelliten Explorer 1 für den Flug statt, für die hier Ingenieure des Jet Propulsion Laboratory einen Test vorbereiten. Explorer 1 war der erste Satellit mit wissenschaftlichen Messinstrumenten. Bei seiner Mission im Januar 1958 wurden Daten gewonnen, die auf einen Strahlungsgürtel um die Erde hindeuteten. Später wurde der Strahlungsgürtel nach James van Allen, dem wissenschaftlichen Betreuer der Mission, benannt. (Bild: NASA)

Zusätzlich zur **staatlichen** bzw. **militärischen Raumfahrt** der Anfangsjahre hat sich ein bedeutender **kommerzieller Raumfahrtsektor** entwickelt. Dieser umfasst außer der Entwicklung und Herstellung von Trägersystemen, Raumfahrzeugen und Ausrüstung eine Vielzahl von Diensten und Produkten zum Beispiel in den Bereichen Kommunikation, Navigation, Erdbeobachtung und Meteorologie.

Raumfahrtmissionen werden nicht nur als nationale Projekte durchgeführt, sondern häufig durch multinationale Institutionen, wie die Europäische Weltraum-Agentur (ESA), oder internationale Firmen realisiert.

Kooperationen zwischen Nationen sowie zwischen staatlichen und kommerziellen Einrichtungen gewinnen an Bedeutung. So werden häufig öffentlich-industrielle Partnerschaften, die als **Public Private Partnerships (PPP)** bezeichnet werden, initiiert.

Ein Beispiel für ein PPP-Projekt ist die deutsche Tandem-X-Mission [1.3], bei der zwei Satelliten mit hochauflösendem X-Band-Radar zum Einsatz kommen, um ein hochgenaues Höhenmodell der Erdoberfläche zu erzeugen (Bild 1.3).



**Bild 1.3:** Vom Deutschen Raumfahrt-Kontrollzentrum (GSOC) des DLR werden die beiden TerraSar X Satelliten zur hoch auflösenden Radar-Fernerkundung der Erde betrieben. Im Rahmen der TanDEM-X Mission bilden sie eine Konstellation zur Erstellung eines digitalen Höhenmodells der Erde. (Bild: DLR)

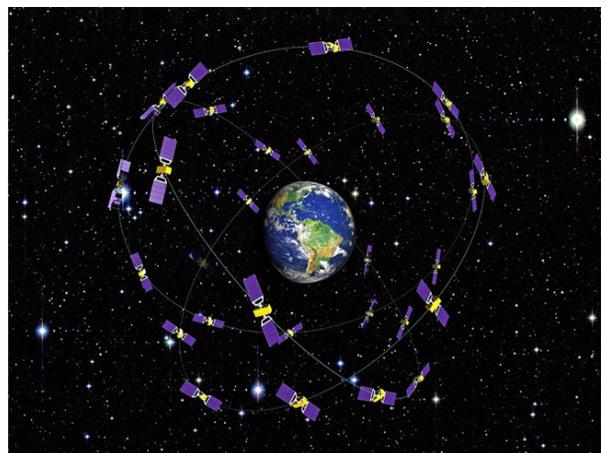
Über die Jahrzehnte haben sich mehrere Einsatzfelder der Raumfahrt mit charakteristischen Randbedingungen herausgebildet. Zu diesen Feldern gehören die Erforschung und Exploration unseres Planetensystems (Bild 1.4) sowie die Astronomie und die physikalische Grundlagenforschung. Die schon früh entwickelte satellitengestützte Erdbeobachtung wird wissenschaftlich, kommerziell und militärisch sowie durch die Bereitstellung öffentlicher Dienste genutzt. Fernerkundungs-, Kommunikations- und Navigationssatelliten haben eine besonders große kommerzielle Bedeutung. In technologischen Missionen werden neue Systeme und Komponenten erprobt. Bemannte Missionen dienen gegenwärtig zum einen der Forschung, vor allem für Experimente unter reduzierter Schwerkraft, zum anderen zur Vorbereitung der Exploration des Weltraums. Sicherheitsrelevante und militärische Raumfahrtmissionen gewinnen zunehmend an Bedeutung, seit einiger Zeit auch in Deutschland. Mit Copernicus und Galileo (Bild 1.5, 1.6) realisiert die ESA gemeinsam mit der Europäischen Union zwei umfangreiche operationelle Systeme zur Erdbeobachtung und Navigation.



**Bild 1.4:** Bei der Rosetta Mission der ESA gelang es erstmals, aus dem Orbit um einen Kometenkern ein umfassendes Mess- und Beobachtungsprogramm durchzuführen und mit dem Landegerät Philae die Oberfläche des Kernes zu charakterisieren. (Bild: ESA)



**Bild 1.5:** Die Satelliten der Missionen des Copernicus Programms der ESA dienen der hochgenauen und umfassenden Charakterisierung des Planeten Erde. (Bild: ESA)



**Bild 1.6:** Die europäische Galileo Konstellation dient der satellitengestützten Navigation. (Bild: ESA)

Der direkte Nutzen aus diesen Einsatzfeldern der Raumfahrt hat sich über die Jahrzehnte enorm vergrößert. Für die **Wissenschaft** wurden grundlegende Erkenntnisse gewonnen und neue Forschungsbereiche eröffnet [1.4]. So ist beispielsweise die Überwindung der Erdatmosphäre mit ihrer blockierenden Wirkung für große Teile des Strahlungsspektrums eine wichtige Voraussetzung für ein neues Verständnis von der Entstehung und Entwicklung des Kosmos. Die Begrenzung von Bedrohungen und Schäden durch regionalen und globalen Umwelt- und Katastrophenschutz mit Hilfe von Satelliten ist von großer Bedeutung. Analyse und Vorhersage in diesen Bereichen wären ohne die Fortschritte in der Raumfahrt nur sehr eingeschränkt zu leisten, wobei die Potenziale bei weitem noch nicht ausgeschöpft sind. Das Gleiche gilt für die Bereiche Wirtschaft, Handel und Verkehr, aber auch für individuelle Aktivitäten des Einzelnen. So ist hier die Nutzung von **Erdbeobachtungs-, Kommunikations- und Navigationssatelliten** bereits selbstverständlicher Teil der Arbeits- und Lebensgestaltung.

Das große Engagement, mit dem in den unterschiedlichsten Ländern Raumfahrt betrieben wird, beruht auf der hohen Sichtbarkeit der mit ihr verbundenen technischen Leistung. Über die wachsende Bedeutung der Ergebnisse und Produkte von Raumfahrtmissionen hinaus werden auch die vielfältigen Innovationsmöglichkeiten und zahlreichen Nebenprodukte geschätzt, die mit der Raumfahrt verknüpft sind [1.5].

Dieses Buch hat das Ziel, die für die Raumfahrt eingesetzten Systeme und Prozesse praxisorientiert darzustellen. Weiterhin soll ein möglichst umfassender und übergreifender Blick auf den aktuellen Stand der Raumfahrttechnik gegeben werden. Dabei sollen die vielfältigen Abhängigkeiten zwischen den Einzelelementen verdeutlicht und Raumfahrtmissionen als integrierte Gesamtsysteme veranschaulicht werden.

Darüber hinaus soll das Buch als breit angelegte Referenz dienen und Anreize schaffen, basierend auf dem Verständnis des technisch bereits Möglichen, neue Konzepte und Ideen zu entwickeln. Mit der Realisierung sehr großer europäischer Programme und Projekte wie Copernicus und Galileo ist besonders auch in Deutschland ein Anstieg der Aktivitäten im Raumfahrtbereich zu verzeichnen. Die Vielzahl von neuen Anwendungen und die zunehmende Vernetzung von Technologien bieten enorme Entwicklungsmöglichkeiten für Unternehmen und faszinierende Perspektiven für Studenten. Gerade auch Hochschulen führen heute zahlreiche Satellitenprojekte mit Blick auf neue Technologien durch und sind damit als praxisnahe Akteure im Raumfahrtbereich noch sichtbarer geworden. Gemeinsam mit den industriellen und öffentlichen Raumfahrtinrichtungen bieten sie ein attraktives und inspirierendes Umfeld mit starker Ausstrahlung in die politische und gesellschaftliche Wahrnehmung.

Trotz der Faszination, die von der Raumfahrt ausgeht, besteht ein Mangel an **Fachkräften**. Das heißt, es muss alles getan werden, um das Studium der Luft- und Raumfahrttechnik so attraktiv und wirkungsvoll wie möglich für Studierende zu gestalten und eine entsprechende qualifizierende Ausbildung an Hochschulen und Universitäten zu gewährleisten.

In den folgenden Städten Deutschlands kann ein **raumfahrtbezogenes Studium** mit dem Abschluss als Bachelor oder Master absolviert werden (vgl. [1.6] und [1.7]):

Aachen:	RWTH, Fachhochschule
Berlin:	Technische Universität
Braunschweig:	Technische Universität
Bremen:	Universität, Hochschule
Dresden:	Technische Universität
Gießen:	Universität
Jena:	Hochschule
München:	Technische Universität, Universität der Bundeswehr, Fachhochschule
Ravensburg:	Duale Hochschule Baden-Württemberg
Stuttgart:	Universität
Würzburg:	Universität

Die 22 Mitgliedstaaten der Europäischen Weltraumorganisation (ESA) fördern Raumfahrtaktivitäten auf nationaler und europäischer Ebene. In Deutschland übernimmt das Deutsche Zentrum für Luft- und Raumfahrt (DLR) das Management der nationalen Projekte und die Koordination der deutschen Beiträge zu ESA-Programmen. Im Rahmen der Helmholtz Gemeinschaft führt das DLR das Forschungs- und Entwicklungsprogramm „Weltraum“ durch.

Folgende **Institutionen und Organisationen** stellen wegen ihrer maßgeblichen Rolle für die deutsche und europäische Raumfahrt wichtige Anlaufstellen dar:

#### DLR:

Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt (Zentrale in Köln): 40 Forschungsinstitute und Einrichtungen an 20 Standorten in Deutschland, darunter zwei Betriebseinrichtungen im Raumfahrtbereich:

##### 1. Raumflugbetrieb & Astronautentraining:

- Deutsches Raumfahrt-Kontrollzentrum (GSOC) in Oberpfaffenhofen
- Mobile Raketenbasis (MORABA) in Oberpfaffenhofen
- Astronautentraining in Köln
- Nutzerzentrum für Weltraumexperimente (MUSC) in Köln

##### 2. Institut für Raumfahrtantriebe in Lampoldshausen

#### DGLR:

Deutsche Gesellschaft für Luft- und Raumfahrt (Zentrale in Bonn)

**ESA:**

European Space Agency (Zentrale in Paris) u. a. mit den Forschungs- und Betriebseinrichtungen

- European Space Operations Centre (ESOC) in Darmstadt
- European Space Research & Technology Centre (ESTEC) in Noordwijk, Niederlande
- European Space Research Institute (ESRIN) in Frascati, Italien
- European Astronaut Centre (EAC) in Köln
- European Space Astronomy Centre (ESAC) in Villafranca, Spanien
- European Centre for Space Applications and Telecommunications (ECSAT) in Harwell, Grossbritannien

**EUMETSAT:**

European Organization for the Exploitation of Meteorological Satellites in Darmstadt

**CEAS:**

Confederation of European Aerospace Societies in Brüssel, Belgien

Weitere Anlaufstellen für Studierende der Raumfahrttechnik sind auch die zahlreichen deutschen und europäischen **Raumfahrt-Industrieunternehmen**. Folgende Firmen sind als Mitglieder des Bundesverbands der Deutschen Luft- und Raumfahrtindustrie (BDLI) im Jahre 2017 im Bereich der Raumfahrtsysteme genannt ([1.8]):

- Airbus Space & Defence: München, Friedrichshafen, Bremen
- ARIANE Group Bremen, Lampoldshausen, Ottobrunn, Trauen
- Astro- und Feinwerktechnik, Berlin-Adlershof
- IABG Industrieanlagen-Betriebsgesellschaft, Ottobrunn
- Jena-Optronik, Jena
- MT Aerospace (Unternehmen der OHB SE), Augsburg
- OHB – System, Bremen und Oberpfaffenhofen
- Spaceopal, München
- Telespazio Vega, Darmstadt und Gilching
- TESAT-Spacecom GmbH & Co. KG, Backnang
- Von Hoerner & Sulger GmbH, Schwetzingen

Diese und weitere Firmen haben zum Teil über viele Jahrzehnte die Kompetenzen aufgebaut, die der deutschen und europäischen Raumfahrt auch im globalen Maßstab eine hervorragende Stellung sichern.

Mit dem Verweis auf das wirtschaftliche Entwicklungspotenzial dieser Kompetenzen wird seit einiger Zeit auch wieder von der deutschen Politik ein stärkeres Gewicht auf die Raumfahrt gelegt. Es bleibt zu hoffen, dass sich die Erkenntnis von der ungeheuren technologischen Zugkraft der Raumfahrt weiter verstärkt und durch entsprechend gut geschulte und motivierte Fachkräfte in innovativen Projekten ihren Ausdruck finden wird.

**Quellen und Literatur**

- [1.1] Anatoly Zak, Sputnik Design, russianspaceweb.com, 2015
- [1.2] *McDonald, F.; Naugle, J. E.*: Discovering Earth's Radiation Belts – Remembering Explorer 1 and 3, American Geological Union Publications Volume 89 (39), 2008
- [1.3] *Zink, M. et al.*: TANDEM-X: Das neue digitale Höhenmodell der Erde, Handbuch der Geodäsie, Springer Verlag, S. 1 bis 30, 2016
- [1.4] *Feuerbacher, B.; Stoewer, H.*: Utilization of Space. Basics, Fields of Usage, Future Developments: Today and Tomorrow. Heidelberg: Springer-Verlag, 2005.
- [1.5] 7 Gründe warum Deutschland Raumfahrt braucht. Berlin: Bundesverband der Deutschen Luft- und Raumfahrtindustrie e. V., 2006
- [1.6] *Heidinger, K.; Griebler, A.*: Luft- und Raumfahrt, Sonderausgabe 2017, S. 7
- [1.7] *Hallmann, W.*: Ingenieure, Wegbereiter der Zukunft. Düren: Hahne & Schloemer Verlag, 2006.
- [1.8] *von Ammon, C.; Zehe, K.*: BDLI Mitgliederverzeichnis, Bundesverband der deutschen Luft- und Raumfahrtindustrie, 2017.

**1.1 Historischer Überblick**

*Willi Hallmann, Nicolaus Hanowski,  
Klaus Wittmann*

Im Mittelpunkt dieses Buches stehen die technischen Grundlagen der Raumfahrt. Trotzdem möchten wir in diesem Abschnitt auch eine knappe Übersicht über die historische Entwicklung geben. Das Dargestellte ist subjektiv ausgewählt und beschränkt sich auf eine eher europäische Perspektive beim Blick auf die natürlich weltweit stattfindende Raumfahrtentwicklung. In der Vorbereitung waren die Zeitschriften „DGLR- Luft- und Raumfahrt“, und „Planet Aerospace“ sowie [1.1.14] eine große Hilfe.

**1.1.1 Die Entwicklung der Raketentechnik**

Die Geschichte der Raumfahrt ist auch die Geschichte der **Rakete**. Denn nur sie ist in der Lage, die Anziehungskraft der Erde zu überwinden und sich im luftleeren Weltraum ohne Atmosphäre fortzubewegen.

Diese Erkenntnis war nicht immer selbstverständlich, wie ein Zitat von Max Valier (1895–1930) zeigt:

*Vor Jahresfrist noch (1920) wurde das Problem des Raketenantriebs zu den Utopien gerechnet, und jeder, der sich mit Überzeugung dafür einsetzte, als Phantast verschrien und verlacht. Heute dagegen, seit den ersten erfolgreichen*

*Raketenwagenfahrten, wird das Publikum schon ungeduldig, weil es mit dem Vorstoß in den Weltraum nicht vorwärts geht.*

Badische Zeitung, Karlsruhe, 1929

**Hermann Ganswindt** (1856–1934), geboren in Seeburg, Ostpreußen, war wohl einer der Ersten, der mit Überzeugung für die technische Ausführbarkeit eines Weltraumfahrzeugs eingetreten ist und eine durchdachte Konstruktion dazu vorlegte. Er hielt am 27. Mai 1891 seinen ersten öffentlichen Vortrag in der Berliner Philharmonie über seine Idee eines „Weltenfahrzeugs“ und erläuterte, wie ein Raumflug mit Hilfe des Rückstoßprinzips verwirklicht werden kann.

Im 20. Jahrhundert wurden die Visionen in die Realität umgesetzt. Raumfahrtpioniere legten die theoretischen Grundlagen und gingen erste praktische Schritte. Während Konstantin E. Ziolkowski (1857–1935) in Russland „Vater der Kosmonautik“ genannt wird, bezeichnen die Amerikaner Robert H. Goddard (1882–1945) als „Vater der Raketentechnik“. Hermann Oberth (1894–1989) ist für Europa der „Begründer der Astronautik“, wobei Wernher von Braun (1912–1977) als sein Meisterschüler sicherlich auch einen großen Teil der Pionierarbeit geleistet hat. Nicht nur Techniker waren von der Raumfahrtidee begeistert, auch Filmemacher und Künstler griffen die Idee auf. Fritz Lang, Regisseur des ersten Weltraumfilms „Frau im Mond“ (1928 uraufgeführt), führte u. a. die noch bis heute gebräuchliche Countdown-Zählweise ein.

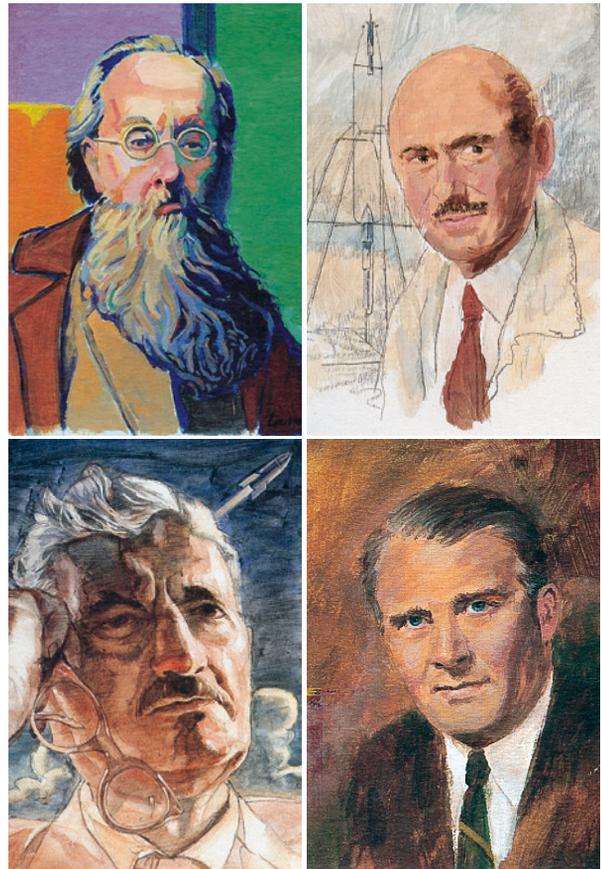
1857 in Ischewskoje, Russland, geboren, stellte **Konstantin E. Ziolkowski** 1903 seine grundlegenden Ideen zur Raumfahrt in dem Werk: „Die Eroberung des Weltraums mit Rückstoßgeräten“ vor, 1911 beschrieb er einen von Menschen bewohnten Satelliten. Er legte das theoretische Fundament der Raumfahrttechnik, zwischen 1925 und 1932 verfasste er mehr als 60 Schriften zu diesem Thema.

1882 in Worchester, MA, USA geboren, veröffentlichte **Robert H. Goddard** ein Buch mit dem Titel: „Über eine Methode zum Erreichen extremer Höhen“. 1926 startete er die erste erfolgreich fliegende Flüssigkeitsrakete der Welt (Benzin-Flüssigsauerstoff). Während handelsübliche Raketen Ausströmgeschwindigkeiten von 300 m/s erzielten, konnte er mit Benzin-Flüssigsauerstoff Ausströmgeschwindigkeiten von ca. 2 400 m/s erreichen.

**Hermann Oberth** wurde 1894 in Hermannstadt, Siebenbürgen, geboren. In seinem Buch aus dem Jahre 1923 „Die Rakete zu den Planetenräumen“ beschrieb er seine Theorie über den Raketenantrieb im Vakuum.

Die von **Rudolf Nebel** (1894–1978) geführte Einrichtung eines Raketenstartgeländes in Berlin (1930) und der dortige Einsatz von Raketen mit Flüssigkeitstreibstoff waren bedeutende Schritte.

Die wesentlichen Grundlagen der „modernen Raumfahrt“ wurden dann in den Jahren von 1935 bis 1955 geschaffen. Wie so häufig in der Vergangenheit, wurde die technische Entwicklung durch den Krieg stimuliert,



**Bild 1.1.1:** Porträts der Raumfahrtpioniere Ziolkowski (o. l.), Goddard (o. r.), Oberth (u. l.) und v. Braun (u. r.) (Bild: [1.1.10])

erst durch den zweiten Weltkrieg, dann durch den „kalten Krieg“.

Während des 2. Weltkrieges wurde die Rakete A4/V2 entwickelt (Bild 1.1.2).

#### Technische Daten der A4/V2

Höhe:	14,03 m
Durchmesser:	1,65 m
Startmasse:	12,9 t
Max. Geschwindigkeit:	5 760 km/h
Flugzeit (angetrieben):	70 s
Schub:	ca. 260 kN bei 2 000 m/s Ausströmgeschwindigkeit
Gipfelhöhe:	90 km
Reichweite:	330 km



**Bild 1.1.2:** Übersicht über die Eigenschaften der im zweiten Weltkrieg eingesetzten Rakete A4/V2 (Bild: J. Horn).

Militärische Entwicklungen in der Sowjetunion führten zur Konstruktion eines zweistufigen Interkontinentalträgers zum Transport von Sprengköpfen. Bekannt wurde diese Entwicklung unter der Bezeichnung R7 bzw. „Semjorka“. Die Weiterentwicklung gipfelte später in der bewährten **Sojus-Rakete**, auch heute noch Russlands einziger Träger bemannter Flüge. Die Trägerrakete und die Progress-Raumschiffe gehen auf Sergei P. Koroljow zurück.

Im Mai 1945 begab sich **Wernher v. Braun** mit sechs Mitarbeitern in die Obhut der Amerikaner. Im Februar 1946 waren 118 Ingenieure und Techniker aus Deutschland in White Sands, USA. Wernher v. Braun entwickelte in Amerika anfänglich die **Mittelstreckenrakete** Hermes C und daraus die Muster Redstone und Jupiter. Grundlage sowohl der russischen als auch der amerikanischen Raketenentwicklung war ursprünglich der deutsche Träger A4/V2 aus dem zweiten Weltkrieg. Überlegungen um 1950, auch die Kernenergie als Raketenantrieb zu nutzen, sind heute in Vergessenheit geraten ([1.1.5], [1.1.6], [1.1.7]).

Zu einer der ersten Entwicklungsstufen bundesdeutscher Forschungspolitik gehörten 1951 die westdeutschen Forschungen und Erprobungen zur Raumfahrt. Es bildete sich die Norddeutsche Gesellschaft für Raumfahrt. Sie startete 1952 unter Alliiertes Aufsicht zwei Versuchsraketen. 1954 wurde sogar ein deutsches „Luft- und Raumfahrtzentrum“ gegründet ([1.1.3]).

1962 stellte man erstmals bescheidene 11 Millionen D-Mark für die Raumfahrt zur Verfügung. Anlass dazu war die Gründung der ESRO (Europäische Satellitenentwicklung) und der ELDO (Europäische Raketenentwicklung), denen die Bundesrepublik 1963 beitrug. Die wichtigsten Forschungseinrichtungen befanden sich in Belgien und den Niederlanden.

Bereits 1962 wurde auf europäischer Ebene mit der Entwicklung eines **Trägersystems** (EUROPA-Rakete) begonnen, mit dem Ziel, eine europäische Kapazität für den Transport von 100 kg schweren Nutzlasten in den 300-km-Orbit zu schaffen. Die erste Stufe bauten die Briten, die zweite Stufe die Franzosen und Deutschland die dritte Stufe. Die 3. Stufe ist im Raumfahrtmuseum Speyer ausgestellt. Wegen mehrerer Fehlstarts und auch aus politischen Gründen wurde das EUROPA-Raketen-Programm 1972 beendet.

Im Jahr 1975 gingen die ELDO und ESRO in der neu gegründeten **European Space Agency (ESA)** auf. Seitdem sind unter Verantwortung der ESA zahlreiche Raumfahrtprogramme mit hoher Komplexität vorbereitet und durchgeführt worden. Auch in diese Programme wurde eine Vielzahl deutscher Beiträge eingebracht.

So ist der europäische Zugang zum Weltraum über die Raketenfamilie **Ariane** (demnächst Ariane 6) sichergestellt worden.



**Bild 1.1.3:** Ariane 1. Erster erfolgreicher Raketenstart am 24.12.1979 in Kourou (Bild: ESA).

Wichtige Etappen waren dabei:

**1979:** Die erste Ariane-Trägerrakete (Ariane 1) startete erfolgreich vom Raumfahrtbahnhof Kourou in Französisch-Guayana (Bild 1.1.3). Die Firmen Aerospatiale, MATRA, ERNO, MBB und CASA waren maßgeblich an der Entwicklung und dem Bau des europäischen Satellitentransporters beteiligt.

**1984:** Die 49 m hohe Ariane 3 kam erstmalig zum Einsatz. Eine Version dieser Rakete ohne Feststoff-Booster war die Ariane 2.

**1990:** Aerospatiale erhielt von Ariane Space den Auftrag für die Lieferung von 50 Ariane 4-Trägerraketen.

**1996** erfolgte der Jungfernflug der neuen europäischen Ariane 5, der aber nach 40 Sekunden Flugzeit fehlschlug. Die Ursache war ein Software-Fehler.

**1997** fand der hundertste Start einer Ariane-Rakete statt. Insgesamt wurden 134 Satelliten und 26 Huckepack-Nutzlasten in den Orbit befördert.

**1999** erfolgte der erste kommerzielle Einsatz von Ariane 5 mit dem Start des Röntgensatelliten XMM.

**2003** erfolgte der letzte Start der Ariane 4 (Version 44L) mit Intelsat 907 als Nutzmasse, 4,7 t schwer. Bis zu diesem Zeitpunkt hatten 116 Ariane Trägerraketen von Kourou aus über 400 t Satellitennutzmasse ins All befördert, davon schlugen drei Starts fehl.

**2005** startete die Ariane 5, mit der neuen Oberstufe ECA und 10 t Nutzlast. Es war der 164. Ariane-Start.

**2006** erfolgte ein erneuter Start mit der Schwerlast-Version ECA. Es wurden ein französischer und ein japanischer Satellit ausgesetzt.

2008 wurde die Ariane 5, Version ES ATV, mit bis zu 21 t Nutzlast für den Erstflug des Automated Transfer Vehicles (ATV) zur ISS eingesetzt.

2014 beschlossen die Mitgliedstaaten bei der ESA Ministerratskonferenz die Entwicklung der Ariane 6.

2018 begann die Produktion des neuen wiederstartbaren Vinci-Triebwerks der Ariane 6.

Neben den USA, Russland und Europa wurden auch in anderen Staaten orbitale Raketen entwickelt und betrieben. Genannt seien Japan, Indien und China. So hat China zum Beispiel bereits 1956 mit einem Entwicklungsprogramm begonnen und 1970 einen ersten Satelliten gestartet. Die Raketenfamilie Long-March (LM) wurde für zahlreiche unbemannte Missionen und in der Version LM-2F ab 2003 auch für bemannte Missionen eingesetzt (Bild 1.1.4).



**Bild 1.1.4:** Nachtstart der Long March 3B Rakete mit einem Wettersatelliten im Jahr 2016 (Bild: Xinhua).

Zunehmend werden kommerziell entwickelte Raketen eingesetzt. Als Beispiel sei hier die von der 2002 gegründeten Firma SpaceX entwickelte Falcon Raketenfamilie genannt. Heute wird die Falcon 9 Rakete mit wiederverwendbarer Erststufe für viele Satellitenmissionen genutzt. Darüber hinaus wird das von SpaceX entwickelte Dragon Raumfahrzeug seit 2012 zur Versorgung der Internationalen Raumstation eingesetzt.

In einem weiteren Schritt des Entwicklungsprogramms der Falcon Raketenfamilie wird der Träger Falcon Heavy entwickelt. Dazu werden drei wiederverwendbare Erststufen aus der Falcon 9 Entwicklung modifiziert und zur

Unterstufe einer Rakete für hohe Nutzlasten integriert. Damit soll der Transport von Nutzlasten bis zu 64 Tonnen in den Low Earth Orbit, 27 Tonnen in den Geo Transfer Orbit und 17 Tonnen zum Mars möglich werden. Im Februar 2018 erfolgte der Testeinschuss der Falcon Heavy in eine interplanetare Bahn mit einem Tesla Sportwagen als Dummy-Nutzlast (Bild 1.1.5 oben). Dabei konnten die zwei seitlichen Booster erfolgreich landen, während der mittlere Booster der Unterstufe verloren ging.



**Bild 1.1.5:** Testflug der Falcon Heavy Rakete. Der obere Teil zeigt den Start der Rakete, der untere die Landung der zwei äußeren Booster 8 Minuten nach dem Start am Cape Canaveral (Bild: SpaceX).

### 1.1.2 Die Entwicklung der unbemannten deutschen und europäischen Raumfahrt

Die Fähigkeit, Satelliten zu bauen und im Erdorbit zu betreiben, wird als Signal für die technische Kompetenz und den hohen Ausbildungsstand eines Landes verstanden. Mehr als 70 Länder haben oder hatten bereits eigene Satelliten im Einsatz. Deutschland war mit Azur (1969) das achte Land mit einem eigenen Satelliten.

Bereits in den 1960er- und 1970er-Jahren wurde die technische Basis für Raumfahrtaktivitäten in der deutschen Raumfahrtindustrie gelegt. Das entstehende Wissen auf Komponenten-, Subsystem- und Systemebene machte die nationalen Satellitenmissionen, die Beiträge zur Trägerentwicklung und die bemannten Missionen in Deutschland erst möglich. Heute entwickeln die deutsche Industrie und die Institute des Deutschen Zentrums für Luft- und Raumfahrt (DLR) neue Technologien und Betriebskonzepte und sind in Durchführungsaufgaben des deutschen Raumfahrtprogramms und internationaler Programme eingebunden. Das 1981 aus verschiedenen wissenschaftlichen Instituten der DDR hervorgegangene **Institut für Kosmosforschung (IKF)** war ebenfalls intensiv mit der Entwicklung von Raumfahrtsystemen und Komponenten befasst. Im Jahre 1992 ging das Institut in dem neu gegründeten DLR-Standort Berlin-Adlershof auf.

Die eigenständige Planung und Durchführung von Raumflugmissionen in Deutschland begann in den späten 60er-Jahren. Insbesondere bei den Trägerraketen war man jedoch auf die Verfügbarkeit amerikanischer Typen angewiesen. Viele der durchgeführten Satellitenprojekte waren Kooperationen, in denen Deutschland sich als kompetenter Partner, auch mit Führungsverantwortung, bewähren konnte. Wichtige Meilensteine der unbemannten Raumfahrt in Deutschland waren die in den Bildern 1.1.6 bis 1.1.20 dargestellten Missionen.

Inzwischen werden in Deutschland alle Arten von Satellitenmissionen entwickelt und durchgeführt. Als letzte Bereiche kamen nach der Jahrtausendwende der Bau und Betrieb von militärischen Aufklärungs- und Kommunikationssatelliten hinzu. Ebenso bedeutsam wie die Satelliten ist die erforderliche Infrastruktur am Boden für die Satelliten- und Nutzlast-Steuerung sowie für Datenempfang und Datenverarbeitung. Auch hier verfügt Deutschland über moderne und leistungsfähige Einrichtungen (z. B. Bodenstationen und Kontrollzentren) und über eine große Zahl von hervorragend ausgebildeten Fachkräften. Die Angebote der deutschen Raumfahrtindustrie für Bau und Nutzung von Raumfahrtsystemen sind weltweit konkurrenzfähig und in einigen Bereichen sogar führend (z. B. in der satellitengestützten Radartechnologie).

AZUR

Start: 8. November 1969

Masse: 72 kg, elektr. Leistung: 27 W  
erste deutsche Satellitenmission



**Bild 1.1.6:** AZUR diente der Erforschung der Strahlungsgürtel der Erde unter Systemführung der Bölkow GmbH. Der Satellit wurde von einer amerikanischen Scout-Rakete auf eine polare Umlaufbahn gebracht. Eine Besonderheit war, dass alle eingesetzten Materialien unmagnetisch sein mussten (Bild: DLR).

DIAL/WIKA

Start: 11. März 1970

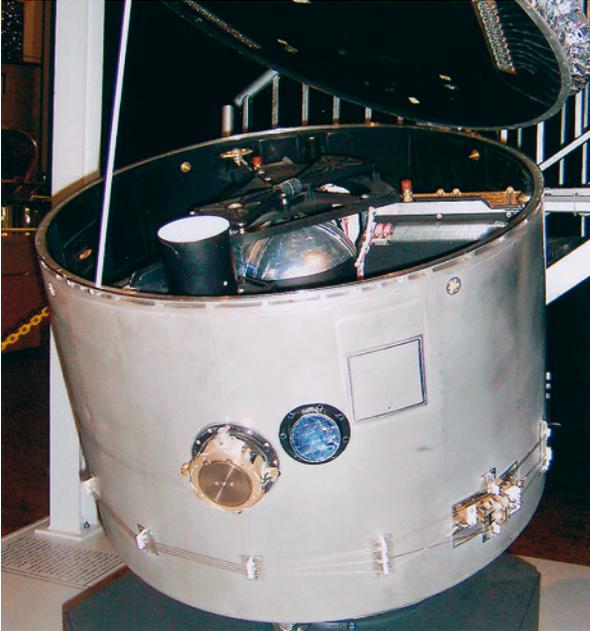
Masse: 63 kg, elektr. Leistung: 10 W  
deutsch-französische Mission



**Bild 1.1.7:** Mit der Mission DIAL/WIKA (WissenschaftsKapsel) wurden vier Experimente (u. a. zur Bestimmung der Elektronendichte) im äquatornahen Orbit zum Einsatz gebracht. Der Satellit konnte nicht aktiv kommandiert werden. Die Mission endete nach etwas mehr als zwei Monaten. Der Start erfolgte mit einer Diamant-B (Bild: EADS).

## Aeros A und B

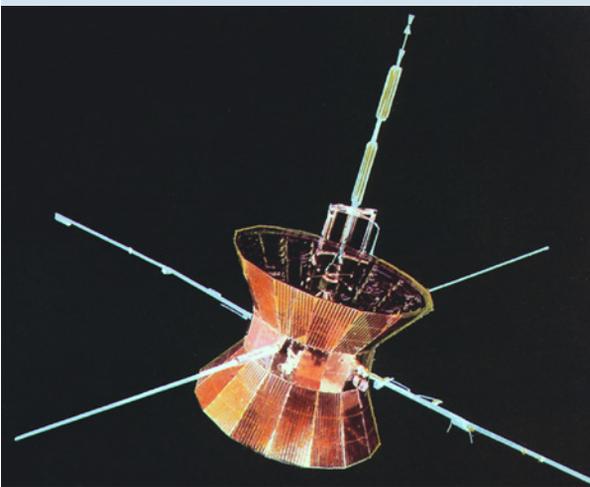
Start: 16. Dezember 1972 und 16. Juli 1974  
 Masse: 126 kg, elektr. Leistung: 55 W  
 deutsche Aeronomie-Missionen



**Bild 1.1.8:** Die Aeros-Satelliten hatten eine zylindrische Struktur mit 0,9 m Durchmesser. Ziel der Missionen war es u. a., den Zustand und das Verhalten der obersten Atmosphärenschichten zu untersuchen. Insgesamt waren jeweils fünf Experimente an Bord der Satelliten untergebracht. Der Start erfolgte mit einer Scout-Rakete in eine polare Umlaufbahn (Bild: DLR).

## Helios A und B

Start: 10. Dezember 1974 und 15. Januar 1976  
 Masse: 371 kg, elektr. Leistung: 216/1000 W  
 deutsch-amerikanische Missionen zur Sonnenforschung



**Bild 1.1.9:** Mit der Sonnensonde Helios A, die der Sonne auf 0,3 Astronomische Einheiten nahe kam, wurden erstmalig Analysen des interplanetaren Mediums in diesem Bereich vorgenommen. Die Sonde wurde in Deutschland gebaut und von deutschen und amerikanischen Wissenschaftlern genutzt. Rakete: Titan IIIE-Centaur (Bild: DLR).

## Symphonie A und B

Start: 19. Dezember 1974 und 27. August 1975  
 Masse: ca. 400 kg, elektr. Leistung: 300 W  
 deutsch-französische Kommunikationsatelliten

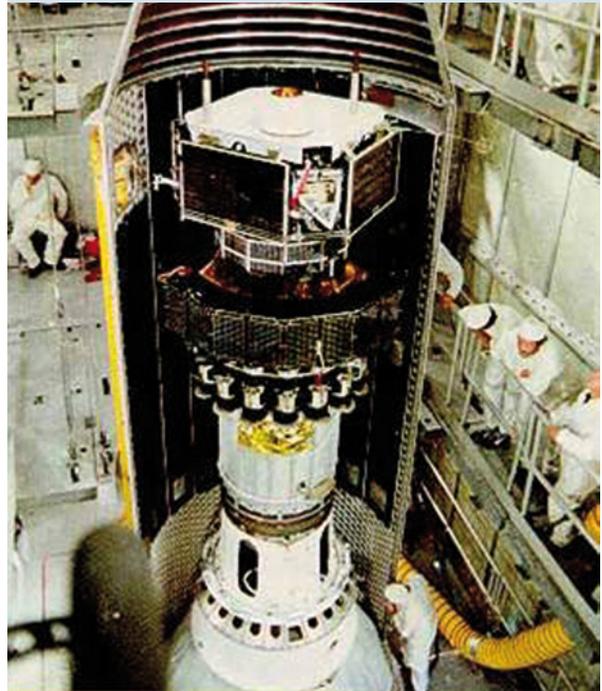


**Bild 1.1.10:** Symphonie A, erster deutsch-französischer experimenteller Fernmeldesatellit. Ursprünglich geplant zur Übertragung der Olympischen Spiele 1972 aus München. Die Symphonie-Satelliten waren im geostationären Orbit 3-Achsen-stabilisiert. Sie wurden abwechselnd von einem deutschen und einem französischen Kontrollzentrum aus betrieben. Rakete: Thor-Delta (Bild: DLR).

Anmerkung: Der Start durch eine amerikanische Trägerrakete schloss eine kommerzielle Nutzung aus – dies war das Hauptargument für eine europäische Trägerentwicklung.

## AMPTE/IRM

Start: 16. August 1984  
 Masse: ca. 705 kg, elektr. Leistung: 60 W  
 deutsch-amerikanisch-englische Forschungsmission



**Bild 1.1.11:** AMPTE/IRM (Ion Release Module) war der deutsche Beitrag zu drei gleichzeitig gestarteten Satelliten für die Untersuchung der Magnetosphäre. Vom Satelliten wurde Barium und Lithium ausgebracht und das Verhalten der daraus entstehenden Ionenwolken analysiert. Der Start erfolgt mit einer Delta-Rakete (Bild: NASA).

## TV-Sat 1 und 2

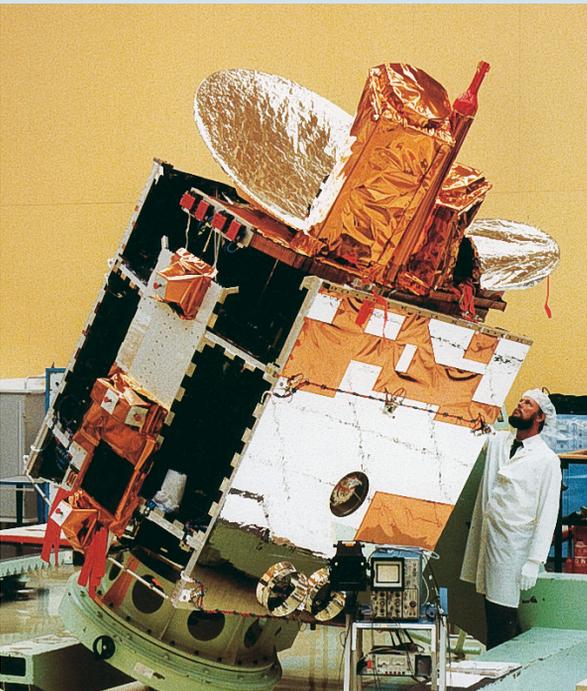
Start: 21. November 1987 und 8. August 1989  
 Masse: 2077 kg bzw. 1027 kg, elektr. Leistung: 3 kW  
 deutsche Kommunikationsatelliten



**Bild 1.1.12:** Bei TV-Sat 1 und 2 handelte sich um direkt sendende Satelliten, deren Fernseh- und Radiosignale stark genug waren, um mit 50 cm großen Parabolantennen empfangen zu werden. Nach einem fehlgeschlagenen Entfaltungsmanöver wurde TV-Sat 1 noch vor der eigentlichen Betriebsaufnahme in einen sog. Friedhofsorbit gebracht. Die Starts erfolgten mit Ariane-Raketen (Bild: Aerospatiale).

## DFS-Kopernikus 1, 2 und 3

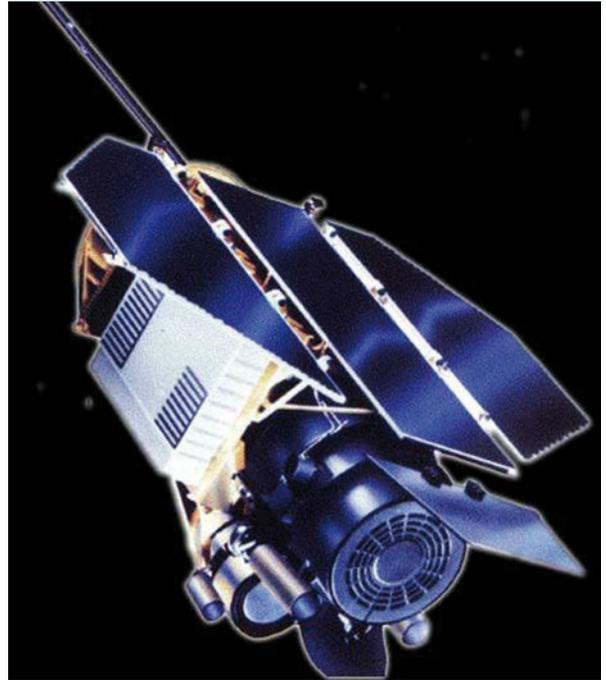
Start: 5. Juni 1989, 24. Juli 1990 und 12. Oktober 1992  
 Masse: 645/850/1400 kg, elektr. Leistung: 1,5 kW  
 deutsche Kommunikationsatelliten



**Bild 1.1.13:** Die Fernmeldesatelliten DFS-Kopernikus wurden in Bremen für die deutsche Bundespost gebaut. Nach der vom Deutschen Raumfahrt-Kontrollzentrum durchgeführten Launch-and-Early-Orbit-Phase wurden die Satelliten für den Routinebetrieb nach Usingen übergeben. Trägerraketen waren Ariane 4 44L bzw. Delta II (Bild: MBB/ERNO).

## ROSAT

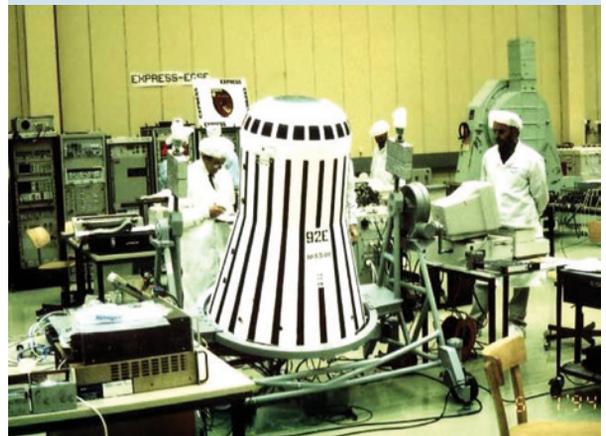
Start: 1. Juni 1990  
 Masse: 2421 kg, elektr. Leistung: 900 W  
 deutsch-amerikanisch-englisches Röntgenteleskop



**Bild 1.1.14:** Mit der ROSAT-Mission führte man sowohl eine vollständige Durchmusterung des Himmels nach Röntgenquellen als auch deren Detailanalysen durch. Der Satellit war 3-Achsen-stabilisiert und insgesamt fast 10 Jahre erfolgreich im Einsatz. Der Start erfolgte mit einer Delta II-Rakete (Bild: MPG).

## EXPRESS

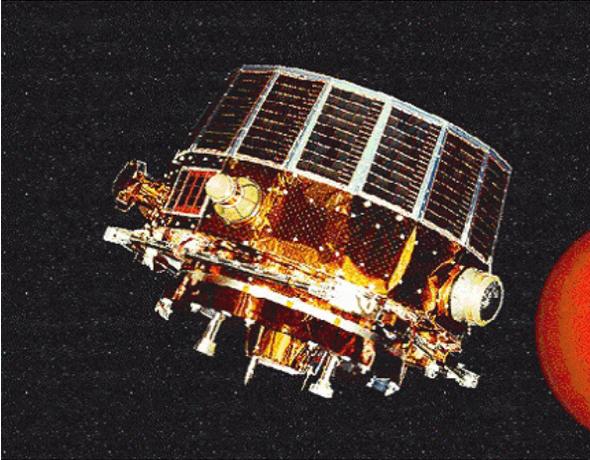
Start: 15. Januar 1995  
 Masse: 765 kg  
 deutsch-japanische Wiedereintrittskapsel



**Bild 1.1.15:** Die aus einem Service- und Wiedereintritts-Modul bestehende Sonde absolvierte wegen eines Fehlers der Trägerrakete nur drei Erdumläufe. Trotzdem konnten Flugdaten gewonnen und das intakte Wiedereintrittsmodul in Afrika geborgen werden. Der Start erfolgte mit einer japanischen M-3SII-Rakete (Bild: DLR).

## EQUATOR-S

Start: 2. Dezember 1997

Masse: 250 kg, elektr. Leistung: 80 W  
deutscher Forschungsatellit

**Bild 1.1.16:** Der Satellit Equator-S war ein Beitrag zum internationalen Solar-Terrestrial-Physics-Programm (ISTP). Er diente der Untersuchung von Plasma, Magnetfeld- und elektrischen Feldeigenschaften in unterschiedlichen Höhen. Die Systemführung lag beim Max-Planck-Institut für Extraterrestrische Physik. Trägerrakete: Ariane 4 (Bild: MPG).

## BIRD, TET, BIROS

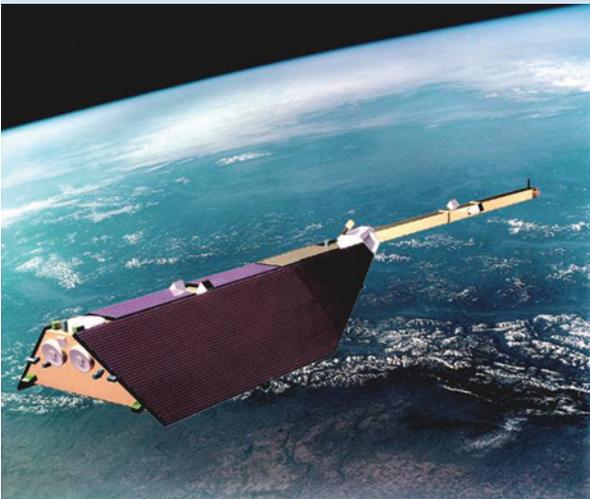
Start BIRD: 22. Oktober 2001

Masse: 92 kg, elektr. Leistung: 40 W  
deutscher Technologie-Satellit

**Bild 1.1.18:** Mit dem DLR-Satelliten BIRD konnten zahlreiche neue Satellitenkomponenten erprobt werden. So lieferten die Infrarotkameras hervorragende Daten zur Detektion und Untersuchung von Bränden, vulkanischer Aktivität und thermalen Besonderheiten der Erdoberfläche. Der Start erfolgte mit einer indischen PSLV-Rakete (Bild: DLR). Auf Grundlage der Bird Technik wurden die Satelliten TET (Start 2012) und Biros (Start 2016) entwickelt (siehe große Abbildung vor Kapitel 2)

## CHAMP

Start: 15. Juli 2000

Masse: 522 kg, elektr. Leistung: 140 W  
deutscher Erderkundungssatellit

**Bild 1.1.17:** Mit dem Satelliten CHAMP werden sowohl das Schwerefeld der Erde als auch die physikalischen und chemischen Eigenschaften der Erdatmosphäre untersucht. Nutzlasten sind Beschleunigungsmesser, Magnetometer, GPS-Empfänger, Laser-Retro-Reflektoren und ein Ion-Drift-Meter. Die Trägerrakete war eine Kosmos-3M (Bild: Astrium/DLR/GFZ).

## GRACE 1 und 2

Start: 17. März 2002

Masse: jeweils 490 kg, elektr. Leistung: 620 W  
deutsch-amerikanische Erderkundungssatelliten

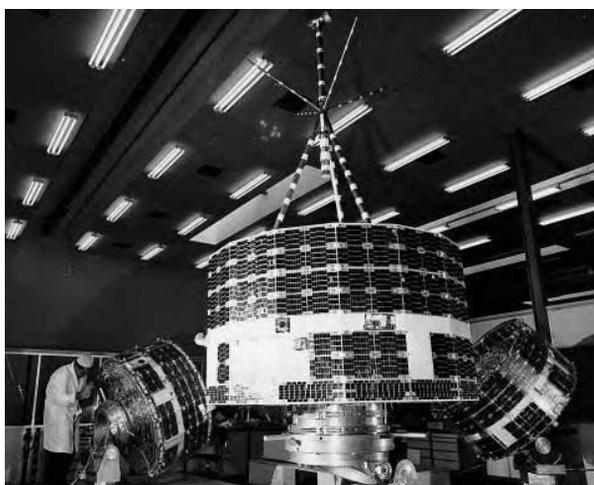
**Bild 1.1.19:** Die mit einem Abstand von ca. 200 km fliegenden Satelliten werden zur hochgenauen Vermessung des Schwerefelds der Erde genutzt. Dies wird durch die Bestimmung von Variationen im Abstand der beiden Satelliten im Mikrometerbereich erreicht. Träger: Rokot (Bild: Astrium/DLR).

TerraSAR-X, TanDEM-X  
 Start TerraSAR-X: 15. Juni 2007  
 Masse: 1230 kg, elektr. Leistung: 800 W (gemittelt)  
 deutscher Erderkundungssatellit



**Bild 1.1.20:** Der im Jahr 2007 gestartete Satellit TerraSAR-X wird durch den 2010 gestarteten nahezu baugleichen Satelliten TanDEM-X ergänzt, der hier im Integrationsraum abgebildet ist. So können in der Konstellation der beiden Satelliten hochaufgelöste Höhenprofile weltweit ermittelt werden (Bild: DLR. Siehe auch Bild 1.3).

Die europäischen Satellitenaktivitäten wurden ab 1962 in der European Space Research Organisation ESRO durchgeführt, die 1975 in der europäischen Weltraumagentur ESA aufging. In der ESRO entstanden zahlreiche Nutzlasten für Höhenforschungsraketen sowie 7 Satelliten. Der Start des ersten europäischen Satelliten, ESRO 2B, erfolgte im Mai 1968. Der erste ESRO Satellit mit deutscher Beteiligung, der Highly Eccentric Orbit Satellite HEOS 1, startete im Dezember 1968 von Cape Canaveral mit einer Delta-E1 Rakete. In seiner fast 7 Jahre dauernden Mission lieferte er Messwerte zum Sonnenwind und zu dessen Wechselwirkung mit der Erdatmosphäre.



**Bild 1.1.21:** Der Prototyp und zwei Flugmodelle des Satelliten HEOS 1 in der Integrationshalle bei ESTEC. Bild: ESA

Seit 1975 werden große **europäische Raumfahrtprogramme** in den Bereichen Astronomie, Planetenerkundung, Erdbeobachtung, Kommunikation und Navigation von der European Space Agency (ESA) vorbereitet und durchgeführt. In den 50 Jahren ihres Bestehens hat die ESA vor allem Projekte realisiert, die die finanziellen Möglichkeiten jedes einzelnen der 22 Mitgliedsstaaten überschritten hätten.

Mit einem jährlichen Budget von knapp sechs Milliarden Euro (2017) kann die ESA an ihren europäischen Standorten viele Großprojekte und strategische Programmlinien vorantreiben. Für die kleineren europäischen Mitglieder ohne eigenes nationales Raumfahrtprogramm übernimmt die ESA auch die entsprechenden Aufgaben. In der ESA gilt das Prinzip des sog. Geo>Returns, wonach die Raumfahrtindustrie eines Mitgliedslandes Aufträge entsprechend der eingezahlten Beiträge erhält. Neben wissenschaftlichen Zielen und industriellem Wachstum bemüht sich die ESA mit ihren Programmen zunehmend auch zur Bewältigung globaler Herausforderungen, wie dem Klimawandel oder den 17 nachhaltigen Entwicklungszielen der Vereinten Nationen beizutragen. Die Programmdirektorate der ESA, wie z. B. die für Wissenschaft, Erdbeobachtung, Navigation und Telekommunikation werden dabei von den Querschnittsdirektoraten für Technologie und Betrieb unterstützt.

Tabelle 1.1.1 gibt eine Übersicht über die wichtigsten durchgeführten bzw. noch laufenden unbemannten Missionen der ESA. Mit Copernicus und Galileo hat die ESA im Auftrag und in Zusammenarbeit mit der Europäischen Union Programme von bisher einmaliger Größenordnung implementiert. Copernicus ist schon jetzt das weltweit größte Erdbeobachtungssystem und Galileo wird Europas Unabhängigkeit in der weltraumgestützten Navigation sichern, dabei jedoch mit dem Global Positioning System (GPS) der USA kompatibel sein. Mit zahlreichen europäischen Meteorologie-Satelliten z. B. der Meteosat- und der MetOp-Serie verfügt Europa auch über das leistungsfähigste meteorologische Satellitensystem der Welt. Der Bau dieser Satelliten erfolgt ebenfalls unter Leitung der ESA, während die 1983 gegründete Organisation EUMETSAT in Darmstadt den Betrieb gewährleistet.

Miniaturisierung und ständig steigende Rechenleistung erlauben inzwischen auch den Bau sehr kleiner Satelliten von wenigen Kilogramm Masse für unterschiedlichste Anwendungsbereiche (v. a. Kommunikation, Erdbeobachtung, Wissenschaft und Technologieerprobung). Satelliten werden heute häufig als System in Formationen oder in Konstellationen fliegend betrieben.

Die Datenraten in der Verbindung vom Satelliten zum Boden sind stark gewachsen und immer höhere Frequenzen werden verwendet. Auch Relay-Satelliten und optische Kommunikation kommen zum Einsatz. Die Verwendung von standardisierten Satellitenplattformen, wie sie z. B. auch in den interplanetaren Missionen der ESA zum

Einsatz gekommen sind, haben die Zuverlässigkeit erhöht und die Kosten reduziert. Die gestiegene Autonomie der Satelliten erlaubt es, immer mehr Satelliten im sog. Multi-Missionsbetrieb zu betreuen.

Wie bei den bemannten Missionen spielen internationale Kooperationen für die ESA eine besonders wichtige Rolle. Die Missionen Cassini und Exomars und das James Webb Space Telescope sind hierfür wichtige Beispiele.

**Tabelle 1.1.1:** Die wichtigsten ESA-Missionen, geordnet nach Startdatum.

Jahr	Missionsname	Missionsziel
1968	HEOS 1	Weltraumphysik
1975	COS-B	Gammastrahlen-Astronomie
1978	IUE	UV-Weltraumteleskop
1978	GEOS 2	Magnetosphärenerkundung
1983	EXOSAT	Röntgenastronomie
1985	Giotto	Kometen-Vorbeiflug
1989	Olympus	Experimentelle Kommunikation
1989	Hipparcos	Astrometrie
1990	Ulysses	Sonnenforschung
1991	ERS-1	Erdbeobachtung
1992	EURECA	Experiment-Plattform
1995	ISO	Infrarot-Weltraumteleskop
1995	SOHO	Sonnenforschung
1997	Huygens	Titan-Landesonde auf Cassini
1999	XMM-Newton	Röntgenastronomie
2000	Cluster	Magnetosphärenforschung
2002	INTEGRAL	Gammastrahlen-Astronomie
2002	ENVISAT	Erdbeobachtung
2003	SMART-1	Monderkundung
2003	Mars Express	Marserkundung
2004	Rosetta	Kometen-Rendezvous
2005	Venus Express	Venuserkundung
2009	SMOS	Erdbeobachtung
2009	Herschel-Planck	Infrarot-Astronomie/Kosmologie
2009	GOCE	Erdbeobachtung
2010	CryoSat	Erdbeobachtung
2013	SWARM	Erdbeobachtung
2013	Gaia	Astrometrie
2013	Alphasat	Kommunikation
2014	Sentinel 1A	Erdbeobachtung
2015	LISA PF	Experimentelle Physik
2015	Sentinel 2A	Erdbeobachtung
2016	Sentinel 1B	Erdbeobachtung
2016	Sentinel 3A	Erdbeobachtung
2016	ExoMars	Marserkundung
2017	Sentinel 2B	Erdbeobachtung
2017	Sentinel 5p	Erdbeobachtung

### 1.1.3 Die Entwicklung der bemannten Raumfahrt

Die bemannte Raumfahrt baut auf der großen Erfahrung der USA und der Sowjetunion aus den 60er- und 70er-Jahren des letzten Jahrhunderts auf. Als dritte Nation mit eigenständiger bemannter Raumfahrt kam 2003 mit der „Shenzou-5“ Mission China hinzu. Europa und Japan entschieden sich für einen kooperativen Weg. Bemannte Missionen wurden zunächst in bilateraler Kooperation mit den Partnern USA und Russland, später bei der Internationalen Raumstation, in breiterer internationaler Kooperation durchgeführt.

#### Beginn der bemannten Raumfahrt in der Sowjetunion, den USA und Europa

Nach dem ersten Raumflug des Russen Juri Gagarin (1934–1968) mit einem Wostock-Raumschiff [1.15] im Jahre 1961 richteten sich die Anstrengungen der Sowjetunion und der USA schon bald auf eine **bemannte Mondlandung**. Mit der konsequenten Vorbereitung dieses Vorhabens, ausgehend vom Mercury-Programm, konnten die USA durch die nachfolgenden Programme Gemini und schließlich mit Apollo dieses Ziel erreichen. Im Juli 1969 standen Neil Armstrong und Edwin Aldrin als erste Menschen auf dem Mond. Die Sowjetunion beschränkte sich auf die robotischen Mondfahrzeuge und die Rückführung von Mondproben.

Noch während im Rahmen der Apollo-Missionen bis Ende 1972 insgesamt zwölf Astronauten den Mond betreten, liefen bei beiden Großmächten bereits die Aktivitäten für die Inbetriebnahme großer **bemannter Raumstationen**. Wichtige Meilensteine auf dem Weg zu einer für umfangreiche Forschungszwecke nutzbaren Station im Orbit waren:

**Saljut 6/7:** Die UdSSR brachte im April 1971 die erste Raumstation mit zwei Hauptkopplungsstutzen ins All. So kann die ISS als „Enkel“ der Saljut 6/7 angesehen werden. Das in den 60er-Jahren für die Sojus Trägerrakete entwickelte Raumschiff Sojus [1.16] diente für den Transport von bis zu 3 Kosmonauten zur Raumstation und zurück zur Erde. Vom Erstflug 1967 (mit tödlichem Unfall bei der Landung) bis heute mehrfach weiterentwickelt, wurde es zum wichtigsten Transportsystem für die Mannschaften von permanent bemannten Raumstationen. Am 26. August 1978 flog Sigmund Jähn als Bürger der DDR in der sowjetischen Sojus 31 zusammen mit dem sowjetischen Kosmonauten Waleri F. Bykowski zur Orbitalstation Saljut 6.

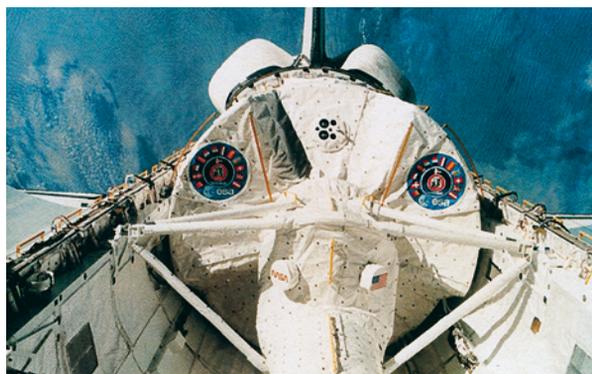
**Skylab:** Die US-Station wurde am 14. Mai 1973 in einen Orbit von 432 km Höhe und 50° Inklination gebracht. Sie bestand aus einer umgebauten dritten Saturn 5-Stufe. Im Zeitraum vom 25. Mai 1973 bis 8. Februar 1974 wurde Skylab von drei Apollo-Kommandomodulen mit jeweils drei Astronauten für 28, 59 und 84 Tage angefliegen. Im Juli 1979, nach über 6 Jahren, trat sie in die Atmosphäre ein und verglühte über Australien.

**Mir:** Dies war eine modulare Raumstation, die aus verschiedenen, nacheinander gestarteten Stationsteilen zusammengesetzt war. Der Aufbau begann im Februar 1986 mit dem Basismodell. Es folgten die Andockmodule Kwant 1 (März 1987), Kwant 2 (Nov. 1989), Kristall (Kwant 3) (Mai 1990), Spektr (Mai 1995, das Andockmodul für den US-Space Shuttle) und Priroda (April 1996). Bis auf Kwant 1 betrug die Masse eines jeden Moduls 19 t. Im Juli 1995 dockte der erste Shuttle an die Mir an, nachdem der erste US-amerikanische Astronaut von Baikonur in einem Sojus-Raumschiff zur Mir flog. Die Raumstation wurde von 96 Kosmonauten besucht. Die längste Zeit an Bord verbrachte Waleri W. Poljakow mit insgesamt 679 Tagen, davon 438 Tage in einem Einsatz. Die deutschen Astronauten Ulf Merbold, Klaus-Dietrich Flade, Thomas Reiter und Reinhold Ewald besuchten die Station u. a. im Rahmen der deutsch-russischen Missionen Mir 92 und Mir 97 und der ESA-Missionen Mir 94 und Mir 95. Am 4. April 2000 startete die letzte Besatzung zur Mir. Am 23. März 2001 verglühte die 15 Jahre alte Station nach einem kontrollierten Wiedereintritt in die Erdatmosphäre. Von der insgesamt 124 t schweren Station stürzten ca. 19 t unverglühtes Material in den Pazifik. In ihrer 15-jährigen Geschichte umrundete die ursprünglich nur für eine Lebensdauer von 7 Jahren ausgelegte Mir die Erde 86 325 Mal in einer Höhe von 390 km [1.1.12].

Mit dem **Space Shuttle** (Erststart im April 1981) stand den USA ein in Teilen wieder verwendbares, sehr leistungsfähiges System zur Verfügung. Dieses spielte für den Transport von schweren Satelliten sowie Labormodulen und später auch von großen Komponenten für die Internationale Raumstation eine wichtige Rolle. Hohe Kosten und der Verlust der Shuttles „Challenger“ (1986) und „Columbia“ (2003) aus der aus insgesamt fünf Shuttles bestehenden Flotte führten zu dem Beschluss, das Space Shuttle Programm im Jahr 2011 auslaufen zu lassen.

In Europa wurden als Beitrag zum Space Shuttle Programm um 1980, unter Federführung von MBB, für die ESA das Labor **Spacelab** sowie die Plattform **SPAS** für die Shuttle Ladebuch entwickelt. Weiterhin wurde die vom Shuttle auszusetzende und wieder einfangbare freifliegende **EURECA**-Plattform gebaut.

Bei der Nutzung der Space Shuttle Missionen arbeiteten Einrichtungen der ESA eng mit nationalen Einrichtungen in Europa zusammen. Der erste westdeutsche Astronaut Ulf Merbold kam bei der ersten Spacelab-Mission (First Spacelab Payload FSLP, 1983, Bild 1.1.22) zum Einsatz. Zwei weitere Spacelab-Missionen wurden unter deutscher Projektführung durchgeführt, die erste und die zweite deutsche Spacelab Mission (D1 1985, Bild 1.1.23) und D-2 (1993). Die Missionen IML (International Microgravity Laboratory, 1994) und SRTM (Shuttle Radar Topography Mission, 2000) erfolgten in Kooperation mit den USA.



**Bild 1.1.22:** Spacelab 1, das von MBB-ERNO in Bremen gebaute Raumlabor flog an Bord des Space Shuttles Columbia zum ersten Mal ins All. Ulf Merbold war als erster Astronaut der Bundesrepublik Deutschland bei dieser europäischen Mission mit 38 Experimenten dabei. Der Start erfolgte im November 1983 (Bild: NASA).



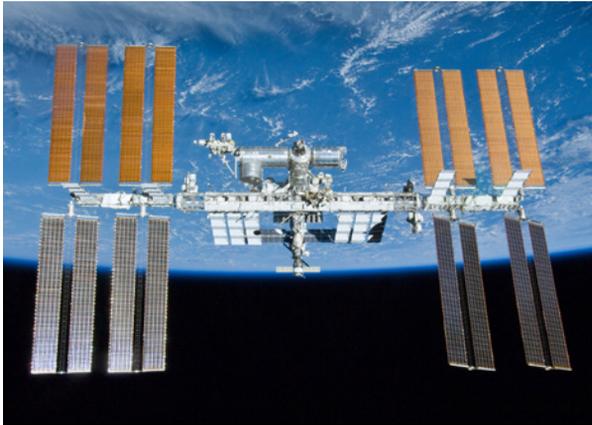
**Bild 1.1.23:** Die Spacelab-D1-Mission startete mit zwei deutschen Wissenschaftlern an Bord (Ernst Messerschmid und Reinhard Furrer). Das Missionsmanagement und der Nutzlastbetrieb lagen in deutscher Hand. Der Start erfolgte am 30. Oktober 1985 mit dem Space Shuttle Challenger (Bild: MBB-ERNO).

### Die Internationale Raumstation ISS

Etwas mehr als 40 Jahre nach dem ersten Raumflug startete am 20. November 1998 vom kasachischen Baikonur das erste Basiselement für den Aufbau der zukünftigen Internationalen Raumstation ISS (Bild 1.1.24).

Die Pläne gehen bis in die 1980er-Jahre zurück. Die Station war damals noch unter den Namen „Freedom“ oder „Alpha“ in Planung. Das Projekt ist eine Kooperation mehrerer Staaten, neben der NASA und der russischen Raumfahrtagentur Roskosmos sind auch europäische Staaten beteiligt. Die ESA unterschrieb im Jahre 1998 den Vertrag zur Mitarbeit beim Bau der Station. Weiterhin haben sich die kanadischen und japanischen Raumfahrtbehörden vertraglich gebunden.

Europas Beitrag besteht darin, als Partner der USA, Russlands, Japans und Kanadas das europäische **Labor-Modul Columbus** als Teil der Internationalen Raumstation



**Bild 1.1.24:** Die Internationale Raumstation (ISS) im Mai 2010 (Bild: NASA).

zu betreiben und zur Versorgung der Raumstation das **Automated Transfer Vehicle** ATV zum Einsatz zu bringen. Im Jahre 2008 konnte das Columbus-Modul erfolgreich in die Internationale Raumstation integriert werden.

Die Raumstation war von Anfang an von Astronauten/Kosmonauten und gelegentlich von „Touristen“ bewohnt. Inzwischen können sechs Astronauten auf Langzeitmissionen an Bord leben und arbeiten. Nach der Fertigstellung erreichte die Raumstation eine max. Größe von ca.  $110 \text{ m} \times 90 \text{ m} \times 30 \text{ m}$ . Nach derzeitiger Planung soll sie mindestens bis 2024 in Betrieb gehalten werden. Die Internationale Raumstation ist zurzeit das größte von Menschenhand geschaffene Objekt im Erdorbit. Die Station kreist in einer Höhe von etwa 350 km bei einer Bahnneigung von  $51,6^\circ$ . Ende Dezember 2006 schloss der Astronaut Thomas Reiter einen Langzeitaufenthalt auf der Internationalen Raumstation ab, der Anfang Juli 2006 im Rahmen der Astrolab-Mission begonnen hatte.

Das **Columbus-Programm** wurde 1986 durch eine Ministerratssitzung initiiert. Unter Columbus verstand man ursprünglich ein an die US-Station Space Station Freedom (SSF) andocktes Labormodul und zunächst zusätzlich ein kleines, frei fliegendes Raumlabor, das aber über das Konzeptstadium nicht hinauskam. Der Name Columbus wurde von den Europäern im Hinblick darauf gewählt, dass sich 1992 die Entdeckung Amerikas durch Kolumbus von Europa aus zum 500. Mal jährte. Damit wurde die Hoffnung ausgedrückt, dass Columbus 1992 an die SSF andocken würde. Columbus sollte aber auch mit einer Ariane 5 gestartet werden können.

Während der Mission STS 122 (Februar 2008, Space Shuttle Atlantis) mit den ESA-Astronauten Hans Schlegel und Leopold Eyharts wurde das Columbus Modul zur Raumstation transportiert, montiert und in Betrieb genommen. Seitdem ist es als integraler Bestandteil der Internationalen Raumstation ein leistungsfähiges Labor



**Bild 1.1.25:** Das Columbus-Modul an der Internationalen Raumstation (Bild: ESA/D. Ducros).

im Weltraum. Der Betrieb des Columbus-Moduls wird vom Columbus-Kontrollzentrum des DLR in Oberpfaffenhofen durchgeführt.

In der ständig bemannten Raumstation arbeiten immer wieder europäische Astronauten, nach 2014 waren das Alexander Gerst (Blue Dot Mission, 2014), Samantha Cristoforetti (Futura-Mission, 2014–2015), Andreas Mogensen (Iriss-Mission, 2015), Timothy Peak (Mission Principia, 2015–2016), Thomas Pesquet (Mission Proxima, 2016–2017), Paolo Nespoli (VITA Mission) und Alexander Gerst (Mission Horizons).

Im Mittelpunkt der wissenschaftlichen Experimente auf der Raumstation ISS stehen Material- und Biowissenschaften unter reduzierter Schwerkraft (siehe Kapitel 7.5, 7.6 und 7.7) und Technologie- Experimente zum Beispiel aus dem Bereich der Robotik (Kapitel 7.8) und zur Vorbereitung von Explorationsmissionen (Kapitel 7.4).

Die erste Langzeitmission nach der Inbetriebnahme des Columbus Moduls war die OasISS Mission (2009) mit Frank de Winne, der mit einer Sojus Kapsel zur ISS und wieder zur Erde zurück flog. Während seines Aufenthalts besuchte Christer Fuglesang für eine zweiwöchige Mission die Raumstation. Als erster Europäer war Frank de Winne während der OasISS Mission Kommandant der Raumstation.

Auch bei allen folgenden Missionen diente die Sojus Kapsel für die Fahrten zur Raumstation und zurück. Nach Paolo Nespoli (Mission MagISStra 2010), Andre Kuipers

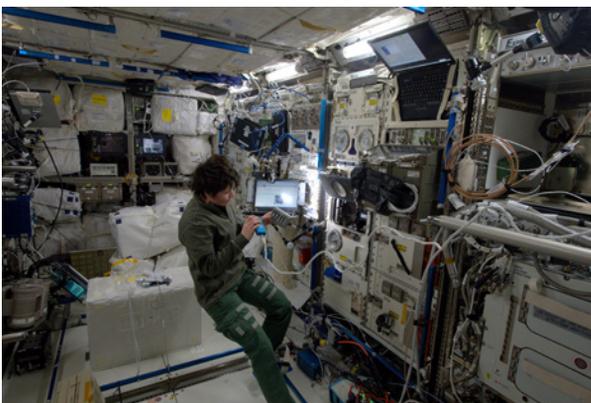
(Mission PromISse 2011) und Luca Parmitano (Mission Volare 2013) erfolgte der erste Flug des deutschen Astronauten Alexander Gerst (Mission Blue Dot 2014). Neben seiner intensiven wissenschaftlichen Arbeit erstellte er in seiner „Freizeit“ Fotografien, die einen faszinierenden Blick auf unseren blauen Planeten Erde bieten (Bild 1.1.26).



**Bild 1.1.26:** Polarlichter fotografiert aus der Raumstation während der Blue Dot Mission (Bild ESA).

Weitere Langzeitmissionen folgten mit Samantha Cristoforetti (Mission Futura 2014, Bild 1.1.27), Timothy Peak (Mission Principia 2015), Thomas Pesquet (Mission Proxima 2016) und Paolo Nespoli (Mission Vita 2017).

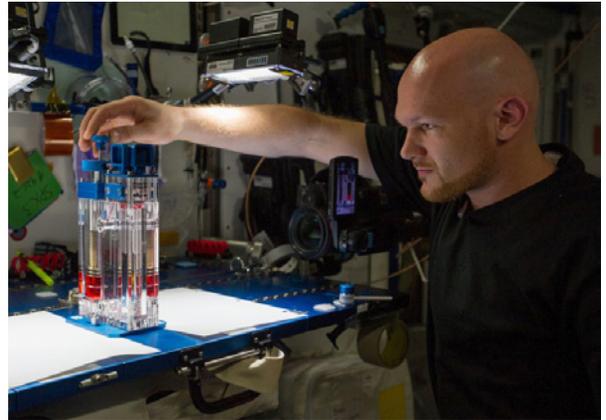
Zusätzlich arbeitete Andrea Mogensen (Mission IRISS, September 2015) während seiner Kurzzeitmission auf der ISS.



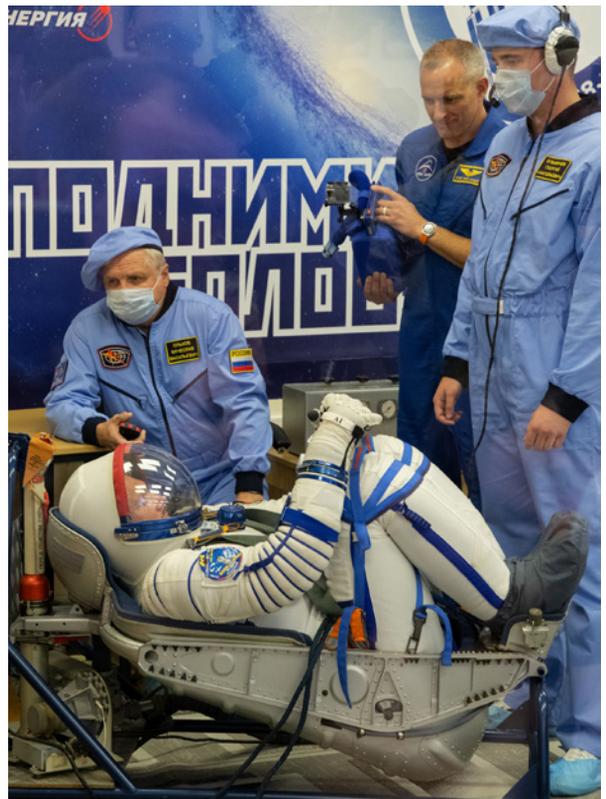
**Bild 1.1.27:** Im Columbus Modul führte Samantha Cristoforetti ein Experiment zum Einfluss der reduzierten Schwerkraft auf Immunzellen durch. (Bild: ESA)

Im Juni 2018 startete Alexander Gerst zu seinem zweiten Flug zur Internationalen Raumstation. Als zweiter europäischer und als erster Deutscher Astronaut übernahm er in der zweiten Hälfte der Mission Horizon die Rolle des Kommandanten der Raumstation. Die Bilder zeigen ihn beim Training für ein Experiment aus dem Bereich der

Fluid-Physik (Bild 1.1.28), bei der Anpassung seines Sitzes für die Sojus Kapsel (Bild 1.1.29). Nach dem Rollout der Rakete zum Startplatz (Bild 1.1.30) stiegen am Starttag die Astronautin Serena Aunon Chancellor und die Astronauten Sergei Prokopyev und Alexander Gerst (Bild 1.1.31) in das Raumfahrzeug ein. Der Start erfolgte am 6. Juni 2018 (Bild 1.1.32), das Andocken und der Einstieg in die Raumstation zwei Tage nach dem Start (Bild 1.1.33).



**Bild 1.1.28:** Alexander Gerst beim Training für ein Experiment aus dem Bereich der Fluid Physik (Bild ESA).



**Bild 1.1.29:** Der Test zur Anpassung des Sitzes gibt einen Eindruck von der Sitzposition in der engen Sojus Kapsel (Bild ESA).



**Bild 1.1.30:** Rollout der Sojus Rakete mit dem Sojus MS 09 Raumschiff am 4. Juni 2018 (Bild ESA).



**Bild 1.1.31:** Einstieg der Astronautin Serena Aunon Chanceller und der Astronauten Sergei Prokopyev und Alexander Gerst in das Raumfahrzeug am 6. Juni 2018 (Bild ESA).



**Bild 1.1.32:** Start der Sojus Rakete zur Mission Horizons (Bild ESA).



**Bild 1.1.33:** Einstieg von Alexander Gerst in die Raumstation am 8. Juni 2018 (Bild ESA).

Das Astronautenteam der ESA führt eine Liste der europäischen Astronauten seit Beginn der bemannten Raumfahrt (Tabelle 1.1.2, [1.1.18]).

**Tabelle 1.1.2:** Liste der europäischen Astronauten im Weltraum (nach Startdatum der ersten Mission geordnet)

Name	Herkunftsland	Mission (Startmonat)	Raumfahrzeug
Vladimir Remek	ČSSR/Tschechien	Interkosmos (März 1978)	Sojus 28, Saljut 6
Mirosław Hermaszewski	Polen	Interkosmos (Juni 1978)	Sojus 30
Sigmund Jähn	DDR / Deutschland	Interkosmos (August 1978)	Sojus 31, Saljut 6, Sojus 29
Georgi Iwanow	Bulgarien	Interkosmos (April 1979)	Sojus 33
Bertalan Farkas	Ungarn	Interkosmos (Mai 1980)	Sojus 36
Dumitru Prunariu	Rumänien	Interkosmos (Mai 1981)	Sojus 40
Jean-Loup Chrétien	Frankreich	Premier Vol Habité (Juni 1982) Aragatz (November 1988) 7th Shuttle Flight to Mir (September 1997)	Sojus T-6, Saljut 7 Sojus TM-7, Mir, Sojus TM-6 Space Shuttle STS-86
Ulf Merbold	Deutschland	Spacelab 1 (November 1983) Spacelab IML-1 (Januar 1992) EuroMir 94 (Oktober 1994)	Space Shuttle STS-9 Space Shuttle STS-42 Sojus TM-20, Mir, Sojus TM-19
Patrick Baudry	Frankreich	Spartan-1 (Juni 1985)	Space Shuttle STS-51 G
Reinhard Furrer	Deutschland	Spacelab D1 (Oktober 1985)	Space Shuttle STS-61 A
Ernst Messerschmid	Deutschland	Spacelab D1 (Oktober 1985)	Space Shuttle STS-61 A
Wubbo Ockels	Niederlande	Spacelab D1 (Oktober 1985)	Space Shuttle STS-61 A
Alexander P. Alexandrow	Bulgarien	Interkosmos (November 1988)	Sojus TM-5, Sojus TM-4
Helen Sharman	Großbritannien	Juno (Mai 1991)	Sojus TM-12, Mir, Sojus TM-11
Franz Viehböck	Österreich	Austromir (Oktober 1991)	Sojus TM-13, Mir, Sojus TM-12
Klaus-Dietrich Flade	Deutschland	Mir92 (März 1992)	Sojus TM-14, Mir, Sojus TM-13
Dirk Frimout	Belgien	Atlas-1 (März 1992)	Space Shuttle STS-45
Michel Tognini	Frankreich	Antares (Juli 1992)	Sojus TM-15, Mir, Sojus TM-14
Franco Malerba	Italien	Eureca-1, Tethered Satellite (Juli 1992)	Space Shuttle STS-46
Claude Nicollier	Schweiz	Eureca-1, Tethered Satellite (Juli 1992) Hubble 1st Servicing Mission (Dezember 1993) Tethered Satellite Reflight, USMP-3 (Feb. 1996) Hubble 3rd Servicing Mission (Dezember 1999)	Space Shuttle STS-46 Space Shuttle STS-61 Space Shuttle STS-75 Space Shuttle STS-103
Hans Schlegel	Deutschland	Spacelab D-2 (April 1993) Columbus/ISS Assembly Flight (Februar 2008)	Space Shuttle STS-55 Space Shuttle STS-122, ISS
Ulrich Walter	Deutschland	Spacelab D-2 (April 1993)	Space Shuttle STS-55
Jean-Pierre Haigneré	Frankreich	Altair (Juli 1993) Perseus (Februar 1999)	Sojus TM-17, Mir, Sojus TM-16 Sojus TM-29, Mir (6-Monate)
Jean-François Clervoy	Frankreich	ATLAS-3, CRISTA SPAS 1 (November 1994) Hubble 3rd Servicing Mission (Dezember 1999)	Space Shuttle STS-66 Space Shuttle STS-103
Thomas Reiter	Deutschland	EuroMir 95 (September 1995) Astrolab (April 2006)	Sojus TM-22, Mir (6-Monate) STS-121, ISS, STS-116 (6 Mon.)
Maurizio Cheli	Italien	Tethered Satellite Reflight, USMP-3 (Feb. 1996)	Space Shuttle STS-75
Umberto Guidoni	Italien	Tethered Satellite Reflight, USMP-3 (Feb. 1996) 9th ISS flight (April 2001)	Space Shuttle STS-75 Space Shuttle STS-100
Jean-Jacques Favier	Frankreich	Spacelab LMS-1 (Juni 1996)	Space Shuttle STS-78
C. (André-Deshays) Haigneré	Frankreich	Cassiopee (August 1996) Andromède (Oktober 2001)	Sojus TM-24, Mir, Sojus TM-23 Sojus TM-33, ISS, Sojus TM-32
Reinhold Ewald	Deutschland	EuroMir 97 (Februar 1997)	Sojus TM-25, Mir, Sojus TM-24

**Tabelle 1.1.2:** (Fortsetzung) *Liste der europäischen Astronauten im Weltraum (nach Startdatum der ersten Mission geordnet)*

Name	Herkunftsland	Mission (Startmonat)	Raumfahrzeug
Jean-François Clervoy	Frankreich	6th Shuttle Flight to Mir (Mai 1997)	Space Shuttle STS-84
Léopold Eyharts	Frankreich	Pégase (Januar 2018) Columbus, ISS Exp. 16 (Februar 2008)	Sojus TM-27, Mir, Sojus TM-26 STS-122, ISS, STS-123
Pedro Duque	Spanien	SpaceHab (Oktober 1998) Cervantes (Oktober 2003)	Space Shuttle STS-95 Sojus TMA-3, ISS, Sojus TMA-2
Ivan Bella	Slowakei	Interkosmos (Februar 1999)	Sojus TM-29, Mir (6 Monate)
Michel Tognini	Frankreich	Chandra X-Ray Observatory (Juli 1999)	Space Shuttle STS-93
Gerhard Thiele	Deutschland	ShuttleRadarTopography Mission (Februar 2000)	Space Shuttle STS-99
Roberto Vittori	Italien	Marco Polo (April 2002) Eneide (April 2005) DAMA/ISS Assembly Flight (Mai 2011)	Sojus TM-34, ISS, Sojus TM-33 Sojus TMA-6, ISS, Sojus TMA-5 Space Shuttle STS-134, ISS
Philippe Perrin	Frankreich	ISS Assembly Flight UF-2 (Juni 2002)	Space Shuttle STS-111, ISS
Frank de Winne	Belgien	Odissa (Oktober 2002) OasISS (Mai 2009)	Sojus TMA-1, ISS, Sojus TM-34 Sojus TMA-15, ISS (6 Monate)
André Kuipers	Niederlande	DELTA (April 2004) PromISse (Dezember 2011)	Sojus TMA-4, ISS, Sojus TMA-3 Sojus TMA-03M, ISS (7 Monate)
Christer Fuglesang	Schweden	Celsius (Dezember 2006) Alissé/ISS Assembly Flight (August 2009)	Space Shuttle STS-116, ISS Space Shuttle STS-128, ISS
Paolo Nespoli	Italien	Esperia (Oktober 2007) MagISStra (Dezember 2010) Vita (Juli 2017)	Space Shuttle STS-120, ISS Sojus TMA-20, ISS (6 Monate) Sojus MS-05, ISS (6 Monate)
Luca Parmitano	Italien	Volare (Mai 2013)	Sojus TMA-09M, ISS (6 Monate)
Alexander Gerst	Deutschland	Blue Dot (Mai 2014) Horizons (Juni 2018)	Sojus TMA-12M, ISS (6 Monate) Sojus MS-09, ISS (6 Monate)
Samantha Cristoforetti	Italien	Futura (November 2014)	Sojus TMA-15M, ISS (7 Monate)
Andreas Enevold Mogensen	Dänemark	IRISS (September 2015)	Sojus TMA-18M, ISS, Sojus TMA-16M
Timothy Peak	Großbritannien	Principia (Dezember 2015)	Sojus TMA-19M, ISS (6 Monate)
Thomas Pesquet	Frankreich	Proxima (November 2016)	Sojus MS-03, ISS, ISS (6 Monate)

Der Transport von Treibstoff, Lebensmitteln und wissenschaftlicher Ausrüstung zur Internationalen Raumstation erfolgt mit unterschiedlichen Raumtransportern: Die russische Progress Kapsel wird seit 1978 zur Versorgung von Raumstationen eingesetzt. In der Ladebuch des Space Shuttle wurde der in Italien gebaute Multi-Purpose Logistics Module (MPLM) für die Versorgung der Raumstation eingesetzt (2001 bis 2011). Zwischen 2008 und 2015 leistete Europa mit 5 Flügen des Automated Transfer Vehicles (ATV) einen wichtigen Beitrag für die Versorgung der Raumstation. Der erste Start einer ATV-Mission erfolgte am 9. März 2008 (Mission „Jules Verne“) dann folgten die Missionen „Johannes Kepler“ 2011, „Edoardo Amaldi“ 2012, „Albert Einstein“ 2013 und „Georges Lemaître“ 2014.

**Bild 1.1.34:** *Das Automated Transfer Vehicle der ESA zur Versorgung der Internationalen Raumstation (Bild: ESA).*

Das ATV setzt sich aus drei Hauptelementen zusammen: Antriebsteil, Steuereinheit mit Bordcomputer und Nutzlastteil. Seine Aufgabe bestand darin, die Versorgung der ISS mit Nachschub (Nahrung/Wasser, Sauerstoff, Treibstoff, Experimentanlagen etc.) aufrechtzuerhalten. Technische Daten: Gesamtlänge: 10,3 m, Durchmesser: 4,48 m, max. Startmasse: 20,75 t, Nutzlast: 7,6 t, Missionsdauer: max. sechs Monate angedockt an ISS, Energieversorgung: über vier Solarpanele und acht wiederaufladbare Batterien.

Weitere Versorgungsflüge der Raumstation erfolgten mit dem japanischen HTV (2009) und den kommerziell entwickelten Frachttransportern Dragon (Firma Space-X, ab 2012) und Cygnus (Firma Orbital Sciences Corporation, ab 2014).

### Bemannte Raumfahrt in China

Ab 2003 gehört China nach Russland und den USA zum Kreis der Nationen mit eigenständiger bemannter Raumfahrt [1.1.17] mit selbst entwickelten Raketen (Long March 2, LM2F) und Raumfahrzeugen (Shenzhou: chinesische Eigenentwicklung auf der Basis der Sojus-Technologie). Am 15. Oktober 2003 gelang es China, das erste bemannte Raumschiff „Shenzhou-5“ in eine Umlaufbahn um die Erde zu bringen. An Bord war der Raumfahrer, in China Taikonaut genannt, Yang Liwei. Es folgten die Missionen „Shenzhou-6“ (2005) mit 2 Taikonauten und „Shenzhou-7“ (2008) mit drei Taikonauten und dem ersten Weltraum-Ausstieg eines Taikonauten.

Die Missionen Shenzhou 8, 9 und 10 führten mit 3-Personen Besatzungen zur Mini-Raumstation Tiangong-1 (Himmelspalast). Mit dem nächsten bemannten Raumflug 2016 ist ein wichtiger Schritt hin zu einer ständig besetzten chinesischen Raumstation (geplant für 2022) erfolgt: Die beiden Taikonauten Jim Haipeng und Chen Dong starteten mit dem Raumschiff „Shenzhou-11“ zur neuen chinesischen Raumstation Tiangong 2 mit der Rakete LM-2F aus der Wüste Gobi, vom Kosmodrom Jiuquan.

Nach dem ersten Flug der unbemannten Sonde Chang'e 1 zum Mond (2007) wurde das Programm mit einer Reihe von Chang'e Missionen erfolgreich fortgesetzt. Die erste chinesische unbemannte Mondlandung erfolgte mit Chang'e 3 (2013). Die Sonde Chang'e 5 soll eine Mondprobe zur Erde zurückführen. Ein bemanntes chinesisches Mondprogramm ist geplant.

Im August 2017 fand ein gemeinsames Überlebenstraining auf See von zwei ESA Astronauten (Matthias Maurer, Samantha Cristoforetti) und 16 chinesischen Astronauten in der Nähe der chinesischen Küstenstadt Yantai statt [1.1.19]. Die gemeinsame Arbeit zeigt das Potenzial für eine langfristige Kooperation von Europa und China im Bereich der bemannten Raumfahrt.

### Kommerzielle bemannte Raumfahrt und Weltraumtourismus

Mit dem Flug von Dennis Tito (2001) zur MIR Station begann eine erste Phase des Weltraumtourismus. Zahlende Teilnehmer an Weltraummissionen wurden mit Shuttle Missionen oder Sojus Kapseln zur Raumstation transportiert.

Im Jahr 2004 fand der erste Testflug eines privat entwickelten bemannten Raumfahrzeugs statt, des SpaceShipOne der Firma Virgin Galactic. Das SpaceShip soll nach dem Ausklinken von einem Flugzeug eine suborbitale Mission mit Weltraumtouristen durchführen. Das Entwicklungsprogramm blieb nicht ohne tragische Unfälle. Im Jahr 2014 kam es zu einem tödlichen Unfall bei einem Testflug mit dem SpaceShipTwo VSS-Enterprise. Das Programm wurde aber weitergeführt und im Jahr 2016 absolvierte das neu entwickelte SpaceShipTwo VSS Unity seinen ersten erfolgreichen Testflug, einen Gleitflug.

Die Firma Spaxe-X hat mit der Entwicklung einer bemannten Version seines Dragon Raumtransporters (Dragon V2, Flug für 2018 geplant) begonnen, der auch für den Weltraum-Tourismus genutzt werden soll.

Die Firma Bigelow begann mit der Entwicklung von Modulen für eine private Raumstation. Das aufblasbare Bigelow Expandable Activity Module (BEAM) wurde 2016 mit einem Dragon Raumfrachter zur Internationalen Raumstation gebracht, erfolgreich entfaltet und soll über 2 Jahre getestet werden.



**Bild 1.1.35:** Erster Flugtest (Pad Abort Test) des Sicherheitssystem der Dragon V2 Kapsel im Mai 2015 (Bild: SpaceX)

## Literatur

- [1.1.1] *Puttkamer, J. v.:* Von Apollo zur ISS. München: Herbig-Verlag, 2001.
- [1.1.2] *Hallmann, W.; Ley, W.:* Handbuch der Raumfahrttechnik. 2. Auflage. München: Carl Hanser Verlag, 1999.
- [1.1.3] *Krieger, W.:* Technologiepolitik der Bundesrepublik Deutschland (1949–1990). Band IX, S. 242. Düsseldorf: VDI-Verlag, 1992.
- [1.1.4] *Hornschild, K.; Neckermann, G.:* Die deutsche Luft- und Raumfahrtindustrie, Stand und Perspektiven. Frankfurt a. M.: Campus Verlag, 1988.
- [1.1.5] *Reichel, R. H.:* Die heutigen Grenzen des Raketenantriebes und ihre Bedeutung für den Raumfahrtgedanken. VDI-Z. 1950, Bd. 92, Nr. 32.
- [1.1.6] *Reichel, R. H.:* Raketenantriebe, VDI-Z, 1960, Bd. 102, Nr. 12.
- [1.1.7] *Micheley, W.:* Bericht über den IX Internationalen Astronautischen Kongress 1958 in Amsterdam, VDI-Z 1958, Bd. 100, Nr. 36.
- [1.1.8] *Miller, R.:* The Dream Machines. Molabor, Florida: Krieger Publishing Comp., 1993.
- [1.1.9] *Zeit im Flug: Eine Chronologie der EADS.* Hamburg: EADS Edition, 2003.
- [1.1.10] *Gierson, R. et al.:* DESK CALENDAR 1988, General Dynamics, Space System Division, 1988.
- [1.1.11] *Messerschmid, E.; Bertrand, R. et al.:* Raumstationen, Systeme und Nutzung. Heidelberg: Springer Verlag, 1997.
- [1.1.12] *Gilbert, L.; Rebrow, M.:* Das Thomas Reiter Kosmosbuch. Klitzschen: Elbe-Dnjepr-Verlag, 1996.
- [1.1.13] *Engelhardt, W.:* Enzyklopädie der Raumfahrt, Frankfurt a. M.: Harry Deutsch Verlag, 2001.
- [1.1.14] *Reinke, N.:* Geschichte der deutschen Raumfahrtpolitik. München: Oldenbourg Verlag, 2004.
- [1.1.15] *Grahn, S.:* An Analysis of the Flight of Vostok, 2011, <http://www.svengrahn.pp.se/histind/Vostok1/Vostok1X.htm>.
- [1.1.16] *Hall, R. D.; Shayler, D. J.:* Soyuz, a Universal Spacecraft, ISBN 1-85233-657-9, Springer Verlag, 2003.
- [1.1.17] *Hallmann, W.; Sistemich, N.:* Einzelkämpfer in der Raumfahrt – Chinas Weg ins All, DGLR, Luft- und Raumfahrt, Ausgabe 2/April – Juni 2018.
- [1.1.18] [www.ESA.int/Our\\_Activities/Human\\_Spaceflight/Astronauts](http://www.ESA.int/Our_Activities/Human_Spaceflight/Astronauts), 2017.
- [1.1.19] ESA Bulletin 171, 2017

## 1.2 Raumfahrtmissionen

*Klaus Wittmann und Nicolaus Hanowski*

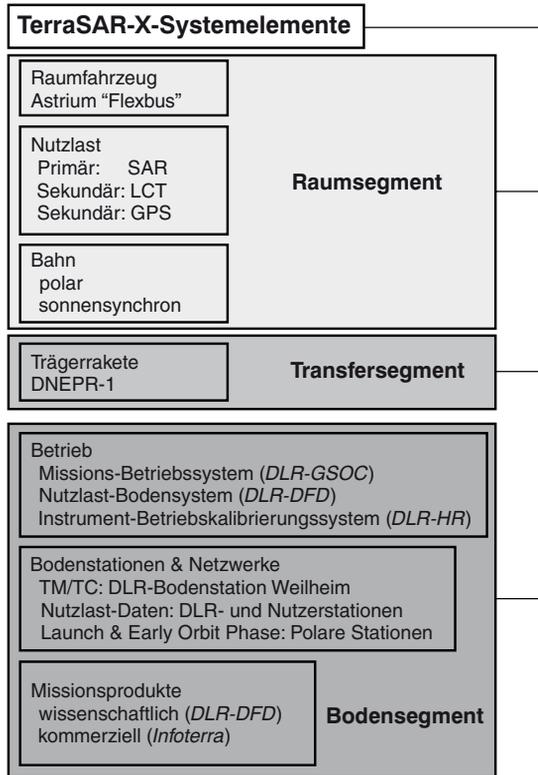
### 1.2.1 Raumfahrt-Systemsegmente

Ein typisches **Raumfahrtsystem** besteht aus drei **Systemsegmenten**, die entsprechend dem Missionsziel aufeinander abgestimmt werden (Bild 1.2.1). Die Gestaltung der Systemsegmente unter Berücksichtigung ihrer gegenseitigen Abhängigkeiten ist die zentrale Herausforderung zur erfolgreichen Realisierung von Raumfahrtmissionen.



**Bild 1.2.1:** Die drei Segmente eines Raumfahrtsystems: das Bodensegment mit Kontrollzentrum und Bodenstation (unten), das Transfersegment mit dem Träger (Mitte) sowie das Raumsegment mit dem Raumfahrzeug (oben) (Bilder: ESA/DLR).

Das **Raumsegment** beinhaltet das Raumfahrzeug mit seiner Nutzlast, das sich auf einer Umlaufbahn befindet. Das **Transfersegment** dient dem Transport des Raumfahrzeugs und dessen Nutzlast in den Weltraum durch einen Träger (typischerweise eine Rakete). Zur Steuerung und Überwachung des Raumfahrzeugs und seiner Nutzlast sowie zur Verteilung und Verarbeitung der Nutzlastdaten dient das **Bodensegment**. Die Auslegung des Boden- und Transfersegments und die mit ihrer Realisierung verbundenen Kosten werden vor allem durch technische und physikalische Parameter des Raumfahrzeugs und seiner Nutzlast beeinflusst. Diese hängen wiederum wesentlich vom Missionsziel und der Missionsdauer ab. Die drei Systemsegmente können weiter in sogenannte Systemelemente untergliedert werden (Bild 1.2.2).



**Bild 1.2.2:** Strukturierung eines Raumfahrtssystems in Systemelemente am Beispiel des deutschen Radar-Fernerkundungssatelliten TerraSAR-X (SAR = Synthetic Aperture Radar, LCT = Laser Communication Terminal, GPS = Global Positioning System).

### 1.2.1.1 Das Raumsegment

#### Systemelement Nutzlast

Als eigentliches Element der Anwendung steht die **Nutzlast** im Mittelpunkt einer Raumfahrtmission. Erst ihr erfolgreicher Einsatz eröffnet den Weg zum Missionserfolg oder stellt ihn in Frage, selbst wenn alle anderen Subsysteme eines Raumfahrzeugs einwandfrei arbeiten. Die Nähe der Nutzlast zur Anwendung und damit zur eigentlichen Motivation für die Mission stellt sie auch an den Anfang des gesamten System-Design-Prozesses (Tabelle 1.2.1).

Die Nutzlast mit ihren charakteristischen Parametern Masse, Geometrie, Energie- und Kommunikationsbedarf bestimmt die Eigenschaften der sie tragenden **Satellitenplattform**, welche häufig auch als Satellitenbus bezeichnet wird. In der bemannten Raumfahrt kommt die Aufgabe hinzu, für die Lebenserhaltung der Besatzungen zu sorgen.

#### Systemelement Bahn

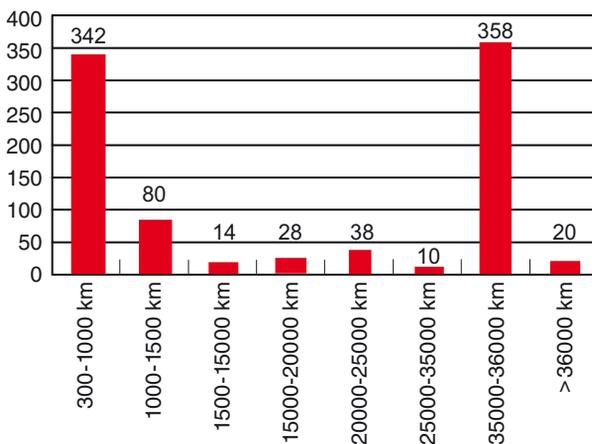
Eine wesentliche Bedeutung bei der Konzipierung eines Raumfahrtssystems besitzt auch das Systemelement **Bahn**. Die Bahn des Raumfahrzeugs wird durch das Missionsziel bestimmt. Erdumlaufbahnen stellen dabei mit über 95 % den größten Anteil an allen Raumfahrtmissionen dar. Dabei werden niedrige Erdorbits zwischen 300 km und 1 500 km Höhe zum Beispiel für **Erdbeobachtungssatelliten** und die **bemannte Raumfahrt** und der sog. geostationäre Orbit in ca. 36 000 km Höhe für **Kommunikationssatelliten** am meisten genutzt (Bild 1.2.3).

**Tabelle 1.2.1:** Nutzlastübersicht mit Beispielen für den Einsatz auf Raumfahrzeugen.

Nutzlast	Anwendung	Merkmal	Missionsbeispiele
<ul style="list-style-type: none"> <li>• Kameras (UV/VIS/IR)</li> <li>• Radar</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>• Erdbeobachtung</li> <li>• Überwachung</li> <li>• Wetter</li> <li>• Planetenerkundung</li> <li>• Astronomie</li> </ul>	Nutzlast global bis hochauflösend	<ul style="list-style-type: none"> <li>• EnMAP</li> <li>• SAR-Lupe</li> <li>• Meteosat</li> <li>• Mars-Express</li> <li>• Hubble Space Telescope</li> </ul>
<ul style="list-style-type: none"> <li>• Sensoren (nicht-abbildend)</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>• Erderkundung</li> <li>• Atmosphärenforschung</li> <li>• Planetenerkundung</li> </ul>	große Vielfalt an Nutzlasten	<ul style="list-style-type: none"> <li>• CHAMP</li> <li>• GRACE 1 und 2</li> <li>• ENVISAT</li> </ul>
<ul style="list-style-type: none"> <li>• Experimentelle Komponenten</li> <li>• Bauteile</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>• Validierung neuer Technologien</li> </ul>	passiv bis robotisch	<ul style="list-style-type: none"> <li>• BIRD</li> <li>• TerraSAR-X</li> <li>• ROCKVISS auf ISS</li> </ul>
<ul style="list-style-type: none"> <li>• Repeater/Transponder</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>• Fernsehen</li> <li>• Internet</li> <li>• Telefonie</li> </ul>	große Satelliten/häufig im geostationären Orbit	<ul style="list-style-type: none"> <li>• EUTELSAT</li> <li>• ASTRA</li> <li>• IRIDIUM</li> </ul>
<ul style="list-style-type: none"> <li>• Signalsender</li> <li>• Atomuhr</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>• Navigation</li> <li>• Positionsbestimmung</li> </ul>	typisch sind mittelhohe Orbits	<ul style="list-style-type: none"> <li>• GPS</li> <li>• Galileo</li> <li>• Glonass</li> </ul>
<ul style="list-style-type: none"> <li>• Lander</li> <li>• In-Situ-Analyse Instrumente</li> <li>• Rover</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>• Analyse von planetaren Oberflächen</li> </ul>	Besonders komplexe Systeme bei bemannten Missionen	<ul style="list-style-type: none"> <li>• Apollo</li> <li>• Viking</li> <li>• Giotto</li> <li>• Mars-Express</li> <li>• Philae/Rosetta</li> </ul>

**Tabelle 1.2.2:** Bahnübersicht für Raumfahrtmissionen mit Beispielen.

Bahn	Anwendung	Merkmal	Missionsbeispiele
<ul style="list-style-type: none"> <li>LEO (Low Earth Orbit)</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>Erdbeobachtung</li> <li>Überwachung</li> <li>Wetter</li> <li>Technologie</li> <li>Astronomie</li> </ul>	300 bis 1500 km Höhe	<ul style="list-style-type: none"> <li>CHAMP</li> <li>SAR-Lupe</li> <li>METEOSAT</li> <li>BIRD</li> <li>ROSAT</li> </ul>
<ul style="list-style-type: none"> <li>MEO (Medium Earth Orbit)</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>Kommunikation</li> <li>Navigation</li> </ul>	mehrere 1000 km Höhe	<ul style="list-style-type: none"> <li>Globalstar</li> <li>GPS</li> <li>Galileo</li> </ul>
<ul style="list-style-type: none"> <li>HEO (Highly Elliptical Orbit)</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>Kommunikation</li> <li>Astronomie</li> </ul>	wenige 100 km bis einige 100 000 km Höhe	<ul style="list-style-type: none"> <li>Molniya</li> </ul>
<ul style="list-style-type: none"> <li>GTO (Geostationary Transfer Orbit)</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>Einschussorbit der Träger von Kommunikationssatelliten</li> </ul>	wenige 100 km bis 35 786 km Höhe	<ul style="list-style-type: none"> <li>EUTELSAT</li> <li>ASTRA</li> </ul>
<ul style="list-style-type: none"> <li>GEO (Geostationary Orbit)</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>Kommunikation</li> <li>Wetter</li> </ul>	35 786 km Höhe	<ul style="list-style-type: none"> <li>EUTELSAT</li> <li>ASTRA</li> <li>METEOSAT</li> </ul>
<ul style="list-style-type: none"> <li>Lagrange-Punkte</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>Astronomie</li> <li>Grundlagenforschung</li> </ul>	> 1 Mio. km Entfernung	<ul style="list-style-type: none"> <li>SOHO</li> <li>JWST</li> </ul>
<ul style="list-style-type: none"> <li>Interplanetare Bahn</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>Planetenerkundung</li> </ul>	z. T. mehrere Mrd. km Entfernung	<ul style="list-style-type: none"> <li>Mars-Express</li> <li>Rosetta</li> </ul>

**Bild 1.2.3:** Anzahl der operationellen Satelliten in den unterschiedlichen Orbithöhenbereichen (mittlere Orbithöhe).

Flughöhen zwischen diesen Höhenbereichen, wie z. B. so genannte Medium Earth Orbits (MEO), werden z. B. für **Navigationssatelliten** (GPS, Galileo) genutzt. Die vergleichsweise wenigen interplanetaren Missionen, bei denen Raumflugkörper über Erdumlaufbahnen hinaus in planetare Bahnen gebracht werden, sind durch teilweise vieljährige Flugzeiten bis zum Erreichen des Zielobjekts oder des Zielorbits gekennzeichnet. Außer einigen Apollo-Missionen zum Mond, die bereits 1972 beendet wurden, sind diese Missionen unbemannten Raumflugkörpern vorbehalten geblieben.

Fliegen unbemannte Raumfahrzeuge in einer Erdumlaufbahn, bezeichnet man sie als **Satelliten**. Fliegen sie auf Bahnen jenseits eines Erdorbits, handelt es sich um

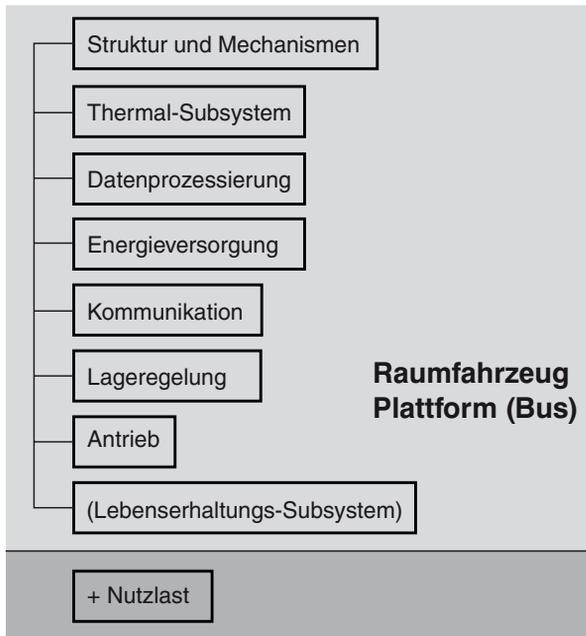
**Raumsonden.** Bei bemannten Raumfahrzeugen spricht man je nach Funktion von Raumfähren, Raumschiffen und Raumstationen. Ballistische Flugkörper, die Höhen von weit über 1 000 km erreichen können, werden als **suborbitale Flugkörper** bezeichnet.

#### Systemelement Raumfahrzeug

**Raumfahrzeuge** haben sich in ihrer Entwicklung über mehr als 60 Jahre entsprechend den sich stetig erweiternden Anwendungsbereichen in ein großes Spektrum von Typen mit unterschiedlichsten Eigenschaften differenziert. Um jedoch ein nutzbringendes Raumfahrzeug unter Welt-raumbedingungen einsetzen zu können, muss es immer wieder gleiche funktionale Eigenschaften erbringen. Die sich hieraus ergebende funktionale Untergliederung in Subsysteme stellt die gemeinsame Basis für das Design, die Herstellung und den Betrieb von Raumfahrzeugen dar. Die Komplexität der einzelnen Subsysteme hat sich über die Jahrzehnte zum Teil erheblich erhöht, dennoch hat sich die Logik ihrer jeweiligen Abgrenzung, aber auch ihrer Kompatibilität untereinander nur wenig verändert. Folgende Subsysteme von Raumfahrzeugen werden generell unterschieden (Bild 1.2.4):

#### Struktur:

Die unmittelbarste Charakteristik eines Raumfahrzeugs wird durch seine **mechanische Struktur** geprägt, die alle anderen Subsysteme beherbergt. Neben den rein statischen Eigenschaften der Struktur sind das oft die dynamischen Aspekte, wie Entfaltungs-, Rotations- und Schwenkvorgänge, mit zum Teil erheblichen Wirkungen auf andere Subsysteme.



**Bild 1.2.4:** Untergliederung des Systemelementes Raumfahrzeug in Subsysteme.

#### *Energieversorgung:*

In diesem Subsystem liegt die Aufmerksamkeit auf der Sicherstellung und sinnvollen Verteilung der notwendigen **elektrischen Energie** für das Raumfahrzeug und seine Komponenten. Die Energiequellen können zum Beispiel Solargeneratoren, Batterien, Brennstoffzellen oder sog. Radioisotope Thermoelectric Generators (RTG) sein.

#### *Thermal-Subsystem:*

Die **Temperatur** der Bauteile des Raumfahrzeugs ist in einem definierten Bereich einzustellen. Dabei spielen nicht nur die temperaturbezogenen Toleranzen von Bauteilen eine wichtige Rolle, sondern auch die Effizienz von Komponenten unter verschiedenen Temperaturbedingungen (Solarpanele, Sensoren, etc.). Das Thermal-Subsystem stellt ein möglichst günstiges Gleichgewicht zwischen Wärmeaufnahme und Wärmeabgabe des Raumfahrzeugs durch eine passive (Alpha/Epsilon - Absorptionsvermögen/Emissionsvermögen) und/oder aktive (Louversysteme, heat pipes) Regelung ein.

#### *Lageregelung:*

Durch die Lageregelung wird die **Orientierung** des Raumfahrzeugs im Raum überwacht und gesteuert. In vielen Fällen ist dies eines der aufwendigsten Subsysteme mit einer Vielzahl von Kenngrößen, Sensoren sowie aktiven und passiven Steuerungskomponenten. Insbesondere Aktivitäten wie der Einsatz von Steuerdüsen oder das Beschleunigen von Drallrädern erfordern großes Verständnis der Orientierung und der dynamischen Eigenschaften des Raumfahrzeugs.

#### *Kommunikation:*

Zentrale Komponenten dieses Subsystems sind Sender, Empfänger und Antennen. In den Datenströmen zur und von der Erde oder zu anderen Raumfahrzeugen wird zwischen sog. Telemetrie zur Überwachung des Raumfahrzeugs, Kommandodaten zur Steuerung und sog. Nutzlastdaten unterschieden.

#### *Datenprozessierung:*

In diesem Subsystem erfolgt die Prozessierung und Formatierung der auf dem Raumfahrzeug erzeugten Daten. Kernelemente sind die entsprechenden Bordrechner und Peripheriekomponenten. Im Gegensatz zur Hardware des Datensystems lässt sich die Software an Bord eines Raumfahrzeugs noch nach dem Start durch sog. Software Uploads modifizieren.

#### *Antrieb:*

Dieses Subsystem ermöglicht die **aktive Änderung** der Flugbahn des Raumfahrzeugs durch entsprechende Triebwerke und Treibstoff. Mit der Anwendung elektrischer Antriebe müssen manchmal auch sehr lang andauernde Antriebsmanöver bewältigt werden. Typische Antriebsphasen mit chemischen Triebwerken liegen hingegen maximal im Minuten- oder Stundenbereich.

#### *Lebenserhaltungs-Subsystem:*

Dieses System hat sich aus den besonderen Anforderungen der bemannten Raumfahrt heraus entwickelt. Es ist auf diesen Bereich beschränkt und soll die körperliche Unversehrtheit und angemessene Aufenthaltsbedingungen von Menschen im Weltraum sicherstellen.

Neben dem Fokus auf der Funktions- und Leistungsfähigkeit der einzelnen Subsysteme sind die Berücksichtigung ihrer Kompatibilitäten untereinander und die Eigenschaften des Gesamtsystems besonders wichtig.

Sowohl in Design und Herstellung als auch im Betrieb kommt den **Systemingenieuren** und anderen **Systemexperten** die eigentliche Schlüsselrolle zu.

Erst durch die systematische Auslegung des Zusammenspiels zwischen Weltraum- und Bodensegment sowie die Anpassung der technischen Eigenschaften auf System- und Subsystemebene des Raumfahrzeugs und seiner Nutzlast lässt sich eine optimierte Raumfahrtmission realisieren.

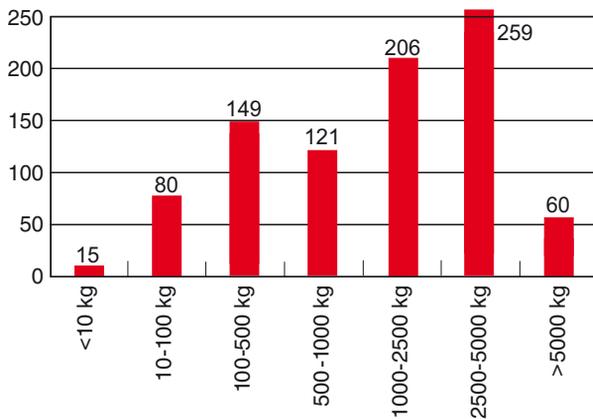
### 1.2.1.2 Das Transfersegment

Das zweite Systemsegment in Raumfahrtmissionen beinhaltet den Träger, der das Raumfahrzeug in den Weltraum transportiert. Viele **Trägerraketen** sind schon seit Jahren auf dem kommerziellen Markt verfügbar. Auch Europa verfügt mit den Ariane-Raketen über ein leistungsfähiges und international wettbewerbsfähiges Produkt.

Maßgebliche Faktoren bei der Auswahl eines Trägers sind die zu erreichende Bahn, die Startmasse und die Abmessungen des Raumfahrzeugs. Wegen der hohen Entwicklungs- und Modifikationskosten für Trägerraketen ist die Typenvielfalt für ein Einsatzprofil jedoch meist auf einige wenige beschränkt. Dies bedeutet auch, dass bei den Trägern weit weniger Variablen zur Realisierung optimierter Optionen zur Verfügung stehen als beim Raumfahrzeug und dem Bodensystem. Jedoch bieten Mehrfachstarts von mehreren Raumfahrzeugen gleichzeitig und zusätzliche Antriebsstufen zum Erreichen bestimmter Orbits durch das Raumfahrzeug zusätzliche Spielräume. Auch der Mitflug von einem oder mehreren Kleinsatelliten im sog. Piggy-Back-Verfahren mit einer Hauptnutzlast ist möglich.

Für Raumfahrzeuge unter zwei Tonnen Masse und niedrige Erdorbits steht eine sehr breite Palette an Träger- raketen zur Verfügung. Diese werden inzwischen auch in Ländern wie Brasilien oder Indien gebaut und gestartet. Hingegen stehen am obersten Ende der Leistungsskala nur wenige Modelle zur Verfügung. So werden Satelliten von mehr als acht Tonnen Masse nur von der europäischen Ariane-Rakete, der chinesischen Long March Rakete sowie den US-amerikanischen Atlas V- und Delta IV- und Falcon-9-Trägerraketen in den geostationären Transferorbit (GTO) gebracht. Bei weniger als 5 t GTO-Nutzlast ermöglicht die Falcon-9-Rakete die Landung und Wiederverwendung der ersten Stufe. Für extreme Startmassen im Bereich von 25 Tonnen für den Transport in den niedrigen Erdorbit wurde bis 2011 der Space Shuttle eingesetzt. Für den Bereich hoher Nutzlasten wird von der Firma Space-X die Rakete Falcon Heavy entwickelt. Sie soll bis zu 64 t in den Low Earth Orbit, 27 t in den GTO und 17 t zum Mars transportieren. Durch den vermehrten Einsatz leistungsfähiger Kommunikationssatelliten dominieren entsprechend schwere Satelliten die Häufigkeitsverteilung bei den Nutzlasten für Trägerraketen (Bild 1.2.5).

Struktur und Mechanismen des Raumflugkörpers müssen dem Adapter der Trägerrakete angepasst sein.



**Bild 1.2.5:** Anzahl der operationellen Satelliten entsprechend ihrer Startmassen (betankt).

### 1.2.1.3 Das Bodensegment

Neben dem Raumfahrzeug mit seiner Nutzlast und Umlaufbahn prägt das **Bodensegment** eine Raumflugmission. Ebenso wie das Raumfahrzeug verfügt auch das Bodensegment über sehr viele Freiheitsgrade in der Gestaltung, d. h. auch großes Optimierungspotenzial bezüglich Effizienz und Sicherheit. Im Gegensatz zum Raumfahrzeug lassen sich am Bodensegment auch nach dem Start eines Raumfahrzeugs noch weitreichende Änderungen vornehmen. Diese können zum Teil sehr umfangreich sein und über den Missionserfolg entscheiden. Meist sind sie jedoch mit erheblichem zusätzlichem Aufwand und Kosten verbunden.

Das Bodensegment lässt sich in zwei Systemelemente untergliedern: den Missionsbetrieb und das Bodenstationsnetzwerk.

#### Systemelement Missionsbetrieb

Der Missionsbetrieb wird meist in einem **Kontrollzentrum** gestaltet und durchgeführt. Mit diesem System wird das Raumfahrzeug überwacht und gesteuert sowie der entsprechende Datenverkehr organisiert. Darüber hinaus unterhält das Kontrollzentrum alle notwendigen Schnittstellen zum Hersteller des Raumfahrzeugs sowie zu dessen Nutzern und leitet alle relevanten Daten an diese weiter.

Zentraler Teil des Missionsbetriebs ist der **Flugbetrieb**, der meist von einem Kontrollraum aus durchgeführt wird (Bild 1.2.6). Dem Flugbetrieb kommt die Bewältigung der eigentlichen fliegerischen Aufgabe zu, das Raumfahrzeug in allen Missionsphasen so zu betreuen, dass es optimal und damit auch möglichst lange genutzt werden kann. Im Flugbetrieb sind die Betriebsspezialisten für die Subsysteme des Raumfahrzeugs organisiert. Diese analysieren anhand der Telemetriedaten aus dem Raumsegment unter der Regie eines verantwortlichen Ingenieurs den Status und die Trends der Mission, arbeiten Prozeduren ab, erzeugen Kommando-Sequenzen und führen Flugmanöver durch.



**Bild 1.2.6:** Kontrollraum des Columbus-Kontrollzentrums als Teil des Raumflugbetriebs des DLR-Standortes Oberpfaffenhofen. Von hier aus werden europäische Aktivitäten auf der Internationalen Raumstation koordiniert und betreut (Bild: DLR).

Die Missionsleitung erfolgt in enger Abstimmung mit oder aus dem Flugbetrieb heraus.

Die Aktivitäten des Betriebs variieren maßgeblich mit den unterschiedlichen Phasen der Vorbereitung und Durchführung einer Mission. Höhepunkt ist die sog. **Launch and Early Orbit Phase (LEOP)**, in der das Raumfahrzeug nach dem Einschuss in Betrieb genommen wird und sein Überleben unter den extremen Bedingungen des Weltraums bzgl. Temperaturen, Vakuum, Strahlung etc. gesichert wird. Diese Flugphase ist im Vergleich mit den sich anschließenden Phasen des **In Orbit Testing (IOT)** und vor allem des Routinebetriebs in Bezug auf den Personal- und Ressourceneinsatz sehr viel aufwendiger.

Der Flugbetrieb greift auf die Datenverarbeitungseinrichtungen des Kontrollzentrums zurück. Die Datenverarbeitung garantiert die Verfügbarkeit und richtige Konfiguration aller für den Flugbetrieb notwendigen **Telemetriedaten** und Kommandos. Weitere Beiträge für den Flugbetrieb liefern die Flugdynamik und die Missionsplanung. Erstere ist insbesondere für die Orbitbestimmung und -vorhersage und andere Aspekte der Navigation verantwortlich. Letztere stellt die Werkzeuge zur Verfügung, die für Erstellung und Einsatz von Ablaufplänen (Timelines, Schedules etc.) unter Aspekten wie Nutzerpriorität sowie physikalischen und technischen Randbedingungen notwendig sind. Bodendatenverarbeitung, Flugdynamik und Missionsplanung sind intensiv mit dem Flugbetrieb verzahnt und unterstehen der Koordination durch die Missionsleitung. In komplexen Missionen ist man bemüht, die relevanten Daten, Informationen und Produkte auf Plattformen allen Missionsbeteiligten bequem zugänglich zu machen.

#### Systemelement Nutzerbodenzentrum

Im engen Verbund mit dem Missionsbetrieb kommt häufig das **Nutzerbodenzentrum** zum Einsatz. Dieses übernimmt zum Beispiel in operationellen Erdbeobachtungsmissionen wesentliche Aufgaben für die Verarbeitung von unbearbeiteten Nutzerdaten hin zu fertigen Informationsprodukten. Datenveredelung, thematische Aufbereitung und Archivierung sind einige der relevanten Aspekte. Oft werden auch notwendige Aktivitäten für die Nutzlast, wie z. B. Kalibrierung und Konfigurationsänderungen, vorbereitet. Wesentliche Merkmale sind auch besonders an die Bedürfnisse von Nutzern (z. B. Wissenschaftler) und Kunden angepasste Schnittstellen während des Routinebetriebs und damit während der eigentlichen Nutzungsphase einer Raumfahrtmission.

#### Systemelement Bodenstationsnetzwerk

Mit den **Antennen** (Bild 1.2.7) von Bodenstationen wird die Funkstrecke von und zu den Raumfahrzeugen realisiert. Dabei können unterschiedliche Frequenzbänder genutzt werden, deren Vergabe einer internationalen Koordination

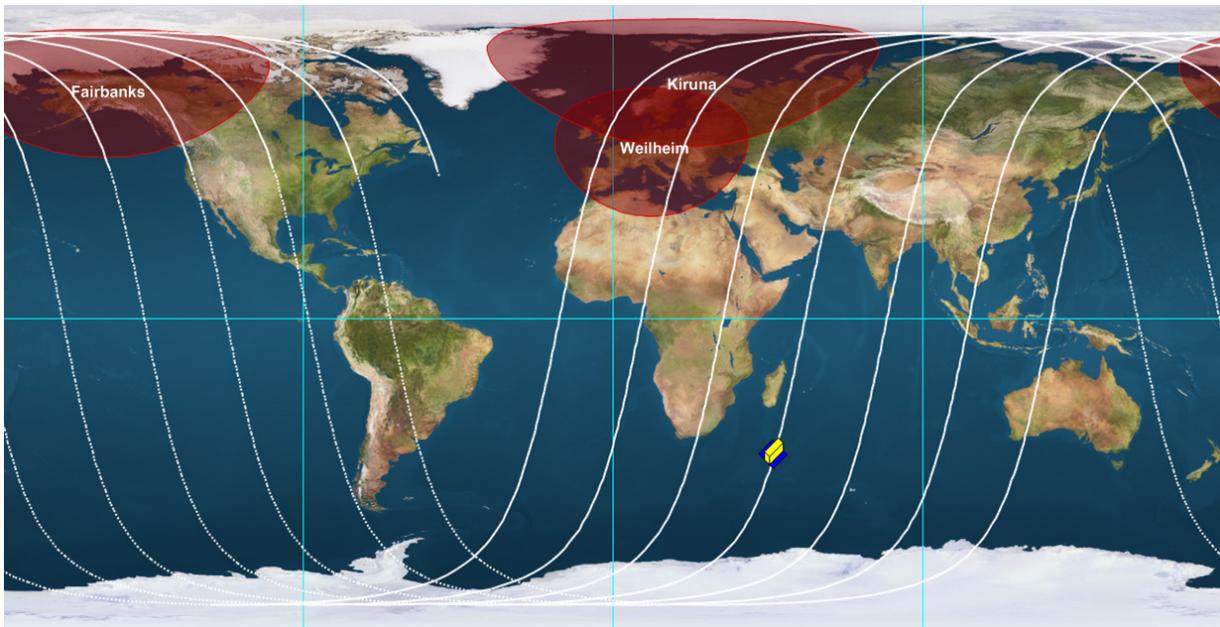


**Bild 1.2.7:** Große (30 m) S-Band-Antenne der DLR-Bodenstation Weilheim (Bild: DLR).

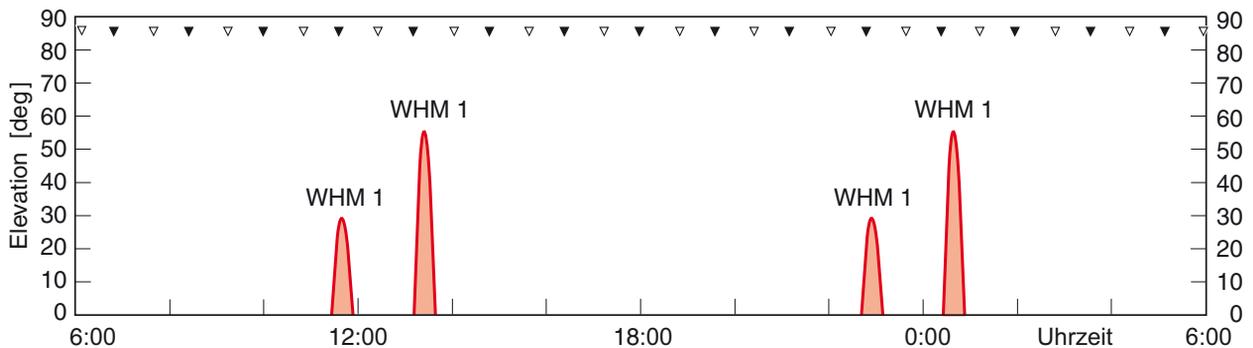
unterliegt. Von einem angeschlossenen Kontrollzentrum erhalten Bodenstationen die Daten zur Steuerung der Raumfahrzeuge. Umgekehrt werden Zustands- und Nutzerdaten vom Raumfahrzeug über die Bodenstation an das Kontrollzentrum weitergeleitet. Daneben fallen Bodenstationen zusätzliche Aufgaben wie die Bahnvermessung (Tracking) des Raumfahrzeugs zu.

Auch das Einsatzprofil von Bodenstationen ist stark von der Missionsphase abhängig. In der Missionsvorbereitung stehen vor allem die Kompatibilität mit den Kommunikationskomponenten des Raumfahrzeugs und die Konfiguration der Datenschnittstellen im Mittelpunkt. Mit der Trennung vom Träger und Beginn der LEOP sind das Auffinden und ein möglichst häufiger bzw. langer **Kontakt** mit dem Raumfahrzeug von besonderer Bedeutung. So betragen die typischen Sichtbarkeiten von Satelliten im niedrigen Erdorbit für eine Bodenstation nur jeweils wenige Minuten. Danach verbleibt das Raumfahrzeug für einen Zeitraum von 90 Minuten bis hin zu einigen Stunden ohne Kontakt zum Boden. Um gerade in der kritischen LEOP häufigere und zum Teil lückenlose Kontakte mit dem Raumfahrzeug sicherzustellen, werden **globale Netzwerke von Bodenstationen** eingesetzt (Bild 1.2.8). Diese übernehmen sequentiell den notwendigen Datenverkehr, sodass die Lücken zwischen den Antennenüberflügen und damit zur Telemetrie-Überwachung bzw. zu der Steuerung nicht zu groß werden.

Für Bodenstationen in mittleren geografischen Breiten (z. B. DLR-Bodenstation Weilheim) werden auf polaren Bahnen fliegende Satelliten nur vier- bis sechsmal pro Tag mit ausreichender Höhe über dem Horizont (Elevation) sichtbar (Bild 1.2.9). Für Bodenstationen nahe den Polen der Erde ergeben sich hingegen fast bei jedem Umlauf Sichtbarkeiten mit ausreichender Elevation.



**Bild 1.2.8:** Globale Bodenspurdarstellung für den auf einer polaren Umlaufbahn fliegenden DLR-Satelliten BIRD während der Launch and Early Orbit Phase (LEOP). Dargestellt sind auch die Sichtbarkeitshorizonte der zentralen DLR-Bodenstation Weilheim und weiterer zum BIRD-LEOP-Netzwerk gehörender, Bodenstationen in hohen geografischen Breiten (Kiruna, Schweden, und Fairbanks, Alaska). Mit diesen ist der Satellit mindestens einmal während eines 90-minütigen Umlaufs sichtbar, und so kann Telemetrie ausgelesen und der Satellit durch Kommandos gesteuert werden (Bild: DLR).



**Bild 1.2.9:** Elevationsdarstellung für vier BIRD-Kontakte während eines Tages mit der DLR-Bodenstation Weilheim (jeweils zwei aufeinander folgende Passagen entsprechend Bild 1.2.8). Die Kontakte dauern jeweils weniger als 10 Minuten. Ein weitgehend störungsfreier Datenaustausch kann erst ab einer Elevation von mehr als fünf Grad erfolgen (Bild: DLR).

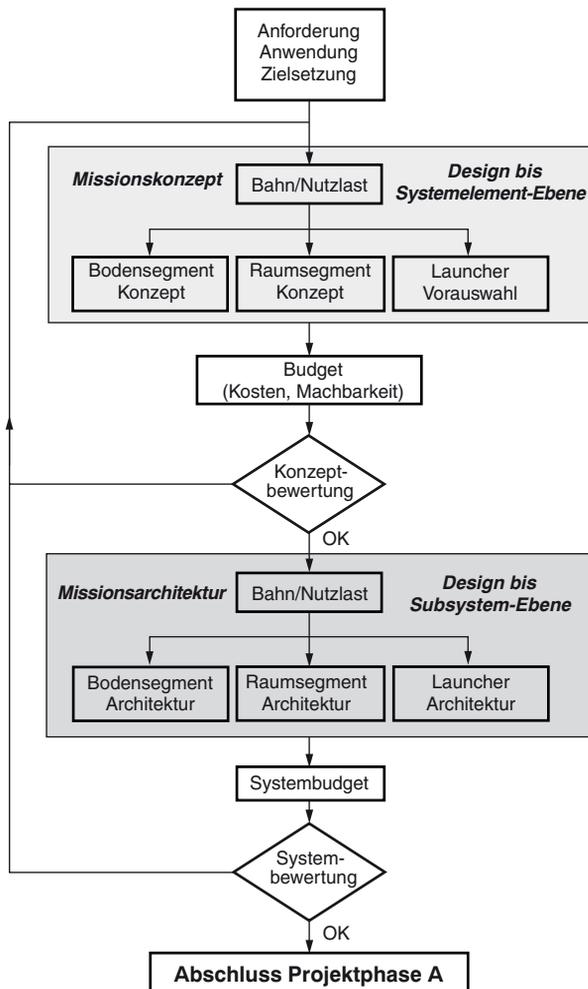
Längere Kommunikationszeiten ermöglichen Relais-Satelliten, die vom geostationären Orbit aus mit den Satelliten im LEO kommunizieren können, wenn sie sichtbar sind (etwa während des halben Orbits des LEO-Satelliten) und die Daten kontinuierlich mit einer sogenannten Ankerstation des Relais-Satelliten austauschen. Das neu entwickelte European Data Relay Satellite System (EDRS) ermöglicht im Bereich der Erdbeobachtung den Austausch großer Datenmengen nahezu in Echtzeit [1.2.7].

Neben der zeitlichen Verfügbarkeit der Kommunikationsverbindung bestimmt die **Kontrollschleifenzeit (Latency)** das Betriebskonzept. Sie wird ermittelt als Summe aller Zeiten für Signalübertragung und Rechenprozesse in

der Schleife Telemetrie-Erzeugung – Telemetrie-Übertragung – Telemetrie-Prozessierung – Kommando-Erzeugung – Kommando-Übertragung – Kommando-Implementierung. Ist die Kontrollschleifenzeit länger als die im Raum benötigte Reaktionszeit, so sind autonome Betriebsfunktionen an Bord des Raumfahrzeugs erforderlich.

### 1.2.2 Auslegung der Systemsegmente für Raumfahrtmissionen

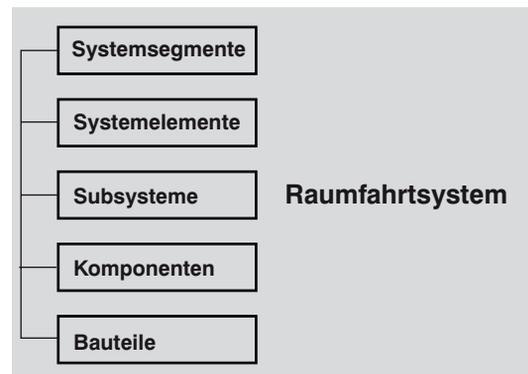
Ausgangspunkt für die Gestaltung des Gesamtsystems einer Raumfahrtmission ist die beabsichtigte Zielsetzung



**Bild 1.2.10:** Ablaufdiagramm für die Definition einer Raumfahrtmission (Projektphase A).

bzw. Anwendung des Raumfahrzeugs und die sich daraus ergebenden Anforderungen (Bild 1.2.10). Zur Auslegung von Raumfahrtssystemen gibt es keine starre Prozedur. Über die hier beschriebenen Grundzüge werden wesentliche Aspekte in Kapitel 8 behandelt. Darüber hinaus beschreiben mehrere Standardwerke [1.2.2] bis [1.2.6] die wichtigsten Methoden für das System Engineering.

Das Missionsziel bestimmt die Mission. Damit steht meist die Beschreibung der **Nutzlast** am Anfang der Gesamtsystembeschreibung. Bei der Auslegung der Nutzlast stehen zunächst oft die quantitativen Eigenschaften, wie z. B. räumliche Auflösung (Erderkundung), Übertragungskapazität (Kommunikation) oder Signalgenauigkeit (Navigation), im Mittelpunkt. Jedoch sind Verfügbarkeit und Lebensdauer sowie das Zusammenspiel von Komponenten und operationelle Handhabbarkeit ebenfalls wichtige Aspekte. In Abhängigkeit von den Anforderungen an die Nutzlast werden die charakteristischen Parameter der Nutzlast (Masse, Volumen, Energiebedarf, Kommunika-



**Bild 1.2.11:** Gliederung eines Raumfahrtssystems.

tionsbedarf, mechanische Belastbarkeit etc.) abgeschätzt und weitere Anforderungen an das Raumfahrzeug und die Bahn (Genauigkeit der Ausrichtung, Überfluggebiete und -zeiten, Messgeometrie etc.) festgelegt.

Meist erarbeitet der Systemingenieur in einem sogenannten **Top Down Design** in der hierarchischen Gliederung eines Systems (Bild 1.2.11) zunächst die Konzepte für die oberen Ebenen (beginnend mit den Systemelementen). Im Laufe des Designprozesses wird eine größere Detailtiefe erreicht, und somit werden auch die unteren Ebenen der Systemhierarchie definiert.

Aus den Missionsanforderungen und den Charakteristika der Nutzlast lässt sich zunächst durch eine entsprechende Missionsanalyse eine **optimale Flugbahn** definieren. Diese kann sowohl ein geeigneter Erdorbit, eine interplanetare Bahn oder eventuell ein Orbit um einen anderen Himmelskörper sein. Obwohl sich bei der Bahnauswahl meist optimale Lösungen entwickeln lassen, sind weitere Optionen hilfreich, da sich im eigentlichen Systemdesign Gründe für die Wahl von nicht-optimalen Lösungen ergeben können. Typische Beispiele für solche Gründe sind die Verfügbarkeit von Bodenstationen oder Aspekte der Energieversorgung für das Raumfahrzeug.

Konvergieren die Vorstellungen bezüglich Nutzlast und Flugbahn, kann mit der Beschreibung des Raumfahrzeugs begonnen werden. Zunächst kann das Raumfahrzeug so beschrieben werden, dass die Anforderungen an die Subsysteme festgelegt werden. Ein erster Satz charakteristischer Parameter für das Raumfahrzeug und die Bahn kann festgelegt werden.

Mit der Kenntnis dieser charakteristischen Daten des Raumfahrzeugs (Volumen, Masse etc.) und der Bahn (Antriebsbedarf, Lage des Startplatzes etc.) wird eine erste Auswahl geeigneter **Trägerraketen** möglich. Analog werden Parameter von Raumfahrzeug (Kommunikationsbedarf, Grad der Autonomie etc.) und Bahn (z. B. Antennensichtbarkeiten) zur Auslegung des Bodensegments herangezogen. Damit ist ein erstes Missionskonzept für das Raumfahrtssystem erstellt.

Mit dem ersten **Missionskonzept** wird auch ein grober Abgleich mit den übergeordneten Randbedingungen der Mission wie Kosten und technische Realisierbarkeit möglich. Dies erfordert bereits ein vorläufiges Verständnis für die Eigenschaften und Kosten der in Frage kommenden Systemsegmente Raumfahrzeug, Träger und Bodensystem.

Nach der ersten Einschätzung von Machbarkeit und Kosten wird das Missionskonzept überarbeitet. Bildet sich nach einigen Iterationsschleifen ein stabiles Missionskonzept (oder mehrere anscheinend gleichwertige Missionskonzepte) heraus, dann kann die Missionsarchitektur erstellt werden, indem aus den Anforderungen an die Subsysteme das Subsystem-Design erarbeitet wird. Damit werden detaillierte Kosten- und Machbarkeitsanalysen möglich. Auf dieser Basis erfolgen dann meist weitere Iterationen der Missionsarchitektur bis zumeist mehrere stabile Alternativen definiert sind. Im Rahmen einer Systemanalyse wird daraufhin eine bevorzugte Alternative zur Realisierung ausgewählt.

Die zwei wesentlichsten Voraussetzungen für eine Konvergenz des Designs auf ein optimales Gesamtsystem sind die Transparenz des Designprozesses und die Vollständigkeit der einbezogenen System- und Subsystem-Aspekte. Beide Voraussetzungen können heute durch Methoden und Werkzeuge z. B. des **Concurrent Engineerings** insbesondere bei komplexen Missionen unterstützt werden. Dabei sind Spezialisten für alle relevanten Bereiche simultan in den Designprozess einbezogen, was zusätzlich die Effizienz erhöht. Erst mit einem klaren Ergebnis, das Bodensystem und Träger mit allen kritischen Aspekten einschließt, kann die Durchführbarkeit (**Feasibility**) einer Mission bestätigt werden. Für den Träger sind im Wesentlichen die Parameter zu erreichende Bahn, Masse und Volumen des Raumfahrzeugs sowie seine Verfügbarkeit, Zuverlässigkeit und Kosten ausschlaggebend.

An die Festlegung der Missionsarchitektur, die Gegenstand einer Phase-A-Studie ist, schließt sich typischerweise eine Phase-B- oder Definitions-Studie zur Definition der Komponenten und einzelnen Bauteile aller Subsysteme an, gefolgt von der endgültigen Kosten- und Machbarkeitsanalyse. Design, Bau, Integration, Test und Qualifikation werden in der Phase C/D zusammengefasst, der dann der Betrieb (Phase E) und schließlich die sichere Entsorgung des Raumfahrtsystems folgen.

Bei der Erstellung eines Missionskonzeptes können einige Erfahrungswerte hilfreich sein, die als Faustregeln formuliert werden können. So gilt oft:

1. Häufig entscheidet sich die Machbarkeit einer Mission an der Kompatibilität mit einem **finanziellen Budget**. Im Bodensegment werden die Kosten vom Umfang der Betriebsaufgabe und von der eingesetzten Infrastruktur dominiert. Beim Transfersegment gehen im Wesentlichen die Masse und Geometrie des Raumfahrzeugs

mit seiner Nutzlast sowie der Antriebsbedarf in die Kostenermittlung ein. Beim Raumsegment werden die Kosten durch die Komplexität von Raumfahrzeug und Nutzlast beeinflusst. Eine Minimierung der Masse führt im Allgemeinen zu einer Steigerung der Komplexität, sodass auch hier eine Optimierung nötig wird. In allen Bereichen führt bereits vorhandene Erfahrung (verfügbare Betriebsprozesse, Erfahrung mit Trägersystemen, Serienfertigung von Satelliten und Nutzlasten) zu einer deutlichen Reduktion der Kosten.

2. Die Masse der unbetankten Raumfahrzeugplattform ist im Verhältnis zur Masse der von ihr getragenen Nutzlast zwischen drei- und zehnmal größer. Bei großen Kommunikationssatelliten liegt dieses **Massenverhältnis** häufig zwischen drei und fünf. Bei planetaren und sehr frühen Missionen sind bzw. waren die Massenverhältnisse stark zu Gunsten der Plattform verschoben.
3. Die Massenanteile der verschiedenen Subsysteme eines Raumfahrzeugs werden von der **Energieversorgung** und der **Struktur** dominiert. Beide Massenanteile zusammen machen zwischen einem Drittel und der Hälfte der gesamten Trockenmasse eines Raumfahrzeugs aus. Antrieb und Lageregelung folgen bzgl. ihrer Massenanteile als Nächstes.
4. Der **Betriebsaufwand** für Raumfahrzeuge variiert stark im **Verlauf einer Mission**. Der höchste Aufwand ist in der einige Tage dauernden Launch and Early Orbit Phase erforderlich, um die Subsysteme nach der Beanspruchung während des Aufstiegs und der Trennung von der Rakete auf die extremen Umweltbedingungen des Weltraums einzuregulieren. Nach der Stabilisierung des Zustands des Raumfahrzeugs erfolgt eine Kommissionierungs- bzw. Testphase, bei der das Augenmerk hauptsächlich auf der Konfiguration der Nutzlast liegt. Der Betriebsaufwand hierbei ist immer noch relativ hoch im Vergleich zur sich anschließenden Routine- oder Regelbetriebsphase. In dieser z. T. vieljährigen Phase ist nur noch ein Bruchteil der Betriebsmannschaft der ersten beiden Phasen erforderlich, insbesondere wenn der Betrieb in einer sog. **Multi-Missionsumgebung** erfolgt, von der aus mehrere Raumfahrzeuge gleichzeitig betreut werden. Mit zunehmender Missionsdauer steigt der Betriebsaufwand nach einigen Jahren wieder an, da verschleißanfällige Komponenten der Subsysteme in ihrer Leistung nachlassen bzw. ausfallen. Typischerweise sind hiervon die Lageregelung und die Energieversorgung am stärksten betroffen. Generell nimmt jedoch auch die Zahl unvorhersehbarer Fehler zu, die, wenn sie eine bestimmte kritische Wirkung überschreiten, zu einer Destabilisierung des gesamten Raumfahrzeugs führen können. Der personelle Betriebsaufwand steigt dann auch wieder drastisch an und bleibt meist bis zum Ende der Mission auf relativ hohem Niveau, sodass man von einem unsymmetrischen „Badewannenprofil“ spricht.

### 1.2.3 Klassifizierung von Raumfahrtmissionen

Der ausschlaggebende Faktor für die Eigenschaften eines Raumfahrzeugs, des dazugehörigen Bodensegments und der Mission sind seine Anwendung und die sich daraus ergebenden Anforderungen. Neben Standardsystemen bei den Raumfahrzeugen, wie zum Beispiel einheitliche Plattformen mit unterschiedlichen Nutzlasten, sind auch für die Bodensegmente und bei den Trägern standardisierte Komponenten verfügbar. Im Folgenden sind die **neun charakteristischen Anwendungsbereiche** von Raumfahrtmissionen dargestellt und bezüglich ihrer wesentlichen Merkmale beschrieben.

#### 1.2.3.1 Erdbeobachtung

Erdbeobachtungsmissionen werden sowohl mit kleinen als auch mit mittleren und großen Satelliten durchgeführt. Die Erdbeobachtung umfasst dabei die **Datengewinnung** mit Kameras und Sensoren, die in unterschiedlichen Wellenlängenbereichen wie dem Radarbereich, Infrarotbereich und dem visuellen Bereich arbeiten (Bild 1.2.12). Daneben kommen unterschiedlichste Messverfahren zur Bestimmung elektrischer, magnetischer, optischer und gravimetrischer Eigenschaften der Erde und ihrer Atmosphäre zum Einsatz. Die Flugbahnen für Erdbeobachtungsmissionen sind meist relativ erdnah ( $< 1\,000\text{ km}$ ) und weisen vorzugsweise sehr hohe Bahnneigungen auf, um die Erde mit hoher Auflösung und vollständig von Pol zu Pol beobachten zu können. Vielfach soll ein Ziel jeweils zu einer festen Tageszeit überflogen werden (ähnlicher Schattenwurf), um eine automatisierte Bildanalyse zu erreichen. Dazu muss die Bahnebene jeden Tag um etwa  $1^\circ$  um die Erdachse rotieren (**sonnensynchrone Bahn**). Diese Rotation kann durch eine Bahnstörung ausgelöst werden, die – hervorgerufen durch die Abplattung der Erdkugel – sich dann auswirkt, wenn die Bahn nicht genau über die Pole verläuft, sondern leicht geneigt ist (so auch in der TerraSAR-X-Mission). Soll das Objekt auch noch bei jedem Überflug aus demselben Winkel erfasst werden, so muss der Satellit nach einigen Umläufen wieder in seine alte Bahnspur zurückkehren (Repeated Ground Track).

#### 1.2.3.2 Wetterbeobachtung

Einen Sonderfall der Erdbeobachtung stellt die Wetterbeobachtung dar (Bild 1.2.13). Missionen zur Wetterbeobachtung sind seit den Anfängen der Raumfahrt ein kontinuierlich ausgebautes Anwendungsgebiet mit zahlreichen Satelliten, sowohl in niedrigen Umlaufbahnen als auch im geostationären Orbit. Kernaspekte sind die lokale, regionale und globale Analyse der Wetterlage, die Generierung von Daten als Input für Wettervorhersagemodelle und die Erfor-

#### Beispiel

<b>TerraSAR-X:</b>	Deutscher Radar-Erdbeobachtungssatellit (Bild 1.2.12)
<b>Start:</b>	Juni 2007
<b>Masse:</b>	1 200 kg
<b>Flughöhe:</b>	520 km
<b>Bahnneigung:</b>	$97^\circ$
<b>Startort:</b>	Baikonur
<b>Nutzlast:</b>	hoch auflösendes X-Band-Radar



**Bild 1.2.12:** Der TerraSAR-X-Satellit beim Abnahmetest vor dem Transport zum Startplatz. Die Nutzlast (X-Band-Radar) ist in den Hauptkörper des Satelliten integriert. Die Kommunikation erfolgt über eine Auslegerantenne, die rechts an der Seite im eingeklappten Zustand erkennbar ist (Bild: DLR).

schung der Atmosphäre hinsichtlich der Eigenschaften und Entwicklungen des regionalen und globalen Klimas auf der Erde. Häufig sind abbildende Instrumente auf den Satelliten im Einsatz. Auch in der Wetterbeobachtung gewinnen kommerzielle Nutzungsszenarien weiter an Bedeutung.

#### 1.2.3.3 Technologieerprobung

Technologieerprobungsmissionen dienen dem Test und der **Validierung** von technischen Komponenten (Bild 1.2.14) und Verfahren unter Weltraumbedingungen. Dabei kann es sich zum einen um Satellitenbauteile und neue Nutzlasten für operationelle Anwendungen sowie neue Materialien oder robotische Bauelemente handeln. Zum anderen können beispielsweise neue Verfahren der Kommunikation und Navigation getestet werden. Technologieerprobung wird intensiv auch im Rahmen von bemannten Missionen durchgeführt. Schon seit den 70er-Jahren kommen hierfür

*Beispiel*

**MetOp-A:** Europäischer Wettersatellit (Bild 1.2.13)  
 Start: Oktober 2006  
 Masse: 4 093 kg  
 Flughöhe: 820 km  
 Bahnneigung: 99°  
 Startort: Baikonur  
 Nutzlast: 13 Instrumente zur Wetterbeobachtung



**Bild 1.2.13:** Auch der europäische MetOp-A-Satellit fliegt in einer sonnensynchronen und niedrigen Erdumlaufbahn. Er wird im Verbund mit einem amerikanischen NOAA-Wetterbeobachtungssatelliten eingesetzt. Dies dient zur optimierten Abdeckung der relevanten Beobachtungsbereiche (Bild: ESA).

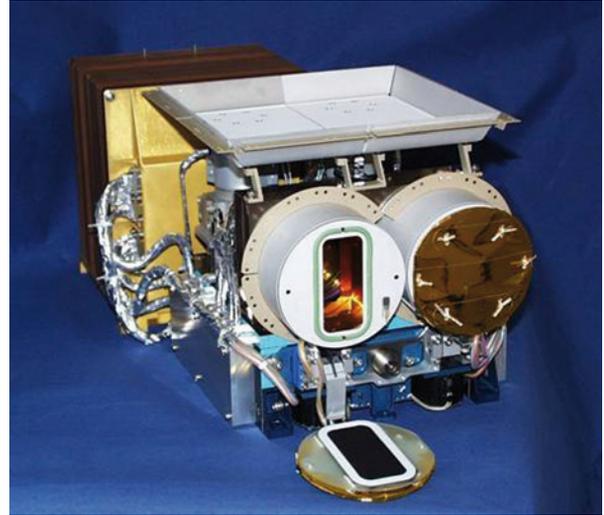
Weltraumlabormodule zum Einsatz. Neben Nutzungsplattformen wie der Internationalen Raumstation werden auch kleinere Raumfahrzeuge und zum Teil Mikrosatelliten mit weniger als 100 kg Masse auf niedrigen Umlaufbahnen verwendet.

#### 1.2.3.4 Grundlagenforschung

Grundlagenforschungsmissionen dienen typischerweise der Untersuchung astronomischer Objekte oder physikalischer Phänomene im Zusammenhang mit kosmologischen Fragen oder Analysen zur relativistischen Physik (Bild 1.2.15). Die Bandbreite der hierfür eingesetzten Instrumente umfasst inzwischen das gesamte elektromagnetische Spektrum sowie hochpräzise experimentelle Anordnungen.

*Beispiel*

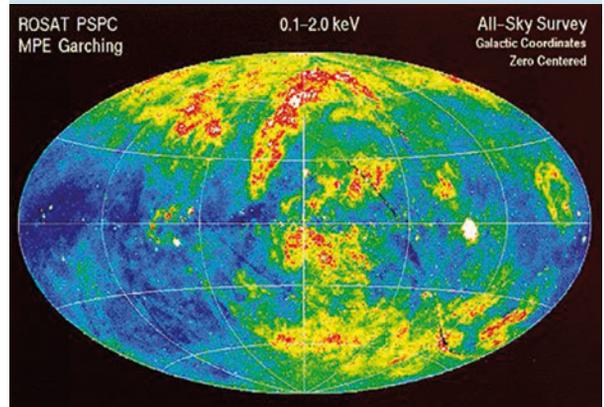
**BIRD:** Deutscher Technologieerprobungssatellit (Bild 1.2.14)  
 Start: Oktober 2002  
 Masse: 92 kg  
 Flughöhe: 580 km  
 Bahnneigung: 97°  
 Startort: Sriharikota  
 Nutzlast: Infrarotdetektoren, WAOSS-Kamerasystem, GPS-Navigationssystem, etc.



**Bild 1.2.14:** Eine der Nutzlasten von BIRD. Es handelt sich um eine Zweikanal-Infrarotkamera als Teil eines umfangreichen Technologieerprobungspaketes auf dem DLR-Satelliten (Bild: DLR).

*Beispiel*

**ROSAT:** Deutscher Röntgenteleskop-Satellit (Bild 1.2.15)  
 Start: Juni 1990  
 Masse: 2 426 kg  
 Flughöhe: 570 km  
 Bahnneigung: 58°  
 Startort: Cape Canaveral  
 Nutzlast: vierfach geschichtetes Wolter-Teleskop



**Bild 1.2.15:** Vollständige Abbildung des Himmels im Röntgenlicht (0,1 ... 2,0 keV) aus ROSAT-Beobachtungen des ersten halben Jahres von insgesamt nahezu 10 Jahren Betrieb (Bild: MPG).

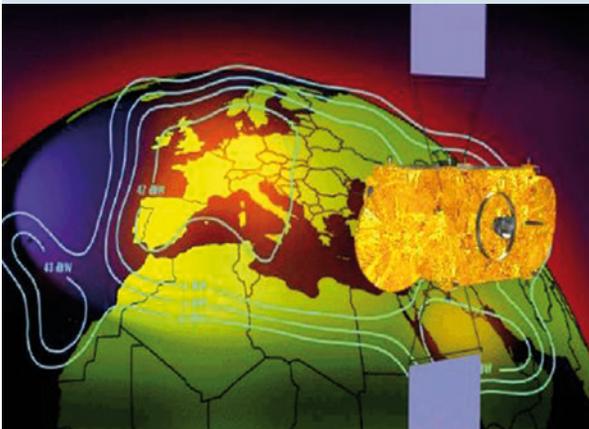
Insbesondere bei den Weltraumteleskopen, die in diese Kategorie fallen, handelt es sich um überaus große und komplexe Raumfahrzeuge. Im Verbund arbeitende Systeme, bestehend aus mehreren Satelliten, gewinnen mehr und mehr an Bedeutung. Die Umlaufbahnen für solche Missionen sind sehr unterschiedlich, in manchen Fällen, z. B. zur Vermeidung von magnetosphärischen Störungen, können sie sehr hoch (100 000 km) sein.

### 1.2.3.5 Kommunikation

Kommunikationssatelliten stellen den mit Abstand größten Anwendungsbereich für den **kommerziellen Einsatz** von Satelliten dar. Die notwendige elektrische Abstrahlleistung für eine definierte Region (Bild 1.2.16) und die typische treibstoffaufwendige Positionierung dieser Satelliten im geostationären Orbit bedingen eine große Dimensionierung mit Gesamtmassen von mehreren Tonnen. Dementsprechend können solche Satelliten nur von den stärksten verfügbaren Trägern in den sog. geostationären Transferorbit (Perigäum: ca. 500 km, Apogäum: ca. 36 000 km) gebracht werden. Die Änderung dieses Orbits in den eigentlichen geostationären Orbit erfolgt durch sog. **Apogäumsmanöver** unter Einsatz des Satellitenhaupt-

#### Beispiel

<b>EUTELSAT W5:</b>	Kommunikationssatellit des europäischen Betreibers EUTELSAT (Bild 1.2.16)
Start:	November 2002
Masse:	3 170 kg
Flughöhe:	35 800 km
Bahnneigung:	0°
Startort:	Cape Canaveral
Nutzlast:	24 Ku-Band-Transponder



**Bild 1.2.16:** Schematische Darstellung der sog. Antenna-Mapping-Ergebnisse von einem geostationären Kommunikationssatelliten. Die unregelmäßige Gestalt der Linien gleicher Einstrahlstärke ist kein Zufallsprodukt, sondern wird durch ein entsprechendes Antennendesign gezielt erzeugt. Am Ende der Positionierung in seiner vorgesehenen Kontrollbox wird durch Schwenken des Satelliten das Profil der Strahlungsleistung am Boden vermessen. Danach wird der Satellit in den Routinebetrieb überführt (Bild: DLR).

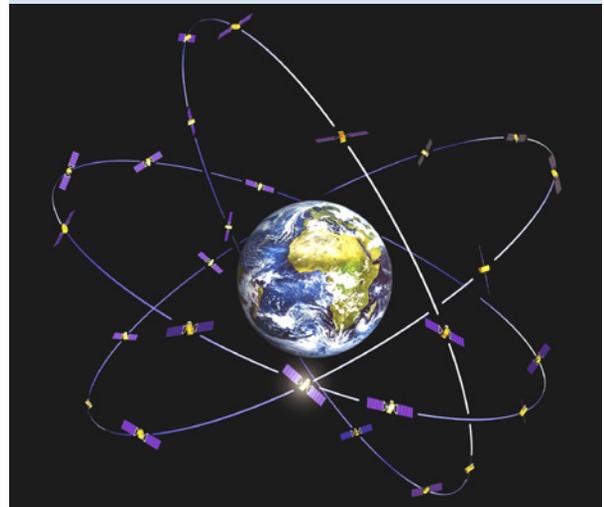
triebwerks in den ersten Tagen der Mission. Wegen der engen Besetzung des geostationären Orbits und dessen Unterteilung in Kontrollboxen sind die Anforderungen an die Flugdynamik hierbei besonders hoch. Durch mittlerweile Hunderte von Kommunikationssatelliten in diesem Orbitbereich besteht die Notwendigkeit, Satelliten am Ende der Lebensdauer (nominal ca. 15 Jahre) in den einige hundert Kilometer oberhalb befindlichen sog. Friedhofsorbit (grave yard) zu verbringen. Neben den geostationären Kommunikationssatelliten gibt es auch Systeme, die z. B. als Konstellationen (Iridium) auf niedrigeren Umlaufbahnen fliegen.

### 1.2.3.6 Navigation

Mit der zunehmenden Nutzbarmachung des amerikanischen **Global Positioning Systems (GPS)** seit den siebziger Jahren hat die Bedeutung dieser Anwendung rasant zugenommen. Von den Navigationssatelliten wird permanent ein Signal ausgestrahlt, aus dessen Laufzeit sich, unter Einbeziehung von mindestens vier Satelliten gleichzeitig, eine Position auf der Erde bestimmen lässt. Mittelhohe Umlaufbahnen, bei GPS sind es 20 183 km, gestatten auch eine Nutzung durch niedriger fliegende Satelliten.

#### Beispiel

<b>Galileo:</b>	Europäisches Navigationssatellitensystem (Bild 1.2.17)
Start:	2009
Masse:	680 kg
Flughöhe:	23 600 km
Bahnneigung:	56°
Startort:	Kourou
Nutzlast:	Navigationssignalsender und hochgenaue Uhr



**Bild 1.2.17:** Schematische Darstellung der Galileo-Konstellation mit 27 operationellen Satelliten und drei in Bereitschaft gehaltenen Ersatzsatelliten. Die Überwachung und Steuerung der Satelliten erfolgt aus Kontrollzentren in Deutschland (Oberpfaffenhofen) und Italien (Fucino) (Bild: ESA).

Um einen globalen Navigationsservice sicherzustellen, sind Satellitenkonstellationen von bis zu 30 baugleichen Raumfahrzeugen notwendig. Neben anderen Systemen gewinnt das **Galileo-Navigationssystem** als europäisches System herausragende Bedeutung (Bild 1.2.17).

### 1.2.3.7 Militärische Missionen

Militärische Missionen umfassen Missionstypen mit Anwendungen in den Bereichen Kommunikation, Navigation, Erdbeobachtung, Technologieerprobung und Wetterbeobachtung. Jedoch unterscheiden sich die eingesetzten Raumfahrzeuge z. B. hinsichtlich der Datensicherheit (Verschlüsselung), der allgemeinen Geheimhaltung und in vielen Fällen bzgl. einer „Härtung“ z. B. gegen elektromagnetische Störung. Hinzu kommt vermutlich eine kleine Zahl von Raumfahrzeugen mit Störungs- bzw. Zerstörungsfunktionen. Die enorme Vielfalt der militärischen Anwendungen bedingt eine ebenso große Vielfalt der eingesetzten Raumfahrzeuge und Umlaufbahnen. Im Bereich der hochauflösenden Erderkundung dominieren sehr niedrige Umlaufbahnen, die eine relativ kurze Lebensdauer

#### Beispiel

<b>SAR-Lupe:</b>	Deutsche Radar-Aufklärungssatellitenkonstellation (Bild 1.2.18)
Start:	Dezember 2006
Masse:	770 kg
Flughöhe:	490 km
Bahnneigung:	98°
Startort:	Plesetsk
Nutzlast:	hochauflösendes X-Band-Radar



**Bild 1.2.18:** Die zur Radaraufklärung eingesetzten Satelliten der deutschen SAR-Lupe-Konstellation (Bild: OHB System).

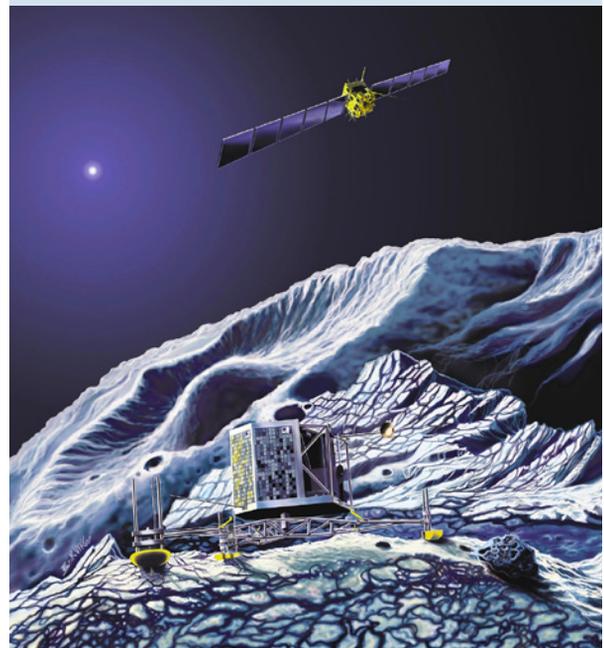
der Satelliten bedingen. In Deutschland werden erstmalig mit den Satelliten der SAR-Lupe-Konstellation Missionen in diesem Anwendungsbereich durchgeführt (Bild 1.2.18).

### 1.2.3.8 Planetare Erkundung und Exploration

Die planetare Erkundung und Exploration ist mit Ausnahme der Apollo-Missionen zum Mond bis heute ein Aktivitätsfeld der unbemannten Raumfahrt geblieben. Über die Jahrzehnte sind Dutzende von **Raumsonden** zu allen Planeten (Pluto ausgenommen) (Bild 1.2.19) sowie zahlreichen Asteroiden und Kometen geflogen. In vielen Fällen kam es nicht nur zu Vorbeiflügen, sondern auch zum Einschwenken in Umlaufbahnen und Landungen auf den festen Oberflächen. Dabei wurden z. B. robotische Fahrzeuge auf dem Mars abgesetzt oder kometares Staubmaterial zur Erde zurückgeführt. Besondere Herausforderungen des **interplanetaren Raumfluges** sind z. T. erhebliche Signallaufzeiten (im Bereich von Stunden im äußeren Sonnensystem), lange Flugzeiten und die Navigation. Darüber hinaus ist vor allem die Energieversorgung im äußeren Planetensystem problematisch.

#### Beispiel

<b>Rosetta:</b>	Europäische Kometensonde (Bild 1.2.19)
Start:	März 2004
Masse:	3 100 kg
Flughöhe:	in planetarer Bahn mit mehrfachen Erd-, Mars- und Asteroiden-Vorbeiflügen
Startort:	Kourou
Nutzlast:	Lander mit Bohrer-Kameras, Spektrometer, etc.



**Bild 1.2.19:** Konzeptionelle Darstellung des erfolgreichen Landemanövers auf dem Kometen 67P/Churyumov-Gerasimenko im Jahre 2014 (Bild: ESA).

### 1.2.3.9 Bemannte Raumfahrt

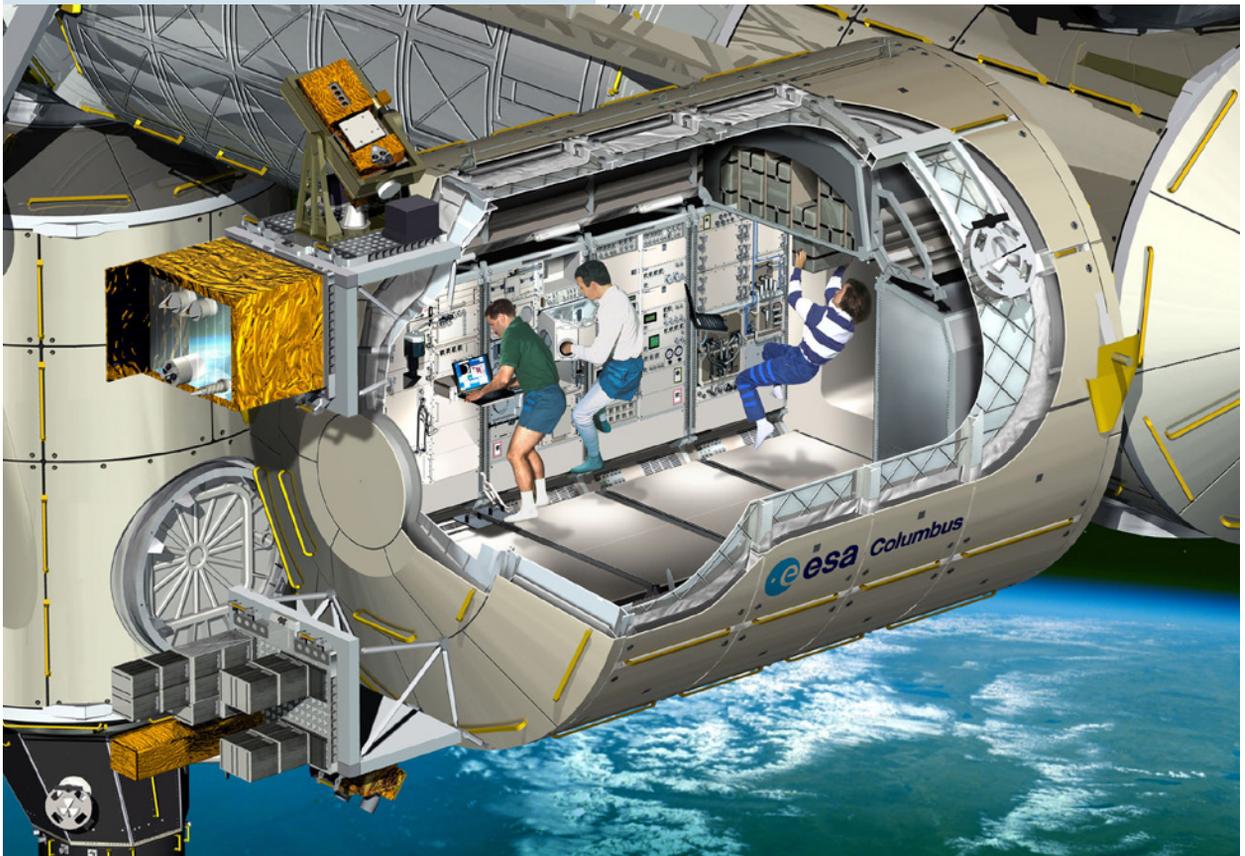
Die besonderen Anforderungen der **Lebenserhaltung** bedingen einen wesentlich höheren Aufwand im Bereich der bemannten Raumfahrt. Grundsätzlich sind **Transportsysteme** wie der Space Shuttle und Sojus-Raumfahrzeuge von den **langfristig umlaufenden Systemen** (z. B. ISS) zu unterscheiden (Bild 1.2.20). Bei diesen ist man bemüht, den rein fliegerischen Aufwand, inklusive der Instandhaltung, immer weiter zugunsten einer wissenschaftlichen Nutzung zurückzudrängen. Bemannte Raumfahrt im Erdorbit wird typischerweise mit mittleren Bahnneigungen in relativ niedriger Höhe verwirklicht. Die Raumfahrzeuge sind entsprechend ihrer Nutzung oft um ein Vielfaches schwerer als die schwersten Satelliten.

#### Beispiel

**Columbus:** Europäisches Weltraumlabor an der ISS  
(Bild 1.2.20)  
Start: Februar 2008  
Masse: 10 275 kg  
Flughöhe: 350 km  
Bahnneigung: 51°  
Startort: Cape Canaveral  
Nutzlast: interne und externe Experimentmodule;  
Racks und Besatzung

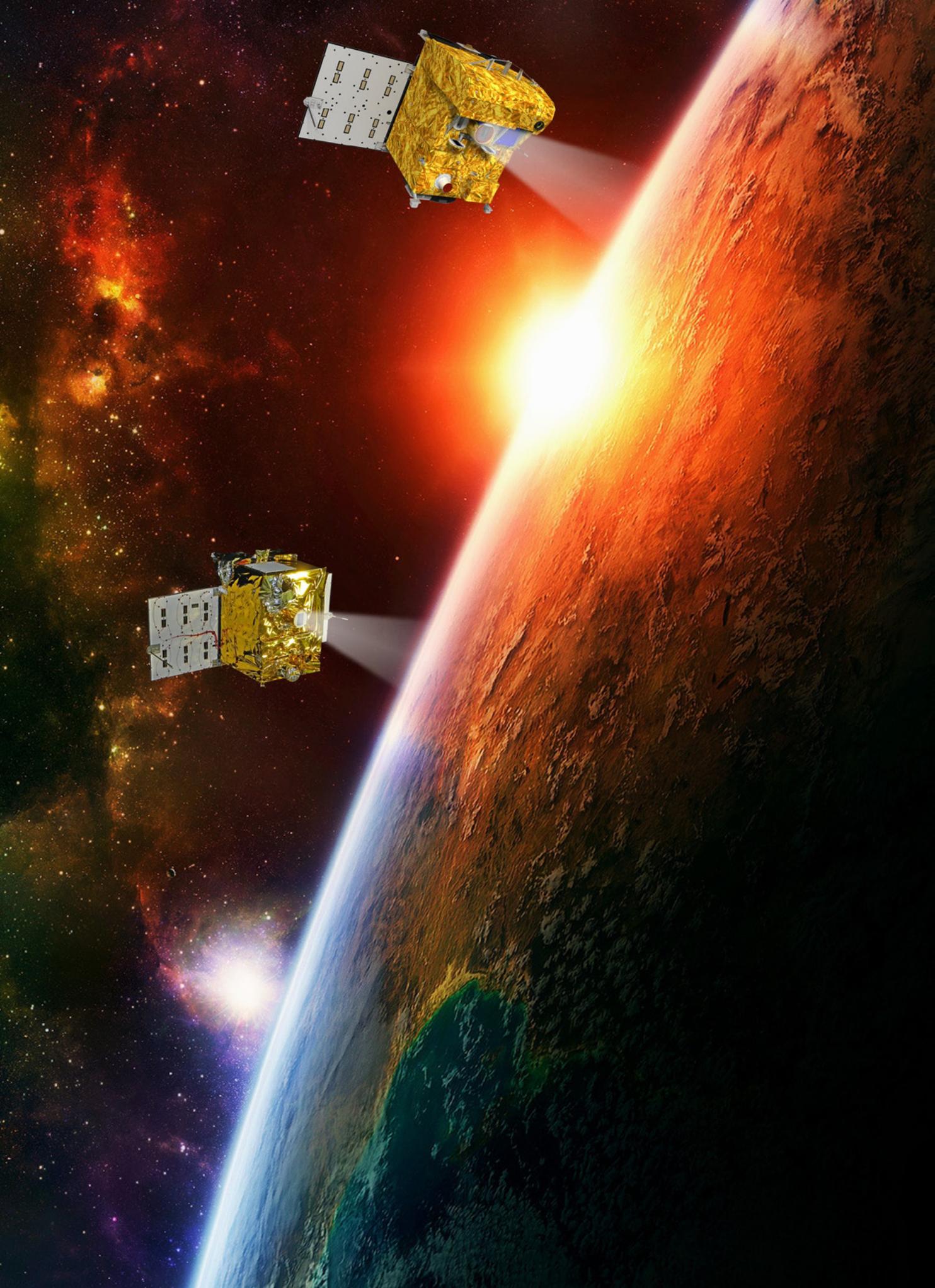
### Quellen und Literatur

- [1.2.1] Union of Concerned Scientist Satellite Database: [http://www.ucsusa.org/global\\_security/space\\_weapons/satellite\\_database.html](http://www.ucsusa.org/global_security/space_weapons/satellite_database.html), 2010.
- [1.2.2] *Brown, Ch.*: Elements of Spacecraft Design (AIAA Education Series). American Institute of Aeronautics & Astronautics, 2002.
- [1.2.3] *Fortescue, P. W.; Stark, J. P. W.; Swinerd, G.*: Spacecraft Systems Engineering. Wiley & Sons, 2003.
- [1.2.4] *Griffin, M. D.; French, J. R.*: Space Vehicle Design (AIAA Education Series). American Institute of Aeronautics & Astronautics, 2004.
- [1.2.5] *Pisacane, V. L.*: Fundamentals of Space Systems (Johns Hopkins University/Applied Physics Laboratory Series). Oxford University Press, 2005.
- [1.2.6] *Wertz, J. R.; Larson, W. J.*: Space Mission Analysis and Design (Space Technology Library). Springer Netherland, 1999.
- [1.2.7] ESA communications, EDRS, Das Europäische Datenrelais System, ISBN 978-92-9221-094-6, 2015



**Bild 1.2.20:** Das von Oberpfaffenhofen aus betriebene europäische Columbus-Labormodul an der Internationalen Raumstation (Bild: ESA).





## 2 Grundlagen

Klaus Wittmann

2

Die **Auslegung eines Raumfahrtsystems** erfordert ein Verständnis der Zusammenhänge zwischen dem Raumsegment und dem Transfersegment (Volumen, Masse, statische und dynamische Lasten etc.) sowie zwischen dem Raum- und dem Bodensegment (Betriebskonzepte, Kommunikation etc.). Diese Zusammenhänge werden in den Kapiteln 3 bis 7 detailliert erläutert.

In diesem Kapitel sollen zunächst aber die **Wechselwirkung** eines Raumfahrtsystems mit seiner Umgebung sowie seine Bewegung in dieser Umgebung dargestellt werden.

Das Raumfahrzeug ist den Bedingungen der irdischen Atmosphäre ausgesetzt, bis es nach dem Start den Weltraum erreicht. Die Bedingungen am Boden sind uns vertraut und können in gewissem Umfang kontrolliert werden. Sie werden hier nicht behandelt, haben aber Bedeutung zum Beispiel in Hinblick auf Reinheitsanforderungen bei der Integration und die Wetterbedingungen beim Start.

Die **Weltraumumgebung**, besonders der Einfluss der Sonne und der Erde, wird charakterisiert durch

- hochenergetische elektromagnetische Strahlung,
- Partikelstrahlung,
- Vakuum,
- die Kälte des Weltraumhintergrunds,
- Mikrogravitation,
- Restatmosphäre (in niedrigen Bahnen).

Einen Überblick über die Umgebungsbedingungen im Weltraum und ihre Wirkung auf das Raumfahrzeug und seine Nutzlast gibt Kapitel 2.1.

Die **Bewegung eines Raumfahrzeugs** im Weltraum wird durch die Gesetze der Bahnmechanik bestimmt. Kapitel 2.2 erläutert die Methoden zur Bahnbestimmung und Bahnvorhersage. Es beschreibt außerdem Manöver des Raumfahrzeugs zur Bahnänderung und mögliche Bahnstörungen. Charakteristische Bahnen für typische Missionsprofile werden vorgestellt. Die teilweise recht komplexe Herleitung der einzelnen mathematischen Beziehungen kann hier aus Platzgründen nicht erfolgen. Das Kapitel 2.2 hat aber das Ziel, die wichtigsten Zusammenhänge (und Formeln) darzustellen und so einen Überblick zu ermöglichen.

Keht ein Raumfahrzeug aus dem Weltraum zurück, gewinnt der Einfluss der Atmosphäre eine immer höhere Bedeutung. Das Kapitel 2.3 **Aerothermodynamik** stellt

die dabei relevanten Zusammenhänge dar. Diese sind vor allem für die Auslegung eines Wiedereintrittskörpers von großer Bedeutung.

Zum Abschluss kehren wir im Kapitel 2.4 zu einem speziellen Aspekt der Weltraumumgebung zurück: **Mikrometeoriten** (natürliche Ursache) und **Space Debris** (von der Raumfahrt erzeugte Objekte und Partikel) können ein Raumfahrzeug gefährden. Deswegen beschreibt Kapitel 2.4 die Charakteristika von Mikrometeoriten und Space Debris und verschafft einen Überblick über die Modelle zur Berechnung des Gefährdungspotenzials. Strategien zur Vermeidung von Weltraummüll werden ebenfalls beschrieben und mögliche Schutzmaßnahmen erläutert.

### 2.1 Umgebung Weltraum

*Christian Henjes, Holger Kügler, Wilfried Ley, Anton Grillenbeck und Steffen Scharfenberg*

#### 2.1.1 Raumfahrzeug und Weltraumumgebung

Im Weltraum wirken auf einen Raumflugkörper physikalische Bedingungen ein, die weit über die auf der Erde bekannten Anforderungen hinausgehen. Charakteristisch für die Weltraumumgebung sind **Hochvakuum**, **Solarstrahlung** (elektromagnetische Wellen), **Ultraviolett-, Röntgen- und Gammastrahlung** aus dem galaktischen Hintergrund, **hochenergetische Teilchen** (Elektronen, Protonen, Neutronen und Alpha-Teilchen), der **Kältehintergrund** des Weltraums, die **Mikrogravitation**, die **Bremswirkung der Atmosphäre** bei niedrigen Umlaufbahnen und die Beeinträchtigung durch **atomaren Sauerstoff**. Diese Bedingungen müssen bei der technischen Auslegung und Realisierung eines Raumflugkörpers berücksichtigt werden.

Die Atmosphäre, die einen Raumflugkörper umgibt – wesentlich gekennzeichnet durch Temperatur, Dichte, Geschwindigkeitsverteilung und Zusammensetzung – lässt sich unterteilen in die

- natürliche (physikalische) Atmosphäre,
- durch das Raumfahrzeug induzierte Atmosphäre,
- durch andere Raumfahrtmissionen bedingte Atmosphäre.

Gerade die natürlichen Bedingungen sind vom Ort der Missionsdurchführung abhängig. Man unterscheidet im Wesentlichen:

- den niedrigen Erdborbit (LEO),
- den mittleren Erdborbit (MEO),
- den geostationären Orbit (GEO),
- polare Orbits (z. B. sonnensynchron, Molnija-Orbit),
- den hochexzentrischen Orbit (HEO, GTO),
- Orbits um Lagrange-Punkte,
- den interplanetaren Raum,
- Planetenorbits und Bedingungen für Landung, Aufstieg und Bodenoperationen.

Die **natürliche Atmosphäre** (Erdatmosphäre) bewegt sich relativ zum Raumflugkörper mit der mittleren Orbitalgeschwindigkeit  $v_R$  (z. B. 7 800 m/s) und einer mittleren thermischen Geschwindigkeit  $\bar{c}$  (z. B.  $\bar{c} = 1 100$  m/s für eine Bahnhöhe von 300 km). Der sich an der Bugseite aufbauende **dynamische Druck** mit

$$p_{\text{dyn}} = \left( \frac{v_R}{\bar{c}} \right)^2 \cdot p_{\text{stat}} = 50,3 \cdot p_{\text{stat}} \quad (2.1.1)$$

übersteigt also den statischen Druck um den Faktor 50, während am Heck ein Windschatten entsteht, da der dynamische Druck  $p_{\text{dyn}}$  dort entschieden geringer ist als der statische Druck  $p_{\text{stat}}$ . Daraus ergibt sich eine Bremswirkung der Restatmosphäre auf den Raumflugkörper.

Die Strahlungsbedingungen für einen Raumflugkörper – selbst bei interplanetaren Missionen – sind im Wesentlichen durch die Einflüsse unserer Sonne definiert (Bild 2.1.1), welche sich aufteilen in:

- Sonnenwind als ionisiertes Gas aus Protonen und Elektronen, der außer an den Polkappen durch das Erdmagnetfeld abgeschirmt wird,
- von Sonnenflecken ausgehende Magnetfelder,
- radioaktive Strahlung,
- Solarstrahlung: Sichtbares Licht, UV- und Infrarotstrahlung (Solarkonstante  $1 \text{ SK} = 1 367 \text{ W/m}^2$ ). Diese beeinflusst maßgeblich den Thermalhaushalt eines Raumflugkörpers.

Die **induzierte Atmosphäre** stellt eine sich mitbewegende Gaswolke dar, die vom Raumflugkörper selbst erzeugt wird und in den Weltraum expandiert. Diese Gaswolke entsteht z. B. durch:

- Ausgasung von Bauteilen,
- Lecks von Druckbehältern,
- Abgase aus Steuersystemen/Triebwerken für Lage- und Manöver.

Bestandteile der induzierten Atmosphäre sind hauptsächlich Wasserdampf und hochmolekulare Substanzen aus Kunststoffen mit Kondensationswahrscheinlichkeiten nahe dem Wert 1. Sie können in niedrigen Bahnhöhen von 200–300 km mit den Gasteilchen der Anströmung in unmittelbarer Umgebung des Raumflugkörpers zusammenstoßen, teilweise auf den Raumflugkörper zurückgestreut werden und somit zur Selbstverunreinigung (Kontamination) optisch empfindlicher Bauteile (Solarzellen, Sensoren etc.) beitragen.

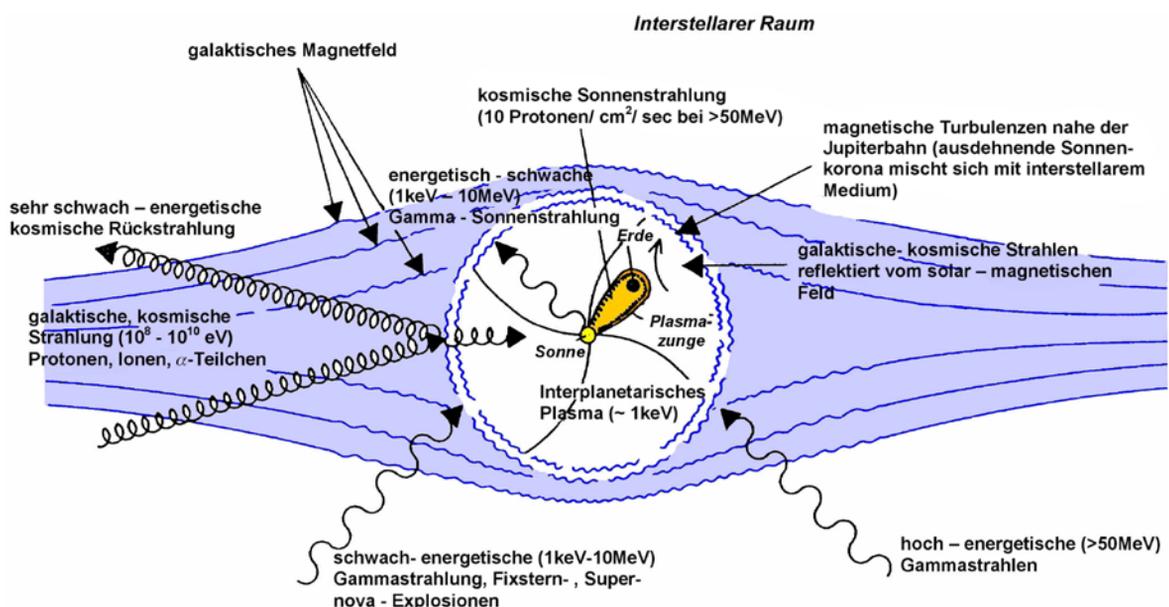


Bild 2.1.1: Strahlungsfelder.

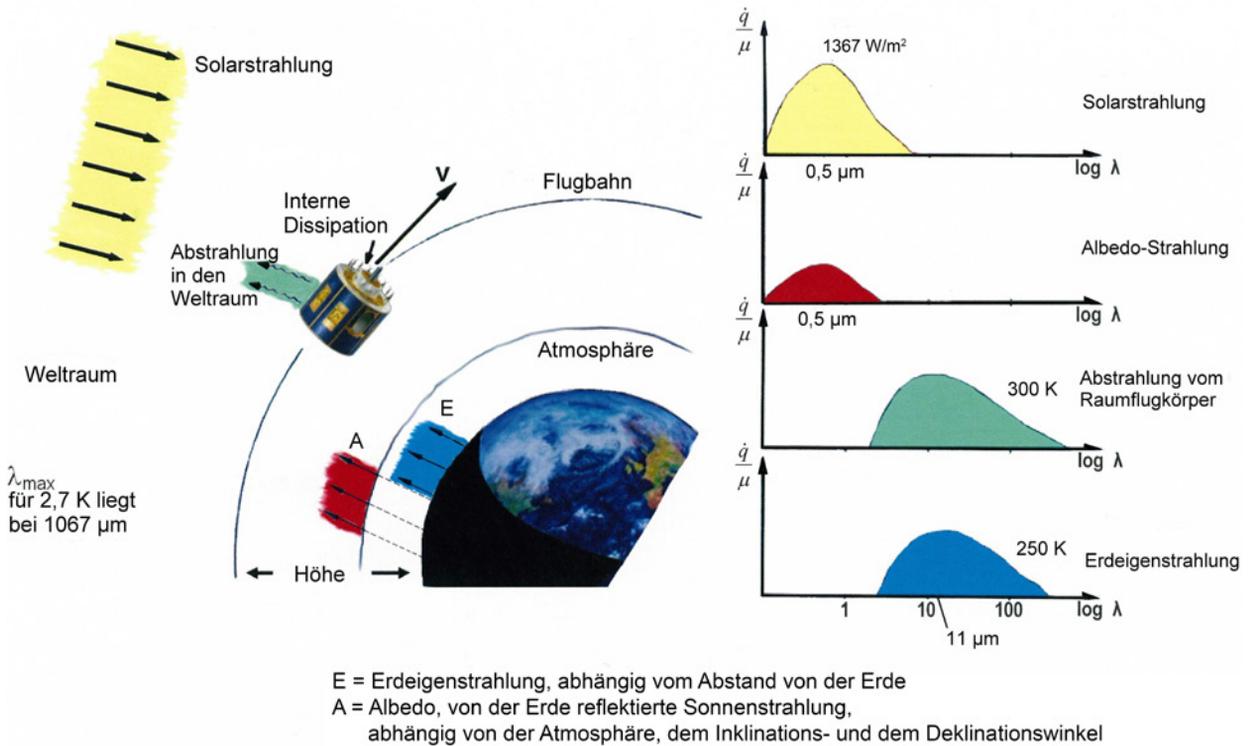


Bild 2.1.2: Umgebungsbedingungen für einen Raumflugkörper im erdnahen Orbit [2.1.15].

## 2.1.2 Einfluss von Sonne und Weltraumhintergrund

### 2.1.2.1 Physik der Sonne

Die Eigenschaften des interplanetaren Raums werden wesentlich durch die Sonne bestimmt. Deshalb wird kurz deren physikalischer Aufbau dargestellt.

Im Zentralbereich der Sonne laufen bei einer Temperatur von  $15 \cdot 10^6$  K Kernfusionsprozesse ab. Beim wichtigsten dieser Prozesse verschmelzen in mehreren Teilschritten 4 Wasserstoffkerne (Protonen) zu einem  $^4\text{He}$ -Kern. Dabei werden pro  $^4\text{He}$ -Kern 26,3 MeV Energie und 2 Neutrinos freigesetzt. Die bei den Reaktionen außerdem erzeugten Positronen werden von Plasma-Elektronen vernichtet und tragen damit zur Energiefreisetzung bei.

Die elektrisch neutralen Neutrinos verlassen die Sonne mit Lichtgeschwindigkeit und sind aufgrund ihrer extrem schwachen Wechselwirkung mit Materie für die Raumfahrt ohne Bedeutung.

Der Kernbereich der Sonne reicht von ihrem Mittelpunkt bis zu einem Radius von ca.  $2,5 \cdot 10^5$  km. Danach schließt sich eine Schale an, die bis ca.  $5 \cdot 10^5$  km reicht, in der die im Kernbereich erzeugte Energie durch Strahlungstransport in Richtung Sonnenrand durch das Sonnenplasma wandert. Dabei wird die in Form harter

Tabelle 2.1.1: Kenndaten der Sonne.

Radius	$6,96 \cdot 10^5 \text{ km} = R_{\odot}$
Masse	$1,99 \cdot 10^{30} \text{ kg}$
Teilchen im Plasma	91 % H, 8 % He, 1 % sonstige
Massendichte im Mittel	$1,41 \cdot 10^3 \text{ kg/m}^3$
Massendichte im Zentrum	$1,5 \cdot 10^5 \text{ kg/m}^3$
Leuchtkraft	$3,86 \cdot 10^{26} \text{ W}$
Effektive Strahlungstemperatur	5780 K
Solarkonstante	$1,367 \text{ kW/m}^2 \pm 0,3 \%$
Entfernung von der Erde im Mittel	$1,496 \cdot 10^8 \text{ km} = 1 \text{ AE}$
Entfernung von der Erde im Perihel	$1,471 \cdot 10^8 \text{ km}$
Entfernung von der Erde im Aphel	$1,521 \cdot 10^8 \text{ km}$
Siderische Rotationsperiode am Äquator	24,8 Tage

$\gamma$ -Strahlung erzeugte Kernfusionsenergie durch fortwährende Absorption und Reemission thermalisiert, d. h. in Wärme umgewandelt. Auf der letzten Wegstrecke von  $2 \cdot 10^5$  km bis zum Sonnenrand wird der Transport der Wärme von Konvektion übernommen.

Tabelle 2.1.2: Kenndaten der Sonnenatmosphäre.

	Temperatur (in K)	Höhe in km (von ... bis)	Emittiertes Spektrum
Photosphäre	3 900 ... 7 160	0 ... 200	UV, sichtbares Licht, NIR
Chromosphäre	4 200 ... 10 000	200 ... 2 500	UV, H $\alpha$
Korona	$1 \cdot 10^6$ ... $2 \cdot 10^6$	2 500 ... $6 R_S$	EUV, Röntgen, Radio

Die den Sonnenrand umgebende **Atmosphäre** gliedert sich in die drei Bereiche:

- Photosphäre,
- Chromosphäre,
- Korona.

Die **Korona** besitzt keine scharf definierte obere Grenze, sondern sie geht oberhalb von ca. 6 Sonnenradien in den Sonnenwind des interplanetaren Raums (Heliosphäre) über.

### 2.1.2.2 Die Sonnenstrahlung

Der weit überwiegende Teil der **Strahlungsenergie** wird von der nur 200 km dicken Photosphäre emittiert, die von der Erde aus als die Sonnenscheibe optisch wahrgenommen wird.

Vom nahen UV über den sichtbaren bis in den **infraroten** Bereich lässt sich das Sonnenspektrum näherungsweise durch das **Plancksche Strahlungsgesetz** eines **Hohlraum-Strahlers** beschreiben. In der Entfernung 1 AE vom Sonnenrand ist die spektrale Energieflussdichte (Bestrahlungsstärke) gegeben durch:

$$S_S(\lambda)|_{1AE} = \left( \frac{R_S}{1 AE} \right)^2 \cdot 2 \pi \cdot h \cdot c_0^2 \cdot \frac{1}{\lambda^5} \cdot \frac{1}{e^{\left( \frac{h \cdot c_0}{\lambda \cdot k \cdot T} \right)} - 1} \quad (2.1.2)$$

AE astronomische Einheit

(Entfernung von der Erde im Mittel  $1,496 \cdot 10^8$  km = 1 AE),

$R_S$  aktueller Abstand Erde - Sonne,

$\lambda$  Wellenlänge der Strahlung,

$h = 6,6261 \cdot 10^{-34}$  Js, Plancksches Wirkungsquantum,

$k = 1,3807 \cdot 10^{-23}$  J/K, Boltzmann-Konstante,

$T$  Strahlungstemperatur,

$c_0 = 2,9979 \cdot 10^8$  m/s, Lichtgeschwindigkeit im Vakuum.

Die über alle Wellenlängen integrierte Energieflussdichte bei 1 AE Abstand von der Sonne wird als **Solarkonstante SC** bezeichnet. Aus Messungen außerhalb des Einflusses der Erdatmosphäre findet man folgenden Zahlenwert:

$$1 SC = \int_0^{\infty} d\lambda \cdot S_S(\lambda)|_{1AE} = 1367 \frac{W}{m^2} (\pm 0,3\%) \quad (2.1.3)$$

In 1 AE Entfernung von der Sonne ist die Strahlung kollimiert. Die Strahlen weichen von der Richtung Sonnenzentrum - Beobachtungspunkt maximal um  $\pm 0,27^\circ$  ab. Für eine **kollimierte Strahlung** ist die spektrale Energieflussdichte die Strahlungsleistung pro Wellenlängenintervall, die auf eine senkrecht zur Strahlrichtung orientierte Flächeneinheit einfällt.

Für einen beliebigen Ort im Raum muss die von der Sonne empfangene **Energieflussdichte** Gl. (2.1.2) mit dem reziproken Quadrat der Entfernung dieses Orts von der Sonne skaliert werden. Die jahreszeitliche Entfernungsschwankung der Erde zwischen Perihel und Aphel bedingt eine entsprechende Variation der solaren Energieflussdichte auf der Erde. Die Energieflussdichte auf der Erde am Tag  $n$  eines Jahres - gezählt ab dem Periheldurchgang (3. Januar) - ist näherungsweise gleich:

$$S_S \approx S_S|_{1AE} \cdot \left[ 1 + 0,033 \cdot \cos \left( 2\pi \cdot \frac{n}{365} \right) \right] \quad (2.1.4)$$

Um die solare **Strahlungstemperatur**  $T$  zu definieren, sind zwei Wege verbreitet. Aus dem Wienschen Verschiebungsgesetz

$$\lambda_{max} \cdot T = 2897 \mu m \cdot K \quad (2.1.5)$$

ergibt sich die Strahlungstemperatur aus der Wellenlänge  $\lambda_{max}$ , bei der die spektrale Energieflussdichte ihr Maximum hat. Für das Sonnenlicht liegt dieses Maximum bei  $0,45 \mu m$  (blau). Hieraus folgt eine Temperatur von  $T = 6400$  K. Benutzt man hingegen die Stephan-Boltzmannsche Beziehung für die über alle Wellenlängen aufsummierte Energieflussdichte eines Hohlraum-Strahlers

$$S_S^{total} = \sigma \cdot T^4 \quad (2.1.6)$$

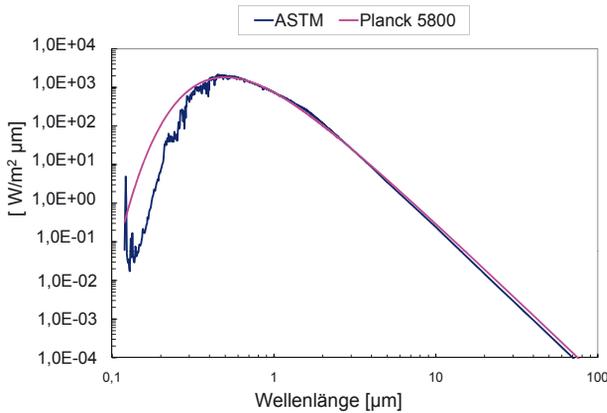
mit  $\sigma = 5,67 \cdot 10^{-8} W/(m^2 \cdot K^4)$

und setzt die Energieflussdichte gleich der auf die Sonnenoberfläche bezogenen Leuchtkraft der Sonne von  $6,34 \cdot 10^7 W/m^2$ , so erhält man die sogenannte effektive Strahlungstemperatur  $T_{eff} = 5780$  K.

Die beiden Definitionen der Sonnenstrahlungstemperatur führen deshalb zu unterschiedlichen Ergebnissen, weil das solare Spektrum nicht genau dem Typ eines Hohlraum-Strahlers entspricht.

Für die Abschätzung thermischer Wirkungen der Sonnenstrahlung auf Raumfahrzeuge ist meist die effektive Strahlungstemperatur besser geeignet.

Die **Solarkonstante** (bei 1 AE Sonnenabstand) variiert zeitlich um weniger als 0,3 %.



**Bild 2.1.3:** Spektrale Energieflussdichte der Sonnenstrahlung in 1 AE Entfernung von der Sonne. Vergleich ASTM-Standardpektrum mit schwarzem Temperaturstrahler bei 5800 K.

Der absolut genommen unbedeutende Beitrag zur Sonnenstrahlung aus dem extremen UV- und weichen Röntgen-Bereich ( $\lambda < 0,2 \mu m$ ), der hauptsächlich aus Chromosphäre und Korona stammt, variiert jedoch deutlich mit dem 11-jährigen Sonnenaktivitätszyklus und der Rotationsperiode der Sonne. Dieser Strahlungsanteil wird in der Thermosphäre der Erde absorbiert und hat dort einen starken Einfluss auf die Temperatur und damit auch auf das Dichteprofil der hohen Atmosphäre. Dieser Effekt muss bei der Abbremsung von Raumfahrzeugen im LEO berücksichtigt werden. Im Zusammenhang mit den als „flares“ bezeichneten Ausbrüchen in der Chromosphäre, wird außer starker Radiostrahlung gelegentlich auch Röntgenstrahlung ( $\lambda < 10^{-2} \mu m$ ) emittiert, die mit einer Energieflussdichte von  $10^{-6} \dots 10^{-4} W/m^2$  in der Erdumgebung ankommt.

Unmittelbare Folge der solaren Einstrahlung auf die Erde ist die sogenannte **Albedo-Rückstrahlung**, d. h. die vom besonnenen Teil der Erdoberfläche bzw. der Atmosphäre diffus reflektierte Sonnenstrahlung. Für die Zwecke einer Thermalanalyse kann für die reflektierte Strahlung die Spektralverteilung der direkten Sonnenstrahlung angenommen werden. Der Reflexionsgrad liegt zwischen 0,05 und 0,6, abhängig von dem Teil der Erde, der zum jeweiligen Zeitpunkt vom Raumfahrzeug aus sichtbar ist (Wolken, Festland, Meer etc.). Als zeitlicher Mittelwert kann für die meisten Raumfahrzeugbahnen der Wert 0,3 angenommen werden.

Auch die Erdoberfläche strahlt gemäß des Stefan-Boltzmann-Gesetzes Wärme ab. Diese sogenannte **Erdeigenstrahlung** ist nur insofern eine Folge der Sonnenstrahlung als diese einen Großteil zum Wärmehaushalt der Erde beiträgt (der Rest stammt aus radioaktiven Zerfällen im Erdinneren). Auch die Intensität dieser Strahlung schwankt abhängig davon, welcher Ausschnitt der Erdoberfläche vom Raum her gesehen wird, und zwar zwischen  $150 W/m^2$  und  $350 W/m^2$ . Als Mittelwert werden  $230 W/m^2$  angenommen.

Sowohl Albedo als auch Eigenstrahlung sind in den Raumbereichen, in denen sie aus thermalen Gründen berücksichtigt werden müssen, keine kollimierten Strahlungen.

### 2.1.2.3 Sonnenwind

Neben der elektromagnetischen Strahlung emittiert die Sonne auch Materie in Form des sogenannten Sonnenwinds. Die Sonne verliert dabei pro Sekunde ca. 1 Million Tonnen Wasserstoff. Der **Sonnenwind** ist ein neutraler Plasmastrom, der sich im Wesentlichen aus Protonen und Elektronen zusammensetzt. In der Erdumgebung und allgemeiner in der Ebene der Ekliptik lassen sich ein langsamer und ein schneller Sonnenwind unterscheiden. Während einer Sonnenrotationsperiode wird der erdnahe Weltraum abwechselnd vom langsamen und schnellen Sonnenwind überstrichen (Bild 2.1.4).

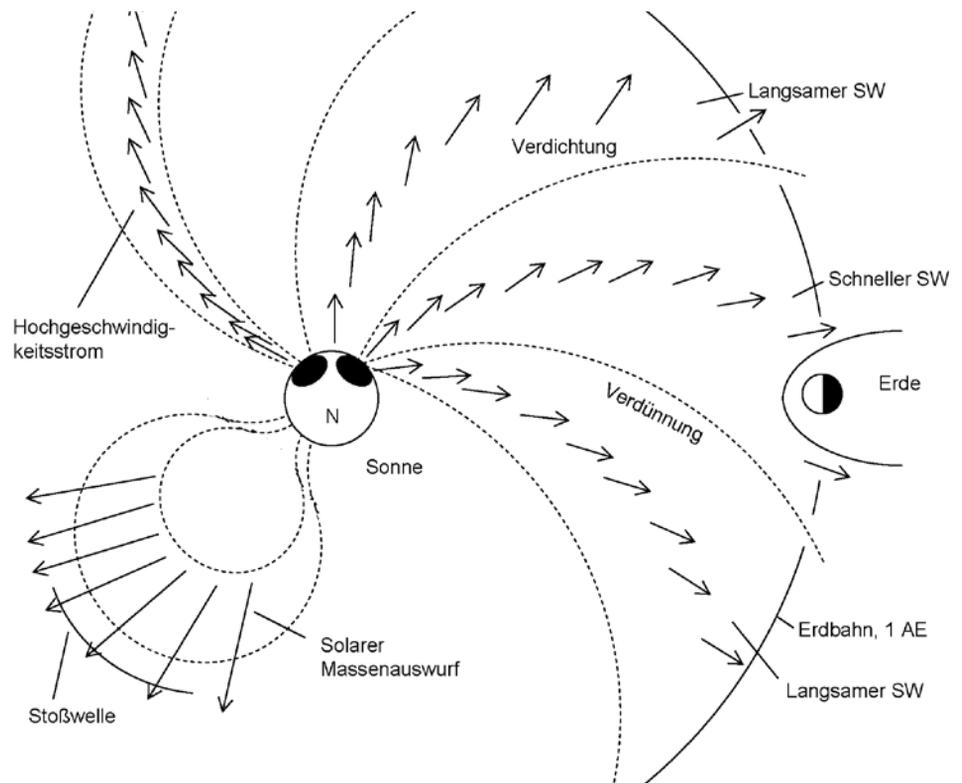
Das Plasma des Sonnenwinds ist kalt in dem Sinne, dass die Strömungsenergie die thermische Energie bei weitem übertrifft. Entlang der Feldlinien des solaren Magnetfeldes trifft der Sonnenwind auf die Magnetopause, den sonnenseitigen Rand der Magnetosphäre der Erde, und strömt dort um die Magnetopause herum weiter in den interplanetaren Raum.

Dabei überträgt der Sonnenwind einen Teil seiner kinetischen Energie auf den nachtseitig weit in den interplanetaren Raum ausgreifenden Schweif des Erdmagnetfeldes. Die so sich ansammelnde magnetische Feldenergie entlädt sich von Zeit zu Zeit in sogenannten **magnetischen Teilstürmen**. In einem Teilsturm wird heißes Plasma im Schweifbereich der Magnetosphäre erzeugt, das teilweise in Richtung Erde bis in den Bereich geostationärer Umlaufbahnen geschleudert wird.

Neben dem ständig aus der Sonnenkorona abströmenden Sonnenwind kommt es gelegentlich zu einem sogenannten **koronalen Massenauswurf**. Dabei werden innerhalb weniger Stunden bis zu  $10^{10}$  Tonnen Plasma in den interplanetaren Raum ausgeworfen. Falls diese Plasmawolke die Erdbahn kreuzt, führt dies zu besonders heftigen magnetischen Stürmen.

**Tabelle 2.1.3:** Eigenschaften des Sonnenwinds in der Ekliptik bei Sonnenabstand 1 AE.

<b>Zusammensetzung</b>	96 % Protonen, 4 % He <sup>++</sup> (schwankend), Elektronen
<b>Dichte</b>	$6 \text{ cm}^{-3}$ (Protonen = Elektronen)
<b>Protonenfluss</b>	$3 \cdot 10^{12} \text{ m}^{-2} \text{ s}^{-1}$
<b>Temperatur</b>	3500 ... 500000 K
<b>Freie Weglänge</b>	$10^8 \text{ km}$
<b>Geschwindigkeit</b>	200 ... 400 km/s (langsam) 600 ... 2000 km/s (schnell)



**Bild 2.1.4:** Sonnenwind und interplanetares Magnetfeld in der Ekliptik [2.1.1].

#### 2.1.2.4 Energiereiche Teilchen

Unser Sonnensystem erreichen aus allen Richtungen (d. h. nicht korreliert zum Sonnenstand) hoch- und höchstenergetische Teilchen (überwiegend Protonen). Deren Energien reichen typisch von 100 MeV bis zu mehreren GeV. Es sind schon Einzelereignisse mit  $10^{20}$  V nachgewiesen worden.

Im Zusammenhang mit einem koronalen Massenauswurf werden auch aus der Sonnenatmosphäre Protonen mit Energien von 1 bis über 100 MeV geschleudert. Da diese Eruptionen auf der Sonnenoberfläche räumlich begrenzt sind und nur wenige Stunden anhalten, erreichen diese Protonen nur dann die Erdumgebung, wenn die solaren Magnetfeldlinien, die vom Eruptionsgebiet ausgehen, gerade den erdnahen Weltraum überstreichen.

**Tabelle 2.1.4:** Größenordnung des Protonenflusses in der galaktischen Höhenstrahlung.

Energie (in MeV)	1	10	100	1000	10000	100000
Fluss (in $\text{m}^{-2} \cdot \text{sr}^{-1} \cdot \text{s}^{-1} \cdot \text{MeV}^{-1}$ )	$10^{-2}$	0,1	1	2	$10^{-2}$	$10^{-5}$

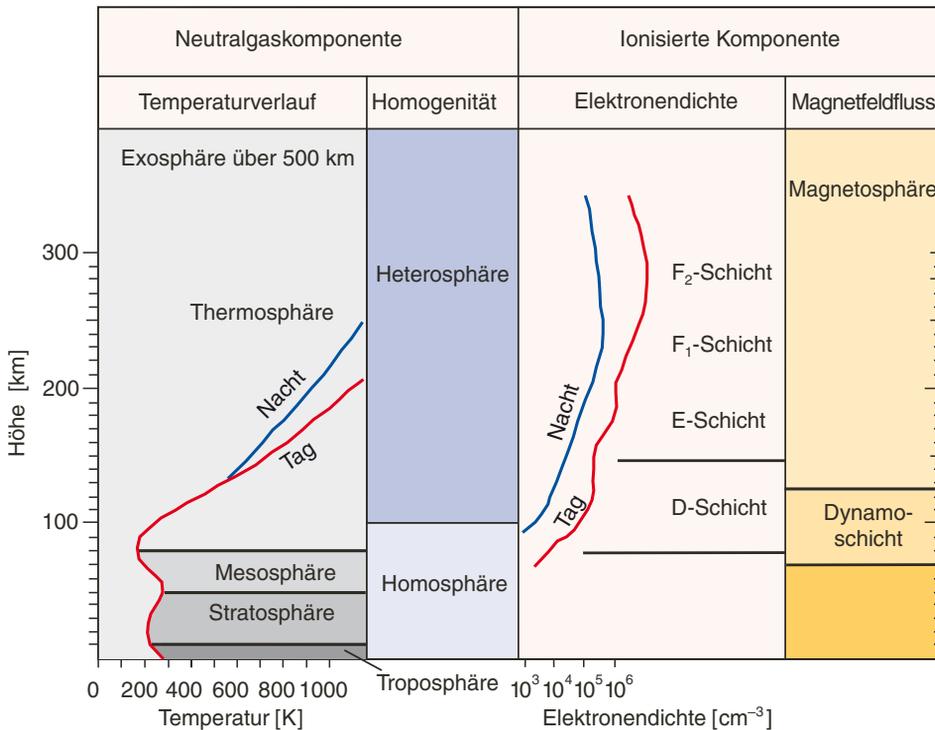
#### 2.1.3 Einfluss der Erde

##### 2.1.3.1 Die Erdatmosphäre

Die Atmosphäre der Erde wird in verschiedene Bereiche unterteilt. Geordnet nach dem Temperaturverlauf unterscheidet man Troposphäre, Stratosphäre, Mesosphäre und Thermosphäre (siehe Bild 2.1.5). Die oberen Schichtgrenzen erhalten jeweils den Namen der Schicht mit dem Zusatz „-pause“.

In der **Troposphäre** spielt das Wetter, wie es in der Meteorologie mit Hoch- und Tiefdruckgebieten mit den dazugehörigen Wetterfronten definiert wird, eine große Rolle. Die Dynamik und Thermodynamik der Troposphäre wird wesentlich durch die nahe Erdoberfläche und die Erdrotation beeinflusst. Ebenso ist das Wasser in allen seinen Aggregatzuständen in der Troposphäre von großer Bedeutung. Die darüber liegende **Stratosphäre** ist dagegen trocken. Sie zeigt eine geringere vertikale Durchmischung und enthält die Ozonschicht. Die Strahlungsabsorption des Ozons bewirkt eine Temperaturzunahme bis zur Höhe von 50 km.

In der **Mesosphäre** (50 ... 80 km) nimmt die Temperatur wieder ab. An diese Temperaturabnahme ist eine geringere Abnahme der Dichte mit zunehmender Höhe als bei konstanter oder gar zunehmender Temperatur gekoppelt.



**Bild 2.1.5:** Gliederung der Atmosphäre (schematisch).

Die **Thermosphäre** ist das Gebiet mit wieder ansteigender Temperatur. Ab einer Höhe von etwa 130 km werden deutliche Unterschiede von Temperatur und Druck zwischen Tag und Nacht beobachtet.

In einem anderen Einteilungssystem wird zwischen der **Homo-** und der **Heterosphäre** unterschieden. Bis zu einer Höhe von 100 km ist das Neutralgas gut durchmischt. Die Mischungsverhältnisse der verschiedenen Luftbestandteile sind konstant, dies ist eine Folge der Turbulenz. Deshalb wird die Schicht häufig auch **Turbosphäre** und ihre obere Begrenzung Turbopause genannt.

In der darüber liegenden **Heterosphäre** sind die einzelnen Neutralgasbestandteile im Schwerfeld der Erde so verteilt, dass die prozentualen Anteile der leichteren Gase auf Kosten der schwereren nach oben zunehmen. Schließlich wird die Dichte so gering, dass die einzelnen Neutralgasteilchen Keplerbahnen im Schwerfeld der Erde beschreiben können, ohne mit anderen Teilchen zusammenzustoßen. Teilchen, deren Geschwindigkeit oberhalb der Fluchtgeschwindigkeit liegt, können in den interplanetaren Raum entweichen. Diesen Bereich nennt man **Exosphäre**, sie beginnt zwischen 500 und 600 km Höhe. Eine Möglichkeit das Schwerfeld der Erde zu verlassen, besteht jedoch nur für Neutralgasteilchen. Ionisierte Teilchen verhalten sich ganz anders.

Für die ionisierte Komponente der Atmosphäre existieren zwei Einteilungssysteme. Eines beruht auf dem Verlauf der Elektronenkonzentration mit der Höhe, ein anderes

auf dem Einfluss des Erdmagnetfeldes auf die ionisierte Komponente der Luft.

Auf geladene Teilchen, die sich quer zum Magnetfeld bewegen, wirkt eine ablenkende Kraft senkrecht zu Magnetfeld und Teilchengeschwindigkeit. Elektronen werden aufgrund ihrer kleineren Masse stärker von dieser Kraft beeinflusst als Ionen mit gleicher Geschwindigkeit. Der Anteil der ionisierten Teilchen vergrößert sich mit der Höhe. Bis zu einer Höhe von 70 km ist der ionisierte Anteil noch so gering, dass die ionisierten Teilchen von den Neutralgasteilchen mitgenommen werden. Oberhalb liegt der Bereich, in dem die Ionen noch völlig der Bewegung der Neutralgasteilchen folgen, die Elektronen aber in ihrer Bewegung quer zum Magnetfeld behindert werden. Dadurch entstehen elektrische Felder (**Dynamosphäre**).

Oberhalb von 130 km ist die Dichte des Neutralgases so weit abgesunken, dass auch Zusammenstöße zwischen Ionen und Neutralgasteilchen nur noch sehr selten auftreten. Dabei werden die Bewegungen aller ionisierten Teilchen im Wesentlichen vom Magnetfeld der Erde gesteuert. Diesen Bereich nennt man die **Magnetosphäre**. Geladene Teilchen können diesen Bereich nur schwer verlassen, da sie aufgrund der Wechselwirkung mit dem Magnetfeld entlang der Magnetfeldlinien geführt und an den magnetischen Polen hin und her gespiegelt werden. So entsteht das heiße, dünne Plasma, mit dem die Magnetosphäre gefüllt ist. Die Magnetosphäre selbst wird von einem dichten, kalten **Sonnenwind** mit Überschallgeschwindigkeit umströmt.

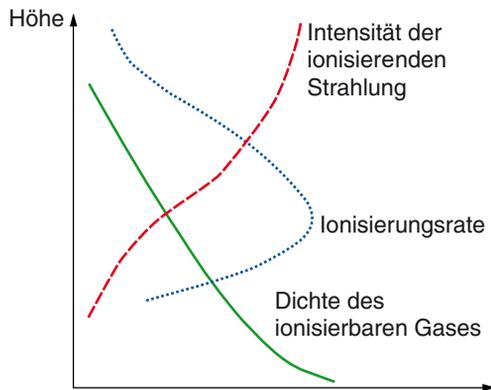


Bild 2.1.6: Entstehung einer Ionosphärenschicht (schematisch).

Der Sonnenwind kann aufgrund des starken Erdmagnetfeldes die äußere Grenze der Magnetosphäre, die Magnetopause, nicht direkt durchdringen, sondern wird gezwungen, an der sogenannten Bugstoßwelle auf Unterschallgeschwindigkeit abzubremesen und die Magnetosphäre zu umströmen. Hierbei komprimiert der Sonnenwind mit seinem hohen kinetischen Druck die tagseitige Magnetosphäre, während die Nachtseite zu einem über die Mondbahn hinausreichenden Schweif verformt wird.

Der Verlauf der Elektronendichte mit der Höhe ergibt sich durch Überlagerung mehrerer Einzeleffekte. Ihre Entstehung [2.1.3] wird in Bild 2.1.6 qualitativ erklärt.

Die Dichte des ionisierbaren Gases nimmt im Schwerefeld der Erde nach oben ab. Die Intensität der ionisierenden Strahlung ist dagegen oben am größten. Da Strahlung absorbiert und zur Ionisierung verbraucht wird, verringert sich die Strahlungsintensität nach unten hin. Die **Ionenproduktionsrate** ist mit dem Produkt beider Größen proportional und besitzt daher in ihrem Höhenverlauf ein ausgeprägtes Maximum.

Weil die Luft aus verschiedenen Gasen besteht, entstehen verschiedene Ionisationsschichten in unterschiedlichen Höhen, wobei die Ionisierung je nach Molekülart durch unterschiedliche Bereiche des Spektrums der einfallenden Strahlung bewirkt wird.

Das obige Schema gilt genauso für die Wärmeproduktion bei Absorption, für Dissoziation und alle anderen Prozesse, bei denen Strahlung auf die Luft einwirkt.

### 2.1.3.2 Magnetfeld der Erde

In einer einfachen Näherung kann das Magnetfeld der Erde als das Feld eines **magnetischen Dipols** betrachtet werden.

Bild 2.1.7 zeigt schematisch den prinzipiellen Aufbau. Dabei wird dem Dipol ein magnetisches Moment von etwa  $7,7 \cdot 10^{22} \text{ A m}^2$  zugeordnet. Der magnetische Dipol ist um  $11^\circ$  gegen die Rotationsachse der Erde geneigt.

Befände sich die Erde mit ihrem Magnetfeld in einem teilchen- und feldfreien Raum, so bliebe die Dipolstruktur

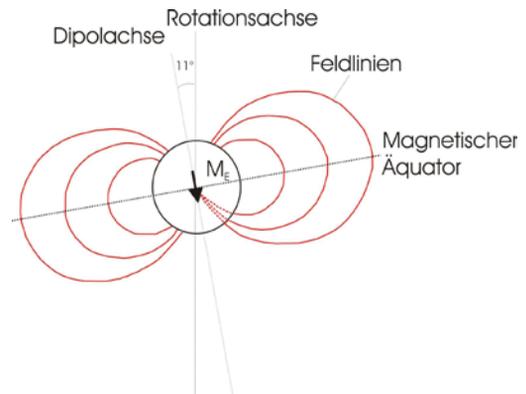


Bild 2.1.7: Magnetisches Dipolfeld der Erde.

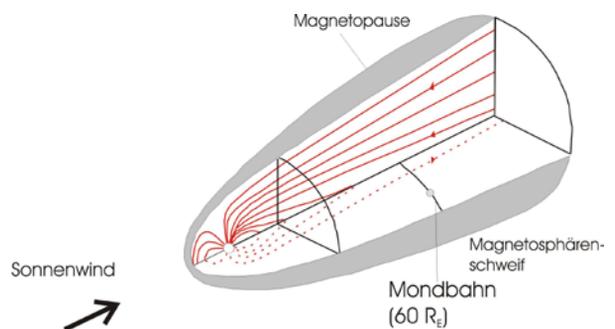


Bild 2.1.8: Magnetosphäre, äußere Gestalt.

des Erdmagnetfeldes auch im erdfernen Bereich erhalten. Dies ist jedoch nicht der Fall. Das Erdmagnetfeld ist in den Teilchenstrom von der Sonne, den Sonnenwind, eingebettet. Gleichzeitig überlagert es sich auch noch mit dem interplanetaren Magnetfeld. Diese Wechselwirkung bedingt die Begrenzung des Erdmagnetfeldes auf ein endliches Volumen, das als **Magnetosphäre** bezeichnet wird (siehe Bild 2.1.8).

Auf der sonnenzugewandten Seite besitzt die Magnetosphäre eine ellipsoidförmige Gestalt, wobei die geozentrische Entfernung des subsolaren Punktes etwa 10 Erdradien ( $R_\oplus$ , insgesamt etwa 64 000 km) beträgt.

Dabei werden Schwankungen dieser Distanz um einige Erdradien in Abhängigkeit von Eigenschaften des interplanetaren Mediums und hier insbesondere in Abhängigkeit von dem Anströmdruck des Sonnenwindes beobachtet. An der sonnenabgewandten Seite ist die Magnetosphäre weit auseinander gezogen und besitzt zylinderförmige Gestalt. Wegen der Ähnlichkeit mit einem Kometenschweif wird dieser Bereich als Magnetosphärenschweif bezeichnet. Die Länge des Schweifs ist nicht genau bekannt und höchstwahrscheinlich sehr variabel. Im Allgemeinen reicht sie jedoch beträchtlich über die Mondbahn (ungefähr 60 Erdradien) hinaus. Dabei nimmt der Radius des Schweifs mit wachsender Entfernung von der Erde zunächst zu und erreicht in 200  $R_\oplus$  Entfernung Werte zwischen 25 und 30  $R_\oplus$ .

### 2.1.3.3 Bewegung geladener Teilchen in der Magnetosphäre

In der **Magnetosphäre** ist die Mehrzahl der vorhandenen Teilchen ionisiert und damit geladen. Auf diese geladenen, sich im Magnetfeld bewegend Teilchen wirken zusätzliche geschwindigkeitsabhängige Kräfte. Um ihre **Bewegung** quantitativ erfassen zu können, geht man von der Kräftegleichgewichtsbeziehung für ein Einzelteilchen aus. Berücksichtigt werden dabei in einem sehr einfachen Modell die Trägheitskraft  $F_T$ , die geschwindigkeitsabhängige Magnetfeldkraft  $F_B$  (Lorentzkraft) und sonstige, geschwindigkeitsunabhängige äußere Kräfte  $F_S$ . Unberücksichtigt bleiben Reibungskräfte sowie die Rückwirkung der Teilchenbewegung auf das vorgegebene Magnetfeld, das als ein einfaches Dipolfeld angenommen wird. Gesucht werden demnach Lösungen der Bewegungsgleichung

$$m \frac{d\mathbf{v}}{dt} = \mathbf{F}_S + q(\mathbf{v} \times \mathbf{B}) \quad (2.1.7)$$

$m$  Masse des Teilchens  $S$ ,  
 $t$  Zeit,  
 $q$  Ladung,  
 $\mathbf{v}$  Geschwindigkeit,  
 $\mathbf{B}$  das umgebende Magnetfeld

Zerlegt man diese Bewegungsgleichung in ihre feldlinienparallele und feldliniensenkrechte Komponente, so ergibt sich

$$m \frac{d\mathbf{v}_{\text{parallel}}}{dt} = \mathbf{F}_{S_{\text{parallel}}} \quad (2.1.8)$$

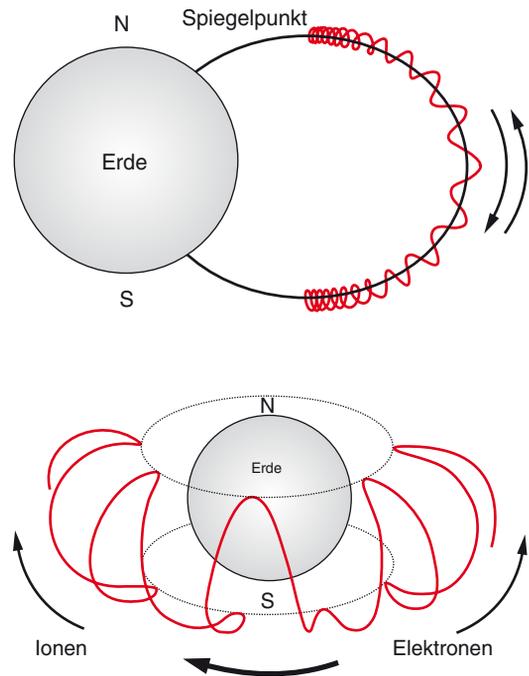
$$m \frac{d\mathbf{v}_{\text{senkrecht}}}{dt} = \mathbf{F}_{S_{\text{senkrecht}}} + q(\mathbf{v} \times \mathbf{B}) \quad (2.1.9)$$

Gl. (2.1.8) entspricht der „normalen“ Bewegungsgleichung, wie sie auch für Neutralgasteilchen gilt, und kann bei zeitunabhängigen äußeren Kräften unmittelbar integriert werden:

$$\mathbf{v}_{\text{parallel}}(t) = \mathbf{v}_{\text{parallel}}(t_0) + \frac{\mathbf{F}_{S_{\text{parallel}}}}{m} (t - t_0) \quad (2.1.10)$$

Die Lösung von Gl. (2.1.9) erweist sich als wesentlich schwieriger und hängt entscheidend von der Konfiguration des Magnetfeldes ab. Deshalb erweist es sich als günstig, die Gesamtbewegung in Einzelkomponenten zu zerlegen. Dies ist auch häufig möglich, da sich die Einzelkomponenten aufgrund ihrer Abläufe auf unterschiedlichen Zeitskalen als nahezu unabhängig voneinander verhalten. Es ergeben sich unter anderen die folgenden Spezialfälle:

- (1)  $F_{S_{\text{senkrecht}}} = 0, \mathbf{B} = \text{homogen} \rightarrow \text{Gyration}$
- (2)  $F_{S_{\text{senkrecht}}} = 0, \mathbf{B}\text{-Gradient} \rightarrow \text{Oszillation}$
- (3)  $F_{S_{\text{senkrecht}}} = 0, \mathbf{B}\text{-Gradient senkrecht } \mathbf{B} \rightarrow \text{Drift}$
- (4)  $F_{S_{\text{senkrecht}}} \neq 0, \mathbf{B} = \text{homogen} \rightarrow \text{Drift}$



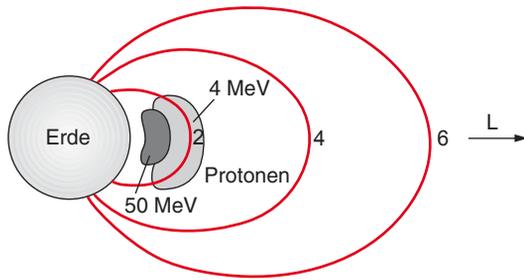
**Bild 2.1.9:** Bewegung geladener Teilchen in der Magnetosphäre.

Dabei sorgt ein senkrecht zur Bewegungsrichtung stehendes Magnetfeld für eine **Gyrationbewegung** der Teilchen, sodass sich die geladenen Teilchen entlang der Magnetfeldlinien gyrierend bewegen. An den Polen wird das Magnetfeld stärker. Dadurch, dass die geladenen Teilchen aus einem inhomogenen magnetischen Feld herausgedrängt werden, entsteht eine **magnetische Flasche**, in der die Teilchen gefangen von Pol zu Pol gespiegelt werden.

Sie oszillieren von einem magnetischen Pol zum anderen und dringen nur bis zu einer Höhe, die von der Stärke des Magnetfelds bestimmt ist, in die Atmosphäre der Erde ein. Ferner entsteht durch die Krümmung der Magnetfeldlinien eine weitere azimuthale Drift der geladenen Teilchen. Bei der hier betrachteten Dipolapproximation liegen die Spiegelpunkte der Teilchenbahnen auf Kreisen gleicher Höhe. In der Realität schwanken die Spiegelpunkthöhen entsprechend der jeweiligen lokalen Magnetfeldstärke. Besonders bekannt ist in diesem Zusammenhang die **Südatlantik-Anomalie** mit ihren auffällig schwachen Magnetfeldstärken. Hier können die geladenen Teilchen besonders tief in die Atmosphäre eindringen und u. a. durch Ionisation von Gasteilchen die bekannten Polarlichter hervorrufen.

### 2.1.3.4 Der Strahlungsgürtel (Van-Allen-Belt)

Die hochenergetische Teilchenpopulation eines **Strahlungsgürtels**, die – wie im letzten Kapitel gezeigt – in der inneren Magnetosphäre eingeschlossen ist, stellt eine potenzielle Gefahr für ein Raumfahrzeug dar. Hochenergetische Teil-



**Bild 2.1.10:** Lage eines Strahlungsgürtels in der Magnetosphäre.

chen können durch **Ionisation** Schäden insbesondere an elektrischen Bauteilen erzeugen. Eine solche häufig zunächst noch reversible Ionisation zum Beispiel in einem Halbleiterbauteil führt durch die zusätzliche Erzeugung von Ladungsträgern zu einem temporären Versagen dieses Bauteils. Ohne die Anwendung von Gegenmaßnahmen können hierdurch erhebliche irreversible Folgeschäden induziert werden, die bis zum Totalausfall des Raumfahrzeuges führen können.

Der Ort maximaler Teilchenflüsse in der Magnetosphäre hängt von Teilchenart, Teilchenenergie und magnetosphärischem Zustand ab. Unter dem Strahlungsgürtel sei im Folgenden die hochenergetische Komponente der Teilchenpopulation verstanden, wobei als untere Grenze etwa 1 MeV für Protonen und 50 keV für Elektronen gelten mag.

Als Beispiel ist in Bild 2.1.10 die **Verteilung des maximalen allseitigen Protonenflusses** bei Energien oberhalb von 4 bzw. oberhalb von 50 MeV skizziert (nach [2.1.1]). Für 4-MeV-Teilchen liegt das Maximum in der (magnetischen) Äquatorebene bei etwa  $L = 1,8$  (ungefähr 5 000 km Höhe), für 50-MeV-Teilchen im Höhenbereich um 3 000 km (innerer Strahlungsgürtel). Maximale äquatoriale Flüsse betragen  $10^{10} \text{ m}^{-2} \text{ s}^{-1}$  für 4-MeV-Teilchen und  $10^8 \text{ m}^{-2} \text{ s}^{-1}$  für 50-MeV-Teilchen. Für Elektronen werden dagegen maximale Flussdichten zwischen  $L = 3$  und  $4$  beobachtet (äußerer Strahlungsgürtel). Die Eigenschaften der höherenergetischen Strahlungsgürtelteilchen sind relativ stabil.

## 2.1.4 Einfluss auf das Raumfahrzeug und die Missionsplanung

Missionsplanung und Raumfahrzeug sind auf die zu erwartende Weltraumumgebung (siehe Kapitel 2.1.1) hin auszulegen. Andererseits werden sich Missionsplanung und Raumfahrzeugentwurf die Weltraumumgebung soweit wie möglich für einen optimalen Einsatz jeglichen Aufwands (z. B. Kosten, Energie, Masse usw.) nutzbar machen. Daher bestimmt die Weltraumumgebung wie kaum eine andere Umweltbedingung den Entwurf eines technischen Geräts.

Abgesehen von sehr speziellen Bedingungen, wird die **Weltraumumgebung** mit folgendem Schema beschrieben:

- Gravitationsfelder,
- Magnetfelder,
- elektromagnetische Strahlung,
- Atmosphären,
- energiereiche Teilchenstrahlung,
- **Hochvakuum** und Plasma,
- Kontamination, Degradation,
- Festkörper-Interaktion.

Diese Punkte müssen bereits in der frühen Missionsplanung bewertet und auf ihre Auswirkungen auf die Mission geprüft werden, damit sie in die Planung der Flugbahn oder des Orbits, in das Massenbudget von thermischen und anderen Schutzmaßnahmen und in die Auswahl von Komponenten und Materialien einbezogen werden. Aufgrund der erworbenen Erfahrung kann der Entwurf von Raumfahrtgerät inzwischen auf eine Reihe von bewährten Methoden, Modellen und Daten zurückgreifen.

### 2.1.4.1 Gravitation und Magnetik

Die Bewegung eines Raumfahrtgeräts unter Weltraumbedingung wird im Wesentlichen von der **Gravitation** bestimmt. Ausgangspunkt jeder Bahnberechnung für ein Raumfahrzeug in dem Schwerfeld eines Zentralkörpers ist das Newtonsche Gravitationsgesetz in der Form

$$F = -\frac{G M m}{r^2} \quad (2.1.11)$$

- $F$  Gravitationskraft,
- $G$  Universelle Gravitationskonstante,
- $M$  Masse des Zentralkörpers,
- $m$  Masse des Raumfahrzeugs,
- $r$  Abstand der jeweiligen Massenschwerpunkte.

Diese Form gilt allerdings nur für

- von anderen Massen isolierte sphärische Körper,
- die Abwesenheit von Impulsübertragung (z. B. Restatmosphäre) und
- nicht-relativistische Umstände.

Schon bei einem nicht-sphärischen Raumfahrzeug bewirkt der Schwerkraftgradient ein Moment, welches die Achse des Raumfahrzeugs mit dem kleinsten Massenträgheitsmoment auf den Zentralkörper ausrichtet. Dieser Effekt wird bei geringer Ausrichtgenauigkeit ( $> 1^\circ$ ) für die sogenannte Schwerkraftgradienten-Lagekontrolle verwendet [2.1.6]. Umgekehrt heißt dies, dass ein aktives Lageregelungssystem diesen Umstand berücksichtigen muss.

Das Gravitationsgesetz in seiner einfachsten Form ist darüber hinaus nur in hinreichender Nähe zu einem Zentralkörper anwendbar. Sind Einflüsse anderer Himmelskörper nicht mehr vernachlässigbar, dann ist ein sogenanntes **Mehrkörpersystem** für die Bahnanalyse zu lösen.

Hinsichtlich dessen Komplexität ist auf die Spezialliteratur zu verweisen. Für sehr genaue Analysen eines Erdborbits sind neben den Gravitationseinflüssen von Mond und Sonne ggf. auch die Wirkungen der Planeten Venus, Mars, Jupiter und Saturn zu berücksichtigen.

Für den Fall, dass der Zentralkörper, wie die Erde, kein sphärisches Gravitationsfeld besitzt, benötigt man für akkurate Bahnberechnungen ein exakteres Modell des Gravitationspotenzials. Für die Erde wurden aus Satellitenbahnverfolgung, Höhenvermessung und Erdschwerebestimmungen inzwischen mehrere Modellbeschreibungen des Geopotenzials entwickelt. Deren Grundprinzip besteht darin, für ein Sphäroid das Gravitationspotenzial in eine unendliche Reihe in Längen- und Breitengradrichtung mittels Legendre-Polynomen zu entwickeln, welche ihrerseits die Laplacesche Differenzialgleichung für ein Gravitationspotenzial  $U$  im leerem Raum erfüllen:  $\nabla^2 U = 0$ . Legendre-Polynome eignen sich besonders, um eine Form anzunähern, die sich nur wenig von einer Kugelgeometrie unterscheidet.

Damit wird das Geopotenzial ausgedrückt mit:

$$U(r, \varphi, \lambda) = \frac{GM}{r} \left( 1 + \sum_{n=2}^{\infty} \sum_{m=0}^n \left( \frac{\alpha}{r} \right)^n \cdot P_{nm} \cdot [C_{nm} \cos(m \lambda) + S_{nm} \sin(m \lambda)] \sin \varphi \right) \quad (2.1.12)$$

- $\alpha$  Referenzachse des Ellipsoids,
- $n, m$  Grad und Ordnung des harmonischen Terms,
- $\lambda, \varphi$  geografische Länge und Breite,
- $C_{nm}, S_{nm}$  sphärische, harmonische Koeffizienten,
- $P_{nm}$  Legendre-Polynom erster Art.

Beispielsweise beschreiben die Harmonischen ( $m = 0$ ,  $n = 2$ ) den Einfluss der Abplattung der Pole.

Das aktuell von der ESA benutzte Modell des Gravitationspotenzials ist das EIGEN-GL04C-Modell (European Improved Gravity Model of the Earth by New Methods) [2.1.7]. Es ist von Grad und Ordnung 360 und basiert auf Ergebnissen der GRACE- und LAGEOS-Missionen. Die Auflösung dieses Modells wird mit einer Wellenlänge von 110 km angegeben und ist z. B. in der Lage, für einen Orbit in 600 km Höhe das Geoid mit einer Genauigkeit von 1 mm anzugeben [2.1.16]. Mit den Ergebnissen der GOCE-Mission wird das Modell noch weiter verfeinert.

Die zunehmende Kenntnis der Gravitationsfelder in Verbindung mit vorhandener Rechenleistung ermöglicht die Ausnutzung der Gravitationsfelder für schwierige Bahnmanöver gerade für interplanetare und erdbezogene Forschungsmissionen, wodurch die Mitnahme von Treibstoff für Bahnmanöver erheblich reduziert werden kann und spezielle Missionen erst möglich werden. Aktuelle Beispiele (2007) sind die Beschleunigung der Plutosonde NEW HORIZONS am Jupiter sowie das Abbremsen der

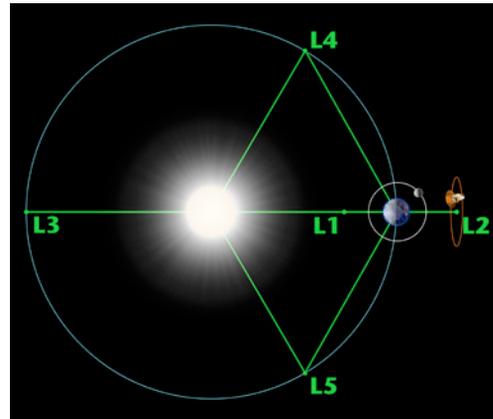


Bild 2.1.11: Lagrange-Punkte im Sonne-Erde-System (Bild: NASA).

Rosetta-Sonde am Mars als wichtige Manöver für das Erreichen einer Kometenbahn.

In der Schwerkraft-Konstellation Sonne – Erde, so wie in allen Mehrkörpersystemen, gibt es ausgezeichnete Punkte im interplanetaren Raum, auf denen sich die Gravitations- und Zentrifugalkräfte die Waage halten (potenzialfreie Zonen). Diese Punkte werden als **Lagrange-Punkte** bezeichnet und eignen sich als feste Beobachtungspunkte relativ zur Sonne und Erde, um die sich Raumflugkörper auf stabilen Bahnen bewegen können. So liegt der Punkt L1 auf einer Linie zwischen Erde und Sonne in etwa 1,5 Mio. Kilometer von der Erde. Er ist Heimat des Sonnenobservatoriums SOHO. L2 und L3 liegen auf der Verlängerung dieser Linie hinter der Erde (L2) bzw. hinter der Sonne (L3). Die Punkte L4 und L5 liegen auf der Erdbahn in 60° Segmentabstand. L1 bis L3 sind metastabile Punkte, sogenannte **Sattelpunkte**. Ein Raumfahrzeug ist dort nur in einer Richtung stabil, in der orthogonalen Richtung hat es die Tendenz davonzudriften und muss daher permanent geringe Bahnkorrekturen durchführen. L4 und L5 werden als **stabile Punkte** bezeichnet, bildlich gesprochen sogenannte „hilltops“. Das Geheimnis ihrer Stabilität liegt in der Coriolis-Kraft, die das Raumfahrzeug beim Abdriften von der „Bergspitze“ in einen stabilen Orbit um den Lagrange-Punkt zieht. Bild 2.1.11 zeigt die Lage der Lagrange-Punkte im Sonne-Erde-System und veranschaulicht den Ziel- und Einsatzort L2 des Hubble-Nachfolgeteleskops JWST. Weitere Beispiele für Satelliten-Missionen zum L2 sind WMAP (NASA) und Herschel/Planck (ESA).

Bewegt sich ein Raumfahrzeug in einem Schwerfeld rein translatorisch und ohne Einfluss weiterer innerer (z. B. Antrieb) oder äußerer Kräfte (z. B. atmosphärische Abbremsung), dann herrscht auf dem Raumfahrzeug im Wesentlichen die Schwerelosigkeit infolge des „freien Falls“ im Gravitationsfeld. Die fast völlige Abwesenheit von Schwere an Bord hat einerseits Vorteile, andererseits sind besondere Gegebenheiten zu beachten. Zu den vorteiligen Effekten gehört, dass mechanische Bauteile und

Mechanismen in extremer Leichtbauweise ausgeführt werden können. Die Auslegungsgrenzen ergeben sich dann meist aus den Startlasten und den Forderungen nach sicherer Funktion. Andererseits stellt die Schwerelosigkeit besondere Anforderungen an die Handhabung von Flüssigkeiten an Bord (z. B. für Treibstoffe). Um unkontrolliertes **Schwappen** zu verhindern und die Zufuhr von Treibstoffen zu den Treibstoffleitungen zu gewährleisten, sind deshalb Vorspannkräfte vorzusehen. Geeignete Vorspannkräfte werden mithilfe der Oberflächenspannung der Flüssigkeiten selbst (Oberflächenspannungstanks), mit vorgespannten Membranen oder durch Spin erzeugt. Weiterhin ist die Funktion von Heatpipes zum Wärmetransport unter Schwerelosigkeit lageunabhängig, was allerdings die Überprüfung ihrer Funktionsfähigkeit am Boden erschwert.

Die **Magnetik** stellt in physikalischer Hinsicht ein völlig anderes Naturphänomen als die Gravitation dar. Die für die Raumfahrt bedeutenden magnetischen Felder sind ebenfalls an natürliche Himmelskörper gebunden. Für die Entstehung dieser Magnetfelder sind – im Gegensatz zur Gravitation – primär innere magnetodynamische Effekte im Himmelskörper verantwortlich und nicht die Existenz des Himmelskörpers per se, und nicht alle Planeten verfügen über ein ausgeprägtes Magnetfeld. Einen sekundären Beitrag für das Magnetfeld leisten Plasmaströme in der Ionosphäre und die Interaktion des inneren Magnetfelds mit dem Sonnenwind. Aufgrund ihrer Entstehung sind Magnetfelder daher weder räumlich noch zeitlich konstant, weshalb ihre Beschreibung auch komplexer als die der Gravitationsfelder ist.

Ähnlich zu einem Gravitationsmodell gibt es auch **Modellbeschreibungen für Magnetfelder**. Bei der Erde sind in Abhängigkeit von der Erdentfernung mehrere Modelle zur Beschreibung erforderlich:

- einfache oder exzentrische Dipolmodelle, anwendbar für niedrige Umlaufbahnen [2.1.8], ein Referenzmodell ist das IGRF-10-Modell (International Geomagnetic Reference Field) [2.1.9],
- die Interaktion des Sonnenwinds mit dem Erdmagnetfeld bewirkt in dessen äußeren Schichten eine erhebliche Deformation: eine Kompression in Richtung der Sonne und eine Ausbildung eines Schweifs auf der sonnenabgewendeten Seite [2.1.10].

Für die Raumfahrt beziehungsweise für den Raumfahrzeugentwurf haben die Magnetfelder nun folgende Bedeutung:

- Die Bewegung eines Raumfahrzeugs in einem Magnetfeld bewirkt eine induzierte elektrische Spannung. Dies kann in einem Raumfahrzeug zu elektrischen Potenzialen in der Größe von einigen Volt führen. Bei geschlossenen Stromkreisen führt dies im Raumfahrzeug und im umgebenden Plasma zu Stromflüssen. In den sogenannten **Tethered-Satellitenmissionen** wird dieser Effekt bewusst zur Bordenergiegewinnung genutzt.

- Besitzt ein Raumfahrzeug ein **immanentes magnetisches Moment**, dann bewirkt ein äußeres Magnetfeld eine magnetische Kraft auf das Raumfahrzeug. Dieser Effekt wird bei speziellen Missionen zur Lageregelung eingesetzt und das Raumfahrzeug entlang des magnetischen Felds ausgerichtet.
- Die Ausbildung von Strahlungsgürteln und die Beschleunigung geladener Teilchen in Richtung der magnetischen Pole bewirken, dass bestimmte Satellitenbahnen erhöhter Strahlungsbelastung ausgesetzt sind (siehe Kapitel 2.1.4.4).

Von speziellen Missionen abgesehen, versuchen Raumfahrzeugentwurf und Orbitauslegung einen störenden Einfluss der Magnetfelder grundsätzlich zu vermeiden.

### 2.1.4.2 Elektromagnetische Strahlung

Die elektromagnetische Strahlung erreicht ein Raumfahrzeug aus allen Richtungen (omnidirektional) mit sowohl räumlich als auch zeitlich schwankenden Strahlungsintensitäten und Wellenlängen. Allerdings spielt für den Betrieb eines Raumfahrzeugs im Wesentlichen nur die von der Sonne emittierte elektromagnetische Strahlung eine Rolle. Ihre Wirkungen sind vielschichtig und stellen hohe Anforderungen an den Entwurfsprozess.

Man kann die Einflüsse der elektromagnetischen Strahlung auf ein Raumfahrzeug in unserem Sonnensystem in folgenden Kategorien zusammenfassen:

#### a) Thermischer Einfluss

Die Energie der einfallenden elektromagnetischen Strahlung wird vom Raumfahrzeug hauptsächlich in **Wärmeenergie** umgewandelt und ist damit der wichtigste äußere Parameter für seine **Wärmebilanz**. Für den Wärmehaushalt relevant sind direkte Sonnenstrahlung, reflektierte Sonnenstrahlung und Eigenstrahlung der Erde bzw. anderer Himmelskörper (siehe 2.1.2, 2.1.3).

Deshalb ist bereits im Entwurf eine genaue Analyse des zeitlichen Verlaufes von Amplituden, Einfallswinkeln und Wellenlängen der über die gesamte Missionsdauer zu erwartenden Energiefussdichten zu erstellen. Die gewonnenen Informationen werden beim Entwurf des Thermalkontrollsystems (TCS) des Raumfahrzeugs verarbeitet (siehe Kapitel 4.3). Eine besondere Herausforderung für das Thermalkontrollsystem stellen die extremen Temperaturgradienten zwischen sonnenzugewandter und sonnenabgewandter Seite beziehungsweise zwischen Sonnenphasen und Schattenphasen dar. Daraus resultierend ist die Längenausdehnung der verwendeten Materialien ein kritischer Entwurfsparameter.

Interstellare elektromagnetische Strahlungsquellen sind für den Wärmehaushalt von Raumfahrzeugen nicht relevant. Allerdings spielt die Temperatur der kosmischen

**Hintergrundstrahlung** ( $T = 2,7 \text{ K}$ ) für den Wärmehaushalt spezieller Forschungssonden (IR-Teleskope) eine den Entwurf bestimmende Rolle, da die Betriebstemperatur der Instrumente noch darunter liegen muss (z. B. Herschel/Planck).

#### b) Photochemische Effekte

Die Energieflussdichten der kurzwelligen solaren elektromagnetischen Strahlung (UV, Röntgen) sind innerhalb unseres Sonnensystems hoch genug, um eine **irreversible Veränderung der Molekülstruktur** der bestrahlten Materie hervorzurufen. Elektronen werden aus ihrer Atombindung gerissen und bewegen sich als freie Elektronen weiter. Für die außen liegenden Komponenten eines Raumfahrzeugs ergeben sich dadurch folgende Effekte:

##### *Fotoelektrischer Effekt*

Solarzellen wandeln die freiwerdenden Elektronen in elektrischen Strom unter Ausnutzung des **fotoelektrischen Effekts** (siehe Kapitel 4.2). Solargeneratoren sind die Grundlage des Energieversorgungssystems nahezu aller heutiger Raumfahrzeuge. Im Erdorbit erzeugen sie heute eine flächenbezogene Leistung von ca.  $350 \text{ W/m}^2$ . Aufgrund der größeren Entfernungen von der Sonne erzeugen Solargeneratoren jenseits der inneren Planeten nicht mehr genügend Strom zur Versorgung eines Raumfahrzeugs. Daher sind bei einigen Missionen zu den äußeren Planeten Generatoren auf der Basis von Radioisotopen an Bord (sogenannte RTGs).

##### *Elektrostatische Aufladung*

Ein unerwünschter Nebeneffekt als Konsequenz des Herauslösens von Elektronen aus der Atomstruktur der Außenhaut des Raumfahrzeugs ist die **elektrostatische Aufladung**. Es entsteht eine positive Ladung der beschienenen Seite gegenüber der nicht beschienenen Seite (Differential Charging). Der so erzeugte Elektronenstrom kann aber auch die negative Aufladung durch energiereiche Elektronen aus der Plasma-Umgebung (siehe Kapitel 2.1.4.4) teilweise kompensieren. Der Grad der Aufladung wird unter anderem bestimmt durch die Lage des Raumfahrzeugs relativ zur Sonne. Satelliten auf sonnensynchronen polaren Bahnen, bei denen eine Seite permanent zur Sonne gerichtet ist, sind gefährdeter als zum Beispiel spin-stabilisierte interplanetare Sonden.

Durch Sonneneruptionen (Solar Flares) kann der Anteil der kurzwelligen Strahlung auf das Tausendfache und teilweise darüber hinaus ansteigen [2.1.4]. Dies kann zu spontanen Entladungen über die Struktur des Raumfahrzeugs führen. Aber auch der Wechsel zwischen Sonnen- und Schattenphasen kann eine Entladung triggern. Weiterhin sind oft operationelle Ereignisse wie Bahnmanöver, das Einschalten der Downlink-Telemetrie oder vergleichbare elektronische Aktivitäten Auslöser von elektrostatischen Entladevorgängen [2.1.5]. Bei einem Entladevorgang fließen

elektrische Ströme entweder über die Struktur (bei **Differential Charging**) oder sogar als Lichtbogen zwischen dem Raumfahrzeug und dem umgebenden Plasma (**Arcing**).

Mögliche Folgen dieser Entladevorgänge sind:

- **Degradation** von Solarzellen,
- Degradation optischer Sensoren,
- Beschleunigung des Zerfalls von Oberflächenbeschichtungen.

Als einfache Präventionsmaßnahme sollten für die äußere Struktur des Raumfahrzeugs soweit wie möglich leitende Materialien verwendet werden. Im Falle der Solargeneratoren kann dies aber nur in begrenztem Maße verwirklicht werden. In einem Kompromiss zwischen elektrischer Leitfähigkeit und optischer Transparenz wird für die Deckglasschicht der Solarzellen Indiumoxid verwendet. Dadurch kann der flächenbezogene elektrische Widerstand auf weniger als  $5000 \Omega/\text{cm}^2$  reduziert werden [2.1.4].

##### *Elektrische Widerstandsänderung*

Das Herauslösen von Elektronen aus ihrer Atombindung durch UV-Strahlung verursacht geringe Änderungen des elektrischen Widerstands von elektronischen Bauteilen.

##### *Versprödung*

Die Versprödung ist eine weitere Form der **Materialschädigung**, ausgelöst durch harte UV-Strahlung. Sie hat einen Einfluss auf die Steifigkeit der mechanischen Struktur und ist insbesondere relevant auf Komponentenebene bei Mechanismen bzw. mechanisch beanspruchten Teilen. Bei vielen Polymerwerkstoffen besteht eine besondere Neigung zur Versprödung [2.1.4].

##### *Verdunkelung*

Durch die Veränderungen auf atomarer Ebene findet bei vielen optisch transparenten Materialien eine **Verdunkelung (Darkening)** statt. Dazu zählen optische Linsen, Deckglasschichten von Solarzellen und auch der Klebstoff zwischen Deckglas und Solarzelle. Direkte Folgen davon sind eine geringere Ausleuchtung von optischen Instrumenten und Solarzellen sowie ein Anstieg der Betriebstemperatur von Solarzellen aufgrund des Anstiegs des für die Wärmebilanz wichtigen  $\alpha$ - $\epsilon$ -**Verhältnisses** der Deckglasschicht.

Sowohl die geringere Zellausleuchtung als auch der Anstieg der Zelltemperatur führen zu geringerer Effizienz bei der Stromerzeugung.

#### 2.1.4.3 Atmosphärische Einflüsse

Die atmosphärischen Einflüsse spielen naturgemäß nur in unmittelbarer Nähe zu Planeten oder Monden eine Rolle. Die Atmosphäre der Erde ist demnach nur relevant für Raumfahrzeuge im erdnahen Orbit (LEO,  $< 1000 \text{ km}$ ).

Trotz der maximalen Ausdehnung der **Neutralgasatmosphäre** auf 120 km Höhe über der Erdoberfläche spürt ein Raumfahrzeug im erdnahen Orbit die wenn auch sehr dünne, aber dennoch vorhandene **Restatmosphäre** durch den von ihr ausgeübten aerodynamischen Widerstand (**Atmospheric Drag**).

Wie schon in Kapitel 2.1.1 erwähnt, entsteht beim Durchfliegen der Restatmosphäre ein Windschatten hinter dem Raumfahrzeug, also ein Gebiet mit noch wesentlich niedrigerem Umgebungsdruck. Dieses Gebiet kann für sehr spezielle Experimente mit hohen Anforderungen an das **Vakuum** genutzt werden.

Zusammensetzung und Dichte der Restatmosphäre sind stark an **geomagnetische und solare Ereignisse** gekoppelt, da diese die obere Atmosphäre erwärmen und damit ausdehnen. In 500 km Höhe zum Beispiel kann die Dichte der Atmosphäre zwischen solaren Minima und Maxima um den Faktor 100 variieren. Folglich ist auch der vom Raumfahrzeug erfahrene aerodynamische Widerstand starken Schwankungen unterworfen, welche in dem Missionsentwurf berücksichtigt werden müssen und in die Lebensdauerberechnung mit eingehen.

Ein Beispiel für die gravierenden Auswirkungen des schwankenden aerodynamischen Widerstands in niedrigen Erdumlaufbahnen ist der unkontrollierte Absturz des amerikanischen Forschungsmoduls **Skylab** (1979). Eine Periode außergewöhnlich hoher Sonnenaktivität hat damals zu einer unvorhergesehenen Zunahme des aerodynamischen Widerstands geführt und das Modul zum Wiedereintritt in die Erdatmosphäre gezwungen, noch bevor eine Rettungsmission gestartet werden konnte. Die Internationale Raumstation ISS verliert pro Tag im Orbit zwischen 100 m und 200 m an Höhe und muss deswegen regelmäßig mittels der Triebwerke eines angedockten Versorgungsschiffes, z. B. ATV, oder eigener Triebwerke auf ihre nominale Bahnhöhe gehoben werden (**Re-boost**).

Um Eigenschaften und Zustand der Restatmosphäre vorhersagen zu können, gibt es öffentlich zugängliche Tabellen. Daraus lässt sich der über den Missionsverlauf zu erwartende aerodynamische Widerstand berechnen, abhängig von der Querschnittsfläche des Raumfahrzeugs, Startdatum, Bahnhöhe und Bahnneigung (Inklination).

Der **atomare Sauerstoffanteil** in der Restatmosphäre bedeutet eine aggressive Umgebung für die Materialien eines Raumfahrzeugs. Dies resultiert nicht nur aus seiner chemischen Reaktionsfreudigkeit, sondern eher aus der Kombination dieser mit der hohen **Relativgeschwindigkeit** von ca. 8 km/s, mit der die Atome auf die Oberfläche auftreffen. Die bekannten Wirkungen sind Erosion, Formation stabiler Oxide, chemolumineszentes Glühen (Spacecraft Glowing). Durch **Erosion** entstehen flüchtige Produkte, welche eine Oberflächenrezession zur Folge haben und zur Eigenkontamination des Raumfahrzeugs beitragen. Besonders anfällige Stoffe sind Kapton, Polyethylen und

reines Silber [2.1.4], [2.1.15]. Auf Solargeneratoren in hohem Umfang verwendetes Silber ist daher vor direktem Einfall zu schützen.

Zu den sekundären Folgen der Erosionsprozesse zählen die irreversible Degradation von Materialeigenschaften (optisch, thermisch, mechanisch, elektrisch), die Verschlechterung der Schmierfähigkeit von Schmierstoffen durch Oxidation und die mögliche Rissbildung in Oberflächenbeschichtungen.

Das primäre Interesse bezüglich der Wirkung des atomaren Sauerstoffs liegt auf den Raumfahrzeugen mit langer Lebensdauer (z. B. ISS) und speziell auf empfindlichen optischen Instrumenten, die unterhalb 500 km Bahnhöhe betrieben werden.

Die eintreffende kurzweilige Strahlung von der Sonne bewirkt eine Ionisierung von Teilen der oberen Atmosphärenschicht (**Fotoionisation**, siehe Kapitel 2.1.3). Die Dichte des so entstehenden Plasmas in der Ionosphäre erreicht ihr Maximum in 300 bis 400 km Höhe, wobei jedoch die Dichte der Neutralatmosphäre unterhalb 1 000 km bedeutend größer ist. Die **Ionosphäre** hat einen signifikanten Einfluss auf die Ausbreitung von Radiowellen. Radiowellen, deren Frequenz unter der **Plasma-Frequenz**  $f_p \approx 9\,000 \sqrt{n_e}$  liegt ( $n_e$  Elektronendichte in  $\text{cm}^{-3}$ ), werden an der Ionosphäre reflektiert. Die zusätzliche Existenz des Erdmagnetfeldes führt zu einer Umkehr der Polarisation jeglicher die Ionosphäre passierender elektromagnetischer Strahlung [2.1.4].

Diese Effekte können negative Auswirkungen auf die Kommunikation mit Raumfahrzeugen haben.

Abgesehen von der Erosion durch atomaren Sauerstoff üben die Atmosphären anderer Himmelskörper ähnliche Kräfte aus. Zu erwähnen ist das kontrollierte Abbremsen von Orbitern in der Planetenatmosphäre (**Aerobreaking**) zum Erreichen der gewünschten Umlaufbahn um den Planeten bei gleichzeitiger beträchtlicher Reduktion des Treibstoffbedarfs (Mars Global Surveyor, Venus Express).

Die Interaktion eines Raumfahrzeugs mit der Atmosphäre während Start, Landung und Wiedereintritt wird in Kapitel 2.3 behandelt.

#### 2.1.4.4 Energiereiche Teilchenstrahlung

Jedes Raumfahrzeug ist während seiner Mission einem permanenten Teilchenstrom mit variierenden Intensitäten ausgesetzt. Energiereiche Teilchen mit Energien im MeV-Bereich treffen mit hohen Geschwindigkeiten auf und verursachen dadurch eine Vielzahl von Gefahren und Störungen. Die Teilchenflussdichte und deren Auswirkungen werden deshalb bereits in der frühen Entwurfsphase berücksichtigt. So spielt diese Strahlungsumgebung in der Entwurfsphase eine Rolle bei der Auswahl des Orbits. Anhand von Modellen wird die zu erwartende Strahlendosis differenziert nach bestimmten Teilchenparametern ermittelt und den entsprechenden Wirkungen zugeordnet.

Energiereiche Teilchen erreichen das Raumfahrzeug aus folgenden Quellen:

- Strahlungsgürtel,
- solare Ereignisse,
- kosmische Teilchenstrahlung,
- sekundäre Teilchenstrahlung,
- andere Strahlungsquellen.

Energereiche Elektronen und Protonen aus dem Sonnenwind werden vom Erdmagnetfeld eingefangen und konzentrieren sich in **Strahlungsgürteln** (Van-Allen-Gürteln). Der innere Strahlungsgürtel reicht aufgrund des zur Erdrotationsachse gekippten und versetzten Erdmagnetfeldes näher zu Erdoberfläche hin (bis ca. 500 km Höhe) und erzeugt somit im südatlantischen Raum die sogenannte Südatlantik-Anomalie. Durch sie wird die Dosis energiereicher Teilchen in erdnahen Orbits mit geringer Inklination dominiert. Dieses Phänomen muss beim Raumfahrzeug-Entwurf berücksichtigt werden. Die Strahlungsgürtel werden sowohl von erdnahen als auch von erdfernen Orbits (GEO und darüber hinaus) gekreuzt. In erdnahen Orbits überwiegt der Einfluss der Protonen, in erdfernen Orbits der der eingefangenen Elektronen. Raumfahrzeuge auf polaren Orbits mit Inklinationen  $> 80^\circ$  sind aufgrund der Geometrie des Erdmagnetfeldes (siehe Kapitel 2.1.3) erhöhten Strahlungsdosen ausgesetzt. Die maximale **Strahlungsdosis (Equivalent Dose)** für Astronauten ist in diesen Orbits in ca. 5 ... 7 Tagen erreicht. Teilchen aus den Strahlungsgürteln verursachen die Degradation von elektronischen Komponenten und Solarzellen, die Degradation von Werkstoffen, elektrostatische Aufladung und sogenannte Single-Event-Phänomene. Dadurch reduzieren sie die Empfindlichkeit von besonders sensiblen optischen Instrumenten (CCDs). Das Auftreffen hochenergetischer Teilchen kann weiterhin zur Freisetzung **radioaktiver Strahlung** führen (Aktivierung). Diese erhöht wiederum das **Hintergrundrauschen** in empfindlichen Messgeräten und stellt eine Gefahr für biologische Systeme dar.

Die **Degradation** elektronischer Komponenten beruht auf Gefügeänderungen durch einschlagende Teilchen. Dies kann über Ionisation oder die Versetzung von Atomen in der Kristallstruktur (Displacement oder **Bulk Damage**, z.B. bei Solarzellen) erfolgen.

**Elektrostatische Aufladung** des Raumfahrzeugs entsteht einerseits durch das Auftreffen und „Klebenbleiben“ geladener Plasmateilchen (im Allgemeinen Elektronen) auf der Außenhaut (**Surface Charging**), andererseits durch das Einlagern hochenergetischer geladener Teilchen in dielektrischen Materialien (Kabelisolationen, Leiterplatten) im Inneren des Raumfahrzeugs (**Deep dielectric Charging**). Gerade letzteres Phänomen kann drastische Folgen haben, denn der resultierende Entladevorgang kann direkt über den elektrischen Schaltkreis erfolgen.

**Single-Event-Phänomene** entstehen durch den Einschlag eines einzelnen, hochenergetischen Teilchens. Schwere Ionen, Protonen oder Neutronen aus der kosmischen Teilchenstrahlung oder aus Sonneneruptionen zählen zu den potenziellen Verursachern. Auch Protonen aus dem inneren Strahlungsgürtel können indirekt Single-Event-Phänomene verursachen, indem sie durch ihren Einschlag schwere energiereiche Teilchen produzieren. Eine besondere Gefahr stellen diese Phänomene für elektronische Bauteile dar. In Abhängigkeit von der Dichte des Energieeintrags durch den Einschlag (**Linear Energy Transfer, LET**) wird der Grad der Zerstörung unterschieden in:

- **Single Event Upset:**  
temporäre Änderung des logischen Zustands eines IC (integrated circuit) mit der Folge von falschen Kommandos z. B. an das Lageregelungssystem,
- **Single Event Latchup:**  
Änderung des Zustands eines IC, die nur durch Rücksetzen (Reset) behoben werden kann,
- **Single Event Burnout:**  
Zerstörung eines IC.

Um das Gelingen einer Mission zu sichern, müssen in der Entwurfsphase geeignete Maßnahmen zum Schutz vor Single-Event-Phänomenen getroffen werden [2.1.4]. Bei Sonneneruptionen (**Solar Flares**) und koronalen Massenauswürfen (**Coronal Mass Ejections, CME**) werden riesige Mengen an hochenergetischen geladenen Teilchen in den interplanetaren Raum geschleudert. Dadurch entstehen kurzzeitig extreme Schwankungen in den Strahlungsdosen, die auf ein Raumfahrzeug einwirken.

Die **kosmische Teilchenstrahlung (Galactic Cosmic Ray, GCR)** setzt sich zusammen aus hochenergetischen Protonen (83 %), Alphateilchen (13 %), Elektronen (3 %) und Atomkernen mit Ordnungszahlen  $> 2$  (1 %). Die kosmischen Teilchen haben Energien zwischen 100 MeV und  $10^{20}$  MeV [2.1.4]. Obwohl die Intensität der intergalaktischen Teilchenstrahlung vergleichbar gering ist (Größenordnung einige Teilchen pro  $\text{cm}^2$  pro s), stellt sie doch aufgrund des hohen Impulses der Teilchen eine besondere Gefahr für Raumfahrzeuge dar. Höchstenergetische Protonen treffen mit nahezu Lichtgeschwindigkeit auf und verursachen somit Schäden an empfindlichen Materialien, elektronischen Bauteilen oder biologischem Gewebe.

Die **sekundäre Teilchenstrahlung** bezeichnet diejenigen Teilchen, die durch den Einfall hochenergetischer Teilchen freigesetzt werden, um ihrerseits mit dem Raumfahrzeug zu interagieren und Störungen zu verursachen.

**Andere Quellen** energiereicher Teilchenstrahlung sind die durch Interaktion mit der oberen Atmosphäre freigesetzten Ionen und Neutronen sowie die Teilchenemissionen von radioaktiven Quellen an Bord des Raumfahrzeugs (z. B. Radio-Isotopen-Generatoren, RTGs).

#### 2.1.4.5 Hochvakuum

Der sehr niedrige Umgebungsdruck im Weltraum außerhalb der Neutralatmosphäre (> 100 km Höhe) hat ebenfalls einen bestimmenden Einfluss auf Entwurf und Betrieb eines Raumfahrzeugs. So herrscht zum Beispiel in 500 km Höhe (LEO) nur noch ein **Umgebungsdruck** von  $10^{-7}$  Pa. Auf der Höhe der geostationären Umlaufbahn (36 000 km) ist der Umgebungsdruck etwa gleich dem des interstellaren Raumes, nämlich  $10^{-15}$  Pa. Eine Reihe von Mechanismen beziehungsweise physikalischen Vorgängen müssen diesbezüglich beleuchtet werden:

- Ausgasung/Sublimation,
- fehlende Konvektion,
- Änderung von Materialeigenschaften wie Festigkeit und Lebensdauer/Materialermüdung,
- Kaltverschweißen.

Durch den niedrigen Umgebungsdruck entweichen vom Material absorbierte Gasvorkommen und Wasserdampf. **Sublimation** beschreibt den Prozess des Verdampfens von Atomen/Molekülen aus der Oberfläche, sobald der Umgebungsdruck den spezifischen **Dampfdruck** des Materials erreicht beziehungsweise unterschreitet. Für das Entweichen von Gasen oder Teilchen aus der Oberfläche eines Materials steht der Oberbegriff **Ausgasung (Outgassing)**. Die Ausgasungsrate steigt mit der Umgebungstemperatur. Ausgasung geht einher mit **Massenverlust** und der Veränderung der Oberflächeneigenschaften von betroffenen Materialien.

Folgende Stoffe neigen besonders zum Ausgasen:

- Wasser,
- Lösungsmittel,
- Additive, z. B. Weichmacher,
- „Uncured Monomeric Material“,
- traditionelle Schmierstoffe,
- Ablagerungen, die das Raumfahrzeug vor oder während der Mission kontaminiert haben.

Die Ausgasungsprodukte stellen eine Gefahr für empfindliche Komponenten, zum Beispiel optische Instrumente, Thermalbeschichtungen, Hochspannungsapparate, dar.

Im folgenden Kapitel 2.1.4.6 wird der Einfluss dieser Ausgasungsprodukte auf die **Eigenkontamination** des Raumfahrzeugs näher beleuchtet.

Auf der Erde verwendete traditionelle Schmierstoffe sind deshalb nicht für den Einsatz im Weltraum geeignet, da sie im Allgemeinen einen hohen spezifischen Dampfdruck besitzen und ihre Schmiereigenschaften oftmals auf absorbierten Gasen oder Wasser beruhen. Als Alternative finden Beschichtungen aus Graphit oder Molybdändisulfid ( $\text{MoS}_2$ ) Anwendung.

#### Wärmetransport

Aufgrund der überaus geringen Dichte spielt der auf der Erde so wichtige Prozess der **Konvektion** im Weltraum

lokal so gut wie keine Rolle. Der externe Wärmeausgleich zwischen Raumfahrzeug und Weltraumumgebung findet fast ausschließlich durch Wärmestrahlung statt. Intern wird die Wärmeenergie durch Strahlung und Leitung ausgetauscht. Dies ist eine große Herausforderung für den Entwurf des Temperaturkontrollsystems (TCS), besonders bei Raumfahrzeugen, bei denen überschüssige Wärme dissipiert werden muss.

#### Änderung der Materialeigenschaften

Festigkeit, Lebensdauer und Ermüdung von Materialien unterliegen Veränderungen in der **Hochvakuum-Umgebung**. Im Allgemeinen erhöht sich die Lebensdauer von mechanisch beanspruchten Bauteilen. Für viele Materialien verbessert sich das Ermüdungsverhalten um mehr als eine Größenordnung, obwohl für manche Werkstoffe (z. B. Nickel, Inconel 550) keine Aussage getroffen werden kann. Hierbei ist auf aktuelle Materialforschungsergebnisse zu verweisen. Materialverhalten im Hochvakuum ist ein aktueller Forschungsgegenstand auf der Internationalen Raumstation.

Sehr gut dokumentiert ist die Erhöhung der mechanischen Festigkeit von Glas bei fallendem Umgebungsdruck. Sie verdreifacht sich bei einem Abfall des Umgebungsdruckes von 1 bar auf 1 mbar.

#### Kaltverschweißen

Eng anliegende metallische Bauteile können durch das Entweichen der auf der Erde vorhandenen intermittierenden Gasschicht eine Verbindung eingehen. Besonders bei beweglichen Teilen wird dieser Effekt als kritisch betrachtet.

#### 2.1.4.6 Kontamination

##### Kontamination von Raumfahrzeugen

Eine individuelle Vorhersage des Kontaminationsgrades ist sehr schwierig, da eine große Bandbreite an Stoffen mit sehr variablen Ausgasungscharakteristiken involviert ist. Die Komplexität eines Kontaminationsmodells wird darüber hinaus noch gesteigert durch die Interaktion der Ausgasungsprodukte mit Oberflächen, der Restgasatmosphäre und der elektromagnetischen Strahlung sowie der energiereichen Teilchenstrahlung. Eine Anleitung für eine missionsbezogene Kontaminationsanalyse findet man z. B. in [2.1.17].

Als Quellen einer **Kontamination** sind folgende Phänomene identifiziert:

- **Ausgasung** inklusive Zerfallsprodukte,
- Teilchenwolken aus **Verbrennungsprozessen** von Antriebssystemen (**Plumes**),
- Teilchenpopulationen infolge von Ionenbeschuss im Plasma (**Sputtering**),
- Einschlag von Mikrometeoriten und Space Debris,
- Auslösen pyrotechnischer Einheiten oder **Ausklinkmechanismen**.

Molekulare Ausgasungsprodukte zerfallen teilweise unter dem Einfluss von kurzweiliger Sonnenstrahlung, energiereicher Teilchenstrahlung, atomarem Sauerstoff und elektrostatischen Entladevorgängen. Die Zerfallsprodukte können ein vollkommen anderes Ad- und Desorptionsverhalten aufweisen. Aus diesen Betrachtungen wird ersichtlich, dass der Kontaminationsgrad eines Raumfahrzeugs zu einem gewissen Teil auch von der Aktivität der Sonne und der Interaktion mit dem Erdmagnetfeld mitbestimmt wird und damit über die Dauer der Mission variiert.

Als Präventionsmaßnahme gegen das Ausgasen im Weltraum werden Raumfahrzeuge vor ihrem Start in einer Thermal-Vakuum-Kammer **ausgebacken (Baking)**, um den Ausgasungsprozess bereits auf der Erde künstlich zu starten. Dieser Vorgang ist in Kapitel 8.3.4 näher beschrieben.

**Plumes sind Gaswolken**, die beim Feuern der Triebwerke des Bahn- und Lageregelungssystems (Attitude and Orbit Control System, AOCS) entstehen und sich auf Oberflächen absetzen können.

Der Einschlag von Ionen löst Atome aus der Oberfläche und erzeugt eine Teilchenpopulation, die sich ihrerseits auf anderen Oberflächen absetzen kann (**Sputtering**). Elektrostatische Aufladung kann diesen Effekt verstärken, da durch ein negatives Potenzial weitere Ionen in Richtung Raumfahrzeug beschleunigt werden.

Das Hauptaugenmerk bei der Betrachtung der Kontamination liegt demnach auf der Degradation der Leistungsfähigkeit von Raumfahrzeug-Systemen beziehungsweise deren Untersystemen aufgrund von:

- **Stoffablagerungen** auf empfindlichen Oberflächen (hauptsächlich Ausgasung):
  - Einfluss auf thermo-optische Eigenschaften,
  - Einfluss auf Schmierstoffeigenschaften,
  - Einfluss auf elektrische Leitfähigkeit,
- **Glühen**, hervorgerufen durch atomaren Sauerstoff,
- Störungen im Sichtfeld optischer Sensoren:
  - Lichtabsorption,
  - Lichtablenkung (**Scattering**),
  - Hintergrundrauschen (**Background Noise**).

Stoffablagerungen auf thermisch ausgelegten Oberflächen beeinflussen das Emissions- und Absorptionsverhalten und führen daher zu Störungen, auf die das Temperaturkontrollsystem reagieren muss. Dies gilt auch für optisch ausgelegte Oberflächen (Linsen, Spiegel), wobei dort zusätzlich eine Beeinträchtigung der Lichtdurchlässigkeit von Linsen und des Reflexionsvermögens von Spiegeln eintritt. In Hochspannungsapparaten können durch Ablagerungen und Gase Kurzschlüsse entstehen. Deshalb wartet man, wenn möglich, so lange mit der Inbetriebnahme dieser Anlagen, bis die Intensität des Ausgasungsprozesses eine kritische Schwelle unterschritten hat (wenige Tage bis zu 1 Monat).

### Kontamination durch Raumfahrzeuge

Wenn von Kontamination die Rede ist, sollten auch Überlegungen zur Kontamination **erdfremder Materie** durch ein irdisches Raumfahrzeug angestellt werden.

Es ist eine der wichtigsten Triebfedern des Menschen, seinen physischen und geistigen Horizont stetig zu erweitern auf der Suche nach neuem Lebensraum sowie auf der Suche nach dem Ursprung seiner Existenz. Dabei kommt es unvermeidlich zum Kontakt zwischen vorher biologisch voneinander isolierten Welten (Apollo: Mond, Viking: Mars, SMART-I: Mond, Huygens: Saturnmond Titan, Rosetta bzw. Philae: Komet Tschurjumow-Gerassimenko).

Es herrscht Konsens unter den Raumfahrt-Nationen, dass eine ungewollte biologische Kontamination anderer Himmelskörper durch irdische Raumfahrzeuge möglichst zu vermeiden ist, einerseits um die Messergebnisse auf der Suche nach **extraterrestrischen Lebensformen** nicht zu verfälschen, andererseits aber auch, um die Gefahr einer Zerstörung eventuell vorhandener Lebensformen zu minimieren.

Interplanetare Sonden und Landeeinheiten werden daher vor dem Start einer sehr gründlichen Reinigung unterzogen. Bestimmungen darin sind in den Dokumenten unter dem Begriff „Planetary Protection“ festgelegt. Für außerirdische Materie, die von **Rückkehrmissionen (Sample Return Mission)** auf die Erde gebracht wird, gelten ähnliche Regeln [2.1.18].

#### 2.1.4.7 Mikrometeoriten und Weltraummüll

Ein weiterer die Umweltbedingungen bestimmender Faktor für Raumfahrzeuge sind die im interplanetaren Raum, besonders jedoch im Erdorbit vorhandenen Festkörperobjekte. Diese Objekte lassen sich in natürliche Objekte und vom Menschen hergestellte künstliche Objekte, sogenannter **Weltraummüll (Space Debris)**, kategorisieren. Natürliche Objekte in Erdnähe umfassen Meteoriten, Mikrometeoriten, Kometen, Asteroiden und Staub. Von künstlichen Objekten spricht man bei ausgedienten Satelliten, Raketenstufen (teilweise explodiert) und deren Fragmenten, verlorenen Werkzeugen bis hin zu Farbstreben.

Die Gefahr, von einem natürlichen Objekt getroffen zu werden, ist für Raumfahrzeuge im Allgemeinen vernachlässigbar klein. Eine Ausnahme bilden die periodisch wiederkehrenden **Meteoritenschauer** (Perseiden, Leoniden), deren Intensität um den Faktor 100 über der mittleren Intensität eines Jahres liegt. Dagegen stellt die hohe Anzahl künstlicher, vor allem kleiner, nicht verfolgbarer Objekte im Erdorbit eine permanente und ständig wachsende Gefahr für bemannte sowie unbemannte Raumfahrzeuge dar. Während die Objekte mit einer Größe  $> 10$  cm durch Radaranlagen verfolgt werden können und eine exakte Positionsbestimmung möglich ist, ist ein Raumfahrzeug dem Aufprall kleinerer Objekte mehr oder weniger ausgeliefert.

Bei Relativgeschwindigkeiten von etwa 10 km/s können auch sehr kleine Fragmente im Submillimeter-Bereich erhebliche Schäden verursachen. Große Anstrengungen werden unternommen, um mehrschichtige Schutzschildmechanismen zu entwickeln, die auf der Fragmentierung und der Umwandlung der kinetischen Energie der auftreffenden Objekte in thermische Energie beruhen. Detaillierte Untersuchungen in Experiment und Simulation werden am Freiburger Ernst-Mach-Institut für Kurzzeitdynamik angestellt.

Kapitel 2.4 geht näher auf dieses Thema ein und stellt detaillierte Betrachtungen zu Schutzmaßnahmen, **Auftreffwahrscheinlichkeiten** und Risiken an.

## Literatur

- [2.1.1] *Prölls, G. W.*: Physik des erdnahen Weltraums. 2. Auflage. Heidelberg: Springer-Verlag, 2004.
- [2.1.2] ESA/ESTEC: Space Engineering - Space Environment. ECSS-E-ST-10-04C.
- [2.1.3] *Kertz, W.*: Einführung in die Geophysik II. BI-Hochschul-taschenbücher Band 535, 1969 unveränderter Nachdruck, 1985.
- [2.1.4] *Fortescue, P.; Stark, J.*: Spacecraft Systems Engineering. 3<sup>th</sup> Edition. Wiley-VCH, 2003.
- [2.1.5] *Houston, A.; Rycroft, M.*: Keys to Space. International Space University, New York: McGraw-Hill, 1999.
- [2.1.6] *Wiesel, W. E.*: Space Dynamics. McGraw-Hill, Hightstown, NJ, 1989.
- [2.1.7] *Forster, C., et al.*: A Mean Global Gravity Field Model from the Combination of Satellite Mission and Altimetry Gravimetry Surface Data - EIGEN-GL04C, Geophysical Research Abstracts, Vol. 8, 03462, 2006.
- [2.1.8] *Stern, D.*: Representation of Magnetic Fields in Space, Rev. Geophys. and Space Phys. 14, 199, 1976.
- [2.1.9] IGRF-10, Liste der Modell-Koeffizienten auf der IAGA Web-Seite: <http://www.ngdc.noaa.gov/IAGA/vmod/igrf.html>.
- [2.1.10] *Alekseev, I. I., et al.*: J. Geophys. Res., V. 106, No. A11, P. 25, 683-694 (2001).
- [2.1.11] *Tribble, A. C.*: The Space Environment - Implications for Spacecraft Design. New Jersey/USA: Princeton University Press, 1995.
- [2.1.12] *Anderson, B. J., Smith, R. E.*: Natural Orbital Environmental Guidelines For Use in Aerospace Vehicle Development. NASA Technical Memorandum 4527. Alabama/USA: Marshall Space Flight Centre (MSFC), 1994.
- [2.1.13] *Ondoh, T.; Marubashi, K.*: Science of Space Environment. Leipzig: IOS Press/LSL.de, 2001.
- [2.1.14] *Hastings, D.*: Spacecraft-Environment Interactions. Cambridge Atmospheric and Space Science Series.
- [2.1.15] *Hallmann, W.; Ley, W.*: Handbuch der Raumfahrttechnik. 2. Auflage. München: Carl Hanser Verlag, 1999.
- [2.1.16] *Flechtner, F., et al.*: The Benefit of EIGEN Gravity Field Models for Altimetry and Vice Versa, Proc. ESA Symposium „15 Years of Progress in Radar Altimetry“, Venice, Italy, March 2006.
- [2.1.17] ESA/ESTEC: Space Product Assurance - Cleanliness and Contamination Control, ECSS-Q-ST-70-01C.
- [2.1.18] COSPAR/IAU: COSPAR Planetary Protection Policy, Huston, Texas, 2002/Amended 2005.

## 2.2 Bahnmechanik

*Oliver Montenbruck*

Schon lange vor dem Start des ersten Satelliten Sputnik 1 haben Astronomen und Himmelsmechaniker intensiv die Bewegung der Planeten und des Mondes studiert. Die daraus abgeleiteten **physikalischen Modelle** und Berechnungsverfahren eignen sich in vieler Hinsicht auch gut dazu, die **Bewegung künstlicher Erdtrabanten** zu beschreiben. Deren große Zahl und geringe Entfernung hat umgekehrt zu einem immer besseren Verständnis und zu genaueren Modellen der wirksamen Kräfte beigetragen. Konnte mit Sputnik erstmals die Birnenform der Erde nachgewiesen werden, erlauben es Satelliten wie die GRACE-Formation heute, sogar saisonale Schwankungen des Erdschwerefeldes nachzuweisen. Die bahnmechanische Beschreibung der Satellitenbewegung ist damit nicht nur für den Satellitenbetrieb selbst, sondern auch für die geophysikalische Forschung von großer Bedeutung.

Im folgenden Abschnitt sollen zunächst die grundlegenden **Gesetze der Bahnmechanik** von Satelliten im Schwerefeld der Erde dargestellt werden. Sie erlauben die Modellierung und **Vorhersage von Satellitenbahnen** und bilden gleichzeitig die Grundlage für die Bahnbestimmung, also die Ermittlung des jeweiligen Orbits aufgrund radiometrischer oder optischer Messungen. Neben den Verfahren der Ausgleichsrechnung und Filterung werden hierzu auch die verschiedenen Sensoren und Messverfahren zur Navigation von Satelliten vorgestellt. Der letzte Abschnitt schließlich behandelt am Beispiel von Fernerkundungssatelliten und geostationären Satelliten exemplarisch Verfahren der Bahnauslegung und -haltung.

### 2.2.1 Bahnmodellierung

#### 2.2.1.1 Kepler-Bahnen

Wie eingangs erläutert, folgt die Bewegung eines Erdsatelliten den gleichen grundlegenden Gesetzmäßigkeiten, die auch für die Bewegung der Planeten um die Sonne oder des Mondes um die Erde gelten. Sie wurden zunächst von Johannes Kepler aus Beobachtungen der Planetenpositionen abgeleitet und konnten später mit Hilfe des Newtonschen Gravitationsgesetzes physikalisch verstanden werden. Übertragen auf den Fall eines Satelliten im Erdschwerefeld lauten die drei sogenannten **Keplerschen Gesetze**:

1. Die Bahn eines Satelliten um die Erde ist eine Ellipse (oder allgemeiner: ein Kegelschnitt), deren einer Brennpunkt mit dem Erdmittelpunkt zusammenfällt.
2. Der Radiusvektor vom Erdmittelpunkt zum Satelliten überstreicht in gleichen Zeiten gleiche Flächen.

3. Die Quadrate der Umlaufzeiten zweier Satelliten verhalten sich wie die dritten Potenzen ihrer mittleren Abstände vom Erdmittelpunkt.

Das erste Keplersche Gesetz impliziert, dass die Bewegung eines Satelliten in einer **unveränderlichen Bahnebene** erfolgt, die durch den Mittelpunkt der Erde verläuft. Ursache hierfür ist, dass die Anziehung der Erde (in erster Näherung) immer zum Erdmittelpunkt gerichtet ist. Damit wirkt zu keinem Zeitpunkt eine Kraft senkrecht zum Positionsvektor  $\mathbf{r}$  oder Geschwindigkeitsvektor  $\mathbf{v} = \dot{\mathbf{r}}$  und eine einmal eingeschlagene Bahnebene kann nicht mehr verlassen werden. Auch der Flächensatz (2. Keplersches Gesetz) ist eine unmittelbare Folge dieses Umstands und besagt nichts anderes als die Erhaltung des Bahndrehimpulses in einem zentralen Kraftfeld.

Die elliptische Bahnform sowie die Abhängigkeit der Umlaufzeit von der Größe der Bahn sind dagegen eine Folge der quadratischen Abnahme der **Gravitationsbeschleunigung**

$$\ddot{\mathbf{r}} = -\frac{GM_{\oplus}}{r^2} \cdot \frac{\mathbf{r}}{r} \quad (2.2.1)$$

mit der Entfernung vom Erdmittelpunkt (Newtonsches Gravitationsgesetz). Das Produkt aus Gravitationskonstante und Zentralmasse hat dabei für die Erde den Wert

$$GM_{\oplus} = 398\,600,4 \text{ km}^3/\text{s}^2.$$

Betrachtet man der Einfachheit halber eine Kreisbahn, dann folgt aus der Gleichheit von Gravitationskraft und Zentrifugalkraft unmittelbar das dritte Keplersche Gesetz

$$a^3 n^2 = a^3 \left(\frac{2\pi}{T}\right)^2 = GM_{\oplus} \quad (2.2.2)$$

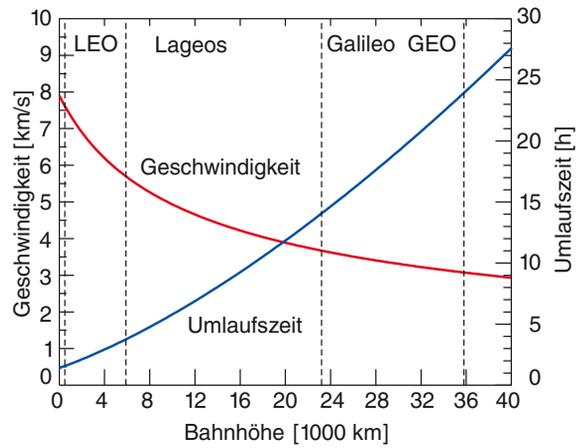
als Zusammenhang zwischen der Umlaufzeit  $T$  (bzw. der Winkelgeschwindigkeit  $n$ ) und dem mittleren Bahnradius  $a$  des Satelliten.

Für Satelliten in niedrigen Bahnhöhen (300 ... 1000 km) ergeben sich somit **Umlaufzeiten** von 90 ... 100 Minuten, während ein geostationärer Satellit in 36000 km Höhe gerade einen Tag für eine Erdumrundung benötigt (Bild 2.2.1).

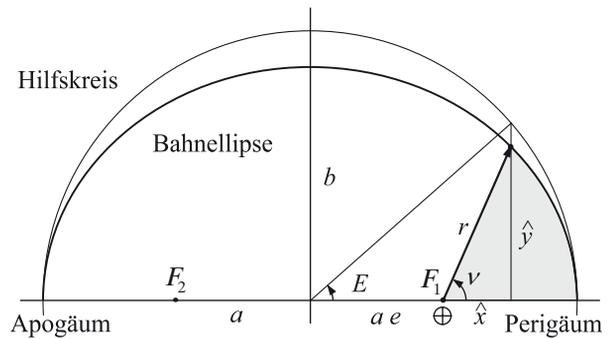
Die drei Keplerschen Gesetze erlauben es ohne weitere Hilfsmittel, die Bahn eines Satelliten im Raum und die zeitliche Abhängigkeit der Bewegung zu beschreiben. Die Form und Größe einer elliptischen Bahn wird dabei durch ihre große und kleine Halbachse ( $a$  und  $b$ ) beziehungsweise die **Exzentrizität**

$$e = \sqrt{a^2 - b^2} / a \quad (2.2.3)$$

bestimmt. Wie in Bild 2.2.2 dargestellt, bezeichnet  $a$  den halben Durchmesser der Ellipse entlang der Verbindung



**Bild 2.2.1:** Zusammenhang zwischen Bahnhöhe und Umlaufzeit eines Erdsatelliten.



**Bild 2.2.2:** Elliptische Satellitenbahn.

der beiden Brennpunkte ( $F_1, F_2$ ). Die große Halbachse stellt damit gleichzeitig auch den Mittelwert aus dem kleinsten und dem größten Erdbabstand dar, der im sogenannten **Perigäum** bzw. **Apogäum** erreicht wird. Senkrecht zur Verbindung beider Punkte (der sog. **Apsidenlinie**) hat die Ellipse ihren kleinsten Durchmesser, der hier gerade  $2b$  beträgt. Die Exzentrizität ist anschaulich ein Maß für die Abweichung von der idealen Kreisform und gibt an, wie weit die Brennpunkte vom Mittelpunkt der Ellipse entfernt sind.

Der Abstand des Satelliten vom Erdmittelpunkt variiert im Verlauf eines Umlaufs zwischen den Extremwerten  $a(1 - e)$  (im Perigäum) und  $a(1 + e)$  (im Apogäum). Für andere Bahnpunkte kann der Abstand aus der allgemeinen Kegelschnittgleichung

$$r = \frac{a(1 - e^2)}{1 + e \cos(v)} \quad (2.2.4)$$

ermittelt werden, die den Zusammenhang zwischen dem Bahnradius  $r$  und der wahren Anomalie  $v$  (d. h. dem Winkelabstand vom Perigäum) beschreibt.

Aufgrund des Flächensatzes ist die **Winkelgeschwindigkeit** des Satelliten auf einer elliptischen Bahn nicht



konstant. Die **wahre Anomalie**  $v(t)$  schwankt daher periodisch um den als mittlere Anomalie bezeichneten durchschnittlichen Winkel  $M$ , der zu einer Zeit  $t$  nach dem Perigäumsdurchgang den Wert  $M = n t$  hat. Lediglich bei Kreisbahnen sind die wahre und die mittlere Anomalie zu jeder Zeit identisch. Für elliptische Bahnen dagegen ist im Perigäum die Winkelgeschwindigkeit aufgrund der geringen Erdferne am größten und die wahre Anomalie eilt der mittleren Anomalie in diesem Punkt voraus. Mit zunehmendem Abstand verlangsamt sich die Bewegung des Satelliten dann wieder, bis im Apogäum beide Größen wieder übereinstimmen.

Über diese allgemeine Betrachtung hinaus kann aus der Kombination von Kegelschnittgleichung und Flächensatz der genaue **zeitliche Ablauf der Bahnbewegung** abgeleitet werden. Leider zeigt sich dabei aber, dass eine geschlossene Darstellung des Bahnortes als Funktion der Zeit nicht möglich ist und man stattdessen eine **implizite Beschreibung** wählen muss. Hierzu bedient man sich einer Hilfsgröße, der sogenannten **exzentrischen Anomalie**  $E$ . Wie in Bild 2.2.2 dargestellt, gilt allgemein der Zusammenhang

$$\hat{x} = r \cdot \cos v = a \cdot (\cos E - e) \quad (2.2.5)$$

$$\hat{y} = r \cdot \sin v = a \cdot \sqrt{1 - e^2} \sin E$$

zwischen den kartesischen Koordinaten  $(\hat{x}, \hat{y})$  und der exzentrischen Anomalie. Andererseits lässt sich aus dem Flächensatz und der Kegelschnittgleichung die Beziehung

$$E - e \sin E = M = n t \quad (2.2.6)$$

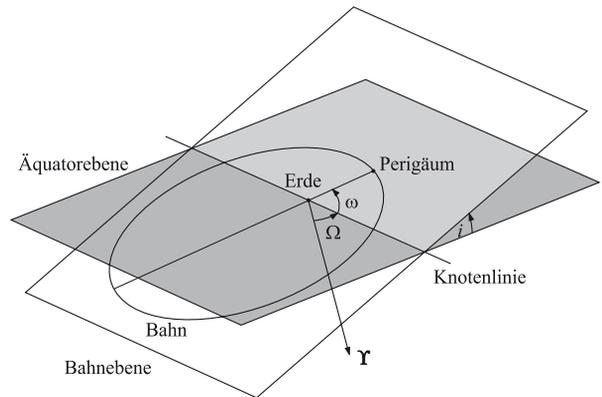
zwischen der exzentrischen Anomalie und der mittleren Anomalie  $M$  ableiten.

Diese als **Kepler-Gleichung** bekannte Beziehung kann zwar nur iterativ nach  $E$  aufgelöst werden. Sie erlaubt es ansonsten aber, für eine gegebene Zeit  $t$  (bzw. mittlere Anomalie  $M$ ) zunächst die exzentrische Anomalie und dann die wahre Anomalie (somit also den Ort des Satelliten in seiner Bahn) zu bestimmen.

Als „Hausrezept“ für die Auflösung der Kepler-Gleichung bietet sich das klassische **Newton-Verfahren** zur Nullstellensuche an. Ausgehend von einem Startwert  $E_0 = M$  bestimmt man dabei schrittweise verbesserte Werte

$$E_{i+1} = E_i - \frac{E_i - e \sin E_i - M}{1 - e \cos E_i} \quad (2.2.7)$$

bis sich das Ergebnis im Rahmen der gewünschten Genauigkeit nicht mehr ändert. Das Newton-Verfahren bietet in allen praktisch relevanten Fällen eine rasche Konvergenz und ist dabei einfach anzuwenden und zu verstehen. Bei hoch-elliptischen Bahnen ( $e > 0,8$ ) kann alternativ auch der Startwert  $E_0 = \pi$  gewählt werden, um die Konvergenz zu verbessern.



**Bild 2.2.3:** Festlegung der räumlichen Lage der Satellitenbahn durch die drei Winkel  $\Omega$ ,  $i$  und  $\omega$ .

Hat man so zunächst den Ort des Satelliten  $(\hat{x}, \hat{y})$  in seiner Bahn ermittelt, muss dieser noch durch eine geeignete Transformation in einem übergeordneten **Bezugssystem** dargestellt werden. Als natürliche Wahl für erdumlaufende Satelliten bietet sich hier ein Koordinatensystem an, das an der Äquatorebene der Erde orientiert ist. Die  $z$ -Achse fällt dabei mit der Drehachse der Erde zusammen, während als  $x$ -Achse der sogenannte **Frühlingsspunkt** ( $\Upsilon$ ) gewählt wird, der die Richtung zur Sonne bei Frühlingsanfang markiert.

Die Orientierung der Satellitenbahn relativ zu Äquator und Frühlingsspunkt wird üblicherweise durch drei Winkel beschrieben, deren Bedeutung in Bild 2.2.3 veranschaulicht ist:

- Die Bahnneigung (oder **Inklination**)  $i$  misst den Winkel, um den die Bahnebene gegenüber der Äquatorebene geneigt ist.
- Der Bahnpunkt, in dem der Satellit die Äquatorebene von Süd nach Nord durchstößt, wird als „aufsteigender Knoten“ bezeichnet, die Schnittlinie von Bahnebene und Äquatorebene als Knotenlinie.
- Die „**Rektaszension (oder Länge) des aufsteigenden Knotens**“  $\Omega$  misst den Winkel zwischen dem Frühlingsspunkt und dem aufsteigenden Knoten.
- Das „**Argument des Perigäums**“  $\omega$  beschreibt schließlich den Winkel zwischen dem aufsteigenden Knoten und der Perigäumsrichtung.

Auf Grundlage dieser Definitionen lassen sich die äquatorialen Koordinaten  $\mathbf{r} = (x, y, z)$  des Satelliten durch eine Folge von drei Drehungen aus den zuvor bestimmten Koordinaten  $(\hat{x}, \hat{y})$  in der Bahnebene berechnen:

$$\mathbf{r} = \mathbf{R}_z(-\Omega) \mathbf{R}_x(-i) \mathbf{R}_z(-\omega) \cdot a \cdot \begin{pmatrix} \cos E - e \\ \sqrt{1 - e^2} \sin E \\ 0 \end{pmatrix} \quad (2.2.8)$$

Die Matrizen

$$\mathbf{R}_x(\alpha) = \begin{pmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & +\cos\alpha & +\sin\alpha \\ 0 & -\sin\alpha & +\cos\alpha \end{pmatrix}$$

und

$$\mathbf{R}_z(\alpha) = \begin{pmatrix} +\cos\alpha & +\sin\alpha & 0 \\ -\sin\alpha & +\cos\alpha & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix}$$

beschreiben dabei elementare Drehungen um die  $x$ - bzw.  $z$ -Achse. Führt man die entsprechenden Rechenoperationen explizit aus, findet man daraus die alternative Formulierung

$$\mathbf{r} = r \cdot \begin{pmatrix} \cos u \cos \Omega - \sin u \cos i \sin \Omega \\ \cos u \sin \Omega + \sin u \cos i \cos \Omega \\ \sin u \sin i \end{pmatrix},$$

in der  $u = \omega + \nu$  (das „Argument der Breite“) den Winkel zwischen dem aufsteigenden Knoten und dem momentanen **Bahnort** bezeichnet.

Der Vollständigkeit halber sei an dieser Stelle noch die Beziehung

$$\mathbf{v} = \mathbf{R}_z(-\Omega) \mathbf{R}_x(-i) \mathbf{R}_z(-\omega) \cdot \frac{\sqrt{GM_\oplus} a}{r} \begin{pmatrix} -\sin E \\ \sqrt{1-e^2} \cos E \\ 0 \end{pmatrix} \quad (2.2.9)$$

zur Berechnung der **Geschwindigkeit** des Satelliten angeben.

Insgesamt benötigt man also sechs unabhängige Größen, die sogenannten **Bahnelemente** oder **Kepler-Elemente**, um den Ort und die Geschwindigkeit des Satelliten zu jedem Zeitpunkt eindeutig zu beschreiben. Umgekehrt lassen sich einem gegebenen Orts- und Geschwindigkeitsvektor eindeutig die sechs Bahnelemente zuordnen [2.2.1], [2.2.2].

**Tabelle 2.2.1:** Keplersche Bahnelemente.

Bahnelement		Bedeutung
$a$	große Halbachse	Bahnform, Umlaufzeit
$e$	Exzentrizität	Bahnform
$i$	Bahnneigung	räumliche Orientierung
$\Omega$	Rektaszension des aufsteigenden Knotens	räumliche Orientierung
$\omega$	Argument des Perigäums	räumliche Orientierung
$M$	mittlere Anomalie	Ort in der Bahn

Beide Darstellungen sind letztlich äquivalent und haben je nach Anwendung unterschiedliche Vor- und Nachteile. Die Bedeutung der einzelnen Bahnelemente ist noch einmal in Tabelle 2.2.1 erläutert.

### 2.2.1.2 Die Bahn im erdfesten System

Die Beschreibung der Bahn über die sechs Kepler-Elemente ermöglicht eine einfache und anschauliche Darstellung der Satellitenbahn im Raum. Für viele Anwendungen in Erdbeobachtung und Kommunikation, aber auch für den Satellitenbetrieb selbst ist jedoch vorwiegend die Bewegung des Satelliten **relativ zur Erdoberfläche** von Interesse. Zu ihrer Beschreibung bedient man sich eines Koordinatensystems, das wie zuvor am Erdäquator ausgerichtet ist, dessen  $x$ -Achse nun aber zum Meridian von Greenwich zeigt.

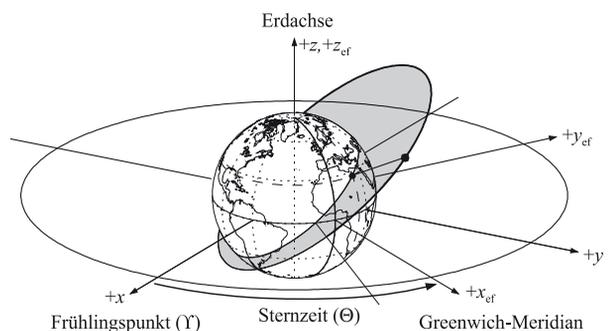
Wie in Bild 2.2.4 gezeigt, unterscheiden sich das raumfeste (inertiale) und das erdfeste (rotierende) Bezugssystem im Wesentlichen durch eine **Rotation um die  $z$ -Achse**, die die tägliche Drehung der Erde widerspiegelt.

Der Winkel  $\Theta$  zwischen Frühlingspunkt und Greenwich-Meridian wird dabei üblicherweise als **Sternzeit** bezeichnet und häufig im Stundenmaß ( $1^{\text{h}}$  entspricht  $15^\circ$ ) ausgedrückt. 24 Stunden Sternzeit (ein Sterntag) entsprechen damit genau einer kompletten Drehung der Erde um ihre Achse. Dieser Zeitraum ist jedoch rund vier Minuten kürzer als ein Tag der bürgerlichen Zeitrechnung, der sich am Stand der Sonne orientiert. Ursache für diesen Unterschied ist die jährliche Bewegung der Erde um die Sonne, durch die sich die Position der Sonne am Himmel täglich um rund ein Grad verschiebt. Bis die Sonne nach einem (Sonnen-)Tag wieder ihren mittäglichen Höchststand erreicht, vergehen deshalb gerade vier Minuten mehr als die Dauer einer Erdumdrehung relativ zum räumlich festen Fixsternhimmel.

Für einfache Zwecke kann die Sternzeit zu gegebener **Weltzeit (UT1)** über die Gleichung

$$\Theta = 280,4606^\circ + 360,9856473^\circ \cdot d$$

bestimmt werden. Hierin bezeichnet  $d$  die Anzahl der seit dem Mittag des 1. Januar 2000 vergangenen Tage.



**Bild 2.2.4:** Bahn eines Satelliten im äquatorialen Koordinatensystem.

Strenggenommen stellt diese Gleichung (in einer etwas komplexeren Form) die Basis für die Definition der Weltzeit UT1 aus Beobachtungen der Erddrehung dar. Wegen Unregelmäßigkeiten in der Rotation der Erde wird üblicherweise die aus Atomuhren abgeleitete koordinierte Weltzeit (UTC) zur Zeitmessung verwendet. UT1 und UTC unterscheiden sich um maximal 0,9 s und können somit für einfache Bahnvorhersagen (Sichtbarkeitsberechnung, Bodenspurdarstellung, etc.) gleichgesetzt werden. Bei höheren Genauigkeitsanforderungen müssen die Unterschiede beider Zeitskalen aus Veröffentlichungen des International Earth Rotation Service [2.2.3] entnommen werden.

Unter Kenntnis der Sternzeit kann die erdfeste Position durch eine einfache Drehtransformation

$$\mathbf{r}_{\text{ef}} = \mathbf{R}_z(\Theta) \cdot \mathbf{r}$$

aus den inertialen Koordinaten bestimmt werden. Bildet man hierzu die erste zeitliche Ableitung, so ergibt sich für die zeitliche Änderung der Ausdruck

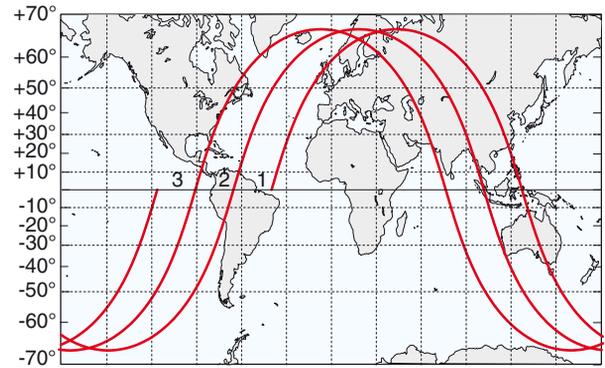
$$\begin{aligned} \mathbf{v}_{\text{ef}} &= \mathbf{R}_z(\Theta) \cdot \frac{d}{dt} \mathbf{r} + \frac{d}{dt} \mathbf{R}_z(\Theta) \cdot \mathbf{r} \\ &= \mathbf{R}_z(\Theta) \cdot \mathbf{v} - \begin{pmatrix} 0 \\ 0 \\ \omega_{\oplus} \end{pmatrix} \times \mathbf{r}_{\text{ef}} \end{aligned} \quad (2.2.10)$$

Die Geschwindigkeit im **rotierenden, erdfesten System** unterscheidet sich demnach von der **inertialen Geschwindigkeit** um einen Term, der von der Drehgeschwindigkeit

$$\omega_{\oplus} = 7,29212 \cdot 10^{-5} \text{ rad/s}$$

der Erde und dem Abstand des Satelliten von der Drehachse abhängt. Beim Äquatorüberflug eines Satelliten im niedrigen Erdorbit beträgt der Unterschied rund 500 ... 600 m/s in Ost-West-Richtung. Die Bodenspur im erdfesten System weist damit im Allgemeinen auch eine etwas andere Neigung gegenüber dem Äquator auf, als seine (inertiale) Inklination erwarten lässt. Im Übrigen bestätigt man anhand der obigen Gleichungen leicht, dass die Geschwindigkeit eines geostationären Satelliten ( $r = 42\,164 \text{ km}$ ,  $v = 3,075 \text{ km/s}$ ) im erdfesten System wie erwartet verschwindet.

In der obigen Diskussion des Übergangs von einem raumfesten zu einem erdfesten Bezugssystem wurde der Einfachheit halber lediglich die tägliche Rotation der Erde berücksichtigt. Für genauere Rechnungen muss zusätzlich dem Umstand Rechnung getragen werden, dass die Drehachse der Erde im Raum nicht feststeht. Aufgrund des Drehmomentes, mit dem Sonne und Mond die Erdachse aufzurichten versuchen, vollführt die Erdachse eine kegelförmige Bewegung um den Pol der Ekliptik. Diese als **Präzession** bekannte Bewegung hat eine Periode von 26 000 Jahren.



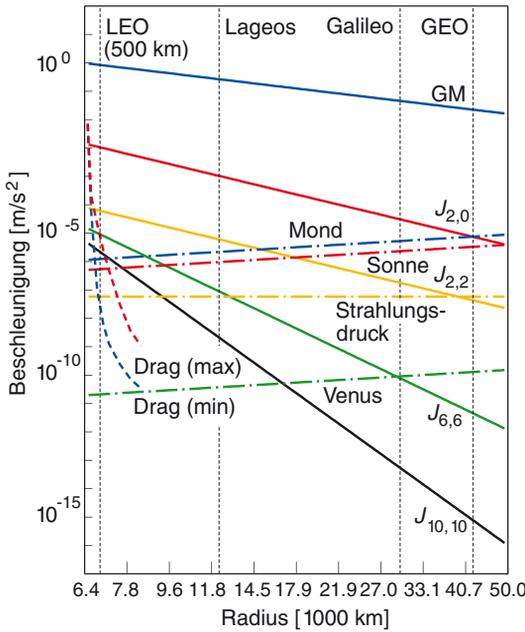
**Bild 2.2.5:** Bodenspur eines Satelliten im niedrigen Erdorbit. Bei 14 ... 15 Umläufen pro Tag sind aufeinanderfolgende Äquatordurchgänge um rund 25° geografische Länge gegeneinander versetzt.

Ihr überlagert sind kurzfristige Schwankungen, die als **Nutation** bezeichnet werden und zu Auslenkungen von rund 20" um die mittlere Lage führen. Auch relativ zur Erdkruste selbst variiert die aktuelle Lage der Rotationsachse aufgrund der Polbewegung um etwa zehn Meter.

In dem Bemühen, trotz dieser Schwankungen einheitliche Bezugssysteme zu schaffen, wurden seitens verschiedener Organisationen das **International Celestial Reference System (ICRS)** und das **International Terrestrial Reference System (ITRS)** etabliert. Das ICRS orientiert sich an der Lage von Äquator und Frühlingspunkt zu Beginn des Jahres 2000. Es wird heute durch radioastronomische Positionsbestimmungen ferner Galaxien festgelegt. Entsprechend wird das erdfeste ITRS über ein Netz von Bodenstationen mit GPS-Empfängern und Teleskopen für Laserentfernungsmessungen realisiert. Der Übergang zwischen beiden Systemen wird durch eine Reihe von Transformationen (Präzession, Nutation, Erdrotation, Polbewegung) beschrieben, die hier aber aus Platzgründen nicht im Einzelnen dargestellt werden können. Interessierte Leser seien hierzu auf entsprechende Lehrbücher [2.2.1] [2.2.2] oder Monografien [2.2.4][2.2.5] verwiesen.

### 2.2.1.3 Bahnstörungen

Grundlage der Beschreibung einer Satellitenbahn durch die Keplerschen Gesetze ist die Annahme einer punktförmigen oder kugelförmigen Zentralmasse. Diese Annahme ist für die Erde in erster Näherung sicher gut erfüllt, bei genauerer Betrachtung zeigen sich aber eine Reihe verschiedener Abweichungen von diesem Idealbild. Zunächst fällt auf, dass die Erde aufgrund ihrer Rotation an den Polen einen rund 20 km kleineren Radius als am Äquator aufweist. Diese **Abplattung** und die damit verbundenen Abweichungen der Erdanziehung von einer reinen Zentralkraft führt unter anderem zu einer stetigen Änderung der Bahnebene eines Satelliten. Weitere Störkräfte rühren von der **Lufthülle**



**Bild 2.2.6:** Vergleich der Störbeschleunigungen auf einen Satelliten in verschiedenen Bahnhöhen. Gekennzeichnet sind der Einfluss der Erdgravitation (Zentralterm GM und harmonische Terme  $J_{n,n}$ ), die Störungen punktförmiger Massen (Mond, Sonne, Venus) sowie der Einfluss von Strahlungsdruck und Luftwiderstand (Drag).

der Erde her, die zu einer kontinuierlichen Abbremsung niedrig fliegender Satelliten und damit einhergehend zu einem Absinken der Bahnhöhe führt. Für höherfliegende Satelliten sind dagegen die **gravitativen Störungen** seitens der Sonne und des Mondes von Bedeutung. Für genaue Bahnrechnungen sind insgesamt eine Vielzahl von Störkräften (inhomogene Massenverteilung der Erde, Strahlungsdruck, Gezeiten, relativistische Kräfte, etc.) zu berücksichtigen. Die Größenordnung der wichtigsten Störungen ist in Bild 2.2.6 illustriert.

**Erdanziehung**

Für die praktische Beschreibung der Erdanziehung bedient man sich einer Entwicklung des Gravitationspotenzials über Kugelflächenfunktionen. Allgemein hat das Potenzial an einem Punkt der geozentrischen Länge  $\lambda$  und Breite  $\varphi$  in der Entfernung  $r$  vom Erdmittelpunkt die Darstellung:

$$V = \frac{GM_{\oplus}}{r} \sum_{n=0}^{\infty} \sum_{m=0}^n \frac{R_{\oplus}^n}{r^n} P_{nm}(\sin \varphi) \cdot [C_{nm} \cos m \lambda + S_{nm} \sin m \lambda] \tag{2.2.11}$$

Hierin steht  $R_{\oplus}$  für den Äquatorradius der Erde, während  $P_{nm}$  die assoziierten Legendre-Polynome der Ordnung  $n$  und des Grades  $m$  bezeichnet. Die harmonischen Koeffizienten  $C_{nm}$  und  $S_{nm}$  des Gravitationsfeldes können aus Beobachtungen von Satellitenbahnen und ergänzend durch bodennahe Messungen der Schwerebeschleunigung bestimmt werden.

Waren frühere Modelle aus Satellitenbeobachtungen noch auf niedrige Dimensionen (z. B.  $30 \times 30$ ) beschränkt, so lassen sich heute mit Missionen wie CHAMP und GRACE weit höher aufgelöste **Gravitationsfeldmodelle** bestimmen (z. B. GGM02 mit Koeffizienten bis  $160 \times 160$  [2.2.7]).

Zu gegebenem Potenzial  $V(r)$  erhält man die zugehörige Beschleunigung aus dem Gradienten

$$\vec{r} = \nabla V(\vec{r}) = \left( \frac{\partial V}{\partial x}; \frac{\partial V}{\partial y}; \frac{\partial V}{\partial z} \right) \tag{2.2.12}$$

der am einfachsten mit Hilfe der in [2.2.8] beschriebenen Rekursionsrelationen berechnet werden kann. Für den Hauptterm  $C_{00} = 1$  erhält man so gerade das Newtonsche Gravitationsgesetz, das die Anziehung eines kugelförmigen Körpers mit isotroper Massenverteilung beschreibt.

Die **Abplattung** der Erde spiegelt sich in dem führenden zonalen Koeffizienten  $C_{20} = -J_2 = -1,082 \cdot 10^{-3}$  wider, der zu einer Störbeschleunigung der Größe

$$\begin{pmatrix} \Delta \ddot{x} \\ \Delta \ddot{y} \\ \Delta \ddot{z} \end{pmatrix} = -\frac{3}{2} J_2 \frac{R_{\oplus}^2}{r^5} \begin{pmatrix} x - 5 x z^2 / r^2 \\ y - 5 y z^2 / r^2 \\ 3 z - 5 z^3 / r^2 \end{pmatrix} \tag{2.2.13}$$

führt. Im Mittel über einen Umlauf resultiert hieraus ein Drehmoment, dem die Bahnebene durch eine langsame Drehung ausweicht. Je nach Bahnhöhe und -neigung ändert sich hierdurch die Rektaszension des aufsteigenden Knotens mit einer Geschwindigkeit

$$\Delta \dot{\Omega} = -\frac{3}{2} J_2 n \frac{R_{\oplus}^2}{a^2 (1-e^2)^2} \cos(i) \tag{2.2.14}$$

die bis zu  $8^\circ$  pro Tag betragen kann. Ähnliche Variationen

$$\Delta \dot{\omega} = +\frac{3}{4} J_2 n \frac{R_{\oplus}^2}{a^2 (1-e^2)^2} [4 - 5 \sin^2(i)] \tag{2.2.15}$$

und

$$V \dot{M}_0 = +\frac{3}{4} J_2 n \frac{R_{\oplus}^2}{a^2 (1-e^2)^{3/2}} [2 - 3 \sin^2(i)] \tag{2.2.16}$$

weisen auch das Argument des Perigäums und die mittlere Anomalie auf. Daneben unterliegen alle sechs Bahnelemente periodischen Störungen, deren Amplitude größenordnungsmäßig  $a J_2$ , also rund 10 km, beträgt.

Für präzise Bahnvorhersagen müssen über  $J_2$  hinaus viele weitere **Gravitationsfeldkoeffizienten** berücksichtigt werden, um die Anziehungskraft der Erde korrekt zu beschreiben. Zu bedenken ist dabei, dass der Beitrag von Termen des Grades  $n$  zur Beschleunigung mit der  $(n + 2)$ -Potenz der Entfernung vom Erdmittelpunkt abnimmt. So genügen für Satelliten in mittleren und großen Höhen (z. B. Navigationsatelliten und geostationäre Satelliten) meist

Feldkoeffizienten bis zu Grad und Ordnung 10 für eine exakte Bahnmodellierung. Für niedrige Flughöhen (400 km) und geodätische Anwendungen sind dagegen durchaus Terme bis  $100 \times 100$  und mehr zu berücksichtigen.

**Gravitation von Sonne und Mond**

Neben der Erde üben auch andere Himmelskörper – allen voran Sonne und Mond – eine Beschleunigung auf einen Satelliten aus, die von der gravitativen Anziehung zweier Massen herrührt. Diese wirkt allerdings sowohl auf den Satelliten selbst als auch auf den Schwerpunkt der Erde. Somit wird letztlich nur die Differenz beider Anteile als **effektive Störbeschleunigung** wirksam.

Bezeichnet man mit  $M_s$  und  $r_s$  die Masse und den geozentrischen Ortsvektor des störenden Körpers, so ergibt sich die Störbeschleunigung zu

$$\Delta \ddot{\mathbf{r}} = +GM_s \frac{\mathbf{r}_s - \mathbf{r}}{|\mathbf{r}_s - \mathbf{r}|^3} - GM_s \frac{\mathbf{r}_s}{|\mathbf{r}_s|^3} \tag{2.2.17}$$

Hierbei ist die störende Masse als punktförmig angenommen, was für die praktische Berechnung von periodischen Satellitenbahnen um die Erde eine völlig ausreichende Näherung darstellt.

Befinden sich Erde, Satellit und Störkörper in einer Linie, so erhält man in erster Ordnung eine Störbeschleunigung der Größe

$$\Delta \ddot{\mathbf{r}} \approx +2GM_s \frac{\mathbf{r}}{|\mathbf{r}_s|^3} \tag{2.2.18}$$

die jeweils von der Erde weg gerichtet ist. Steht der Positionsvektor des Satelliten dagegen senkrecht zur Richtung des störenden Körpers, so ist die resultierende Beschleunigung nur halb so groß und nach innen gerichtet:

$$\Delta \ddot{\mathbf{r}} \approx -GM_s \frac{\mathbf{r}}{|\mathbf{r}_s|^3} \tag{2.2.19}$$

Dies ist noch einmal in Bild 2.2.7 veranschaulicht.

Vergleicht man die von Sonne ( $M_{\text{Sonne}} = 330\,000 M_{\oplus}$ ,  $r_{\text{Sonne}} = 150$  Mio. km) und Mond ( $M_{\text{Mond}} = 1/81 M_{\oplus}$ ,  $r_{\text{Mond}} = 400\,000$  km) ausgeübten Störkräfte, so erkennt man, dass der Einfluss des Mondes trotz seiner geringen Masse rund



**Bild 2.2.7:** Störbeschleunigung eines Satelliten durch eine weit entfernte Punktmasse.

doppelt so hoch ist. Die obigen Gleichungen zeigen ferner, dass die Störbeschleunigung linear mit dem Abstand des Satelliten von der Erde anwächst. Sie sind also insbesondere bei der Modellierung von geostationären Satellitenbahnen zu berücksichtigen.

**Luftwiderstand**

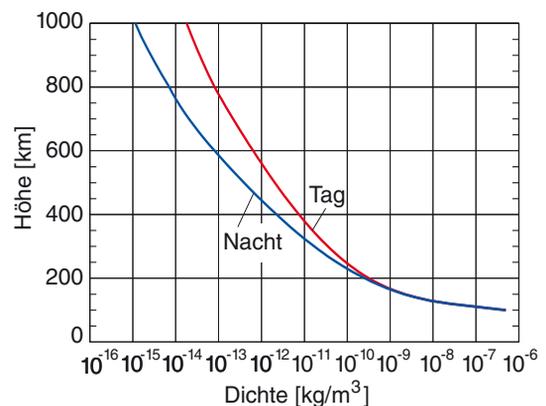
Neben der Abplattung der Erde stellt für niedrig fliegende Satelliten die Abbremsung durch die Lufthülle der Erde die stärkste Störquelle dar [2.2.9]. Anders als die gravitativen Störungen hängt die wirksame Beschleunigung aber von der Masse  $m$  des Satelliten und seiner Querschnittsfläche  $A$  ab. Bei gegebener Dichte  $\rho$  der Lufthülle kann die Abbremsung im einfachsten Fall über die Beziehung

$$\Delta \ddot{\mathbf{r}} = -\frac{1}{2} C_D \frac{A}{m} \rho \cdot \mathbf{v}_{\text{rel}} \mathbf{v}_{\text{rel}} \tag{2.2.20}$$

modelliert werden. Sie ist immer entgegengesetzt zum Geschwindigkeitsvektor  $\mathbf{v}_{\text{rel}}$  relativ zur Atmosphäre gerichtet und wächst quadratisch mit der Geschwindigkeit an.

Der **Widerstandsbeiwert** (oder „Drag“-Koeffizient)  $C_D$  erfasst dabei die für jeden Körper unterschiedlichen Strömungsverhältnisse. Er muss für einen Satelliten üblicherweise im Rahmen der Bahnbestimmung kalibriert werden. Als grobe Näherung werden häufig Werte von 2,0 oder 2,3 verwendet. Alternativ hierzu kann der Widerstandsbeiwert aus aerodynamischen Modellrechnungen bestimmt werden, die die genaue Struktur des Satelliten und die Strömungsverhältnisse in der Hochatmosphäre berücksichtigen [2.2.10]. Diese sogenannten **Computational-Fluid-Dynamic-Berechnungen (CFD)** sind allerdings sehr aufwendig und können deshalb meist nur nach Ableitung vereinfachter Makromodelle für die praktische Berechnung von Satellitenbahnen genutzt werden.

Eine Übersicht über den **Dichteverlauf** der Erdatmosphäre zeigt Bild 2.2.8. Wie gut zu erkennen ist, nimmt die Dichte mit zunehmender Höhe schnell ab und kann für



**Bild 2.2.8:** Dichteverlauf der Atmosphäre als Funktion der Höhe für mittlere Solaraktivität.

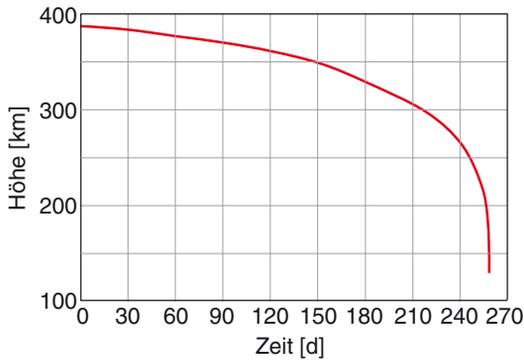


Bild 2.2.9: Abnahme der Bahnhöhe von Starshine 1.

Bahnen oberhalb von 1 000 km weitgehend vernachlässigt werden. Für Höhen unterhalb 250 km ist der Luftwiderstand dagegen so hoch, dass ohne regelmäßige Bahnanhebungsmanöver ein rascher Absturz des Satelliten unvermeidlich wäre. Deshalb werden im Interesse einer langen Lebensdauer nur sehr wenige Satelliten unterhalb von 400 km betrieben.

Insgesamt bewirkt die atmosphärische Reibung eine stetige **Abnahme der Bahnenergie** und damit der großen Halbachse. Bei einer Kreisbahn ergibt sich so eine kontinuierliche Verringerung der Bahnhöhe, die anfangs langsam, später aber immer schneller vonstatten geht (vgl. Bild 2.2.9). Bei stark elliptischen Bahnen erfolgt die Abbremsung dagegen überwiegend in der Nähe des Perigäums. Am niedrigsten Bahnpunkt taucht der Satellit in die tiefsten und damit dichtesten Atmosphärenschichten ein. Gleichzeitig ist die Geschwindigkeit hier am größten, was den wirksamen Luftwiderstand weiter verstärkt. Als Folge dieser ungleichmäßigen Abbremsung nimmt zunächst die Apogäumshöhe ab, bis die Bahn nahezu **zirkularisiert** ist.

Für die Beschreibung der atmosphärischen **Luftdichte** stehen heute verschiedene **Modelle** zu Verfügung, die eine typische Vorhersagegenauigkeit zwischen 10 % und 30 % bieten ([2.2.1][2.2.2][2.2.11]). Am bekanntesten sind dabei die Modelle der Jacchia-Reihe (Jacchia-70 und Weiterentwicklungen), die Familie der „Mass Spectrometer and Incoherent Scatter“-Modelle (MSIS-86, NRLMSIS) und die „Drag Temperature Models“ (DTM-2000, DTM-2013). Bei der Auswahl eines geeigneten Modells ist neben der zu erwartenden Genauigkeit meist auch der erforderliche Rechenaufwand von Interesse. Modelle wie Jacchia-70, die sich auf die Beschreibung der gesamten Luftdichte beschränken, sind hier vorteilhafter als Modelle, die eine detaillierte Beschreibung der chemischen Zusammensetzung liefern.

Angesichts der bestehenden Unsicherheiten in der Dichtemodellierung und der mangelnden Vorhersagbarkeit des Widerstandsbeiwertes, muss im Rahmen einer Bahnbestimmung üblicherweise ein freier Skalenfaktor mit

geschätzt werden, um die genannten Fehler zu kompensieren. Damit genügen bereits einfachere Dichtemodelle für eine gute Rekonstruktion der Bahn aus Beobachtungen. Umgekehrt ist bei einer reinen Bahnvorhersage ein höherer Modellierungsaufwand vonnöten, um die Satellitenbahn angemessen genau propagieren zu können.

Durch die Erwärmung der Sonne zeigt die Luftdichte eine ausgeprägte **Tag-Nacht-Variation**, wobei das Maximum rund zwei Stunden nach Mittag erreicht wird. Ferner zeigt sich, dass die Dichte der Erdatmosphäre starken Schwankungen unterliegt, die mit der **Solaraktivität** (extreme Ultraviolettstrahlung) und der **geomagnetischen Aktivität** korreliert sind. Für eine Modellierung der Dichte werden deshalb in allen Modellen Werte der solaren Radiostrahlung (Fluss  $F_{10,7}$  bei einer Wellenlänge von 10,7 cm als indirektes Maß für die UV-Strahlung) sowie des geomagnetischen Index ( $K_p$ ) benötigt. Beide Größen müssen aus Messungen bestimmt werden und lassen sich nur eingeschränkt vorhersagen. Einer Langzeitvorhersage von Satellitenbahnen in der Atmosphäre sind auch dadurch enge Grenzen gesetzt.

### Strahlungsdruck

Eine zweite nicht-gravitative Kraft, die bei der Modellierung einer Satellitenbahn berücksichtigt werden muss, resultiert aus dem **Strahlungsdruck der Sonne**. Treffen Photonen der Energie  $E$  auf die Oberfläche eines Satelliten und werden dort absorbiert, so wird dabei ein Impuls der Größe  $p = E / c$  übertragen. In der Umgebung der Erde, d. h. bei einer Entfernung von 1 AE = 149,6 Mio. km, beträgt der Strahlungsfluss  $\Phi$  der Sonne im jahreszeitlichen Mittel rund  $1\,367\text{ W/m}^2$ . Aus dem Wert dieser sogenannten Solarkonstante und der Lichtgeschwindigkeit  $c$  folgt damit ein Druck von

$$P_0 = \frac{\Phi}{c} = 4,57 \cdot 10^{-6} \text{ N/m}^2 \quad (2.2.21)$$

Wird das Licht nicht absorbiert, sondern vollständig reflektiert, sind der Impulsübertrag und damit auch der resultierende Strahlungsdruck sogar doppelt so hoch. Bei einer der Sonne zugewandten Querschnittsfläche  $A$  und einer Masse  $m$  des Satelliten erhält man so eine Beschleunigung der Größe

$$\Delta \vec{r} = -(1 + \epsilon) \frac{A}{m} \cdot P_0 \cdot \left( \frac{1 \text{ AE}}{r_{\text{Sonne}}} \right)^2 \cdot \frac{\vec{r}_{\text{Sonne}}}{r_{\text{Sonne}}} \quad (2.2.22)$$

die immer entgegengesetzt zum Richtungsvektor der Sonne wirkt. Hierin beschreibt die Reflektivität  $\epsilon$  das Verhältnis von reflektiertem und einfallendem Sonnenlicht. An seine Stelle tritt häufig der sogenannte **Strahlungsdruckkoeffizient**  $C_R = 1 + \epsilon$ , der ähnlich dem Widerstandsbeiwert im Rahmen der Bahnbestimmung kalibriert werden kann. Als erste Näherung wird häufig ein Wert von 1,3 verwendet.

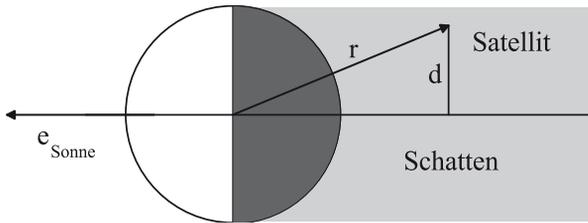


Bild 2.2.10: Einfaches zylindrisches Modell des Erdschattens.

2

Naturgemäß ist der Strahlungsdruck besonders für solche Satelliten von Bedeutung, die über große Solarzellen zur Energiegewinnung verfügen. Bei geostationären Satelliten mit Flächen von bis zu  $50 \text{ m}^2$  stellt der Strahlungsdruck beispielsweise eine der wichtigsten Störungen dar, die bei der Bahnkontrolle berücksichtigt werden müssen. Er führt zu einer jahresperiodischen Variation der Exzentrizität, die durch regelmäßige Manöver kompensiert werden muss, um ein Verlassen des zugewiesenen Fensters im geostationären Orbit zu vermeiden (vgl. Kapitel 2.2.3.3).

Eine genaue Modellierung des Strahlungsdrucks ist aber auch bei Navigationssatelliten oder Erderkundungssatelliten mit hohen Anforderungen an die Bahnkenntnis von Bedeutung [2.2.12]. Hier bedient man sich zum Teil strahlungsoptischer Simulationen und Finite-Elemente-Modellen, um den Strahlungsdruck korrekt zu modellieren ([2.2.10][2.2.13]). So lassen sich die spezifischen Eigenschaften (Absorption, Reflexion, thermische Abstrahlung, etc.) einzelner Baugruppen und Materialien korrekt erfassen.

Als Teil der Strahlungsdruckberechnung ist schließlich auch zu beachten, ob oder in welchem Maß der Satellit überhaupt von der Sonne beschienen wird. Im einfachsten Fall genügt hierzu ein **zylindrisches Schattenmodell** (Bild 2.2.10). Der Satellit ist demnach unbeleuchtet, wenn er sich auf der Nachtseite der Erde befindet ( $\mathbf{r} \cdot \mathbf{e}_{\text{Sonne}} < 0$ ) und sein Abstand

$$d = |\mathbf{r} - (\mathbf{r} \cdot \mathbf{e}_{\text{Sonne}}) \mathbf{e}_{\text{Sonne}}| \quad (2.2.23)$$

von der Schattenachse kleiner als der Erdradius  $R_{\oplus}$  ist.  $\mathbf{e}_{\text{Sonne}}$  bezeichnet dabei den Einheitsvektor von der Erde zur Sonne. Genauere Schattenmodelle berücksichtigen über die obige Betrachtung hinaus die Abplattung der Erde sowie den endlichen Durchmesser der Sonne, der zu einer Aufspaltung in Halb- und Kernschatten führt [2.2.2].

#### 2.2.1.4 Analytische Bahnmodelle

Mit Hilfe der Störungsrechnung kann die Wirkung der im letzten Abschnitt diskutierten Kräfte auf eine Satellitenbahn analytisch erfasst werden. Ähnlich dem Keplerschen Bahnmodell ermöglichen die daraus abgeleiteten Modelle

eine direkte formelmäßige **Beschreibung der Bahnverläufe** als Funktion der Bahnelemente. Die Störungsrechnung kann einerseits zur Bahnrechnung selbst eingesetzt werden, vermittelt andererseits aber auch eine gute Einsicht in die Wirkung individueller Störungsbeiträge ([2.2.14] [2.2.15]).

Die Blütezeit analytischer Bahnmodelle fällt in die Jahre von 1950 bis 1970, als numerische Rechenanlagen nur sehr eingeschränkt verfügbar waren. Angesichts der Komplexität und der meist eingeschränkten Genauigkeit spielen analytische Bahnmodelle inzwischen eine deutlich kleinere Rolle. Sie sind jedoch neben theoretischen Untersuchungen immer dann von Vorteil, wenn die Bahn eines Satelliten zu beliebigen Epochen benötigt wird. Anders als die später beschriebenen numerischen Verfahren, erlauben es analytische Modelle, die Position des Satelliten auch für weit voraus- oder zurückliegende Epochen ohne Zwischenschritte zu ermitteln.

#### Variation der Elemente

Das eingangs diskutierte Keplersche Bahnmodell beschreibt die Bewegung eines Satelliten in einem zentralen Kraftfeld, dessen Stärke quadratisch mit der Entfernung vom Zentrum abfällt. Die Bahnelemente wie Halbachse, Bahnneigung und mittlere Anomalie zur Epoche sind dabei unveränderliche Größen, die die Bahn über alle Zeiten charakterisieren.

Analytische Bahnmodelle machen sich die Überlegung zunutze, dass sich kleine Abweichungen von einem idealen  $1/r^2$ -Kraftfeld demnach auch in kleinen zeitlichen Änderungen der Bahnelemente widerspiegeln müssen. Wie diese Änderungen im Einzelnen aussehen, wird zum Beispiel durch die **Gauss'schen Störungsgleichungen** beschrieben. Zerlegt man die Störbeschleunigung  $\mathbf{a}$  in drei orthogonale Komponenten entlang der radialen Richtung (R), senkrecht dazu in Bewegungsrichtung (T) sowie in Richtung der Bahnnormalen (N), dann ergeben sich die folgenden Ausdrücke für die **zeitliche Variation der Bahnelemente** ([2.2.1][2.2.15]):

$$\frac{da}{dt} = \frac{2}{n\sqrt{1-e^2}} \left[ e \sin v \cdot a_R + \frac{p}{r} \cdot a_T \right] \quad (2.2.24)$$

$$\frac{de}{dt} = \frac{\sqrt{1-e^2}}{na} \left[ \sin v \cdot a_R + (\cos E + \cos v) \cdot a_T \right] \quad (2.2.25)$$

$$\frac{di}{dt} = \frac{1}{na^2 \sqrt{1-e^2}} r \cos u \cdot a_N \quad (2.2.26)$$

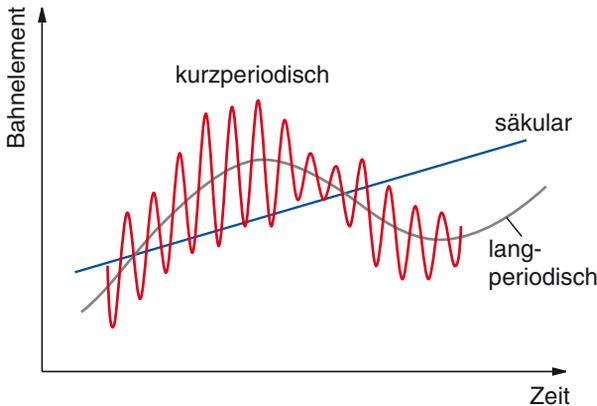
$$\frac{d\Omega}{dt} = \frac{1}{na^2 \sqrt{1-e^2}} \frac{r \sin u}{\sin i} \cdot a_N \quad (2.2.27)$$

$$\frac{d\omega}{dt} = \frac{\sqrt{1-e^2}}{n a e} \left[ -\cos v \cdot a_R + \left(1 + \frac{r}{p}\right) \sin v \cdot a_T \right] - \cos i \cdot \frac{d\Omega}{dt} \quad (2.2.28)$$

$$\frac{dM_0}{dt} = \frac{1}{n a^2 e} \cdot \left[ (p \cos v - 2 e r) \cdot a_R - (p+r) \sin v \cdot a_T \right] \quad (2.2.29)$$

Geht man zunächst von der ungestörten Bahn aus, so lassen sich damit die Störbeschleunigungen entlang der Bahn berechnen und – mit entsprechendem Aufwand – durch eine periodische Reihenentwicklung darstellen. Diese kann anschließend integriert werden, um eine analytische Beschreibung für die zeitliche Änderung der Bahnelemente zu erhalten. Bei Bedarf kann die so korrigierte Bahndarstellung noch einmal in die Störungsgleichungen eingesetzt werden, um Störungstheorien höherer Ordnung zu erhalten.

Ein bekanntes Beispiel stellt die von W. M. Kaula aufgestellte **Störungstheorie** [2.2.16] dar, die die Änderung der Bahn unter dem Einfluss des Erdgravitationsfeldes beschreibt. Die Störungen lassen sich dabei in periodische und säkulare (langfristig anwachsende) Änderungen der Bahnelemente einteilen (Bild 2.2.11).



**Bild 2.2.11:** Zeitlicher Verlauf von Störungen in den Keplerschen Bahnelementen.

Als kurzperiodische Störungen bezeichnet man dabei Variationen mit der typischen Zeitskala eines Bahnumlaufs. Langperiodische Störungen reflektieren die Änderung der Perigäumslage unter dem Einfluss der Erdabplattung (vgl. Kapitel 2.2.1.3) oder monatliche und jährliche Anteile in den gravitativen Störungen von Sonne und Mond. Säkulare Störungen beschreiben schließlich die langfristigen Änderungen, die bei Mittelung über die zuvor genannten Zeitskalen verbleiben. Die Kaulasche Theorie zeigt unter anderem, dass säkulare Störungen durch das Erdgravitationsfeld nur in den Winkelementen der Bahn auftreten.

Störungen der Halbachse und der Exzentrizität sind dagegen auf periodische Anteile beschränkt.

### Das SGP4-Modell

Eines der populärsten Bahnmodelle stellt sicher das „Simplified General Perturbations Model“ No. 4 (SGP4) dar ([2.2.17][2.2.18]). Es wurde ursprünglich für die Bedürfnisse des „North American Aerospace Defense Command“ (NORAD) entwickelt, zu dessen Aufgaben die permanente Überwachung erdnaheer Flugkörper gehört. Im Rahmen dieser Tätigkeit werden routinemäßig Bahnelemente aller katalogisierten Satelliten bestimmt, die mit Einschränkungen auch zivilen Nutzern zugänglich sind. Besonders Radioamateure profitieren hiervon, da sie auf einfache Weise aktuelle Sichtbarkeitsvorhersagen für ihre Satelliten generieren können.

Die Verteilung der NORAD-Bahnelemente erfolgt in einem zweizeiligen Datenformat, was zu dem Beinamen „Two-line Elements“ (TLE) geführt hat. Die Bedeutung der einzelnen Felder in den TLE Datensätzen ist in Bild 2.2.12 beschrieben.

Bei der Verwendung der NORAD-Two-line-Bahnelemente ist zu beachten, dass es sich hierbei um „mittlere“ Bahnelemente handelt. Im Gegensatz zu „oskulierenden“ (d. h. anschmiegenden) Elementen, die zu einem bestimmten Zeitpunkt die tatsächliche Position und Geschwindigkeit des Satelliten exakt wiedergeben, sind die mittleren Elemente frei von modellspezifischen periodischen Störungen. Sie zeigen damit einen wesentlich glatteren Verlauf als die oskulierenden Elemente. Andererseits dürfen die mittleren Elemente aber keinesfalls mit einem einfachen Keplerschen Bahnmodell verwendet werden, sondern nur mit dem analytischen Bahnmodell, das zu ihrer Erzeugung verwendet wurde.

Das SGP4-Modell, das bei NORAD für diesen Zweck eingesetzt wird, ist gegen 1970 entstanden und basiert auf einem analytischen Bahnmodell von Lane und Crawford. Dieses Modell verbindet seinerseits die Modellierung der gravitativen Störungen nach Brouwer [2.2.19] mit einem analytischen Modell zur Beschreibung des Luftwiderstands. Die Dichte der Atmosphäre in einer Höhe  $h$  wird dabei über ein Potenzgesetz der Form

$$\rho = 2,461 \cdot 10^{-8} \text{ kg/m}^3 \left( \frac{42 \text{ km}}{h - 78 \text{ km}} \right)^4 \quad (2.2.30)$$

beschrieben. Für den operationellen Einsatz wurde die vollständige Theorie von Lane und Hoots vereinfacht und in die noch heute gebräuchliche Form des SGP4-Modells gebracht. Insgesamt werden säkulare und periodische Störungen durch die zonalen Gravitationsfeldkoeffizienten  $J_2$ ,  $J_3$  und  $J_4$  berücksichtigt. Die Darstellung der periodischen Störungen gilt strenggenommen aber nur für kreisnahe Bahnen.

..... ..... ..... ..... ..... ..... .....
1 25544U 98067A 17180.92107657 +.00001371 +00000-0 +27994-4 0 9991
2 25544 051.6416 334.8545 0004735 341.6474 154.8950 15.54099405063738
..... ..... ..... ..... ..... ..... .....
123456789012345678901234567890123456789012345678901234567890123456789

2

Zeile	Spalten	Erläuterung	Beispiel	Bedeutung
1	1	Zeilennummer (= 1)	1	1. Zeile
	3-7	NORAD-Katalognummer	25554	ISS (Zarya-Modul)
	8	Klassifizierung	U	nicht klassifiziert
	10-17	Internationale COSPAR-Satellitennummer (yynnaaa), bestehend aus Jahr (yy), Startnummer (nnn) und Objekt (aaa)	98067A	Erstes Katalogobjekt zum 67. Start des Jahres 1998
	19-20	Epoche der Bahnelemente (Jahr)	17	2017
	21-32	Epoche Tag und Tagesbruchteile (UTC)	180.92107657	29. Juni, 22:06:21
	34-43	Änderungsrate der mittleren Bewegung (in [rev/d <sup>2</sup> ]) oder ballistischer Koeffizient <i>B</i>	+.00001371	0,00001371
	45-52	Änderungsrate (2. Ordnung) der mittleren Bewegung (in [rev/d <sup>3</sup> ]) (Dezimalpunkt zwischen Spalten 45 und 46; Exponent in Spalte 51-52)	+00000-0	0,0
	54-61	Luftwiderstandsterm <i>B</i> * (in [1/R <sub>⊕</sub> ]); (Dezimalpunkt zwischen Spalten 54 und 55; Exponent in Spalte 60-61)	+27994-4	0,27994 · 10 <sup>-4</sup>
	63	Bahnmodell	0	SGP4-Modell
65-68	Laufende Nummer des Datensatzes	999	999	
69	Prüfsumme der Zeichenwerten (modulo 10)	1	1	
2	1	Zeilennummer (= 2)	2	2. Zeile
	3-7	NORAD-Katalognummer (Beispiel 16609)	25554	ISS (Zarya-Modul)
	9-16	Bahnneigung (in [°])	051.6416	51,6416°
	18-25	Rektaszension des aufsteigenden Knotens (in [°])	334.8545	334,8545°
	27-33	Exzentrizität (Dezimalpunkt zwischen Spalten 26 und 27)	0004735	0,0004735
	35-42	Argument des Perigäums (in [°])	341.6474	341,6474°
	44-51	Mittlere Anomalie (in [°])	154.8950	154,8950°
	53-63	Mittlere Bewegung (in [rev/d])	15.54099405	15.54099405 rev/d
	64-68	Umlaufnummer (modulo 100000)	06373	6373
	69	Prüfsumme der Zeichenwerten (modulo 10)	8	8

**Bild 2.2.12:** Format der NORAD-Two-line-Elemente (Beispiel: Internationale Raumstation ISS).

Neben dem SGP4-Modell kommt bei NORAD für hochfliegende Satelliten eine erweiterte Form des SGP4-Modells zum Einsatz, das als SDP4-Modell bezeichnet wird. Es erfasst zusätzlich Störungen durch die Gravitationskraft von Sonne und Mond sowie **Resonanzen**, die bei Bahnen mit einer Umlaufzeit von 12 h (GPS) und 24 h (geostationäre Satelliten) von Bedeutung sind. Das SDP4-Modell wird bei der Erzeugung von Two-line-Elementen eingesetzt, wenn die Umlaufzeit eines Satelliten mehr als 225 min beträgt (sog. „Deep Space“-Bahnen). Dieser Wert entspricht einer Bahnhöhe von etwa 6 000 km und dient auch den Nutzern

der Two-line-Elemente als Unterscheidungskriterium für die Auswahl des korrekten Bahnmodells.

Die **Genauigkeit** des SGP4-Bahnmodells und der damit bestimmten Two-line-Bahnelemente ist in Bild 2.2.13 beispielhaft für einen niedrig fliegenden Satelliten (Bahnhöhe 400 km) gezeigt. In der Nähe der Epoche wird die wahre Bahn mit einer Genauigkeit von 1 ... 2 km wiedergegeben. Dieser Wert spiegelt die Größenordnung einer Reihe kurzperiodischer Störungen wieder, die im SGP4-Bahnmodell vernachlässigt werden. Er stellt damit eine natürliche Grenze für Bahnrechnungen mit diesem Modell dar.