

HANSER



Leseprobe

zu

Handbuch der Raumfahrttechnik

von Wilfried Ley, Klaus Wittmann
und Willi Hallmann (Herausgeber)

ISBN (Buch): 978-3-446-45429-3

ISBN (E-Book): 978-3-446-45723-2

Weitere Informationen und Bestellungen unter
<http://www.hanser-fachbuch.de/978-3-446-45429-3>

sowie im Buchhandel

© Carl Hanser Verlag, München



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

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

1	Einleitung	31
	Quellen und Literatur	34
1.1	Historischer Überblick	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
1.2	Raumfahrtmissionen	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
2	Grundlagen	67
2.1	Umgebung Weltraum	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

2.2	Bahnmechanik	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
2.3	Aerothermodynamik und Wiedereintritt	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
2.4	Mikrometeoriden und Space Debris	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
3	Trägersysteme	141
3.1	Gesamtsysteme	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
3.2	Stufentechnologien.....	160
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
3.3	Antriebssysteme	178
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
3.4	Startinfrastruktur.....	204
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
3.5	Qualifikationsprozess	212
3.5.1	Einführung/Übersicht	212
3.5.2	Qualifikationskategorien.....	217
3.5.3	Mechanische Qualifikationsmaßnahmen	217
3.5.4	Funktionelle Qualifikationsmaßnahmen	218
3.6	Höhenforschungsraketen.....	220
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
4	Raumfahrzeug-Subsysteme.....	235
4.1	Struktur und Mechanismen.....	236
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
4.2	Energieversorgung.....	265
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	Batterieladeregelung.....	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
4.3	Thermalkontrolle	299
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
4.4	Satellitenantriebssysteme	334
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
4.5	Lageregelung	365
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
4.6	Datenmanagement	390
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
4.7	Kommunikationstechnik	401
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
5 Aspekte bemannter Missionen	419
5.1 Der Mensch im Weltraum	420
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
5.2 Lebenserhaltungssysteme	435
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

5.3 Rendezvous und Docking	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
6 Missionsbetrieb	479
6.1 Satellitenbetrieb	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
6.2 Kontrollzentrum	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
6.3	Bodenstationsnetzwerk	506
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
6.4	Betrieb für bemannte Missionen	526
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
7	Raumfahrtnutzung	541
7.1	Erdbeobachtung	547
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
7.2	Kommunikation	569
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
7.3	Navigation	585
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
7.4	Weltraumastronomie und Planetenmissionen	609
7.4.1	Astronomiemissionen	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
7.5	Materialwissenschaften	630
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
7.6	Weltraummedizin	650
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
7.7	Biologie	666
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
7.8	Robotik	676
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
8	Konfiguration/Entwurf eines Raumflugkörpers	705
8.1	Missionskonzept und Missionsarchitektur	706
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

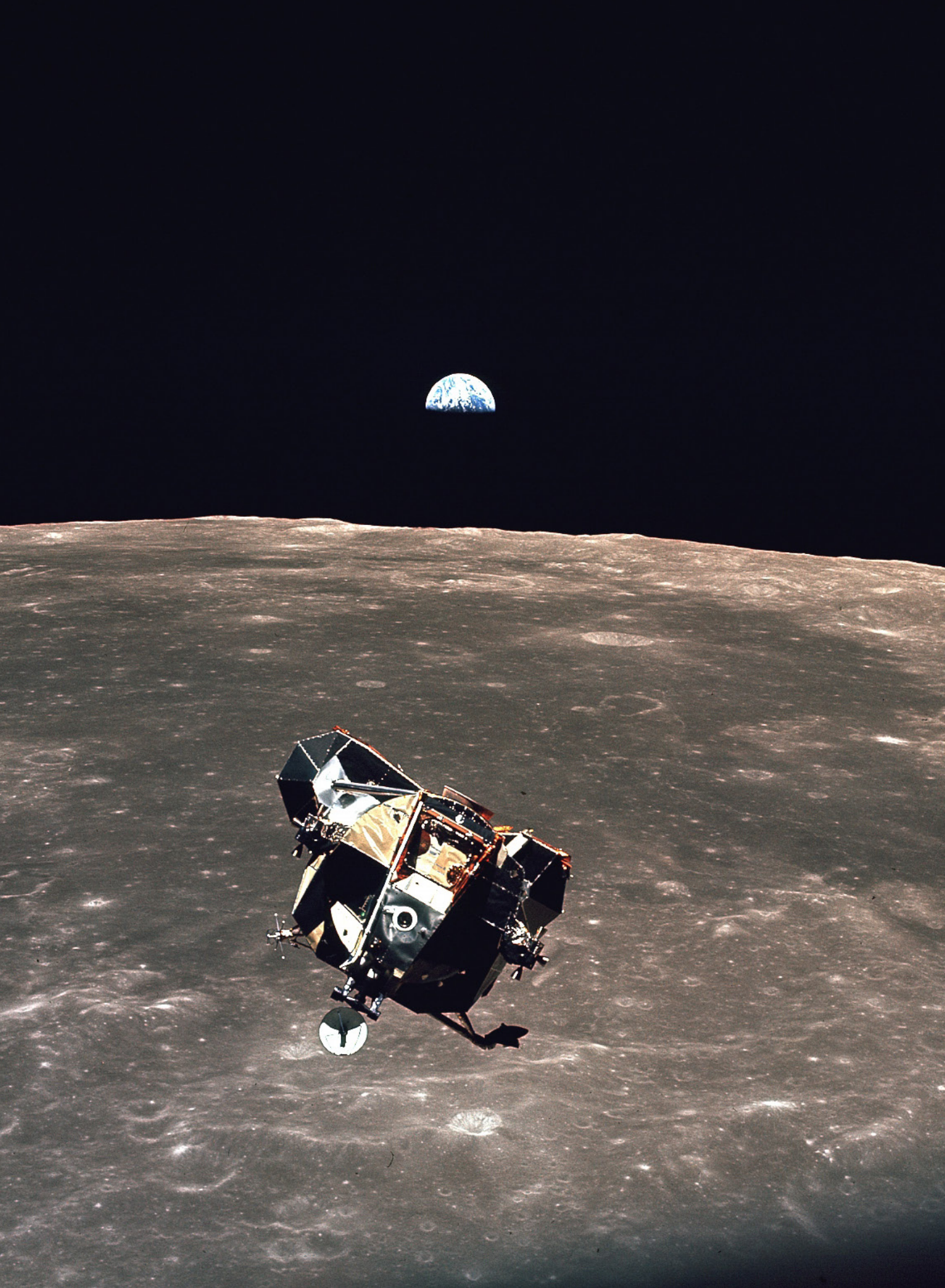
8.1.4.2	Formulierung der Missionsziele	712
8.1.4.3	Definition des Nutzerbedarfs	713
8.1.4.4	Definition der Missionsanforderungen und Randbedingungen	713
8.1.4.5	Grobkonzepte der Mission und alternative Missionsarchitekturen	715
8.1.4.6	Identifizierung der Systemtreiber	715
8.1.4.7	Beschreibung der ausgewählten 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
8.2	Systementwurf und Systemintegration	716
8.2.1	Der Systementwurf eines Raumfahrtssystems	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
8.3	Umweltsimulation und Testkonzepte	725
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	Masseigenschaften	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
8.4	Systemdesign am Beispiel CUBESAT.....	750
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
8.5	Systemdesign am Beispiel Mikrosatellit	760
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
8.6	Galileo Satelliten	770
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
8.7	Die Radarsatelliten TerraSAR-X und TanDEM-X	789
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
9	Management von Raumfahrtprojekten	805
	Literatur	806
9.1	Projektmanagement in der Raumfahrt	806
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
9.2	Qualitätsmanagement	832
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
9.3	Kostenmanagement	853
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
9.4	Raumfahrtrecht.....	867
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
	Abkürzungsverzeichnis.....	893
	Symbolverzeichnis	901
	Sachwortverzeichnis.....	905



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.

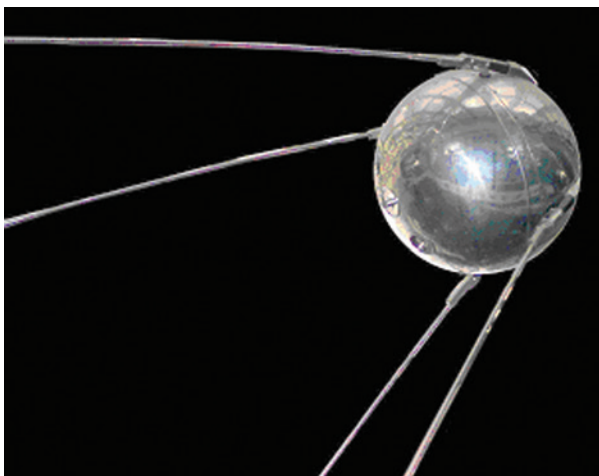


Bild 1.1: Mit dem Start des ersten Erdsatelliten Sputnik 1 am 4. Oktober 1957 leitete die Sowjetunion das Raumfahrtzeitalter ein (Bild: ESA).



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).

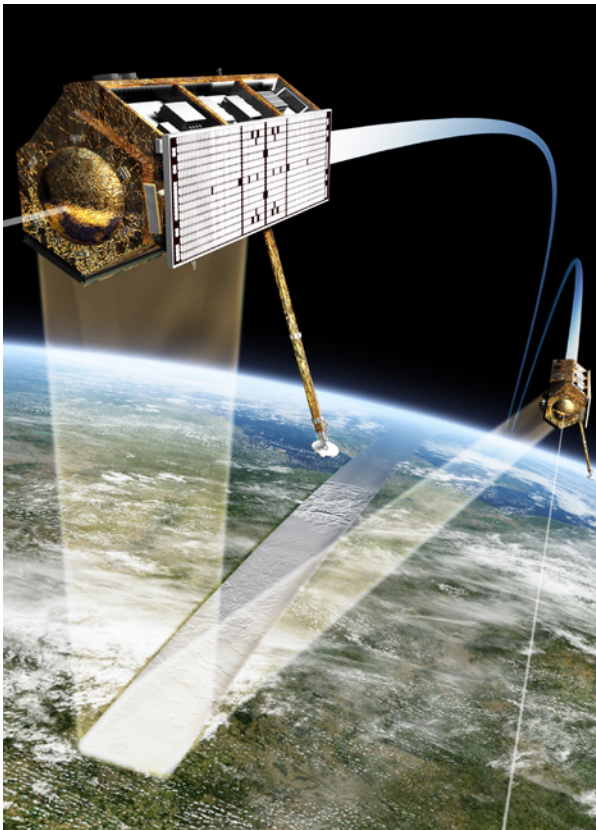


Bild 1.3: Vom Deutschen Raumfahrt-Kontrollzentrum (GSOC) des DLR werden die beiden TerraSar X Satelliten zur hoch auflösenden Radar-Fernerkundung der Erde betrieben. Im Rahmen der TanDEM-X Mission bilden sie eine Konstellation zur Erstellung eines digitalen Höhenmodells der Erde. (Bild: DLR)

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)

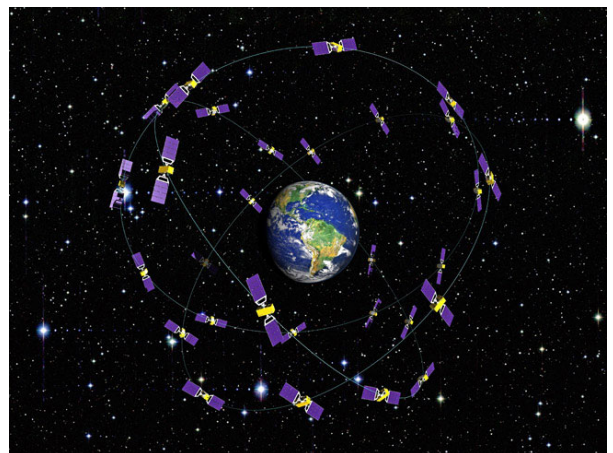


Bild 1.6: Die europäische Galileo Konstellation dient der satellitengestützten Navigation. (Bild: ESA)

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. Raumfahrtspioniere 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 Worcester, 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,

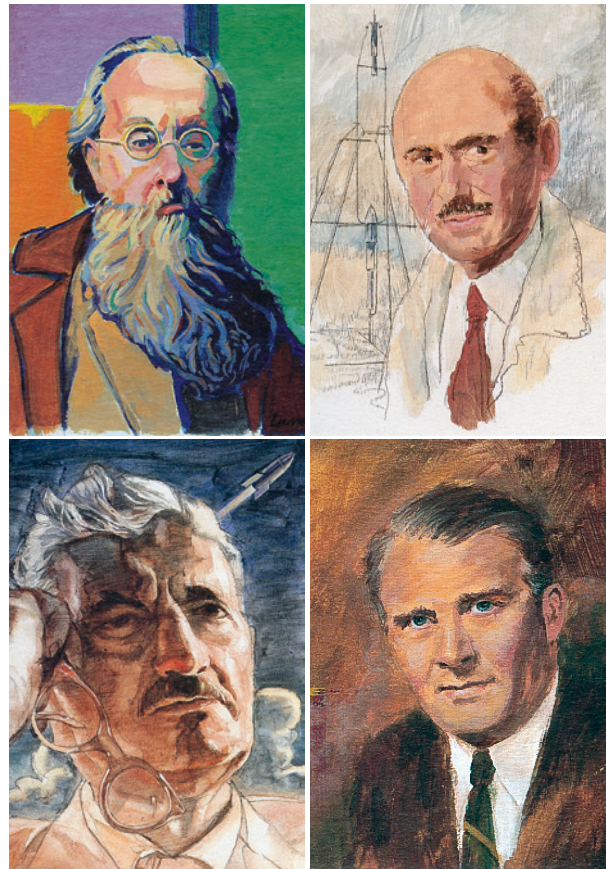


Bild 1.1.1: Porträts der Raumfahrtspioniere Ziolkowski (o. l.), Goddard (o. r.), Oberth (u. l.) und v. Braun (u. r.) (Bild: [1.1.10])

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).

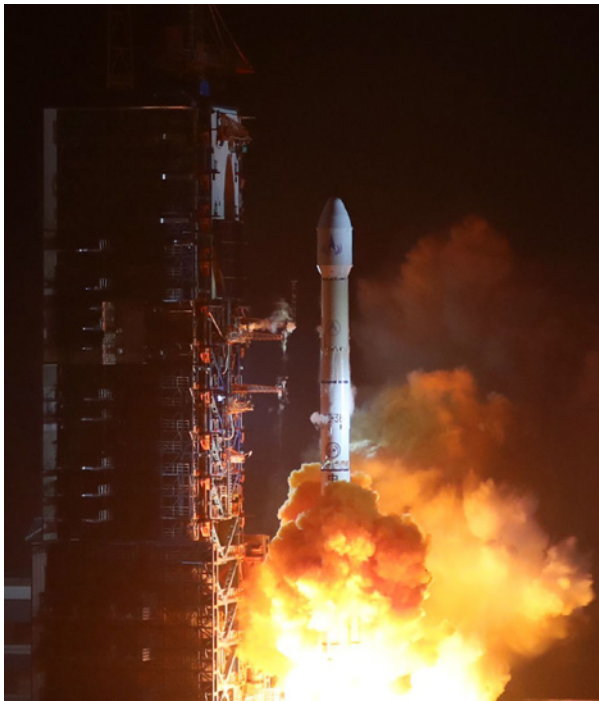


Bild 1.1.4: Nachtstart der Long March 3B Rakete mit einem Wetter-satelliten im Jahr 2016 (Bild: Xinhua).

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

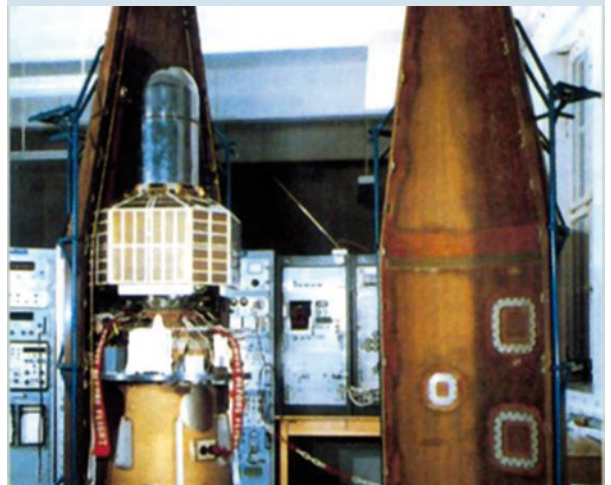


Bild 1.1.7: Mit der Mission DIAL/WIKA (WissenschaftsKapsel) wurden vier Experimente (u. a. zur Bestimmung der Elektronendichte) im äquatornahen Orbit zum Einsatz gebracht. Der Satellit konnte nicht aktiv kommandiert werden. Die Mission endete nach etwas mehr als zwei Monaten. Der Start erfolgte mit einer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

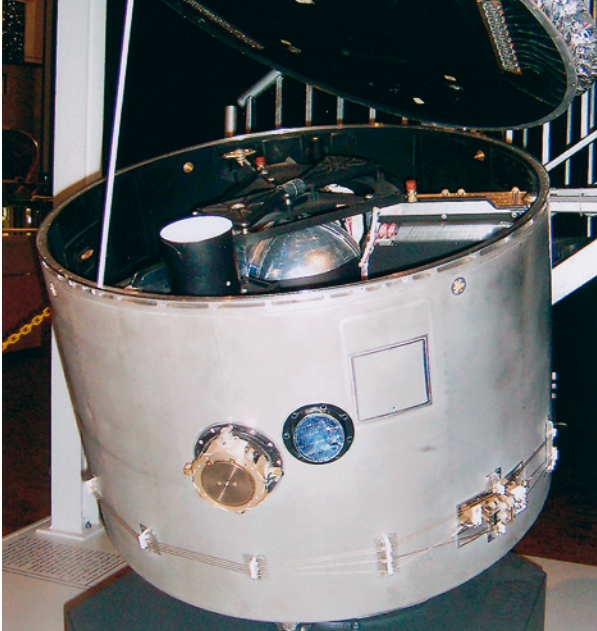


Bild 1.1.8: Die Aeros-Satelliten hatten eine zylindrische Struktur mit 0,9 m Durchmesser. Ziel der Missionen war es u. a., den Zustand und das Verhalten der obersten Atmosphärenschichten zu untersuchen. Insgesamt waren jeweils fünf Experimente an Bord der Satelliten untergebracht. Der Start erfolgte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

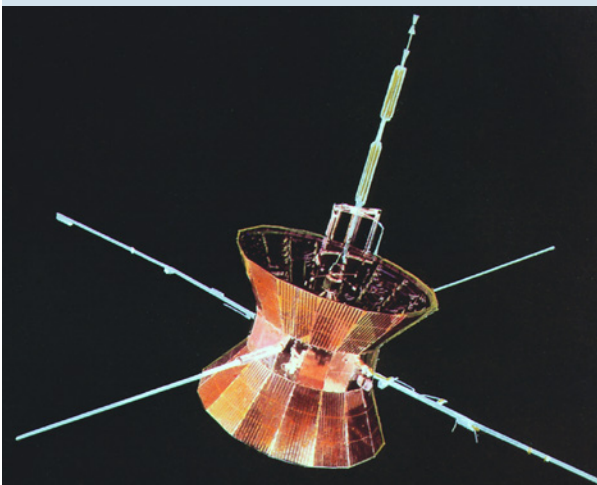


Bild 1.1.9: Mit der Sonnensonde Helios A, die der Sonne auf 0,3 Astronomische Einheiten nahe kam, wurden erstmalig Analysen des interplanetaren Mediums in diesem Bereich vorgenommen. Die Sonde wurde in Deutschland gebaut und von deutschen und amerikanischen Wissenschaftlern genutzt. Rakete: Titan IIIE-Centaur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

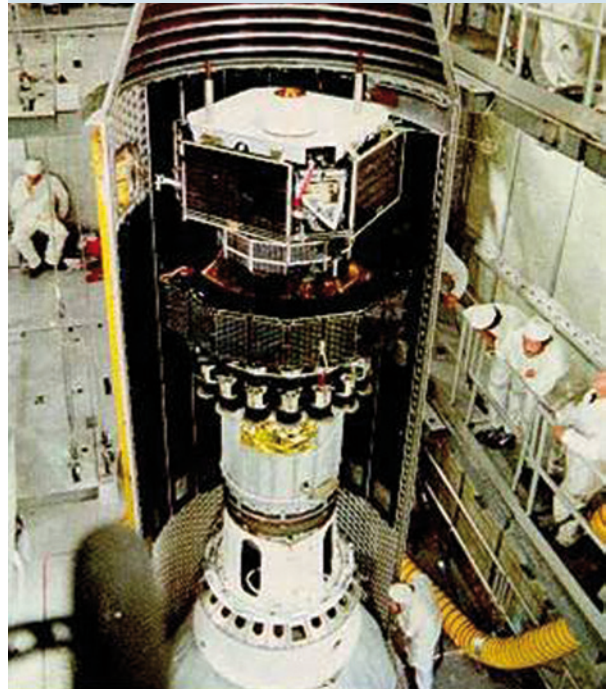


Bild 1.1.11: AMPTE/IRM (Ion Release Module) war der deutsche Beitrag zu drei gleichzeitig gestarteten Satelliten für die Untersuchung der Magnetosphäre. Vom Satelliten wurde Barium und Lithium ausgebracht und das Verhalten der daraus entstehenden Ionenwolken analysiert. Der Start erfolgt mit einer Delta-Rakete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

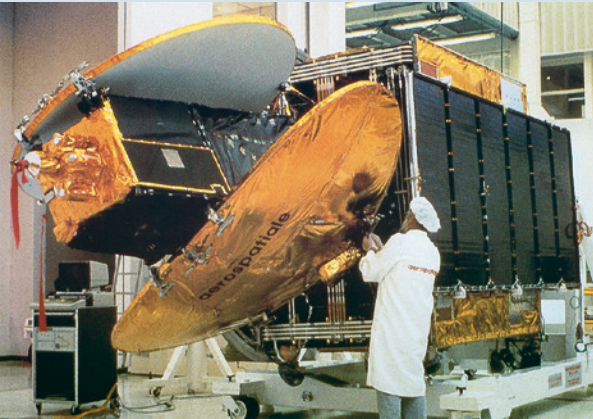


Bild 1.1.12: Bei TV-Sat 1 und 2 handelte sich um direkt sendende Satelliten, deren Fernseh- und Radiosignale stark genug waren, um mit 50 cm großen Parabolantennen empfangen zu werden. Nach einem fehlgeschlagenen Entfaltungsmanöver wurde TV-Sat 1 noch vor der eigentlichen Betriebsaufnahme in einen sog.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

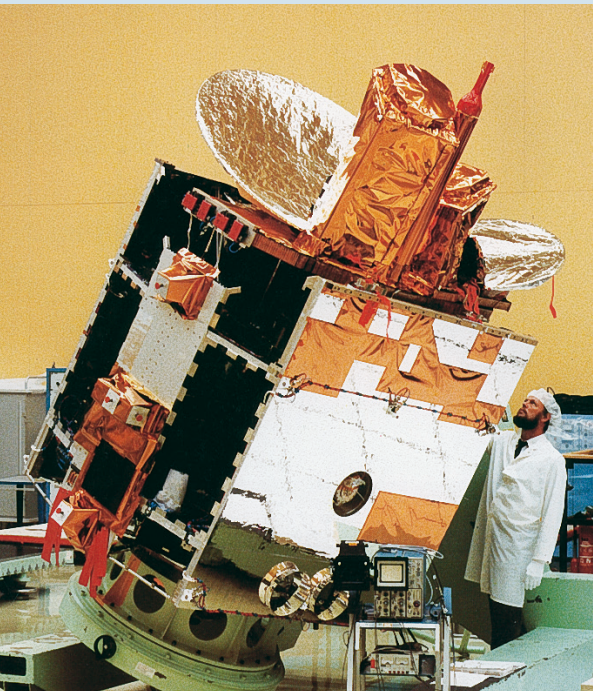


Bild 1.1.13: Die Fernmeldesatelliten DFS-Kopernikus wurden in Bremen für die deutsche Bundespost gebaut. Nach der vom Deutschen Raumfahrt-Kontrollzentrum durchgeführten Launch-and-Early-Orbit-Phase wurden die Satelliten für den Routinebetrieb nach Usingen übergeben. Trägerraketen waren Ariane 4 44L bzw.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

ROSAT

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

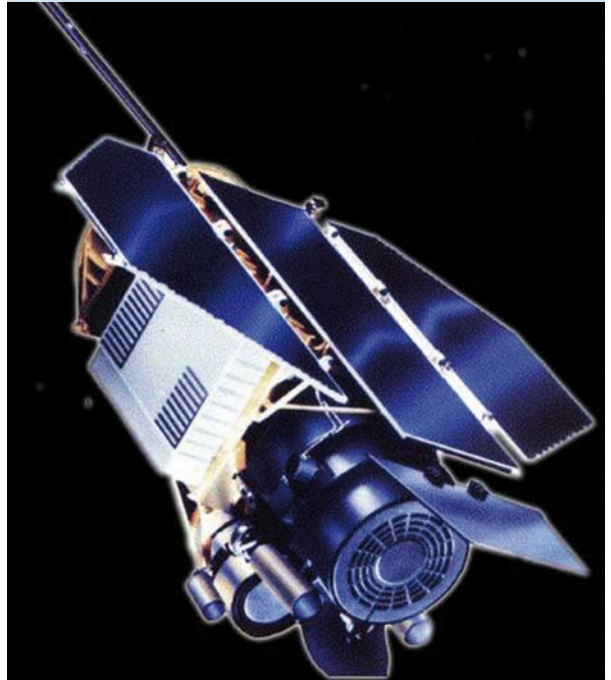


Bild 1.1.14: Mit der ROSAT-Mission führte man sowohl eine vollständige Durchmusterung des Himmels nach Röntgenquellen als auch deren Detailanalysen durch. Der Satellit war 3-Achsen-stabilisiert und insgesamt fast 10 Jahre erfolgreich im Einsatz. Der Start erfolgte mit einer Delta II-Rakete (Bild: MPG).

EXPRESS

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

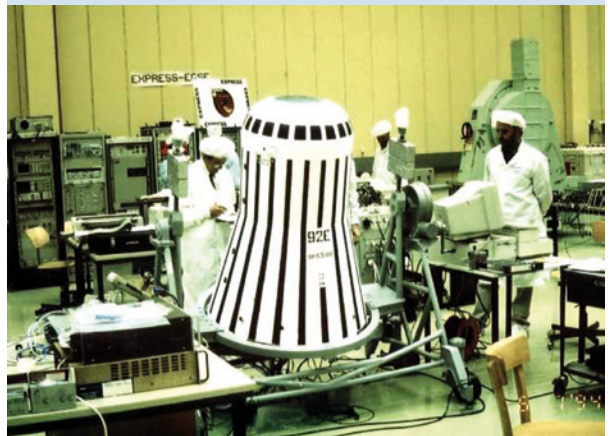


Bild 1.1.15: Die aus einem Service- und Wiedereintritts-Modul bestehende Sonde absolvierte wegen eines Fehlers der Trägerrakete nur drei Erdumläufe. Trotzdem konnten Flugdaten gewonnen und das intakte Wiedereintrittsmodul in Afrika geborgen werden. Der Start erfolgte mit einer japanischen M-3SII-Rakete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

EQUATOR-S

Start: 2. Dezember 1997

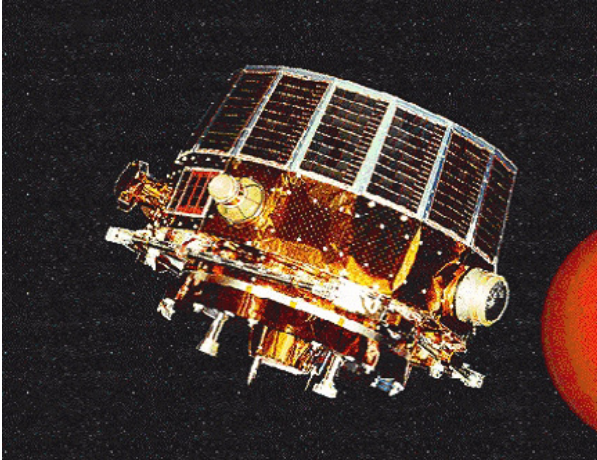
Masse: 250 kg, elektr. Leistung: 80 W
deutscher Forschungsatellit

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

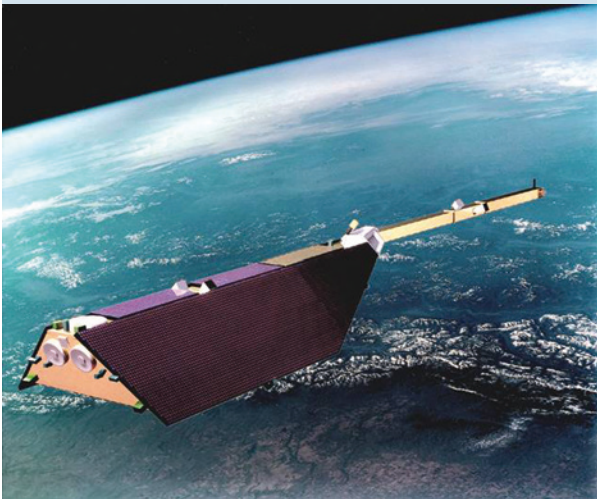
Masse: 522 kg, elektr. Leistung: 140 W
deutscher Erderkundungssatellit

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.

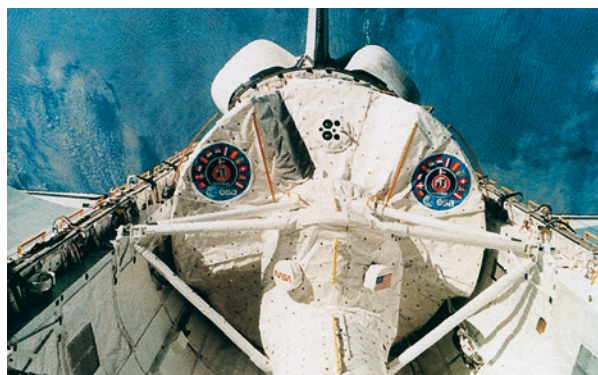


Bild 1.1.22: Spacelab 1, das von MBB-ERNO in Bremen gebaute Raumlabor flog an Bord des Space Shuttles Columbia zum ersten Mal ins All. Ulf Merbold war als erster Astronaut der Bundesrepublik Deutschland bei dieser europäischen Mission mit 38 Experimenten dabei. Der Start erfolgte im November 1983 (Bild: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

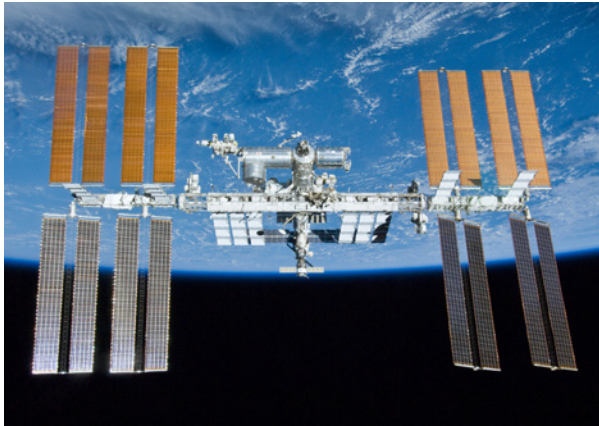


Bild 1.1.24: Die Internationale Raumstation (ISS) im Mai 2010 (Bild: NASA).

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).

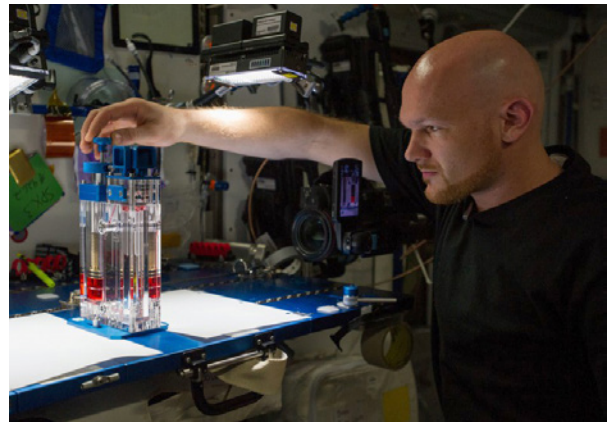


Bild 1.1.28: Alexander Gerst beim Training für ein Experiment aus dem Bereich der Fluid Physik (Bild ESA).

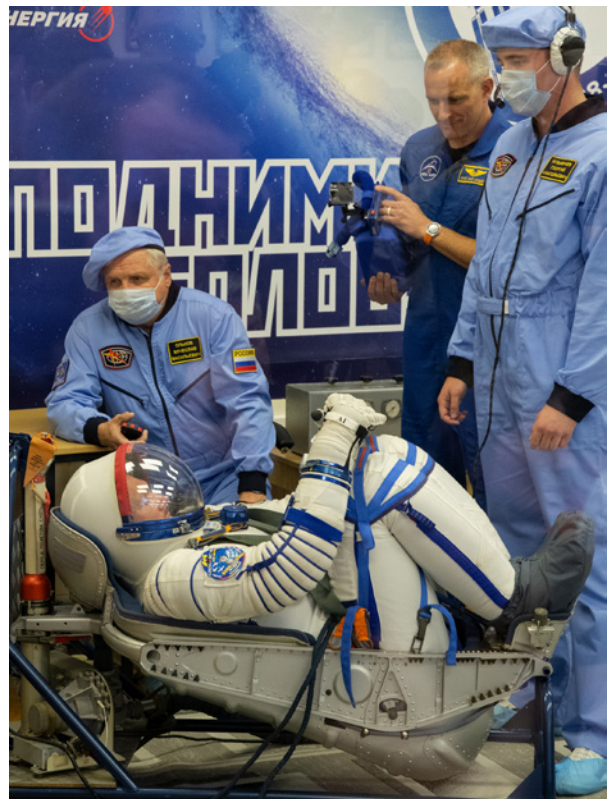


Bild 1.1.29: Der Test zur Anpassung des Sitzes gibt einen Eindruck von der Sitzposition in der engen Sojus Kapsel (Bild ESA).



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).

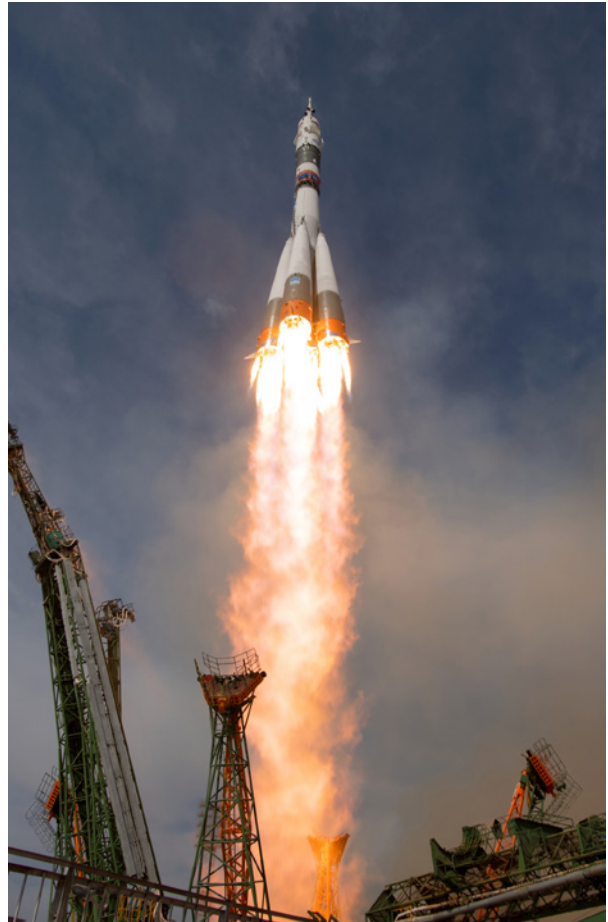


Bild 1.1.32: Start der Sojus Rakete zur Mission Horizons (Bild ESA).



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]).

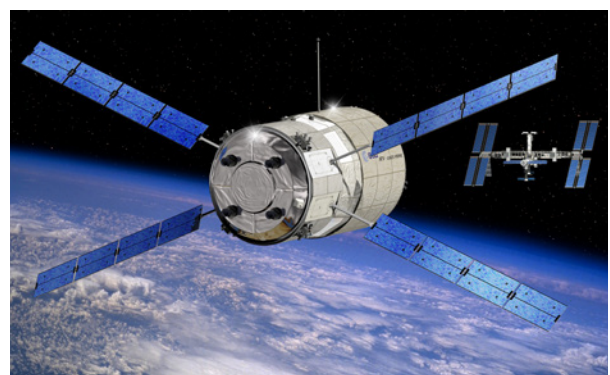
Tabelle 1.1.2: Liste der europäischen Astronauten im Weltraum (nach Startdatum der ersten Mission geordnet)

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, 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.

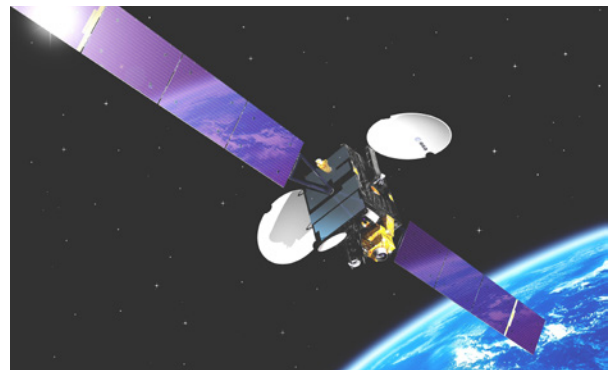


Bild 1.2.1: Die drei Segmente eines Raumfahrtsystems: das Bodensegment mit Kontrollzentrum und Bodenstation (unten), das Transfersegment mit dem Träger (Mitte) sowie das Raumsegment mit dem Raumfahrzeug (oben) (Bilder: ESA/DLR).

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).

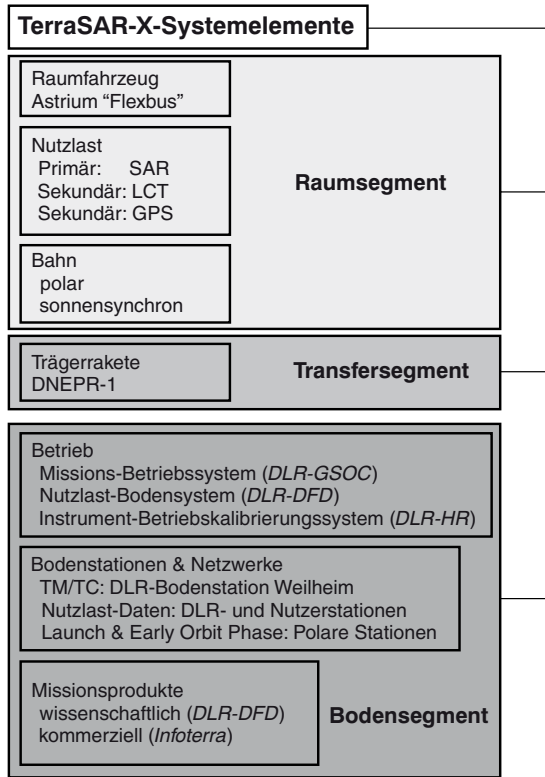


Bild 1.2.2: Strukturierung eines Raumfahrtssystems in Systemelemente am Beispiel des deutschen Radar-Fernerkundungssatelliten TerraSAR-X (SAR = Synthetic Aperture Radar, LCT = Laser Communication Terminal, GPS = Global Positioning System).

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

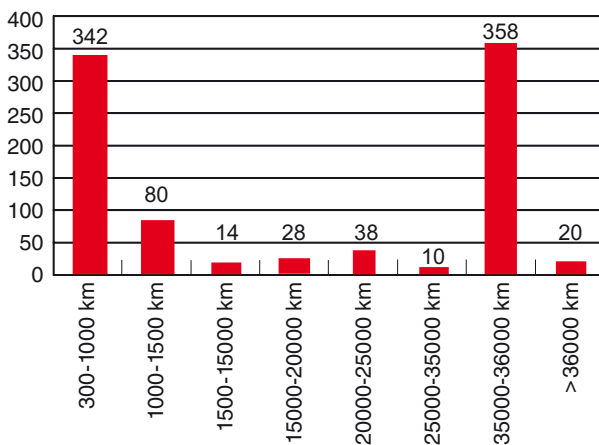
Eine wesentliche Bedeutung bei der Konzipierung eines Raumfahrtssystems besitzt auch das Systemelement **Bahn**. Die Bahn des Raumfahrzeugs wird durch das Missionsziel bestimmt. Erdumlaufbahnen stellen dabei mit über 95 % den größten Anteil an allen Raumfahrtmissionen dar. Dabei werden niedrige Erdorbits 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"> Kameras (UV/VIS/IR) Radar 	<ul style="list-style-type: none"> Erdbeobachtung Überwachung Wetter Planetenerkundung Astronomie 	Nutzlast global bis hochauflösend	<ul style="list-style-type: none"> EnMAP SAR-Lupe Meteosat Mars-Express Hubble Space Telescope
<ul style="list-style-type: none"> Sensoren (nicht-abbildend) 	<ul style="list-style-type: none"> Erderkundung Atmosphärenforschung Planetenerkundung 	große Vielfalt an Nutzlasten	<ul style="list-style-type: none"> CHAMP GRACE 1 und 2 ENVISAT
<ul style="list-style-type: none"> Experimentelle Komponenten Bauteile 	<ul style="list-style-type: none"> Validierung neuer Technologien 	passiv bis robotisch	<ul style="list-style-type: none"> BIRD TerraSAR-X ROCKVISS auf ISS
<ul style="list-style-type: none"> Repeater/Transponder 	<ul style="list-style-type: none"> Fernsehen Internet Telefonie 	große Satelliten/häufig im geostationären Orbit	<ul style="list-style-type: none"> EUTELSAT ASTRA IRIDIUM
<ul style="list-style-type: none"> Signalsender Atomuhr 	<ul style="list-style-type: none"> Navigation Positionsbestimmung 	typisch sind mittelhohe Orbits	<ul style="list-style-type: none"> GPS Galileo Glonass
<ul style="list-style-type: none"> Lander In-Situ-Analyse Instrumente Rover 	<ul style="list-style-type: none"> Analyse von planetaren Oberflächen 	Besonders komplexe Systeme bei bemannten Missionen	<ul style="list-style-type: none"> Apollo Viking Giotto Mars-Express Philae/Rosetta

Tabelle 1.2.2: Bahnübersicht für Raumfahrtmissionen mit Beispielen.

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

**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 1000 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.

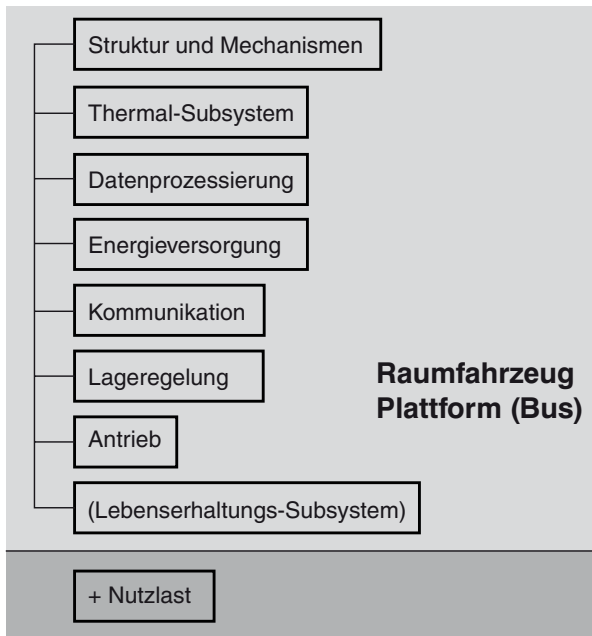


Bild 1.2.4: Untergliederung des Systemelementes Raumfahrzeug in Subsysteme.

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 (Solarpaneele, 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.

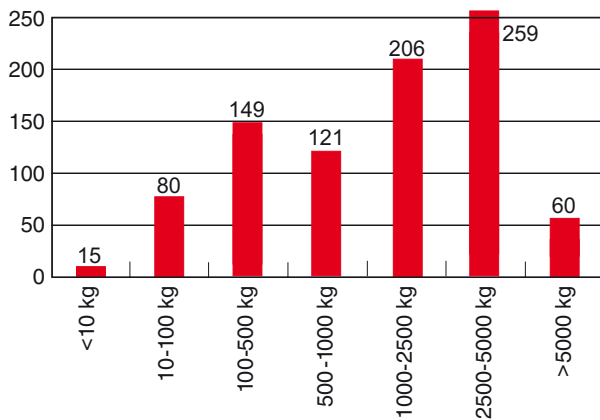


Bild 1.2.5: Anzahl der operationellen Satelliten entsprechend ihrer Startmassen (betankt).

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.

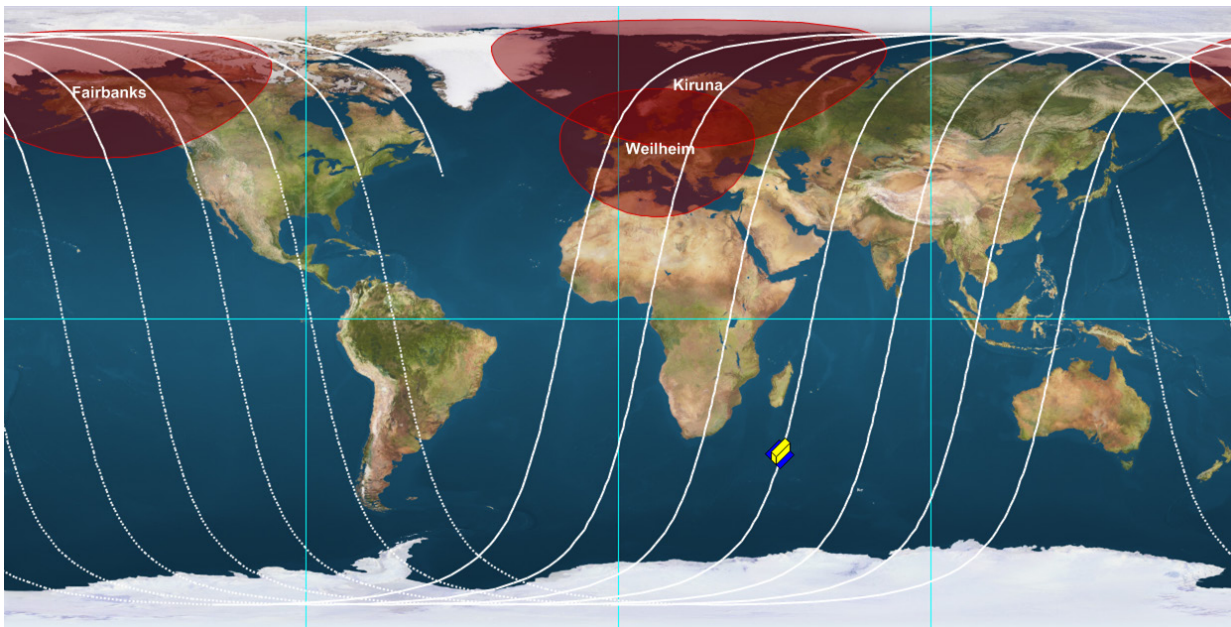


Bild 1.2.8: Globale Bodenspurdarstellung für den auf einer polaren Umlaufbahn fliegenden DLR-Satelliten BIRD während der Launch and Early Orbit Phase (LEOP). Dargestellt sind auch die Sichtbarkeitshorizonte der zentralen DLR-Bodenstation Weilheim und weiterer zum BIRD-LEOP-Netzwerk gehörender, Bodenstationen 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).

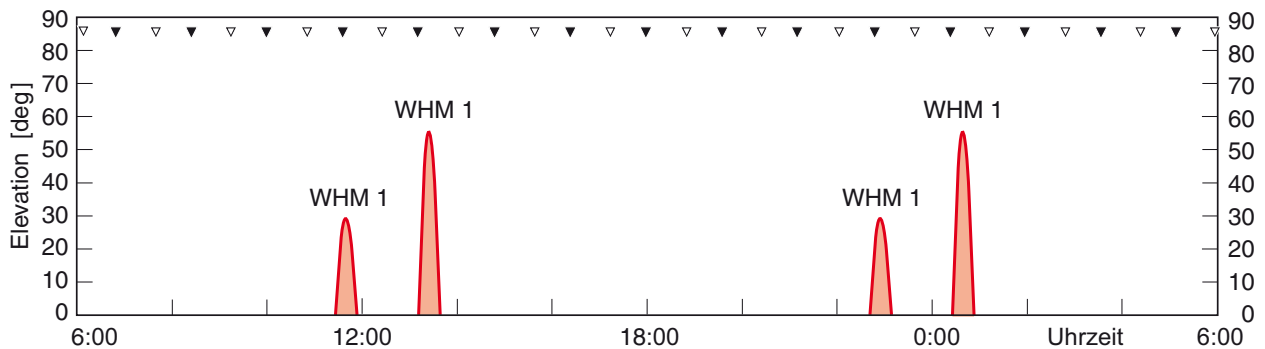


Bild 1.2.9: Elevationsdarstellung für vier BIRD-Kontakte während eines Tages mit der DLR-Bodenstation Weilheim (jeweils zwei aufeinander folgende Passagen entsprechend Bild 1.2.8). Die Kontakte dauern jeweils weniger als 10 Minuten. Ein weitgehend störungsfreier Datenaustausch kann erst ab einer Elevation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

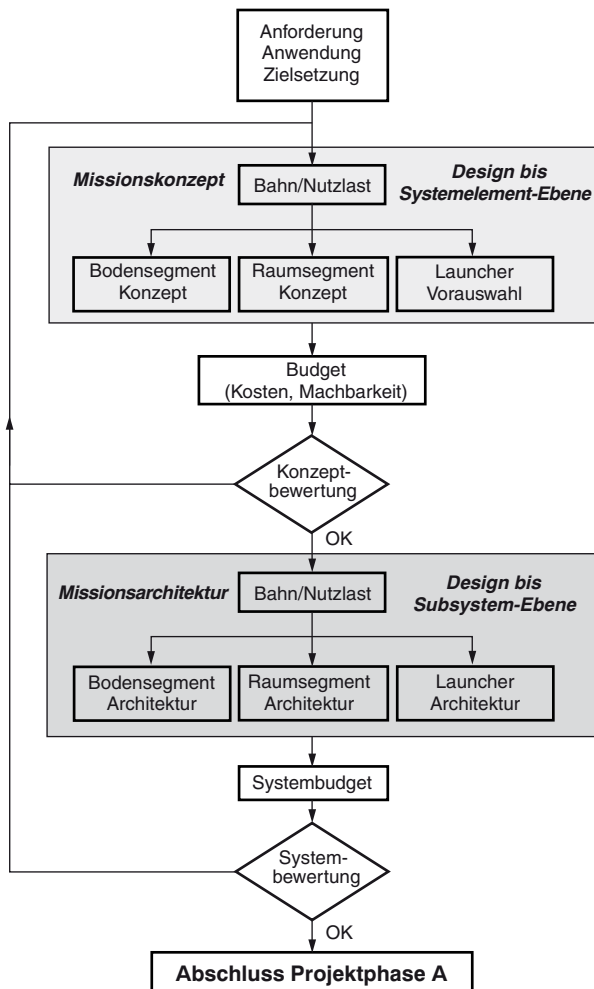


Bild 1.2.10: Ablaufdiagramm für die Definition einer Raumfahrtmission (Projektphase A).

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-

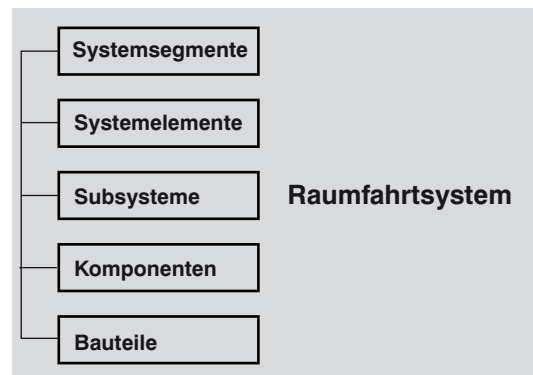


Bild 1.2.11: Gliederung eines Raumfahrtssystems.

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° 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

TerraSAR-X:	Deutscher Radar-Erdbeobachtungssatellit (Bild 1.2.12)
Start:	Juni 2007
Masse:	1 200 kg
Flughöhe:	520 km
Bahnneigung:	97°
Startort:	Baikonur
Nutzlast:	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.

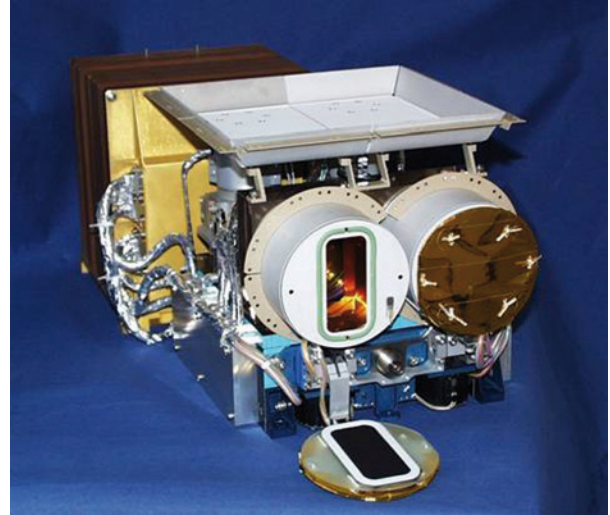


Bild 1.2.14: Eine der Nutzlasten von BIRD. Es handelt sich um eine Zweikanal-Infrarotkamera als Teil eines umfangreichen Technologieerprobungspaketes auf dem DLR-Satelliten (Bild: DLR).

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

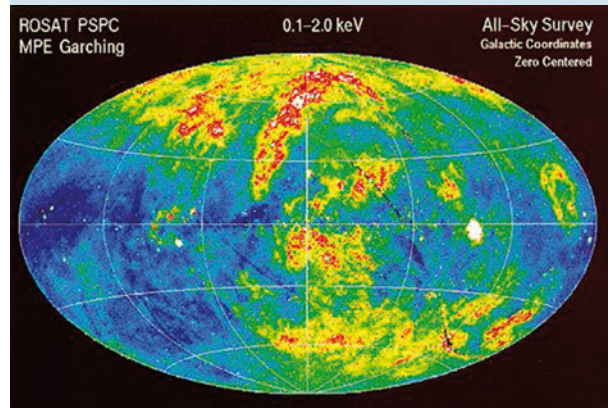


Bild 1.2.15: Vollständige Abbildung des Himmels im Röntgenlicht (0,1 ... 2,0 keV) aus ROSAT-Beobachtungen des ersten halben Jahres von insgesamt nahezu 10 Jahren Betrieb (Bild: MPG).

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

EUTELSAT W5:	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

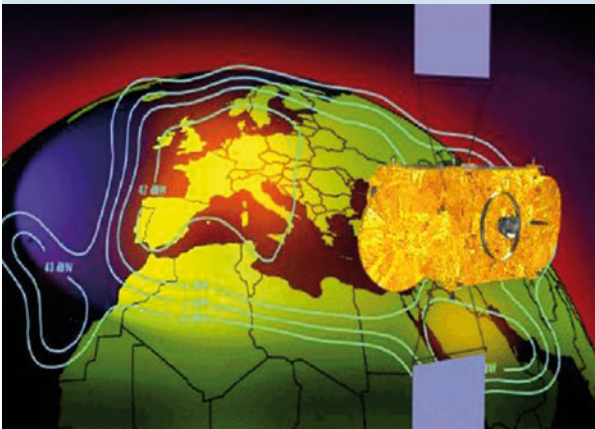


Bild 1.2.16: Schematische Darstellung der sog. Antenna-Mapping-Ergebnisse von einem geostationären Kommunikationssatelliten. Die unregelmäßige Gestalt der Linien gleicher Einstrahlstärke ist kein Zufallsprodukt, sondern wird durch ein entsprechendes Antennendesign gezielt erzeugt. Am Ende der Positionierung 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

Galileo:	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

SAR-Lupe:	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

Rosetta:	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.

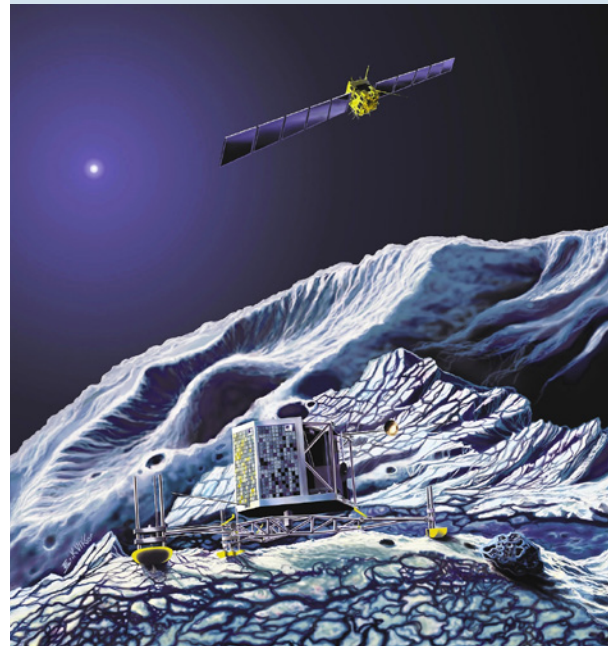


Bild 1.2.19: Konzeptionelle Darstellung des erfolgreichen Landemanövers auf dem Kometen 67P/Churyumov-Gerasimenko im Jahre 2014 (Bild: ESA).

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, 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

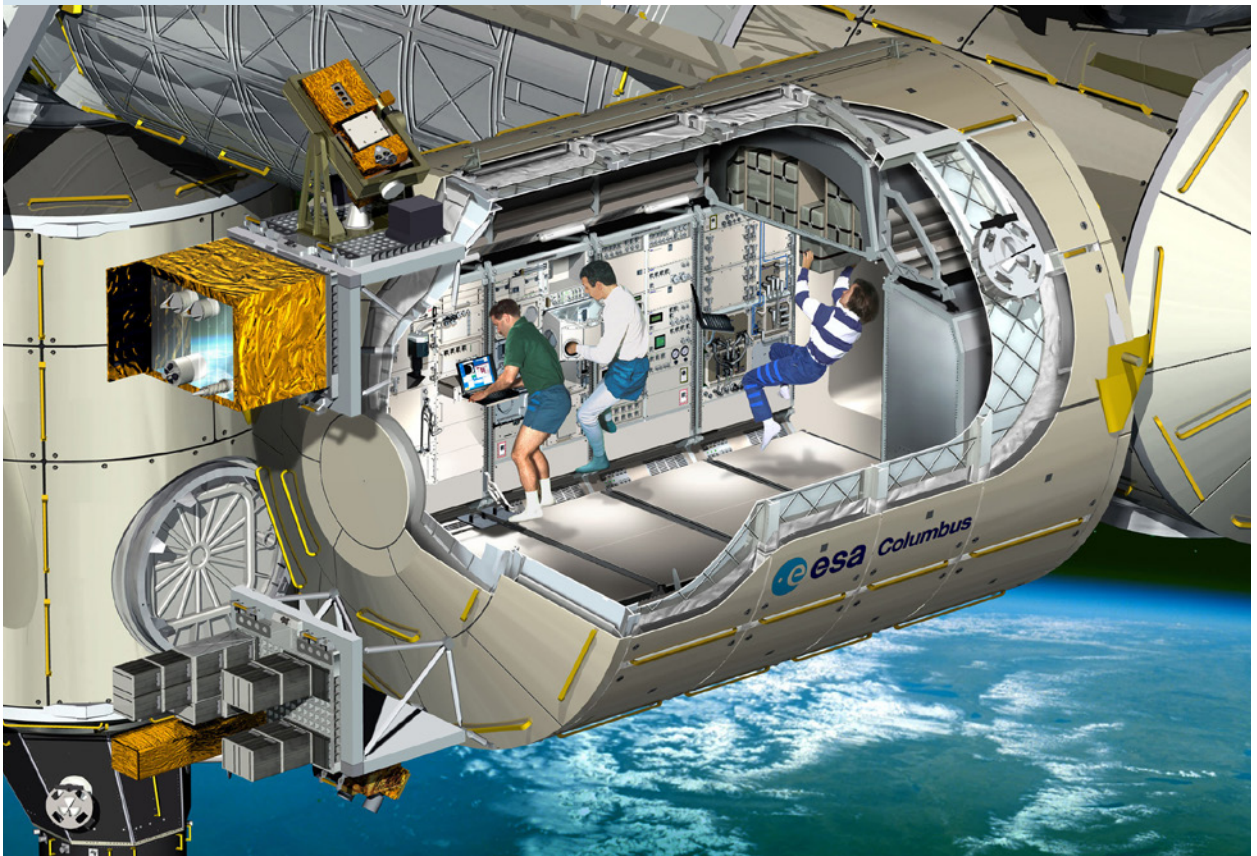


Bild 1.2.20: Das von Oberpfaffenhofen aus betriebene europäische Columbus-Labormodul an der Internationalen Raumstation (Bild: ESA).

nauten ist die von der NASA neu entwickelte Orionkapsel vorgesehen. Europa wird dazu ein auf der Technologie des ATV basierendes Service-Modul (ESM) beistellen, das unter anderem Wasser, Sauerstoff und Energie für die Orionkapsel während des Fluges zur Verfügung stellen soll. Ein erster, unbemannter Testflug (Exploration Mission 1) findet voraussichtlich 2020 statt.

Apollo

Den Höhepunkt der Mondexploration stellen die bemannten Apollo-Missionen dar. Insgesamt 6 Landungen (Apollo 11, 12, 14, 15, 16 und 17) sowie drei bemannte Mondvorbeiflüge (Apollo 8, 10 und 13) wurden zwischen 1968 und 1972 durchgeführt (Bild 7.4.11 und Bild 7.4.12).

Tabelle 7.4.1 listet die Missionen und Landegebiete auf. Abgesehen davon, dass hunderte Kilogramm Mondmaterial zur Erde zurückgebracht wurden, konnten die Astronauten zahlreiche Instrumente am Mond platzieren. Diese sog. ALSEPs (Apollo Lunar Surface Experiment Packages) enthielten neben einer Radionuklidbatterie und einer Zentralstation auch Seismometer, Magnetometer, Ionendetektoren, Sonden zur Messung des Wärmeflusses, Laserreflektoren (die jetzt noch benutzt werden) und andere Experimente. Die Stationen haben jahrelang wertvolle Daten geliefert, sind jedoch seit 1977 abgeschaltet.

Die mit Saturnraketen gestarteten Apollo-Raumschiffe bestanden aus der Kommandoeinheit, die drei Astronauten Platz bot, der Serviceeinheit und dem Lunar Module, der eigentlichen Landefähre. Die drei Komponenten zusammen wogen etwa 50 Tonnen.

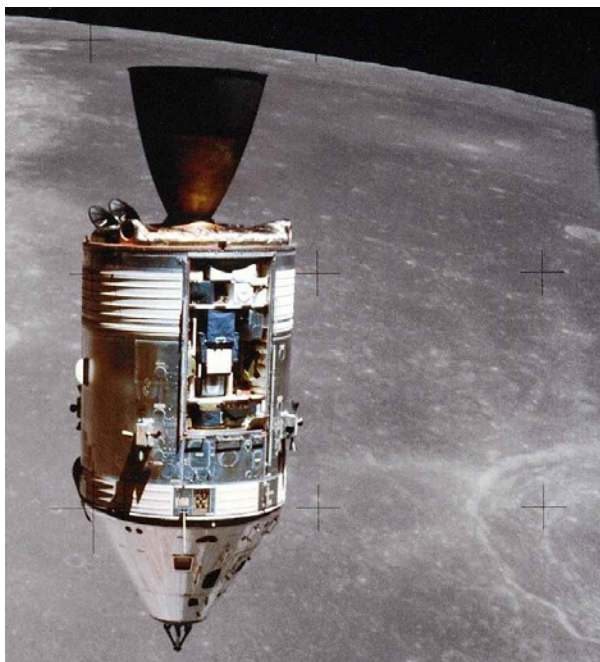


Bild 7.4.12: Apollo Service Module und Command Module (Apollo 15) (Bild: NASA).

Unser Verständnis des Systems Erde – Mond hat sich seit Auswertung der wissenschaftlichen Ergebnisse der Apollo-Missionen sehr stark verbessert. Man geht heute davon aus, dass der Mond durch den Einschlag eines marsgroßen Körpers auf die Ur-Erde entstanden ist. Details dieses Ereignisses sind aber nach wie vor nicht ganz geklärt. Wie ist der Mond aufgebaut? Wie kommt es zu den großen Unterschieden zwischen Vorder- und Rückseite? Die Untersuchung des inneren Aufbaus, der geochemischen Zusammensetzung und des Regoliths (in dem sich z. B. der Sonnenwind gesammelt hat) gehören zu den Herausforderungen neuerer Mondmissionen.

7.4.3 Planetenmissionen

Um unseren Heimatplaneten besser verstehen zu können, ist es besonders aufschlussreich, die Vorgänge, wie wir sie auf der Erde beobachten, mit jenen auf anderen Planeten zu vergleichen. Dies lässt zum einen Rückschlüsse auf die Entstehung und Entwicklung des Sonnensystems sowie auf die Entstehung von Leben zu, erlaubt aber auch Einblicke in andere Bereiche, wie Klimaforschung, Atmosphärenphysik oder Geologie.

So sind die Klimata auf Venus und Erde – trotz vieler Ähnlichkeiten der beiden Planeten – grundlegend verschieden, in erster Linie weil durch die fehlende Plattentektonik auf der Venus das Kohlendioxid in der Atmosphäre nicht abgebaut werden konnte. Die Entdeckung von Signaturen von Leben auf dem Mars (nach denen z. B. in der ExoMars-Mission gesucht werden soll) würde unser Verständnis zur Entstehung des Lebens auf der Erde immens erweitern (Bild 7.4.13). Der Vergleich der Magnetosphären von Merkur, Erde und Jupiter (sowie die Tatsache, dass eine solche bei der Venus fehlt) lässt uns die physikalischen Vorgänge, die zu einem planetaren Magnetfeld führen, besser verstehen. Untersuchungen der kleinen Körper im Sonnensystem, Asteroiden und Kometen, erlauben uns einen Blick in die Frühzeit des Sonnensystems, bevor sich die großen, differenzierten Körper (Planeten und große Monde) gebildet haben.

Früh begann man darüber nachzudenken, Raumsonden nicht nur Richtung Mond, sondern auch zu Mars und Venus zu schicken, eine Herausforderung aufgrund der großen Entfernungen. Im Kapitel 7.4.5 werden die technologischen Aspekte interplanetarer Missionen angesprochen.

Nach anfänglichen Fehlversuchen gelang mit dem **Venusvorbeiflug von Mariner 2** (NASA) im Dezember 1962 die erste erfolgreiche Mission zu einem anderen Planeten. Durch die Mariner-Daten erkannte man die retrograde Rotation der Venus, die hohe Temperatur und den hohen Druck sowie die Zusammensetzung der Atmosphäre (hauptsächlich CO_2). Auch das Fehlen eines Magnetfeldes wurde erkannt.



Bild 7.4.13: Marskrater, aufgenommen mit der hochauflösenden Kamera (HRSC) von MarsExpress. Im Zentralbereich des etwa 35 km breiten und 2 km tiefen Kraters sieht man die Ablagerung von Wassereis (Bild: ESA, DLR, FU Berlin).



Bild 7.4.14: Mariner 2 (Bild: NASA).

Bild 7.4.14 zeigt eine Darstellung von Mariner 2. Die Sonde Mariner 4, die auf Basis des Mariner-2-Busses konzipiert war, jedoch z. B. größere Solarpanels hatte, sendete schließlich die ersten Daten von einem Vorbeiflug am Mars (1965). Tabelle 7.4.2 listet ausgewählte Missionen zu Planeten und kleinen Körpern des Sonnensystems auf.

Einige der Sonden, die in Tabelle 7.4.2 aufgelistet sind (z. T. wegen ihrer historischen Bedeutung), sollen nun im Bezug auf raumfahrttechnische Aspekte etwas näher beschrieben werden:

Viking

Die beiden identischen Viking-Sonden bestanden aus je einem Orbiter und einem Landegerät. Die wissenschaftlichen Ziele waren in erster Linie die **Kartierung der Marsoberfläche**, Bestimmung der Zusammensetzung und der physikalischen Eigenschaften der **Atmosphäre** und des **Marsbodens** sowie die Suche nach **Lebensspuren**.

Die Sonden, einschließlich Orbiter, Lander und Treibstoff, hatten eine Masse von etwa 3 500 kg. Die Trockenmasse der Orbiter betrug 900 kg, die der Lander 600 kg.

Die **Orbiter** wurden in elliptische Orbits geschossen (mit einem Hydrazin/ N_2O_4 -Triebwerk mit 1 300 N Schub). Sie waren dreiachs-stabilisiert und generierten den elektrischen Strom aus vier Solarpanels (15 m^2 ; etwa 620 W im Marsorbit).

Bild 7.4.15 zeigt Viking in Cruise-Konfiguration.

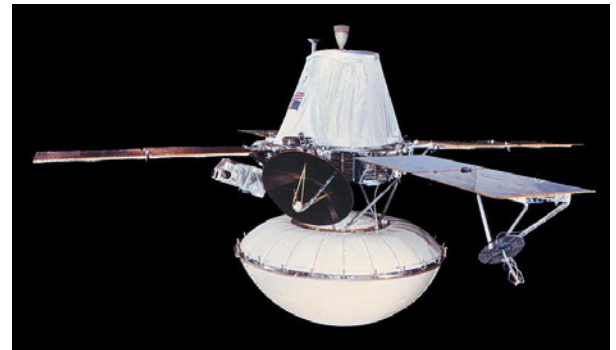


Bild 7.4.15: Viking in Cruise-Konfiguration; der Lander befindet sich in dem weißen Behälter im Bild unten (Bild: NASA).

Die **Lander** bestanden aus einer Aluminiumstruktur und standen auf 3 Beinen. Sie wurden vor der Landung (nach dem Abtrennen des Fallschirms) mit drosselbaren (280 bis 2 670 N) Hydrazintriebwerken gebremst.

Strom wurde von zwei Radiothermogeneneratoren (RTGs, auf Basis von Plutonium-238), die 30 W (4,4 V) an Leistung lieferten, zur Verfügung gestellt. Um höheren Leistungsbedarf abdecken zu können, waren zusätzlich wiederaufladbare NiCd-Batterien an Bord.

Bild 7.4.16 zeigt ein Modell des Landegeräts und Bild 7.4.17 ein vom Viking-1-Lander gewonnenes Bild von der Oberfläche des Mars (Chryse Planitia).

Die **Kommunikation** mit der Erde erfolgte direkt über S-Band bzw. ein UHF-Transpondersystem.

Die **Nutzlast** der Lander bestand aus je 12 wissenschaftlichen Experimenten (mit einer Gesamtmasse von 91 kg).

Der Viking-2-Lander beendete den Betrieb im April 1980, Viking 1 im November 1982; insgesamt wurden etwa 1 400 Bilder übertragen, daneben meteorologische Daten und chemische Analysen von der Marsoberfläche.

Tabelle 7.4.2: Ausgewählte Missionen zur Erforschung des Sonnensystems.

Missionstyp	Startdatum	Bemerkung	
Mariner 2	Venus-Vorbeiflug	Aug. 1962	Erste erfolgreiche Mission zu einem anderen Planeten
Mariner 4	Mars-Vorbeiflug	Nov. 1964	Erster erfolgreicher Mars-Vorbeiflug
Venera 4	Venus-Atmosphärensonde	Juni 1967	Erste Atmosphärenkapsel auf der Venus, operationell bis 25 km Höhe
Venera 7	Venus-Lander	Aug. 1970	Erster Planeten-Lander; sendete bis 23 min nach der Landung
Mariner 9	Mars-Orbiter	Mai 1971	Erster Mars-Orbiter, etwa ein Jahr in Betrieb; globale Kartierung
Mars 3	Mars Orbiter/Lander	Mai 1971	Erste weiche Landung auf Mars (Datenübertragung endete nach 20 sec)
Pioneer 10	Jupiter-Vorbeiflug	März 1972	Erster Jupiter-Vorbeiflug, Signale wurden bis 2003 empfangen
Pioneer 11	Jupiter-Vorbeiflug, Saturn-Vorbeiflug	April 1973	Schwestersonde von Pioneer 10; 1979 erster Saturn-Vorbeiflug
Mariner 10	Merkur-Vorbeiflug	Nov. 1973	1 Venus- und 3 Merkur-Vorbeiflüge
Helios 1	Sonnen-Orbiter	Dez. 1974	In-situ-Daten aus Sonnennähe (< 0,3 AU)
Helios 2		Jan. 1976	
Viking 1	Mars-Lander und Orbiter	Aug. 1975	Überaus erfolgreiche Marsmission, jahrelanger Betrieb;
Viking 2		Sep. 1975	u. a. Tausende Fotos; Suche nach Lebensspuren
Venera 9	Venus-Lander und Orbiter	Juni 1975	Fotos der Venusoberfläche übertragen
Venera 10		Juni 1975	
Voyager 2	Vorbeiflüge an Jupiter, Saturn, Uranus und Neptun	Aug. 1977	Überaus erfolgreiche Mission; prägend für unser Verständnis der großen Planeten und des äußeren Sonnensystems
Voyager 1	Vorbeiflüge an Jupiter und Saturn	Sep. 1977	
Vega 1	Vorbeiflug am Komet Halley;	Dez. 1984	Erste Bilder eines Kometenkerns, erfolgreiche Venus-Lander und
Vega 2	Venus-Lander und Ballon	Dez. 1984	Ballons
Giotto	Vorbeiflug am Komet Halley	Juli 1985	Naher Vorbeiflug an dem Kometen Halley (und Giacobini-Zinner)
Magellan	Venus-Orbiter	Mai 1989	Radarkarte der Venus
Galileo	Jupiter-Orbiter, Atmosphärensonde	Okt. 1989	Erster Jupiter-Orbiter, Atmosphärensonde; überaus erfolgreich
Ulysses	Heliosphären-Orbiter	Okt. 1990	Bahn führt über Sonnenpole
SOHO	Sonnenbeobachtungssonde	Dez. 1995	Beobachtet Sonne vom Lagrange-Punkt aus; noch in Betrieb
Mars Pathfinder/ Sojourner	Mars Lander/Rover	Dez. 1996	Erster erfolgreicher Marsrover
Cassini- Huygens	Saturn-Orbiter Titan-Atmosphärensonde/Lander	Okt. 1997	Saturn-Orbiter Atmosphärensonde zum Saturnmond Titan; u. a. Bild nach Landung übertragen
Deep Space 1	Asteroiden- und Kometen-Vorbeiflug	Okt. 1998	Vorbeiflüge an Braille und Borelly; erfolgreicher Einsatz eines Ionenantriebs
Stardust	Kometen-Vorbeiflug und Proben-Rückkehrkapsel	Feb. 1999	Kometenstaub aus der Koma zur Erde zurückgebracht (Komet 81P/Wild 2)
Hayabusa	Asteroiden-Rückkehrmission	Mai 2003	Rendezvous mit dem Asteroiden Itokawa (2005) und Probennahme, Rückkehrkapsel zur Erde im Juli 2010
Mars Express	Mars-Orbiter	Juni 2003	Verbesserte Kartierung, chemische Fernerkundungsanalyse
Spirit (MER-A)	Mars-Rover	Juni 2003	Überaus erfolgreiche Rovermission am Mars;
Opportunity (MER-B)		Juli 2003	noch in Betrieb
Rosetta	Kometen-Orbiter und -Lander	März 2004	Rendezvous mit Komet 67P/Churyumov-Gerasimenko 2014. Erste Landung auf einem Kometen durch Philae.
Messenger	Merkur Orbiter	Aug. 2004	Erster Merkurorbiter
Deep Impact	Kometen-Vorbeiflugsonde und Impakttor	Jan. 2005	Impakt auf Komet 9P/Tempel 1; Untersuchung des Auswurfmaterials
MRO	Mars-Orbiter	Aug. 2005	Mars Reconnaissance Orbiter
New Horizons	Pluto-Vorbeiflug	Jan. 2006	Vorbeiflug an Pluto 2015; Vorbeiflug an weiteren Kuiper-Gürtel-Objekten geplant für 2019
DAWN	Asteroiden Orbiter	Sept. 2007	Im Orbit um Asteroiden Vesta (2011–2012) und Ceres (seit 2015)
Juno	Jupiter Orbiter	Aug. 2011	Jupiter Orbiter mit Solargenerator
Mars Science Laboratory (MSL), Curiosity	Mars Rover	Nov. 2011	Großer mit „Sky-Crane“ gelandeter Rover
Hayabusa 2	Asteroiden Rückkehrmission (im Flug)	Dez. 2014	Erreichte Asteroid Ryugu 2018; erfolgreiches Absetzen der MINERVA und MASCOT Lander; Erd-Wiedereintritt der Rückkehrkapsel für 2020 geplant
OSIRIS-REx	Asteroiden Rückkehrmission (im Flug)	Sept. 2016	Erreicht Asteroid Bennu Dezember 2018; Erd-Wiedereintritt 2023
InSight	Mars Lander	Mai 2018	Landung (Nov. 2018) und Aussetzen eines Seismometers und eines Wärmefflussensors auf Mars
BepiColombo	Merkur Orbiter	Okt. 2018	Zwei Merkur Orbiter; Ankunft 2025



Bild 7.4.16: Viking Lander (Modell) (Bild: NASA).

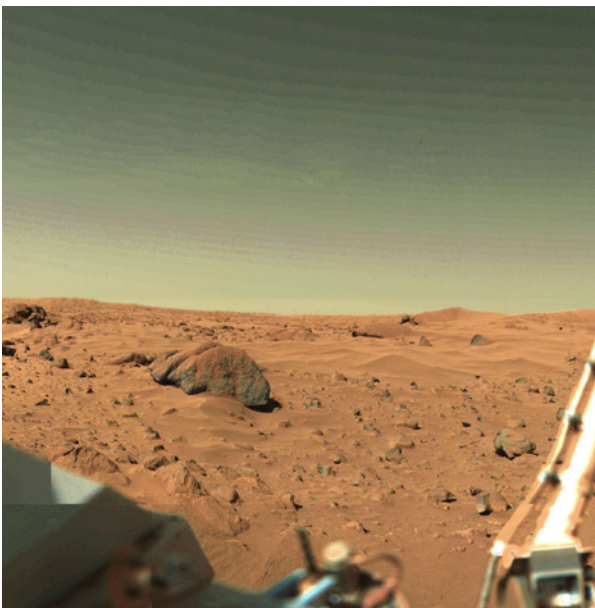


Bild 7.4.17: Aufnahme der Marsoberfläche von Viking 1 (Bild: NASA).

Mars Rover

Nach den überaus erfolgreichen Viking Lander-Missionen, wurde schnell klar, dass ein nächster Schritt in der Erforschung des Mars Mobilität erfordert. So war z. B. kein Stein in der erreichbaren Nähe des Viking-Greifarms, obwohl die Untersuchung eines solchen wissenschaftlich für einige Aspekte viel interessanter gewesen wäre als die von Regolith. Interessant waren auch russisch-sowjetische Studien zu einem „Marsochod“, mit sechs individuell ansteuerbaren, keulenförmigen Rädern. Marsochod wurde später von NASA/JPL weiterentwickelt, ist jedoch nie über den Status eines Prototypen für Feldversuche hinausgekommen.

Ein erster Schritt in die Richtung begrenzter Mobilität war der Rover „Sojourner“ an Bord der Mars Pathfinder-



Bild 7.4.18: Künstlerische Darstellung des Spirit bzw. Opportunity Rovers (Bild: NASA).

Mission. Das kleine, ca. 11,5 kg schwere, sechsrädrige, mit Solarzellen betriebene Gefährt war mit einem Alpha-Röntgen Fluoreszenzspektrometer (APXS) und einer Kamera ausgerüstet und 85 Tage auf dem Mars in Betrieb. Die Pathfinder-Mission war jedoch nur der Test für die anspruchsvolleren NASA Mars Exploration Rover (MER), „Spirit“ und „Opportunity“, die 2004 erfolgreich im Gusev Krater bzw. im Meridiani Planum mit Hilfe eines Airbag-basierten Landesystems abgesetzt werden konnten (Bild 7.4.18). Das Landeszenario ist in Kapitel 7.4.5.3 bzw. Bild 7.4.33 skizziert. Wissenschaftliches Hauptziel war die Suche nach Spuren früheren flüssigen Wassers. Die Sonden hatten jeweils eine Startmasse von etwa einer Tonne, die Rover selbst eine Masse von je 185 kg.

Die angestrebte Missionsdauer auf der Marsoberfläche von 90 Tagen konnte bei weitem überschritten werden. Opportunity war nach einer zurückgelegten Strecke von etwa 45 km und 14 Jahren im Einsatz bis 2018 im Perseverance Valley in Betrieb (letztes Signal von Juni 2018, vor einem großen Staubsturm). Auch Spirit funktionierte viel länger als geplant, die letzten Funksignale wurden März 2010 zur Erde geschickt. Ein Grund für die lange Lebensdauer der Rover war die Tatsache, dass die Solargeneratoren von Zeit zu Zeit durch Windhosen („dust devils“) von Staub gereinigt worden sind. Staubablagerungen auf den Solarzellen und die damit verbundene Verminderung der zur Verfügung stehenden elektrischen Leistung war bei der Missionsplanung die befürchtete Haupteinschränkung der Lebensdauer.

Zu den wichtigsten Resultaten von Spirit und Opportunity zählen klare Hinweise auf (flüssiges) Wasser und

einen in seiner Frühzeit „feuchten“ Mars. Dazu gehört die Entdeckung von Lehmsedimenten, Gipseinschlüssen oder hämatithaltigen Kügelchen, die sich nur in säurehaltigem Wasser bilden können (sie erhielten den Spitznamen „blueberries“/„Heidelbeeren“).

Der nächste Schritt in der mobilen Erkundung des Mars war ein deutlich größerer Rover, das Mars Science Laboratory (MSL), später „Curiosity“ getauft. Um den etwa 900 kg schweren Rover zur Oberfläche zu bringen, wurde ein völlig neues Landekonzept, der sogenannte „Sky-Crane“ entwickelt (siehe Bild 7.4.19). Die Landung fand im August 2012 statt, Curiosity ist seitdem in Betrieb und hat inzwischen (2018), von einer RTG betrieben, etwa 18 km auf der Marsoberfläche im Gebiet des Gale-Kraters zurückgelegt.



Bild 7.4.19: Curiosity-Landeszenario mit „Sky-Crane“ (Bild: NASA/JPL).

Zur Nutzlast von Curiosity zählen zehn wissenschaftliche Instrumente, insgesamt 17 Kameras, ein Laser zum Verdampfen von Gesteinsmaterial und ein Bohrer zur Probenahme. Bild 7.4.20 zeigt die drei Generationen von JPL/NASA Mars Rovern nebeneinander: Sojourner, MER und MSL.

Die nächste Rovermission der NASA soll 2020 starten und in erster Linie astrobiologische und geologische Fragestellungen klären.

Auf europäischer Seite ist geplant, 2020 einen Rover mit einer Nutzlast, spezialisiert auf die Detektion möglicher Spuren früheren Lebens, zu starten. Mit dabei ist ein

Bohrer, der Proben aus bis zu 2 m Tiefe nehmen kann. Der Rover ist Teil des gemeinsamen ESA-Roskosmos-Projekts „ExoMars“, zu dem auch der Trace Gas Orbiter (TGO, 2016 erfolgreich in den Mars Orbit geschossen) sowie ein Lande- und Atmosphäreintritts-Demonstrator („Schiaparelli“, schlug 2016 unsanft auf der Marsoberfläche auf) gehören.

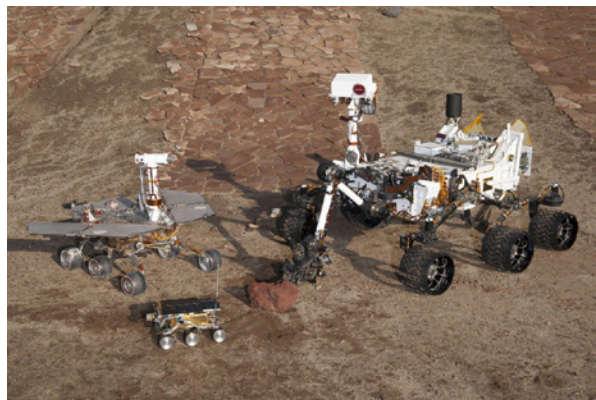


Bild 7.4.20: Vergleich von Mars Science Laboratory (Curiosity), Mars Exploration Rover (Spirit, Opportunity) und Mars Pathfinder (Sojourner) anhand von drei Testrovern bei JPL (Bild: JPL/NASA).

Der allererste Mars-Rover, PROP-M, ein 4,5 kg schwerer „Geh-Roboter“, erreichte bereits 1971 als Teil der Nutzlast der sowjetischen Mars 3-Mission die Oberfläche des Mars. Allerdings kam er wegen des frühzeitigen Abbruchs des Funkkontakts der Landesonde zur Erde nicht zum Einsatz.

Voyager

Stellvertretend für Missionen zur Erforschung der **Riesenplaneten**, also für Sonden, die sich weit von der Sonne entfernen, seien hier die Voyager-Sonden kurz beschrieben.

Das Projekt war ein großer Erfolg. Unser Verständnis von Jupiter, Saturn sowie Uranus und Neptun (die seit den Voyager-2-Vorbeiflügen 1986 und 1989 von keiner Raumsonde mehr besucht worden sind) wurde maßgeblich durch die Voyager-Resultate geprägt.

Viele der auf Voyager eingesetzten Technologien wurden dann auch für die größeren Sonden Galileo (Jupiter-Orbiter) und Cassini (Saturn-Orbiter) wiederverwendet.

Voyager 1 und 2 sind baugleiche Schwestersonden, deren primäre wissenschaftliche Ziele die Erforschung der Systeme von **Jupiter** und **Saturn** (Atmosphäre, Magnetosphäre, Monde und Ringstrukturen) waren. Wegen der speziellen Anordnung der Planeten konnte Voyager 2 nach dem Vorbeiflug am Saturn weiter zu **Uranus** und dann weiter zu **Neptun** gelenkt werden (siehe Bild 7.4.21).

Die **Hauptstruktur** jeder Sonde bestand aus einem zehneckigen Bus (47 cm hoch, Durchmesser 178 cm). Zur Kommunikation mit der Erde dienten eine Parabolantenne mit 3,66 m Durchmesser und ein S-Band-System (Uplink) sowie ein X-Band-System (Downlink, 160 bit/s).

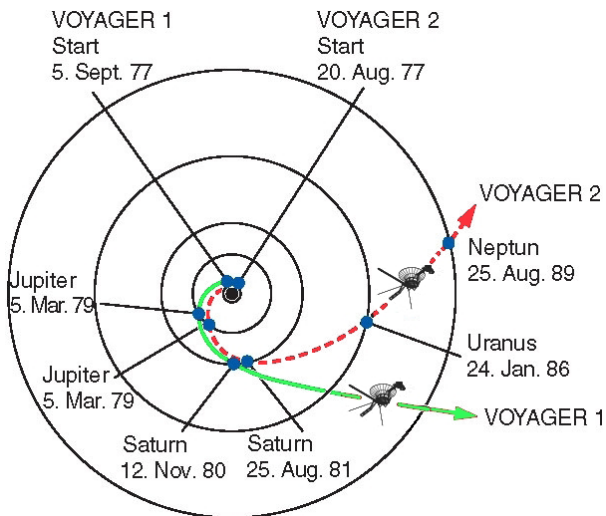


Bild 7.4.21: Trajektorien der beiden Voyager-Sonden (Bild: NASA).

Aufgrund der großen Distanz zur Sonne (bei Saturn ist die Sonneneinstrahlung nur 1/100 im Vergleich zur Erde) konnten keine Solarzellen zur Energieerzeugung verwendet werden. Strom wurde daher von drei RTGs (auf der Basis von Plutonium-238) gewonnen. Diese lieferten ursprünglich 470 W (30 V). 2006 war die gelieferte Leistung immerhin noch 290 W (die Halbwertszeit von Pu-238 beträgt etwa 88 Jahre!). Bild 7.4.22 zeigt eine grafische Darstellung der Voyager-Raumsonde.

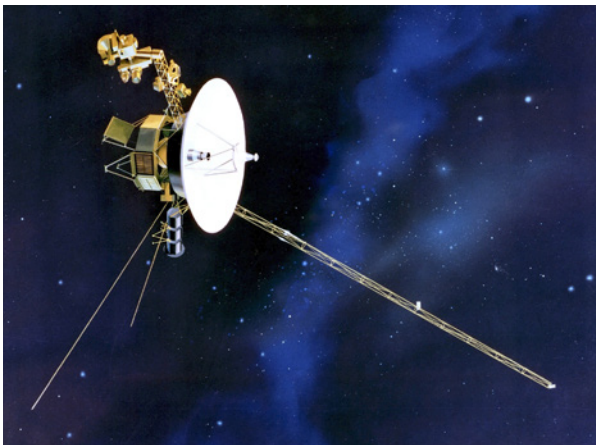


Bild 7.4.22: Voyager (Bild: NASA).

Zur Zeit der Drucklegung dieses Buches (2018) befanden sich Voyager 1 etwa 143 AE (Astronomische Einheiten: 1 AE entspricht der Distanz Sonne zu Erde; $\approx 15 \cdot 10^7$ km) und Voyager 2 etwa 119 AE von der Sonne entfernt; beide sind noch bedingt funktionstüchtig und senden Daten zur Erde.

Im Dezember 2004 konnte Voyager 1 den **Termination Shock** registrieren, 2012 die Heliopause, die Grenzschicht zwischen der Einflussosphäre der Sonne und dem inter-

stellaren Medium. Voyager 2 erreichte den Termination Shock 2007.

Cassini-Huygens

Cassini-Huygens ist eine gemeinsame Mission von NASA, ESA und ASI zur Erforschung des Saturnsystems. Cassini (Saturnorbiter) wurde 1997 zusammen mit der von der ESA entwickelten Huygens-Sonde (Titan-Atmosphärenkapsel) gestartet und war mit einer Gesamtmasse von etwa 5 650 kg die schwerste interplanetare Raumsonde, die je gebaut wurde. Nach zwei Swingby-Manövern an Venus und je einem an Erde und Jupiter wurde Cassini 2004 in einen Orbit um Saturn eingeschossen.

2005 wurde Huygens vom Mutterschiff getrennt und tauchte in die Atmosphäre von Titan, dem größten Saturnmond ein. Für etwa zweieinhalb Stunden wurden Atmosphärendaten gesammelt, Huygens überlebte auch die Landung und sendete unter anderem Bilder von der Oberfläche.

Die Titanatmosphäre besteht hauptsächlich aus Stickstoff, enthält aber auch Methan, das zum Teil in große Seen aus flüssigem Methan-Ethan-Gemisch abregnet.

Der Cassini-Orbiter untersuchte Saturn, dessen Ringssystem, die Monde und die Plasmaumgebung bis zu seinem kontrollierten Absturz in die Saturnatmosphäre im September 2017. Die von Wolken und Dunst verdeckte Oberfläche Titans wurde bei Vorbeiflügen mittels Radar kartiert. Beim Mond Enceladus wurden Gasfontänen festgestellt, die auf flüssiges Wasser im Inneren hindeuten und diesen Mond als exobiologisch interessanten Ort identifizieren. Die Dynamik der Ringe sowie die Saturnatmosphäre und -magnetosphäre konnten über viele Jahre hinweg detailliert beobachtet werden.

Die Sonde war etwa 6,8 m hoch, zur Stromversorgung dienten drei RTG, die zum Ende der Mission noch etwa 630 W elektrischer Leistung lieferten. Die Kommunikation zur Erde wurde über eine Parabolantenne mit 4 m Durchmesser, die abwechselnd auch für das Radar genutzt werden konnte, durchgeführt. Für Bahnmanöver wurden Hydrazin-Triebwerke genutzt, die Sonde hatte beim Start insgesamt über 3 Tonnen Treibstoff an Bord.

Die Huygenssonde hatte eine Gesamtmasse von 320 kg (einschließlich des Hitzeschildes für den Atmosphären-eintritt). Die Stromversorgung wurde über Lithium-SO₂-Primärbatterien durchgeführt, die Datenkommunikation zur Erde wurde über die Muttersonde gesendet. Es ist bemerkenswert, dass der Träger des Huygens-Transmittersignals auch direkt auf der Erde detektiert werden konnte und mittels Dopplermessungen zur Bestimmung der Windgeschwindigkeit auf Titan genutzt wurde. Nach dem Atmosphären-eintritt stieg Huygens an drei verschiedenen großen, sequenziell geöffneten Fallschirmen bis zur Oberfläche ab, von wo die Sonde noch für weitere etwa eine Stunde und 10 Minuten Daten zu Cassini sendete.

Bild 7.4.23 zeigt eine künstlerische Darstellung von Cassini kurz nach Abtrennung von Huygens.



Bild 7.4.23: Cassini und Huygens mit Titan im Hintergrund (© NASA).

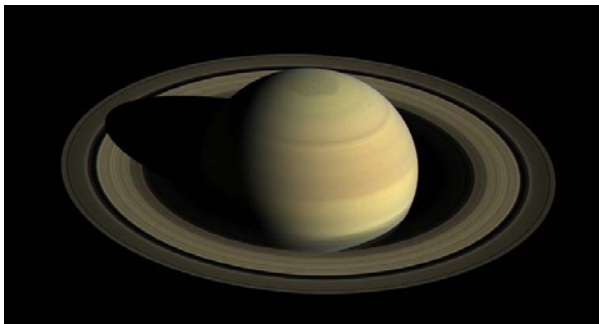


Bild 7.4.24: Saturn.

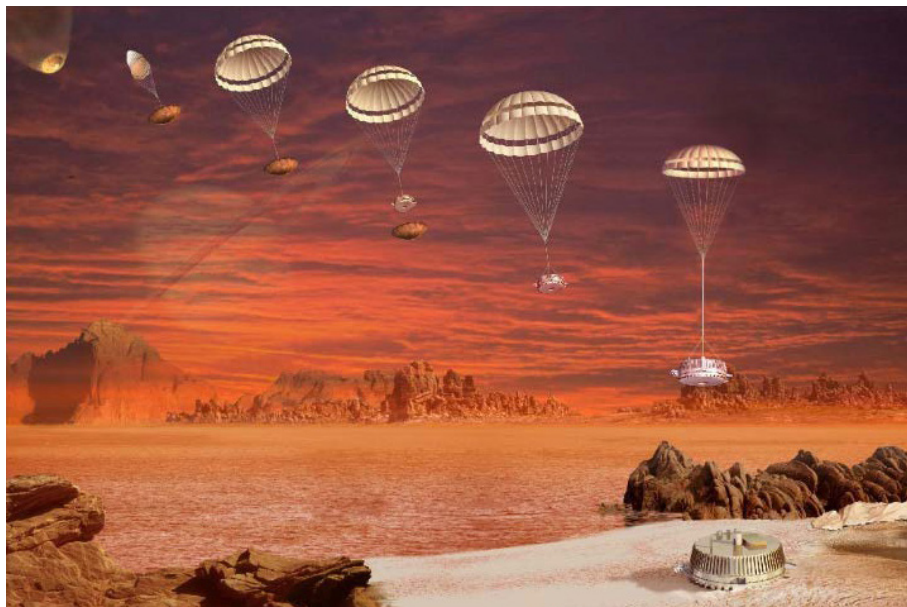


Bild 7.4.25: Huygens Eintritt (links) und Bild von Titanoberfläche (rechts).



Venera (7 bis 14)

Die sowjetischen Venera-Sonden zur Venus bestanden aus Venus-Orbitern und Landeeinheiten. Die erste weiche Landung auf der Venus gelang mit Venera 7 im Dezember 1970.

Venera 9 und 10 landeten im Oktober 1975 und lieferten die ersten Bilder von der Venusoberfläche.

Durch ein **Kühlsystem** war es möglich, bis 53 min bzw. 65 min nach der Landung noch Daten zur Erde zu senden (die Atmosphärentemperatur an der Landestelle wurde mit 485 °C gemessen bei 90 bar Druck). Bild 7.4.27 zeigt den Venera-9-Lander.

Die Venera-9/10-Orbiter wurden als Daten-Relais für die Lander sowie für Atmosphärenbeobachtungen genutzt.

Die Startmasse von Orbiter und Lander zusammen war je etwa 5 Tonnen, die Masse der Eintrittssonde (einschließlich Hitzeschild) 1 560 kg und die Masse der eigentlichen Landeeinheit 660 kg.

Tabelle 7.4.3 listet einige Daten der Venera-Landermissionen auf.

Vega 1 und 2 kombinierten **Vorbeiflüge am Kometen Halley** mit anschließender Venusmission. Zusätzlich zu den Orbitern und Landegeräten kamen auch zwei Ballons zum Einsatz.

Helios

Helios, wengleich keine Mission zu einem Planeten, ist vom technologischen Standpunkt wegen der großen Herausforderung an das **Thermaldesign** interessant. Helios 1 und 2 wurden in Deutschland gefertigt und mit einer deutsch-amerikanischen Nutzlast von Cape Canaveral gestartet. Die Sonden kreisen innerhalb der **Merkurbahn** um die Sonne (0,29 AE, < 45 Millionen km).

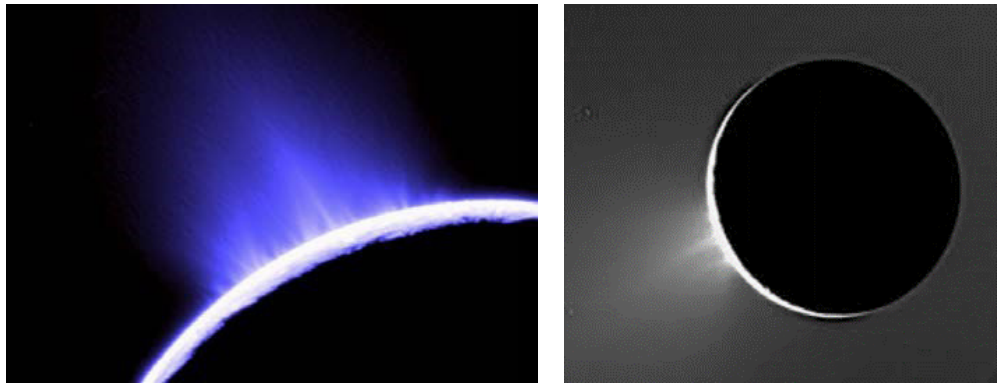


Bild 7.4.26: Gasfontänen auf Enceladus.

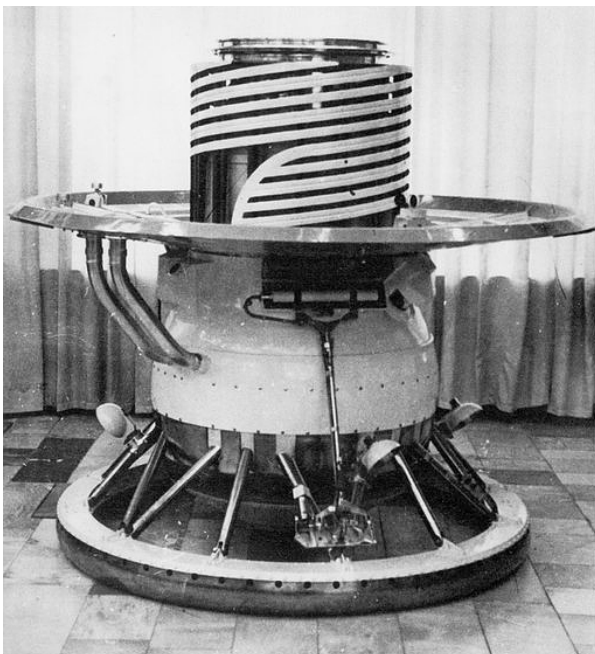


Bild 7.4.27: Venera-9-Landegerät (Bild: Lavochkin/NASA).

Tabelle 7.4.3: Venera-Landermissionen.

	Jahr	Startmasse [kg]	Betriebszeit auf Venus-Oberfläche
Venera 7	1970	1 180	23 min
Venera 8	1972	1 184	50 min
Venera 9	1975	4 936	53 min
Venera 10	1975	5 033	63 min
Venera 11	1978	4 540	95 min
Venera 12	1978	4 540	110 min
Venera 13	1981	4 363	127 min
Venera 14	1981	4 715	57 min
Vega 1	1984	4 920	56 min
Vega 2	1984	4 920	57 min

Helios 1 und 2 waren baugleiche Schwestersonden. Beide waren spinstabilisiert. Die charakteristische Spulenform wurde gewählt, um relativ zur Einstrahlfläche eine große Abstrahlfläche zu erhalten. Die Seiten waren abwechselnd mit Solarzellen und Spiegeln (SSM, Second Surface Mirrors) belegt. Bild 7.4.28 zeigt Helios bei der Testvorbereitung.

Beide Sonden funktionierten für viele Jahre und lieferten wertvolle Daten zur Sonnenphysik.

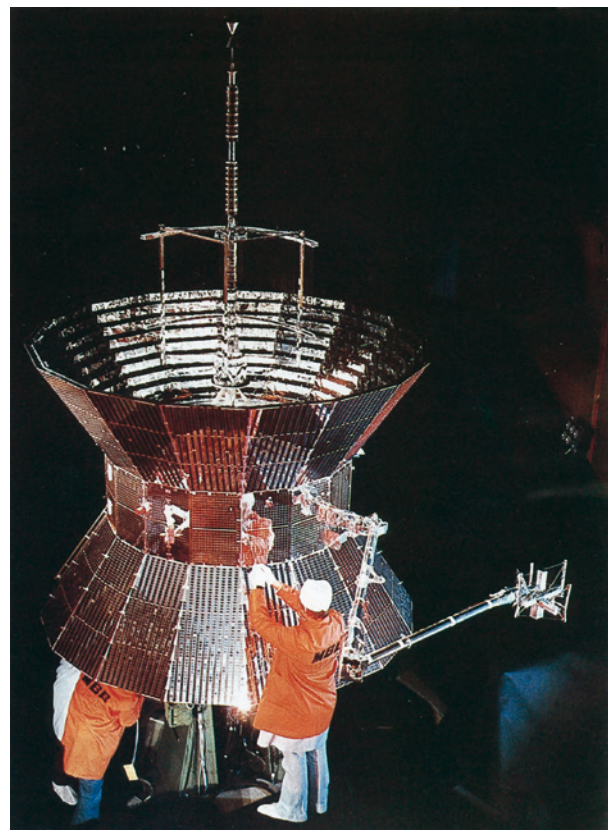


Bild 7.4.28: Helios (Bild: MBB).

Rosetta

Rosetta ist eine Mission der ESA zur genauen Untersuchung des aktiven Kometenkerns 67 P/Churyumov-Gerasimenko. Da Kometen aus nahezu unverändertem Material aus der Entstehungszeit des Sonnensystems bestehen, ist deren Untersuchung ein Schlüssel zum Verständnis der Geschichte unseres Planetensystems. Auch in Bezug auf die Entstehung des Lebens sind Kometen von Interesse, da sie organisches Material zur Erde gebracht haben.

Rosetta wurde im März 2004 gestartet und erreichte nach einer zehnjährigen Cruise-Phase und insgesamt drei Erd-Swingby- und einem Mars-Swingby-Manövern im August 2014 den Zielkometen. Die lange Flugphase war eine der technischen Herausforderungen der Mission. Mithilfe einer Navigationskamera konnte der Komet beim Anflug genau lokalisiert werden, sodass schließlich ein Rendezvous und sogar das Einschwenken in einen Orbit möglich waren.

Erst nach dem Rendezvous konnte der Komet charakterisiert, kartiert und ein Landeplatz für den Lander „Philae“ identifiziert werden.

Dieses Rendezvous fand in einer Entfernung von über 4 AE zur Sonne statt; Rosetta konnte dennoch ohne radioaktive Heizer auskommen, benötigte aber sehr große Solarpaneele (insgesamt 64 m²) und spezielle Solarzellen, die bei niedriger Sonneneinstrahlung hohe Effizienz haben. Die etwa 3000 kg schwere Sonde (etwa die Hälfte davon war Treibstoff) hatte insgesamt elf wissenschaftliche Experimente an Bord, um den Kometen aus dem Orbit zu untersuchen sowie den 97 kg schweren Lander, der im November 2014 in 3 AE Entfernung zur Sonne aus einer Distanz von etwa 22 km erfolgreich abgesetzt worden ist.

Es war geplant, dass Philae sich unmittelbar nach dem Auftreffen auf der Oberfläche mit Harpunen verankern würde. Die Harpunen haben jedoch nicht gezündet, entsprechend ist Philae abgeprallt und erst nach einem etwa 1 km weiten „Sprung“ in einem nicht geplanten Gebiet endgültig gelandet. Philae konnte für etwa 64 Stunden nach der Abtrennung vom Orbiter wissenschaftliche Daten sammeln und zur Erde funken. Dann waren die Batterien erschöpft. Da der endgültige Landeplatz nur mäßig von der Sonne beschienen wurde, war ein unmittelbares Aufladen der Batterien nicht möglich. Erst etwa 7 Monate nach der Landung, im Juni 2015, Komet und Lander waren der Sonne dann wesentlich näher, wurden erneut Signale von Philae empfangen. Der Lander hat daraufhin „Housekeeping“-Daten übertragen, eine Programmierung für weitere wissenschaftliche Messungen war allerdings nicht mehr möglich.

Rosetta und Philae haben bedeutende Erkenntnisse über Kometen geliefert. So wurden z. B. eine reiche organische, präbiotische Chemie identifiziert und mit den Kameras Morphologie und Dynamik der Oberfläche und der Koma charakterisiert. Churyumov-Gerasimenko ist

wahrscheinlich ein sogenannter „Contact Binary“ (bestehend aus zwei sich berührenden Einzelkörpern) und hat eine Dichte von nur etwa 530 kg/m³.

Die Muttersonde Rosetta wurde nach über zwei Jahren Erforschung des Kometen im September 2016 kontrolliert zum Absturz gebracht.

Bild 7.4.29 zeigt Rosetta beim Mars-Vorbeiflug (künstlerische Darstellung), Bild 7.4.30 den Lander während der Thermaltests in der Vakuumkammer. Bild 7.4.31 zeigt ein Bild der Orbiter Osiris-Kamera, auf dem Philae am endgültigen Landeort zu sehen ist.



Bild 7.4.29: Rosetta während des Mars-Swingby-Manövers (künstlerische Darstellung) (Bild: ESA).

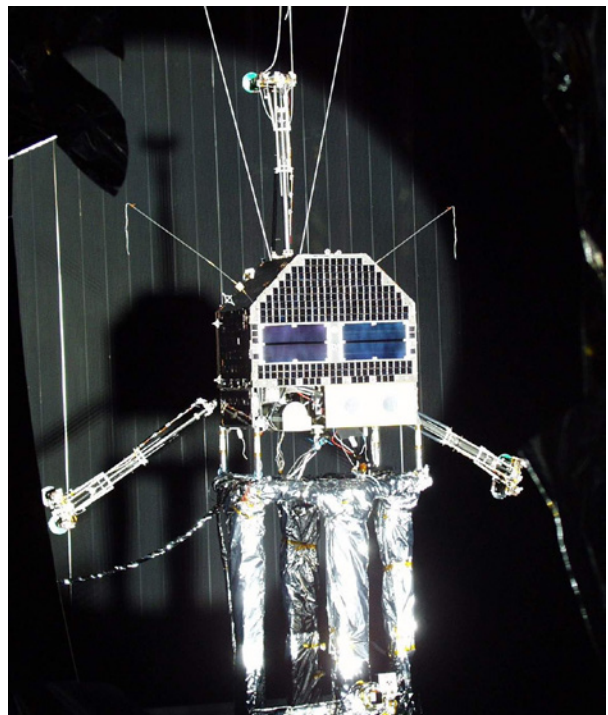


Bild 7.4.30: Rosetta-Lander Philae während Thermaltests (Bild: DLR/ESA).

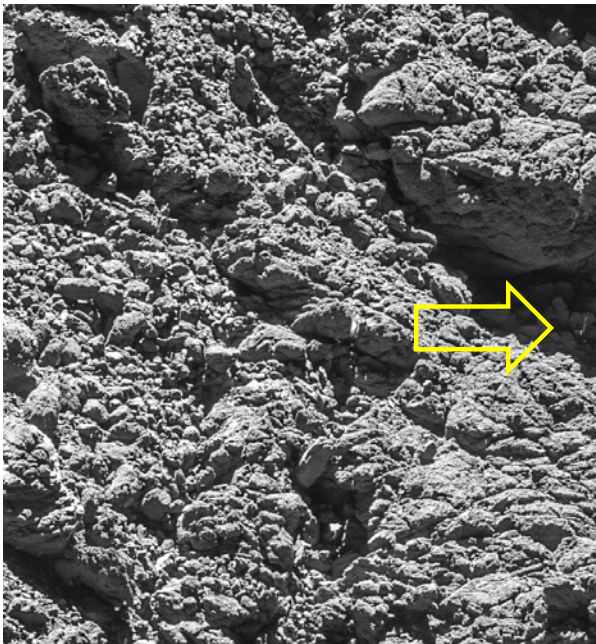


Bild 7.4.31: Philae am endgültigen Landeort (Aufnahme mit der Orbiter Osiris-Kamera).

7.4.4 Bahndynamik interplanetarer Raumsonden

Die Missionsplanung für Raumsonden, die den Erdborbit verlassen, erfordert Überlegungen, die über die Missionsanalyse von Erdsatelliten hinausgehen. Daher werden hier einige Aspekte zur Bahndynamik für interplanetare Sonden erläutert.

7.4.4.1 Interplanetarer Transfer

Um eine Sonde auf eine interplanetare Bahn zu bringen, muss zunächst das Schwerfeld der Erde überwunden werden, die Sonde also auf eine Geschwindigkeit größer als die **Fluchtgeschwindigkeit** beschleunigt werden. Nimmt man als Ausgangspunkt einen zirkularen Parkorbit in etwa 320 km Höhe an (Szenario, wie z. B. bei Mars Express; gestartet mit Sojus Fregat; Orbitgeschwindigkeit 7,7 km/s) ist noch eine Beschleunigung um mindestens weitere 3,2 km/s notwendig, um die Fluchtgeschwindigkeit von 10,9 km/s zu erreichen.

Um nun zu einem anderen Planeten zu gelangen, muss die Sonde auf eine Bahn um die Sonne gebracht werden, bei der (im energetisch günstigsten Fall) **Aphel und Perihel** bei Erde bzw. Ziel liegen. Solch eine **Transferbahn**, bei der Start und Ankunft genau gegenüber der Sonne liegen, nennt man **Hohmann-Transfer**.

Tabelle 7.4.4 listet die notwendigen Geschwindigkeiten für Bahnen von der Erde zu Planeten auf bzw. die

Geschwindigkeit relativ zum Planeten beim Vorbeiflug. In Spalte 2 ist die Geschwindigkeitsänderung angegeben, die man benötigt, um vom Orbit der Erde um die Sonne auf einer Hohmann-Bahn zum Orbit des jeweiligen Planeten zu gelangen (negative Zahlen bedeuten eine Abbremsung); in Spalte 3 die Geschwindigkeit, mit der man relativ zum Zielplaneten diesen erreicht und in Spalte 4 die Transferzeit in Jahren.

Tabelle 7.4.4: Geschwindigkeiten für Hohmann-Transferbahnen (Erläuterungen im Text).

	Start [km/s]	Ankunft [km/s]	Flugzeit [a]
Merkur	-7,5	9,6	0,3
Venus	-2,5	2,7	0,4
Mars	2,9	-2,7	0,7
Jupiter	8,8	-5,6	2,7
Saturn	9,6	-5,4	6,0

Da, wie erwähnt, Start und Ankunft etwa 180° entfernt im Sonnenorbit liegen, müssen Erde und Zielkörper zum Zeitpunkt des Starts in der richtigen Position sein. Folglich ergeben sich bestimmte **Startfenster**. Gute Startmöglichkeiten für Flüge von der Erde zum Mars gibt es alle 2,13 Jahre und von der Erde zur Venus alle 1,6 Jahre. (Der Vollständigkeit halber sei hier auch die Möglichkeit eines Transfers über 540° erwähnt. Dies eröffnet zusätzliche Startfenster, verlängert jedoch die Flugzeit.) Durch die Inklination und Exzentrizität der Planetenbahnen sind nicht alle Startfenster energetisch gleich günstig.

7.4.4.2 Orbit- und Rendezvousmissionen

Soll die Raumsonde bei der Ankunft in einen Orbit um den Zielkörper gebracht werden, so muss die **Ankunftsgeschwindigkeit** (siehe Tabelle 7.4.4) reduziert werden. Die dazu notwendige **Geschwindigkeitsänderung** Δv ist in Gleichung 7.4.1 gegeben (mit der Fluchtgeschwindigkeit v_f und der Ankunftsgeschwindigkeit v_a)

$$\Delta v = \sqrt{(v_f^2 + v_a^2)} - v_f \quad (7.4.1)$$

Es ist folglich günstig, dieses Manöver nahe am Zielkörper durchzuführen. So ist also z. B. die Einschussgeschwindigkeit beim Mars, in 300 km Höhe, 680 m/s

$$\Delta v = \sqrt{(4,81^2 + 2,65^2)} - 4,81 = 0,68.$$

Nach dem Einschuss ist in der Regel eine **Anpassung des Orbits** (z. B. Zirkularisierung) notwendig. Wie in Kapitel 7.4.5 näher erläutert, kann das Abbremsen durch sanftes Eintauchen in die Atmosphäre (**Aerobreaking**) unterstützt werden.

Abkürzungsverzeichnis

AA	Arbeitsanweisungen	B2B	Business to Business
AAM	Auto Acquisition Mode	BAPTA	Bearing and Power Transfer Assembly
ACRV	Assured Crew Return Vehicle	BAS	Business Agreement Structure
ACS	Atmosphere Control and Supply	BB	Breadboard (Entwicklungsmodell von Komponenten)
ACS	Attitude Control System	BCC	Battery Charge Control
ACT	ATV Crew Trainer	BCDR	Battery Charge and Discharge Regulator
ACU	Antenna Control Unit	BCH	zyklischer fehlerkorrigierender Code (Bose-Chaudhuri-Hocquenghem-Code)
AD	Atmosphärendämpfung	BCR	Batterieladeregler
ADN	Ammonium Dinitramide	BDC Motor	Brushless DC Motor
ADP	Acceptance Data Package	BDLI	Bundesverband der deutschen Luft- und Raumfahrtindustrie e. V. (Berlin)
AD-Wandler	Analog-Digital-Wandler	BDR	Batterie-Entladeregler
AE	Approach Ellipsoide	BEM	Boundary Element Method
AE	Astronomische Einheit	BER	Bit Error Rate
AF	Abschließende funktionale Forderung	BFSK	Binary Frequency Shift Keying
AFSK	Audio Frequency Shift Keying	BIMP	Bureau International des Poids et Measures
AG	Auftraggeber	BioLab	Biological Laboratory
AGC	Automatic Gain Control	BIRD	Bi-spectral Infrared Detection
AI	Approach Initiation	BLSS	Biological Life Support System
AIAA	American Institute of Aeronautics and Astronautics (Reston, VA)	BNetzA	Bundes-Netz-Agentur
AIK	Aktuelle Ist-Kosten	BNSC	British National Space Centre (London)
AIT	Assembly, Integration and Testing	BOL	Begin of Life
AIV	Assembly, Integration, Validation	BOS	Behörden und Organisationen mit Sicherheitsaufgaben
AKM	Apogee Kick Motor	BOSS	BIRD Operating System
ALSEP	Apollo Lunar Surface Experiment Package	BPSK	Binary Phase Shift Keying
ALU	Arithmetic Logic Unit	BS	Batteriesimulator
AM	Amplitudenmodulation	BSS	Broadcasting Satellite Service
AMTEC	Alkali-Metall-Thermo-Electric-Converter	BZ	Brennstoffzelle
AN	Auftragnehmer	C/C	Carbon/Carbon compounds
AO	Announcement of Opportunity	C/SiC	Siliziumcarbidmatrix
AOCS	Attitude and Orbit Control System	CAD	Computer Aided Design
AOS	Acquisition of Signal	CAM	Collision Avoidance Maneuvre
AP	Arbeitspaket	CAN-Bus	Controller Area Network (Datenbussystem)
APDS	Androgenous Peripheral Docking System	CBM	Common Berthing Mechanism
APM	Attached Pressurised Module	CBS	Cost Breakdown Structure
APS	Active Pixel Sensor	CCB	Common Core Booster
APSK	Asymmetric Phase Shift Keying	CCD	Charged Coupled Device
AR	Acceptance Review	CCIR	Comité Consultatif International des Radiocommunication (Washington, D. C.)
ARD	Atmospheric Re-entry Demonstrator	CCN	Contract Change Note
ARES	Sauerstoffrückgewinnungssystem	CCS	Country/Company Structure
ASI	Agenzia Spaziale Italiana, italienische Raumfahrtagentur (Rom)	CCSDS	Consultative Committee for Space Data Systems (Washington, D. C.)
ASS	Amateur-Satellite Service	CCTV	Closed Circuit Television System
AST	American Segment Trainer	CDMA	Code Division Multiple Access
ASTM	American Society for Testing and Materials	CDR	Critical Design Review
ASTRA	Geostationäre Satellitenfamilie der SES Global S. A.	CDR	Commander
ATB	Avionics Test Bed	CDRA	Carbon Dioxide Removal Assembly
ATD	Astronauten-Trainings-Datenbank	CEAS	Confederation of European Aerospace Societies (Brüssel)
ATI	Along Track Interferometry	CELSS	Controlled Ecological Life Support System
ATM	Asynchronous Transfer Mode		
ATV	Automated Transfer Vehicle		
ATV-CC	ATV-Kontrollzentrum		
AU	Astronomical Unit		
AZ	Azimuth		

CEOS	Committee on Earth Observation Satellites	DBS	Direct Broadcast Satellite
CER	Cost-Estimation-Relationship	DC	Direct Current, Gleichstrom
CESS	Coarse Earth and Sun Sensor	DDS	Data Disposition System
CF	Capacity Fading	DEM	Digital Elevation Model
CFD	Computational Fluid Dynamics	DET	Direkter Energietransfer
CFK	kohlenstofffaserverstärkter Kunststoff	DFD	Deutsches Fernerkundungsdatenzentrum
CFRP	Carbon-Fibre Reinforced Plastic	DFG	Deutsche Forschungsgemeinschaft
CGP	Common Grounding Point	DFT	Data Flow Test
CHAMP	CHALLENGING Microsatellite Payload for Geophysical Research and Application	DGLR	Deutsche Gesellschaft für Luft- und Raumfahrt - Lilienthal-Oberth
CHX	Condensing Heat Exchanger	DHS	Data Handling System
CI	Configuration Item	DIODE	DORIS Empfängerintegriertes Echtzeitnavigationssystem
CIDL	Configuration Item Data List	DIPS	Dynamic Isotope Power System
CL	Capacity Length, Zyklen-Lebensdauer	DLR	Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e. V.
CMC	Ceramic Matric Composite	DM	Development Model
CMCF	Central Monitoring and Control Facility	DMS	Data Management System
CMD	Command	DMS/Comms	Data Management System Engineer/ Communications Officer
CME	Coronal Mass Ejections	DOD	Depth of Discharge
CMG	Control Momentum Gyro	DORIS	Doppler Orbitography and Radiopositioning Integrated by Satellite
CNES	Centre Nationale d'Etudes Spatiales	DPSB	Delta Pressure Sensor Block
COAS	Crew Optical Alignment Sight	DPSK	Differential Phase Shift Keying
COC	Certificate of Conformance	DR	Dynamikbereich
Col-CC	Columbus Control Centre	DRA	Dual Receive Antenna
COL-MU	Columbus Mock-Up	DRD	Documents Requirements Definition
COL-TRE	Columbus Trainer Europe	DSM	Docking and Storage Module
COL-TRU	Columbus Trainer US	DSMC	Direct Simulation Monte Carlo Method
COMMS	Communications	DSN	Deep Space Network
CORINE	Coordinated Information on the European Environment	DSP	Digital Signal Processor
COSMO	Columbus On-Orbit Stowage and Maintenance Officer	DSPG	Distributed Single Point Grounding
COSPAR	Committee on Space Research	DTMF	Dual Tone Multi Frequency (Tonwahlverfahren)
COTS	Commercial Off The Shelf	EAC	European Astronaut Center - Europäisches Astronauten-Zentrum
CPLD	Complex Programmable Logic Device	EADS	European Aeronautic Defence and Space Company
CPM	Customer Product Management	EAV	Energieaufbereitung und -verteilung
CPTR	Compact Test Range	EBIT	Wirtschaftliches Betriebsergebnis (operatives Ergebnis)
CPU	Central Processing Unit	EC	European Community
CPV	Common Pressure Vessel	ECA	Ariane-5-Oberstufe für 10 t Nutzlast
CQRM	Crew Qualification and Responsibility Matrix	ECLS	Environmental Control and Life Support
CR	Commissioning Review	ECS	European Communication Satellite
CRC	Cyclic Redundancy Code	ECSS	European Corporation for Space Standardization
CS	Commercial Service	EDAC/EDC	Error Detection and Correction
CSA/ASC	Canadian Space Agency/Agence Spatiale Canadienne	EDI	External Data Interface
CSG	Centre Spatial Guyanais	EDR	European Drawer Rack
CSIM	Constellation Simulator	EEE	Elektrische, elektronische und elektromechanische Bauteile
CVCM	Collected Volatile Condensable Material	EEM	Electrical Engineering Model
CVD	Chemical Vapour Deposition	EESS	Earth Exploration Satellite Service
CVS	Concurrent Versions System	EGSE	Electrical Ground Support Equipment
CWSA	Condensate Water Separator Assembly	EHF	Extremely High Frequency
D/C	Down-Converter	EIDP	End Item Data Package
D/L	Down-Link	EIRP	Equivalent Isotropic Radiated Power
DAC	Direct Access Customer	EJOP	European Joint Operations Panel
DAM	Damping Mode		
DARA	Deutsche Agentur für Raumfahrtangelegenheiten (heute: DLR)		
DARPA	Defense Advanced Research Projects Agency		
DART	Demonstrator for Autonomous Rendezvous Technology		

EL	Elevation	FEEP	Feldemissionstriebwerk
ELF	Extremely Low Frequency	FEM	Finite-Elemente-Methode
ELV	Expendable Launch Vehicles	FFP	Firm Fixed Price
EM	Engineering Model	FGB	Functional Cargo Block (Sarja), russisches Modul der ISS
EMC	Electro-Magnetic Compatibility	FGR	Fertigstellungsgrad
EMCS	European Modular Cultivation System	FLPP	Future Launcher Preparatory Program
EMI	Electro-Magnetic Interference	FM	Flugmodell
EMK	Elektromotorische Kraft	FM	Frequenzmodulation
EML	Electro-Magnetic Levitator	FMECA	Failure Mode Effects and Criticality Analysis
EMU	Extravehicular Mobility Unit (Raumanzug)	FML	Fibre Metal Laminates
EMV	Elektromagnetische Verträglichkeit	FOC	Full Operational Capability
EOL	End of Life	FOG	Faseroptischer Kreisel
EOS	Earth Observation System	FOV	Field of View
EPDS	Electrical Power Distribution System	FPGA	Field Programmable Gate Array
EPIRB	Emergency Position Indicating Radio Beacon	FQR	Flight Qualification Review
EPM	Earth Pointing Mode	FRR	Flight Readiness Review
EPM	European Physiological Module	FS	Flight Spare
EPROM	Erasable Programmable Read Only Memory	FSK	Frequency Shift Keying
EPS	Electrical Power (Sub)system	FSL	Fluid Science Laboratory
EQM	Engineering Qualification Model	FSS	Fixed Satellite Service
ERA	European Robotic Arm (ISS)	FT	Function Tree
ERIS	External Regional Integrity Services	FTP	File Transfer Protocol
ESA	European Space Agency (Paris)	FTS	Flight Telerobotics Services
ESATAN	Thermisches Software Paket	FW	Fertigstellungswert
ESC	Engineering Support Center		
ESD	Entladung statischer Elektrizität	GACF	Ground Assets Control Facility
ESO	European Southern Observatory	GCC	Ground Control Centre
ESOC	European Space Operations Centre	GCR	Galactic Cosmic Ray
ESRIN	European Space Research Institute	GCS	Ground Control Segment (Galileo)
EST	Engineering Support Team	GCTC	Gagarin Cosmonaut Training Center
ESTEC	European Space Research & Technology Centre	GDDN	Global Distribution Data Network
ESTRACK	European Space Tracking and Telemetry Network	GEO	Geostationärer Orbit
ETC	European Transport Carrier	GEOSS	Global Earth Observation System of Systems
ETRF	European Terrestrial Reference Frame	GF	Geschäftsführung
ETS	Engineering Test Satellite	GG	Gravitationsgradient
EUMETSAT	European Organization for the Exploitation of Meteorological Satellites	GKA	Voraussichtliche Gesamtkostenabweichung bei Fertigstellung
Eurocom	European Communicator	GLAS	Geoscience Laser Altimetry System
EUTELSAT	European Telecommunications Satellite Organization	GLONASS	Globalnaja Nawigazionnaja Sputnikowaja Sistema (Global Navigation Satellite System, Russland)
EVA	Extra Vehicular Activity (Außenbordeinsatz)	GMES	Global Monitoring for Environment and Security
EVI	Enhanced Vegetation Index	GMS	Ground Mission Segment (Galileo)
EVS	Elektrisches Energieversorgungssystem	GMSK	Gaussian Minimum Shift Keying
FACS	Front Attitude Control System	GMT	Greenwich Mean Time
FAE	Fixed Alkaline Electrolysis	GNC	Guidance, Navigation & Control (Flugführungssystem)
FASTER	Facility for Absorption and Surface Tension on European Rack	GNSS	Global Navigation Satellite System
FCL	Fold-back Current Limiter	GPHS	General Purpose Heat Source
FD	Flight Dynamics	GPS	Global Positioning System
FD	Flight Director	GPST	GPS-Zeit
FDf	Flight Dynamics Facility	GQF	Gradient Furnace with Quenching
FDIR	Fault Detection, Isolation and Recovery	GRSP	Geodetic Reference Service Provider
FDM	Finite-Differenzen-Methode	GSD	Ground Sample Distance
FDMA	Frequency Division Multiple Access	GSDR	Ground Segment Design Review
FDS	Flight Dynamics System	GSE	Ground Support Equipment
FE	Flight Engineer	GSIR	Ground Segment Implementation Review
FE	Finite Elemente		

GSO	Geo-Stationary Orbit	IODE	Issue of Data Ephemeris
GSOC	German Space Operations Center, Deutsches Raumfahrt-Kontrollzentrum	IOT	In-Orbit-Testing
GSRQR	Ground Segment Requirement Review	IOV	In-Orbit Validation
GSRR	Ground Segment Readiness Review	IPF	Integrity Processing Facility
GSS	Galileo Sensor Stations	IPG	Inertial Pointing Mode
GST	Galileo System Time	IPS	Instrument Pointing System
G-T	Empfangsgüte einer Antenne	IPV	Individual Pressure Vessel
GTO	Geostationärer Transferorbit	IR	Infrarot
GTRF	Galileo Terrestrial Reference Frame	ISD	Instructional System Development
		ISDN	Integrated Services Digital Network
H/W	Hardware	ISL	Inter-Satellite Link
HAN	Hauptauftragnehmer	ISO	Internationales Normen-System
HAN	Hyroxylammonium-Nitrat	ISP	Spezifischer Impuls
HAP	High Altitude Platforms	ISPR	International Standard Payload Rack
HCF	High Cycle Fatigue	ISRO	Indian Space Research Organisation
HCU	Heater Control Unit	ISS	International Space Station
HDL	Hardware Description Language	IST	Integrated System Test
HEO	Highly Elliptical Orbit	ISY	International Space Year
HEPA	High Efficiency Particle Filter	IT	Information Technology
HET	Hall-Effect-Triebwerk	ITCB	International Training Control Board
HF	Hochfrequenz	ITRF	International Terrestrial Reference Frame
HILT	Hardware in the Loop Test	ITU	International Telecommunications Union (Genf)
HK	House Keeping		
HOSC	Huntsville Operations Support Center	JAXA	Japan Aerospace Exploration Agency
HPA	High Power Amplifier	JEM	Japanese Experiment Module (Kibo)
HRG	Hemisphärischer Resonator	JGM	Joint Gravity Model
HRSC	High Resolution Stereo Camera	JOS	Japanese Onboard System
HSIA	Hardware/Software Interaction Analyse	JPL	Jet Propulsion Laboratory
HST	Hubble Space Telescope	JSC	Johnson Space Center
HTO	Horizontal Take-Off	KMF	Key Management Facility
HTP	High Test Peroxide	KOS	Keep Out Sphere
HTV	H-2 Transfer Vehicle (Japanisches Versorgungsfahrzeug für die ISS)	KR	Knotenrechner
		KSC	Kennedy Space Center
I/O-Interface	Input/Output-Interface	L1/L2	Lagrange-Punkte
IABG	Industrieanlagen-Betriebsgesellschaft mbH	LAI	Leaf Area Index
IAF	Internationale Astronautische Föderation	LAM	Large Angle Manoeuvre
IB	Isolation und Beengtsein	LAN	Local Area Network
IC	Integrated Circuit	LBA	Luftfahrt-Bundesamt
ICO	Intermediate Altitude Circular Orbit	LCF	Low Cycle Fatigue
IDAS	Integriertes Datenerfassungssystem	LCL	Latching Current Limiter
IEEE	Institute of Electrical and Electronics Engineers	LCOS	Liquid Crystal on Silicon
IERS	International Earth Rotation Service	LCT	Laser Communication Terminal
IFHX	Interface Heat Exchanger	LDAP	Lightweight Directory Access Protocol
IGRF	International Geomagnetic Reference Field	LEO	Low Earth Orbit
IGS	Internationaler GNSS Dienst	LEOP	Launch and Early Orbit Phase
IGS	Interconnecting Ground Sub-network	LES	Lebenserhaltungssystem
IGSO	Inclined Geo-Synchronous Orbit	LET	Linear Energy Transfer
ILRS	International Laser Ranging Service	LF	Low Frequency
ILS	Integrated Logistic Support	LF	Loop Frequency
IM	Integration Model	LGF	Low Gradient Furnace
IMS	Ionenmobilitätsspektrometer	LH ₂	Liquid Hydrogen
IMS	Inventory Management System	LHCP	Left Hand Circular Polarized
IMU	Inertial Measurement Unit	LHP	Loop Heat Pipes
IMV	Inter Modular Ventilation	LIB	Lithium-Ionen-Batterie
INMARSAT	International Maritime Satellite (Organization)	LIDAR	Light Detection And Ranging
INTELSAT	International Telecommunications Satellite Consortium	LISA	Laser Interferometer Space Antenna
		LLI	Long Lead Items

LM	Link-Margin	MPS	Mission Planning System
LNA	Low Noise Amplifier, rauscharmer Vorverstärker	MRT	Mission Readiness Test
LOC	Lines of Code	MSDR	Mission System Definition Review
LORAN	Long Range Navigation	MSF	Mission Support Facility
LOS	Line of Sight	MSFC	Marshall Space Flight Centre
LOS	Loss of Signal	MSG	Microgravity Science Glovebox
LOX	Flüssiger Sauerstoff, LO ₂	MSG	Meteosat Second Generation
LRR	Laser-Retroreflektor	MSK	Minimum Shift Keying
LRR	Launch Readiness Review	MSL/EML	Materials Science Laboratory/Electromagnetic Levitator
LSR	Life Support Rack	MSS	Mobile-Satellite Service
LT	Low Temperature	MSU	Monitoring and Safety Unit
LUT	Look-Up Table	MT	Moderate Temperature
LVDS	Low Voltage Differential Signaling	MTCR	Missile Technology Control Regime
M & C-System	Management & Control System	MTFR	Mean Time for Repair
MAIT	Manufacturing Assembly, Integration, Testing	MU	Mockup
MCA	Multi-Constituent Analyzer	MUCF	Mission and Uplink Control Facility
MCC	Mission Control Centre	MUSC	Microgravity User Support Center
MCC-H	Mission Control Center Houston	NAG	Naval Astronautics Group
MCC-M	Mission Control Center Moscow	NASA	National Aeronautics and Space Administration
MCDR	Mission Critical Design Review	NASA-STD	NASA-Standard
MCOP	Multilateral Crew Operations Panel	NASDA	National Space Development Agency
MCRR	Mission Commissioning Results Review	NASTRAN	Nasa Structural Analysis System
MCS	Master Control Station	NBF	Neutral Buoyancy Facility
MCU	Micro Control Unit	NC	Normally Closed
MDDN	Mission Data Dissemination Network	NCB	Nickel-Cadmium-Battery
MDR	Mission Definition Review	NCR	Nonconformance Report
MECO	Mechanical Configuration	NDVI	Normalized Difference Vegetation Index
MEO	Medium Altitude Earth Orbit	NEA	Non-Explosive Actuator
MER	Mars Exploration Rover	NGSO	NonGeoStationary Orbit
MET	Mission Elapsed Time	NHB	Nickel-Wasserstoff-Batterie
MF	Medium Frequency	NHB	NASA Handbook (Quality and Safety)
MFSA	Magnetfeld-Simulationsanlage	NIR	Nahes Infrarot
MGF	Message Generation Facility	NO	Normally Open
MGSE	Mechanical Ground Support Equipment	NOAA	National Oceanic & Atmospheric Administration
MHD	Magneto-Hydro-Dynamik	NORAD	North American Aerospace Defense Command
MIL	Military Standard	NRZ	Non Return to Zero
MIP	Mandatory Inspection Point	NSGU	Navigation Signal Generator Unit
MIR	„Frieden“ - ehemalige russische Raumstation	NSTS	National Space Transportation System (NASA)
MISO	Master In Slave Out	NTO	Nitrogen Tetroxide
MKMF	Mission Key Management Facility	NTP	Network Time Protokoll
MLI	Multi Layer Insulation	OBC	On-Board-Computer
MLM	Mnogozelewoi laboratorny modul, russisches Modul der ISS	OBDH	On-Board Data Handling
MM	Massemodell	OBP	On-Board Processor
MMC	Metal Matrix Composites	OBS	On-Board Switching
MMH	Monomethylhydrazin	OBSM	On-Board Software Maintenance
MMI	Mensch-Maschine-Interface	OC	Operations Coordinator
MMU	Memory Management Unit	OC/COP	Operations Coordinator/Columbus Operations Planner
MMU	Manned Maneuvering Unit	OCS	Office Communication System
MON	Mixed Oxides of Nitrogen	OCS	Orbit Control System
MORABA	Mobile Raketenbasis	OD&TS	Orbit Determination & Time Synchronisation
MoS	Margins of Safety	OGC	US Office of Global Communication
MOSI	Master Out Slave In	OGSE	Optical Ground Support Equipment
MPD	Magnetoplasmadynamisches Triebwerk	OHA	Operationelle Hazard-Analyse
MPG	Max-Planck-Gesellschaft	OHB	Orbitale Hochtechnologie Bremen
MPLM	Multi Purpose Logistics Module		
MPP	Maximum Power Point		
MPPT	Maximum Power Point Tracking		

OLEV	Orbital Life Extension Vehicle	PRN	Pseudo-Random-Noise
OOK	On-Off Keying	PRR	Preliminary Requirements Review
OOS	On Orbit Summary	PRR	Propellant Refillable Reservoir
OOS	On Orbit Servicing	PRS	Public Regulated Service
OPF	Operations Preparation Facility	PS	Produktsicherung
OPS	Operations	PSD	Power Spectral Density
OQPSK	Offset Quadrature-Phase Shift Keying	PSK	Phase Shift Keying
ORC	Organischer Rankine-Prozess	PSLV	Polar Satellite Launch Vehicle
ORR	Operational Readiness Review	PSP	Produktsicherungsplan
ORU	Orbital Replacement Unit	PSP	Projektstrukturplan
OS	Open Service	PSR	Preshipment Review
OSPF	Orbit and Synchronisation Processing Facility	PT	Product Tree
OSR	Optical Surface Reflector	PT	Projektteam
OST	Oberflächenspannungstank	PTB	Physikalisch-Technische Bundesanstalt
OSTC	On Stage Thermal Cycling Test	PTC	Positive Temperature Coefficient Thermistor
OSTP	On-Orbit Short Term Plan	PTF	Precise Time Facility
OTS	Off The Shelf	PTFE	Polytetrafluorethylen
		PUS	Packed Utilization Standard
P/L	Payload	PV	Pyrotechnisches Ventil
PA	Product Assurance	PVA	fotovoltaische Solarzellen-Anordnung
PA & S	Product Assurance and Safety	PVD	Physical Vapor Deposition
PAF	Processing and Archiving Facility	PVE	fotovoltaische Energiequelle
PAL	Programmable Array Logic	PVT	Druck-Volumen-Temperatur-Methode
PBS	Project Breakdown Structure	PWM	Pulsbreiten-gesteuerte Gleichspannungswandlung
PC	Personal Computer		
PCA	Pressure Control Assembly	PWS	Portable Workstation
PCDF	Protein Crystallisation Diagnostic Facility		
PCDU	Power Control and Distribution Unit	QM	Qualification Model
PCM	Puls Code Modulation	QM	Qualitätsmanagement
PCS	Portable Crew Station	QMA	Qualitäts-Management-Anweisungen
PDE	Propulsion Drive Electronic	QPSK	Quadrature Phase Shift Keying
PDR	Preliminary Design Review	QR	Qualification Review
PEEK	Polyetheretherketon	QS	Qualitätssicherung
PEM	Proton Exchange Membrane	QSP	Qualitätsstrukturplan
PEO	Polarer Erd-Orbit	QSV	Qualitätssicherungs-Vereinbarung
PER	Packet Error Rate		
PFM	Protoflight Model	R & D	Research and Development
PGK	Projektgesamtkosten	RAFS	Rubidium Atomic Frequency Standard
PHA	Preliminary Hazard Analyse	RAM	Random Access Memory
PHM	Passive Wasserstoff-Maser	RAMS	Reliability, Availability, Maintainability, Safety
PI	Principal Investigator	RC	Widerstands-Kondensator-Tiefpass-Filter
PIA	Propellant Isolation Assembly	RCS	Reaktionskontrollsystem
PIM	Passive Intermodulation	RCV	Receiver
PL	Pathloss	RF	Radiofrequency
PLA	Programmable Logic Array	RFI	Request for Information
PLL	Phase Lock Loop	RFP	Request for Proposal
PLT	Pilot	RFW	Request for Waiver
PM	Projektmanagement	RHCP	Right Hand Circular Polarized
PM	Phasenmodulation	RHU	Radioisotope Heater Unit
PM	Pressurized Module	RID	Review Identified Discrepancy
PMD	Propellant Management Device	RIT	Radiofrequenz-Ionen-Triebwerk
PMP	Parts, Materials and Processes	RLG	Ring Laser Gyro
POCC	Payload Operations Control Center	RLV	Reusable Launch Vehicles
POIC	Payload Operations and Integration Center	RM	Risikomanagement
P-POD	Poly Picosatellite Orbital Deployer	RMS	Root Mean Square
PPP	Public-Private-Partnership	RNSS	Radionavigation-Satellite Service
PPR	Propellant Refillable Reservoir	ROKVISS	ROboter Komponenten Verifikation auf der Internationalen Raumstation ISS
PPT	Pulsed Plasma Thruster		
PRF	Pulse Repetition Frequency	ROM	Read Only Memory

ROS	Russian On-Orbit Segment	SOC	System on Chip
RR	Requirements Review	SOC	State-Of-Charge
RS	Request for Standardization	SoL	Safety of Life
RSA	Russian Space Agency	SOS	Space Operation Service
RST	Raumfahrt und Systemtechnik GmbH	SOW	Statement of Work
RTG	Radioisotope Thermolectric Generator	SPDM	Special Purpose Dexterous Manipulator
RTM	Resin Transfer Moulding	SPE	Solar Particle Events
RTM	Radio Link Test Model	SPF	Service Products Facility
RVD	RendezVous und Docking	SPI	Serial Peripheral Interface
RX	Receive	SPL	Sound Pressure Level
		SPM	Suspend Mode
S/C	Spacecraft	SPT	Stationary Plasma Thruster
S/S	System	SPV	Single Pressure Vessel
S/W	Software	SR	Space Research Service
SA	Solar Array	SR	Shunt Regler
SAA	Südatlantische Anomalie	SRAM	Static Random Access Memory
SADM	Solar Array Drive Mechanism	SRM	Solid Rocket Motor
SAR	Search and Rescue	SRMS	Shuttle Remote Manipulator System
SAR	Solar Array Regulator	SRR	System Requirements Review
SAR	Synthetic Aperture Radar	SRS	Space Research Service
SAS	Space Adaption Syndrome	SRS	Schockspektrum
SAVI	Soil Adjusted Vegetation Index	SRTM	Shuttle Radar Topographic Mission
SCA	Solar Cell Assembly	SS	Sonnenintensität zur Sommersonnenwende
SCCF	Spacecraft & Constellation Control Facility	SSC	Swedish Space Corporation
SCL	Serial Clock	SSCC	Space Station Control Center
SCOS	Spacecraft Control & Operation System	SSDS	Self Supplied Diving System
SCPF	Satellite Constellation Planning Facility	SSM	Second Surface Mirrors
SCR	Solar Cosmic Radiation	SSO	Sonnensynchrone Bahn
SCUBA	Self Contained Underwater Breathing Apparatus	SSP	Space Station Programme
		SSPA	Solid State Power Amplifier
SD	Solardynamik	SSPC	Solid-State Power Controller
SDA	Serial Data	SSRMS	Space Station Remote Manipulating System
SDDN	Satellite Data Distribution Network	SST	Sea Surface Temperature
SDHS	Site Data Handling Set	SSTF	Space Station Training Facility
SE	Systems Engineering	SSTL	Surrey Satellite Technology Ltd.
S-EDDN	External Data Distribution Network	SSTO	Single Stage to Orbit
SEE	Single Event Effect	STM	Struktur-Thermal-Modell
SEL	Single Event Latchup	STS	Space Transportation System
SES	Société Européenne des Satellites	SVF	Software Validation Facility
SEU	Single Event Upset	SVT	System Validation Test
SFOG	Sauerstoffkerzen	S/W	Software
SFS	Standard Frequency and time Signal-Satellite Service	SWPÄ	Softwarepflege und -änderung
		SWT	Science Working Team
SG	Solargenerator		
SGK	Gesamtkosten bei Fertigstellung	TAFF	TanDEM Autonomous Formation Flight
SGP Model	Simplified General Perturbations Model	TAI	Internationale Atomzeit
SHA	Subsystem/System Hazard Analyse	TC	Telecommand
SHF	Super High Frequency	TCP/IP	Transmission Control Protocol/Internet Protocol
SHOGUN	SHOCK Generating Units		
SIMIS	Simulation Mission Study Group	TCS	Thermo Control System
SISA	Signal In Space Accuracy	TCS	Trajectory Control Sensor
SISMA	Signal In Space Monitoring Accuracy	TCV	Temperaturreguliertventil
SK	Solarkonstante	TDMA	Time Division Multiple Access
SL	Spacelab	TDRSS	Tracking and Data Relay Satellite System
SLA	Service Level Agreement	TD-Test	Thermal Distorsion Test
SLR	Satellite Laser Ranging	TEMPUS	Tiegelfreies Elektro-Magnetisches Prozessieren Unter Schwerelosigkeit
SM	Structural Model		
SMS	Satellite Media (Message) Services	TEXUS	Technologische Experimente Unter Schwerelosigkeit
SNAP	System for Nuclear Auxiliary Power		

TID	Total Ionising Dose	UT	Weltzeit
TIR	Thermales Infrarot	UV	Ultraviolett
TK	Temperaturkoeffizient		
TLE	Two-line Elements	V/T-Methode	Spannung-Temperatur-Methode
TLM	Telemetry	VA	Verfahrensanweisungen
TM	Thermal Model	VAAC	Volcanic Ash Advisory Center
TM	Telemetry	VCD	Verification Control Document
TM	Thematic Mapper	VDI	Verein Deutscher Ingenieure
TM/TC	Telemetry/Telekommando-Subsystem	VHF	Very High Frequency
TMF	Thruster Management Function	ViAS	Video Archive System
TML	Total Mass Loss	VIS	Sichtbares Licht
TNC	Terminal Node Controller	VLAN	Virtual Local Area Network
TOR	Tracking, Occultation und Ranging Equipment	VLBI	Very Long Baseline Interferometry
TQM	Total Quality Management	VLF	Very Low Frequency
TQVS	Training, Qualification and Verification System	VOA	Volatile Organic Analyser
TRL	Technology Readiness Level	VOC	Volatile Organic Compound
TRM	Transmit/Receive Module	VoCS	Voice Communication System
TRR	Technology Readiness Review	VSOC	Venus Express Science Operations Centre
TSP	Time Reference Service Provider	VTO	Vertical Take-Off
TT&C	Telemetry, Tracking & Command		
TTCF	Telemetry, Tracking and Control Facilities	WBS	Work Breakdown Structure
TVC-Tests	Thermal-Vakuum-Zykientests	WDE	Wheel Drive Elektronik
TV-Test	Thermal Vakuum-Test	WFSV	Water Flow Selection Valve
TWSTFT	Two Way Satellite Time and Frequency Transfer	WGS	World Geodetic System
TWT	Travelling Wave Tube	WLP	Weekly Look-Ahead Plan
TWTA	Travelling Waver Tube Amplifier	WMF	Water Modulating Valve
TX	Transmit	WMO	World Meteorological Organization
		WOOV	Water On-Off Valve
U/C	Up-Converter	WP	Work Package
U/L	Up-Link	WPA	Water Pump Assembly
UAN	Unterauftragnehmer	WPD	Work Package Description
UDMH	Unsymmetrisches Dimethylhydrazin	WRC	World Radiocommunications Conference
UHF	Ultra High Frequency	WS	Sonnenintensität zur Wintersonnenwende
UHV	Ultrahochvakuum	WSGT	White Sands Ground Terminal
UKW	Ultra-Kurz-Welle	WTSB	Wet Temperature Sensor Block
ULS	Up-Link-Station	WVR	Water Vapour Regained
UNCOPUOS	United Nations Committee on the Peaceful Uses of Outer Space	XDA	X-Band Downlink Assembly
UNIDROIT	Internationales Sicherungsrecht an Weltraumvermögenswerten	XPD	Cross Polarization Discrimination
UPS	Unified Propulsion System	Z/F-Filter	Bandpass-Filter (Zwischenfrequenz)
USOC	User Support and Operations Centre	ZARM	Zentrum für Angewandte Raumfahrttechnologie und Mikrogravitation
USOS	US Onboard System		
USSPACECOM	US Space Command (CO)	ZUP	Zentr Upravljenija Poljotami, Flugkontrollzentrum
USV	Unterbrechungsfreie Strom-Versorgung		

Symbolverzeichnis

a	Beschleunigung	d	Dicke; Abstand der Punkte
a	Durchlassdämpfung	d	Kabeldämpfung
a	große Halbachse	d	Tage seit Mittag 1. Januar 2000
a	mittlerer Bahnradius Satellit	d	typische Systemlänge
a	relativer Frequenzfehler/Frequenzdrift	d_s	spezifischer Durchmesser
a	Schallgeschwindigkeit	D	Antennendurchmesser
a	Störbeschleunigung	D	Damköhler-Zahl, Widerstand
a_{ij}	Runga-Kutta-Koeffizienten	D	Dämpfungskonstante
a_{MAX}	Maximalbeschleunigung eines Signals	D	Diffusionskoeffizient
a_{RMS}	Effektivbeschleunigung eines Signals	D	Driftrate
A	Apertur	D	Durchmesser
A	Azimut	D	Strahlendosis
A	Fläche, Querschnittsfläche	D	Vektor des Dipolmomentes
A	Lagematrix	D_e	Äquivalenzdosis
A, a	kritischer Exponent	e	Exzentrizitätsvektor
A_a	Austrittsquerschnitt Düse	e	spezifische Energie
A_b	Abbrandfläche	$e_{A,IR,S}$	Sicht- oder Konfigurationsfaktoren
AA	Regendämpfung	e_{Sonne}	Einheitsvektor Erde – Sonne
AD	Dämpfung der Atmosphäre	$e_{x,y,z}$	Einheitsvektoren
AE	Astronomische Einheit	E	Energie
b	kleine Halbachse	E	Erwartungswert
b	Empfangsuhrenbias	E	exzentrische Anomalie
b_i	Runga-Kutta Koeffizienten	E	Transformationsmatrix
B	Bandbreite	E_0	Startwert
B	Flussdichtevektor des Erdmagnetfeldes	E_i	Anomalie
B	umgebendes Magnetfeld	E_{strahl}	Leistungsdichte der Gasstrahlung
B_s	statisches Magnetfeld	f	Ableitung des Zustandsvektors
c	Ausströmgeschwindigkeit	f	Frequenz
c	Lichtgeschwindigkeit	f_{Cycle}	Zykluslebensdauer
c	spezifische Wärmekapazität	f_P	Plasmafrequenz
\bar{c}	mittlere thermische Geschwindigkeit	f_S	Frequenzabstand der Seitenbänder
c_0	Lichtgeschwindigkeit im Vakuum	f_T	Trägerfrequenz
c^*	charakteristische Geschwindigkeit	F	Fläche
c_i	Massenbruch von Spezies i	F	Gravitationskraft
c_i	Runga-Kutta Koeffizienten	F	Partikelfluss
c_p	spezifische Wärmekapazität bei konstantem Druck	F	Schubkraft
c_V	spezifische Wärmekapazität bei konstantem Volumen	F_1, F_2	Brennpunkte
C	Trägerleistung	F_B	Magnetfeldkraft
C_D	Widerstandsbeiwert/ Drag-Koeffizient	F_D	Dämpfungskräfte
C_f	Wandschubspannungskoeffizient	F_g	Erdanziehungskraft (Gravitationskraft)
C_F	Schubbeiwert	F_L	Lorentz-Kraft
C_l	Auftriebsbeiwert	F_N	Normalkraft
C_{nm}	sphärische Koeffizienten, Gravitationsfeldkoeffizient	F_R	Reibungskraft
C_p	Druckbeiwert	F_S	Scheinkraft
C_R	Strahlungsdruckkoeffizient	F_T	Trägheitskraft
		F_z	Zentrifugalkraft
		F_z	Zentripetalkraft
		FD, fd	Freiraumdispersion

g	Erdbeschleunigung	m	Masse (des Raumfahrzeugs, Satelliten)
g_0	Schwerebeschleunigung auf der Erdoberfläche	m	Masse des Teilchens
g	modellierte Messung	\dot{m}	Massenstrom
G	Gewinn/Direktivität der Antenne	m_r	modale Masse
G	Gütezahl	M	(Dreh-/Stör-)Moment
G	universelle Gravitationskonstante	M	Erdmasse
		M	Mach-Zahl
h	Höhe	M	Masse des Zentralkörpers
h	modellierte Messung	M	Massenmatrix
h	Plancksches Wirkungsquantum	M	mittlere Anomalie – durchschnittlicher Winkel
h	Schrittweite	M	Molekulargewicht
h_{ct}	thermische Kontaktleitfähigkeit	M_D	Drehmomentvektor
H	Drehimpuls	M_{grav}	Gravitationsmoment
H	Höhe	M_i	Dipolmoment
H	Jacobi-Matrix	M_s	Masse störender Körper
		n	Anzahl der Einschläge
i	Inklination/Bahnneigung	n	Winkelgeschwindigkeit
i	Inklinationsvektor	n_e	Elektronendichte
I	elektrische Stromstärke	n_{opt}	optimale Stufenzahl der Rakete
I	Impuls	n_r	Normierungsfaktor
I	Leistung	n_s	spezifische Drehzahl
I	Massenträgheitsmoment	N	Anzahl zu erwartender Partikel
I_0	Stromstärke	N	mittlere thermische Rauschleistung
I_{sp}	spezifischer Impuls	N_E	Eklipsenanzahl
		Nu	Nusselt-Zahl
j_c	Massenstrom	p	Bahnparameter
J	Impulsstromverhältnis	p	Druck
J	Kostenfunktion	p	Impuls
J	Trägerfrequenz	p	Kräftemodellparameter
J_n, J_{nm}	Gravitationsfeldkoeffizienten	p	Signalverfügbarkeit
$J_{xx} \dots J_{zz}$	Massenträgheitsmomente	p	Vektor der äußeren Kraftanwendung
		p	Wahrscheinlichkeit
k	Boltzmann-Konstante	p_a	Druck an der Düse
k	Formfaktor	p_{dyn}	dynamischer Druck
k	Isentropenexponent	p_{stat}	statischer Druck
k	Ladefaktor	p_{t2}	Pitotdruck, Staudruck hinter senkrechtem Stoß
k_i	Ableitungen (Runga-Kutta-Verfahren)	P	Antennendiagramm
K	Kalman-Gain	P	Kovarianzmatrix
K	Knoten	P	Leistung
K	Steifigkeitsmatrix	P	Primärbusleistung
K	Wärmekapazität	P	Sendeleistung
K_p	geomagnetischer Index	P_0	Druck
$K_{p, i, d}$	Reglerparameter für PID Regler	P_{nm}	Legendre-Polynom erster Art
Kn	Knudsen-Zahl	Pr	Prandtl-Zahl
		q	Drehoperation
l	GF-Leitwert	q	Ladung
l	mittlere geografische Länge	q	Quaternionen
l_{el}	elektrische Länge	q	Wärmefluss
L	Auftrieb	Q	Prozessrauschen
L	typische Systemlänge	Q	Wärmemenge
L	Verlust		
L	Wärmeleitung		
$L1 \dots L5$	Lagrange-Punkte (Librationspunkte)		
L_k	Kapillarlänge		

r	Abstand (vom Erdmittelpunkt)	t_{ae}	Eklipsendauer
r	Abstand der Massenschwerpunkte	$t_{\text{rec,sys,sky}}$	Systemrauschtemperatur
r	Bahnradius	T	Periodendauer eines Signals
r	Ortsvektor zum Massenelement	T	Strahlungstemperatur
r	Position des Satelliten in geozentrischem System	T	Temperatur
r	Positionsvektor	T	Umlaufzeit
\dot{r}	Geschwindigkeitsvektor	T_{b}	Temperatur der Brennkammer
\ddot{r}	Beschleunigungsvektor	T_{c}	kritische Temperatur
r_i	Entfernung vom Testobjekt	T_{eff}	effektive Strahlungstemperatur
r_s	geozentrischer Ortsvektor des störenden Körpers	T_{H}	Hintergrundtemperatur
R	Abstand der Massenschwerpunkte	T_{WG}	Wandtemperatur
R	allgemeine Gaskonstante	u	Argument der Breite
R	Koordinaten der Bodenstation	u	Reglerausgang in der Zeitdomäne
R	maximale fehlerfreie Datenrate	u	Umfangsgeschwindigkeit
R	Radius	u_{a}	Geschwindigkeit der Gase
R	Respirationsindex	U	Gravitationspotenzial
R	Stationskoordinaten	U	zeitabhängige Transformation vom inertialen ins erdfeste System
R	Widerstand	U_0	Spannung
R_0	Radius der Probe	U_{oc}	Arbeitspunktspannung
R_S	aktueller Abstand Erde – Sonne	v	Geschwindigkeit
R_S	Radius der Sonne	v_{R}	mittlere Orbitalgeschwindigkeit
$R_{x,y,z}$	Matrizen	\mathbf{v}_{rel}	Geschwindigkeitsvektor
Ra	Rayleigh-Zahl	V	Geschwindigkeit
RC	Zeitkonstante	V	Potenzial
Re	Reynolds-Zahl	V	Volumen
s	Ortskoordinate	V_{ab}	Abbrandgeschwindigkeit
s	topozentrischer Positionsvektor	w	Massenflussdichte
s, s_0, s_N, s_Z	Satellitenposition im topozentrischen Koordinatensystem; Ost, Nord, Zenit	\mathbf{W}	Gewichtsmatrix/Gewichtskraft
S	Entropie	x	Schwingweg
S	Oberfläche	\mathbf{x}	Vektor der Schätzparameter
S	Referenzfläche	\mathbf{x}	Vektor der Verschiebungsfreiheitsgrade
S	Sensitivitätsmatrix	x, x_{ef}	Koordinaten in Äquatorebene
S	Signalleistung	x, y, z	kartesische Koordinaten
S	solare Flussdichte	\hat{x}, \hat{y}	kartesische Koordinaten in der Bahnebene
S	Soret-Koeffizient	$\mathbf{x}_{\text{R,B}}$	Vektor im Referenz-, Körpersystem
S/N	Signal-Rausch-Verhältnis	$\mathbf{y}(t)$	Zustandsvektor
S_{nm}	harmonische Koeffizienten, Gravitationsfeldkoeffizienten	y, y_{ef}	Koordinaten in Äquatorebene
S_s	solare Energieflussdichte	Y	spezifische Stutzenarbeit
S_s^{total}	aufsummierte Energieflussdichte	z	Messwert
Sc	Schmidt-Zahl	z	skalare Messung
SK	Solarkonstante	z	Vektor der Beobachtungen
St	Stanton-Zahl	z, z_{ef}	Erdachse
t	Messepoche	Z	Kompressibilitätsfaktor
t	Zeit		
t_0	Anfangszeitpunkt		

Griechische Symbole		ν	kinematische Viskosität
		ν	wahre Anomalie
Υ	Frühlingspunkt		
∂	partielle Ableitung	ρ	Dichte
∇	Gradient	ρ_c	kritische Dichte
α	Drehwinkel	σ	elektrische Leitfähigkeit
α	Referenzachse Ellipsoid	σ	Energieflussdichte
α	Rektaszension	σ	Oberflächenspannung
α	solares Absorptionsvermögen	σ	Standardabweichung
α_λ	absorbierte Strahlung (Wellenlänge)	σ	Stefan-Boltzmann-Konstante
β	Modulationsindex	τ	dimensionslose Temperatur
β	Reflexionsvermögen	τ	Oberflächenspannung
β	thermischer Ausdehnungskoeffizient		
γ	Adiabatexponent	φ	Durchflussziffer
γ	Gravitationskonstante	φ	geografische Breite
γ	Oberflächenspannung	φ	Lagewinkel
γ	spektrale Rauschleistungsdichte	φ	Öffnungswinkel
γ	Transmissionsvermögen	φ	Phasenverschiebung
Γ	Dämpfung	Φ	Elevation
		Φ	Strahlungsfluss
		Φ	Übertragungsmatrix
δ	Winkel zwischen Oberfläche und Anströmung		
Δ	Änderung	χ	Suszeptibilität
ε	Elevationswinkel	Ψ	Druckziffer
ε	Emissivität	Ψ_r	Schwingungsformvektor
ε	Fehlersignal (Lageabweichung)		
ε	Reflektivität	ω	Argument des Perigäums
ε	Verhältnis Düsenhals zu Düsenende	ω	Kreisfrequenz, Modulationsfrequenz, Winkelgeschwindigkeit
ε_λ	emittierte Strahlung (Wellenlänge)		
η	Viskosität	ω_r	Eigenfrequenz
η	Wirkungsgrad	Ω	Rektaszension des aufsteigenden Knotens
Θ	Azimut		
Θ	Flugbahnwinkel		
Θ	Sternzeit		
κ	Temperaturleitfähigkeit		
κ	thermische Diffusivität		
κ	Verdampfungswärme		
λ	geografische Länge		
λ	mittlere freie Weglänge		
λ	Wärmeleitfähigkeit		
λ	Wellenlänge der Strahlung		
λ_{\max}	Wellenlänge, bei maximaler Energieflussdichte		
μ	dynamische Viskosität		
μ	Reibwert, Reibungszahl		
μ_0	Dipolmoment		
μ_0	magnetische Permeabilität		

Sachwortverzeichnis

Symbole

2D-Klinostat 667
3D-Druckverfahren 239, 242
3D-Strukturvermessung 246
10 N-Triebwerk 354
18-Uhr-Orbit 796

A

A4/V2 36
abbildende Radarsensoren 551
Abbrandcharakteristik 221
Abbrandversuch 748
Abbremsvorgang 112
Abgasleitung 437
abgestrahlte Leistung 519
Ablationskühlung 118
Ablativkühlung 192
Abnahme 831

- der Bahnenergie 91

Abnahmeplanung 819
Abnahme-Review 717
Abnahmestrategie 831
Abnahmetest 214, 312, 726
Abnahmezertifikat 838
Abplattung 88

- der Erde 89

Abschirmung 131
Absorption, solare 302
Absorptionsvermögen, solares 302
Abstrahlcharakteristik 520
Abwassernetz 445
Acceptance Data Package 821
Acceptance Level 254
Acceptance Review 815
Acceptance Test 214
Acquisition of Signal 433
ACT 434
Adams-Bashforth-Verfahren 96
Adaptation, adäquate 661
Adapterlauf 730
adäquate Adaptation 661
Additive Layer Manufacturing 239
Adressregister 392
Advanced Interplanetary Missions

- Using Nuclear-Electric-Propulsion 270

Advanced Microwave Scanning Radiometer –
Earth Observing System (AMSR-E) 555
Advanced Very High Resolution Radiometer 547
Aerobreaking 80, 626, 628
aerodynamische Beschleunigung 468
aerodynamische Last 121
aerodynamische Stabilität 121
Aerogelee 639
Aeronomie 224
Aeros 39
Aerosole 639
Aerothermodynamik 112
Aerozin 50 339
Agilität 366
Airborne Simulator 768
Airlock 448
akkumulierter Fluss 130
akkumulierter Oberflächenfluss 131
Aktuatoren 381

- nicht-explosive 255

Akustik 731
Akzeptanz 722
Akzeptanztest 723
Albedo 71, 300
Aldrin, Edwin 43
algebraische Lagebestimmung 371
All-in-One-Konzept 206
Along Track Interferometry 794
ALOS 106
ALSEP 617
Aluminiumlegierungen 238
Ambient Pressure Thermal Cycling 739
Ammoniakkühlkreislauf 330
Amperestunden-Integration 294
AMPTE/IRM 39
Analogie 861
Analyse 723

- parametrische 861

Analyse-Validierungs-Test 723
Analyseverfahren 308
analytische Bahnmodelle 92
analytische Kostenschätzung 861
analytische Verifikation 387
Änderung der Materialeigenschaften 82
Andocken 694

- Androgenous Peripheral Docking System 463
 Anforderungsreview, vorläufiges 716
 ANIK 570
 Annäherungsgeschwindigkeit 470
 Anomalie 489
 - exzentrische 86
 - wahre 86
 Antenna-Mapping-Ergebnis 62
 Antenne 56, 404, 511
 - intelligente 579
 Antennenausrichtung 520
 Antennendiagramm 404
 Antennen-Feed 709
 Antennenfläche 404
 Antennengewinn 404
 Antennengröße 517
 Antennensteuerung 709
 Antennentemperatur 406
 Anti-Gravity-Suits 663
 Antrieb 54, 141
 - chemischer 178, 348
 - elektrischer 161, 356
 - elektromagnetischer 358
 - solarthermischer 161
 Antriebsbedarf 145
 Antriebssystem 166, 178, 754
 - chemisches 361
 - elektrisches 358
 - Zweistoff-Antriebssystem 354
 Antriebssystemtypen 335
 APDS 463
 Apogäum 85
 Apogäumseinschuss 334
 Apogäumsmanöver 62, 105
 Apogäumsmotor 185, 336, 353
 Apollo 617
 Apollo-Mondmissionen 616
 Apollo Service Module 617
 Approach Ellipsoide 468
 Approach Initiation 468
 A-priori-Information 103
 Apsidenlinie 85
 APTC-Test 739
 Aquakultur 558
 Äquivalenzprinzip 634
 ARABSAT 570
 Aramidfaser 239
 Arbeitsanweisungen 837
 Arbeitspaketbeschreibung 818, 859
 Archivierung 766
 Archivsystem 710
 Arcjets 351
 Ariane 161, 162
 ARIANE 5 153
 Ariane-5-Booster 182
 Ariane-5-Startkampagne 207
 ARIANESPACE 143
 Ariane-Trägerrakete 36
 ARIS-System 632
 arithmetischer Knoten 309
 Armstrong, Neil 43
 Array 284
 - body-mounted 286
 - entfaltetes 286
 Artemis 357
 ASAR 557
 Assembly, Integration and Testing 758
 Assessment Study 483
 ASTRA 570
 ASTRO 696
 Astronaut 420
 Astronaut Educator 422
 Astronautenausbildung 426
 - aufgabenorientierte 430
 Astronautenauswahl 423
 Astronautentraining 425
 Astronautentrainingsprogramm 425
 astronautische Mission 142
 Astronomiemissionen 609
 Atlas Centaur 167
 ATLAS V 155
 Atmosphäre 436
 - induzierte 68
 - natürliche 68
 Atmosphärendämpfung 521
 Atmosphärenphysik 224
 atmosphärische Dämpfung 402
 atmosphärische Luftdichte 91
 Atmosphere Control and Supply System 436
 Atmosphere Revitalization System 440
 Atmospheric Drag 80
 Atmospheric Re-entry Demonstrator 116
 Atomfalle 635
 Atominterferometrie 634
 Attitude and Orbit Control System 83
 Attitude Safe Mode 793
 Attrappe 723
 ATV 465 *siehe auch* Automated Transfer Vehicle
 ATV-Antriebssystem 472
 ATV Final Approach 471
 ATV-Kontrollzentrum 433
 ATV-Mockup 434
 ATV Proximity Operations 470
 ATV-Rendezvous 470
 ATV-RVD-Mission 465
 ATV-RVD-System 470
 ATV-Trainingsprogramm 430
 Aufenthalt im All 654
 aufgabenorientierte Astronautenausbildung 430
 aufgabenorientierte Fernprogrammierung 680
 Aufgabenplan 818
 Aufklärungssatelliten 571

- Aufladung, elektrostatische 79, 81, 286
 Aufständerung 247
 aufsteigender Knoten 86
 Aufstiegsbahn 145
 Auftraggeber 807, 811
 Auftraggeber-Auftragnehmer-Beziehung 829
 Auftragnehmer 811
 Auftrieb 123, 633
 auftriebsgestützte Bahn 120
 Aufwand-Risiko Beziehung 811
 ausfahrbare Düse 193
 Ausfuhrgenehmigung für Raumfahrttechnik 874
 Ausgasung 82, 243
 Auslegung
 - der Flugregelung 177
 - geometrische 176
 - mechanische 177
 - thermische 176
 - thermofunktionale 176
 Auslieferungs-Review 717
 Ausschlusslogik 795
 Außenbordaktivitäten 447
 Außenbordeinsätze 427
 Außerbetriebnahme 488
 Ausstoßgeschwindigkeit 145
 Ausweichmanöver 469
 Auto Acquisition Mode 766
 Automated Transfer Vehicle 45, 419, 463, 465, 532
 siehe auch ATV
 Automated Transfer Vehicle Training 434
 Availability 844
 AX.25-Protokoll 754, 759
 Axialrillen 317
 Axialturbinen 197
 Axialverhältnis 405
 Azimut 97
 Azimutwinkel 97
 AZUR 38
- B**
- Background Noise 83
 Backup Crew 427
 Badewannenprofil 59
 Baffle 374
 Bahn 52
 - auftriebsgestützte 120
 - ballistische 120
 - erdnahe zirkulare 560
 - geostationäre 560
 - geosynchrone 574
 - hochinklinierte 574
 - höhere 573
 - interplanetare 53
 - polare 576
 - sonnensynchrone 60, 106
 - Systemelement 52
 Bahnauslegung 105
 Bahnbestimmung 97, 491, 508
 Bahnbewegung 86
 Bahndynamik 465, 626
 Bahnelemente 87
 - Variation 92
 Bahnenergie, Abnahme 91
 Bahngeschwindigkeit, orbitale 112
 Bahnhaltung 105
 Bahnkontrolle 110
 - bordautonome 108
 Bahnkontrollmanöver 109
 Bahnmanöver 105
 Bahnmechanik 84
 Bahnmodelle, analytische 92
 Bahnmodellierung 84
 Bahnneigung 86
 Bahnpunkt 86
 Bahnradius, geosynchroner 108
 Bahnregelung 334, 355
 Bahnregelungssystem 236
 Bahnstörungen 88
 Bahnverfolgungseinrichtungen 210
 Bahnvermessung 97
 Bahnvorhersage, numerische 95
 Baikonur 212
 Bake 755
 Bakeout-Test 738
 Baking 83
 Ballistic Limit Equations 134
 ballistische Bahn 120
 ballistische Flugphase 165
 ballistische Koeffizienten 119
 Bandbreite 403
 Bartz-Gleichung 191
 Baseline 380
 Basic Training 425
 Basisband-Geräte 513
 Basistraining 425
 Batterie 287
 Batterieenergie 293
 Batteriekapazität 290
 Batterie laderegelung 293
 Batterie ladeverfahren 290
 Batterie lebensdauer 288
 Batterie technologien 291
 Baugruppen 146
 BDC-Motor 258
 Bearing and Power Transfer Assembly 247
 Bedrückungssystem 173
 Beengtheitsstudien 653
 Beengtsein 660
 BeeSat 757
 Begin of Life 692
 Behaglichkeitsbereich 438
 behälterfreie Experimente 645

- Belastungen 728
Belleville-Feder 256
bemannte Missionen 526
bemannte Raumfahrt 64, 652
Benchmarking 835
Beobachtungsmodell 100
Beobachtungsprofile 560
Bergung 694
Berthing 464
Berylliumlegierungen 238
Beschaffung 838
Beschaffungsansatz 816
Beschaffungsvorgang 829
Beschaffungsvorhaben 830
beschleunigtes Bezugssystem 631
Beschleunigung, aerodynamische 468
Beta Cloth 319
Betankung 163, 695
Betrieb 147
• des Raumflugkörpers 710
Betriebsaspekte 759
Betriebsaufwand 59
Betriebsbereitschaftsreview 717
Betriebsgenehmigung 876
Betriebspersonal 710
Betriebsphase 147, 815
Betriebsspannungsbereich 290
Betriebssystem 397
Betriebstemperatur 286
Bettbelastung 350
Bewegungsgleichung 95
• dynamische 369
• kinematische 369
Bewegungssimulator 741, 743
Bezugssystem, beschleunigtes 631
Bias 378
Bigelow Expandable Activity Module 50
Big Services 577
Bi-Mode-Verstärker 578
Biolab 433
Biolab-Stand-alone-Nutzlasttrainer 433
Bi-Ø-L-Code 411
Biological Laboratory 433
Biologie 666
biologische Lebenserhaltungssysteme 458
Biomasse 548
Biorhythmen 659
Biosphäre 435
BIOSPHERE-2 459
BIRD 41, 57, 61, 414, 705, 711, 761
BIRD-Satelliten 762
BIRD-Satellitenbus 763, 764
BIRD-Sensorsystem 762
Bispectral Infrared Detection 761
Bitfehlerwahrscheinlichkeit 409
Bi-Treibstoff 352
Black-Out-Effekt 115
Black Paint 302
Bladdertanks 343, 344
Blind Inserts 244
Blow-Down-Betrieb 341
Blow-Down-Verhältnis 341
Bodenanlagen 363
Bodenbeschaffenheit 509
Bodenhilfseinrichtungen 721
Bodenkommunikationssystem 526
Bodenkontrollteam 433
Bodensegment 51, 55, 146, 711, 752, 759, 798
• für Venus Express 480
Bodensimulationsanlagen 201
Bodenspur 88, 108
Bodenstation 56, 97, 236, 506
Bodenstationsbetrieb 524
Bodenstationskomponenten 510
Bodenstationsnetzwerk 506, 562
• Systemelement 56
Bodensysteme 426
body-mounted Array 286
Boltzmann-Gleichung 125
Bolzenzieher 255, 256
Booms 248
Booster 160, 162
Boosterstufen 146
Boostertriebwerke 184
Boost Pumps 167
Boost-Regler 296
bordautonome Bahnkontrolle 108
Bordingenieur 422
Bordrechner 390
Bordrechner-Architektur 391
bordseitige Verarbeitung 579
Bordsysteme 426
Bose-Einstein-Kondensat 635
Boundary Element Method 251
Brandbekämpfung 447
Branderkennung 447
Brandschutz 454
Brauchwasserablasssystem 445
Braun, Wernher von 36
Brayton-Kreisprozess 269
Breadboard 756
Breadboard-Modell 237, 253
Bremsmanöver 105
Brennkammer 189
Brennkammer-Liner 194
Brennkammerschwingungen 200
Brennstoffzelle 271, 272
Brenntypen 181
Bridgman-Verfahren 641
Brightness Temperature 555
Brückenfunktion 122
Buck-Regler 296

- Budget, finanzielles 59
Buffeting 198
Bugstoß 115
Bulk Damage 81
Bundesnetzagentur 872
Bus 394
 - CAN-Bus 394
 - I2C-Bus 395
 - SPI-Bus 396Business Agreement Structure 859
Busspannung 294
Bykowski, Waleri F. 43
Byzantinisches Prinzip 393
- C**
- Cabin Depress Valves 437
Cablecutter 254
Cache 392
Canadarm II 678
Canards 223
CAN-Bus 394
Capacity Fading 289, 293
Cape Canaveral 212
Capture Tool 680
Carbon Dioxide Removal Assembly 440
Cargobags 434
Cargo-Teil 434
Carson-Formel 407
CARTOSAT-Serie 550
Cassini 621
Cassini-Dom-Halbschalen 345
Catastrophic Failures 454
Caution and Warning System 529
CEAS 34
Celestial Reference System 88
Celestri 577
Cell Balancing 291, 294
Certification of Flight Readiness 428
CFK-Laminat 239
CFK-Röhren-Insert 245
Challenger 44
CHAMP 41, 549
Chaser-Bahn 466
chemischer Antrieb 178, 348
chemischer Treibstoff 160
chemisches Antriebssystem 361
Chill downs 164
Chromosphäre 70
CISC 392
Cleanliness 175
Clean Pad-Konzept 206
Close-out 866
Closing 465, 470
CMC-Verbunde 239
CNC-Frästeile 242
CNESRO-Katalysator 349
Coarse Earth and Sun Sensor 326
Coarse Sun Sensor 375
Coaxial Injection 186
COBE 612
Code Division Multiple Access 412, 581
Collision Avoidance Manoeuvre 469
COL-MU 431
COL-TRE 431
Columbia 44
Columbus 44, 45, 64, 329, 526
Columbus-Kontrollzentrum 433, 526, 535
Columbus-Kühlsystem 331
Columbus Mockup 431
Columbus-Modul 535
Columbus-Systemtraining 429, 431
Columbus Trainer Europe 431
Columbus-Wärmeaustauscher 439
Combiner 513
Combustion Instability 200
Commercial off the Shelf 753
Commissioning Phase 717
Common Core Booster 160
Communications System 429
Compact Test Range 747
Components-off-the-shelf 256
Compton Gamma Ray Observatory 611
Computational-Fluid-Dynamic-Berechnungen 90
COMSAT 569
Concurrent Engineering 59
Concurrent Versions System 400
Condensate Water Separator Assembly 440
Confederation of European Aerospace Societies 34
Configuration Item Data List 826
Conical Earth Sensor 376
Conical-Scan-Feed 511
Contract Change Note 831, 863
Control Moment Gyro 382, 383
Cool Flame 639
Copernicus 566
Copernicus-Programm 556
CORINE 549
CORONA 552
Coronal Mass Ejections 81
Corot 613
COSMO 528
COSMO-SKYMED 551
Cost Breakdown Structure 859
Cost Estimating Relationships 861
Cost Reimbursement Contract 863
Countdown 208
Country/Company Structure 859
Courseware-Entwicklung 428
Craig-Bampton-Methode 251
Creep Damage 198
Crew 420
Crew-Aufgaben 421

- Crew-Auswahl 661
 Crew Habitation Systems 450
 Crew Qualification and Responsibilities Matrix 421, 430
 Crew-Qualifikationen 429
 Crew Shift 469
 Crew Systems 436
 Critical Design Review 147, 308, 717, 757, 815
 Critical Failures 454
 Cross Feeding 160
 Cross Polarization Discrimination 405
 Cross Strappings 580
 cross-waiver of liability 884, 887
 CubeSat 750
 CubeSat-Mission 751
 CubeSat-Spezifikation 756
 Customer Product Management 817
 CZ-4B 152
- D**
- Damköhler-Zahl 115
 Dämpfung, atmosphärische 402
 Damping Mode 766
 Darkening 79
 DART 698, 699
 Data Management System 429, 536
 Datenanbieter 878
 Datenarchivierung 490
 Datenbibliothek 565
 Daten-Dumping-Stationen, polare 563
 Datenflusstest 525
 Datenlieferung 490
 Datenmanagement 390
 Datennetzwerk 514
 Datenprozessierung 54, 766
 Datenrate 403
 Datensammelarchitektur 709
 Datenübertragungsarchitektur 709
 Datenübertragungssystem 710
 Datenverarbeitungssystem 755
 Datenzugriff 489
 Deemphase 408
 Deep Space-Bahnen 94
 Definitionsphase 705, 815
 Definitions-Studie 59
 Deformationsanalyse 740
 Degradation 79, 81, 244
 DELTA IV-M 153
 Delta-Review 813
 DEM 800
 Demonstrationstest 214
 Deorbitation 463
 Deorbitation-Manöver 164
 De-Orbiting 129, 488
 De-Orbitmanöver 120
 DEOS 475
 Deploymenttest 749
 Designlast 238
 Design Limit Load 238
 Design-Review 723
 - kritisches 717
 - vorläufiges 717
 Design-to-budget 719
 Design-to-cost 212, 719, 720
 Design-to-objective 718, 719
 Design-to-science 718
 Design-to-value 212
 Designtreiber 237
 Detached Spall 135
 deterministische Lagebestimmung 371
 Deutsche Gesellschaft für Luft- und Raumfahrt 33
 Deutsches Raumfahrt-Kontrollzentrum 33, 714, 765
 Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt 33
 Development Model 723
 DEXTRE 678
 DFS-Kopernikus 40
 DGLR 33
 DIAL/WIKA 38
 Dichtespektren 732
 Dichteverlauf 90
 Differentialbauweise 239
 Differential Charging 79
 Diffusionsknoten 308
 Diffusionsmassenstrom 117
 Dimethylhydrazin, unsymmetrisches 338
 Dipolfeld, magnetisches 74
 Direct Access Customer 798
 Direct-Access-Station 563
 Direct Interface Force Method 747
 Direct Simulation Monte Carlo-Methode 122, 125
 direkte Fernsteuerung 680, 687
 direkter Energie-Transfer 295
 Direktivität 404
 Distributed Single Point Grounding 297
 DLR 33
 DLR-Leichtbauroboter 683
 DMS/Comms-Flugbetriebsingenieur 536
 Docking 463
 Docking-Manöver 463, 693
 Docking-Vorgang 472
 Dog-House-Effekt 199
 Dokumentenliste 829
 Doppel-Increment 530
 Doppelkühl-Kreislaufsystem 330
 Doppelstart 707
 Doppelwand 134
 Doppelwandstrukturen 135
 Dopplerfrequenz-Verschiebung 508
 Doppler-Messsystem 514
 Doppler-Verschiebung 98, 99
 DORIS 99
 Double-Cubes 753
 Down-Converter 512

- Downlink 506, 511, 523
Drag-Koeffizient 90
drakonitische Umlaufzeit 107
Drall 369
Dralleinspritzung 186
Drallräder 259, 382, 383
Drallstabilisierung 334
Drehfedergelenk 256
Drehimpuls 369
Drehimpulssysteme 221
Drehratensensoren, oszillierende 379
Drei-Achsen-aktiv-Stabilisierung 334
Dreiwege-Adressierung 392
Driftgeschwindigkeit 466
Druckausgleichsventil 437
Druckbeiwert 122
Druck, dynamischer 68
Druckgas 342
Druckgasförderung 167
Druckgassystem 183
Druckminderer 346, 355, 361
Druckwiderstand 123
Dual-Mode-System 355
Dual Receive Antenna 794
Durchführbarkeit 814
Durchschlagseffekte 286
Düse 189, 192, 347
• ausfahrbare 193
Düsenhals 189
Dusk-dawn Orbit 560
Dynamic Isotope Power System 270
Dynamik 638
Dynamik-Interaktion 682
dynamische Bewegungsgleichung 369
dynamische Interaktion 680
dynamischer Druck 68
Dynamoschicht 73
- E**
EAC 34
EAC Video Distribution und Archiving System 431
EAC Voice Communication System 431
Earned-Value-Analyse 864, 865, 866
Earth Pointing Mode 766
Earth Resources Technology Satellite 548
Echtzeitnavigationssystem 99
ECLS-Designphilosophie 454
ECLS-Gesamtsystem 456
ECOMA 224
Economic Conditions 860
ECS/MARECS 352
ECCS-Standard 813
Effekt, fotoelektrischer 79
effektive Emissivität 314
effektive Störbeschleunigung 90
effektive Wärmeleitfähigkeit 314
Effusionskühlung 192
Eigenkontamination 82
Eigenmoden 251
Ein-/Ausgabemodul 391
Ein-/Ausgabewerk 391
Einfangwerkzeug 680
eingestrahlte Sonnenleistung 300
Einschussaufwand 572
Einschussorbit 707
Einspritzelemente 186
Einspritzkopf 186, 350
Einspritzrohr 350
Einspritzteil 350
Einstoffsysteme 335
Einstoff-Treibstoffe 339
Einstufer 148
Einwandstrukturen 134
Einzelstart 707
e-i-Vektor-Separation 791, 797
Electrical Ground Support Equipment 721
Electrical Power Distribution System 429
Electro-Magnetic Levitator 648
ELECTRON 148
Electronic B2B 867
elektrische Leitfähigkeit 646
elektrischer Antrieb 161, 356
elektrisches Antriebssystem 358
elektrisches System 336
elektrisches Triebwerk 339
elektrische Widerstandsänderung 79
elektrodynamischer Tether 267
Elektrolyseur 441
elektromagnetischer Antrieb 358
elektromagnetische Störung 63
elektromagnetische Strahlung 78
elektromagnetische Verträglichkeit 743
Elektromotoren 258
elektrostatische Aufladung 79, 81, 286
elektrostatisches Triebwerk 356
elektrothermisches Hydrazintriebwerk 351
Elevation 97
Emissivität
• effektive 314
• thermische 302
Empfangsgüte 519
Empfangspfad 511
Empfangsstation 210
EMV 743
EMV-Kammer 744
EMV-Prüfverfahren 744
Endabnahme 831
End Item Data Package 821
End of Life 692
End-to-End-Test 485
Endverstärker 511
Energiebetrachtungen 112

- Energieerzeugung 266
 Energieflussdichte 70
 Energiequellen 266
 energiereiche Teilchen 72
 energiereiche Teilchenstrahlung 80
 Energiespeicher 287
 Energie-Transfer, direkter 295
 Energieumwandlung, solar dynamische 269
 Energieversorgung 59, 172, 265
 - nukleare 270
 Energieversorgungssystem 755
 Energieverteilung 297, 298
 Engineering Model 757
 Engineering Modul 648
 Engineering Qualification Model 724
 Engineering Support Team 536
 Engineering Test Satellite 696
 Engineering, thermales 218
 Engine Thrust Frame 170
 Enhanced Vegetation Index (EVI) 556
 entfaltbares Panel 247
 entfaltetes Array 286
 Entfernungsmessungen 100, 508
 Entladespannungen 292
 Entladetiefe 288, 289
 Entladung 286
 Entsorgung ausgedienter Satelliten 475
 Entsorgungsphase 815
 Entsorgung von Satelliten 581
 Entwicklung des Thermalsystems 307
 Entwicklungsbezugs konfiguration 717
 Entwicklungsmodell 723
 Entwicklungstest 219, 312, 722
 Entwurf eines Raumflugkörpers 705
 Entwurfsphase 815
 Entwurfsphilosophie 718
 Entwurfsprozess 716
 Environmental Control and Life Support System 429
 ENVISAT 106, 547, 551, 562
 EQUATOR-S 41, 744
 Equivalent Isotropic Radiated Power 402, 511
 Equivalent to Isotropic Radiated Power 519
 ERA-Arm 679
 Erdanziehung 89
 Erdatmosphäre 72, 112
 Erdbeobachtung 60, 547
 Erdbeobachtungsmisson 559, 711
 Erdbeobachtungsmode 764
 Erdbeobachtungssatelliten 551, 560
 Erde
 - Abplattung 89
 - Magnetfeld 74
 Erdeigenstrahlung 71
 Erd erkundungssatelliten 507, 571
 Erdfernerkundungsdaten 878
 Erdfernerkundungssystem 878
 Erdmagnetfeld 549
 erdnahe zirkulare Bahn 560
 Erdorbit 68
 - niedriger 481
 Erdschatten 92
 Erdschein 301
 Erdsensoren 376
 Erdungskonzept 297
 Erfahrungshorizont 652
 Erfolgsfaktoren 807, 808
 Erkundung, planetarische 63
 Ermüdungsversagen 198
 Ernährung 657
 ERS 547
 Erstarrung 640
 - gerichtete 641
 ESA 34, 36, 538, 813, 889
 ESA-Bodenstation 629
 ESAC 34
 ESA MASTER-Modell 128
 ESA-Mission 43
 ESOC 34
 ESRIN 34
 ESTEC 34
 ETS 681, 682, 696
 Euler-Gleichung 125
 Euler-Kreisgleichungen 369
 Euler-Winkel 368
 EUMETSAT 34, 547
 Euphoriephase 424
 EURECA 44
 Eurocom 528, 538
 europäische Nutzerzentren 537
 Europäisches Astronauten-Zentrum 431
 EUROPA-Rakete 36
 European Astronaut Center 34
 European Data Relay-Satellite System (EDRS) 561
 European Drawer Rack 433, 647
 European Joint Operations Panel 530
 European Modular Cultivation System 462
 European Organization for the Exploitation of Meteorological Satellites 34
 European Physiological Module 433
 European Space Agency 34, 36
 European Space Astronomy Center 34
 European Space Operations Center 34
 European Space Research Institute 34
 European Space Research & Technology Center 34
 EUTELSAT 62, 570, 577
 Evaluierungssimulation 529
 EVS-Anlagen, solar dynamische 269
 EVS-Architektur 272, 273, 274
 EVS-Designbetrachtungen 294
 Ewald, Reinhold 44
 EXOMARS-Mission 691
 Exoplaneten 613

- Exoskelett 688
 Exosphäre 73
 Expandertriebwerk 184
 Expeditionen 420
 Expendable Launch Vehicles 148
 Experimente, behälterfreie 645
 Experimentiereinheit 222
 Expertenabschätzung 860
 Exploration 63
 EXPLORER 1 549
 EXPLORER 11 611
 Exponenten, kritische 634
 EXPRESS 40
 External System 515
 Extra-EMV 744
 Extraterrestrik 224
 Extravehicular Activities 435
 Extravehicular Mobility Unit 448
 exzentrische Anomalie 86
 Exzentrizität 85
 Exzentrizitätsvektor 108
- F**
- Failure Detection, Isolation and Recovery 386
 Fairing 170, 175
 Faktor Mensch 652
 FALCON 9 152
 Fallschirmbergungssystem 222
 Far Range Approach 463, 465
 Faser-Metall-Verbunde 239
 faseroptischer Kreisel 379
 Faserverbundstrukturen 242
 Faserverbundwerkstoffe 239
 Faserwickeltechnik 241
 Fatigue 198
 FCL 297
 Feasibility 59
 Feasibility Study 816
 Federmechanismen 256
 FEEP-Triebwerk 357
 Fehlerfunktion, komplementäre 409
 Fehlerparametrisierung 373
 Fehlersituationen 427
 Feinstrukturkonstante 634
 Feldemissionstriebwerk 356, 357
 Feldfruchtkartierung 556
 Fernerkundungssatelliten 106
 Fernprogrammierung, aufgabenorientierte 680
 Fernsteuerung, direkte 680
 Fertigstellungswert 865
 Fertigung 838
 Fertigungslenkung 839
 Fertigungsplanung 838
 Festigkeitsnachweis 252
 Festpreisvertrag 863
 Feststoffantrieb 145, 178, 180
 Feststoffrakete 221
 Feststoffsysteeme 336
 Festtreibstoff 160
 Festtreibstoffbooster 160
 Filmkühlung 191, 353
 Filterweiche 413
 Final Approach 463
 finanzielles Budget 59
 Finanzierung 886
 Fine Sun Sensor 375
 Finite-Differenzen-Methode 251
 Finite-Elemente-Modelle 249
 Firm Fixed Price 830
 Fitnesstraining 423
 Fixed Price Contract 863
 Flade, Klaus-Dietrich 44
 Flasche, magnetische 75
 Flight Engineer 422
 Flight Model 724
 Flight Qualification Review 717
 Flight Readiness Review 717, 815
 Flight Spare 724
 Flight-Telerobotics-Servicer 679
 Floating Orbit 560
 Fluganlagen 459
 Flugbahn, optimale 58
 Flugbedingungen 214
 Flugbereitschaftsreview 717
 Flugbetrieb 55
 Flugbetriebsplan 479
 Flugbetriebsteam 527
 Flugdirektor 487, 527
 Flugdynamik 56, 491
 Flügelform 123
 Flugersatzmuster 724
 Flugführung 473
 Fluggerät 146
 Flugingenieur 422
 Flugkörper, suborbitaler 53
 Flugmodell 254, 757, 849
 Flugmuster 724
 Flugphase, ballistische 165
 Flugprofil 220
 Flugqualifikationsreview 717
 Flugregelung 473
 - Auslegung 177
 Flugsoftware 484
 Fluidphysik 637
 Fluid Science Laboratory 433, 649
 Flush-mounted Insert 245
 Fluss
 - akkumulierter 130
 - interplanetarer 131
 - Partikelfluss 130
 Flussfaktor 132, 133
 Flüssigantrieb 145

- Flüssigbooster 184
 Flüssigkeitsantrieb 178
 Flüssigkeitstreibstoff 160
 Flüssigkeitströpfchensensor 440
 Flüssigschmierstoff 262
 Fluxgate Sensor 377
 Fokussierungsfaktor 131
 Footprints 572
 Förderung bei konstantem Druck 342
 Formationsflug 791
 Formfaktor 121, 137
 Forschungs- und Entwicklungsvertrag 882
 fotoelektrischer Effekt 79
 Fotoionisation 80
 Fotovoltaik 268
 FREGAT 152
 freifliegender Robonaut 688
 Freiflugtrajektorie 467
 Freiraumdispersion 521
 Fremdfeldtriebwerk 358
 Frequency Division Multiple Access 581
 Frequency Shift Keying 409
 Frequenzzuflistungen 402
 Frequenzbandbezeichnungen 517
 Frequenzbänder 402
 - multiple 580
 Frequenzbereiche 516
 Frequenzmodulation 407
 Frequenznutzungsplan 872
 Frequenznutzungsrecht 873
 Frequenzumsetzer 512
 Frequenzzuteilung 872
 Friedhofsbahnen 129
 Friedhofsorbit 362, 488, 708 *siehe auch* Graveyard-Orbit
 Frischwassernetz 445
 Frozen Orbit 560
 Frühlingpunkt 86
 Function Tree 857
 Funkfelddispersion 521
 Funkkontakt 480
 funktionelle Qualifikationsmaßnahmen 218
 Funktions-Bezugskonfiguration 717
 Funktionsprüfungen 725
 Funktionsstruktur 857
 Funktionstest 218, 746, 747, 748
- G**
- Gagarin, Juri 43
 Gaia 613
 Galactic Cosmic Ray 81
 Galileo 62, 573, 711, 889
 Gamma-Astronomie 610
 Gammablitz 610
 Ganswindt, Hermann 35
 Gasgenerator 183, 195
 Gasgeneratorkenndaten 195
 Gasgenerator-Zyklus 166
 Gasstrahlung 117
 Gaswolken 83
 Gausssche Störungsgleichungen 92
 Gefährdungshaftung 887
 Geheimhaltung 827
 Geheimhaltungsvereinbarung 881
 Genauigkeit 366
 Genauigkeitsmaß 557
 GEO 53, 68, 707
 Geodäsie 636
 Geoid 549
 geometrische Auslegung 176
 geophysikalische Parameter 549
 Geopotenzial 77
 Geo-Return-Regel 143
 geostationäre Bahn 560
 geostationärer Orbit 52
 geostationärer Satellit 108, 482
 geostationärer Wettersatellit 547
 GeoStationary Orbit 570
 geosynchrone Bahn 574
 geosynchroner Bahnradius 108
 Geotransferorbit 708
 gepulste Plasma-Triebwerke 358
 Gerätehalterungen 246
 geregelter Versorgungsbus 274
 gerichtete Erstarrung 641
 German Space Operations Center 714
 Gerst, Alexander 46, 47, 49, 533, 535, 547, 647, 668
 Gesamtdosis 393
 Gesamtgeschwindigkeitsvermögen 144
 Gesamtschalldruckpegel 731
 Gesamtsysteme 142
 Gesamtwiderstand 113
 Geschäftsführung 807
 Geschwindigkeit 87
 Geschwindigkeitsbedarf 145
 Geschwindigkeitsprofil 471
 Geschwindigkeitsvermögen 144
 Gesetz
 - Keplersches 84
 - Stefan-Boltzmann-Gesetz 118
 GETEX 682
 Gewichtsmatrix 102
 gewichtsspezifischer Impuls 178
 Gewichtung 102
 Gewinn 404
 Gewinnfaktor 520
 Gewinnzahl 519
 Geysir-Effekt 165
 GF-Leitwert 311
 Gimbal-Mechanismus 358
 Git 400
 Glasfaser 239
 Gleichgewichtstest, thermischer 312

- Gleitdruck-Betrieb 341
 Gleitlager 261
 Gleitzahl 119, 120
 GL-Leitwert 310
 Global Beam 508
 Global Positioning System 62, 99
 Global SnowPack 555
 GlobalStar 572, 577
 Glockendüse 192
 GLONASS 573, 711
 GMES 566, 889
 GNSS-Empfänger 380
 GOCE 746
 Goddard, Robert H. 35
 GOES 560
 GORIZONT 570
 Gossamer Structures 248
 GPS 62, 99, 380, 711
 GRACE 41, 549
 granulare Materie 639
 Graveyard 475
 Graveyard-Orbit 334, 362, 693
 siehe auch Friedhofsorbit
 Graviperzeption 669, 672
 Gravitation 76, 90, 549, 630
 Gravitationsbeschleunigung 85
 Gravitationsbiologie 667
 Gravitationsfeldkoeffizienten 89
 Gravitationsfeldmodelle 89
 Gravitationsgesetz, Newtonsches 76, 85
 Gravitationsmoment 370
 Gravitationsverlust 145
 Gravity Gradient Boom 382
 Green Propellant 179
 Green Propellants 339
 Greifertechnologie, multisensorielle 680
 GR-Leitwert 310
 Ground Controller 532
 Ground Support Equipment 827
 Grundlagen 67
 • der bemannten Raumfahrt 426
 Grundlagenforschung 61
 Gruppenzusammenhalt 661
 GSOC 33, 714
 GSP 555
 GTO 53, 68
 Guidance 473
 Güte 518
 Gütersicherheit 827
 Gütezah 316
 Gyrationbewegung 75
 Gyroskop 260, 378
- H**
- H-2A 153
 Habitability-Studien 652
 habitable Zone 613
 Haftreibung 262
 Haftung des Staates 869
 Haftungsrisiken 887
 Half Power Beamwidth 405
 Hall-Effekt-Triebwerk 357
 Hallraum 732
 Handbuch 837
 Handcontroller, kraftreflektierender 687
 Handel-C 399
 Hardware-Beschreibungssprachen 399
 Hardware-in-the-Loop-Simulation 770
 Hardware-in-the-Loop-Test 388
 Hardwarematrix 724, 767
 Harness 235
 Harvard-Architektur 391
 Hauptbodenstation 709
 Hauptfrequenzregister 873
 Hauptkeule 404, 520
 Hauptstromtriebwerk 184
 Hauptstufentriebwerk 184
 Hazard-Analysen 845
 Heat Pipe 315
 Heißgas-Lageregelungssystem 172
 Heizelemente 320
 Heizerkontrollsystem 326
 Helios 39, 624
 Helix-Formation 797
 hemisphärischer Resonator 379
 HEO 53, 68, 574, 707
 Herschel 611
 Heterosphäre 73
 Hi-Eta-Siliziumzelle 281, 282
 High Altitude Platforms 576
 High Efficiency Particle Filter 445
 High-Gain-Antennen 629
 Highly inclined Elliptical Orbits 574
 High Performance Data Analytics (HPDA) 561
 High Power Amplifier 511
 HIKOBOSHI 696
 Hintergrundstrahlung, kosmische 79
 Hintergrundtemperatur 303
 H-KC 12 GA 349
 hochauflösende Radarsysteme 551
 Hochdruck-Wickeltanks 342
 hochelliptischer Orbit 482
 hochexzentrischer Orbit 68
 Hochgeschwindigkeitsimpakt 134
 hochinklinierte Bahnen 574
 Hochtemperatureffekte 113, 115
 Hochtemperaturwerkstoffe 239
 Hochvakuum 82
 Höhenforschungsraketen 220
 Höhenmodell 790, 800
 Höhensimulationsanlage 201, 202
 höhere Bahn 573

- Hohlraum-Strahler 70
 Hohmann-Bahn 708
 Hohmann-Manöver 464
 Hohmann-Transfer 105, 468, 626
 Homing 470
 Horizontal Take-off 148
 Horizontdiagramm 509
 Hot-firing-Test 219
 Hotspot 219
 Housekeeping-Daten 506
 HRSC-Kamera 691
 HTP 339
 Hubble Space Telescope 612
 Human Behaviour and Performance 427
 Hybridantrieb 178
 Hybridlager 263
 Hybrid-Modellphilosophie 724, 770
 Hybridrakete 221
 Hybrid-Versorgungsbus 277
 Hybridwerkstoff 239
 hydraulische Schwingungen 200
 Hydrazin 339
 - wasserfreies 348
 Hydrazin-Antriebssystem 351
 Hydrazintriebwerk 349
 - elektrothermisches 351
 Hyperschallströmungen 112, 123
 Hyperschalltechnologien 226
 Hyperschalltriebwerke 231
 Hyperschallversuchsanlagen 125
 hyperspektraler Sensor 549
- I**
- I2C-Bus 395
 ICO 573
 ICO-System 573
 IGRF-10-Modell 78
 IGSO 574
 IGSO-Bahn 575
 IKONOS 553, 560, 562
 IKONOS-2 550
 Impakt 135
 Impaktflüsse 130
 Impaktgeschwindigkeiten 134
 Impaktrisiko 130, 131, 133
 Impinging 186
 Implementierung 484
 Impuls 144
 - gewichtsspezifischer 178
 - spezifischer 180, 183
 Impulsbit 385
 Impulsturbine 198
 Inbetriebnahme 799
 Inclined Geo-Synchronous Orbit 574
 Increment Description and Requirements Document 422
 Increment, Doppel- 530
 Increment Specific Training 427
 Indirect Interface Force Method 747
 Induktivitäten 285
 induzierte Atmosphäre 68
 Inertial Pointing Mode 766
 Inertialsystem 631
 Infrared Science Observatory 611
 Infrarot-Satelliten 611
 Ingenieurmodell 723, 757, 768
 Ingenieur-Qualifikationsmodell 724, 757
 Injektortrimming 191
 Inklination 86
 Inklinationsmanöver 107
 Inklinationsvektor 108, 109
 INMARSAT 569, 577
 INMARSAT-4 573
 In-Orbit Testing 56
 In-Orbit-Verifikationsphase 722
 Inserts 244
 Inspektion 693, 723
 Inspektionssatellit 695
 Institut für Raumfahrtantriebe 33
 Instructional System Development 428
 Integral 611
 Integrated Logistic Support 826
 Integration 758
 Integration Model 723
 Integrationsgebäude 207
 Integrationsmodell 723
 Integrationsraum 721
 integrierte Simulationen 433
 Integrität 827
 intelligente Antennen 579
 INTELSAT 352, 569
 Inter-Agency Space Debris Coordination Committee 130
 Interaktion, dynamische 680
 Interdiffusion 644
 Interface Control Document 490
 Interface Filler 305
 Interfacekräfte 747
 - direkte Messung 747
 - indirekte Messung 747
 Interferenz 635
 Intermediate Altitude Circular Orbits 573
 Internationale Raumstation 44, 420, 526 *siehe auch* ISS
 International Maritime Satellite Organisation 569
 International Standard Payload Rack 456
 International Telecommunications Satellite Consortium 569
 International Terrestrial Reference System 88
 interplanetare Bahn 53
 interplanetarer Fluss 131
 interplanetarer Raum 68
 interplanetarer Raumflug 63
 interplanetarer Transfer 626

- Interplanetares Leben 673
interplanetare Sonden 482
Interstage Structure 170
Intertank Structure 170
Intra-EMV 744
Ionenproduktionsrate 74
Ionentriebwerke 356
IOT 56
IRAS 611
IRIDIUM 572, 577
IRS 560
IRS-1A 106
ISO 611
Isogrid-Strukturen 242
Isolation 660
 - thermische 313Isolationsstudien 653
ISS 45, 420 *siehe auch* Internationale Raumstation
 - Versorgung 456ISS-Crew-Alltag 422
ISS Crew Surgeons 423
ISS-Kommunikationsinfrastruktur 531, 532
ISS-Modul 533
ISS-Partnerschaft 421
ISS-Sicherheitszonen 469
ISS-Trainingsplan 430
ISS-Training, weiterführendes 427
IT-Sicherheit 827
ITU-Satellitenfunkdienste 518
- J**
- Jacobi-Matrix 102
Jähn, Sigmund 43
Jalousie, thermische 320
JASON-Satellitensystem 551
JEM-SRMS-Arm 679
Jiuquan 212
Johnson Space Center 422
joint-integrierte Simulationen 434
- K**
- Kalenderlebensdauer 288
Kaliber 223
Kalibriermessung 514
Kalibrierung 56
Kalman-Filterung 103
Kalman-Gewinn 104
Kaltgas 347
Kaltgas-Antriebe 346
Kaltgasmedien 339
Kaltgassystem 335
Kaltgastriebwerk 347
Kaltverschweißen 82
Kanalcodierung 580
Kanalkapazität 403
Kapazität, parasitäre 285
Kapazitätsrückgewinnung 290
Kapselkonfiguration 115
Kapton 319
kardio-vaskuläres System 654, 663
Karte, topografische 550
Kartierung 550
 - thematische 551Katalysatorbett 350
Katalysatorbettheizer 351
Kaufman-Triebwerk 357
Kaulasche Theorie 93
KC 12 GA 349
Keep Out Sphere 469
Kennfeld einer Turbine 198
Kepler-Bahnen 84
Kepler-Elemente 87
Kepler-Gleichung 86
Keplersche Gesetze 84
Kernfusionsprozesse 69
Keulenbreite 405
Keyhole 552
Key Inspection Point 819
Kickstufen 160
Kieselsäure-Isolation 315
kinematische Bewegungsgleichung 369
Kirchhoffsches Strahlungsgesetz 302
Klassifikation 553
Klassifizierung von Raumfahrtmissionen 60
Kleinsatelliten 760
Kleinsatellitenstruktur 241
Kleinträger 148
Klystron 512
Knoten 306
 - arithmetischer 309
 - aufsteigender 86Knotenlinie 86
Knudsen-Zahl 114
Koaxialeinspritzung 187
Koeffizienten, ballistische 119
Kohlendioxidbindung 440
Kohlendioxidproduktion 451
Kollimatorspiegel 742
Kollisionsgeschwindigkeit 132
Kolloidtriebwerke 356
Kombinationsantriebe 203
Kommandanten 421
Kommandoanforderungen 490
Kommandosystem 528, 710, 755
Kommunikation 62, 569, 822
Kommunikationsarchitektur 708, 765
Kommunikationsnetzwerk 532
Kommunikationssatelliten 507, 571
Kommunikationssystem 754
Kommunikationstechnik 401
Kommunikationstest 748
Kompaktsatellit 763

- Kompetenzprofil 809
 komplementäre Fehlerfunktion 409
 Kondensataufbereitung 451
 Kondensatwassernetz 445
 Konfigurationskontrolle 246
 Konfigurationsmanagement 826
 Konstellation 707, 761
 Kontaktwiderstand, thermischer 304
 Kontamination 82
 Kontrollraum 55, 527
 Kontrollschleifenzeit 57, 678
 Kontrollsegment 711
 Kontrollsystem, pneumatisches 173
 Kontrollzentrum 55
 - Columbus 535
 Kontrollzentrumsaktivitäten 487
 Konvektion 633, 638
 Koordinatensystem 367
 - topozentrisches 100
 Kopernikus 579
 Kopositionierung 110
 Koppeleinrichtungen 744
 Koppelnetzwerke 413
 Koroljow, Sergei P. 36
 Korona 70
 koronaler Massenauswurf 71
 Körpersystem 367
 Körperzusammensetzung 654
 Korrekturmanöver 107, 474
 kosmische Hintergrundstrahlung 78
 kosmische Teilchenstrahlung 81
 Kosmonaut 420
 Kostenbudgetierung 862
 Kostenelemente 857
 Kosteningenieurwesen 854
 Kostenkontrolle 863, 864
 Kostenmanagement 853
 Kostenmanagementprozess 854
 Kostenplan 862
 Kostenplanung 819, 824, 862
 Kostenrechnung, strategische 853
 Kostenschätzung 857
 - analytische 861
 Kostenstruktur 859
 Kourou 146, 212
 Kovarianz der Lösung 102
 Krabbelkäfer 691
 kraftreflektierender Handcontroller 687
 Krafttraining 663
 Krater 133
 Kratertiefe 135
 Kreisel 259, 378, 380
 - faseroptischer 379
 - mechanischer 378
 - Ring-Laser-Kreisel 380
 Kreislauf-Wärmerohre 318
 Kristallzucht 641
 kritische Exponenten 634
 kritische Phänomene 633
 kritischer Partikeldurchmesser 136
 kritischer Punkt 634
 kritisches Design-Review 717
 Ku-Band-Antenne 97
 Kugelstrahler 404
 Kühlkreislauf-Thermalkontrolle 333
 Kühlungskonzepte 119
 Kühlwasserkreislauf 449
 Kundenzufriedenheit 835
 Kwant 44
- L**
- Ladefaktor 294
 Ladekontrolle, zellendruckabhängige 294
 Ladespannungen 292
 Lageaktuatorik 381
 Lagebeschreibung 367
 Lagebestimmung 371
 - algebraische 371
 - deterministische 371
 Lagedynamik 369
 Lagekinematik 369
 Lagekorrekturmanöver 471
 Lagematrix 367
 Lagemessfehler 373
 Lageregelung 54, 334, 355, 365, 371, 372
 - Verifikation 386
 Lageregelungskreis 372
 Lageregelungssystem 222, 236, 365, 366, 754
 Lageregelungstriebwerk 185
 Lagerlebensdauer 289
 Lagesensoren 372
 Lagesensorik 365, 372
 Lagestabilisierung 260
 Lagevorhersage 371
 Lagrange-Punkt 53, 77
 Laika 670
 Lander 688
 Landesysteme 628
 Landsat 553, 556, 562
 LANDSAT 106, 548, 560
 LANDSAT-Satellit 548
 Langer Marsch 152
 Langzeitflug 651
 Laser Communication Terminal 326, 794
 Laserkühlung 634
 Laser-Tracking 549
 Lasten, aerodynamische 121
 Lastenheft 212, 837, 848
 Last Mile 571
 Latch-Up 393
 Latch-up Protection 683
 Latency 57

- Launch and Early Orbit Phase 56, 57
Launch Lock 248, 255
Launch Readiness Review 717
Launch Rehearsal 748
LCL 297
Lebensdauerverlängerung 475
Lebenserhaltungs-Subsystem 54
Lebenserhaltungssystem 435, 449, 451, 454, 536, 653
• biologisches 458
• regeneratives 653
Lebenszyklus 810, 812, 813
Lebenszykluskosten 854
Leckagen 175
Left Looking Mode 791
Legierungen, metallische 238
Leistung, abgestrahlte 519
Leistungsberechnung 177
Leistungsflussdichte 402
Leistungsregler 296
Leitfähigkeit, elektrische 646
Leitungsweiche 413
Leitwerke 221
Lenksystem 223
LEO 53, 68, 707
LEOP 56
LEOP-Betrieb 486
LEOP-Missionsbetriebsteam 486
Lessons Learned 832, 852, 866
LHCP-Welle 405
Lichtbogenentladungen 286
Lieferantenbewertung 838
Lieferdokumente 828
Linear Energy Transfer 81
Linearisierung 101
Linienorganisation 823
Link 515
Link-Design 516
Link-Designaspekte 515
Liquid Carry over Sensor 440
Lithium-Ionen-Akku 755
Lithium-Ionen-Batterie 294
Lithium-Ionen-Zelle 287
Little Services 576
Local Area Networks 514
Logikbausteine 398
Logik, rekonfigurierbare 398
Logistic Support Analysis 826
Logistik 826
Loop-Filter-Bandbreite 513
Loop Heat Pipes 318
Loss of Signal 434
Low-Level-Sinus-Test 251, 253
Low Temperature Loop 450
Luftaufbereitung 440
Luftdichte, atmosphärische 91
Lufterneuerungssystem 440
Luftfahrt-Bundesamt 880
Lufthülle 88
Luftkonditionierung 438
Luftschiff, planetares 692
Luftschleuse 448
Lüftung 438
Lüftungskonzept 438
Luftverkehrsgesetz 877
Luftwiderstand 90, 93
Luftzusammensetzung 437
Luna 615
Lunar Module 616
Lunar Orbiter 614
Lunik 614
Lunochod 615, 688
- M**
- Machine Learning Verfahren 557
Mach-Zahl 112, 124
Mach-Zahl-Unabhängigkeitsprinzip 122
Mach-Zehnder-Interferometer 635
Macro-Micromanipulation 679
Magnetfeld 78
• Erde 74
Magnetfeld-Simulationsanlage 745
Magnetic Cleanliness Problem 746
Magnetic Cleanliness Programme 745
Magnetik 76, 78, 744
magnetische Flasche 75
magnetische Reinheit 744
magnetisches Dipolfeld 74
magnetisches Reinheitsprogramm 745, 746
magnetisches Störmoment 370
magnetische Teilstürme 71
Magnetometer 377, 549
magnetoplasmadynamische Triebwerke 358
Magnetosphäre 73, 74, 75
Magnetosphärenschweif 74
Magnetrad 384
Magnet-Torquer 385
Magnetventil 347
Maintainability 845
MAIT 815
Managementplan 828
Management von Raumfahrtprojekten 805
Manchester-Code 411
Mandatory Inspection Point 819
Manipulatoren 678
Manöverplanung 110
Marangoni-Konvektion 638
Margin-Risiko-Management 214
Margins of Safety 250, 252
Mariner 2 617, 618
MARISAT 569, 578
Mars Global Surveyor 80
Mars-Pathfinder-Mission 689

- Mars-Rover 689
Masseeigenschaften 736
Massemodell 767
Massenauswurf, koronaler 71
Massenbilanz 174
Massenindex 162
Massenspeicher 391
Massenstrom 182
Massenverhältnis 59
Masterplan 819
Materialeigenschaften, Änderung 82
Materials Science Laboratory 648
Materialwissenschaften 630
Materie
 - granulare 639
 - weiche 639mathematisches Strömungsmodell 121
mathematisches Thermalmodell 306
Matrixorganisation 823
Maximalwert-Regelung 296
Maximum Power Point 279
Maximum Power Point Tracking 274
MAXUS 225, 226, 642
Mean Time For Repair 826
Mechanical Ground Support Equipment 238, 246, 721
mechanische Auslegung 177
mechanischer Kreisel 378
mechanischer Test 728
Medium altitude Earth Orbits 573
medizinisch-physiologische Probleme 654
Mega Services 577
Mehrkörpersystem 76
Mehrlagenisolation 313
Mehrschicht- Galliumarsenidzellen 280
Mehrschrittverfahren 96
Mehrstufer 148
Meilensteine 422
Meilensteinplanung 819
Membrantank 343, 344
Memory Effect 290
Mensch im Weltraum 420
Mensch-Maschine-Interface 432
MEO 53, 68, 707
MER 689
Merbold, Ulf 44
MER-Lander 628
Mesosphäre 72
Metalle 641
metallische Legierungen 238
Metallmatrix-Werkstoffe 239
Metallmembrantank 344
Meteoridenströme 138
Meteoritenschauer 83
METEOSAT 560
Methan-Pyrolyse 442
Methode der kleinsten Quadrate 101
Methode der konzentrierten Parameter 308
MetOp 547
MetOp-A 61
Metrologie 635
Microgravity Science Glovebox 647
MIK 206
Mikroantriebssystem 754
Mikrogravitation 630, 668
Mikrogravitationsstörung 633
Mikrometeorid 83, 127, 131, 133
Mikrosatellit 706, 760
Mikrosatellitenmission 761
Mikrovibration 746
Mikrovibrationsuntersuchungen 747
militärische Mission 63
MIL-STD-1553 397
Minisatellit 760
Mir 44, 423
Mission 143
 - astronautische 142
 - bemannte 526
 - militärische 63
 - Planung 138
 - zur Erforschung des Sonnensystems 619Mission Definition Review 814
Missionsablauf 227
Missionsablaufstest 484
Missionsanalyse 483, 715, 814
Missionsanforderungen 713
Missionsarchitektur 706, 711, 712
Missionsbetrieb 479, 489, 710, 759, 765, 798
 - Systemelement 55Missionsbetriebssoftware 485
Missionsbetriebsteam 488
Missionsidee 705, 712
Missionskontrollzentrum 709, 765
Missionskonzept 59, 705, 706, 712, 761
Missionsnutzen 715
Missionsphasen 481, 486
Missionsplan 488
Missionsplanung 56, 76, 490, 710, 759
Missionsplanungssystem 710, 799
Missionsprodukte 801
Missionsprofile 163
Missionspezialisten 421
missionspezifischer Test 485
Missionsszenarien 652
Missionstraining 427
Missionstypen 481
Missionsvorbereitung 229, 479
Missionsziel 706, 712, 751
Missionsziele 705
Mitstart 707
mittlerer Partikelfluss 137
MJ-GaAs-Zelle 280
MMH 339

- Mobile Raketenbasis 33
 Mobilfunk, satellitengestützter 569
 Mock-up 723
 Modalanalyse 735, 736
 Modalmodelle 249, 251
 Modaltest 218, 734
 Modellphilosophie 724, 756, 811, 824, 837, 849
 Modellverifikation 251
 Model Update 734
 Model Updating 251
 Moderate Temperature Loop 450
 modifizierte Newton-Methode 121
 Modulationsarten 407
 Modulationsindex 407
 MOLNIJA 570, 571, 574
 Molnija-Orbit 707
 Momentum Management 370
 Momentum Wheels 260
 MON 1 339
 Mondfahrzeuge 688
 Mondmissionen 614
 Mondvertrag 868, 870
 Monitoring and Control System 524
 Monitoring and Safety Unit 472
 Monomethylhydrazin 338
 Monopulsradar 98
 Monopuls-Tracking-System 510
 Monotektika 642
 Mono-Treibstoff 348
 MORABA 33, 227, 229
 Motorgehäuse 162
 MPD-Eigenfeldtriebwerke 358
 Multi-Junction-GaAs-Solarzellen 755
 Multilateral Crew Operation Panel 420
 Multi-Missions-Bodensegmente 562
 Multi-Missionsumgebung 59
 Multi-Mode Tubes 578
 multiple Frequenzbänder 580
 multiple Zellen 579
 Multi Purpose Logistics Module 456
 multisensorielle Greifertechnologie 680
 MUSC 33
 Muskelsystem 656, 663
- N**
- Nachführung 520
 Nachweisrechnung 137
 Nahrung 450
 Nanosatellit 695, 750, 760
 NASA-Robonaut 688
 Nasenform 123
 Nasenradius 117
 Nase, stumpfe 117
 nationale Satellitennetze 570
 natürliche Atmosphäre 68
 Navier-Stokes-Gleichung 125, 633
 Navigation 62
 Navigationssystem 99
 NAVSTAR 573
 Nebel, Rudolf 35
 Nebenstromtriebwerk 184
 Negative Pressure Relief Valves 437
 NetLander 255, 256
 NetLander-Sonde 243
 Neuro-sensorisches System 663
 Neutral Buoyancy Facility 435
 NEW HORIZONS 77
 Newton-Methode, modifizierte 121
 Newtonsches Gravitationsgesetz 76, 85
 Newton-Verfahren 86
 NextSat 696
 nicht-explosive Aktuatoren 255
 Nickel-Cadmium-Batterie 293
 Nickel-Cadmium-Zelle 287
 Nickel-Wasserstoff-Batterie 293
 Nickel-Wasserstoff-Zelle 287
 Niederdrucksensor 346
 niedriger Erdorbit 481
 NIMBUS 561
 NOAA 547
 Nonconformance Report 831
 Non-Explosive Actuators 255
 Non GeoStationary Orbit 570
 Non Return to Zero Level-Code 411
 Non Return to Zero Mark-Code 411
 Non Return to Zero Space-Code 411
 Non-Structural Mass 250
 NORAD-Bahnelemente 93
 NORAD-Two-line-Elemente 94
 Normalized Difference Snow Index (NDSI) 553
 Normalized Difference Vegetation Index (NDVI) 556
 Notching 254, 731
 nukleare Energieversorgung 270
 Nullpunktfehler 378
 Nullraumbewegungen 681
 numerische Bahnvorhersage 95
 Nusselt-Zahl 305
 Nutation 88
 Nutationsdämpfer 382
 Nutzer 710, 767
 Nutzerbedarf 713
 Nutzerbodenzentrum 56
 Nutzer-Informationendienste 565
 Nutzersegment 711
 Nutzerzentrum
 - europäisches 537
 - für Weltraumexperimente 33
 Nutzlast 58, 142, 143, 146, 222, 236, 646, 708, 751
 - Bodensegment 561
 - Simulator 433
 - Systemelement 52
 - Training 433

Nutzlastbetrieb 536
 Nutzlastbetriebsablauf 480
 Nutzlastbetriebsaufgaben 490
 Nutzlastdaten 54
 Nutzlastelemente 487
 Nutzlastkontrollzentrum 710
 Nutzlastkoordinierung 537
 Nutzlastmontage 208
 Nutzlastspezialisten 421
 Nutzlastspitze 224
 Nutzlastsystemtest 229
 Nutzlastvorbereitung 207
 Nutzlast-Wärmetauscher 331

O

Oberflächenfluss, akkumulierter 131
 Oberflächenneigungsmethode 121
 Oberflächenspannung 645
 Oberflächenspannungstanks 345
 Oberfläche, thermische 319
 Oberstufe 160, 161

- wiederzündbare 163

 Oberstufentriebwerk 185
 Oberstufentriebwerke 185
 Oberth, Hermann 35
 Odyssee-System 573
 Office Communication System 515
 Offline-Analysesystem 710
 Offnominals 427
 Öffnungswinkel 98
 on board data handling 561
 Onboard-Kontrolle 463
 On-Board Processor 580
 Onboard Training 428
 Online-Zugangsdienst 565
 on-off-keying 755
 On-Orbit Servicing 692, 694
 On-Orbit Short Term Plan 530
 On-Orbit Summary 422, 530
 On Stage Thermal Cycling Test 739
 Opazität 609
 Operational Readiness Review 717, 815
 Operation and Service Phase 817
 operationelles System 515
 Operator Level 429
 OPPORTUNITY 689
 Optical Ground Support Equipment 722
 Optical Solar Reflectors 319
 optimale Flugbahn 58
 OrbComm 572
 Orbit 68, 707, 752, 761

- Erdorbit 68
- Floating 560
- Frozen 560
- geostationärer 52, 68
- hochelliptischer 482
- hochexzentrischer 68
- sonnensynchroner 560, 796

 orbitale Bahngeschwindigkeit 112
 ORBITAL EXPRESS 696
 Orbital Replacement Unit 454
 Orbiter 155, 688
 Orbit-Insertion-Manöver 630
 Orbitografie 549
 ORDEM-Modelle 128
 Ordnance Devices 254
 Organisationsformen 822
 ORIHIME 696
 OSO-3 610
 OSTC-Test 739
 Ost-West-Stationkeeping 334
 oszillierende Drehratensensoren 379
 Outgassing 82
 Overall Sound Pressure Level 731

P

Paket-Telemetrie 412
 Panel, entfaltbares 247
 Parabelflugkampagne 655
 Parabolantenne 404
 Paralleleinspritzung 187
 Parameter, geophysikalische 549
 parametrische Analyse 861
 parasitäre Kapazitäten 285
 Parkorbit 707
 partielle Simulation 123
 Partikelbindung 445
 Partikeldurchmesser, kritischer 136
 Partikelfilter 438
 Partikelfluss 130

- mittlerer 137

 Pass 525
 Passage 525
 Passagenvorbereitung 525
 Passivation 164
 passive Reflektorantennen 579
 Passivieren 129
 Pathloss 522
 Payload 751
 Payload-Daten 506
 Payload Operations and Integration Center 536
 PCM-Format 410
 PEGASUS 148
 Performance Measurement 865
 Perigäum 85, 86
 Personensicherheit 827
 Pflichtenheft 212, 848
 Phänologie 556
 Phänomen, kritisches 633
 Phase-A-Studie 483
 Phased Array Antenna 576, 579, 581
 Phasenmodulation 409

- Phasenresonanzverfahren 734
Phasenselektion 643
Phasentrennungsverfahren 735
Phasenübergang 633
Phasenüberlappung 812
Phase Shift Keying Modulation 580
Phasing 463
Philae 625
Photosphäre 70
Physical Vapor Deposition 263
Picosatellit 750, 760
Piggyback
 - Start 707
 - Startstrategie 760
 - Verfahren 55Pilot 421
Pinpuller 255, 256
Pioneer 4 614
Pitch 368
Planck 612
Plancksches Strahlungsgesetz 70, 302
planetare Erkundung 63
planetares Luftschiff 692
Planetenmissionen 609, 617, 627
Planetenorbit 68
Planung 817
Planungsdokumentation 828
Planungskonferenzen 422
Planungsvoraussetzungen 851
Planung von Missionen 138
Plasma-Frequenz 80
Plasmakristall 640
Plasma-Triebwerk, gepulstes 358
Playback-Modus 483
PLEIADES 553
Plesetsk 212
Plumes 83
pneumatisches Kontrollsystem 173
POGO 219
Pogo-Effekt 221
POGO-Schwingungen 200
Poisson-Verteilung 130
polare Bahnen 576
polare Daten-Dumping-Stationen 563
Polarisation 405
Poljakow, Waleri W. 44
Pollution 175
Poly Picosatellite Orbital Deployer 752
Positive Pressure Relief Valves 436
post-flight-Phase 663
Post-Landing-Verifikationsphase 722
Post-Pass 525
Potting 244
Power-Lockup 275
Power Spectral Density 254, 729, 732
P-POD 750, 752
PPP 31
Prädiktor-Korrektor-Verfahren 96
Präemphase 408
Pralleinspritzung 187
Präzession 88
Pre-Assignment Training 427
Pre-Launch-Verifikationsphase 722
Preliminary Definition Review 815
Preliminary Design Review 147, 308, 717
Preliminary-Hazard-Analysen 845
Preliminary Requirements Review 716, 814
Pre-Pass 525
Prepregs 239
Preshipment Review 717
Pressure Control Assembly 361
Pressure Equalization Valve 437
Pressure Fed Cycle 166
Primärbatterien 266
Primärenergiespeicher 270
Primärenergieträger 266
Primärstruktur 237
Primärzellen 287
Prime Ground Station 709
Priroda 44
Probe and Drogue 463
Probe and Drogue-Docking-Mechanismus 471
Probleme
 - medizinisch-physiologische 654
 - psycho-physiologische 659Processing and Archiving Facilities 710
Procurement Phase 817
Product Tree 858
Produktbaum 848
Produktentwicklung 837
Produktionsphase 815
Produktqualität 809
Produktsicherung 834, 839, 848, 851
Produktsicherungsplan 851
Produktstruktur 858
Programmsegment 711
Progress 464
Progressivwellenkanal 732
Project Breakdown Structure 857
Projektabschluss 866
Projekt-Controlling 822
Projektführung 821
Projekthandbuch 829
Projektmanagement 806, 809, 812
Projektmanagement-Dokumentation 828
Projektmanagement-Hilfsmittel 822
Projektmanagementzyklus 855
Projektmanager 807
Projektmeilensteine 849
Projektnahtstellen 848
Projektorganisation 823
Projektpartner 808

- Projektphase A 58
 Projektphasen 146, 848
 Projektschedule 860
 Projektstruktur 857
 Projektstrukturplan 818, 851
 Projektteam 807
 Propellant Isolation Assembly 361
 Propellant Management Devices 345
 Propellant Refillable Reservoir 345
 Propulsion Drive Electronic 473
 Proteinkristallzucht 641
 Protoflight-Modell 724, 849
 Protoflugmodell 768
 Protoflugmuster 724
 Protoflug-Philosophie 724
 PROTON 154
 Prototyp 756
 Prototyp-Philosophie 724
 Protruding Inserts 245
 Proximity Link 469
 Prozesse 811
 Prozessierung 564
 Prozessor 391, 392
 Prozessrauschen 104
 Prozessverständnis 811
 PSLV 149
 psycho-physiologische Probleme 659
 Public Private Partnership 31, 883
 Pulscodemodulation 410
 Pulse Repetition Frequency 564
 Pumpenförderung 167
 Pumpensystem 183
 Pumpkühlkreisläufe 321
 Punkt, kritischer 634
 Punkt-zu-Punkt-Architektur 709
 Purging 246
 PWS-Laptop 432
 Pyrobolts 254
 Pyroknife 254
 Pyromechanismen 254
 Pyroschock-Spektrum 733
 Pyroschocktest 218
 pyrotechnische Schocksimulation 733
 pyrotechnische Simulation 733
- Q**
- QPSK-Modulation 409
 Quadrature Phase Shift Keying 409
 Qualification Model 724
 Qualification Review 717, 757, 815
 Qualifikation 722
 Qualifikationsflug 219
 Qualifikationskategorien 217
 Qualifikationslauf 731
 Qualifikations-Level 254
 Qualifikationsmaßnahmen 217
- funktionelle 218
- Qualifikationsmodell 724, 849
 Qualifikationsprozess 212
 Qualifikationsreview 717
 Qualifikationstest 214, 312, 722, 726
 Qualitätskennzahlen 834
 Qualitätsmanagement 832, 833
 Qualitätsmanagement-Aspekte 826
 Qualitätsmanagementsystem 812
 Qualitätspolitik 834
 Qualitätssicherung 833
 Qualitätsstandards 848
 Qualitätsziele 834
 Quantengravitation 636
 Quantensensoren 634
 Quantensysteme 634
 Quantum Engineering 635
 Quaternionen 368
 QUICKBIRD 560
- R**
- Radarsat 557
 Radarsatelliten 789
 Radarsensoren, abbildende 551
 Radarsysteme, hochauflösende 551
 Radia-Link-Test-Model 757
 Radiated Susceptibility 744
 Radiofrequenz-Ionen-Triebwerk 356
 Radioisotope Thermoelectric Generators 54
 Radiothermal Generators 627
 Rakete 34
 Raketenantriebe, Testanlagen 200
 Raketebrennkammern 194
 Raketengleichung 178
 Raketengrundgleichung 143, 144
 Raketensonden 220, 228
 Raketentreibstoffe 179
 Randknoten 306, 309
 Random Walk 378
 Ranger 614
 Range Safety 172
 Ranging 506
 Ranging-Messsystem 514
 RapidEye 556
 RAPIDEYE-System 548
 Raumanzug 448
 Raumelement 708
 Raumfahrt-Agentur 879
 Raumfahrt, bemannte 64
 Raumfahrtmissionen 51
- Klassifizierung 60
 - Systemsegmente 57
- Raumfahrtprojekte, Management 805
 Raumfahrtrecht 867, 871
 Raumfahrt-Robotik 676
 Raumfahrtsystem 51, 58, 67, 716

- Raumfahrt-Systemsegmente 51
- Raumfahrttechnik, Ausfuhrgenehmigung 874
- Raumfahrttoilette 446
- Raumfahrtzeitalter 31
- Raumfahrzeug 53, 67, 235
 - Systemelement 53
- Raumfahrzeug-Steuerung 507
- Raumfahrzeug-Subsysteme 235
- Raumflug
 - bemannter 652
 - interplanetarer 63
- Raumflugkontrollzentrum 709
- Raumflugkörper
 - Betrieb 710
 - Entwurf 705
- Raumflugmission 706, 711
- Raum, interplanetarer 68
- Raumsegment 51, 52, 711, 762, 792
- Raumsonde 63, 708
- Raumstation, Internationale 420, 526
- Raumtransportsystem 716
- Rausch-Anregungsspektrum 729
- rauscharmer Vorverstärker 511
- Rauschen, thermisches 405
- Rauschleistung 403
- Rauschleistungsdichte 407
- Rauschspannung 405
- Rauschtest 730
- Rauschzahl 511
- Rayleigh-Zahl 638
- R-Bar-Hopping 467
- Reaktionsgrad 198
- Reaktionskontrolle 172
- Reaktionskontrollsystem 171
- Reaktionsräder 382, 383
- Reaktionsturbine 198
- Re-boost 80
- reduzierte Steifigkeitsmatrix 251
- Referenzfrequenz-Anlagen 514
- Referenzsystem 367
- Reflektorantenne, passive 579
- Regelkreis 365
- Regendämpfung 521
- regenerative Lebenserhaltungssysteme 653
- Regenerativkühlung 190, 353
- Registrierung von Weltraumgegenständen 880
- Reibungseffekte 114
- Reibungswiderstand 113
- Reihenschaltung von Solarzellen 285
- Reinheit, magnetische 744
- Reinheitsprogramm, magnetisches 745, 746
- Reinraumklasse 721
- Reiter, Thomas 44, 45
- Reizsubstitutionsmaßnahmen 661
- Reizverarmung 660
- Rekonditionierung 290
- rekonfigurierbare Logik 398
- Rektaszension 86
- Relaxationslänge 124
- Relaxationszeit 115
- Reliability 841
- Remote Sensing 507
- Remote Terminal Unit 391
- Remove-before-Flight-Pin 756
- Rendezvous 463
- Rendezvousmanöver 693
- Rendezvousmissionen 626
- repeat cycles 796
- Repeated Ground Track 60
- Reporting 822
- Request For Information Phase 816
- Request For Proposal Phase 817
- Reserven 144
- Resistojet 347
- Resonanzsuchlauf 730
- Resonanzverhalten 251
- Resonator, hemisphärischer 379
- Respirationsindex 451
- Restatmosphäre 468
- Rettungsübereinkommen 868, 870
- Reusable Launch Vehicles 148
- Review 813
- Reviewboard 814
- Review Data Package 830
- Review Identified Discrepancy 830
- Reviewplanung 819
- Review-Prozeduren 718
- Reviewprozess 819, 830
- Revisit Time 561
- REXUS 226
- Reynolds-Analogie 113
- Reynolds-Zahl 114
- RF-Kompatibilitätstest 484
- RHCP-Welle 405
- Richtungskosinus-Matrix 367
- Right Looking Mode 791
- Rigid Beam Elements 249
- Ringing-Plate-Testaufbauten 733
- Ring-Laser-Kreisel 380
- RISC 392
- Risikomanagement 824, 852, 859
- Risikoregister 859
- Risk Management 859
- Risk Register 859
- Robodrive 683
- Robonaut, freifliegender 688
- Robotik 676
- ROKVISS 683, 685
- Roll 368
- Röntgensatelliten 609
- ROSAT 40, 61, 610
- Rosetta 63, 77

- Rosetta-Lander 241, 250, 252
 Rosetta-Orbiter 241
 Rotationsmessungen 746
 ROTEX 679
 Routinebetrieb 488
 Routinephase 424
 Rover 688
 RTG 54
 RTM-Verfahren 243
 Rück-Anpassung 662
 Rückkehrmissionen 83
 Rumpfschale 243
 Rundsendungsarchitektur 709
 Runge-Kutta-Verfahren 95
 Rupture 198
 Russian on Orbit Segment 456
 Rütteltisch 252
 RVD-Mission 463
- S**
- Sabatier-Reaktorstufen 442
 Safety 845
 Sample Return Mission 83
 Sample-Return-Rover 690
 Sandwichbauweise 240
 Sandwichplatten 134
 SARah 552
 SAR-Instrument 793
 SAR-Lupe 63, 817
 SARLupe 552
 SATCOM-Bw-Verbund 817
 Satellit 53, 708
 - Entsorgung 475, 581
 - geostationärer 108, 482
 - Telekommunikationssatellit 482
 - Wettersatellit 482
- Satellite Laser Ranging 98
 Satellitenantennen, störrausblendende 579
 Satellitenantriebssysteme 334
 Satellitenbahn 85
 Satellitenbetrieb 479, 489
 Satellitenbetriebsarten 766
 Satellitenbildkarte 550
 Satelliten-Bodenstationen 709, 765
 Satellitenbus 52, 708, 752, 792
 Satelliten-Cluster 708
 Satellitenformation 708
 Satelliten-Formationsflug 708
 satellitengestützter Mobilfunk 569
 Satellitenklassifizierung 760
 Satellitenkommunikationsdienste 570
 Satellitenkonstellation 708
 Satellitenkontrollzentrum 710
 Satellitenkonzept 792
 Satelliten-Lebenszyklus 693
 Satellitenmission 711
 Satellitennavigationssystem 711
 Satellitenetze, nationale 570
 Satellitenplattform 52
 Satellitensystem 716
 Satelliten-Systeme, seilgefesselte 268
 Satellittriebwerke 185
 Satellitenverhalten 489
 Satellitenzustand 802
 Satellit in Box-Bauweise 763
 Sauerstoffkerzen 441
 Sauerstoffkreislauf 452
 Sauerstoffpumpe 196
 Sauerstoffrückgewinnung 441
 Sauerstoffverbrauch 451
 Sauerstoffversorgung 441
 S-Band-Antenne 56, 97
 ScanSAR 790
 Scattering 83
 Schadensgleichungen 134
 - von Christiansen 136
- Schadensvorhersage 137
 Schadgasbindung 440, 445
 Schallbelastungstest 731
 Schattenmodell, zylindrisches 92
 Schätzproblem 101
 Schedule 525
 Scheinkraft 631
 Schirmfaktor 131
 Schlitz-Design 357
 Schmierung 262
 Schneebedeckung 555
 Schneewasseräquivalent (SWE) 555
 Schnittstellen-Wärmetauscher 321
 Schnittstelle, serielle asynchrone 394
 Schock 732
 Schocklast 238
 Schocksimulation, pyrotechnische 733
 Schocktest 732
 Schrittmotoren 258
 Schub 178
 Schubbeiwert 179
 Schubdüse 182
 Schubgerüst 166
 Schubkammer 189
 Schubkraft 144
 Schubmanöver 105
 Schubträger 170
 Schubvektorkontrolle 172
 Schutzkonzepte 133
 Schutzmaßnahmen 133
 Schutzschild 134
 Schutzschildanordnung 137
 Schwadbreite 560
 Schwappen von Treibstoff 174
 Schwebeschmelzen 643
 Schwerefeld 549

- Schwereelosigkeit 631, 651
Schwereelosigkeitsforschung 224
Schwerkraftgradienten-Lagekontrolle 76
Schwerlastträger 148
Schwerpunktswaage 737
Schwingungen
 - Brennkammerschwingungen 200
 - hydraulische 200Schwungradspeicher 270
Scram-Jet 226
Scram-Jet-Triebwerksentwicklung 226
SEASAT 551
Secondary Ground Station 709
Second Surface Mirrors 319
Sedimentation 633
seilgefesselte Satelliten-Systeme 268
Sekundärbatterie 287
Sekundärbatterie-Technologien 287
Sekundärstrukturen 246, 247
Selbstdiffusion 644
Self Adjusting Modulation Techniques 580
semigeregelter Versorgungsbus 277
semiglobal matching 691
Sendeantenne 404
Sendepfad 511
Sender/Empfänger 54
Sensitivitätsmatrix 101
Sensor, hyperspektraler 549
Sensorkopf 374
Sentinel 566
Sentinel-1-Zeitreihe 557, 558
Sentinel-2 556
Separation and Departure 463
Separationstest 748
serielle asynchrone Schnittstelle 394
Serviceaufgaben 693
Service Level Agreements 817
Service-Modul 434
Servicer 475
Service-Segment 711
Servicesysteme 222
Servicing 677
SGP4-Modell 93
Shared Control 680
SHEFEX 226
Shell 405-Katalysator 349
Shenzhou 50
Short Message Services 576
Shower Head 186, 353
Shroud 170
Shuntodiode 282
Shuttle Radar Topography Mission 552
Shuttle Remote Manipulator System 678
Sicherheit 845
Sicherheitsanforderungen 468
Sicherheitsmodus 795
Sichtbarkeit 509
Signal-Rauschen 378
Signalverfügbarkeit 516
Silizium-Solarzellen 281
Simplified General Perturbations Model 93
Simulation 433, 485
 - integrierte 433
 - joint-integrierte 434
 - partielle 123
 - pyrotechnische 733Simulation Mission Study Group 653
Simulationsumgebung 432
Simulator 431, 514
Single Event Burnout 81
Single Event Latchup 81
Single-Event-Phänomene 81
Single Event Upset 81
Single Stage To Orbit 148
Sinnessysteme 657
Sinustest 729
SIRIUS 574
Skalenfaktor-Fehler 378
Skalengesetze 634
Skelettsystem 656, 663
SkyBridge 577
Skylab 43, 80
Smart Antennas 579
SNAP-1 695
SNAP-Baureihe 270
Software-Entwicklung 400
Software-Lebenszyklus 847
Software-Qualitätssicherung 846
Software-Simulation 387
Software-Upload 54
Soil Adjusted Vegetation Index ((M)SAVI) 556
SOJOURNER 689
SOJUS 152, 464
Sojus-Kommandant 422
Solardynamik 268
solardynamische Energieumwandlung 269
solardynamische EVS-Anlagen 269
solardynamisches System 266
solare Absorption 302
solares Absorptionsvermögen 302
solare Strahlungstemperatur 70
solare Zenitwinkel 300
Solar Flares 79, 81
Solargenerator 79, 279
Solargeneratorenergie 295
Solargenerator-Technologien 284
Solarkonstante 70, 91, 300
Solarpanels 247
Solar Power Satellites 268
Solarstrahlung 68
solarthermische Antriebe 161
Solarzelle 279, 282

- Reihenschaltung 285
- Solarzellen-Technologien 279
- Solid Fuel Oxygen Generator 441
- Solid State Power Amplifier 512
- Sonde, interplanetare 482
- Sonne 69
- Sonnenaktivitätszyklus 71
- Sonnenkollektor-Panel 796
- Sonnenleistung, eingestrahlte 300
- Sonnensegel 382
- Sonnensegler 248
- Sonnensensoren 375
- Sonnensimulation 742
- Sonnenstrahlung 70
- sonnensynchrone Bahn 60, 106
- sonnensynchroner Orbit 560, 796
- Sonnenwind 68, 71, 73
- Soret-Effekt 644
- Sounding Rocket 220
- Sound Pressure Level 731
- Space Council 889
- Spacecraft Glowing 80
- Space Debris 83, 127, 131
 - Vermeidung 138
- Space-Debris-Partikeldichte 132
- Space-Debris-Umgebung 128
- Spaceflight Participant 422
- Spacelab 44, 423
- Spacelab-D1 44
- Space Motion Sickness 657
- Space Shuttle 44, 155
- Space Shuttle Orbiter 272
- Space Station Code of Conduct 422
- Space Station Remote Manipulator System 678
- Space Station Robotic Manipulating System 421
- Space Station Training Facility 434
- Space-to-Ground Interface Document 481
- Space Transportation System 155
- SpaceWire 396
- Spallation 135
- Spannungswandler 296
- Spannung-Temperatur-Methode 293
- SPAS 44
- Specialist Level 429
- Speiseplan 451
- Spektr 44
- Spektrometer 547
- spezifischer Impuls 180, 183
- spezifische Wärme 646
- spezifische Wärmemenge 112
- SPI-Bus 396
- Spinstabilisierung 334
- SPIRIT 689
- Sporadic Fluxes 127
- Spot 556
- SPOT 106, 550, 552, 560, 562
- Spot Beam 508
- Spotlight 790
- SPOT-Programm 548
- Sprengbolzen 254
- Spurengas 547
- Sputnik 569
- Sputnik 1 31, 142
- Sputtering 83
- Sriharikota 212
- SSPC 297
- Staat, Haftung 869
- Stabilisierungsverfahren 334
- Stabilität 366
 - aerodynamische 121
 - statische 223
- Stabilitätsanforderungen 366
- Staged Combustion Cycle 166
- Stand-alone-Nutzlasttrainer 433
- Stand-alone-Simulation 433
- Standortauswahl 508
- Standschwingversuch 734
- Startanlage 208
- Startbereitschaftsreview 717
- Startdienstleister 143
- Startdienstleistungsvertrag 883, 884
- Startdurchführung 229
- Startelement 707, 761
- Startfreigabe 215
- Startgenehmigung 876
- Startinfrastruktur 204
- Startkontrollzentrum 209
- Startplatz 207
- Startrampen 227
- Startsegment 711
- Startsequenz 164
- Startstaat 868, 870
- Statement Of Work 848
- Statik 637
- Statiktest 218
- Stationary Plasma Thruster 357
- Stationskommandant 422
- statische Stabilität 223
- Staubereich, Temperatur 113
- Stefan-Boltzmann-Gesetz 118
- Steifigkeitsmatrix, reduzierte 251
- Stellmechanismen 382
- Stelltriebe 258
- Step-Track-Methode 511
- Sternsensoren 373
- Sternzeit 87
- Steuerbus 391
- Steuersystem 223
- Steuerungssystem 524
- Stickstoff 339
- Stoffablagerung 83
- Stokes-Einstein Beziehung 645

- Störbeschleunigung 89
 - effektive 90
- Store-and-forward-Communication 709
- störerausblende Satellitenantennen 579
- Störleistung 522, 523
- Störmoment 369
 - magnetisches 370
- Störung, elektromagnetische 63
- Störungsgleichungen, Gaussische 92
- Strahlenschutz 663
- Strahlgeschwindigkeit 145
- Strahlung, elektromagnetische 78
- Strahlungsdosis 81
- Strahlungsdruck 91
- Strahlungsdruckkoeffizient 91
- Strahlungsfelder 68
- Strahlungsfestigkeit 393
- Strahlungsgesetz
 - Kirchhoffsches 302
 - Plancksches 70, 302
- Strahlungsgürtel 75, 76, 81
- Strahlungskühlung 118, 192, 353
- Strahlungstemperatur, solare 70
- strategische Kostenrechnung 853
- Stratosphäre 72
- Stratosphärenplattformen 576
- Streams 127
- Streckenbilanz 414, 524
- Stribeck-Kurve 262
- StripMap 790
- Strombegrenzungsschaltung 297
- Strömungsmodell, mathematisches 121
- Strömungsparameter 119
- Stromversorgung 536
- Structural Model 723
- Struktur 53, 236
- Struktur-Designprozess 237
- Strukturmassenanteil 145
- Strukturmodell 723, 757
- Strukturtests 253
- Struktur-Thermal-Modell 237, 238, 253, 723, 768
- Strukturwerkstoffe 238
- STS 155
- Studentenexperimente 226
- Stufe 160
 - wiederzündbare 161
- Stufenantriebssysteme 166
- Stufenoptimierung 177
- Stufensubsystem 163, 166
- Stufentanks 169
- Stufentechnologien 160
- Stufentrennsysteme 172
- Stufenzahl 144
- Stufung 144
- stumpfe Nase 117
- suborbitaler Flugkörper 53
- Subsysteme 166, 753
- Südatlantik-Anomalie 75, 81
- Süd-Stationkeeping 334
- Suitcase-Modell 723, 768
- Summen-Trägerleistung-zu-Störpegelverhältnis 523
- Sunlit 277
- Sun Pointing Fix 766
- Sun Side Looking 791
- Super Services 577
- Surveyor 615
- Survival Mode 473
- Suspend Mode 766
- SWARM 549
- Swing-by-Manöver 627
- Swirl Injection 186
- Swirl Injector 353
- Symphonie 39, 354
- Synthetic Aperture Radar 551
- System
 - elektrisches 336
 - Feststoffsystem 336
 - kardio-vaskuläres 654, 663
 - mit Bi-Treibstoffen 352
 - mit Mono-Treibstoffen 348
 - neuro-sensorisches 663
 - solardynamisches 266
 - tribologisches 260
- System Acceptance Review 717
- Systemanalyse 716
- Systemanforderungsreview 717
- Systemauslegung 173, 174
- Systembetrieb 533
- Systemdesign 750, 760
- Systemelement
 - Bahn 52
 - Bodenstationsnetzwerk 56
 - Missionsbetrieb 55
 - Nutzlast 52
 - Raumfahrzeug 53
- System Engineering 213
- System-Engineering-Management 809
- Systementwurf 716, 753
- Systeme und Betrieb der ISS 426
- System-Hazard-Analysen 845
- Systemingenieur 809
- Systemintegration 716, 720, 767
- Systemmodell 746
- Systemprüfstände 201
- Systemrauschttemperatur 406, 519
- System Requirements Review 717, 815
- Systemsegmente für Raumfahrtmissionen 57
- Systemstudien 483
- Systemtreiber 715
- Systemvalidierungstest 484
- Systemverifikation 722, 767

T

- Tactical Plan 422
- Tagesplan 423, 530
- Taikonaut 50, 420
- Tailoring 726
- TanDEM Autonomous Formation Flight 797
- Tandem-L 552
- TanDEM-X 552, 789, 795, 799
- Tanegashima 212
- Tankarchitektur 162, 173
- Tankbedrückungssystem 167
- Tankgröße 348
- Tankkonfiguration 162, 345
- Tanktemperatur 346
- Taxi-Flüge 422
- TC-Test 739
- TDF 354
- TDX 789
- Technologie 874
- Technologieerprobung 60
- Technologie-Experimente 679
- Technologiereife 860
- Technology Readiness Level 146, 860
- Teilchen, energiereiche 72
- Teilchenstrahlung
 - energiereiche 80
 - kosmische 81
- Teilstürme, magnetische 71
- Telecom 1 352
- TeleDesic 577
- Telekommando 508
- Telekommando-System 513
- Telekommunikationsnetze 878
- Telekommunikationssatelliten 142, 482
- Telemaschinen 678
- Telemetrie 508
- Telemetrie-sektion 222
- Telemetrie-system 514, 528, 710
- Telemetrie- und Kommando-Kommunikation 709
- Telepräsenz-Konzepte 677
- Telepräsenz-Steuerung 677
- Temperature Control Valve 439
- Temperatureffekte 289
- Temperatur im Staubereich 113
- Temperaturregelung 536
- Temperaturreguliertventil 439
- TEMPUS 645
- Termination Shock 622
- TerraSAR-X 42, 52, 60, 322, 325, 551, 552, 557, 789, 790, 795, 799
- TerraSAR-X-Thermalkontrollsystems 326
- terrestrische Vernetzung 581
- Test 484, 722
 - mechanischer 728
 - missionspezifischer 485
- Testanlagen 741
 - für Raketenantriebe 200
- Testbereitschaftsreview 717
- Testeinrichtungen 721
- Testgebäude 207
- Testkonzepte 725
- Testphase 479
- Testplanung 727
- Testprozedur 726
- Test Readiness Review 717
- Tethered-Satellitenmissionen 78
- Tether, elektrodynamischer 267
- TEXUS 224, 642, 646
- thematische Kartierung 551
- Theorie, Kaulasche 93
- Thermal Balance Test 308, 738
- Thermal Control Subsystem 738
- Thermal Control System 429
- Thermal Distortion Test 739
- thermales Engineering 218
- Thermalkontrolle 299, 449, 793
- Thermalkontrollsystem 78, 236, 326
- Thermalkontroll-Untersystem 738
- Thermal Model 723
- Thermalmodell 723
 - mathematisches 306
- Thermalschutz 119
- Thermalschutzsystem 116, 118, 226
- Thermal-Simulationsrechnungen 738
- Thermal-Subsystem 54
- Thermalsystem 756
 - Entwicklung 307
- Thermal-Vakuumtest 737, 738, 758
- Thermalwandsegment 742
- Thermal-Zyklentest 739
- thermische Auslegung 176
- thermische Emissivität 302
- thermische Isolation 313
- thermische Jalousie 320
- thermische Oberflächen 319
- thermischer Gleichgewichtstest 312
- thermischer Kontaktwiderstand 304
- thermischer Vakuumtest 312
- thermischer Widerstand 304
- thermischer Wirkungsgrad 269
- thermischer Zyklentest 312
- thermisches Rauschen 405
- Thermodiffusion 644
- thermoelastischer Verformungstest 739, 740
- thermofunktionale Auslegung 176
- Thermophysik 643
- Thermosphäre 73
- Thin Route Traffic 582
- Threat Adaptive Off-Loading 580
- Threshold-Effekt 407
- Through-the-Thickness Inserts 244
- Thruster Management Function 474

- Thuraya 577
Tiefflieger 571
Tierexperimente 670
Time Division Multiple Access 581
Timetag 479
Tip Clearance 198
TIROS 547
Titanlegierungen 238
Titantanks 342
TM/TC-Encoder 390
Top-Down-Approach 810, 816
TOPEX 108
TOPEX/POSEIDON 551
topografische Karte 550
topozentrisches Koordinatensystem 100
Torsionspendelmaschine 737
Total Quality Management 212
Totalverlust 886
TQM 212
Trace Gas Sample Line 437
Tracking 56, 508
Tracking and Data Relay Satellite System 531
Tracking, Occultation und Ranging Equipment 794
Tracking-Systeme 97
Trade-off 212
Trägerauswahl 227
Trägerkontrollzentrum 208
Trägerleistung-zu-Störpegelverhältnis 523
Trägerrakete 54, 58
Träger-Störleistungsverhältnis 522
Trägersysteme 141, 147, 148
Training 485
Training Readiness Review 429
Trainingsentwicklung 428
Trainingsinfrastruktur 431
Trainingsorganisation 428
Trainingsprogramm 428
Transducer 744
Transfer, interplanetarer 626
Transfermanöver 474
Transferorbit 708
Transfersegment 51, 54
Transferstufen 160
Transient-hot-wire-Methode 644
Transpirationskühlung 192
Transponder 98, 577
Transponder-Bandbreite 578
Transponder-Sendeleistungen 578
Transportcontainer 721
Transportsysteme 456
Treibstoff 179, 338
 - chemischer 160Treibstoffaufbereitung 363
Treibstoffbilanz 173
Treibstoff-Fördersystem 167
Treibstoffkomponenten 181
Treibstofflagerung 341, 342
Treibstoffmasse 348
Treibstofftank 169
tribologisches System 260
Triebwerk
 - elektrisches 339
 - elektrostatisches 356
 - für die Lageregelung 384
 - magnetoplasmadynamisches 358Triebwerksprüfstand 201, 748
Triebwerksqualifikation 219
Triebwerks-Schubträger 171
Triebwerkssysteme 183
Triebwerkstypen 180, 182, 356
Tri-Mode-Verstärker 578
Triple-Cubes 753
Triple-Junction-Galliumarsenidzelle 283
Trockenmasse 162
Trockenschmierstoffe 262
Tropfentank 343
Troposphäre 72
Trümmerteile 128
TSINGHUA-1 695
TSX 789
TUBSAT-N 760
Turbinen 197
Turbinenwerkstoffe 199
Turbopause 73
Turbopumpe 167, 195
Turbosphäre 73
Turbulenzmodelle 126
TVC-Test 738
TV-Sat 40, 570
TV-SAT 354
TV-Test 738
Two Line Elements 759
TWT-Amplifier 511
- ## U
- Überdruckventile 436
Übereinstimmungszertifikat 838
Überexpansion 193
Überlebensmodus 333
Überlebenswahrscheinlichkeit 137
Übersichtsplan 530
Übertragungsmatrix 101
Übertragungstechnik 580
Überwachungssystem 524
UDMH 339
Uhuru 610
Umgebungsbedingungen 127
Umgebungsdruck 82
Umgebung Weltraum 67
Umlaufzeit 85
 - drakonitische 107Umluftventilator 438

- Umweltbedingungen 299
 Umweltbeobachtung 548
 Umweltparameter 653
 Umweltsimulation 725
 Umweltsimulationstest 726, 748
 Umwelttest 229, 746
 unregelter Versorgungsbus 276
 UNIDROIT-Konvention 871
 Unified Propulsion System 354
 United Nations Office for Outer Space Affairs 869
 United States on Orbit Segment 445, 456
 Unit Tester 363
 unsymmetrisches Dimethylhydrazin 338
 Unterdruckventile 437
 Unterexpansion 193
 Unterkühlung 643
 Unterstufen 160
 Unterstufenflug 164
 Up-Konverter 512
 Uplink 506, 511, 523
 Uplink-Modulator 513
 Uplink Nulling 579
 Urinaufbereitung 445, 452
 User Level 429
- V**
- Vakuumsystem 741
 Vakuumtest, thermischer 312
 Vakuumventile 437
 Vakuumwindkanäle 122
 Validierung 484
 Validierungsphase 479
 Van-Allen-Belt 75
 Van-Allen-Gürtel 81
 Vandenberg 212
 VANGUARD-2 547
 Variation der Bahnelemente 92
 V-Bar-Hop 470
 V-Bar-Hopping 467
 Vega 623
 VEGA 149
 Vegetation 548
 Vehicle Equipment Bay 170, 171
 Vehikelunterseite 122
 Venera 623
 Venera-Landermissionen 624
 Ventline Dump Assy 437
 Venus Express 80, 247
 - Bodensegment 480
 Verantwortungshierarchie 815
 Verarbeitung, bordseitige 579
 Verbesserungsfaktor 408
 Verdunkelung 79
 Vereinte Nationen, Weltraumrecht 870
 Verfahrensanweisungen 837
 Verformungstest, thermoelastischer 739, 740
- Verfügbarkeit 844
 Verification Control Document 819, 831
 Verifikation 214, 722
 - analytische 387
 - der Lageregelung 386
 Verifikationsmatrix 725
 Verifikationsmethoden 723
 Verifikationsplanung 727
 Verlustenergie 321
 Verlustzahl 519
 Vermeidungstechniken 128
 Vermeidung von Space Debris 138
 Vermittlungskontrolle 580
 Vernetzung, terrestrische 581
 Verschiebungsgesetz, Wiensches 302
 Verschleiß 261
 Versicherung 885
 Versorgung der ISS 456
 Versorgungsbus
 - geregelter 274
 - Hybrid-Versorgungsbus 277
 - semigeregelter 277
 - unregelter 276
 Versprödung 79
 Vertical Take-Off 148
 Verträglichkeit, elektromagnetische 743
 Vibrationsanlagen 730
 Vibrationstest 218, 727, 728, 730, 758
 Vielschichtisolierungen 134
 Viking 1 620
 Viking Lander 620
 virtueller Wettbewerb 867
 Viskosität 645
 Vitalkontrollsystem 331
 Vital Layer 431
 V-Modell 213
 Volatile Organic Analyzer 445
 von-Neumann-Architektur 391
 Vorbereitungsaktivitäten 483
 Vorbrennkammer 195
 Vorentwicklungsphase 147
 vorläufiges Anforderungsreview 716
 vorläufiges Design-Review 717
 Vorverstärker, rauscharmer 511
 Voyager 143, 621
- W**
- Wachsmotoren 256
 wahre Anomalie 86
 Wälzlager 261
 Wanderellipse 466
 Wandwärmeabstrahlung 118
 Wandwärmefluss 117
 Wärmebilanz 78
 Wärmeflussbilanz 116
 Wärmehaushalt 165

- Wärmeleitfähigkeit 644
 - effektive 314
 - Wärmeleitung 304
 - Wärmemenge, spezifische 112
 - Wärmerohr 316, 317
 - Wärmesenke 118
 - Wärme, spezifische 646
 - Wärmestrahlung 301
 - Wärmestrom 304
 - Wärmetauschermodul 438
 - Wärmetransport 82
 - Wärmeübertragung 301
 - Wartbarkeit 845
 - Wartungsarbeiten 693
 - Wartungsprofil 692
 - Wasserabscheider 440
 - Wasseraufbereitung 445, 447
 - Wasserbedarf 451
 - Wasserbehälter 445
 - wasserfreies Hydrazin 348
 - Wassermanagementsystem 445
 - Wasserstoffkreislauf 452
 - Wasserstoffperoxid 339
 - Wasserverteilungsnetz 445
 - Weather Cocking 223
 - Weekly Look-Ahead Plan 530
 - weiche Materie 639
 - weiterführendes ISS-Training 427
 - Weltraumastronomie 609
 - Weltraumfreiheit 868
 - Weltraumgegenstände 868, 880
 - Registrierung 880
 - Weltraumhaftungsübereinkommen 868, 869
 - Weltraumkrankheit 657, 663
 - Weltraummedizin 650
 - Weltraum, Mensch im Weltraum 420
 - Weltraummüll 83
 - Weltraumrecht der Vereinten Nationen 870
 - Weltraumregistrierungsübereinkommen 868
 - Weltraumschrott 888
 - Weltraumsimulationsanlage 741
 - Weltraumsimulationstest 737
 - Weltraumtrümmer 127
 - Weltraumtrümmerteile 127
 - Weltraumumgebung 67, 76
 - Weltraumvertrag 868
 - Weltraum-Völkerrecht 867
 - Weltraumwissenschaften 224
 - Weltzeit 87
 - Wertschöpfungsprozess 812
 - Wettbewerbsangebot 861
 - Wettbewerb, virtueller 867
 - Wetterbeobachtung 60, 547
 - Wetterhahn-Effekt 223
 - Wettersatelliten 242, 482
 - geostationäre 547
 - Wetterstation 209
 - Whipple-Schild 134
 - White Paint 302
 - Wickeltanks 342
 - Widerstandsänderung, elektrische 79
 - Widerstandsbeiwert 90
 - Widerstand, thermischer 304
 - Wiederbedrückung 341
 - Wiedereintritt 112, 114, 117
 - Wiedereintrittsbahn 114, 119
 - Wiedereintrittskonfigurationen 123
 - Wiedereintrittskorridor 120, 121
 - Wiederholzyklus 560
 - Wiederverwendbarkeit 161
 - Wiederverwendung 158
 - wiederzündbare Oberstufen 163
 - wiederzündbare Stufen 161
 - Wiederzündungen 165
 - Wiensches Verschiebungsgesetz 302
 - Windkanal 124
 - Windkanaluntersuchungen 124
 - Winkelgeschwindigkeit 85
 - Winkelmessung 100, 508
 - Wirkungsgrad, thermischer 269
 - Wochenplan 530
 - Wolkenbedeckung 555
 - Work Breakdown Structure 818, 851, 858
 - Work Package Description 859
 - Work Packages 858
 - WorldDEM 801
 - WorldView 553
 - Worst-Case-Ansatz 213
- X**
- XINNUO 2 681
 - XMM-Newton 610
- Y**
- Yaw 368
 - Yaw Steering 473
- Z**
- Zahlungsmeilensteine 864
 - Zeitplansystematik 825
 - Zeitplanung 819, 824
 - Zeitreihe 555, 557
 - Zeitsignal-Rauschtest 729
 - Zeitsignal-Sinustest 729
 - Zellbiologie 671
 - Zelle
 - humane 673
 - multiple 579
 - zellendruckabhängige Ladekontrolle 294
 - Zellenspannungseffekte 290
 - Zellladungsausgleich 291
 - Zenitwinkel, solare 300

- Zentraleinheit 391
Zentrifugalabscheider 440
Zentrifugalkraft 631
Zentrum für mittelfristige Wettervorhersage 548
Zentrum für satellitenbasierte Kriseninformation (ZKI)
551
Zero-Doppler-Steering-Gesetz 792
Zersetzungskammer 349
Zertifizierung 529
Zielbahngeschwindigkeit 143
Zielorbit 708
Ziolkowski, Konstantin E. 35
Zonenschmelzen 641
Zuführungsverluste 519
Zugriffstechnik 581
Zündsystem 186
Zündverzug 186
Zündvorgang 164
Zuständigkeitsmatrix 859
Zuverlässigkeit 841
Zweifehlertoleranz 469, 472
Zweiglockendüse 193
Zwei-Phasen-Kühlkreisläufe 315
Zweistoff-Antriebssysteme 354
Zweistoffsysteme 335
Zweistoff-Treibstoffe 339
Zweistofftriebwerke 352
Zweiwege-Adressierung 392
Zwischenläufe 731
Zykluslebensdauer 288
Zyklentest, thermischer 312
zylindrisches Schattenmodell 92

Motive der Kapitel-Auftaktbilder

Frontispiz: Der Astronaut Alexander Gerst grüßt während der Mission blue dot aus der Beobachtungskuppel Cupola der Internationalen Raumstation (Bild: ESA).

Seite 30 (vor Kapitel 1): In der Geschichte der Raumfahrt war die 1. Mondlandung während der Apollo-11-Mission ein herausragendes Ereignis. Hier kehrt das Landemodul (Lunar Module) „Eagle“ nach der Landung zum Mond-Orbiter (Command and Service Module) „Columbia“ zurück. Das Bild wurde vom Piloten Michael Collins vor dem Andocken am 21. Juli 1969 um 21:34:00 UT aufgenommen (Apollo 11, AS11-44-6642) (Bild: NASA).

Seite 66 (vor Kapitel 2): Die DLR-Satelliten TET und BIROS enthalten hochsensible Infrarotdetektoren zur Feuererkennung und Technologie-Experimente zur Vorbereitung zukünftiger Satellitenmissionen (Bild: DLR).

Seite 140 (vor Kapitel 3): Die ARIANE 5 Rakete, hier beim Start, ist seit 1996 das Arbeitspferd für europäische wissenschaftliche Missionen und im weltweiten kommerziellen Einsatz.

Seite 234 (vor Kapitel 4): Der im Oktober 2017 gestartete Sentinel 5P Satellit ist Teil der Copernicus Flotte der ESA. Er dient zur Detektion von Spurengasen, die die Atmosphäre verunreinigen. Das Bild zeigt den Satelliten kurz vor dem Start. Nach der Montage auf der russischen Rockot Rakete wird die Ladebuchter Rakete (Fairing) geschlossen (Bild: ESA).

Seite 418 (vor Kapitel 5): Zur Vorbereitung auf Einsätze an der Außenseite der Raumstation, auch Weltraumspaziergänge genannt, führt hier Alexander Gerst ein Training unter Wasser aus. Der Auftrieb im Wasser kompensiert das Gewicht des Astronauten mit seiner Ausrüstung und erlaubt so die Simulation der Verhältnisse unter Schwerelosigkeit (Bild: ESA).

Seite 478 (vor Kapitel 6): S-Band Antenne mit 30 m Spiegeldurchmesser der DLR-Bodenstation in Weilheim (Bild: DLR)

Seite 540 (vor Kapitel 7): Radaraufnahme der Inseln Sylt, Föhr und Amrum durch den Satelliten TerraSAR-X (Bild: DLR).

Seite 704 (vor Kapitel 8): Zur Qualifikation eines Satelliten ist ein umfangreiches Testprogramm erforderlich. Das Bild zeigt einen EMC-Test des Satelliten TET (Bild: DLR).

Seite 804 (vor Kapitel 9): Die Raumstation ISS wird in internationaler Kooperation betrieben und genutzt. Die Hauptpartner sind die USA, Russland, Europa, Kanada und Japan (Bild: ESA).

Seite 892 (vor Abkürzungsverzeichnis): Balkenspiralgalaxie NGC 1672 im Sternbild Schwertfisch, 60 Millionen Lichtjahre von der Erde entfernt, aufgenommen mit dem Hubble-Weltraumteleskop (Bild: NASA/ESA).

Sparen Sie sich die Recherche!



**E-Book
inside**

Krause

Konstruktionselemente der Feinmechanik

4., aktualisierte Auflage

1048 Seiten. E-Book inside

€ 229,99. ISBN 978-3-446-44796-7

Auch einzeln als E-Book erhältlich

Alle Werkstoffe, die der Konstrukteur bei seiner täglichen Arbeit benötigt, sind in diesem Handbuch dargestellt. Jeder Werkstoff ist anhand seiner technologischen und anwendungstechnischen Eigenschaften, der Methoden von Bearbeitung und Verarbeitung beschrieben und durch praktische Beispiele aus allen Branchen ergänzt.

In der 2., überarbeiteten Auflage wurden neue Entwicklungen bei den Werkstoffen berücksichtigt. Folgende Themen wurden völlig neu aufgenommen: Leichtbau-Stähle, Gusseisen, transparente Keramik, bioabbaubare und biobasierte Kunststoffe, Zirkoniumlegierungen.

Viele neue Anwendungsbeispiele zu den jeweiligen Werkstoffen bieten eine zusätzliche Informationsquelle für die praktische Umsetzung.

Der Leser kann sich zusätzlich zur Printausgabe das E-Book des Werkes herunterladen, womit das bequeme Lesen und Recherchieren am PC und auf mobilen Endgeräten möglich ist.

Für alle, die mehr sehen wollen



**E-Book
inside**

Schuth, Buerakov

Handbuch Optische Messtechnik
Praktische Anwendungen für Entwicklung, Versuch,
Fertigung und Qualitätssicherung

736 Seiten. E-Book inside. Komplett in Farbe

€ 240,-. ISBN 978-3-446-43634-3

Auch einzeln als E-Book erhältlich

Dieses Buch zeigt Ihnen die enorme Bandbreite von Einsatzmöglichkeiten optischer Messtechnik in der Industrie. In jeder Phase des Produktentstehungsprozesses hilft die optische Messtechnik, schneller, kostengünstiger und sicherer zum gewünschten Ergebnis zu kommen. Für jede Aufgabe gibt es das passende optische Messverfahren, oft als bessere Alternative zu nichtoptischen Verfahren. In diesem Buch erhalten Sie eine Übersicht der wichtigsten Verfahren, kombiniert mit verschiedensten realen Anwendungsbeispielen aus dem Portfolio von mehr als 40 Firmen der Photonik-Industrie.

Darüber hinaus liefern die Autoren das notwendige Basiswissen zur Normung, zum Arbeitsschutz sowie zu physikalischen Prinzipien und optischen Komponenten der Messgeräte.

Alles, was Sie zum Konstruieren brauchen



Rieg, Steinhilper

Handbuch Konstruktion

2., aktualisierte Auflage

1314 Seiten. E-Book inside. Komplett in Farbe

€ 269,-. ISBN 978-3-446-45224-4

Auch einzeln als E-Book erhältlich

- Universelles Nachschlagewerk mit wertvollem Erfahrungswissen für den Konstruktionsalltag
- Praktisch erprobte Methoden, Verfahren und Werkzeuge für alle Phasen des Produktentstehungsprozesses
- Mit allen wichtigen Grundlagen zu Maschinenelementen, Materialien, Mechatronik, Technischen Zeichnungen, CAD, Design for X, Simulation, Stücklisten, Kostenrechnung, Qualitätsmanagement, Rechtsschutz u. v. m.
- Enthält zahlreiche Konstruktionszeichnungen, Checklisten, Tabellen und Abbildungen
- Neue Themen: Strukturoptimierung, Bio-Intelligenz im Produkt und in der Produktion

Der Werkstoff-Wegweiser für den Konstrukteur



**E-Book
inside**

Moeller (Hrsg.)

**Handbuch Konstruktionswerkstoffe
Auswahl, Eigenschaften, Anwendung**

2., überarbeitete Auflage

1044 Seiten. Durchgehend vierfarbig

€ 249,99. ISBN 978-3-446-43169-0

Auch als E-Book erhältlich

€ 199,99. E-Book-ISBN 978-3-446-43590-2

Alle Werkstoffe, die der Konstrukteur bei seiner täglichen Arbeit benötigt, sind in diesem Handbuch dargestellt. Jeder Werkstoff ist anhand seiner technologischen und anwendungstechnischen Eigenschaften, der Methoden von Bearbeitung und Verarbeitung beschrieben und durch praktische Beispiele aus allen Branchen ergänzt. In der 2., überarbeiteten Auflage wurden neue Entwicklungen bei den Werkstoffen berücksichtigt. Folgende Themen wurden völlig neu aufgenommen: Leichtbau-Stähle, Gusseisen, transparente Keramik, bioabbaubare und biobasierte Kunststoffe, Zirkoniumlegierungen.

Viele neue Anwendungsbeispiele zu den jeweiligen Werkstoffen bieten eine zusätzliche Informationsquelle für die praktische Umsetzung.

