

# Lehrbuch der Raumfahrttechnik



Ab 2024 im Einsatz: Ariane 6

Dipl.-Ing. Thomas Muetsch

3. Ausgabe

## Vorwort zur 1. Ausgabe

Dieses Lehrbuch soll Schülern, Studenten und Beschäftigten der Raumfahrtbranche ein Leitfaden für die Aus- und Weiterbildung sein. Aber auch für alle anderen Astronomie- und Raumfahrtinteressierten soll es eine Hilfe zur Wissensvermittlung sein. Es setzt allerdings Kenntnisse in höherer Mathematik und Physik voraus.

Auf die Herleitung von analytischen Zusammenhängen wird im Allgemeinen verzichtet. Es wird eine realitäts- und praxisbezogene Anwendung bevorzugt.

Einige Bildunterlagen wurden bestehenden Werken entnommen, die im Literaturverzeichnis in Anhang A2 aufgeführt sind. Die Quellenangaben hierzu befinden sich in eckigen Klammern.

Viele der in den Kapiteln benötigten mathematischen Berechnungsformeln sind in Anhang A3 zusammengefasst und werden durch runde Klammern referenziert.

Zum Selbststudium und als weitere Lernhilfe ist eine Aufgabensammlung in Anhang A4 beigefügt.

Auf Grund meiner früheren und aktuellen beruflichen Tätigkeit sind die Kapitel zu Brennstoffzellen und Raketenantrieben etwas detaillierter beschrieben.

Für die Berechnungen werden ausschließlich die SI-Einheiten (m, kg, s, K, A, cd, mol) und aus diesen zusammengesetzte Größen verwendet. In Ausnahmefällen werden auch andere Einheiten (z.B. AE, LJ) verwendet; dann wird explizit darauf hingewiesen. Die Zahlendarstellung erfolgt häufig in der wissenschaftlichen Exponenzialschreibweise. Beispiele:

$$1.93E+3 = 1930$$

$$93.2E-3 = 0.0932$$

Dieses Lehrbuch darf vollständig oder in Teilen kopiert und im Privat- und Ausbildungsbereich verwendet werden. Eine kostenfreie Weiterverteilung ist ausdrücklich erwünscht. Für das Bildmaterial ist aber der Urheberrechtsschutz der jeweiligen Ersteller zu beachten.

Das Recht zur Vermarktung behalte ich mir vor.

Windischbuch, 1. September 2002

## Nachtrag zur 2. und 3. Ausgabe

Die Erstausgabe wurde erweitert um ein neues Kapitel Prozesse und eine detailliertere Darstellung elektrostatischer Triebwerke. **Die 3. Ausgabe wurde um aktuelle Ereignisse seit der Erstausgabe ergänzt und in rot kenntlich gemacht. Auf die Urheberrechte aus der Vermarktung der englischsprachigen 2. Ausgabe „Space technology“ ISBN 978-3-11-041321-2 aus dem Jahr 2016 wird ausdrücklich hingewiesen.**

**Um die Lesbarkeit zu verbessern, wird auf eine gendergerechte Schreibweise bewusst verzichtet. Wie traditionell üblich, wird weiterhin die bemannte Raumfahrt beschrieben (neutraler wäre bemenschte Raumfahrt).**

Windischbuch, im Januar 2025

## Inhaltsverzeichnis

1. Geschichtliches (Peenemünde, Sputnik, Apollo, Ariane)
2. Theoretische Grundlagen
  - 2.1 Entfernungen und Geschwindigkeiten
  - 2.2 Erhaltungssätze für Energie und (Dreh-)Impuls
  - 2.3 Bahnmechanik
    - 2.3.1. Ballistische Bahnen (Steinwurf, Interkontinentalrakete)
    - 2.3.2. Kreisbahnen (LEO-, GEO-, SSO-Bahnen)
    - 2.3.3. Elliptische Bahnen (GTO, Molnija)
    - 2.3.4. Parabelbahnen
    - 2.3.5. Hyperbelbahnen
    - 2.3.6. Bahnänderungen
      - 2.3.6.1. Hohmann-Übergänge
      - 2.3.6.2. Spiralübergänge
      - 2.3.6.3. Gravitationsmanöver (Swing-by, Gravity-assist)
      - 2.3.6.4. Atmosphäre-Anschneidmanöver (Aerobraking)
    - 2.3.7. Mehrkörperprobleme
      - 2.3.7.1. Neutralsphäre
      - 2.3.7.2. Aktivsphäre
      - 2.3.7.3. Lagrangesche Punkte (SOHO)
      - 2.3.7.4. Interplanetare Flüge
  - 2.4. Lageregelung und -stabilisierung
    - 2.4.1. Drei-Achs-Stabilisierung
    - 2.4.2. Spin-Stabilisierung
    - 2.4.3. Gravitationsstabilisierung (Seile)
    - 2.4.4. Magnetische Stabilisierung
  - 2.5. Raketenformel
3. Antriebssysteme
  - 3.1. Luftatmende Triebwerke
  - 3.2. Chemische Antriebe
    - 3.2.1. Feststoffantriebe
    - 3.2.2. Flüssigantriebe
      - 3.2.2.1. Einstoff-Antriebe (Hydrazin, Wasserstoffperoxid)
      - 3.2.2.2. Zweistoff-Antriebe (kryogen, hypergol)
    - 3.2.3. Hybrid-Antriebe
    - 3.2.4. Tribid-Antriebe
  - 3.3. Physikalische Antriebe
    - 3.3.1. Kaltgasantriebe
    - 3.3.2. Elektrische Antriebe
      - 3.3.2.1. Elektrothermische Antriebe
      - 3.3.2.2. MPD-Antriebe
        - 3.3.2.1. Elektrostatische Antriebe
    - 3.3.3. Thermonukleare Antriebe
    - 3.3.4. Photonenantrieb
    - 3.3.5. Sonnensegeln

4. Missionen (erdnah, Mond, Planeten, Asteroide, Kometen)

5. Energiequellen

- 5.1. Batterien
- 5.2. Brennstoffzellen
- 5.3. Solarzellen
- 5.4. Thermo-nuklear (RTG, Fusion, Fission)

6. Energiespeicher

- 6.1. Mechanische Schwungräder
- 6.2. Elektrochemische Speicher
- 6.3. Chemische Treibstoffe

7. Materialien (Werkstoffe, Schmiermittel)

8. Prozesse

- 8.1. Fertigungsprozesse
- 8.2. Prüfprozesse
- 8.3. Testprozesse

9. Produkte (Systeme, Strukturen, Tanks, Antriebe, Komponenten)

- 9.1. Trägerraketen (SATURN V, Ariane 5, Space Shuttle)
- 9.2. Satelliten (Antriebssysteme und Komponenten)
- 9.3. Wiedereintrittskörper (Space Shuttle)

10. Projekte und Nutzlasten

- 10.1. Kommerzielle (Telekommunikation, Wetter-, Erdbeobachtung)
- 10.2. Wissenschaftliche (Apollo, Magellan, Galileo, Cassini, Voyager)
- 10.3. Militärische (Spionage, SDI, NMD)

11. Startplätze (für bemannte und unbemannte Missionen)

12. Umwelt- und andere Randbedingungen

13. Ausblick

Anhänge:

- A1. Abkürzungen
- A2. Literaturverzeichnis
- A3. Formelsammlung
- A4. Aufgabensammlung
- A5. TURBO-PASCAL-Rechenprogramme
- A6. INTERNET-Adressen

## 1. Geschichtliches (Peenemünde, Sputnik, Apollo, Ariane)

Die wesentlichen Meilensteine der Raumfahrt lassen sich stellvertretend durch folgende Personen und Ereignisse chronologisch aufzählen:

Konstantin Eduardowitsch Ziolkowski (1857-1935)  
1898: Grundlagen des Raketenbaus, Raketenformel

Hermann Oberth (1894-1989)  
1920er Jahre: Grundlagen der Raumfahrttechnik

Walter Hohmann (1880-1945)  
1920er Jahre: Berechnung von Satellitenbahnen [10]

Robert Hutchinson Goddard (1882-1945)  
16.03.1926: Start der 1. Flüssigkeitsrakete (Benzin, Sauerstoff)

Sergej Koroljow (1906-1966)  
1933: Entwicklung von Flüssigkeitsraketenantrieben  
Leiter des sowjetischen Raumfahrtprogramms

Walter Dornberger (1895-1980)  
03.10.1942: 1. Fernrakete der Welt (A4/V2)

Wernher von Braun (1912-1977)  
1940er Jahre: Leiter der Raketenversuchsanstalt Peenemünde  
1960er Jahre: Leiter des Mondflugprogramms (Saturn V, Apollo)

Eugen Sänger (1905-1964)  
1959: Gründer des Standorts Lampoldshausen  
Grundlagen für Raumtransporter

04.10.1957: 1. Satellit im Weltall (Sputnik, Sowjetunion)

12.04.1961: 1. Mensch im Weltall (Jurij Gagarin, Major, 1934-1968)

20.07.1969: 1. Mensch auf dem Mond (Armstrong/Aldrin, USA)

24.12.1979: 1. Flug der europäischen Ariane-Rakete von Kourou, Frz.-Guyana

12.04.1981: 1. Wiederverwendbarer Raumtransporter (Space Shuttle, USA)

28.01.1986: 1. Shuttle-Unglück (Challenger, USA, 7 Tote)

01.02.2003: 2. Shuttle-Unglück (Columbia, USA, 7 Tote)

21.07.2011: Letzte Space Shuttle-Landung nach 135 Flügen

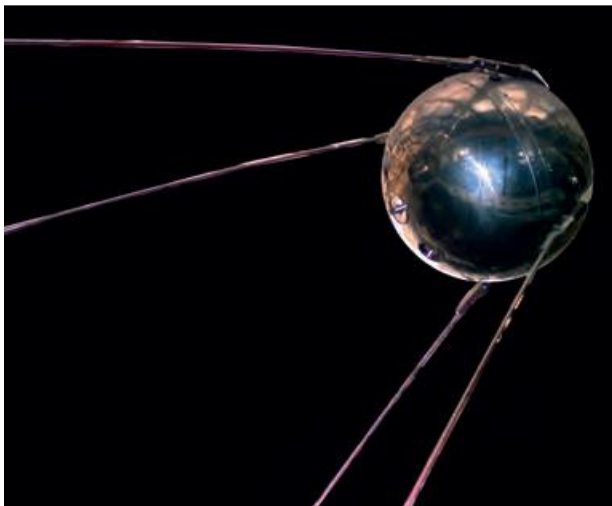
18.04.2014: 1. erfolgreiche Booster-Landung auf einem Drohnenschiff, Falcon 9, SpaceX, USA.



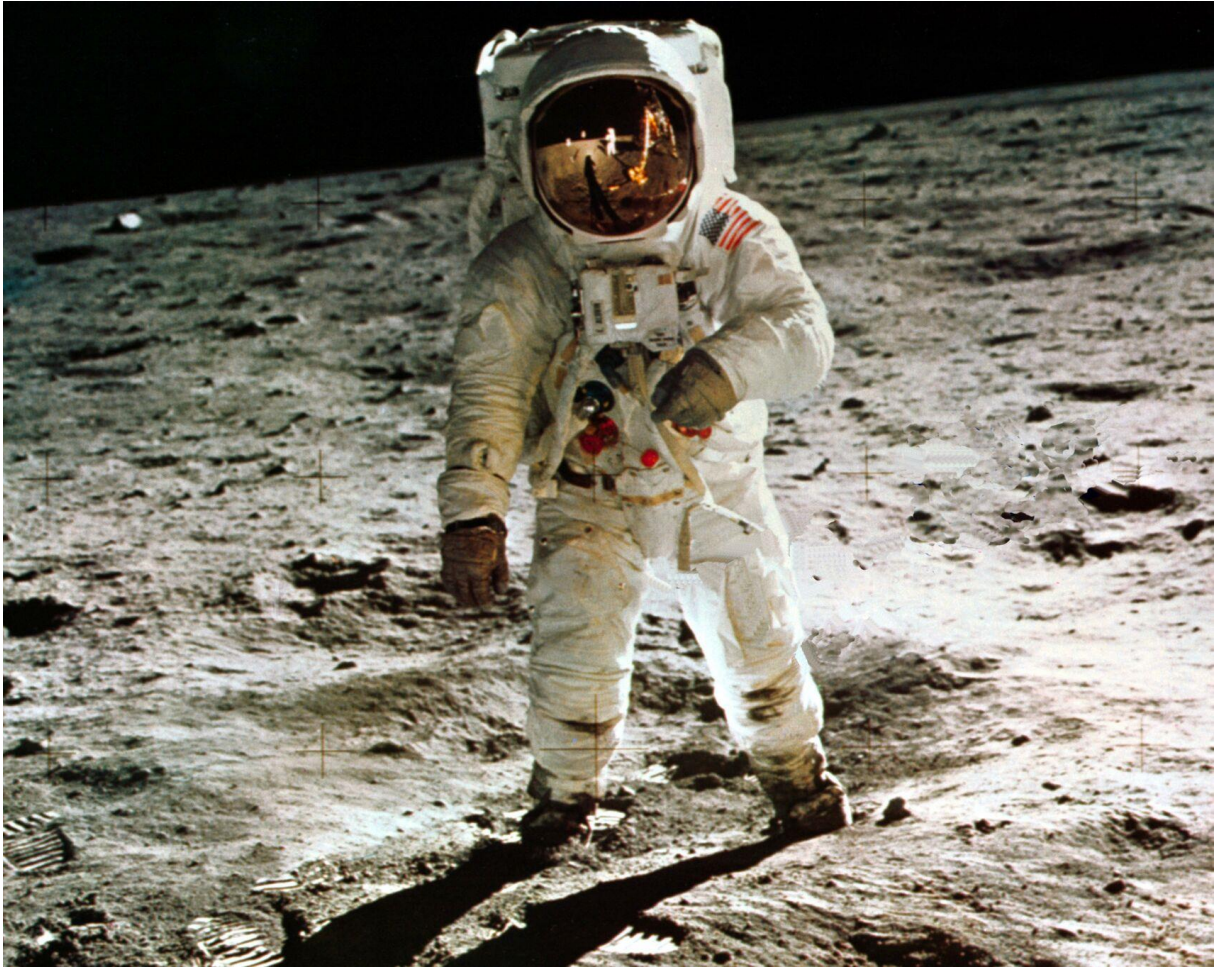
Aggregat-4 beim Start nahe Cuxhaven (Okt. 1945)

Gerätebeschreibung:

[https://www.aggregat4.de/pdf/Ger%C3%A4tebeschreibung\\_A4.pdf](https://www.aggregat4.de/pdf/Ger%C3%A4tebeschreibung_A4.pdf)



Der erste künstliche Erdtrabant Sputnik (1957)



Der amerikanische Astronaut Aldrin auf dem Mond (1969)

Die erste technisch und militärisch über weite Strecken genutzte Rakete war das Aggregat-4. Sie wurde während des 2. Weltkriegs in Deutschland entwickelt und 1942 erstmalig erfolgreich in Peenemünde auf der Ostsee-Insel Usedom gestartet. Nach dem Ende des 2. Weltkriegs gerieten die Raketenentwickler in alliierte Kriegsgefangenschaft. Die Mannschaft aus Peenemünde um Wernher von Braun siedelte großteils nach Amerika über (Operation Paperclip) und war wesentlich beteiligt an der folgenden Entwicklung der US-amerikanischen Raumfahrt. Es gab auch zahlreiche Fachleute dieser neuen Ingenieurskunst, die in die Sowjetunion verbracht wurden oder in der französischen (u.a. Eugen Sänger) und der britischen Besatzungszone am Beginn des Aufbaus nationaler Raketenprogramme beteiligt waren. Die erbeuteten A-4-Raketen wurden in die Siegermächte überführt und waren dort mehrere Jahre in Verwendung. In Cuxhaven wurden im Wattenmeer 1945 drei erbeutete A-4 von der britischen Armee gestartet und bis zu einem tödlichen Unfall 1964 wurden dort weitere Höhenforschungsraketen gestartet.

Mit Beginn des kalten Krieges zwischen den Atommächten USA und UdSSR wurde nach schnelleren und weitreichenden Waffenträgern gesucht. Ab 1957 waren die ersten intercontinental ballistic missiles (ICBM) verfügbar. In der Sowjetunion wurde die R-7 die Mutter aller zukünftigen Sojus-Raketen und der Vostok-Rakete, die Jurij Gagarin 1961 als ersten Menschen in eine Erdumlaufbahn brachte.

Die Entwicklungen in den 1950er Jahren waren vor allem militärisch geprägt und verliefen unter strenger Geheimhaltung. Auf dem Höhepunkt der militärischen Forschung wurde 1962 u.a. auch eine Wasserstoffbombe über Hawaii in 400 km Höhe zur Explosion gebracht (Deckname: Starfish Prime). Die Partikelwolke zog den am

folgenden Tag gestartet ersten Telekommunikationssatellit Telstar 1 in Mitleidenschaft und dieser fiel wenige Monate später aus. In der Sowjetunion wurden die Entwicklungen von Sergej Koroljow bis zu seinem Tod 1966 geleitet. Seine Leistungen wurden erst nach Zusammenbruch der Sowjetunion öffentlich bekannt. In den USA konkurrierten die Air Force und die US Navy um die Vorherrschaft im neuen Raumfahrtgeschäft, bevor die NASA 1958 nach dem Sputnik-Schock gegründet wurde.

Neben den militärischen Entwicklungen gab es aber auch die wissenschaftlichen Arbeiten weiterer früher Raumfahrtenthusiasten. Eugen Sänger gründete bereits 1951 die International Astronautical Federation (IAF), lange bevor mit Jurj Gagarin der erste bemannte Flug 1961 durchgeführt werden konnte. [www.iafastro.org].

Nur 25 Jahre nach dem ersten Start der Aggregat-4 (Nazi-Chargon: Vergeltungswaffe V2) in Peenemünde wurde mit der erfolgreichen Landung eines Menschen auf dem Mond der Höhepunkt der bisherigen Raumfahrt erreicht.

Gestartet auf einer Saturn V Rakete vom Kennedy Space Center in Florida, landete wenige Tage später das Lunar-Modul *Eagle* im *Mare Tranquillitatis* mit den Astronauten Neil Armstrong und Edwin Aldrin auf dem Mond.

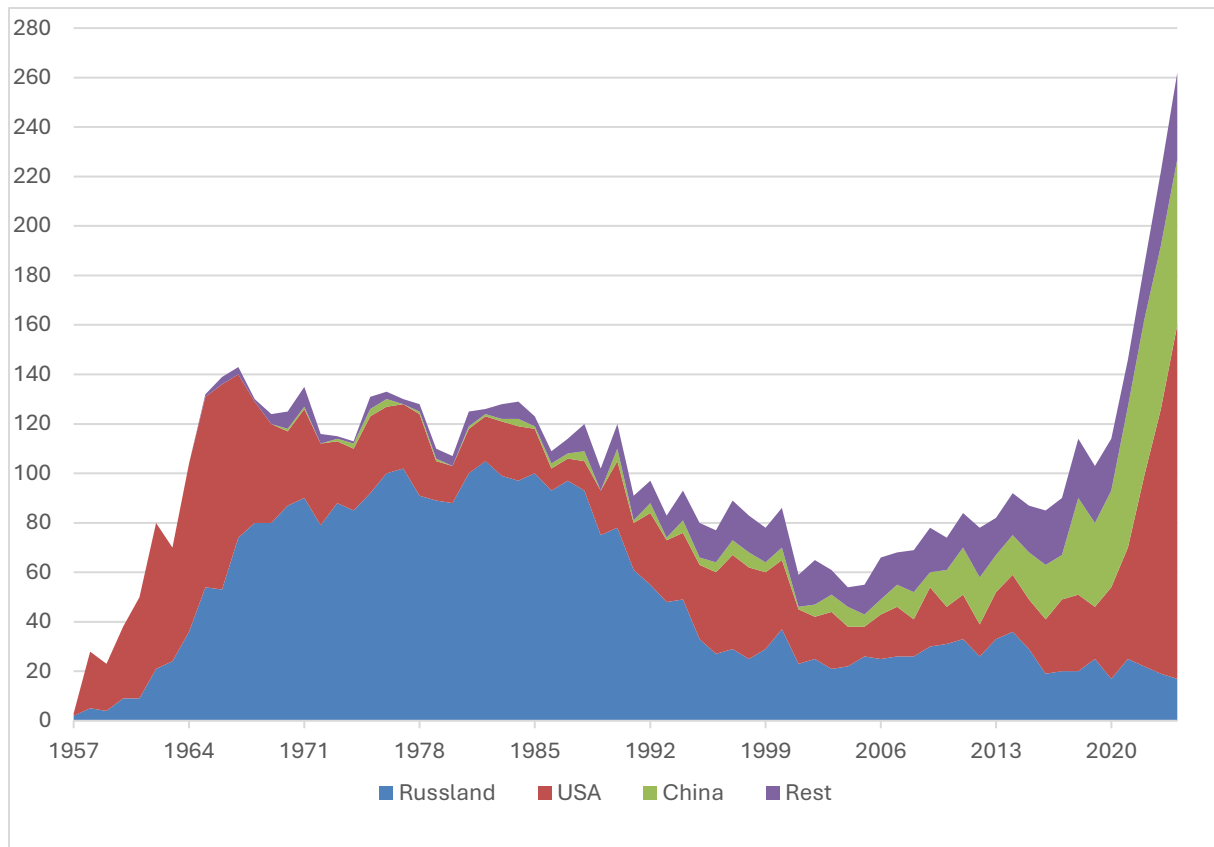
Die beiden blieben 21 Stunden auf der Mondoberfläche während Michael Collins im Kommando-/Service-Modul in der Mondumlaufbahn auf deren Rückkehr wartete.

Die drei Raumfahrer machten sich dann auf die Rückreise und erreichten drei Tage später die Erde mit einer Wasserung im Pazifischen Ozean am 24. Juli 1969.

Nach Apollo 11 wurden sechs weitere bemannte Missionen zu unserem Erdmond bis 1972 erfolgreich durchgeführt. Die höchste öffentliche Aufmerksamkeit erreichte davon Apollo 13, als während der Anflugphase zum Mond am 13. April 1970 ein Sauerstoff-Tank im Service Module explodierte. Verursacht durch einen elektrischen Kurzschluss wurde die geplante Mondlandung unmöglich. Die Zerstörung führte zu einem Leck im Service Modul, weshalb die dreiköpfige Mannschaft um Jim Lovell in die Kabine der Mondlandefähre umsteigen musste und mit einem Swing-by am Mond mit manueller Zündung des Mondlandetriebwerks im Schatten des Mondes ohne Kontakt zur Erde auf eine Rückkehrbahn zur Erde erfolgreich einschwenken konnte. Vor der Wasserung im Pazifischen Ozean am 17. April musste die Mannschaft die dafür vorgesehene Kommandokapsel nach mehrtägiger Stilllegung wieder in Betrieb nehmen.

Nach **sechzig** Jahren der Fortentwicklung steht die Raumfahrt **weiterhin** an den Grenzen ihrer technischen und räumlichen (astronomischen) Möglichkeiten. Seit den 1980er Jahren ist die Raumfahrt eine etablierte Ingenieurskunst geworden, eingebettet zwischen vielen anderen Spezialdisziplinen des Maschinenbaus. An die Stelle von kostenintensiven Neuentwicklungen (z.B. der *Ariane 6 in Europa*) tritt mehr und mehr die Kommerzialisierung und der Wettbewerb um Marktanteile, geführt vor allem durch Kostenreduktion und Standardisierung (**NewSpace**).

Das folgende Diagramm verdeutlichen diese Konsolidierung **bis etwa 2015** und die **signifikante Zunahme der Raumfahrtaktivitäten in China und den USA** in den letzten Jahren.



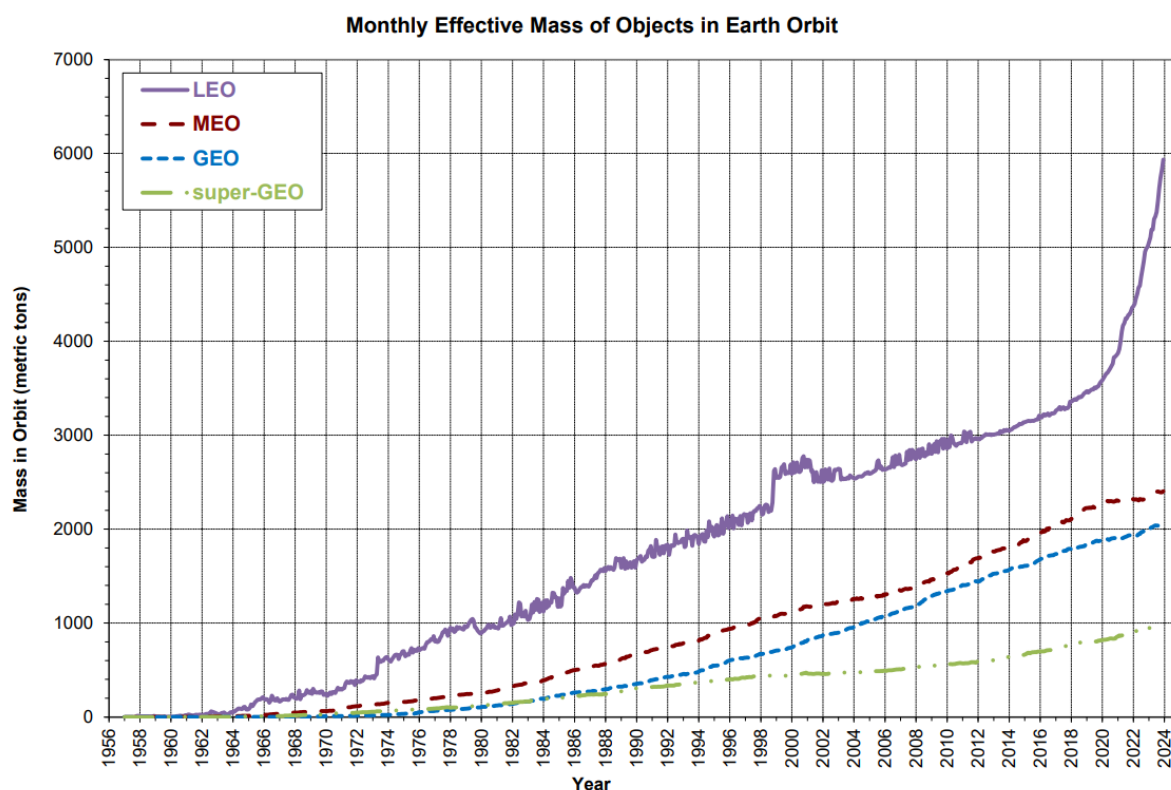
### Orbitale Raketenstarts seit dem Erstflug von Sputnik 1957 bis 2024

Raumfahrt ist energie-, kosten- und risikointensiv. Diese Faktoren verhindern eine rasche Weiterentwicklung der Raumfahrt wie sie sich z.B. in der allgemeinen Luftfahrt seit dem ersten Motorflug 1903 ergeben hat. Bis heute haben lediglich **drei** Nationen bemannte Raumfahrt realisiert (Sowjetunion/Russland, die USA und zuletzt China **nach dem ersten bemannten Raumflug 2003**). Sechs Nationen haben die Fachfähigkeit entwickelt, geostationäre Satelliten zu platzieren (USA, Sowjetunion/Russland, Europa, China, Japan und Indien).

Durch das Ende des Kalten Krieges zwischen den Supermächten USA und Sowjetunion kam es zu einem erheblichen Rückgang an militärischen Nutzlasten in dessen Folge sich die Startzahlen pro Jahr etwa halbiert haben.

Auch das Unglück des amerikanischen Space Shuttle "Challenger" **2003** hatte der Raumfahrt einen erheblichen Rückschlag versetzt.

Parallel steigt die Masse aller registrierter Objekte in der Erdumlaufbahn ähnlich signifikant in den letzten Jahren vor allem im niederen Erdborbit (low earth orbit, LEO).



Quelle: Orbital Debris. Quarterly News.  
<https://orbitaldebris.jsc.nasa.gov/quarterly-news/#>

## Aktuelle Entwicklungen

Trotz zunehmender Gefährdung von Raumfahrtmissionen durch Schrottteile und hohe Investitionssummen sind zahlreiche neue Aktivitäten aktuell in der Raumfahrt geplant. Getrieben durch neue private Unternehmen in USA (SpaceX, BlueOrigin) entwickelt sich die Raumfahrt zunehmend kommerziell und weniger durch staatliche Agenturen forciert. Zahlreiche Start-ups in USA, China und auch in Deutschland versuchen in dieses kommerzielle Raumfahrtgeschäft einzusteigen.

In China wird die Trägerfamilie Langer Marsch weiter ausgebaut und ein neuer Startplatz in Wenchang auf der Insel Hainan im Süden ausgebaut. Auch zahlreiche Start-ups versuchen Microlauncher zu entwickeln.

In Indien bereitet man den ersten bemannten Flug mit einem eigenen GSLV-Trägersystem mit der Mannschaftskapsel Gaganyaan vor. Damit wird Indien bald die vierte Nation, die eigene Astronauten ins Weltall transportieren kann.

In Russland schreitet die Verlegung des Startplatzes Baikonur von Kasachstan auf russisches Territorium nach Wostotschny im Amur-Gebiet voran.

Im Bereich der kommerziellen Anwendungen werden zunehmende Investitionen erwartet in die

- Schwerlasttransportsysteme Starship (SpaceX) und NewGlenn (Blue Origin)
- Aufbau von Internet-Konstellationen (z.B. Starlink, Kuiper)



Elon Musk (2022)



Jeff Bezos (2018)

Fotos: Elon Musk (SpaceX), Jeff Bezos (Blue Origin), neue Unternehmer im Raumfahrtgeschäft

Siehe auch: [https://en.wikipedia.org/wiki/Billionaire\\_space\\_race](https://en.wikipedia.org/wiki/Billionaire_space_race) (englische Wikipedia).

Im Bereich der institutionellen Raumfahrt werden erwartet:

- Wiederaufnahme von Flügen zum Mond (return to the moon, Artemis)
- Probenrückführung vom Mars
- Grundlagenforschung zur Untersuchung ungeklärter physikalischer Fragen (z.B. Dunkle Materie und die beschleunigte Expansion des Universums)
- Nutzung neuer Beobachtungsmöglichkeiten durch Gravitationswellen
- Datenerfassung zur Bekämpfung des Klimawandels

Im Bereich der militärisch genutzten Raumfahrt wird erwartet:

- Zunehmende Erdbeobachtung mit immer höherer optischer Auflösung
- Zunehmende aktive Nutzung der Raumfahrt für hybride Kriegsführung

## 2. Theoretische Grundlagen

Für die Ermittlung raumfahrttechnischer Größen ist die Kenntnis unserer astronomischen Umwelt erforderlich. Begrenzt durch physikalische und technische Machbarkeiten sollen sich unsere Betrachtungen auf Bewegungen innerhalb und im nahen Umfeld unseres Sonnensystems beschränken; der nächste Stern Proxima Centauri in 4 Lichtjahren Entfernung ist mit den heutigen technischen Mitteln in einer Flugzeit nicht unter 20000 Jahren (!) erreichbar. Weiterhin wollen wir einschränken, dass sich unsere Betrachtungen auf Geschwindigkeiten wesentlich kleiner als die Lichtgeschwindigkeit beschränken. Dadurch werden alle relativistischen Einflüsse vernachlässigt.

### Sonnensystem

Unser Planeten- oder Sonnensystem besteht aus acht Planeten, **fünf Zwergplaneten** und einer Vielzahl von **Kandidaten als Zwergplanet**. **Dazu unzählbar viele** Monde, Asteroiden (Planetoiden), Plutoiden, Kometen und andere natürliche Kleinkörper.

Himmelskörper	Radius	Gr.Halbachse	Masse	Monde (unvollst.)
Sonne	696000E+3	-	1.9891 E+30	-
Merkur	2439E+3	57.91E+9	0.3302 E+24	-
Venus	6052E+3	108.21E+9	4.869 E+24	-
Erde	6371.2E+3	149.598E+9	5.974 E+24	Erdmond
Mars	3397E+3	227.94E+9	0.64219E+24	Phobos Deimos
Jupiter	71492E+3	778.4E+9	18.988 E+26	Io Europa Ganymed Callisto
Saturn	60268E+3	1427E+9	5.684 E+26	Titan
Uranus	25559E+3	2870E+9	0.8683E+26	Oberon Ariel
Neptun	24766E+3	4496E+9	1.0247E+26	Triton
Erdmond	1738E+3	384403E+3	7.3432 E+22	-

Merksatz für die Reihenfolge:

**Mein Vater Erklärt Mir Jeden Sonntag Unseren Nachthimmel**

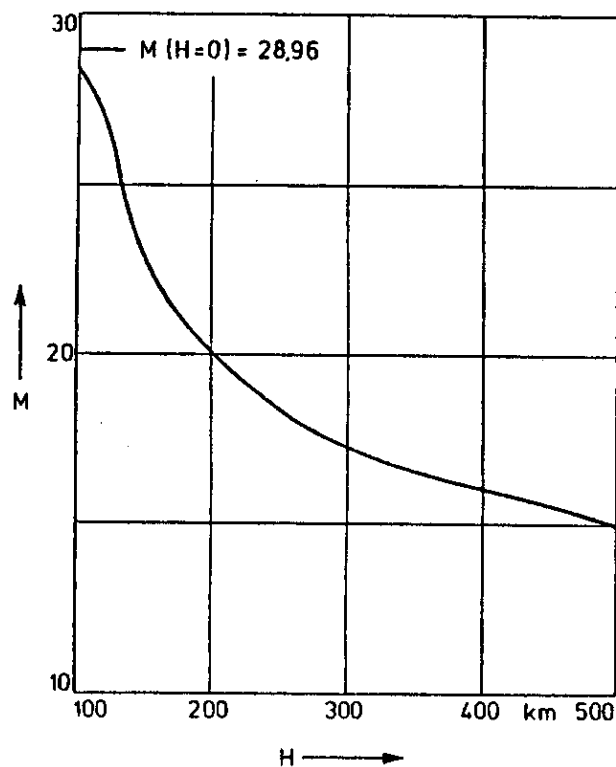
Zwergplaneten	Radius	Gr.Halbachse	Masse	Entdeckungsjahr
Ceres	480E+3	413.8E+9	0.94E+21	1801
Pluto	1188E+3	5906E+9	13E+21	1930
				Charon (1978)
Haumea	500-1000E+3	6476E+9	4.0E+21	2005
Makemake	725E+3	6774E+9	3.1E+21	2005
Eris	1160E+3	10134E+9	16.7E+21	2003
Kandidaten	Radius	Gr.Halbachse	Masse	Entdeckungsjahr
Gonggong	615E+3	10080E+9	1.75E+21	2007
Quaoar	555E+3	6500E+9	1.4E+21	2002
Sedna	500E+3	75000E+9	1.0E+21	2003
Orcus	460E+3	5900E+9	0,62E+21	2004

Weitere physikalische Konstanten:

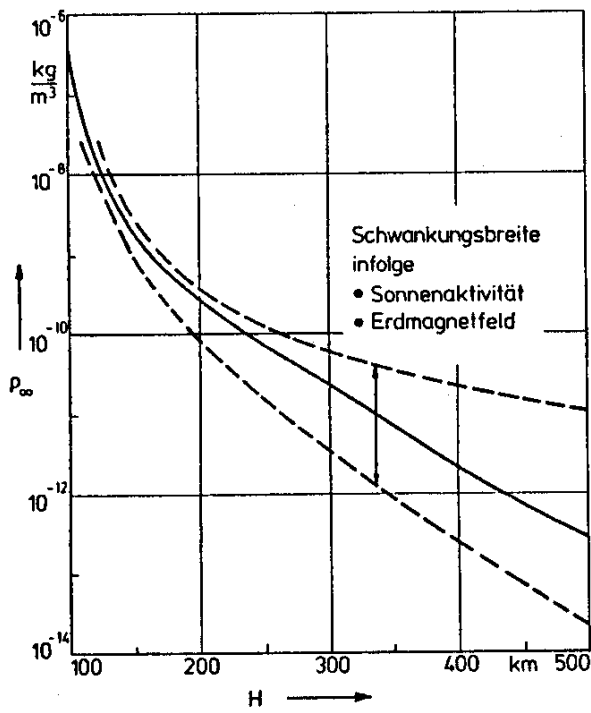
Lichtgeschwindigkeit	c	299972.458E+3	m / s
Gravitationskonstante	f	6.672E-11	m <sup>3</sup> / (kg * s <sup>2</sup> )
Universelle Gaskonstante	R	8.31441	J / (K * mol)
Solarkonstante	S	1372	W / m <sup>2</sup>
Astronomische Einheit	AE	149.598E+9	m
Faraday-Konstante	F	96484.55	A * s / mol

## Atmosphäre der Erde

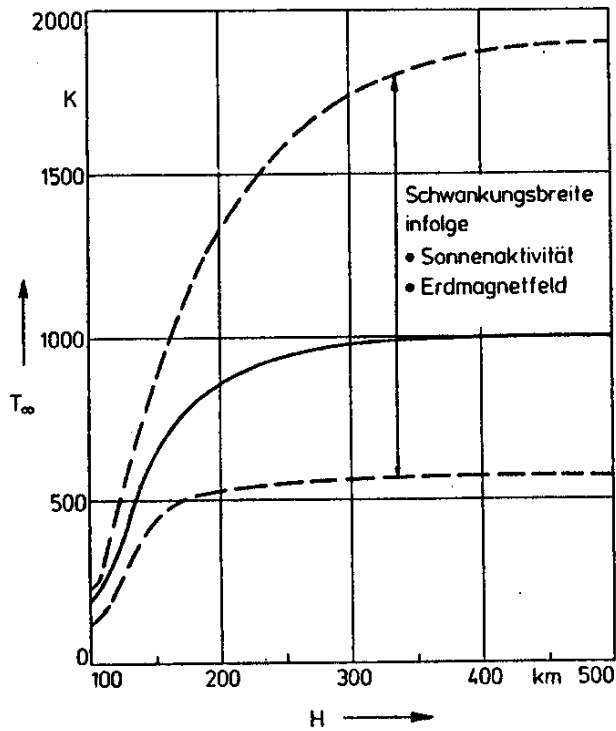
Für die Raumfahrt im erdnahen Bereich (LEO) ist die Kenntnis der Zusammensetzung der Hochatmosphäre erforderlich. Die folgenden Diagramme zeigen den Verlauf des Molekulargewichts und den mittleren, den minimalen und den maximalen Verlauf für Dichte und statische Temperatur in Funktion der Höhe über der Erdoberfläche.



Mittleres Molekulargewicht  $M$  der Hochatmosphäre als Funktion der Höhe



Mittlere Dichte  $\rho$  der Hochatmosphäre als Funktion der Höhe



Mittlere statische Temperatur  $T$  der Hochatmosphäre als Funktion der Höhe

Quelle: CIRA 72, COSPAR International Reference Atmosphere, 1972, Berlin, Akademie Verlag

## 2.1 Entfernungen und Geschwindigkeiten

Weiterhin ist für den Umgang mit raumfahrttechnischen Größen die Kenntnis von Entfernungen und Geschwindigkeiten in unserem Makrokosmos von großer Bedeutung.

Beispielhaft sind in der folgenden Tabelle einige typische Entfernungen, Geschwindigkeiten und Drehgeschwindigkeiten in wissenschaftlicher Schreibweise dargestellt.

Strecke	Entfernung [m]	Bemerkung
Höhe des Mount Everest	8.85E+3	über NN
Flughöhe Airbus	11 E+3	grob
Flughöhe Concorde	18 E+3	grob
Höhe der Erdatmosphäre	100 E+3	grob
Flughöhe der ISS	350 E+3	grob
Köln-Königsberg	1000 E+3	grob
mittl. Durchmesser Erde	12742.4 E+3	
max. Entfernung auf Erde	20040 E+3	halber Erdumfang
geostationärer Orbit	35800 E+3	Erde
mittl. Mondentfernung	384403 E+3	
mittl. Durchmesser der Sonne	1392000 E+3	
mittl. Entfernung zur Sonne	149.6 E+9	AE
mittl. Entfernung zum Pluto	5906 E+9	
1 Lichtjahr	9.45E+15	
Entfernung zum nächsten Stern	40 E+15	Proxima Centauri
Durchmesser Milchstrasse	1200000 E+15	
max. Entfernung im sichtbaren Universum	450 E+24	

**Geschwindigkeit** ist die pro Zeit zurückgelegte Strecke.

$$v = \Delta s / \Delta t$$

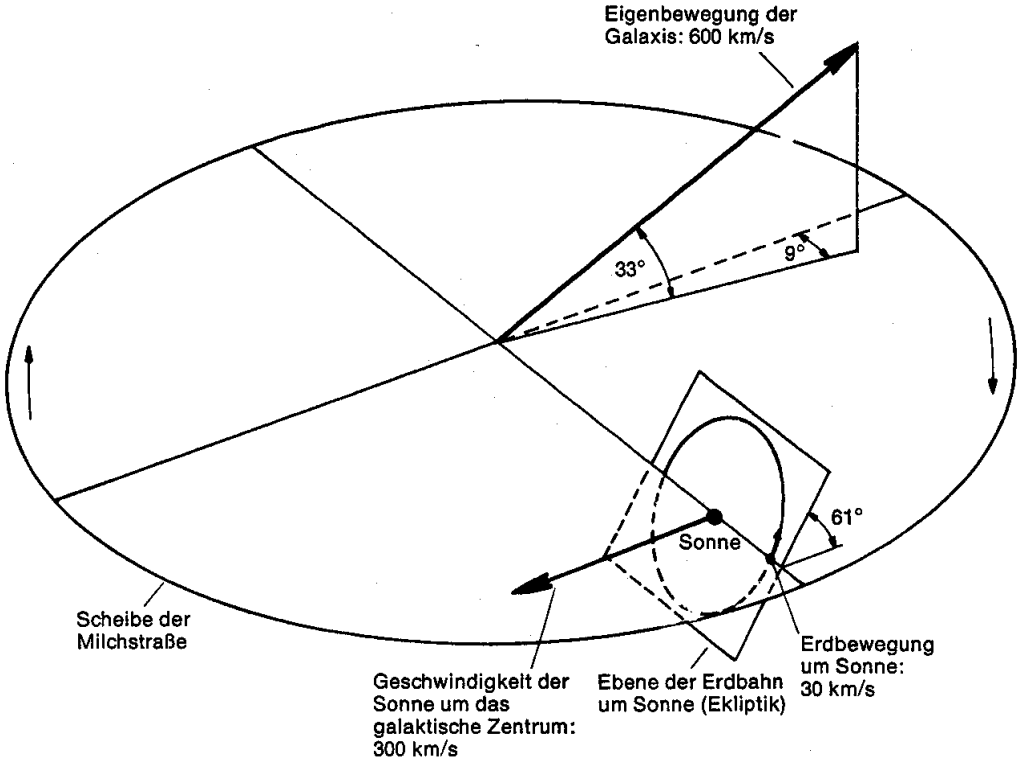
Körper	Geschwindigkeit [m/s]	Bemerkung
100m-Läufer	10	Weltrekord
Auto	50	180 km/h
Flugzeug	300	grob
Schallgeschwindigkeit	330	grob
Erddrehgeschwindigkeit	max. 465	am Äquator
Concorde	600	grob
Gewehrkugel	800	grob
Mond	1000	um Erde
Panzergranate	1800	grob
A4/V2	1400	grob
Interkontinentalrakete	6000	ICBM
1.kosmische Geschwindigkeit	7900	Erde
2.kosmische Geschwindigkeit	11200	Erde
Erde	30000	um Sonne
Sonne	300000	um galakt.Zentrum
Milchstrasse	600000	in lokaler Gruppe
Lichtgeschwindigkeit	299792458	

**Winkelgeschwindigkeit** ist der pro Zeit zurückgelegte Winkel.

$$\omega = \Delta \varphi / \Delta t = 2 * \pi / T = 2 * \pi * v$$

Körper	Drehgeschwindigkeit [1/s]	Bemerkung
Erde	7.3E-5	2*pi/86164
50Hz-Generator	314	3000 U/min
Schwungrad	3140	30000 U/min

Lage und Geschwindigkeiten im astronomischen Umfeld der Erde :



Quelle: [5]

## 2.2 Erhaltungssätze für Energie und (Dreh-)Impuls

Folgende elementare physikalische Erhaltungssätze werden für Berechnungen in Astronomie und Raumfahrt benötigt:

### Energieerhaltungssatz:

Die Energie in einem geschlossenen System ist konstant.

Die Energie kann weder erzeugt noch vernichtet werden.

Energie kann sich nur von einer Form in eine andere ändern.

Folgende Energieformen sind in der Raumfahrttechnik von Bedeutung :

Kinetische (translatorische) Energie :

$$E_{\text{kin}} = m \ v^2 / 2$$

Rotationsenergie :

$$E_{\text{rot}} = J \ \omega^2 / 2$$

Potenzielle (Lage-) Energie :

$$E_{\text{pot}} = - f \frac{M \ m}{r}$$

mit

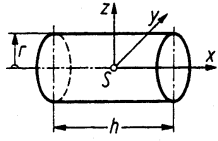
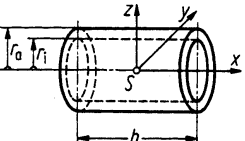
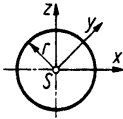
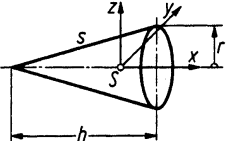
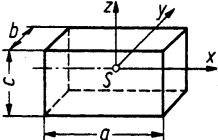
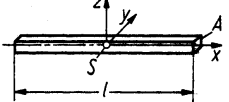
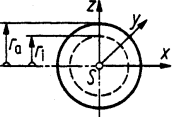
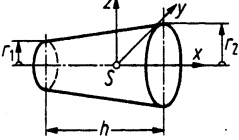
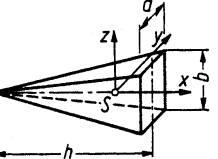
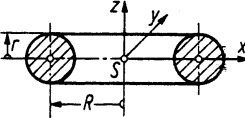
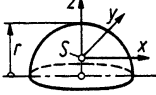
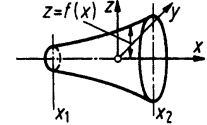
J = Massenträgheitsmoment

f = Gravitationskonstante

M,m = Massen der beiden natürlichen oder künstlichen Körper

r = Abstand ihrer Massenmittelpunkte

Die Massenträgheitsmomente J für unterschiedliche Körperformen sind in der folgenden Tabelle aufgeführt.

<p><b>Kreisylinder</b></p>  <p> <math>m = \rho \pi r^2 h</math>  <math>J_x = \frac{mr^2}{2} \quad J_y = J_z = \frac{m(3r^2 + h^2)}{12}</math>            Zylinderschale            Wanddicke <math>\delta \ll r</math> :  <math>m = \rho 2\pi r h \delta</math>  <math>J_x = mr^2 \quad J_y = J_z = \frac{m(6r^2 + h^2)}{12}</math> </p>	<p><b>Hohlzylinder</b></p>  <p> <math>m = \rho \pi (r_a^2 - r_i^2) h</math>  <math>J_x = \frac{m(r_a^2 + r_i^2)}{2} \quad J_y = J_z = \frac{m(r_a^2 + r_i^2 + h^2/3)}{4}</math> </p>	<p><b>Kugel</b></p>  <p> <math>m = \rho \frac{4}{3} \pi r^3</math>  <math>J_x = J_y = J_z = \frac{2}{5} mr^2</math>            Kugelschale            Wanddicke <math>\delta \ll r</math> :  <math>m = \rho 4\pi r^2 \delta</math>  <math>J_x = J_y = J_z = \frac{2}{3} mr^2</math> </p>	<p><b>Kreiskegel</b></p>  <p> <math>m = \rho \pi r^2 h / 3</math>  <math>J_x = \frac{3}{10} mr^2 \quad J_y = J_z = \frac{3m(4r^2 + h^2)}{80}</math>            Kegelschale            Wanddicke <math>\delta \ll r</math> :  <math>m = \rho \pi r s \delta</math>  <math>J_x = \frac{mr^2}{2}</math> </p>
<p><b>Quader</b></p>  <p> <math>m = \rho abc</math>  <math>J_x = \frac{m(b^2 + c^2)}{12} \quad J_y = \frac{m(a^2 + c^2)}{12}</math>  <math>J_z = \frac{m(a^2 + b^2)}{12}</math> </p>	<p><b>Dünner Stab</b></p>  <p> <math>m = \rho Al</math>  <math>J_y = J_z = \frac{ml^2}{12}</math> </p>	<p><b>Hohlkugel</b></p>  <p> <math>m = \rho \frac{4}{3} \pi (r_a^3 - r_i^3)</math>  <math>J_x = J_y = J_z = \frac{2}{5} m \frac{r_a^5 - r_i^5}{r_a^3 - r_i^3}</math> </p>	<p><b>Kreiskegelstumpf</b></p>  <p> <math>m = \rho \frac{1}{3} \pi h (r_2^2 + r_2 r_1 + r_1^2)</math>  <math>J_x = \frac{3}{10} m \frac{r_2^5 - r_1^5}{r_2^3 - r_1^3}</math> </p>
<p><b>Rechteck – Pyramide</b></p>  <p> <math>m = \rho abh / 3</math>  <math>J_x = \frac{m(a^2 + b^2)}{20} \quad J_y = \frac{m(b^2 + \frac{3}{4}h^2)}{20}</math>  <math>J_z = \frac{m(a^2 + \frac{3}{4}h^2)}{20}</math> </p>	<p><b>Kreistorus</b></p>  <p> <math>m = \rho 2\pi^2 r^2 R</math>  <math>J_x = J_y = \frac{m(4R^2 + 5r^2)}{8}</math>  <math>J_z = \frac{m(4R^2 + 3r^2)}{4}</math> </p>	<p><b>Halbkugel</b></p>  <p> <math>m = \rho \frac{2}{3} \pi r^3</math>  <math>J_x = J_y = \frac{83}{320} mr^2 \quad J_z = \frac{2}{5} mr^2</math> </p>	<p><b>Beliebiger Rotationskörper</b></p>  <p> <math>m = \rho \pi \int_{x_1}^{x_2} f^2(x) dx</math>  <math>J_x = \frac{1}{2} \rho \pi \int_{x_1}^{x_2} f^4(x) dx</math> </p>

## Massenträgheitsmomente verschiedener homogener Massekörper

Quelle: [7]

### Impulserhaltungssatz:

Der Impuls in einem geschlossenen System ist konstant.

$$\Sigma m v = \text{konst.}$$

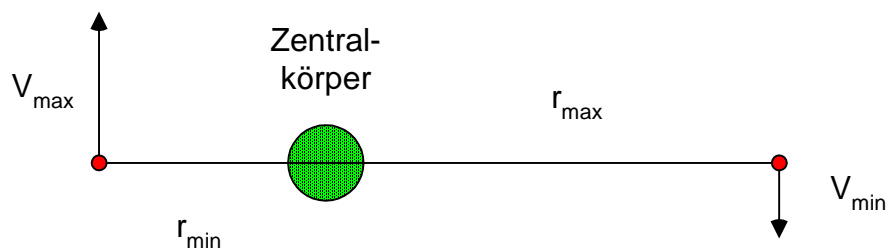
### Drehimpulserhaltungssatz:

Der Drehimpuls in einem geschlossenen System ist konstant.

$$\Sigma J \omega = \text{konst.}$$

Daraus folgt u.a das Hebelgesetz:

$$r_{\min} v_{\max} = r_{\max} v_{\min}$$



## 2.3 Bahnmechanik

Die Bahnmechanik beschränkt sich in diesem Lehrbuch auf die klassische Bahnmechanik oder Himmelsmechanik. Sie ist ein Spezialfall einer allgemeineren relativistischen Bahnmechanik. Wir betrachten hier (praxisorientiert) nur Fälle mit Geschwindigkeiten die deutlich kleiner als die Lichtgeschwindigkeit sind und machen damit keinen nennenswerten Fehler, wenn wir diese Einschränkung treffen.

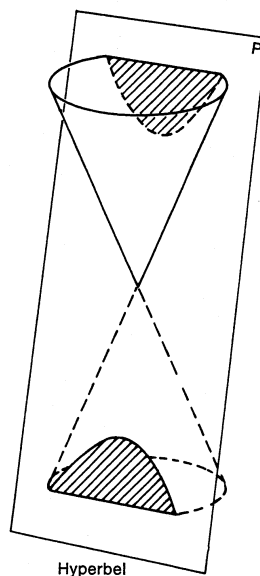
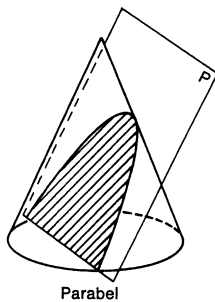
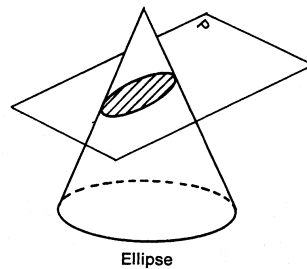
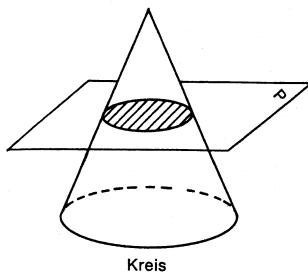
Gegründet und erstmalig erklärt hat die Bahnmechanik der Himmelskörper Johannes Kepler aus Weil der Stadt mit den nach ihm benannten Kepler'schen Gesetzen:

### 1. Kepler'sches Gesetz:

Die Planeten bewegen sich auf Ellipsenbahnen (1609)

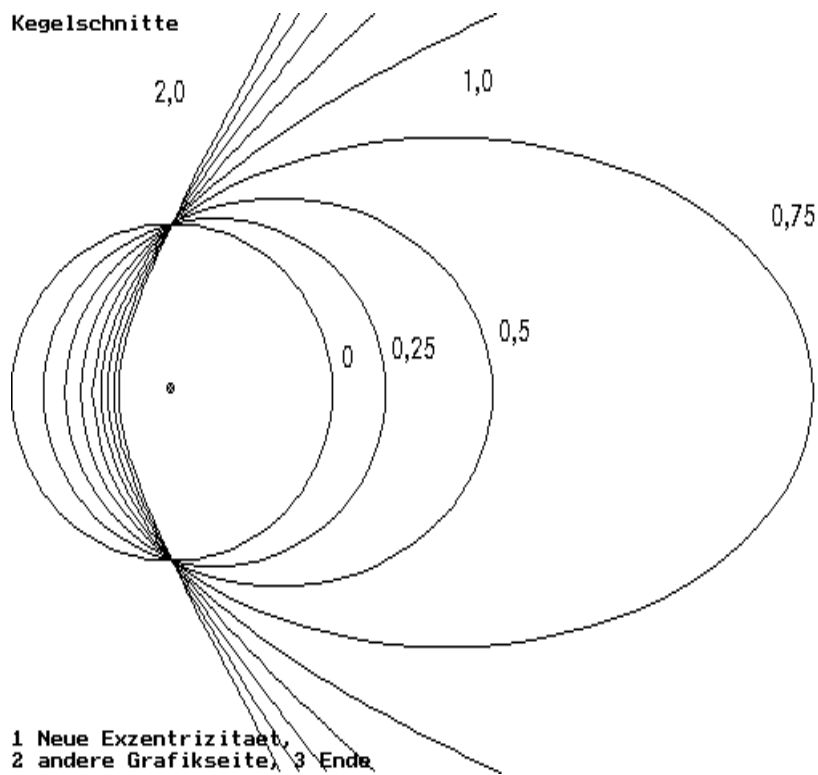
Allgemein: die Bahnen der Himmelskörper beschreiben Kegelschnitte

Berechnung: gem. Formel (1)



Quelle: [5]

## Geometrische Darstellung von Kegelschnitten mit konstantem Bahnparameter p:



Allgemein kommen in der Natur Kegelschnitte mit Exzentrizität  $e < 1$  (Ellipsen) und mit  $e > 1$  (Hyperbeln) vor.

Für manche Anwendungen sind die folgenden Sonderfälle von Bedeutung:

$e = 0$  Kreisbahn

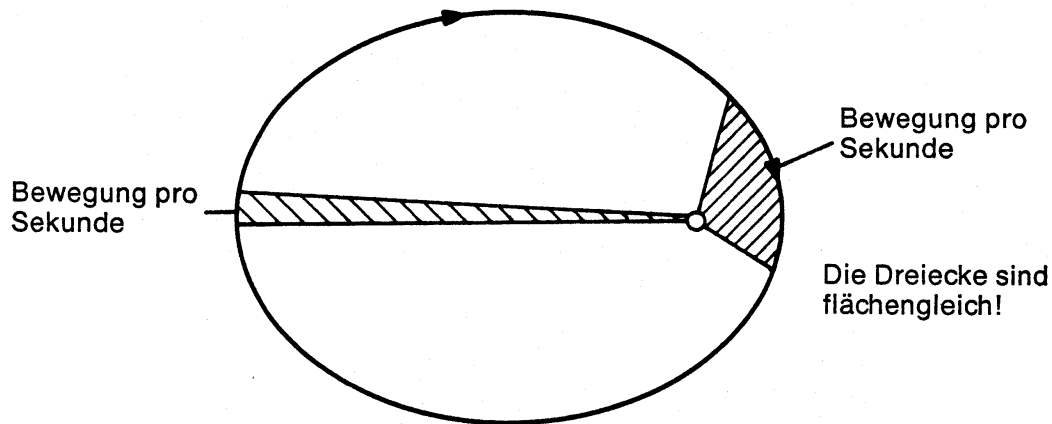
$e = 1$  Parabel

$e \rightarrow \infty$  Gerade

Jede kleinere Störung (die stets vorhanden ist) verhindert diese drei exakt mathematischen Gebilde in Natur und Raumfahrt.

## 2. Kepler'sches Gesetz:

Der Fahrstrahl oder Radiusvektor, d.h. die Verbindungslinie Sonne-Planet überstreicht in gleichen Zeiten gleiche Flächen (1609)



Quelle: [5]

## 3. Kepler'sches Gesetz:

Die Quadrate der Umlaufzeiten zweier Planeten verhalten sich wie die dritten Potenzen der großen Halbachse ihrer Bahnellipsen (1618)

Berechnung: gem. Formel (30)

Voraussetzung: Sonnenmasse  $M$  ist wesentlich größer als Planetenmasse  $m$  ( $M \gg m$ )

Die Erklärung für die Kepler'schen Gesetze lieferte 50 Jahre später Isaac Newton mit dem nach ihm benannten Gravitationsgesetz:

$$F = f \frac{M m}{r^2}$$

Betrachten wir Beschleunigungen, folgt :

$$a = \frac{F}{m} = f \frac{M}{r^2}$$

mit

$F$  = Anziehungskraft

$f$  = Gravitationskonstante

$M, m$  = Massen der beiden natürlichen oder künstlichen Körper

$r$  = Abstand ihrer Massenmittelpunkte

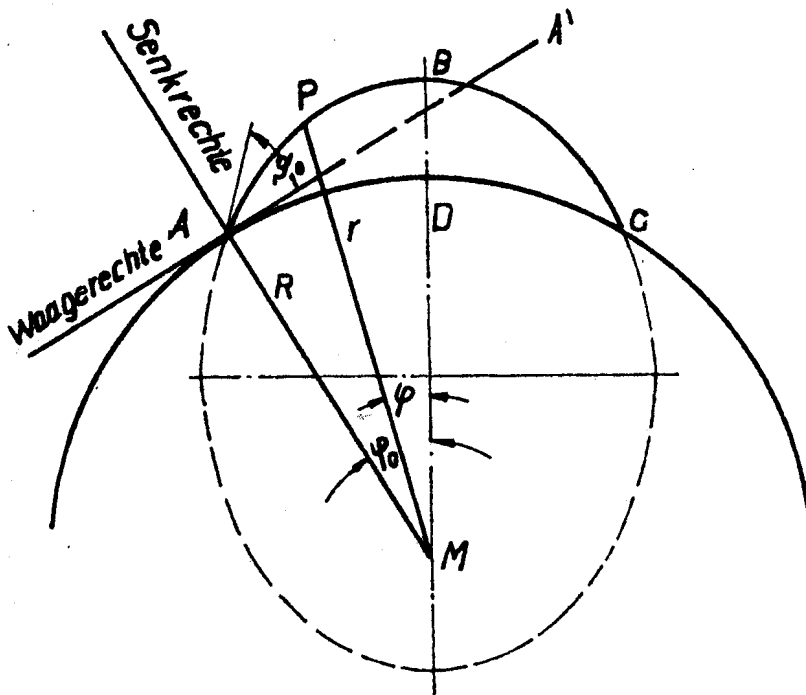
$a$  = Anziehungsbeschleunigung

### 2.3.1. Ballistische Bahnen (Steinwurf, Interkontinentalrakete)

Die ballistische Umlaufbahn ist ein Spezialfall der allgemeineren elliptischen Umlaufbahn mit der Einschränkung, dass der Peri-Punkt der Bahn innerhalb des Radius des Zentralkörpers liegt (oder mit Atmosphäre auch geringfügig oberhalb der festen Oberfläche). Damit kommt kein vollständiger Umlauf zustande.

Der Begriff der Ballistik kommt aus der Militärtechnik. Man spricht von innerer (im Gewehrlauf oder Kanonenrohr geführter) Ballistik und äußerer Ballistik. In der klassischen Bahnmechanik interessiert nur die äußere Ballistik nach Verlassen der Rohrmündung bzw. Brennschluss des Treibgeschosses.

Wenn wir die Abplattung der Erde und den Luftwiderstand der bremsenden Atmosphäre vernachlässigen, ergeben sich die formelmäßigen Zusammenhänge (44) bis (51).



Quelle: [1]

Die Gleichungen für ballistische Bahnen gehen für kleine Abschussgeschwindigkeiten über in die Gleichungen des schiefen Wurfs:

Reichweite  $s$ :

$$s = v^2 \sin(2\beta) \frac{R^2}{\mu}$$

Gipfelhöhe  $h$  (maximale Flughöhe):

$$h = \frac{v^2 \sin^2 \beta}{2} \frac{R^2}{\mu}$$

Flugzeit  $t$ :

$$t = 2 v \sin \beta \frac{R^2}{\mu}$$

mit

$v$  = Abwurfgeschwindigkeit

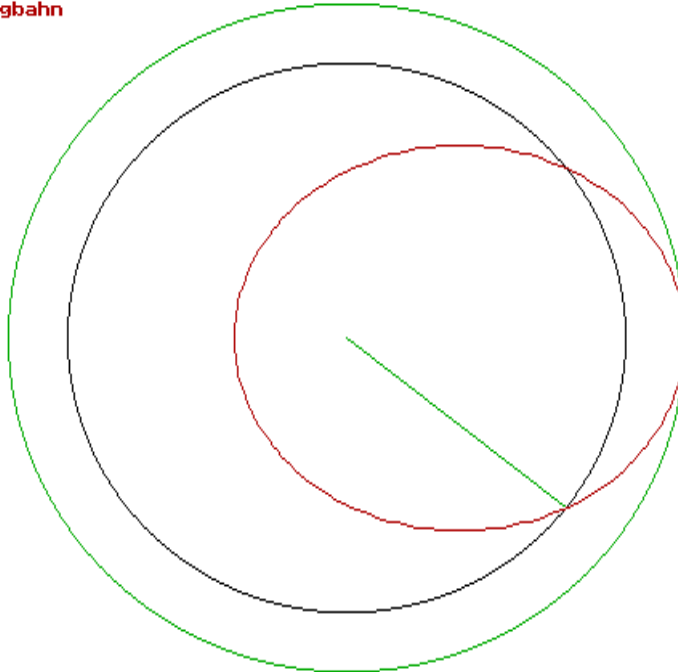
$\beta$  = Abwurfneigungswinkel gegenüber Horizontale

$R$  = Radius der Planetenoberfläche

$\mu = f M$  = Körperkonstante

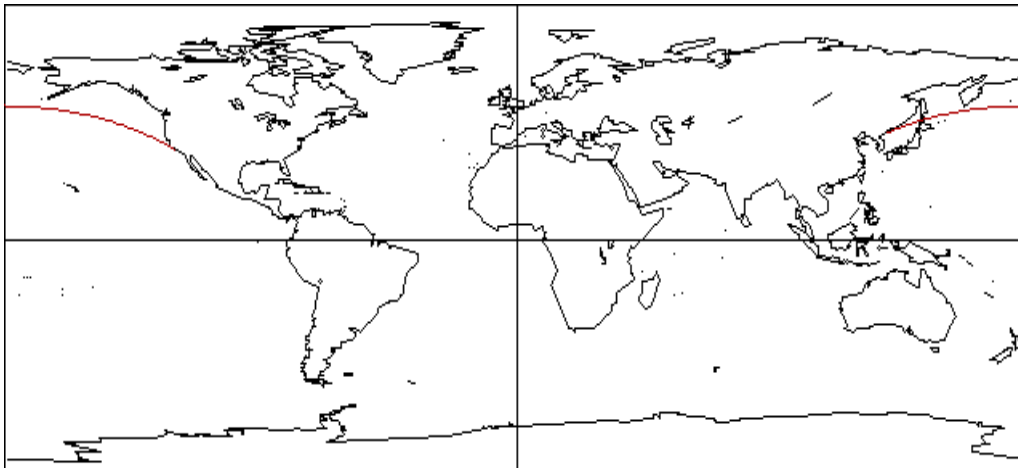
## Geometrische Darstellung einer ballistischen Umlaufbahn (ICBM):

Flugbahnebene mit Erde  
Ballistik-Flugbahn  
Orts-Vektor  
Apo-Kreisbahn



5 Bewegung  
1 Textseite, 2 andere Grafikseite

## Bodenspur einer ballistischen Flugbahn von Vandenberg nach No-Dong (Antriebsmanöver vernachlässigt, Berechnung als Freiflugbahn) :



### Bodenspur fuer Erde

Peri-Zeit	: 29 m 38
Hoehe (km)	: 18.10
Apsidenwinkel	: 217.80
Breitengrad	: 41.6.49
Laengengrad	: 129.57.24
Drehgeschw (Grad/min)	: 3.18. 8
Geschwindigkeit	: 6886.59

1 nochmal, 2 zurück ?

### 2.3.2. Kreisbahnen (LEO-, GEO-, SSO-Bahnen)

Die kreisförmige Umlaufbahn ist ein Spezialfall der allgemeineren elliptischen Umlaufbahn mit der Randbedingung, dass die beiden Halbachsen gleich groß sind. Damit verschwindet die Exzentrizität der Ellipse ( $e = 0$ ).

In der Natur kommen solche mathematisch exakten Umlaufbahnen nicht vor, jedoch ist zu einer näherungsweisen Beschreibung diese Darstellung häufig in Verwendung. Diese Bahnform ergibt sich bei einer Bahngeschwindigkeit die der 1.kosmischen Geschwindigkeit entspricht.

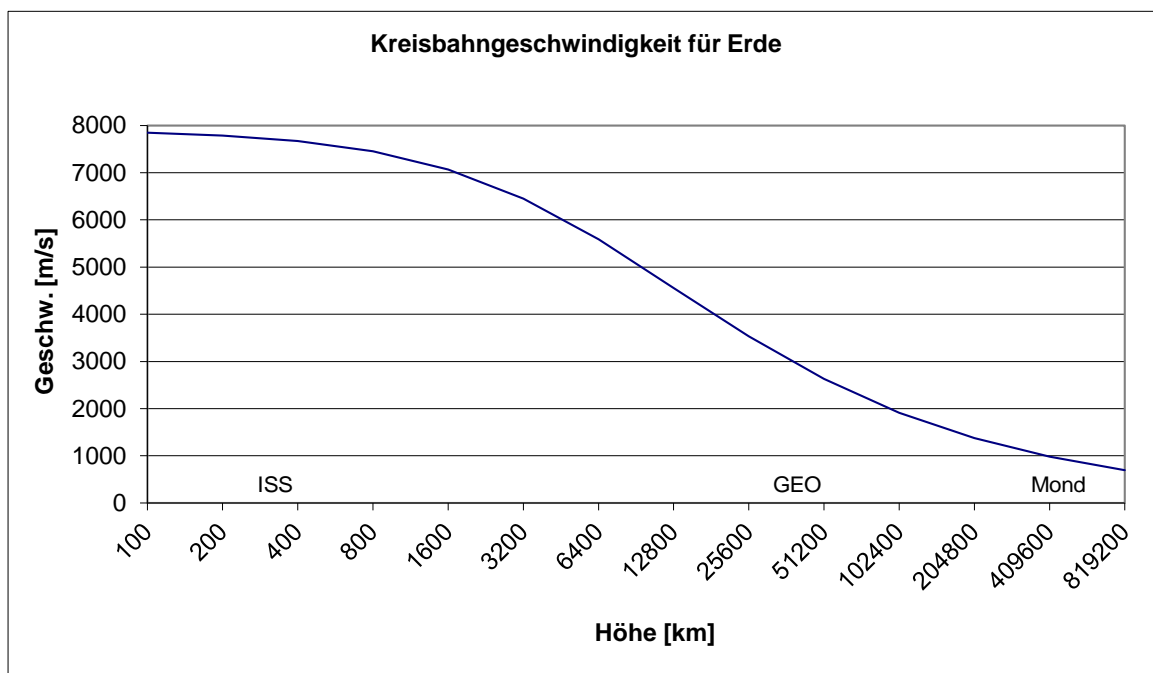
Es gelten folgende formelmäßigen Zusammenhänge:

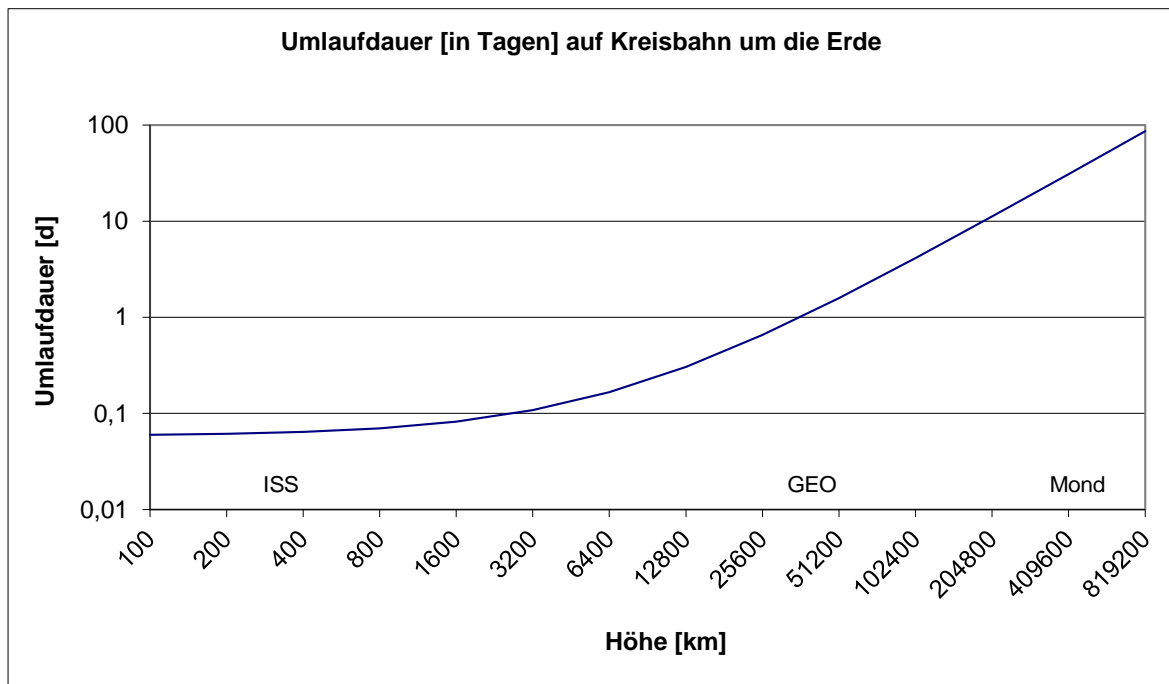
Geometrische Darstellung: Formel (1) bis (10)

Bahnbestimmung: Formel (23) bis (31)

jeweils mit  $e=0$  und  $a = b = p = r$

Beispielhaft zeigen die beiden folgenden Diagramme die konstante Kreisbahngeschwindigkeit und die Umlaufdauer eines natürlichen oder künstlichen Himmelskörpers in Funktion der Flughöhe über der Erde:

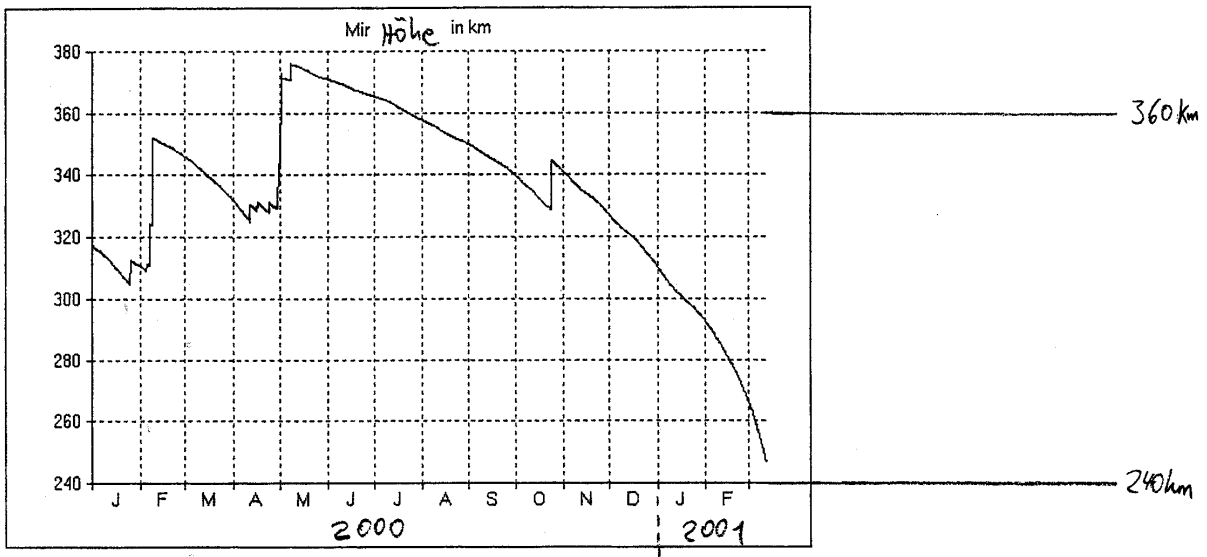




Für die Erde lassen sich folgende Gruppen von Umlaufbahnen zusammenfassen:

**LEO:** low earth orbit

der niedere Erdorbit (250-1000 km) ist die am einfachsten zu erreichende Umlaufbahn. Es ist die einzige Umlaufbahn, die von bemannten Missionen angefliegen wird (früher mit Space Shuttle, aktuell mit Sojus, SpaceX-Dragon und Shenzhou, Ausnahme: Mondflüge von 1968 bis 1972). Die ständig bemannte internationale Raumstation fliegt in einer Flughöhe von etwa 400 km über der Erdoberfläche mit etwa 55 Grad Bahnneigung gegenüber dem Äquator. Seit 2021 betreibt China ebenfalls eine ständig besetzte Raumstation, deren Bahnneigung 41,5 Grad beträgt. Durch die vorhandene Restatmosphäre der Erde neigen diese Bahnen generell zum Abwärtsspiralen und enden ohne Gegenmaßnahmen stets mit dem Verglühen in der Erdatmosphäre. Deshalb müssen diese Flugbahnen aktiv von Zeit zu Zeit "angehoben" werden. Den Verlauf der Flughöhe für die russische Raumstation MIR in den letzten 18 Monaten ihres Bestehens zeigt die folgende Grafik.



Atmosphäre  
 Obergrenze ca. 120 km

0 km  
 Erdoberfläche

Flughöhe der russischen Raumstation MIR über der Erdoberfläche (auf einer genäherten kreisförmigen Umlaufbahn)

Quelle: [www.heavens-above.com](http://www.heavens-above.com)

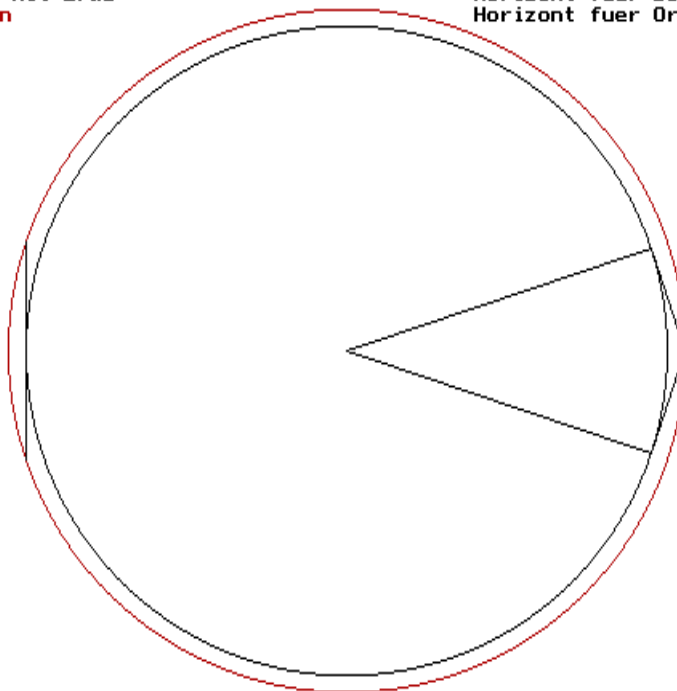


Die bemannte sowjetische Raumstation MIR in ca. 350 km Flughöhe

Geometrische Darstellung einer typischen LEO-Bahn (ISS oder MIR in 350 km Höhe):

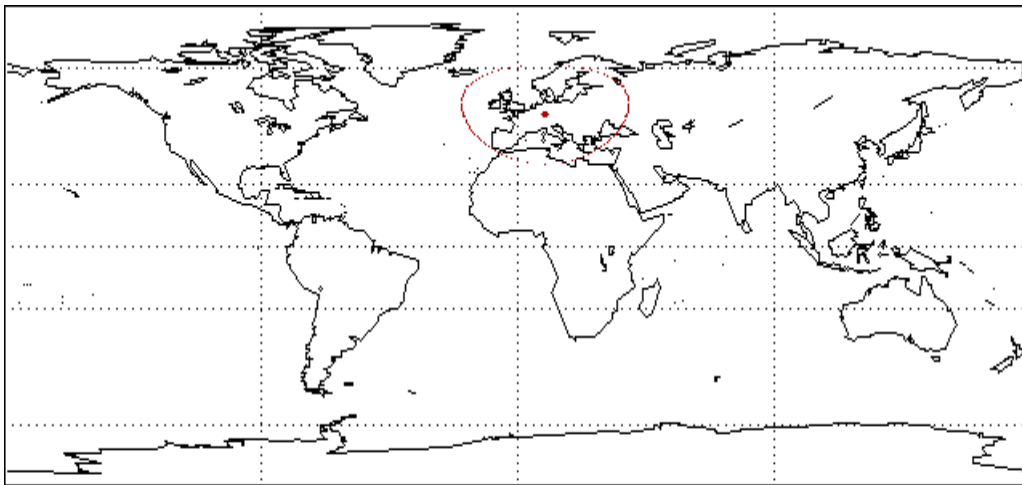
Flugbahnebene mit Erde  
**Kreis-Flugbahn**

Horizont fuer Bodenbeobachter  
 Horizont fuer Orbitbeobachter



5 Bewegung  
 1 Textseite, 2 andere Grafikseite

Typischer Sichtbarkeitsbereich beim Überflug der ISS über Europa:



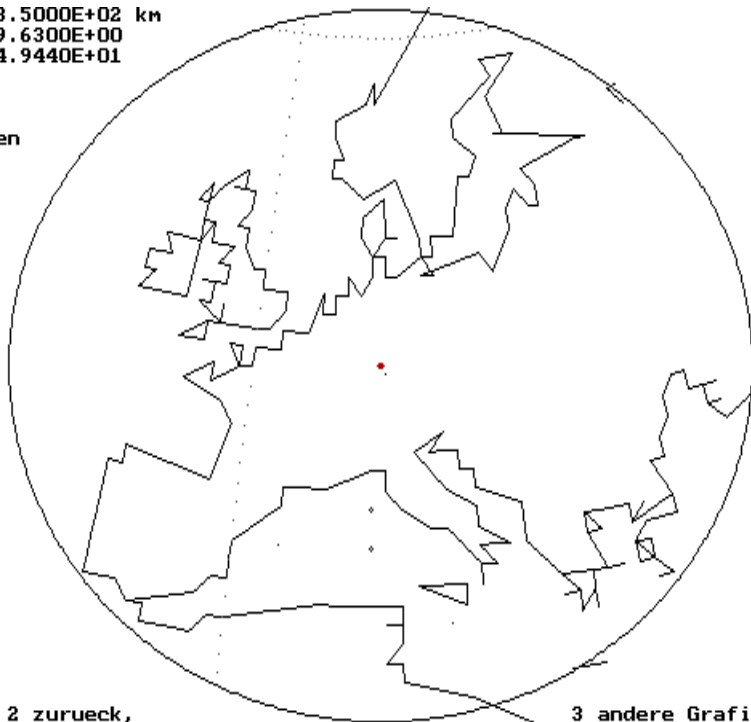
Aktuelles Beobachtungsfenster mit Beobachterzenit, Wende- und Polarkreisen

1 nochmal, 2 zurueck, 3 andere Grafikseite

Typische Ansicht der Erde beim Ausblick von der ISS über Europa:

Höhe : 3.5000E+02 km  
Laenge : 9.6300E+00  
Breite : 4.9440E+01

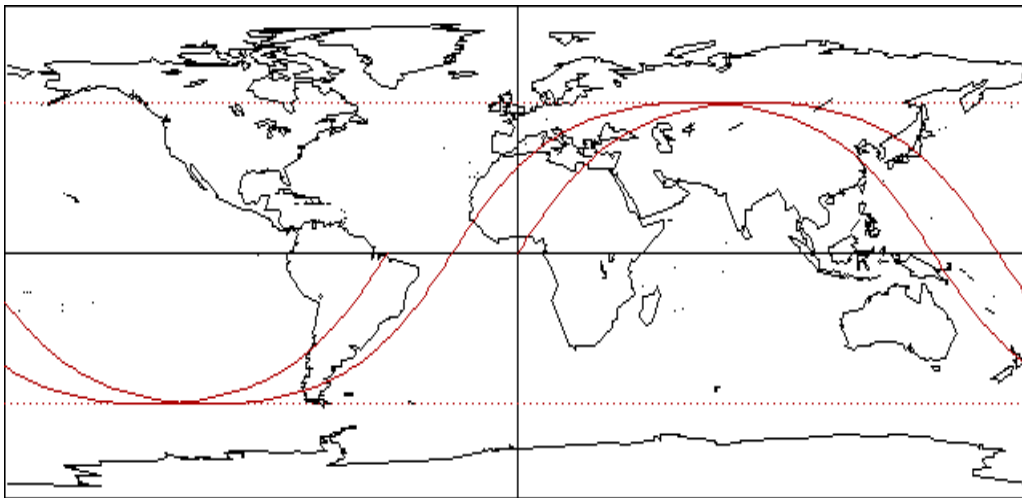
Wende- und  
Polarkreisen



1 nochmal, 2 zurueck,

3 andere Grafikseite

Typische Bodenspur für zwei Umläufe der Raumstation ISS:



Bodenspur fuer Erde	3. Umlauf
Peri-Zeit	: 3 h 2 m 48
Hoehe (km)	: 350.00
Apsidenwinkel	: 360.00
Breitengrad	: 0.00.00
Laengengrad	: -45.49.27
Drehgeschw (Grad/min)	: 3.56.19
Geschwindigkeit	: 7700.82

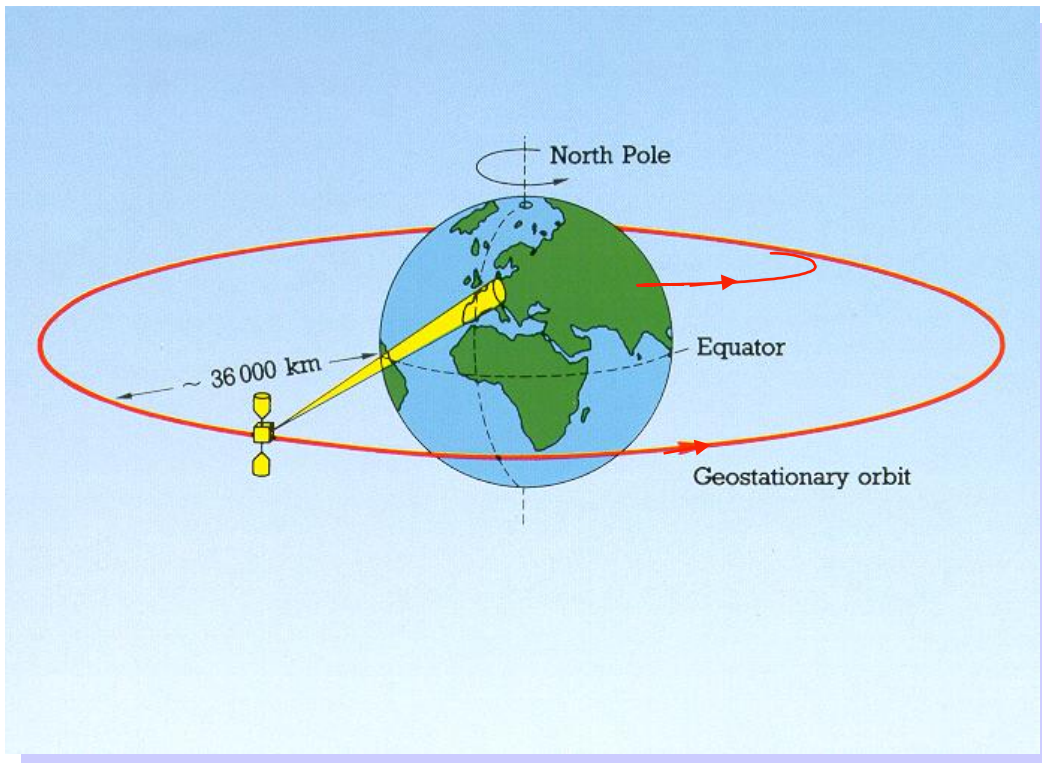
1 nochmal, 2 zurück ?

**MEO:** middle earth orbit

der mittlere Erdborbit (1000-5000 km) ist vor allem für zukünftige Telekommunikationsanwendungen von besonderer Bedeutung. Bei einem weltumspannenden Netz von Satelliten (in einer sogenannten Konstellation), reduziert sich die Zahl der Satelliten, je größer das Sichtfeld des einzelnen Konstellationsmitglieds wird. Mit niedrigerer Satellitenanzahl vergrößern sich aber auch die Laufzeiten der Funk- und optischen Verbindungen zum Satellit und zurück zur Erde (begrenzt durch die Lichtgeschwindigkeit). Die bereits bestehenden Konstellationen Iridium und Globalstar verfügen über 66 bzw. 64 Satelliten auf jeweils zueinander abgestimmten kreisförmigen Umlaufbahnen in etwa 1400 km Höhe.

## **GEO:** Geostationärer Orbit

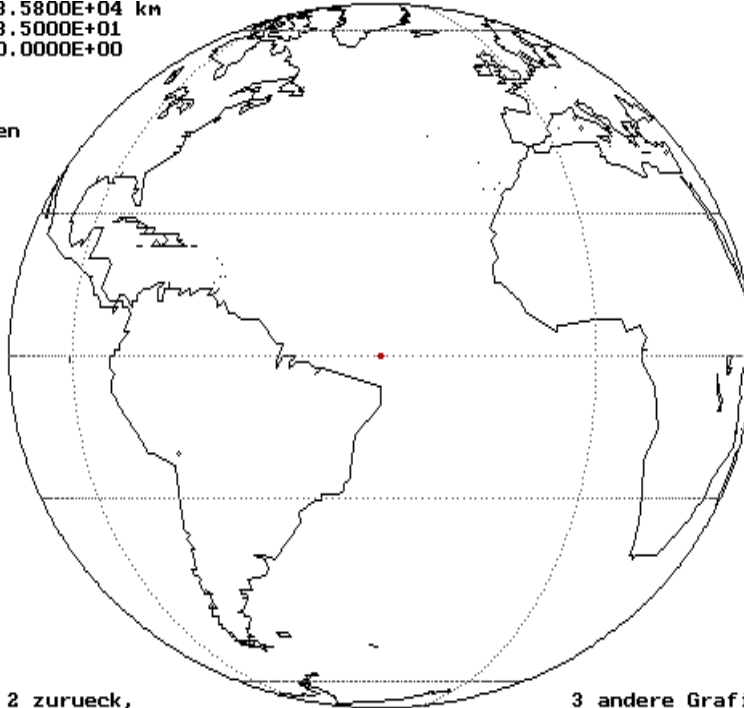
der geostationäre Orbit (35800 km mit 0 Grad Bahnneigung) ist die am häufigsten genutzte kommerzielle Umlaufbahn. Mehrere hundert Satelliten sind dort bereits positioniert und weitere drängen sich zukünftig um die freien Plätze. Deshalb werden alte verbrauchte Satelliten mit den letzten Treibstoffreserven, soweit noch möglich, aus dieser Bahn entfernt und in einen sogenannten "Graveyard" verschoben und entsorgt.



Typischer Sichtbarkeitsbereich und Subsatellitenpunkt (rot) eines geostationären Satelliten für transatlantische Nachrichtenverbindungen:

Höhe : 3.5800E+04 km  
Laenge : -3.5000E+01  
Breite : 0.0000E+00

Wende- und  
Polarkreisen

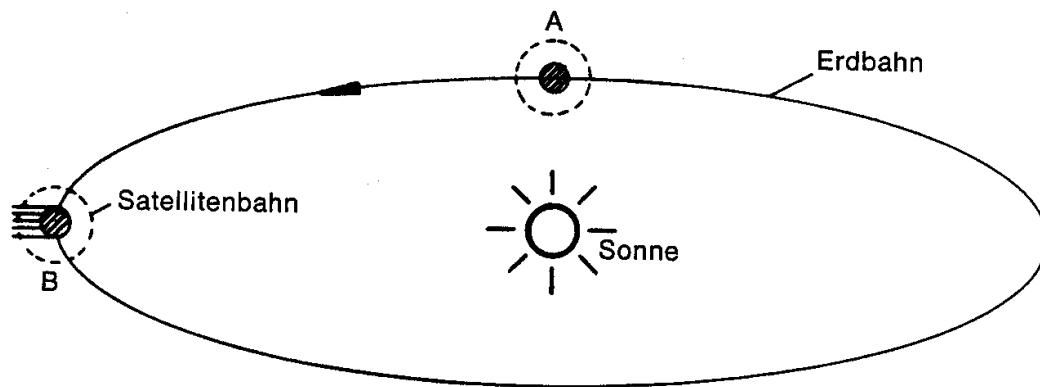


1 nochmal, 2 zurueck,

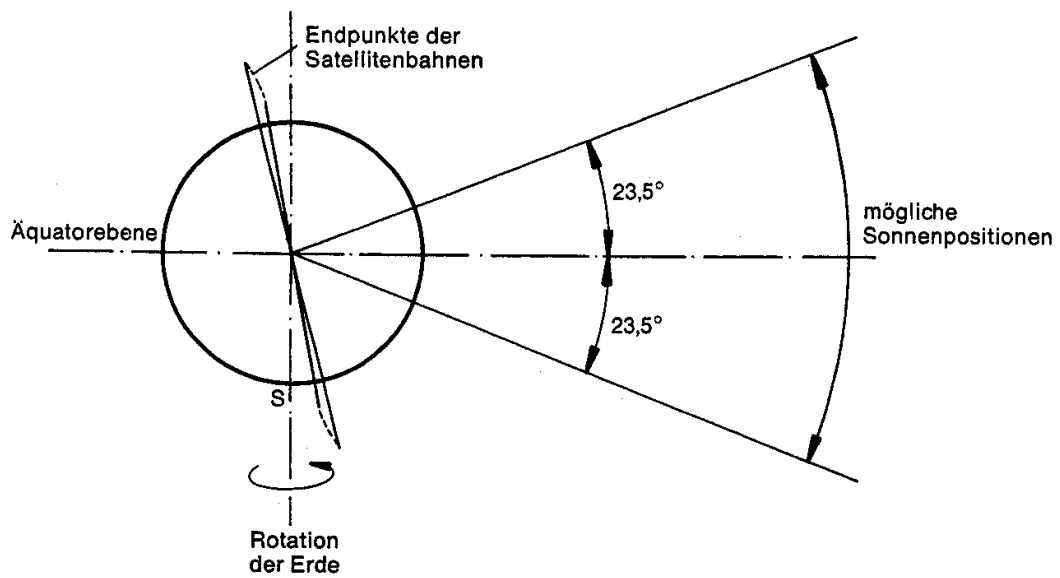
3 andere Grafikseite

### **SSO:** Sonnensynchroner Orbit

der sonnensynchrone Orbit (700-3000 km mit 95-100 Grad Bahnneigung) bietet für verschiedene Erdbeobachtungsaufgaben prädestinierte Voraussetzungen. Diese Bahn wird durch den Einfluss der Erdabplattung gem. (52) jeden Tag um knapp ein Grad in Rektaszension verschoben. Dadurch kommt es im Jahr zu einem exakt vollständigen Umlauf der Bahnebene um die Erde. Damit folgt der Satellit der Drehung der Erde um die Sonne derart, dass der Satellit niemals in den Schatten der Erde eintritt und deshalb besondere Anforderungen an Energieversorgung und Thermalhaushalt gestellt werden müssen. Der Satellit bewegt sich stets über der Morgen- oder der Abenddämmerungsgrenze (Terminator) der Erde, also in einem rechten Winkel zur Sonne, der Gegenstände auf der Erdoberfläche naturgemäß lange Schatten werfen lässt.



Bahn eines Erdsatelliten und Stellung zur Sonne



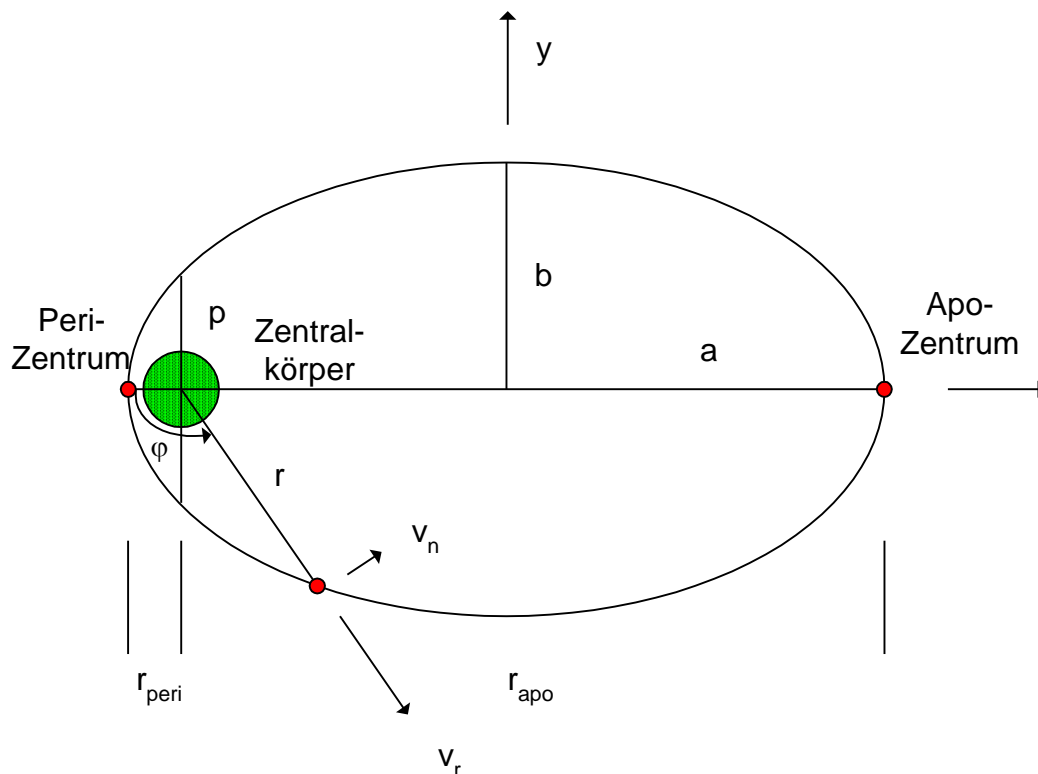
Sonnensynchrone Umlaufbahnen um die Erde

Quelle [5]

### 2.3.3. Elliptische Bahnen (GTO, Molnija)

Die elliptische Umlaufbahn ist die typische Form der Bewegung der meisten natürlichen und künstlichen Himmelskörper.  
Diese Bahnform ergibt sich bei einer Bahngeschwindigkeit im Peri-Zentrum die größer als die 1.kosmische und kleiner als die 2.kosmische Geschwindigkeit ist.

Charakteristische Größen einer Ellipse:



Geometrische Darstellung: Formel (2) bis (10)

Bahnbestimmung: Formel (23) bis (31)

Einschränkung: die Masse des kleinen Himmelskörpers ist vernachlässigbar zur Masse des Zentralkörpers.

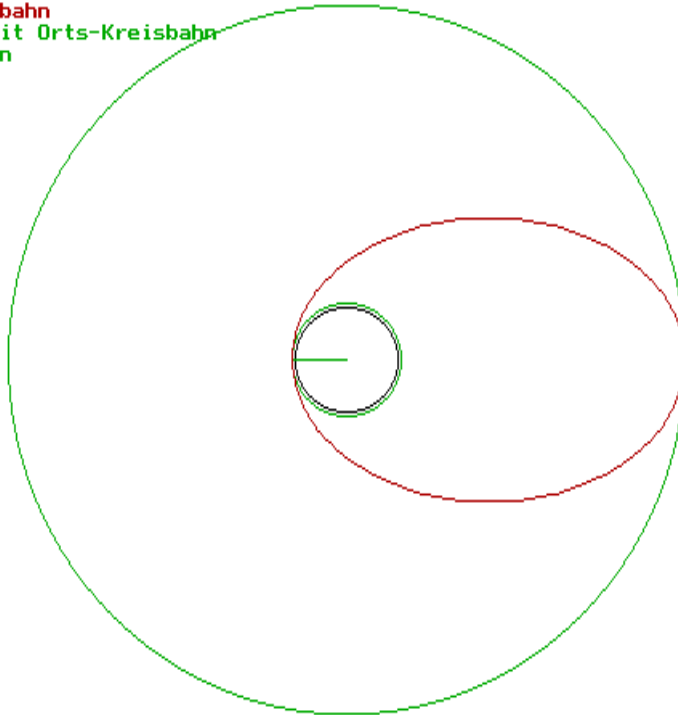
Technische Anwendungen:

Einschuss von Satelliten in den GEO-Transfer-Orbit (GTO).

Eine besonders stabile elliptische Umlaufbahn verwenden Satelliten der russischen Molnija-Serie. Sie verwenden den Abplattungseinfluss der Erde auf das Bahnelement "Argument des Perigäums" gem. Formel (53). Damit wird bei einer Bahnneigung von ca. 63,5 Grad das Perigäum der Bahn stabil über der Südhalbkugel plaziert und eine hohe prozentuale Verfügbarkeit über russischem Territorium realisiert.

## Geometrische Darstellung einer GTO-Bahn:

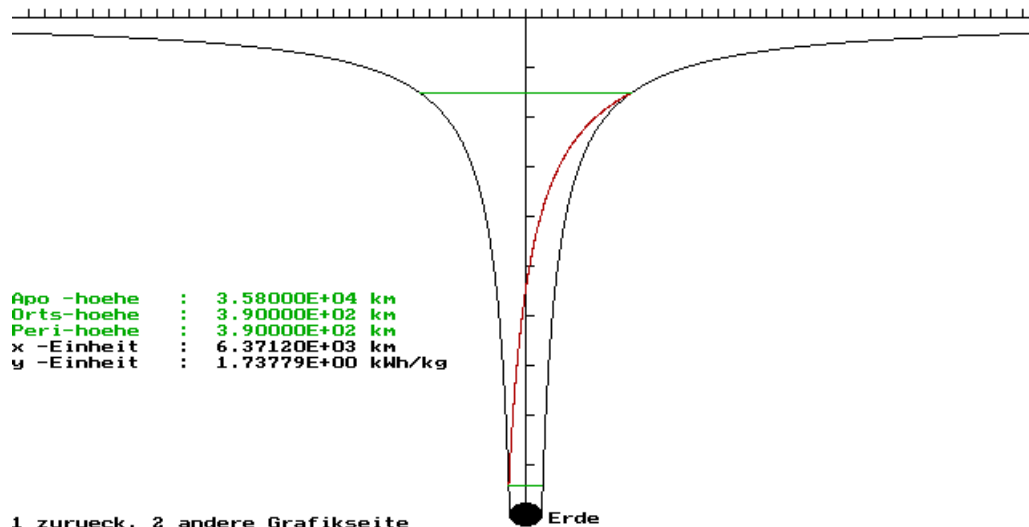
Flugbahnebene mit Erde  
Ellipsen-Flugbahn  
Orts-Vektor mit Orts-Kreisbahn  
Peri-Kreisbahn  
Apo-Kreisbahn



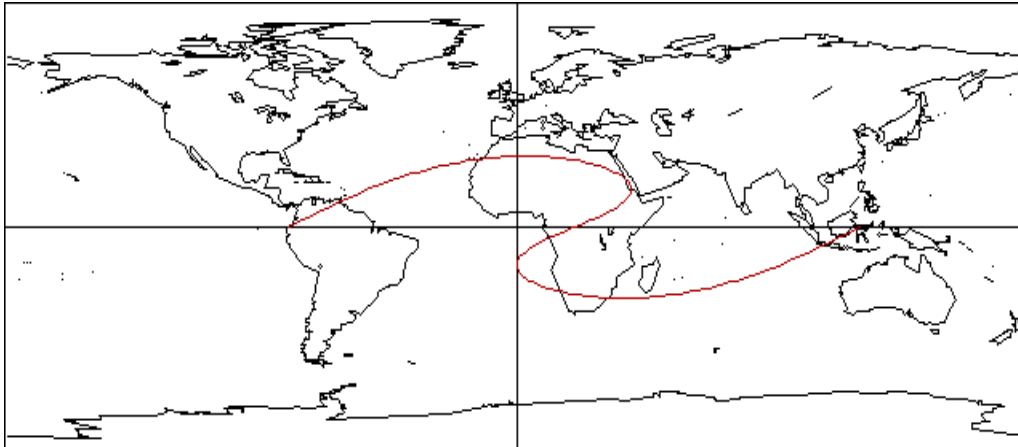
5 Bewegung  
1 Textseite, 2 andere Grafikseite

## Darstellung der GTO-Bahn im Schwerfeld der Erde:

Flugbahn in Gravitationsfeld Erde



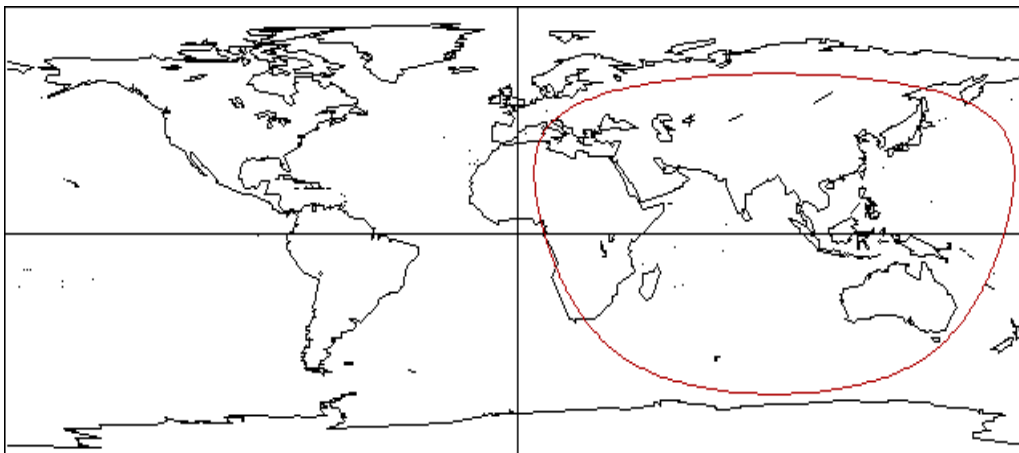
Bodenspur einer GTO-Bahn (bei Start im Kennedy Space Center):



Bodenspur fuer Erde            2. Umlauf  
 Peri-Zeit                    : 10 h 34 m 46  
 Hoehe (km)                : 390.00  
 Apsidenwinkel            : 360.00  
 Breitengrad                : 0.00.00  
 Laengengrad              : 120.22.20  
 Drehgeschw (Grad/min) : 5.7.31  
 Geschwindigkeit         : 10080.30

1 nochmal, 2 zurueck ?

Bodenspur einer 24h-Molnija-Bahn:



Bodenspur fuer Erde            2. Umlauf  
 Peri-Zeit                    : 23 h 56 m 4  
 Hoehe (km)                : 2061.52  
 Apsidenwinkel            : 360.00  
 Breitengrad                : -63.29.59  
 Laengengrad              : 89.59.59  
 Drehgeschw (Grad/min) : 3.45.36  
 Geschwindigkeit         : 9223.87

1 nochmal, 2 zurueck ?

### 2.3.4. Parabelbahnen

Die parabelförmige Umlaufbahn ist die mathematische Lösung des Übergangs von wiederkehrenden (elliptischen) in nicht wiederkehrende (hyperbolische)

Umlaufbahnen mit den Randbedingungen:

- Exzentrizität des Kegelschnitts  $e = 1$
- große Halbachse  $a \Rightarrow \infty$
- Umlaufdauer  $T \Rightarrow \infty$ .

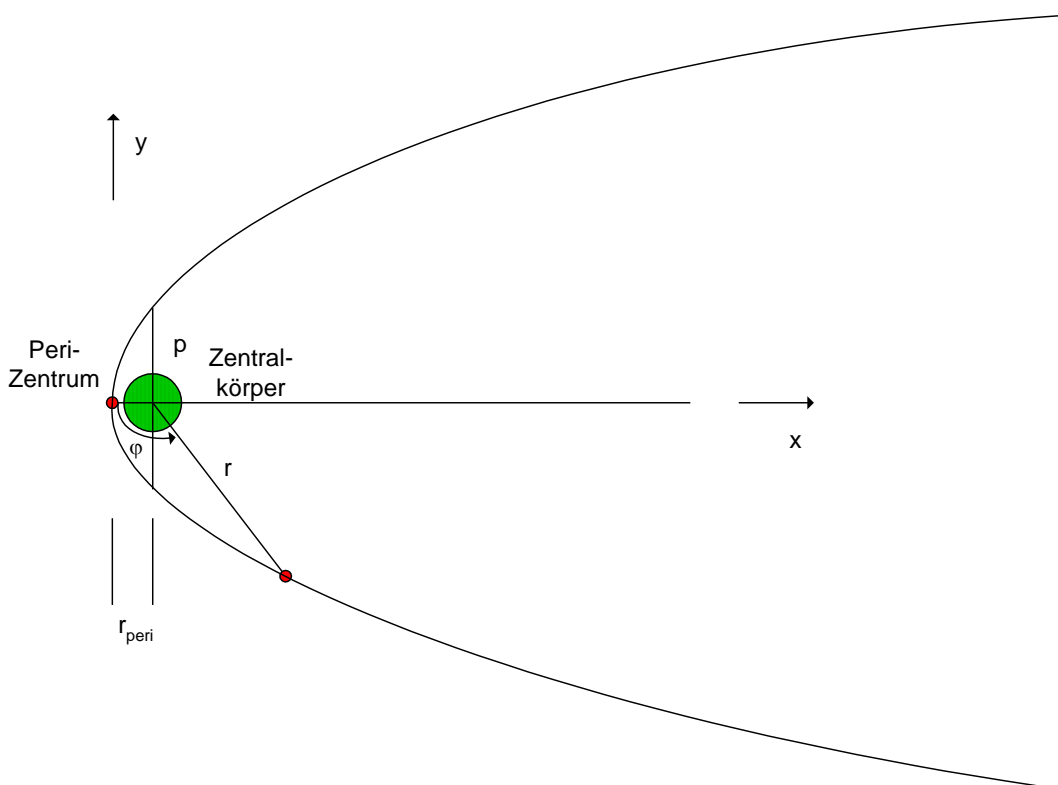
In der Natur kommen solche mathematisch exakten Umlaufbahnen nicht vor, jedoch ist zu einer näherungsweisen Beschreibung diese Darstellung häufig in Verwendung. Diese Bahnform ergibt sich bei einer Bahngeschwindigkeit im Peri-Zentrum die der 2.kosmischen Geschwindigkeit entspricht.

Geometrische Darstellung: Formel (11) bis (13)

Bahnbestimmung: Formel (23) bis (29) und (32a)

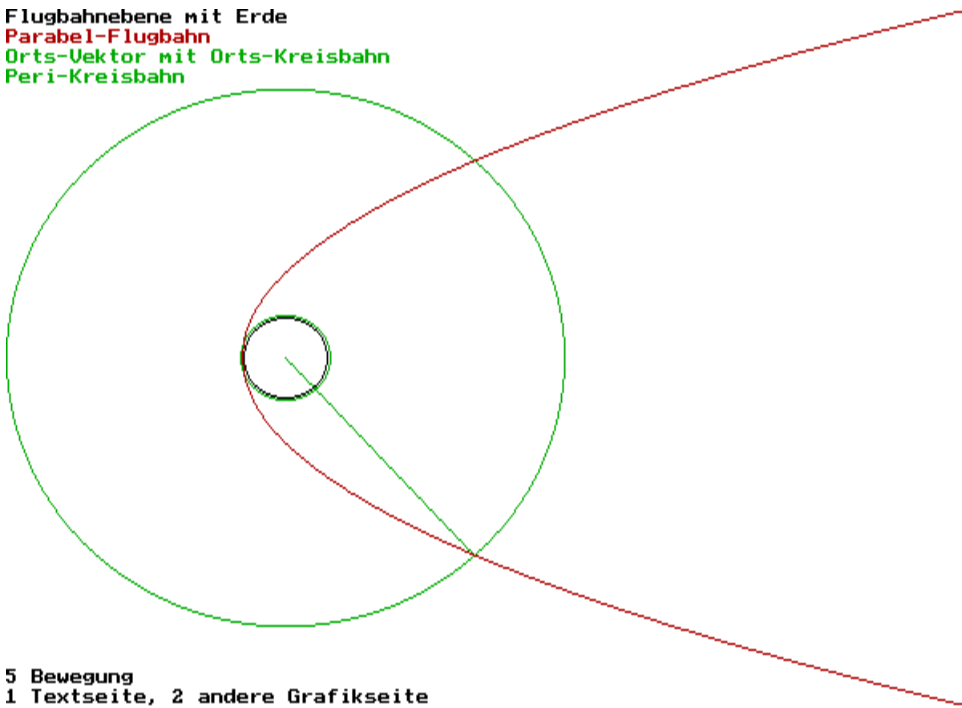
jeweils mit  $e=1$  und  $a \Rightarrow \infty$

Charakteristische Größen einer Parabel:



## Geometrische Darstellung einer Parabelbahn um die Erde:

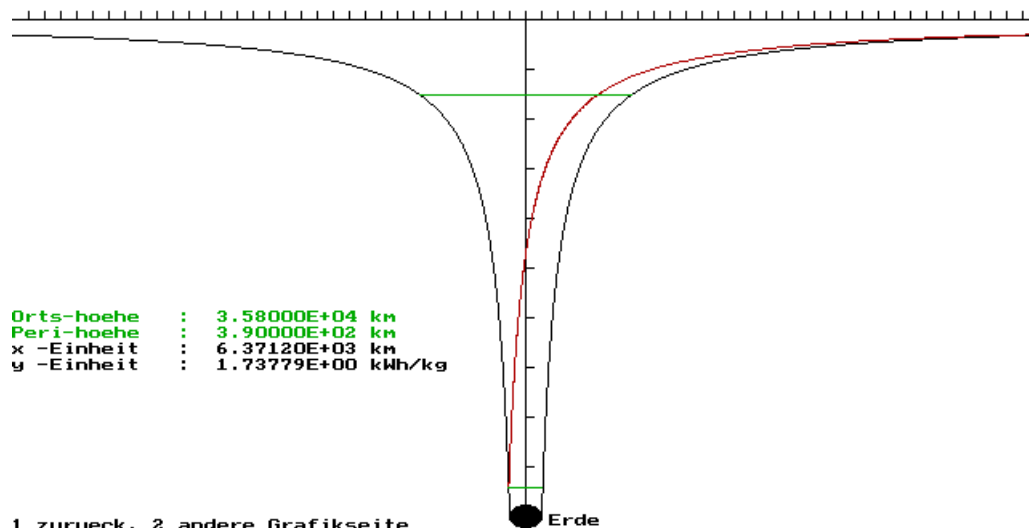
Flugbahnebene mit Erde  
Parabel-Flugbahn  
Orts-Vektor mit Orts-Kreisbahn  
Peri-Kreisbahn



5 Bewegung  
1 Textseite, 2 andere Grafikseite

## Darstellung der Parabelbahn im Schwerfeld der Erde:

Flugbahn im Gravitationsfeld Erde

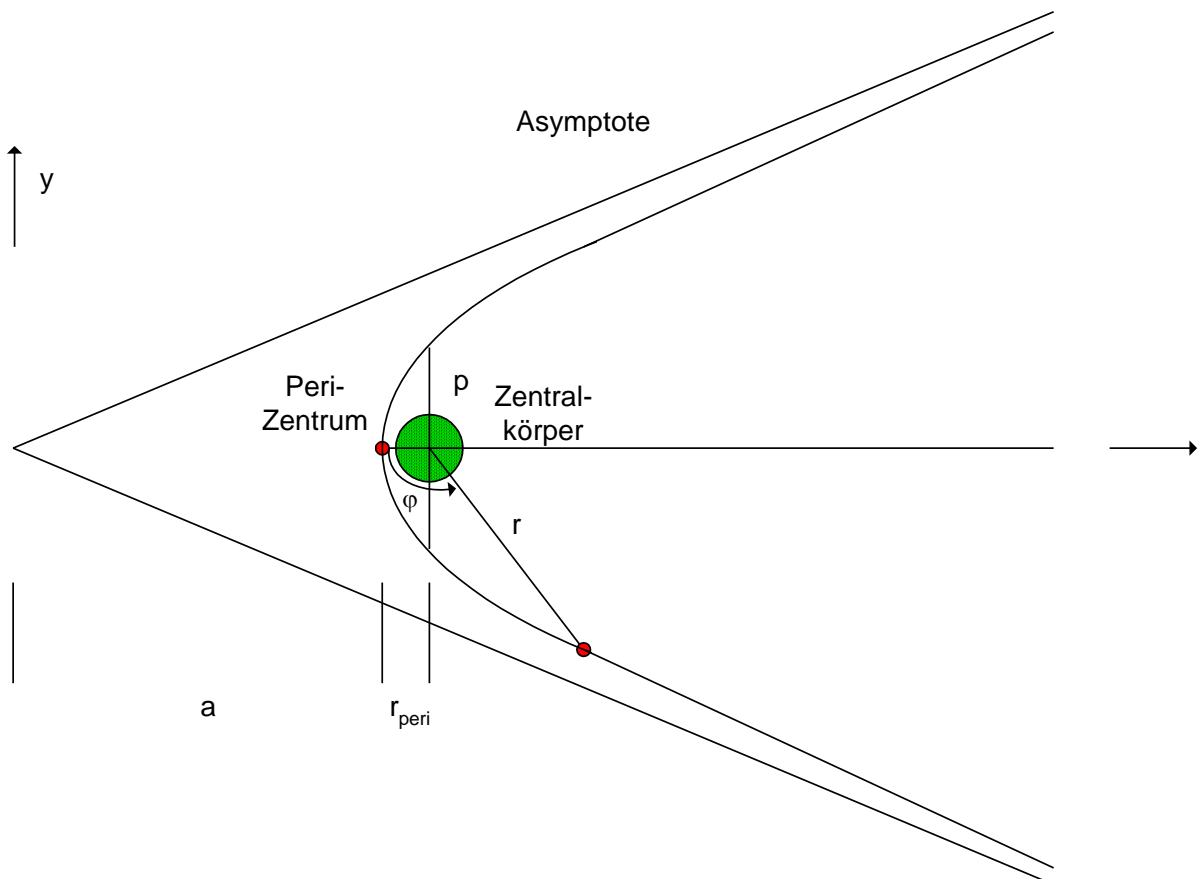


### 2.3.5. Hyperbelbahnen

Die hyperbolische Umlaufbahn ist die typische Form der Bewegung aller natürlichen und künstlichen Himmelskörper, die nicht periodisch wiederkehrend in die Nähe eines Massekörpers kommen.

Diese Bahnform ergibt sich bei einer Bahngeschwindigkeit im Peri-Zentrum die größer als die 2.kosmische Geschwindigkeit ist.

Charakteristische Größen einer Hyperbel:



Geometrische Darstellung: Formel (14) bis (22)

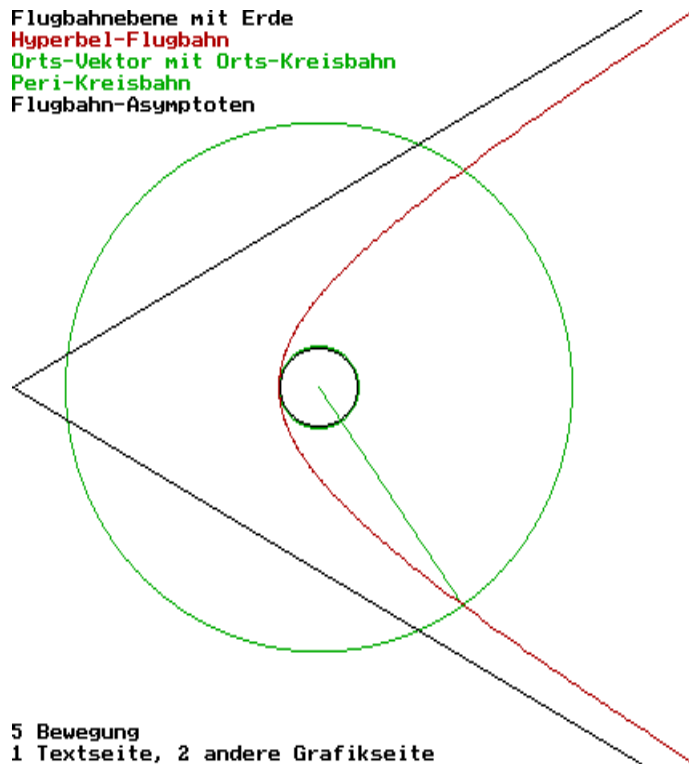
Bahnbestimmung: Formel (23) bis (29) und (32b)

Einschränkung: die Masse des kleinen Himmelskörpers ist vernachlässigbar zur Masse des Zentralkörpers.

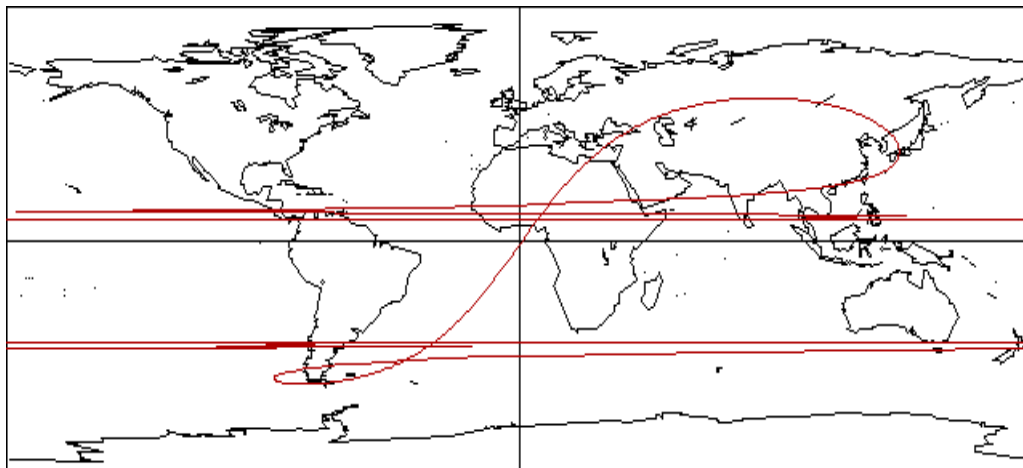
Technische Anwendungen:

- Vorbeiflug an Himmelskörpern zu deren Erforschung
- Vorbeiflug an Himmelskörpern zur Bahnänderung (Swing-by-Manöver, Kap.2.3.6.3.)

Geometrische Darstellung einer Hyperbelbahn um die Erde ( $v_{\infty}=3000$  m/s):



Typische Bodenspur einer Hyperbelbahn ( $v_{\infty}=3000$  m/s und 55 Grad Bahnneigung, Perigäum über Afrika, Bodenspur am südlichen Anflug- und nördlichen Abflugbreitengrad unvollständig):



Bodenspur fuer Erde

Peri-Zeit	:	4 w 3 d 1 h 34 m 39
Hoehe (km)	:	8257955.50
Apsidenwinkel	:	150.00
Breitengrad	:	8.10.39
Laengengrad	:	119.55.49
Drehgeschw (Grad/min)	:	0.0. 0
Geschwindigkeit	:	3016.03

1 nochmal, 2 zurück ?

### 2.3.6. Bahnänderungen

Um den Bewegungszustand eines natürlichen oder künstlichen Himmelskörpers zu ändern sind Kräfte nötig. Natürliche Körper können nur durch ihre Massewirkung oder eine bremsende Atmosphäre solche Kräfte ausüben. Technische Anwendungen dieser natürlichen Bahnänderung sind die Schwerkraftumlenkung oder Gravitationsmanöver in Kap. 2.3.6.3. und das sogenannte Aerobraking in Kap. 2.3.6.4.

Künstliche Himmelskörper (Raumfahrzeuge) können zusätzlich durch ein eigenes Antriebssystem gezielt solche Kräfte ausüben.

In den folgenden Kapiteln sind die heute überwiegend angewandten Verfahren für gewollte Bahnänderungen behandeln.

Die Abbremsung niedrigfliegender Erdsatelliten durch die Restatmosphäre führt zu einem Abwärtsspiralen gem. Kap. 2.3.6.2 in dichtere Atmosphäreschichten mit immer größerer Bremswirkung. Um einen Absturz mit Verglühen in der Erdatmosphäre zu vermeiden, muss diese nicht gewollte störende Bahnänderung von Zeit zu Zeit durch aufwändige Anhebungsmanöver ausgeglichen werden (siehe MIR-Flughöhe in Kap. 2.3.2.).

### 2.3.6.1. Hohmann-Übergänge

Bereits lange bevor an eine technische Umsetzung zu denken war, hat Walter Hohmann im Jahre 1925 den Übergang zwischen zwei Umlaufbahnen wissenschaftlich untersucht. Für den energetisch günstigsten Übergang zwischen zwei Kreisbahnen mit Radius  $r_1$  bzw.  $r_2$  hat er gezeigt, dass für  $r_2/r_1 < 12$  die Verwendung einer halbellenptischen Übergangsbahn am günstigsten ist (Formel (39) bis (41)). Für  $r_2/r_1 > 12$  ist der 3-Impuls-Übergang mit zwei halbellenptischen Übergangsbahnen gem. Formel (42) am günstigsten.

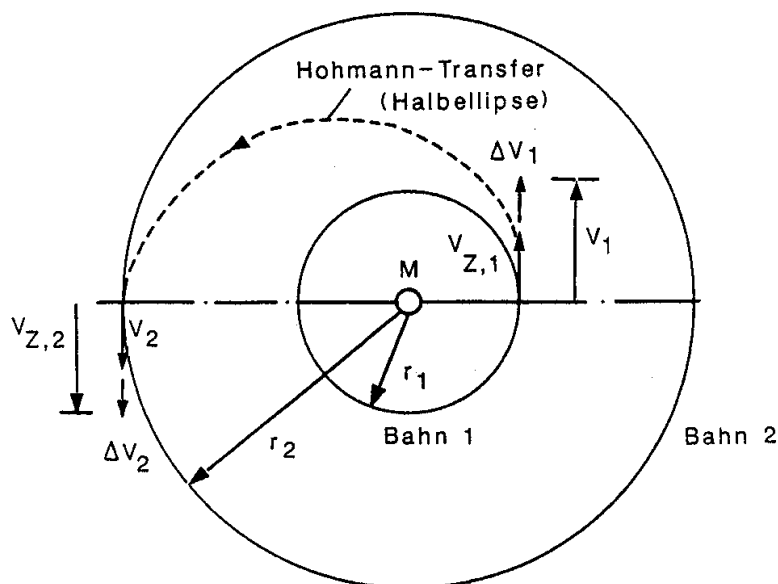
Die Dauer des Übergangs ergibt sich beim 2-Impuls-Übergang aus der Hälfte der Umlaufzeit auf der Ellipsenbahn gem. (30).

Da beim 3-Impuls-Übergang ein  $\Delta v_2 = 0$  angenommen wird, muss dieser Bahnimpuls rechnerisch in unendlicher Entfernung vom Zentralkörper durchgeführt werden und damit geht die Flugdauer der beiden Halbellenpten ebenfalls gegen unendlich.

Deshalb sind solche Übergänge eher theoretischer Natur.

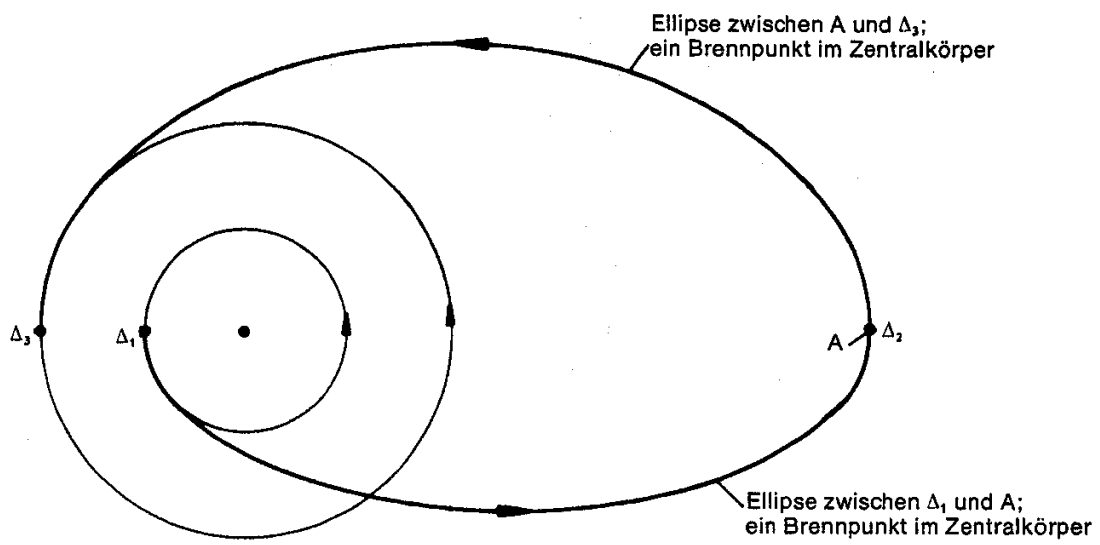
Für die technische Umsetzung werden die Antriebsmanöver häufig in mehreren kleineren Schritten durchgeführt. Dadurch ist ein genauerer Einschuss in den gewünschten Zielorbit möglich und es wird unnötiger Treibstoffverbrauch zur Feinjustierung im Zielorbit vermieden.

Falls die beiden Umlaufbahnen unabhängig voneinander Raumfahrtinfrastruktur (z.B. Raumstation im LEO und Satellit im GEO) oder natürliche Himmelskörper (z.B. Erde und Venus) besitzen, muss man den Zeitpunkt des Starts so legen, dass man bei der Ankunft im Zielorbit auch den gewünschten Himmelskörper näherungsweise erreicht. Die Annäherung zweier Himmelskörper wird als Rendezvous bezeichnet. Hierzu müssen dann sogenannte Startfenster eingehalten werden. Diese Startfenster wiederholen sich regelmäßig im Abstand einer synodischen Periode (Formel (36)).



#### Hohmann-2-Impuls-Übergang

Quelle: [8]



### Hohmann-3-Impuls-Übergang

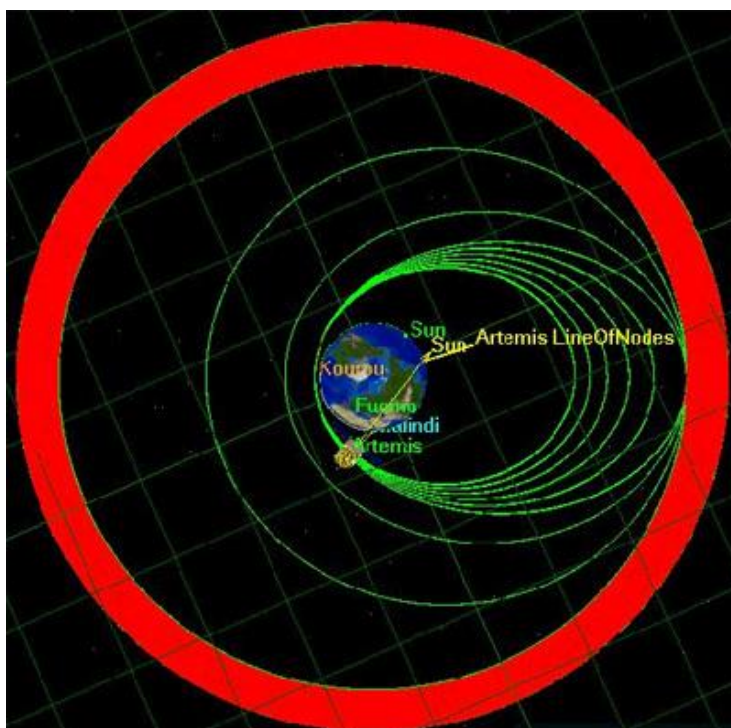
Quelle: [5]

### 2.3.6.2. Spiralübergänge

Alternativ kann der Flug von einem Startorbit in den Zielorbit auch spiralförmig durchgeführt werden. Der Geschwindigkeitsbedarf hierfür ist größer als beim 2-Impuls-Übergang (Formel (43)). Für diese Übergänge werden schubschwache Triebwerke im Dauerbetrieb eingesetzt. Auch das Sonnensegeln ist eine Antriebsmethode für solche Bahnübergänge. Die Dauer des Übergangs kann bis zu mehreren Jahren betragen und man nimmt an, dass der künstliche Himmelskörper sich fortlaufend mit den Bahndaten einer Quasi-Kreisbahn bewegt, deren Radius fortlaufend zunimmt (bzw. bei der absteigenden Bahn abnimmt). Der erhöhte Treibstoffbedarf für diesen Bahnübergang lässt sich auch dadurch erklären, dass mehr Masse im Schwerfeld des Zentralkörpers angehoben werden muss und dafür potenzielle Energie "verbraucht" wird. Die größte Wirkung (d.h. Geschwindigkeitsgewinn) zeigen Antriebsmanöver, wenn der Treibstoff hierfür möglichst "tief" im Schwerfeld des Zentralkörpers abgestoßen wird.

Beim Start des europäischen Technologie-Satelliten Artemis (Advanced Relay and TEchnology MISsion) kam es 2001 zu einem Fehler im Antriebssystem der Ariane 5-Oberstufe und deshalb zur Aussetzung des Satelliten in einer zu niederen Umlaufbahn. In einer Kombination von Bahnanhebungsmanövern mit Hilfe des chemischen Antriebssystems (auf Kreisbahnhöhe 31000 km, innere Begrenzung des roten Rings) und anschließend des elektrischen Antriebssystems soll es dem Satelliten gelingen aus eigener Kraft seinen GEO-Zielorbit (in 35800 km Höhe, äußere Begrenzung des roten Rings) zu erreichen. Der erhöhte Treibstoffverbrauch beim Aufstieg führt dann zu einer kürzeren Lebensdauer des Satelliten als ursprünglich geplant. Das Aufspiralen dauert mehrere Monate und ist zum aktuellen Zeitpunkt noch nicht abgeschlossen.

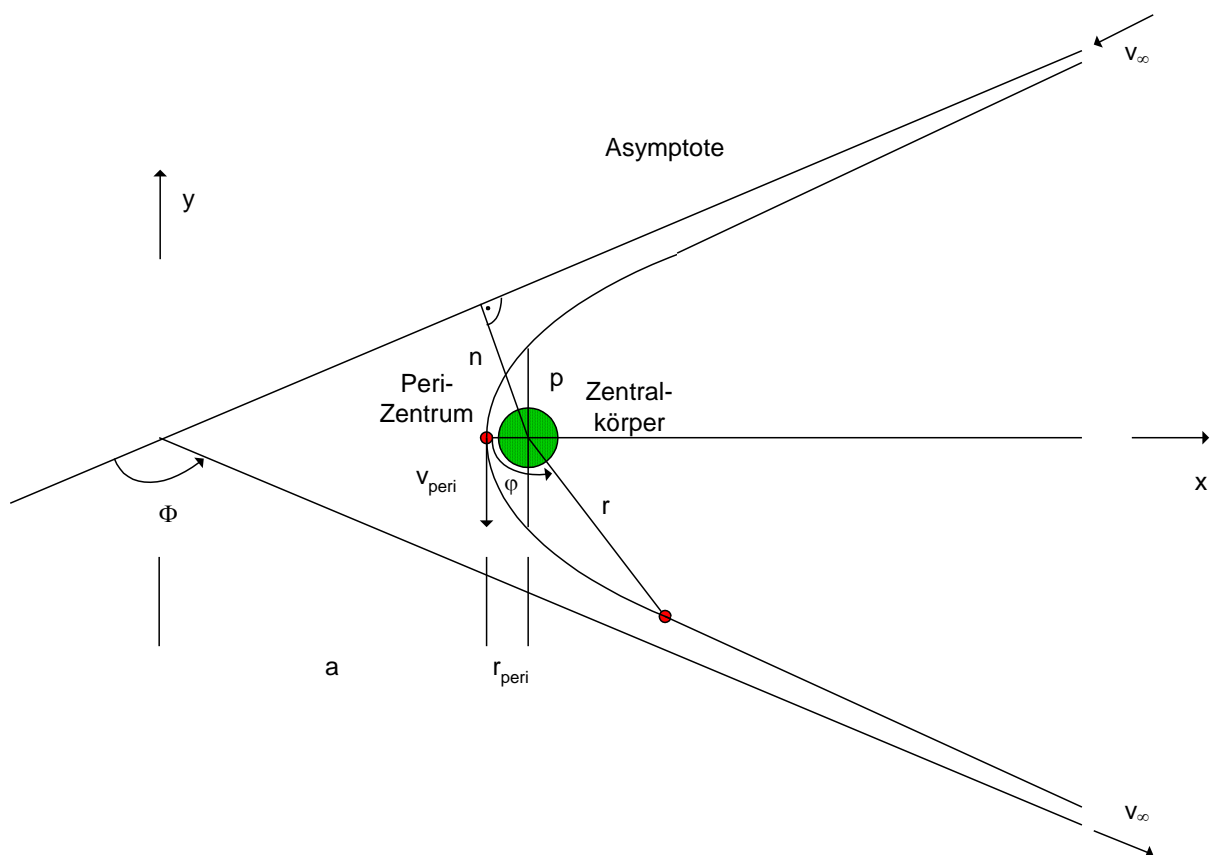
Geometrische Darstellung des Bahnaufstiegs von Artemis:



### 2.3.6.3. Gravitationsmanöver (Swing-by, Gravity-assist)

Für die geometrische Darstellung eines Gravitationsmanövers nehmen wir die Skizze der Hyperbelflughbahn aus Kap. 2.3.5. und ergänzen die Darstellung mit der Anflug- und Abflugeschwindigkeit  $v_\infty$ . Der Energieerhaltungssatz legt fest, dass der Betrag des Geschwindigkeitsvektors  $v_\infty$  beim Anflug und Abflug weit weg vom Zentralkörper gleich groß ist. Er ist aber um den Winkel  $\Phi$  gem. (38) umgelenkt. Weiterhin ermitteln wir die unbeeinflusste Vorbeiflugentfernung gem. (37). Der Drehimpulserhaltungssatz legt fest:

$$n \cdot v_\infty = r_{\text{peri}} \cdot v_{\text{peri}}$$

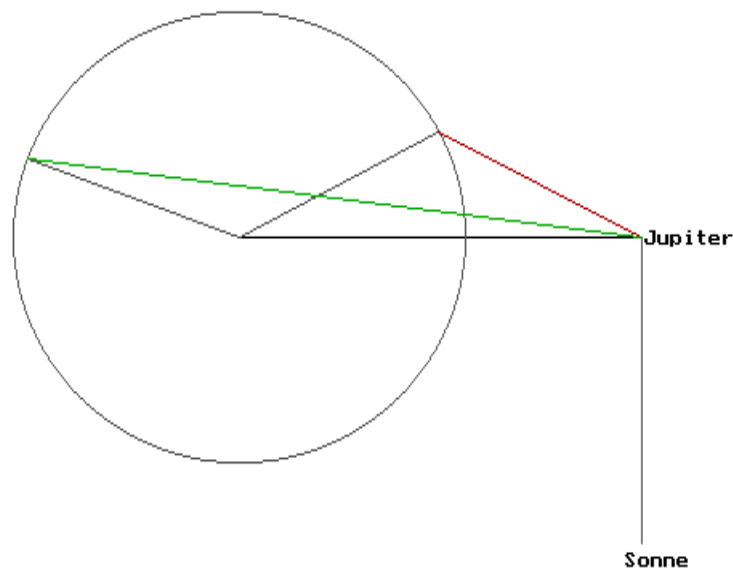


Wir betrachten hier das reine (d.h. passive) Gravitationsmanöver. Werden beim Vorbeiflug an einem schweren Himmelskörper "tief" im Schwerfeld aktiv Antriebsmanöver durchgeführt, kann man den Effekt des Gravitationsmanövers noch erheblich verstärken.

Der maximale Geschwindigkeitsgewinn bezüglich des nächsten übergeordneten Zentralkörpers (d.h. Sonne beim Anflug eines Planeten oder Planet beim Anflug eines Planetenmondes) entspricht der Kreisbahngeschwindigkeit für die Peri-Zentrumshöhe  $r_{\text{peri}}$ . Damit können bei Erde und Venus bis zu 7 km/s und bei den Gasplaneten Jupiter, Saturn, Uranus und Neptun zwischen 15 und 40 km/s Geschwindigkeitsgewinn ohne Verbrauch von Treibstoff realisiert werden. Bezüglich dem Gesamtsystem muss der Energiebetrag erhalten bleiben, d.h. bei einer Beschleunigung des Satelliten erfolgt folgerichtig eine Abbremsung des angeflogenen Zentralkörpers auf seiner Umlaufbahn um das nächsthöhere übergeordnete Gravitationszentrum (bzw. umgekehrt beim Abbremsen des Satelliten).

Geometrische Darstellung der Geschwindigkeitsvektoren beim Gravitationsmanöver für einen ebenen Anflug beim Jupiter (d.h. der Satellit nähert sich in der Flugbahnebene des Planeten und entweicht auch in derselben Ebene) :

x,y-Ebene von Jupiter und Satellit vor dem Swingby (z : senkrecht zu x,y)  
 Sat.geschw.vektor vor Swingby      Sat.geschw.vektor nach Swingby  
 Geschwindigkeitsvektor von Jupiter      endet auf Kugeloberfläche  
 1.3176E+04 m/s      Delta-v-kick 1.3473E+04 m/s  
 7.4805E+03 m/s  
 2.0255E+04 m/s



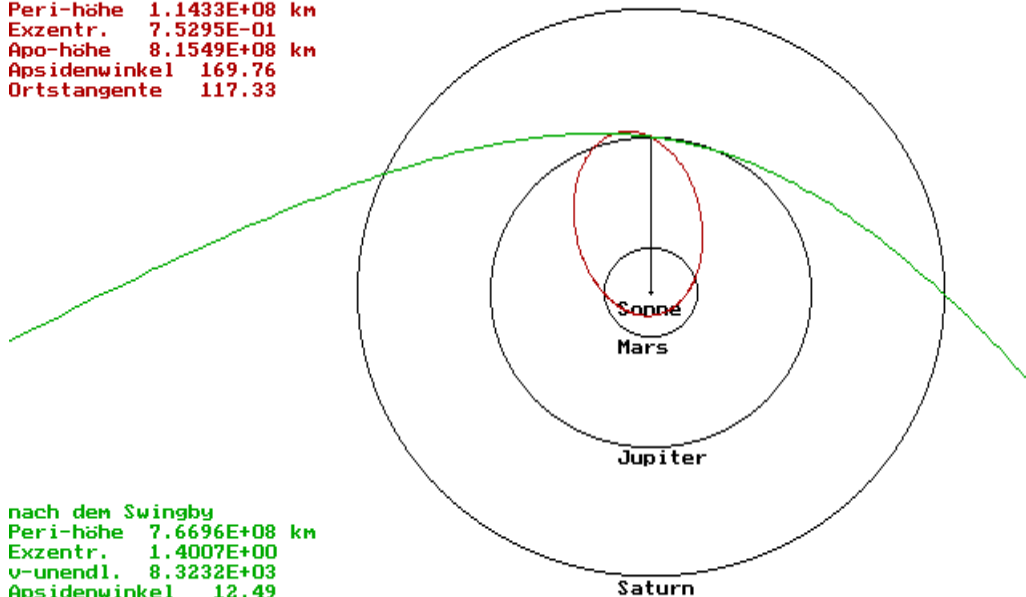
1 Textseite, 2 andere Grafikseite

4 Bahnformgrafik

Das Gravitationsmanöver wird bestimmt durch die Geschwindigkeitsvektoren von Planet und Satellit beim Anflug und vom Umlenkwinkel (38). Der Kreis wird gebildet aus dem Geschwindigkeitsvektor  $v_{\infty}$  und dem Mittelpunkt auf dem Ende des Geschwindigkeitsvektors des Planeten. Die Endpunkte der Geschwindigkeitsvektoren des Satelliten liegen also stets auf der Kreislinie.

Aus diesen Geschwindigkeitsvektoren ergeben sich folgende Bahnformen vor und nach dem Gravitationsmanöver :

Kreisbahn und Ortsvektor von Jupiter und Bahnformen vom Satellit  
 Die Bahnform nachher ist in die Bahnebene vorher projiziert  
 vor dem Swingby  
 Peri-höhe 1.1433E+08 km  
 Exzentr. 7.5295E-01  
 Apo-höhe 8.1549E+08 km  
 Apsidenwinkel 169.76  
 Ortstangente 117.33

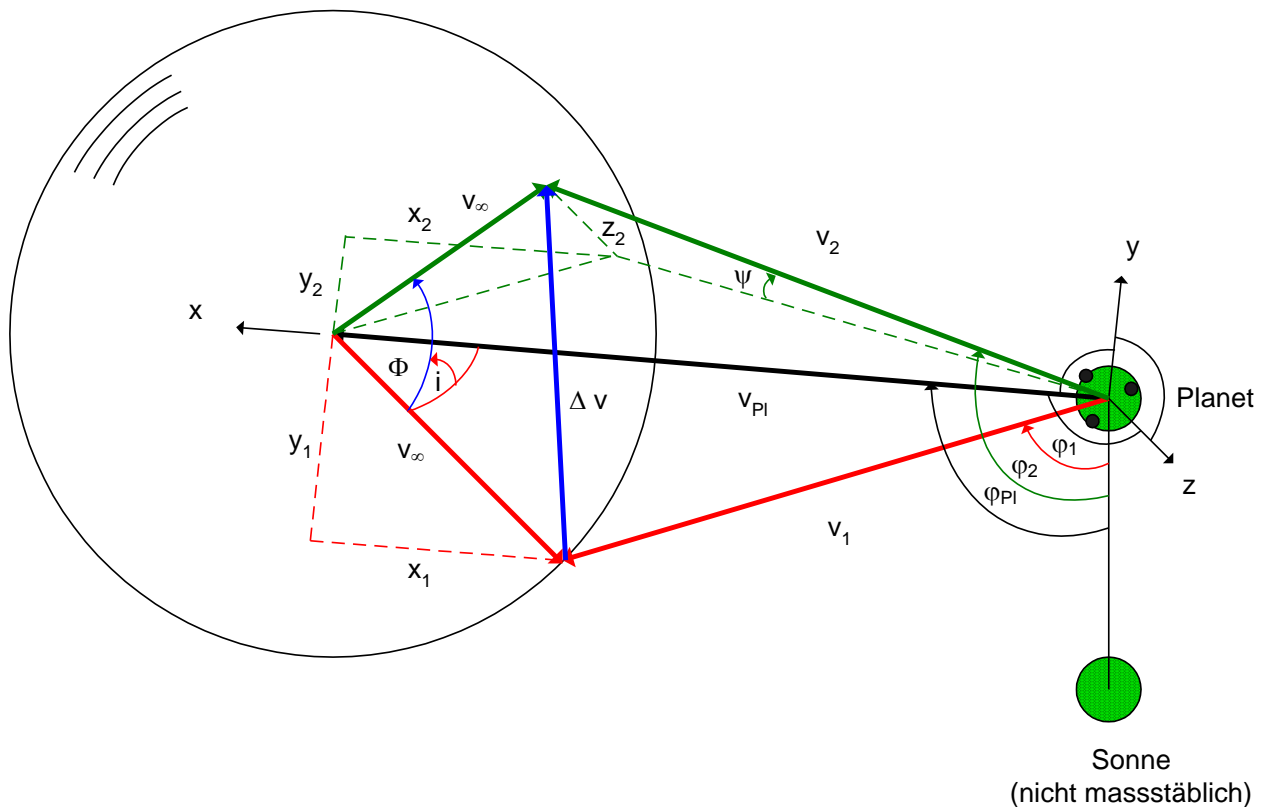


1 Textseite, 2 andere Grafikseite

3 Geschw.vektorgrafik

Völlig ohne Treibstoff wird so im o.g. Beispiel aus einer elliptischen Umlaufbahn um die Sonne eine hyperbolische mit einer Restgeschwindigkeit von über 8 km/s. Bei einem Umlenkwinkel von etwa 130 Grad wird innerhalb von etwa 10 Stunden Nahbereichaufenthaltsdauer (Satellit innerhalb der Apsidenhöhe mit  $-90^\circ < \varphi < +90^\circ$ ) damit ein Bahnänderungsmanöver von 13.5 km/s durchgeführt, welches mit chemischen Antriebssystemen praktisch nicht verwirklicht werden könnte.

Für eine vollständige allgemeingültigere Darstellung mit einem Abflugwinkel außerhalb der Flugbahnebene des Planeten wird im vorigen zweidimensionalen Geschwindigkeitsvektordiagramm aus dem ebenen Kreis eine räumliche Kugel mit dem Radius  $v_\infty$ . Alle anderen Beziehungen gelten sinngemäß.



Dabei stellt  $i$  den Neigungswinkel dar, unter dem sich der Satellit bezogen auf die Anflugenebene  $x,y$  dem Planeten nähert (Anflugbreitengrad, aber nicht zu verwechseln mit dem Planetenbreitengrad der sich auf die Rotation des Planeten bezieht).

Wenn man das Design der Anflugbahn ( $\phi_1, v_1, i$ ) geschickt wählt, lassen sich damit astronomische Ziele erreichen, die mit den derzeitigen technischen Möglichkeiten anderweitig nicht erreichbar sind.

Beispiele:

- mit kleinem  $v_2$  kann man das Peri-Zentrum der Umlaufbahn um den übergeordneten Zentralkörper (hier: Sonne) stark reduzieren (und im Extremfall in die Sonne fliegen (von der Erde aus direkt nicht möglich))
- mit großem Abflugneigungswinkel  $\psi$  kann man Ziele weit außerhalb der Ekliptik (Erdbahnebene um die Sonne) erreichen
- durch geeignete Gravitationsmanöver können Himmelskörper auf sehr unterschiedlichen Umlaufbahnen besser erreichbar werden (Kometen, Pluto, Merkur)

### 2.3.6.4. Atmosphäre-Anschneidmanöver (Aerobraking)

Als weiteres Verfahren zur Bahnänderung ohne besonderen Treibstoffbedarf gibt es bei einigen Himmelskörpern (solche die über eine Atmosphäre verfügen) die Möglichkeit des Aerobrakings. Dabei wird eine Widerstandskraft  $F$  durch die Reibung in der Hochatmosphäre realisiert:

$$F = \frac{1}{2} c_w A_{eff} \rho v^2$$

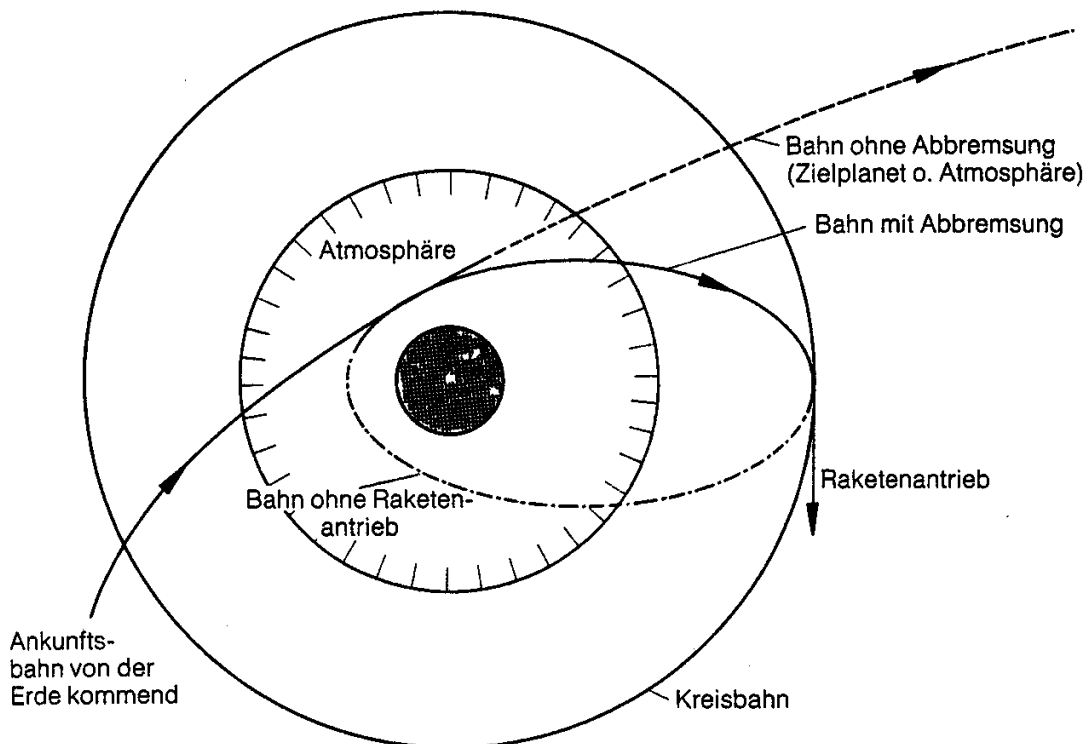
mit

$F$  = Widerstandskraft

$c_w$  = Widerstandsbeiwert

$A_{eff}$  = effektiver Querschnittsfläche

$\rho$  = Dichte der Atmosphäre



Anschneiden der Atmosphäre zur Erstellung einer neuen Satellitenbahn

Quelle: [5]

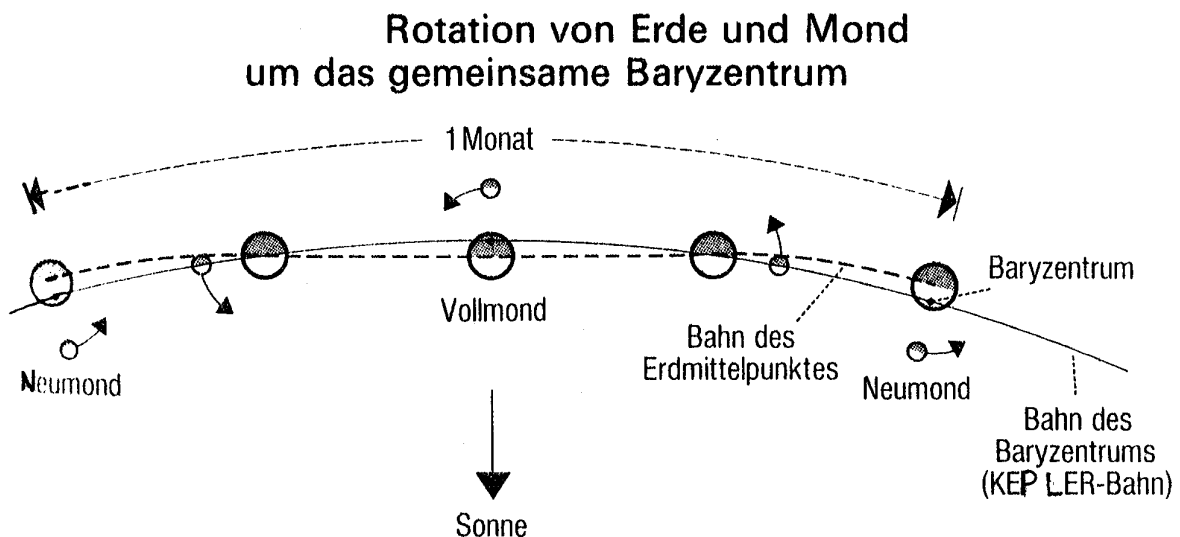
Das Aerobraking setzt sehr genaue Kenntnisse der Zusammensetzung der Atmosphäre zum Zeitpunkt der Bremsung voraus (für  $c_w$  und  $\rho$ ). Da vor allem die Dichte der Hochatmosphäre stark variieren kann, besteht ein erhebliches Risiko des Totalverlusts, wenn der sehr knapp einzuhaltende Eintrittskorridor nicht erreicht wird. Bei einem zu großen Eintrittswinkel droht eine erhebliche thermische Zusatzbelastung die bis zum Verglühen führen kann und bei einem zu flachen Eintrittswinkel droht ein "Abschmieren" ähnlich einem Stein, der sehr flach mit hoher Geschwindigkeit auf eine Wasseroberfläche geworfen wird.

Im Gegensatz zum Gravitationsmanöver kann beim Aerobraking nur eine Bremsung und keine Beschleunigung des Satelliten durchgeführt werden. Dieses Verfahren ist deshalb sinnvoll, bei der Ankunft eines interplanetaren Satelliten bei einem Zielkörper (z.B. Mars oder Saturnmond Titan) als Alternative zum treibstoffaufwändigen Bremsmanöver im Peri-Zentrum. Auf ein Antriebsystem kann aber nicht verzichtet werden, da im Apo-Zentrum der Einschussbahn ein Beschleunigungsmanöver stattfinden muss, um einen wiederholten Eintritt in die Atmosphäre mit unweigerlichem Verglühen oder Absturz zu verhindern. Auch für einen zukünftigen Rückflug aus dem GEO-Orbit der Erde in eine LEO-Umlaufbahn (z.B. mit ISS-Rendezvous) könnte ein solches Verfahren erst die nötige wirtschaftliche Grundlage bieten.

### 2.3.7. Mehrkörperprobleme

Wir haben in den vorigen Kapiteln das Zwei-Körper-Problem als Grundlage verwendet. Damit haben wir Näherungen der Wirklichkeit erreicht, die i.a. ausreichend für unsere Betrachtungen waren. Für die technische Umsetzung von Raumfahrtapplikationen benötigen wir aber eine zusätzliche Berücksichtigung von Störeinflüssen und Abweichungen.

Wir haben angenommen, dass ein kleiner Körper sich um einen großen Körper bewegt und vorausgesetzt, dass  $m \ll M$ . Dies trifft für alle künstlichen Himmelskörper bei ausreichender Genauigkeit zu. Bei natürlichen Planeten und Monden trifft diese Näherung nicht mehr uneingeschränkt zu, so dass wir berücksichtigen müssen, dass die Bewegung beider Himmelskörper um ein gemeinsames Schwerezentrum (Baryzentrum) erfolgt.



Quelle: Raumfahrt in Stichworten

Weiterhin haben wir vorausgesetzt, dass die Massen der Himmelskörper stets homogen in einer Kugel mit konstantem Radius  $R_0$  verteilt sind. Beides trifft in der Realität nicht zu. Jeder Himmelskörper hat aufgrund seiner Eigenrotation eine sogenannte Abplattung, d.h. der Abstand Nord- zu Südpol ist kleiner als der Äquatordurchmesser. Diese wirkt sich auf die Bahnelemente der Satellitenbahnen aus und wird z.T. bewusst eingesetzt, um bestimmte Zielorbits zu erreichen (SSO, Molnija-Bahnen). Durch eine inhomogene Massenverteilung ist die Anziehungskraft der Himmelskörper auch abhängig vom geografischen Ort. Satelliten bewegen sich so auf Umlaufbahnen, die nur näherungsweise den Kegelschnitten der vorigen Kapitel entsprechen.

Ebenfalls vorausgesetzt haben wir, dass nur zwei Himmelskörper berücksichtigt werden (z.B. Satellit um Erde). In der Realität üben alle Massen gegenseitig Anziehungskräfte auf einander aus und bewegen sich damit um ihr eigenes gemeinsames Baryzentrum. Für Dreikörperprobleme gibt es in einigen Spezialfällen noch analytische Lösungen (Kap. 2.3.7.3.), doch i.a. müssen die himmelsmechanischen Berechnungen mit numerischen Verfahren durchgeführt werden, für die es heute durch vorhandene große Rechenkapazitäten sehr präzise Lösungen gibt. Für Satellitenbahnen um die Erde müssen zumindest die Einflüsse von Sonne und Mond berücksichtigt werden. Dies wirkt sich besonders auf die Stationierung von GEO-Satelliten aus, bei denen diese Störeinflüsse (u.a. etwa 150 m/s pro Jahr für Nord-Süd-Korrekturen) regelmäßig durch das Antriebssystem korrigiert werden müssen. Dabei wird Treibstoff verbraucht, dessen Verfügbarkeit heute limitierend wirkt für die Lebensdauer solcher Satelliten.

Gegeben durch die räumlichen Verhältnisse in unserem astronomischen Umfeld, erreicht jeder Körper bei zunehmender Entfernung vom Zentralkörper eine Grenze an der die bisherigen Störeinflüsse von außerhalb größer werden als die Einflüsse des eigentlichen Zentralkörpers. Anschaulich lässt sich das auch zeigen, wenn wir uns ein Schwerfeld wie im Kap. 2.3.3. für die GTO-Bahn um die Erde betrachten. Auch der Mond und alle anderen Himmelskörper haben so ein Schwerfeld (mit unterschiedlicher "Tiefe") um sich herum und es lässt sich gut verstehen, wann welcher Himmelskörper als Zentralkörper angenommen werden muss.

Es gibt eine Reihe weiterer Vernachlässigungen die hier nicht näher beschrieben werden sollen:

- Kräfte durch magnetische Einflüsse
- Kräfte durch vorhandene Restatmosphäre
- Kräfte durch den Strahlungsdruck

### 2.3.7.1. Neutralsphäre

Jeder Massekörper besitzt ein Schwerfeld dessen Einflussbereich begrenzt ist. Die Vereinfachungen der vorigen Kapitel, insbesondere die Annahme eines Zweikörperproblems, sind nur zulässig innerhalb der sogenannten Neutralsphäre des Himmelskörpers (z.B. Erde). Außerhalb dieses Einflussbereichs sind die Auswirkungen des übergeordneten Zentralkörpers (z.B. Sonne) mit zu berücksichtigen.

Die Obergrenze der Neutralsphäre gegenüber dem übergeordneten Gravitationszentrum lässt sich ermitteln aus:

$$(r_n / r_s)^2 = m_n / m_s$$

mit

$r_n$  = Radius der Neutralsphäre

$r_s$  = Abstand zum übergeordneten Gravitationszentrum

$m_n$  = Masse des Himmelskörpers

$m_s$  = Masse des übergeordneten Gravitationszentrums

Für die Erde ergibt sich gegenüber der Sonne damit eine Neutralsphäre von ca. 260.000 km. Der Erdmond läuft außerhalb dieser Neutralsphäre. Er wird von der Sonne stärker angezogen als von der Erde (als Zentralkörper). Da die Erde von der Sonne aber auch etwa gleich stark angezogen (beschleunigt) wird, sind die Differenzbeschleunigungen entscheidend und diese ermöglichen eine stabile Umlaufbahn des Mondes um die Erde.

### 2.3.7.2. Aktivsphäre

Entfernen wir uns weiter von der Erde, muss es eine Grenze geben, wo ein Satellit beim Umlauf um die Erde von dieser wegläuft und nicht wieder zurück kommt (er folgt dann einer eigenen erdähnlichen Umlaufbahn um die Sonne). Diese Grenze des Einflussbereichs nennen wir Aktivsphäre. Außerhalb dieser Aktivsphäre sind keine stabilen Umlaufbahnen um den Zentralkörper möglich.

Die Obergrenze der Aktivsphäre gegenüber dem übergeordneten Gravitationszentrum lässt sich ermitteln aus:

$$(r_n / r_s)^5 = (1/2) (m_n / m_s)^2$$

mit

$r_n$  = Radius der Aktivsphäre

$r_s$  = Abstand zum übergeordneten Gravitationszentrum

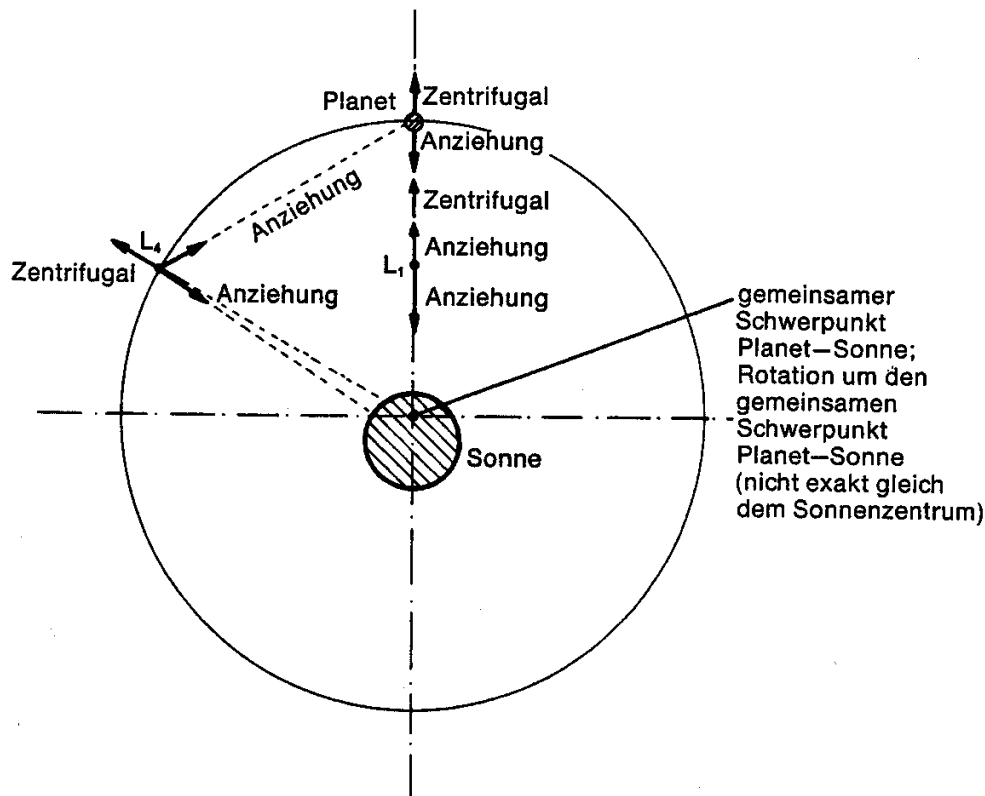
$m_s$  = Masse des Himmelskörpers

$m_n$  = Masse des übergeordneten Gravitationszentrums

Für die Erde ergibt sich gegenüber der Sonne damit eine Aktivsphäre von ca. 800.000 km. Der Erdmond läuft innerhalb dieser Aktivsphäre. Es gibt aber noch einige weitere Aufenthaltsorte außerhalb dieser Aktivsphäre, die für Raumfahrtapplikationen interessant sind (Lagrange'sche Punkte).

### 2.3.7.3. Lagrangesche Punkte (SOHO)

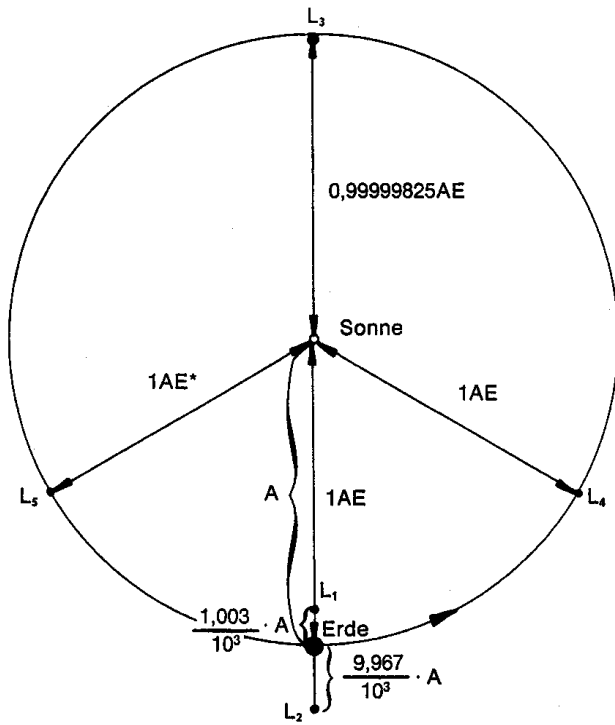
Die Lagrange'schen oder Librationspunkte sind die am weitesten vom Zentralkörper entfernten Orte für die es rechnerisch dauerhaft anwendbare Aufenthaltsorte für Satelliten gibt. Es handelt sich dabei um fünf spezielle Lösungen für das Dreikörperproblem. Die Verhältnisse zeigt die folgende Skizze anschaulich für die Punkte L1 und L4:



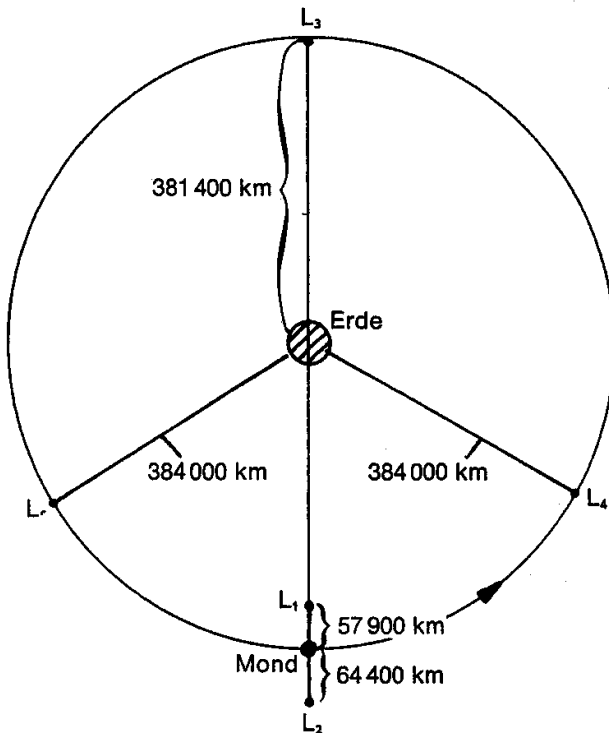
Gleichgewicht in den Lagrange'schen Punkten L1 bzw. L4

Quelle: [5]

Die Verteilung der fünf Lagrange'schen Punkte für das System Sonne-Erde und das System Erde-Mond zeigen die beiden folgenden Grafiken.



System Sonne-Erde (1 AE = 1 astronomische Einheit)



System Erde-Mond

Quelle: [5]

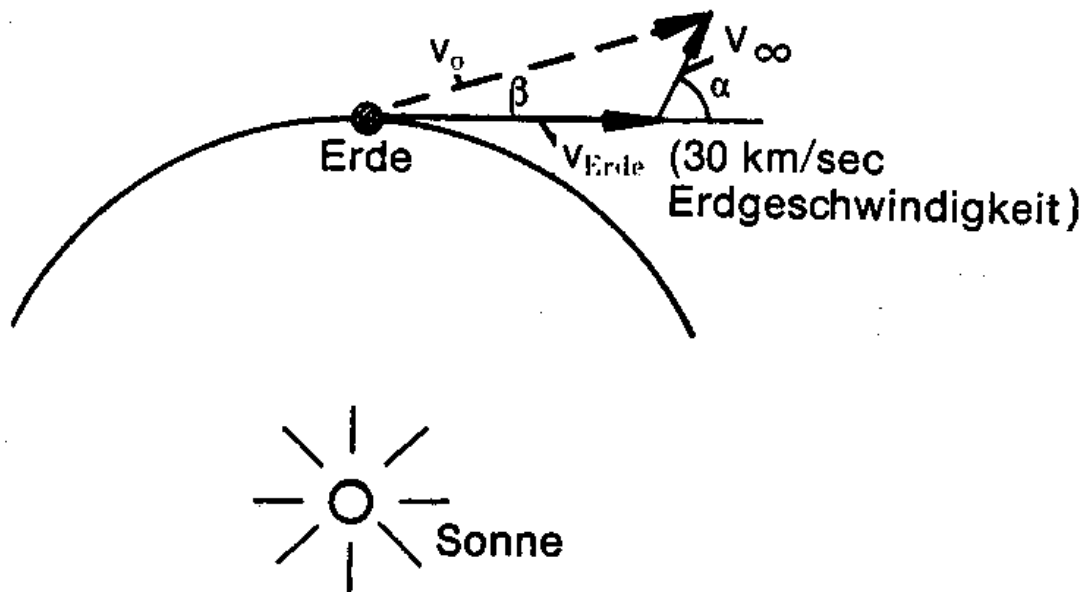
In den fünf L-Punkten herrscht rechnerisch Kräftegleichgewicht für die Anziehungs- und die Zentrifugalkraft derart, dass die geometrischen Entfernungen erhalten bleiben.

Es kann bewiesen werden, dass die Punkte L1 bis L3 instabil und die Punkte L4 und L5 stabil sind. Kleine Störungen (die immer vorhanden sind) verursachen deshalb ein "Weglaufen" aus L1 bis L3, während L4 und L5 in einem keulenförmigen Gebiet z.B. beim Jupiter mit natürlichen Kleinplaneten (Trojaner) besetzt ist.

Für die Sonnenbeobachtung und -frühwarnung wurde der Satellit SOHO in einer geschweiften Umlaufbahn um L1 positioniert. Er befindet sich damit immer ca. 1,5 Mio. km von der Erde entfernt optisch vor der Sonne und kann mit einer Funklaufzeit von etwa 5 Sekunden die aktuellen Daten von Sonnenwind und Teilchenstrom zur Erde senden.

#### 2.3.7.4. Interplanetare Flüge

Wenn ein Satellit den Einflussbereich der Erde verlässt, nimmt er den ursprünglichen Bewegungszustand des Zentralkörpers Erde mit, d.h. zu seinem Geschwindigkeitsvektor  $v_\infty$  muss der Geschwindigkeitsvektor der Erde (ca. 30 km/s) addiert werden (nach Richtung und Betrag). Die folgende Grafik verdeutlicht diese Darstellung.



Quelle: [5]

Der Satellit bewegt sich dann als eigenständiger Himmelskörper mit der Geschwindigkeit  $v_0$  um die Sonne. Soll auch das Sonnensystem direkt von der Erde aus verlassen werden (z.B. in einer Parabelbahn), steuert man den Satellit derart, dass der Winkel  $\alpha = 0$  Grad wird und der Geschwindigkeitsvektor  $v_0$  der Geschwindigkeit  $v_{\text{Peri}}$  für die Parabelbahn um die Sonne entspricht (hier: ca. 42 km/s). Um diese Geschwindigkeit zu erreichen, muss beim Abflug von der Erdoberfläche ( $h = 0$ ) ein  $v_\infty$  von ca. 12,4 km/s erreicht werden. Dieses  $v_\infty$  wird gem. (24) bei einer Abfluggeschwindigkeit  $v_{\text{Peri}}$  von ca. 16,7 km/s von der Erdoberfläche erreicht. Damit erreicht der Satellit eine galaktische Umlaufbahn unabhängig von der Sonne. In der Literatur wird diese Geschwindigkeit häufig als 3. kosmische Geschwindigkeit bezeichnet. Entsprechend lässt sich für den Abflug vom Erdmond in eine galaktische Umlaufbahn in der Milchstrasse die 4. kosmische Geschwindigkeit definieren usw.

Zur Abschätzung der Machbarkeit eines interplanetaren Fluges ist außerdem wichtig, welcher Antriebsbedarf für Ankunft und Abflug von diesem Himmelskörper benötigt werden. Der Geschwindigkeitsbedarf für eine dauerhafte Umlaufbahn um diesen Zielkörper wird nach oben begrenzt durch den Bedarf für eine Kreisbahn und nach unten durch den Bedarf für eine Parabel. Aus (35) lassen sich diese Größen zu jedem beliebigen Bewegungs- bzw. Geschwindigkeitszustand  $v_{Ort}$  ermitteln. Für die Ermittlung des Parabelgeschwindigkeitsbedarfs ist die Größe  $v_{Kreis}$  in (35) durch die Größe  $v_{Parabel}$  zu ersetzen, wobei gilt:

$$v_{Parabel}^2 = 2 v_{Kreis}^2$$

Anwendungsbeispiele bei verschiedenen Raumfahrtmissionen:

- Mondumlaufbahn (Saturn V / Apollo, bemannt)
- Venusumlaufbahn (Magellan)
- Marsumlaufbahn (Mars Express)
- Jupiterumlaufbahn (Galileo)
- Saturnumlaufbahn (Cassini)
- Merkurumlaufbahn (BepiColombo)

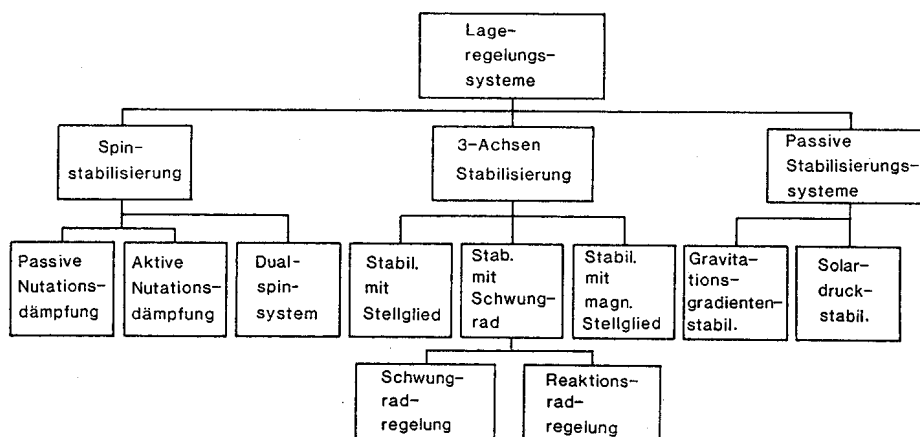
## 2.4. Lageregelung und -stabilisierung

Jeder Satellit benötigt für eine bestimmte räumliche Ausrichtung in seiner Umlaufbahn ein Bahn- und Lageregelungssystem (AOCS, Attitude and Orbit Control System). Diese raumfeste Position ist nötig, um z.B. eine stabile Ausrichtung von Parabolantennen und optischen Kameras auf das Zielgebiet sicher zu stellen. Aber auch die Positionierung an einer ganz bestimmten fiktiven Stelle (im Rahmen zulässiger Toleranzen z.B. im GEO-Orbit) ist Aufgabe dieses AOCS. Durch die stets vorhandenen Störungen müssen Bahnabweichungen die in Zustandsgebiete außerhalb zulässiger Toleranzen führen, aktiv von Zeit zu Zeit ausgeglichen werden. Die größten Störungen bei geostationären Satelliten (die über einem definierten Längengrad am Äquator "fix" positioniert sein müssen) werden durch Mond und Sonne verursacht die zwischen den Wendekreisen (in etwa 25 Grad nördlicher und 25 Grad südlicher geografischer Breite) im Jahresverlauf ihre Bahn ziehen und dabei durch ihre Anziehungskräfte ein "Weglaufen" der GEO-Satelliten vom Äquator in höhere Breitengrade verursachen. Der Antriebsbedarf für die Positionshaltung dieser Satelliten über dem Äquator wird als "North-South-Station-Keeping" (NSSK) bezeichnet und beträgt ca. 150 m/s pro Jahr.

Für die Bahn- und Lageregelung von Satelliten sind verschiedene Verfahren in technischer Anwendung. Den Antriebsbedarf für solche Korrekturmanöver decken heute vor allem kleine (chemisch angetriebene) Raketentriebwerke, aber auch elektrische Systeme sind in Entwicklung und werden zukünftig die chemischen ergänzen, eines Tages vielleicht auch ganz verdrängen.

Analog zur Luftfahrt werden auch in der Satellitentechnik die Drehbewegungen um die drei Raumachsen als Nicken, Gieren und Rollen bezeichnet. Entgegen der Luftfahrt, sind diese Begriffe aber bis heute im Satellitenbereich nicht genormt, sondern werden von den Antriebssystemherstellern unterschiedlich definiert.

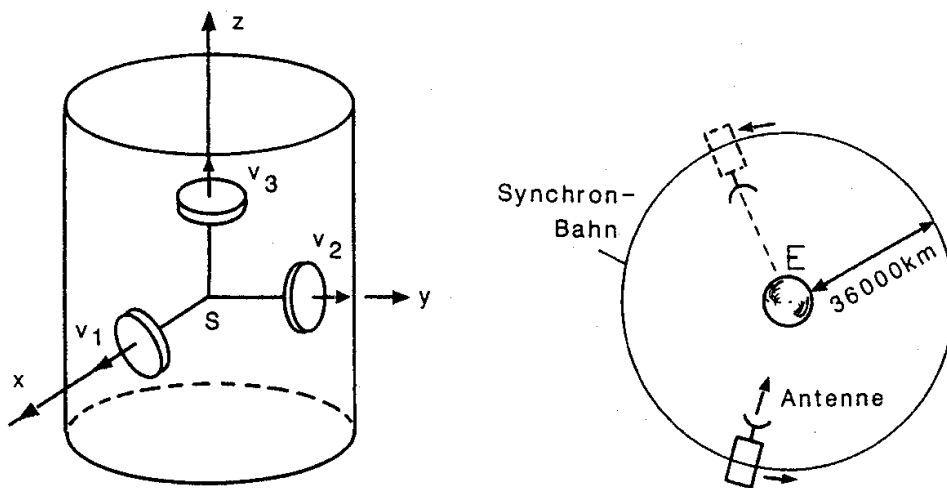
Klassifizierung von Lageregelungssystemen:



Quelle: [8]

### 2.4.1. Drei-Achs-Stabilisierung

Die häufigste Art der aktiven Satellitenstabilisierung ist heute die 3-Achs-Stabilisierung. Sie ist aber auch die aufwändigste. Die folgende Abbildung zeigt die Realisierung der 3-Achs-Stabilisierung mit Hilfe von schnelllaufenden Schwungrädern. Gemäß dem Drehimpulserhaltungssatz sind die Drallräder bestrebt ihre Drehbewegung und ihre Drehachse beizubehalten. Dadurch kann sich der Satellit an diesen Massen in gewisser Weise "festhalten". Durch innere Reibung werden die Drallräder mit der Zeit langsamer und müssen regelmäßig wieder "aufgeladen" werden. Um dabei eine Gegenreaktion des Satelliten zu verhindern, muss die Ausrichtung während dieser Zeit vom Antriebssystem aktiv sicher gestellt werden.



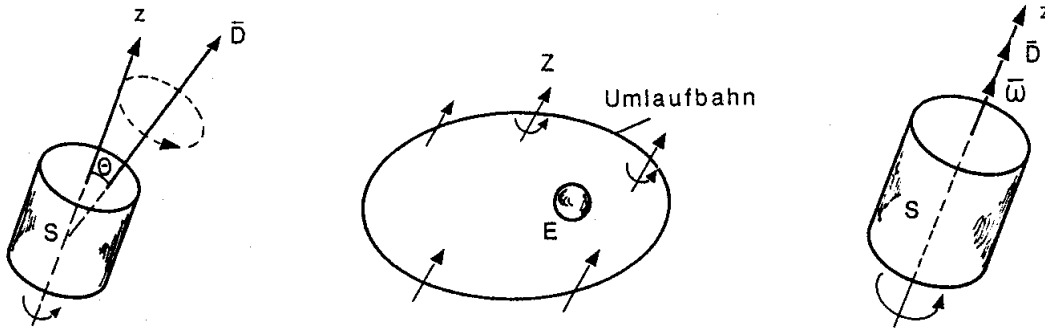
**Dreiachsenstabilisierung (System mit 3 Reaktionsschwungrädern)**

Quelle: [8]

## 2.4.2. Spin-Stabilisierung

Historisch früher in Anwendung war die weniger aufwändige Drall- oder Spinstabilisierung. Dabei wird der gesamte Satellit in eine definierte Drehbewegung versetzt. Für eine uneingeschränkte Erreichbarkeit des Satelliten und Verfügbarkeit seiner Instrumente benötigen verschiedene Teile des Satelliten für eine stationäre Ausrichtung zu einem bestimmten Ziel eine Entdrallung. Diese kann ebenfalls recht kompliziert sein, so dass heute dieses Stabilisierungsverfahren nicht mehr so häufig in Anwendung ist. Man beachte, dass durch diese Drehbewegung auch der Effekt der Schwerelosigkeit aufgehoben ist, da die resultierende Zentrifugalkraft z.B. den Treibstoff in den Tanks nach außen drängt.

Störend auf die Drehbewegung wirken sich auch hier die Anziehungskräfte von Mond und Sonne aus, die zu einer Präzession und Nutation der Drehachse führen.



Drallstabilisierung

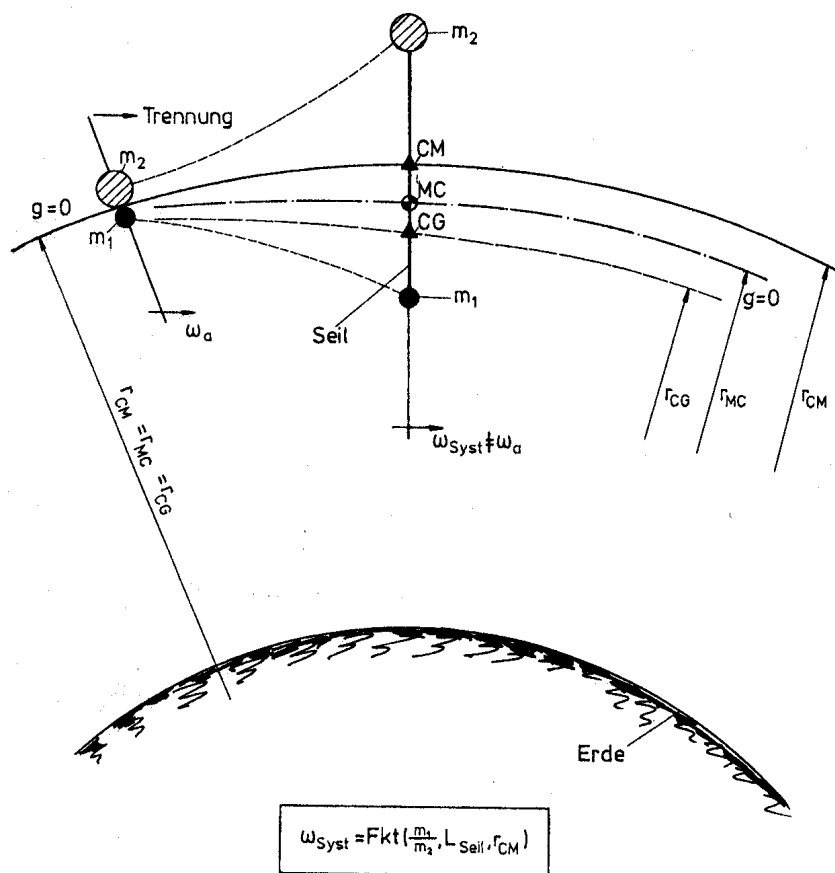
Quelle: [8]

### 2.4.3. Gravitationsstabilisierung (Seile)

Eine sehr einfache und zuverlässige Stabilisierung erreicht man passiv bei größeren Satelliten und Strukturen oder bei künstlichen Himmelskörpern durch Massenverlagerung. Da die Anziehungskraft des Zentralkörpers mit dem Quadrat der Entfernung abnimmt, werden näher liegende Teile des Satelliten stärker als entfernt liegende Teile angezogen. Bereits ein kleiner Gravitationsgradient reicht aus, um miteinander starr (als Hantelsatellit) oder lose (als Seilkonstruktion) verbundene Körper in einer stabilen Lage auszurichten. Für die Gravitationsstabilisierung ist die Kenntnis der Lage von drei markanten Punkten erforderlich:

- Massenmittelpunkt (center of mass, CM)
- Schwerpunkt (center of gravity, CG)
- Metazentrum (MC)

Die Verhältnisse bei der Teilung eines Satelliten in zwei Teile mit Verbindung über ein Seil zeigt das folgende Bild:



Falls  $\omega_{syst} = \omega_a$  sein soll, muß Schub auf System aufgebracht werden!

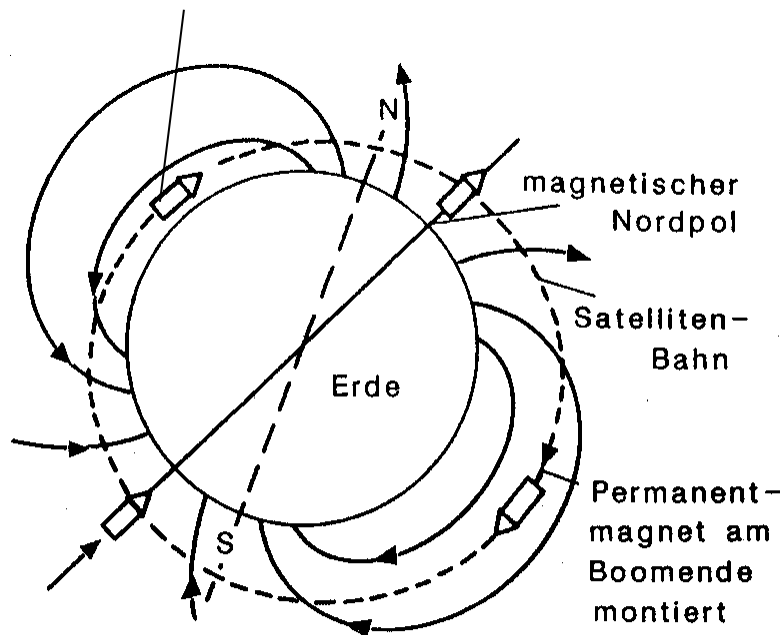
Quelle: [8]



#### 2.4.4. Magnetische Stabilisierung

Eine weitere passive Stabilisierungsmöglichkeit lässt sich bei geeigneten Himmelskörpern durch Nutzung von deren Magnetfeld anwenden. Diese Stabilisierungsart ist nur bei einigen wissenschaftlichen Anwendungen bisher zur Anwendung gekommen. Der deutsche Forschungssatellit AZUR hat so bei einem Umlauf um die Erde zwei Drehungen um seine eigene Achse durchgeführt (durch Ausrichtung an den magnetischen Feldlinien).

Bemerkung: Darstellung fehlerhaft; Satellit zeigt immer in Richtung der Feldlinien!



Quelle: [8]

Für diese Stabilisierungsart müssen verhältnismäßig große Permanentmagneten im Satellit mitgeführt werden. Mit steigender Entfernung zum Zentralkörper nimmt die Intensität des Magnetfeldes quadratisch ab, so dass die Wirksamkeit dieses Verfahrens schnell an seine Grenzen stößt.

## 2.5. Raketenformel

Die Herleitung der Raketenformel war der erste wichtige theoretische Schritt für die technische Umsetzung der Raumfahrt. Die Raketenformel leitet sich ab aus dem Impulssatz:

$$\text{actio} = \text{reactio}$$

$$m_1 v_1 = m_2 v_2$$

Da eine Rakete bis zu über 90% aus Treibstoff bestehen kann und sich damit  $m_1$  und  $m_2$  stark verändern während der Brenndauer der Rakete, muss durch Integration die allgemeingültige Formel (60) hergeleitet werden.

Das Massenverhältnis  $m_0/m_e$  lässt sich auch umschreiben mit

$$m_0 / m_e = (nl+st+tr) / (nl+st)$$

mit

$m_0$  = Masse zu Beginn der Brennzeit

$m_e$  = Masse am Ende der Brennzeit

$nl$  = Nutzlastmasse

$st$  = Strukturmasse

$tr$  = Treibstoffmasse

Für kleine Massenverhältnisse  $m_0 \approx m_e$  lässt sich Gleichung (60) wiederum nähern zu:

$$v_e m_e = v_a tr$$

Dieser Zusammenhang gilt mit ausreichender Genauigkeit für die Bahn- und Lageregelung von Satelliten. Daraus lässt sich nun unmittelbar auf das Streben nach möglichst hohen Ausströmgeschwindigkeiten der Antriebsysteme schließen, um einen möglichst treibstoffsparenden Betrieb der Bahn- und Lageregelung zu ermöglichen.

Um für ein vorhandenes Antriebsystem die maximal transportierbare Nutzlast zu ermitteln, lassen sich aus Gleichung (60) für unterschiedliche Missionen die Gleichungen (61) bis (64) direkt herleiten. Hierfür ist allerdings eine Wiederezündfähigkeit des Antriebsystems erforderlich. Mit einem solchen "Raumschlepper" lassen sich dann Nutzlasten zwischen einer Ursprungsumlaufbahn und einer Zielumlaufbahn hin und her transportieren in Form eines

- Einfachflugs (ohne Rückflug des Raumtransporters)
- Leerrückflugs des Raumtransporters in seine Ursprungsumlaufbahn
- Leerhinflugs des Raumtransporters (z.B. zum Abholen einer Nutzlast) oder
- ohne Leerflug (z.B. mit Nutzlast zu Reparaturzwecken in der Zielumlaufbahn)

### 3. Antriebsysteme

Alle in der Raumfahrt verwendeten Antriebsysteme nutzen den Impulserhaltungssatz

actio = reactio

D.h. konkret: jeder Satellit (der aktive Bahn- und Lageregelung betreibt) und jede Trägerrakete benötigen Treibstoff der durch Abstoßen mit möglichst hoher Geschwindigkeit in eine bestimmte Richtung (mittels entsprechend ausgerichteter Triebwerke) eine Kraft und damit Beschleunigung in genau der entgegengesetzten Richtung zur Folge hat.

Das Antriebsvermögen oder die Größe eines Antriebsystems lässt sich mit der Raketenformel (60) in erster Näherung sehr gut ermitteln.

Eine Ausnahme davon stellt das Sonnensegeln dar, wo die „Rückstoßmasse“ nicht im Satellit mitgeführt wird, sondern von außen in Form der Lichtteilchen von der Sonne zugeführt wird und durch Absorption und Reflexion an einer Spiegelfläche in ihrer Strahlrichtung verändert werden.

Einige typische Ausströmgeschwindigkeiten und Geschwindigkeitsvermögen von verschiedenen Antriebsystemen zeigt die folgende Tabelle:

Antrieb	Temp.	va [m/s]	ma [kg]	tr [kg]	ve [m/s]	Summe
Kaltgas (Stickstoff)	300 K	700	100	10	74	
Kaltgas (Helium)	300 K	1850	100	10	195	
Einstoff (Hydrazin)	900 K	2100	500	200	1073	
Pulver (Al, NH <sub>3</sub> ClO <sub>4</sub> , ...)	2000 K	2600	780000	380000	1736	
Lagerfähig (MMH+N <sub>2</sub> O <sub>4</sub> )	3000 K	3100	15000	9700	3225	
Kryogen (LH <sub>2</sub> +LOX)	3200 K	4300	240000	210000	8942	
Thermisch (Wasserstoff)	2000 K	7000	100000	80000	11266	
Elektrisch (Xe, ...)	300 K	30000	100000	80000	48283	
1 Stufe kryogen (LH <sub>2</sub> +LOX)	3200 K	4500	1111100	900000	7473	7473
2 Stufen kryogen (LH <sub>2</sub> +LOX)	3200 K	4500	1111100	90000	7475	14949
3 Stufen kryogen (LH <sub>2</sub> +LOX)	3200 K	4500	111100	9000	7493	22441
4 Stufen kryogen (LH <sub>2</sub> +LOX)	3200 K	4500	1100	900	7671	30113
Nutzlast zu Kryogenantrieb (Bsp.)			100			

mit

va = effektive Ausströmgeschwindigkeit

ma = Gesamtmasse des Antriebsystems (Bsp.)

tr = Anteil der Treibstoffmasse (Bsp.)

ve = Geschwindigkeitsvermögen

Die vielen realisierten und potenziell möglichen Antriebsysteme lassen sich grob in drei Kategorien klassifizieren:

- luftatmende Antriebe
- chemische Antriebe
- physikalische Antriebe

### 3.1. Luftatmende Antriebe

Luftatmende Antriebe sind die standardmäßig eingesetzten Antriebe aller Luftfahrzeuge schwerer als Luft. Grundsätzlich handelt es sich dabei um chemische Antriebe, die als Oxidator den vorhandenen Luftsauerstoff verwenden. Man unterscheidet in Propeller-Antriebe (mit Kolbenverdrängungsmotoren) und Turboprop-Antriebe (mit Gasturbinen, beide charakterisiert durch die Antriebswellenleistung) und in die am häufigsten im zivilen und militärischen Bereich eingesetzten Gasturbinen (mit höherer Leistung, charakterisiert durch deren Schubkraft). Mitgeführt wird bei den Luftfahrzeugen nur der Brennstoff (Kohlenwasserstoffe, zukünftig eventuell auch Flüssiggas (LNG) und Flüssigwasserstoff LH<sub>2</sub>), weshalb diese Antriebe im Weltall mangels Oxidator grundsätzlich nicht funktionieren. Deshalb handelt es sich auch nicht um Raumfahrtantriebe. Da alle Missionen an der Erdoberfläche beginnen, bietet sich aber grundsätzlich die Möglichkeit, luftatmende Triebwerke auf Unterstufen und Starthilfseinrichtungen zu verwenden. Fast alle Trägerraketen starten heute senkrecht und der Luftwiderstand an der Rakete und an den Düsenendflächen der Triebwerke verursacht Aufstiegsverluste. Außerdem muss beim Start die Schubkraft größer als das Eigengewicht sein, um ein Abheben zu ermöglichen. Mit Hilfe von luftatmenden Triebwerken und einem Horizontalstart unter Ausnutzung der Luftauftriebskräfte genügen für diese Antriebsstufen Schubkräfte die deutlich kleiner sind als beim Senkrechtstart.

Es gibt auch Luftfahrzeuge die senkrecht starten (z.B. Hubschrauber und Senkrechtstarter, in Anwendungsgebieten, wo ausreichend Fläche für eine geeignete Start- und Landebahn nicht vorhanden ist), doch ist ein aerodynamisch getragener Horizontalstart energetisch günstiger.

Das Air-launch-System Pegasus ist der einzige bisher in der Raumfahrt eingesetzte Horizontalstarter für Orbitalnutzlasten. Es wird von der Fa. Boeing kommerziell angeboten für den Transport kleiner Nutzlasten (bis etwa 100 kg) und wird derart verwendet, dass die zweistufige Pegasus-Trägerrakete an einem herkömmlichen umgebauten Unterschall-Trägerflugzeug als Last unter dem Rumpf auf etwa 10 km Flughöhe transportiert wird und nach Erreichen seines Startkorridors und Ausklinken vom Trägerflugzeug bereits mit einer Geschwindigkeit von etwa 300 m/s zuzüglich der Drehgeschwindigkeit der Erde am Startkorridor versehen ist. Mit diesem System ist man unabhängig von stationären Bodenstartanlagen und kann je nach gewünschter Umlaufbahn mit dem Flugzeug den Startort geeignet wählen.

Auch das ehemalige Projekt Sänger nutzt luftatmende Triebwerke in der Unterstufe mit einem Horizontalstart auf einem geeigneten Flughafen bzw. Erdbreitengrad und anschließender Beschleunigung auf 6 bis 7-fache Schallgeschwindigkeit bis in etwa 35 km Flughöhe und anschließender Stufentrennung. Die Oberstufe soll mit hochenergetischen kryogenen Raketentriebwerken ausgerüstet sein. Bei Sänger handelt es sich um ein vollständig wiederverwendbares Nutzlastträgersystem, da beide Stufen nach Beenden ihrer Mission aerodynamisch zum Startplatz zurückfliegen und für einen neuerlichen Einsatz wieder zur Verfügung stehen. Aus Kostengründen und wegen technischer Probleme mit den Hyperschall-Antrieben wurde dieses ehrgeizige Projekt nicht zur Verwirklichung gebracht.

### 3.2. Chemische Antriebe

Bei chemischen Antriebssystemen stammt die Bewegungsenergie der Rückstoßmasse aus der Reaktion von chemischen Treibstoffen. Je nach Anzahl der beteiligten Treibstoffe unterscheidet man in Einstoff-, Zweistoff-, Hybrid- und Tribidantriebe. Feststoffantriebe sind gemäß dieser Definition als Einstoffsysteme zu bezeichnen, da die Treibstoffmischung eine homogene Zusammensetzung besitzt. Für die Annahme idealer Gase ermittelt sich die Austrittsgeschwindigkeit aus der sogenannten Druckkesselgleichung nach de St.Venant, Zeuner und Wantzel

$$v_a^2 = \frac{2 \kappa}{\kappa - 1} \frac{R T}{M} \left\{ 1 - \left( p_e / p_c \right)^{(\kappa - 1) / \kappa} \right\}$$

mit

$v_a$  = Ausströmgeschwindigkeit

$\kappa$  = Adiabatenkoeffizient

R = universelle Gaskonstante

T = Brennkammertemperatur

M = mittlere Molmasse

$p_e$  = Düsenenddruck

$p_c$  = Brennkammerdruck

Der Adiabatenkoeffizient  $\kappa$  ist eine Stoffeigenschaft der Gase und beträgt näherungsweise  $(f + 2) / f$ , mit  $f$  als thermischem Freiheitsgrad, also  
bei einatomigen Edelgasen  $5/3 = 1,67$  und  
bei zweiatomigen Gasen  $7/5 = 1,4$   
und bei mehratomigen Gasen  $8/6 = 1,33$ .

Das Verhältnis  $p_e/p_0$  wird auch als Entspannungsverhältnis bezeichnet. Für Bodenstarts darf der Düsenenddruck nicht zu gering gewählt werden, damit keine störende Strömungsablösung im Endbereich der Düse auftritt. Typischerweise liegen die Enddrücke über 0,3 bar; bei einem Brennkammerdruck von 100 bar ergibt sich damit beispielhaft ein Entspannungsverhältnis von 300 !

Das Verhältnis Düsenendfläche zu engstem Querschnitt wird als Expansionsverhältnis bezeichnet. Bei steigendem Expansionsverhältnis erhöht sich der spezifische Impuls, jedoch sind durch bauliche Einschränkungen für diese Größe Grenzen gesetzt.

Der Schub eines chemischen Antriebs ermittelt sich aus

$$F = \dot{m} v_a + (p_e - p_0) A$$

mit

$F$  = Schubkraft

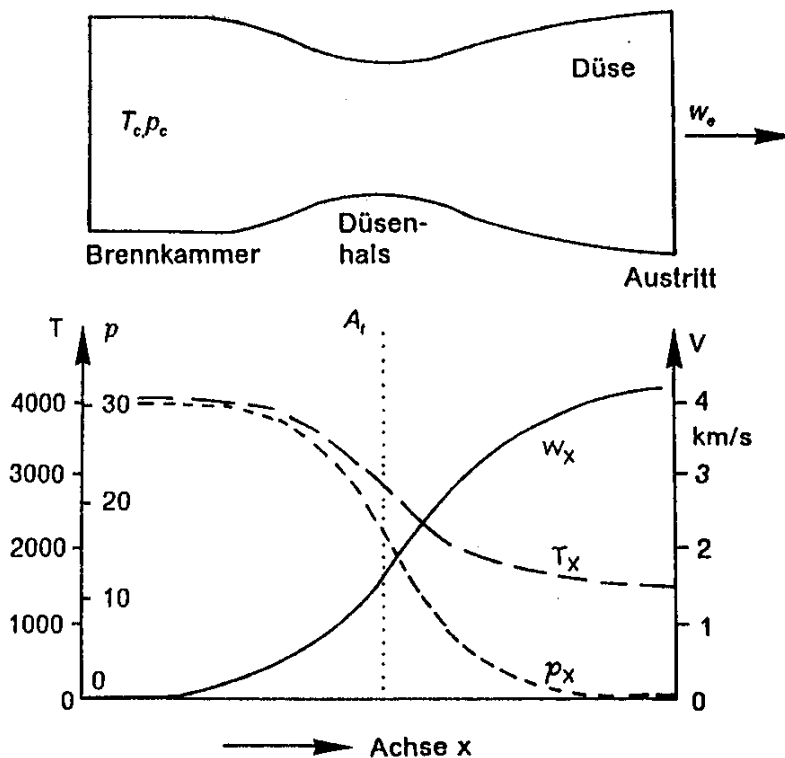
$\dot{m}$  = Durchsatz (Treibstoffverbrauch)

$A$  = Düsenendfläche

$p_0$  = Umgebungsdruck

Wegen des Druckglieds  $p_0 \cdot A$  am Ende der Gleichung ist der Schub von Triebwerken im Vakuum stets größer als beim Start unter Bodenbedingungen.

Die folgende Abbildung zeigt den typischen Verlauf der Strömungsdaten in einer Lavaldüse



Quelle:[8]

Die Form der Lavaldüse ergibt sich aus den gasdynamischen Eigenschaften der strömenden Medien. So wird nach der Einspritzung und Verbrennung der Treibstoffe im Unterschallbereich (Mach-Zahl  $Ma < 1$ ) eine Beschleunigung der Strömung erzielt, wenn sich der Strömungsquerschnitt verengt (konvergiert), während sich im engsten Querschnitt Schallgeschwindigkeit  $Ma = 1$  einstellt. Eine weitere Beschleunigung in den Überschallbereich ( $Ma > 1$ ) ergibt sich, wenn der Querschnitt sich in Strömungsrichtung wieder erweitert (divergiert).

Für chemische Antriebe eignen sich Raketentreibstoffe, die eine besonders hohe Verbrennungsenergie und ein geringes Molekulargewicht der Verbrennungsprodukte besitzen.

**Reaktionsprodukte mit hohen Bildungswärmen**  
(s : fest, g : gasförmig)

Formel	Bildungswärme [kJ/kg]	Fp [°C]	Kp [°C]
BeO	23 950 (s)	2 550	3 850
LiF	23 590 (s)	848	1 767
B <sub>2</sub> O <sub>3</sub>	18 340 (s)	450	2 217
BF <sub>3</sub>	16 660 (g)	-129	-101
Al <sub>2</sub> O <sub>3</sub>	16 410 (s)	2 045	2 700
MgO	14 950 (s)	2 642	2 800
HF	14 180 (g)	-85	19
H <sub>2</sub> O	13 430 (g)	0	100
BN	9 800 (s)		(2 327)
CO <sub>2</sub>	8 960 (g)	-58	-79 (Subl )

Eine Auswahl von Treibstoffkombinationen zeigt die folgende Tabelle:

Brennstoff	Oxidator	Einsatzgebiet
Äthanol	Sauerstoff (LOX)	Aggregat-4 (V2)
Kerosin (RP-1)	Sauerstoff (LOX)	1.Stufe Saturn V, <b>Sojus, Falcon 9</b>
UDMH (CH <sub>3</sub> -N <sub>2</sub> H <sub>2</sub> -CH <sub>3</sub> )	Stickstofftetroxid (N <sub>2</sub> O <sub>4</sub> )	1.+2.Stufe Ariane 4
MMH (CH <sub>3</sub> -N <sub>2</sub> H <sub>3</sub> )	Stickstofftetroxid (N <sub>2</sub> O <sub>4</sub> )	Oberstufe Ariane 5
Wasserstoff (LH <sub>2</sub> )	Sauerstoff (LOX)	u.a. 2.+3.Stufe Saturn V 3.Stufe Ariane 4 Ariane 5 + <b>6</b> Space Shuttle, Atlas 5, Delta 4
<b>Methan (LCH<sub>4</sub>)</b>	<b>Sauerstoff (LOX)</b>	<b>Vulcan, New Glenn, Starship</b>

Die Güte eines chemischen Antriebssystems wird üblicherweise in der Kenngröße spezifischer Impuls zum Ausdruck gebracht. Dabei gilt

$$I_{sp} = v_a / g$$

mit

$$g = \text{Erdbeschleunigung } (9,81 \text{ m/s}^2)$$

Die Dimension des spezifischen Impulses  $I_{sp}$  ist die einer Zeit, weshalb auch die folgende Definition gilt:

Der  $I_{sp}$  gibt an, wie lange die Brenndauer eines Vergleichstriebwerks beträgt, um mit 1 kg Treibstoff einen Schub von 1 N zu erzeugen. An manchen Stellen wird ungenauerweise mit dem spezifischen Impuls auch die Ausströmgeschwindigkeit der Treibstoffe  $c_e$  bezeichnet (der Unterschied ist dann nur an der Dimension zu erkennen).

Eher untypisch bei chemischen Raketenantrieben ist die Kenngröße Leistung. Die Strahlleistung eines Triebwerkes ergibt sich aus dem Produkt von Schub und Ausströmgeschwindigkeit:

$$P = F v_a$$

Jedes der fünf Triebwerke der 1. Stufe der Saturn V erreichte bei einem Schub von 700 Tonnen und einer Ausströmgeschwindigkeit von etwa 3000 m/s eine Strahlleistung von  $21 \times 10^9$  Watt = 21000 MW oder 28 Millionen Pferdestärken. Diese Triebwerke der Mondrakete Saturn V waren damit die leistungsstärksten Motoren die jemals entwickelt und zum Einsatz gebracht wurden.

### **Neue Antriebe für die Raumfahrt**

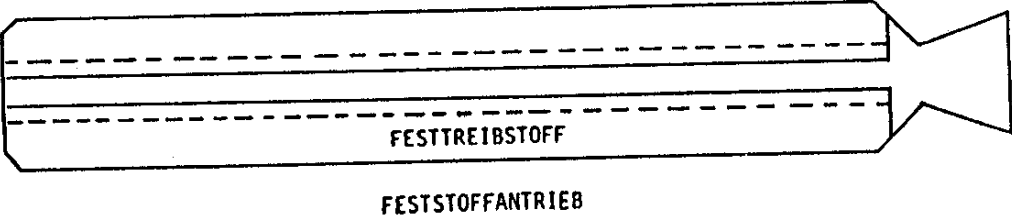
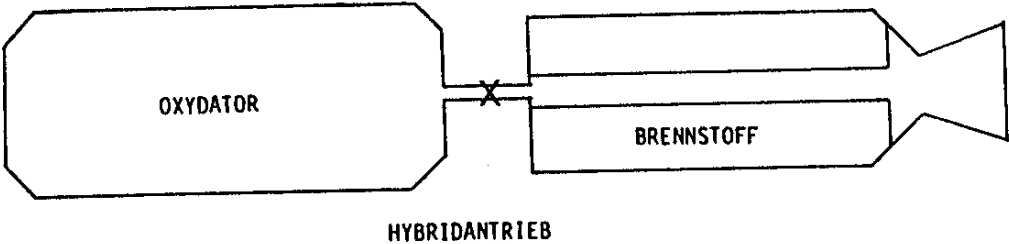
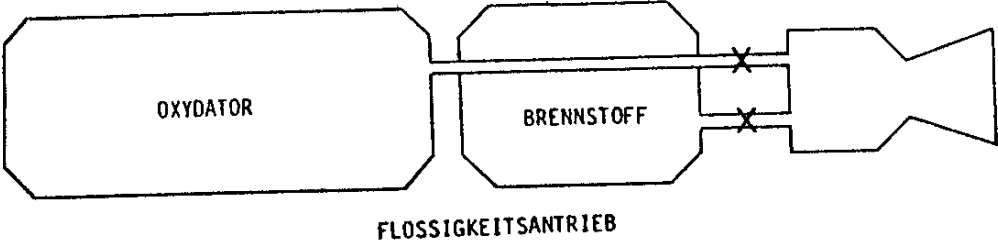
Die neuen zukünftigen Trägerraketen verwenden die Kombination Methan/Sauerstoff in den Hauptantrieben. Blue Origin qualifiziert das BE-4-Triebwerk mit 2400 kN Schub auf Seehöhe. Sieben BE-4 werden die erste Stufe des NewGlenn Launchers antreiben. Bei SpaceX werden verschiedene Versionen des Raptor-Triebwerks bis 2500 kN Schub auf Seehöhe getestet. In jedem Booster des zukünftigen Starship sind 33 Triebwerke dieses Typs vorgesehen.

Methan verbrennt stöchiometrisch gemäß



Das tatsächliche Mischungsverhältnis kann variiert werden, um den maximalen technischen und wirtschaftlichen Nutzen zu erreichen.

Die folgende Darstellung zeigt den prinzipiellen Aufbau chemischer Antriebssysteme, eingeteilt nach dem Aggregatzustand der Treibstoffe:



### 3.2.1. Feststoffantriebe

Mancher Historiker bezeichnet die Erfindung des Schießpulvers im spätmittelalterlichen China als den Beginn der Raumfahrt. Es gibt verlässliche Überlieferungen, dass ein chinesischer Mandarin als erster Taikonaut (Bezeichnung für chinesische Astronauten) bereits früh unglücklich zu Tode kam.

Schwarzpulver mit etwa 75 % Kaliumnitrat, 15 % Holzkohle und 10 % Schwefel wird auch heute noch in der Pyrotechnik als Treibsatz verwendet und kommt in Kombination mit beigemischten metallischen Bestandteilen regelmäßig und häufig zum farbenprächtigen Einsatz. Die Ausströmgeschwindigkeit in Raketentriebwerken ist dagegen nicht besonders hoch. Heutige moderne Festtreibstoffe setzen sich typischerweise wie folgt zusammen:

- Ammoniumperchlorat  $\text{NH}_4\text{ClO}_4$  oder Ammoniumnitrat  $\text{NH}_4\text{NO}_3$  als Oxidator (über 70 %)
- Kunststoffe (Polybutadien, Polyurethan, Polyacrylnitril) als Brennstoff und Binder (ca. 15 %)
- Beimischungen (bis zu 15 %) von Leichtmetallen (Al, Mg, Li, Be)

Je nach gewünschter Abbrandgeschwindigkeit (typischerweise 0,5 bis 5 cm/sec) lassen sich unterschiedliche Mischungen herstellen. Für die Abbrandgeschwindigkeit  $r$  gilt erfahrungsgemäß das Abbrandgesetz

$$r = a p^n$$

wobei

$0,2 < a < 8$  mm/s und

$0,1 < n < 0,8$

für den Treibstoff charakteristische Zahlen sind.

$p$  ist der Brennkammerinnendruck in bar.

Je nach freier brennbarer Oberfläche werden die Treibsätze als reine Stirnbrenner oder mit vergrößerter Oberfläche in Form von kegelförmigen Vertiefungen ("Seele" bei den Feuerwerkskörpern) ausgeführt. Große Feststofftreibsätze mit Längen bis über 50 Meter kommen mit röhrenförmig zylindrischer Oberfläche zum Einsatz und besitzen einen kreisrunden oder sternförmigen Querschnitt.

Feststoffantriebe sind wegen ihres einfachen Aufbaus (mit nur wenig mechanisch beweglichen Teilen) in der Raumfahrt weit verbreitet und kommen auf unterschiedlichsten Gebieten zum Einsatz. Die größten Feststoffantriebe dienen als Starthilfen beim amerikanischen Space Shuttle und der europäischen Ariane 5-Trägerrakete (diese „Pulvertürme“ liefern etwa 90 % des Startschubs dieser beiden Trägersysteme). Das frühe amerikanische Trägersystem SCOUT verwendete in allen vier Stufen Feststoffantriebe.

Aber auch bei der Stufentrennung und als Bremsraketen zur Dämpfung des Landestoßes russischer Sojus-Kapseln bei der Rückkehr aus dem Weltall verrichten diese Antriebssysteme hochzuverlässig ihre Dienste.

Auch die Spitze der Saturn V trug eine Feststoffrakete, die als Notfallrettungseinrichtung der drei Astronauten in der Apollo-Kapsel diente und dafür glücklicherweise niemals zum Einsatz kam.

Die Ausströmgeschwindigkeiten bewegen sich bei modernen Feststofftreibsätzen typischerweise im Bereich von 2400 bis 2900 m/s.

Die Einsatzmöglichkeiten sind auf eine einmalige Nutzung begrenzt, da keine Wiederezündfähigkeit vorliegt.

Beim Space Shuttle und bei Ariane 5 werden die auch Booster genannten Feststoffraketen nach dem Ausbrennen nach typischerweise zwei Minuten von der Zentralstufe abgetrennt und fallen in einer Entfernung von etwa 1000 - 2000 km vom Startplatz entfernt an Fallschirmen landend in das Wasser des Atlantischen Ozeans. Die Booster sind prinzipiell für eine Wiederverwendung geeignet, allerdings ergibt sich wegen umfangreicher Inspektionen kein wesentlicher Kostenvorteil gegenüber Wegwerf-Boostern. Mit einer Restmasse von 80 t je Space Shuttle Booster werden für die Wasserung die größten heute verfügbaren Fallschirme benötigt.

Die wichtigsten Vorteile dieser Antriebe liegen in ihrer nahezu unbegrenzten Lagerfähigkeit und ihrer schnellen Verfügbarkeit (für militärische Anwendungen erforderlich).

### 3.2.2. Flüssigantriebe

Bereits im Jahr 1926 hatte in den USA Goddard mit dem Bau der ersten Flüssigantriebe begonnen. Heute stellen die Flüssigantriebe die häufigsten in der Raumfahrt verwendeten Antriebsysteme dar.

Die Treibstoffförderung erfolgt bei höheren Brennkammerdrücken notwendigerweise pumpengefördert, während im unteren Druckbereich auch die zuverlässigeren und kostengünstigeren Druckgasförderungen zum Einsatz kommen.

Je nach Komponentenanzahl unterscheidet man in Einstoff- und Zweistoff-Antriebe.

Es gibt Flüssigantriebe die wiederzündfähig sind und andere die diese Fähigkeit nicht besitzen. Wiederzündfähige Triebwerke können dauerhaft gefeuert (Steady-state-firing, SSF) oder auch gepulst (Puls-mode-firing, PMF) betrieben werden.

Zur Lageregelung von Satelliten werden z.T. sehr kleine Kraftstöße (Impulsbits) benötigt, die im PMF-Betrieb realisiert werden. Hierfür benötigen diese Triebwerke schnell schaltende Ventile (im 10 ms-Bereich).

### 3.2.2.1. Einstoff-Antriebe (Hydrazin, Wasserstoffperoxid)

Echte Einstoffantriebe nutzen die relative Instabilität geeigneter chemischer Verbindungen. Von Bedeutung war früher der Einsatz von Wasserstoffperoxid ( $H_2O_2$ ). Wegen dessen Stoßempfindlichkeit verwenden heutige Einstoffantriebe fast ausschließlich Hydrazin ( $N_2H_4$ ) mit einer typischen Ausströmgeschwindigkeit von bis zu 2100 m/s.

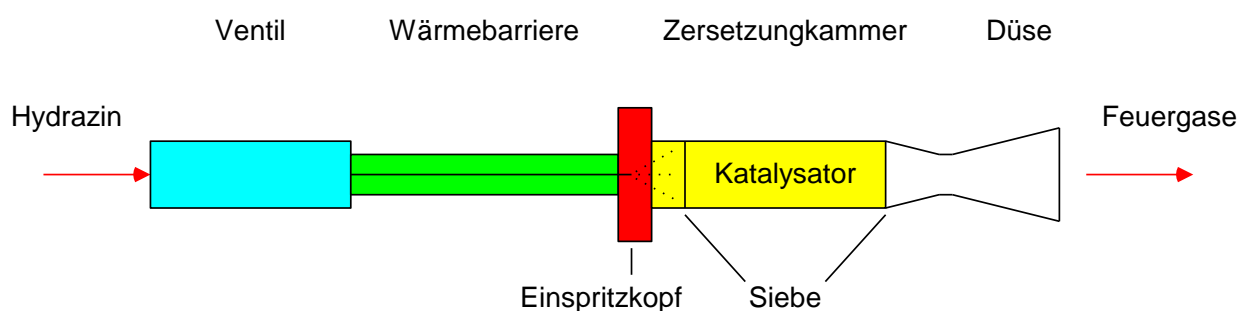
In größerem Umfang werden diese Antriebe heute auch als Notaufstiegsysteme in U-Booten verwendet, da innerhalb kürzester Zeit eine große Gasmenge erzeugt wird, die das Wasser in den Ballasttanks auspresst und so zum Schnellaufstieg führt.

Einstoffsysteme sind zuverlässiger und billiger als Zweistoffsysteme, da von allen Komponenten weniger Einheiten benötigt werden (Tanks, Ventile, Pumpen, usw.) und auf eine Zündeinrichtung ganz verzichtet werden kann. Dafür ist der spezifische Impuls schlechter als bei den Zweistoffantrieben. Im Satellitenbereich spielen diese Systeme auch heute noch in der Bahn- und Lageregelung kleinerer Satelliten eine besondere Rolle.

Auch bei der Ariane 5 wurden diese Triebwerke nach Abtrennung der Feststoffbooster noch zur Lageregelung (SCA) verwendet.

Die Funktionsweise beruht auf der katalytischen Zersetzung des Hydrazins. Als Katalysator werden spezielle Platinmetalle (Iridium, Ruthenium) verwendet, die mit möglichst großer wirksamer Oberfläche auf einem Trägermaterial (z.B.  $Al_2O_3$ ) aufgetragen sind. Als „Feuergase“ entstehen Ammoniak ( $NH_3$ ), Stickstoff ( $N_2$ ) und Wasserstoff ( $H_2$ ), deren Zusammensetzung und damit der spezifische Impuls  $I_{sp}$  druck- und temperaturabhängig sind.

#### Prinzipieller Aufbau eines Einstoff-Triebwerks



Eingesetzt werden diese Triebwerke für Schubkräfte ab 0,5 N bis in den 100 N-Bereich. Bei einem Schub von 1N ergibt sich dabei typischerweise ein Düsenhalsdurchmesser von weniger als 1 mm, wobei es sich hiermit um die kleinsten verwendeten chemischen Raketentriebwerke handelt.

## Beispiele für Einstoff-Triebwerke



Quelle: Ariane Group GmbH, <https://www.space-propulsion.com/>

Die 1-Newton- und 20N-Triebwerke werden auf zahlreichen europäischen Satelliten zur Lageregelung im Pulsbetrieb oder Dauerbetrieb mit hoher Zuverlässigkeit eingesetzt. Weitere Anwendungsgebiete sind schnelle Ausweichmanöver bei Gefahr von Kollision und die Entsorgung ausgedienter Satelliten auf freien Umlaufbahnen (grave yard orbits).

Die 400-Newton-Triebwerke wurden für die Lageregelung der Ariane 5 entwickelt und qualifiziert. Sie sind auch in der zukünftigen New Glenn-Trägerrakete vorgesehen zur Lageregelung und als Heißgasgenerator für den Wärmetauscher zur Bedrückung der Treibstofftanks. Je nach geometrischen Anforderungen kann die Schubachse gerade oder abgewinkelt ausgeführt werden.

### 3.2.2.2. Zweistoff-Antriebe (kryogen, hypergol)

Zweistoffantriebe sind die am häufigsten eingesetzten Antriebsysteme im Raumfahrtbereich. Wegen der hohen Energiedichte kamen bereits früh Wasserstoff-Sauerstoff-Antriebe zum Einsatz. Dabei werden die Treibstoffkomponenten in flüssiger Form tiefkalt (kryogen) bis kurz vor dem Start in Tanks gefüllt und nach dem Start pumpengetrieben und hilfswise bedrückt (gasförmiges Helium beim Wasserstofftank und gasförmiger Sauerstoff beim Sauerstofftank) zu den Triebwerken gefördert.

Die LH2/LOX-Kryogen-Antriebe besitzen Ausströmgeschwindigkeiten bis 4600 m/s. Sie werden beim amerikanischen Space Shuttle und bei der europäischen Ariane 5 in der Hauptstufe eingesetzt. Während die Triebwerke des Space Shuttle wiederzündfähig sind (elektrische Zünder), kann das HM60-Triebwerk der Ariane 5 nur einmalig (pyrotechnisch) gezündet werden.

Eine große Bedeutung besitzen auch sogenannte hypergole Treibstoffkombinationen. Dabei werden Hydrazin-Derivate (MMH, UDMH oder Hydrazin-Mischungen) als Brennstoff und Stickstofftetroxid ( $N_2O_4$ ) als Oxidator verwendet. Beide Treibstoffkomponenten sind zeitlich nahezu unbegrenzt bei Raumtemperatur lagerfähig und bedürfen keiner Zündeinrichtung. Die hypergole Reaktion beginnt sofort beim Aufeinandertreffen der Komponenten. Hypergol-Antriebe besitzen typischerweise Ausströmgeschwindigkeiten bis 3200 m/s und werden als mittelergetisch bezeichnet.

Das Einsatzgebiet reicht von 10 N (zur Satellitenlageregelung) bis mehreren hundert Tonnen Schub (in Unterstufen russischer Trägerraketen und der auslaufenden Ariane 4).

## Beispiele für Zweistoff-Triebwerke



Quelle: Ariane Group GmbH, <https://www.space-propulsion.com/>

Die 10-Newton-Triebwerke wurden für die europäischen Antriebsplattformen EUROSTAR und SPACEBUS entwickelt und erfüllen ähnliche Aufgaben wie die o.g. Einstoff-Triebwerke. Sie sind auch auf zahlreichen europäischen Wissenschaftsmissionen im Einsatz.

Die 200-Newton-Triebwerke wurden für den Transporter ATV zur Versorgung der ISS entwickelt und qualifiziert und sind für die zukünftigen Artemis-Missionen zum Mond vorgesehen.

## Eigenschaften ausgewählter Brennstoffe und Oxidatoren für Flüssigtreibstoffe

Brennstoff	Schmelzpunkt [°C]	Siedepunkt [°C]	Dichte [g/cm <sup>3</sup> ]	Bemerkungen
Wasserstoff	-259,1	-252,7	0,08	hohe Leistung, geringe Dichte, nicht lagerfähig
Hydrazin	1,7	113,7	1,01	giftig, explosiv
UDMH	-58	63	0,81	giftig
MMH	-52,4	87,5	0,876	giftig
Kerosin	-43	≈200	0,8	RP-1
Äthanol	-114,1	78,3	0,78	
Methan	-182	-162	0,45	nicht lagerfähig
Propan	-187,7	-42,1	0,5	

Oxidator	Schmelzpunkt [°C]	Siedepunkt [°C]	Dichte [g/cm <sup>3</sup> ]	Bemerkungen
Sauerstoff	-218,7	-183	1,14	nicht lagerfähig
Stickstofftetroxid	-11,2	21,2	1,45	giftig
Salpetersäure	-51,6	84	1,52	giftig
Fluor	-219,8	-188,1	1,51	äußerst korrosiv
Ozon	-184	-110	1,57	stoßempfindlich
Wasserstoffperoxid	-0,43	150	1,45	stoßempfindlich

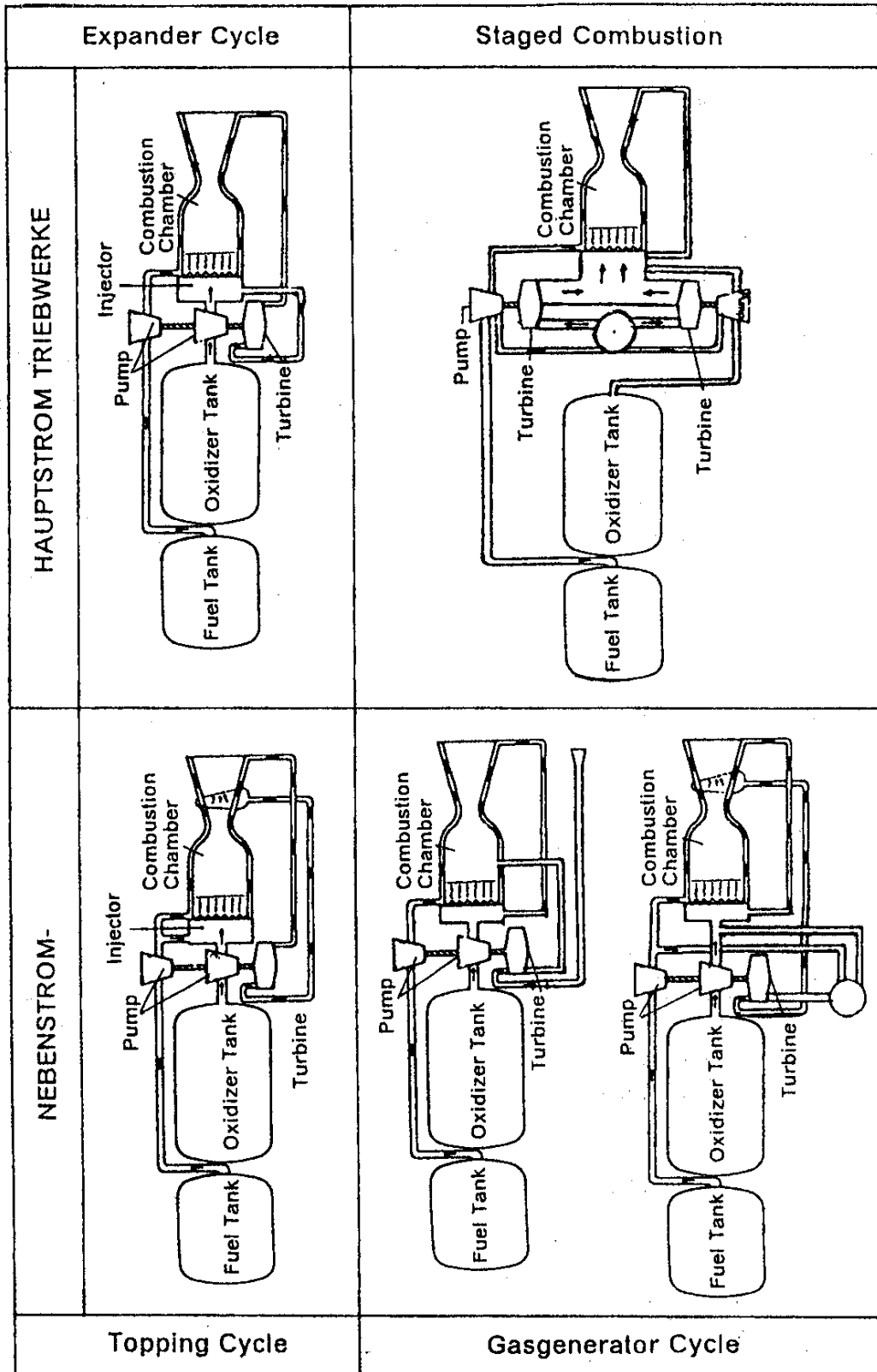
Je nach dem Verbrennungsverfahren unterscheidet man in Hauptstrom- und Nebenstromtriebwerke. Bei den Hauptstromtriebwerken werden alle Treibstoffe der Brennkammer zugeführt und tragen so zur Schubentwicklung bei. Bei Nebenstromtriebwerken wird ein Teil der Treibstoffe zum Antrieb der Turboaggregate oder zur Düsenkühlung verwendet.

Hauptstromtriebwerke besitzen einen höheren spezifischen Impuls als Nebenstromtriebwerke, besitzen aber höhere technische Anforderungen. Das prinzipielle Funktionsschema von Zweistoff-Flüssigantrieben ist auf der nächsten Seite dargestellt.

Beim Feuern der Triebwerke treten im Bereich des engsten Querschnitts Wärmestromdichten bis zu 10 kW/cm<sup>2</sup> auf. Diese erfordern besondere Maßnahmen zur Kühlung, um ein bruchmechanisches Versagen der Triebwerke zu verhindern. Für die Kühlung der Triebwerke stehen verschiedene Verfahren zur Verfügung:

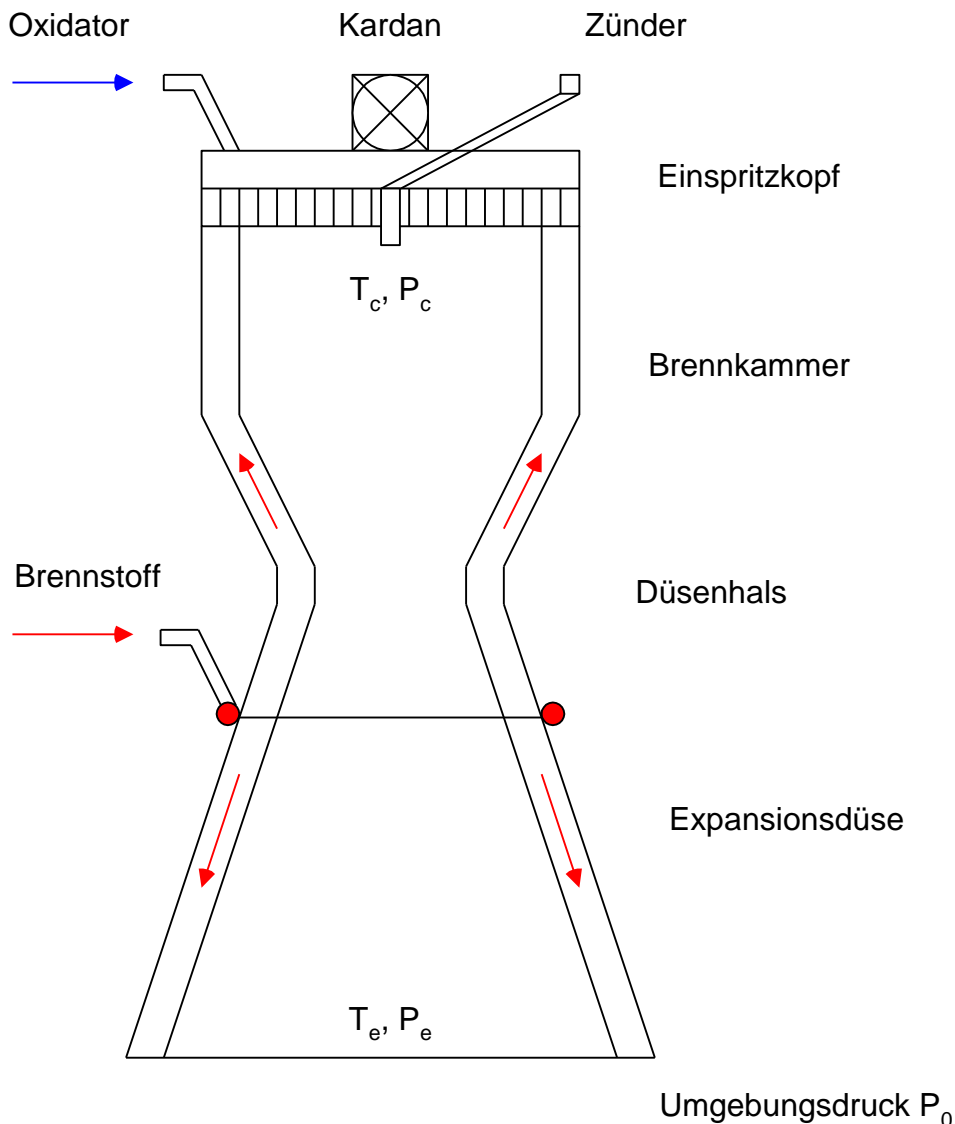
- Regenerativkühlung
- Filmkühlung
- Strahlungskühlung
- Ablationskühlung
- kapazitive Kühlung

Mit Ausnahme der Regenerativkühlung verursachen alle Kühlverfahren eine Leistungsminderung der Triebwerke.



Quelle: [8]

## Prinzipieller Aufbau eines regenerativ gekühlten Triebwerks



Die thermischen und mechanischen Kenngrößen sind wesentliche Faktoren für die Materialauswahl bei Hochleistungstriebwerken. Während bei regenerativ gekühlten Großtriebwerken der Wärmeleitfähigkeit wegen, vor allem Kupfer-Legierungen (mit Zirkonium- und Silberanteilen) zum Einsatz kommen, werden bei strahlungsgekühlten Kleintriebwerken vor allem Platin- (mit Rhodium, Rhenium oder Iridium), **Niob-** oder **Kobalt-**Legierungen (CoCrNiVW) eingesetzt.

Die abgegebene Strahlungsleistung verhält sich dabei näherungsweise proportional zur vierten Potenz der Temperatur. Bei einer typischen Temperatur von 1000 °C ergibt sich damit eine Kühlleistung

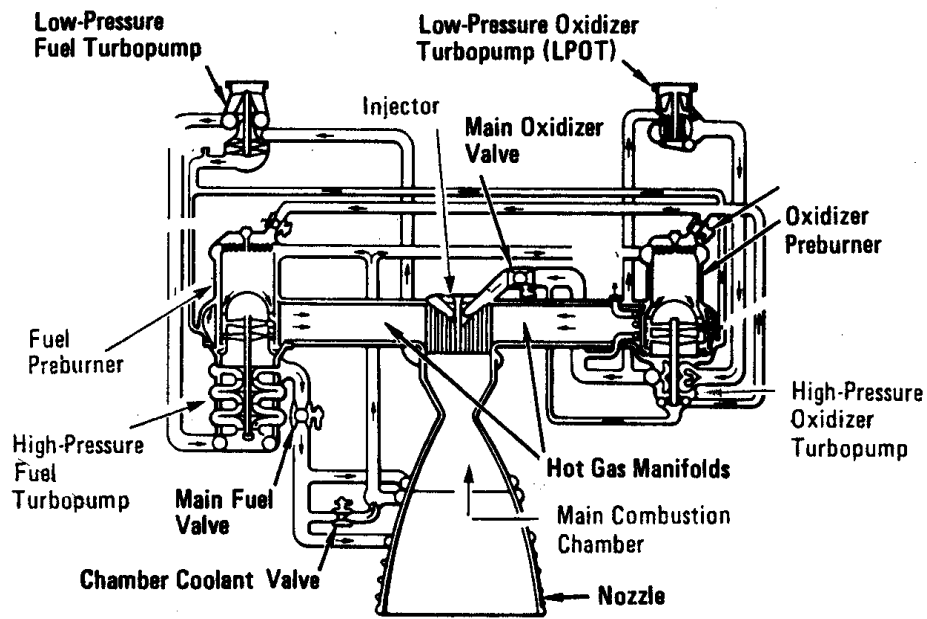
$$P = \sigma T^4 = 5,67E-8 * (1000 + 273)^4 = 149 \text{ kW/m}^2 = 14,9 \text{ W/cm}^2$$

Bei Hochleistungstriebwerken spielt neben der Problematik der Kühlung von hochbeanspruchten Teilen (u.a. der Brennkammerwand im Düsenhalsbereich und schnelllaufender Turbopumpen zur Treibstoffförderung) auch die Erscheinung von thermischen Instabilitäten eine sehr große Rolle.

Verbrennungsinstabilitäten sind eine ständige Gefahr bei der Zündung und beim Betrieb von chemischen Raketentriebwerken. Sie wirken sich leistungsmindernd aus und können durch hohe Materialbeanspruchung die völlige Zerstörung der Brennkammer zur Folge haben, was zu einem Totalverlust der Raumfahrtmission führt. Vorzugsweise treten Verbrennungsinstabilitäten bei hochenergetischen und hypergolen Treibstoffen auf. Dies hängt möglicherweise mit der lokal hochkonzentrierten Energiefreisetzung im Zusammenspiel mit den akustischen und aerodynamischen Eigenschaften zusammen. Zur Vermeidung bzw. Linderung behilft man sich in der Praxis mit abstimmbaren Helmholtz-Resonatoren am Umfang des Brennraums (sog. cavities) oder mit in den Brennraum hineinragenden Widerstandsflächen (sog. baffles). Trotz der Dringlichkeit des Problems ist man bisher nicht über die Methode des "Trial-and-Error" (Versuch bzw. Probieren und Irrtum) hinausgekommen.

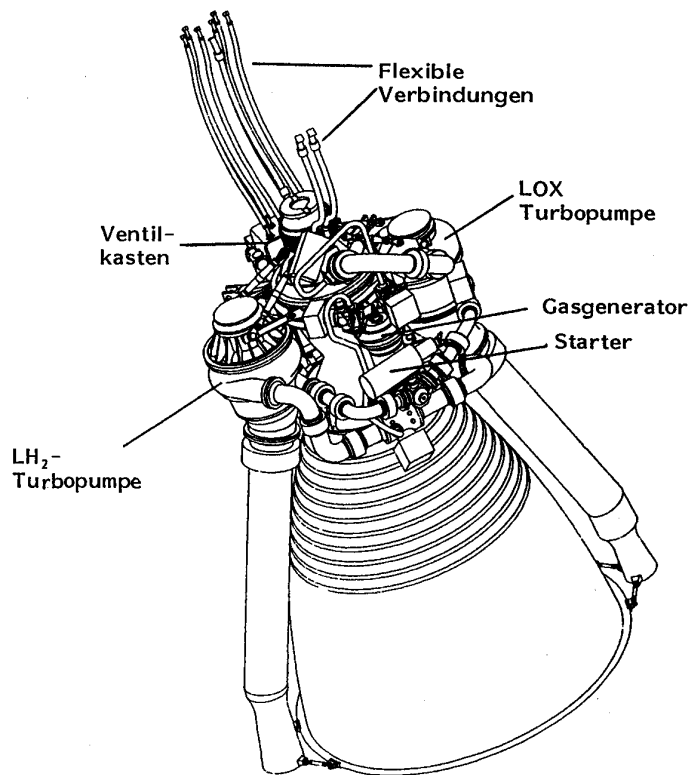
Die detaillierte Modellierung der Strömungs- und Verbrennungsvorgänge ist eine Hauptaufgabe in Wissenschaft und Industrie zur Lösung dieses Problems. Der heutige Stand bietet aber noch keine ausreichenden Grundlagen, um kostspielige Großversuche zukünftig einzusparen.

Neben den hochfrequenten Verbrennungsinstabilitäten gibt es auch niederfrequente Störungen beim Betrieb von Raketentriebwerken. Diese Störungen werden zumeist durch Schwingungen im Fluidbereich der Treibstoffversorgung verursacht (z.B. Treibstoffschwappen im Tank). Auch hierfür kommen spezielle Dämpfungseinrichtungen zum Einsatz (z.B. Pogo Suppression Devices (PSD in Form von druckbeaufschlagten Ausgleichsgefäßen) zur Unterdrückung der gefürchteten niederfrequenten Pogo-Schwingungen.



Space Shuttle Main Engine (SSME, LH<sub>2</sub>-LOX) mit gestufter Verbrennung

Quelle: [6]



Ariane 5-Haupttriebwerk Vulcain (HM-60, LH<sub>2</sub>-LOX) mit Gasgenerator

Quelle: [8]

### 3.2.3. Hybrid-Antriebe

Hybridtriebwerke sind dadurch gekennzeichnet, dass eine der Treibstoffkomponenten, meist der Oxidator, in flüssiger und der andere in fester Form zum Einsatz kommt. Derartige Treibstoffsysteme werden auch als Lithergole bezeichnet. Hybridtriebwerke bestehen analog den Feststofftriebwerken aus einem zylindrischen Behälter, der als Vorratsbehälter für den festen Treibstoffteil und gleichzeitig als Brennkammer dient. Die Zuführung der flüssigen Treibstoffkomponente geschieht meist über ein Einspritzsystem im Brennkammerkopf. Es wird zumeist ein Druckfördersystem hierfür verwendet, da Pumpenanlagen das System zu aufwendig machen. Die Leistung kann theoretisch etwa den Bereich hochenergetischer Flüssigtriebwerke erreichen. Von Vorteil ist ihre weitgehende Sicherheit gegen explosive Verbrennungsvorgänge, da der Abbrand des Feststoffs nur in dem Ausmaß geschehen kann, wie die flüssige Komponente zugeführt wird und gleichzeitig brennbare Oberfläche des Feststoffs zur Verfügung steht. Dadurch sind Hybridtriebwerke auch außerordentlich leicht regelbar und bieten günstige Voraussetzungen für wiederholte Abschaltung und Zündung.

### 3.2.4. Tribid-Antriebe

Tribidtriebwerke arbeiten mit Treibstoffen, die aus drei Komponenten zusammengesetzt sind (sog. Triergole). In ihrem Aufbau sind sie entweder, wenn drei Komponenten flüssig sind, konventionellen Flüssigkeittriebwerken oder, wenn einer der beiden Brennstoffe in fester Form vorliegt, den Hybridtriebwerken ähnlich. Bei extrem hochenergetischen Treibstoffkombinationen (z.B. Fluor-Lithium-Wasserstoff) ergeben sich sehr hohe Verbrennungstemperaturen bis 4800 K, die dann allerdings durch Einspritzen von zusätzlichem Wasserstoff abgesenkt werden müssen. Mit Tribidtriebwerken lassen sich die höchsten spezifischen Impulse aller chemischen Raketentriebwerke bis 5000 m/s Ausströmgeschwindigkeit erreichen. Wegen hohem technischem Aufwand und z.T. problematischer Umweltverträglichkeit kommen diese Antriebe in der kommerziellen Raumfahrt jedoch nicht zur Anwendung.

### 3.3. Physikalische Antriebe

Bei physikalischen Antriebssystemen stammt die Bewegungsenergie der Rückstoßmasse nicht aus der Reaktion von chemischen Treibstoffen.

Je nach Energiequelle unterscheidet man in

- Kaltgasantriebe
- elektrische Antriebe und
- thermonukleare Antriebe.

Eine Sonderstellung nimmt das Sonnensegeln ein.

#### 3.3.1. Kaltgasantriebe

Die bekannteste Anwendung eines Kaltgasantriebs in der Raumfahrttechnik ist der bemannte Raketenrucksack MMU (manned manoeuvring unit, nächste Seite).

Analog zu den chemischen Antrieben wird ein in Druckflaschen mitgeführtes Gas (Stickstoff oder Helium) in einer Lavaldüse entspannt und abgekühlt.

Die Druckkesselgleichung aus Kap. 3.2. ist sinngemäß anzuwenden.

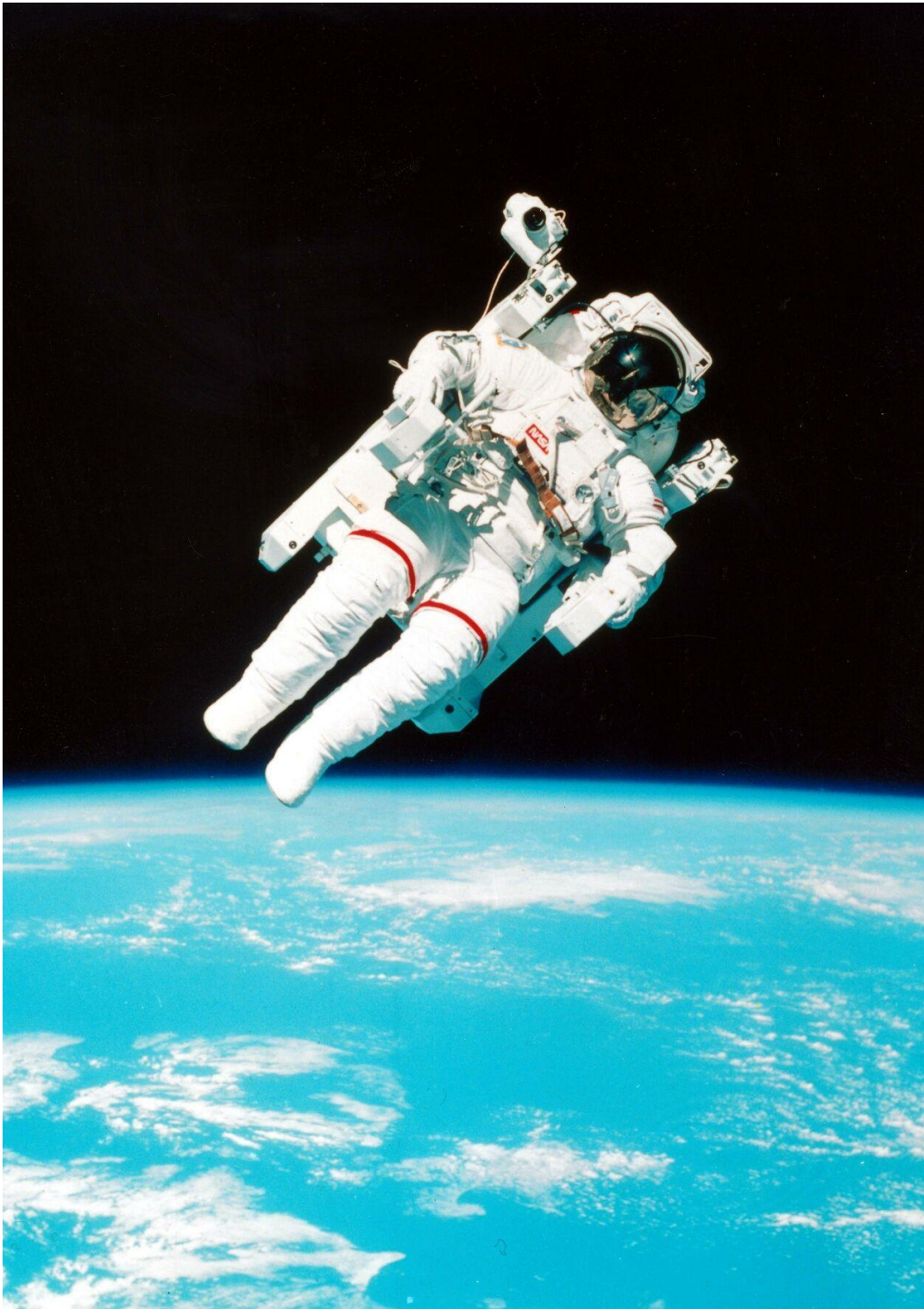
Auch ein aufgeblasener und losgelassener Luftballon stellt prinzipiell einen einfachen Kaltgasantrieb dar.

Wegen des begrenzten Antriebvermögens kommen diese Triebwerke nur in Kleinantrieben bei geringem Antriebsbedarf zum Einsatz (z.B. Bahnfeinjustierung und Satellitenlagekontrolle). Sie seien hier deshalb nur der Vollständigkeit halber genannt.

Die Vorteile dieser Systeme liegen in ihrer Einfachheit und deshalb hohen Zuverlässigkeit.

Werden schuboptimale Anforderungen bevorzugt, wird Stickstoff (typische Ausströmgeschwindigkeit  $v_a = 700 \text{ m/s}$ ) verwendet, sonst wird für gewichtsoptimale Anforderungen Helium verwendet ( $v_a = 1800 \text{ m/s}$ ).

Im militärischen Bereich kommen Kaltgasantriebe auch beim Austreiben von Interkontinentalraketen aus abgetauchten U-Booten zum Einsatz. Als Treibmittel wird Kohlendioxid verwendet. Die Zündung der Raketentriebwerke erfolgt dann erst nach dem Aufstieg über der Wasseroberfläche.



Der bemannte Raketenrucksack MMU als eigenständiger Satellit

### 3.3.2. Elektrische Antriebe

Bei den elektrischen Antrieben erhalten die Masseteilchen der Treibstoffe ihre Energie durch Einwirkung von außen, und zwar durch elektrische Energie. Obwohl sie Ausströmgeschwindigkeiten liefern, die grob um einen Faktor 10 und mehr über denen von chemischen Triebwerken liegen, bleiben die erzielten Schubkräfte im Sub-Newton-Bereich. Ursache ist der vom Prinzip her außerordentlich geringe Massendurchsatz. Diese Triebwerke lassen sich deshalb nicht als Starttriebwerke für Trägerraketen verwenden, sondern nur im Hochvakuum des Weltraums für Langzeitanwendungen (Dauerbetrieb). Bei diesen, z.T. über mehrere Jahre gehenden Einsätzen sind enorme Geschwindigkeitsvermögen möglich.

Beispiel:

Eine Merkursonde mit einer Masse von 1000 kg und einer durchschnittlichen Antriebsleistung von 5 kW bei einem spezifischen Impuls von 5000 s besitzt einen maximalen Treibstoffverbrauch gemäß

$$P = 1 / 2 * m/t * v_a^2$$

zu 15 Gramm pro Stunde

und damit einen Schub von

$$F = m/t * v_a = 200 \text{ mN}$$

und damit wiederum Beschleunigungen von

$$a = F / m = 2E-4 \text{ m/s}^2 \text{ nach dem Start und } 3E-4 \text{ m/s}^2 \text{ am Ziel.}$$

Für eine Mission aus einer erdähnlichen Umlaufbahn mit einer Bahnneigung von etwa 7 Grad (Neigung entspricht der Merkurzielbahn) in eine merkurähnliche Umlaufbahn wird ein ungefährender Geschwindigkeitsbedarf von

- 16000 m/s (für einen Hohmann-2-Impuls-Übergang)

- 17000 m/s (für einen Spiralübergang)

benötigt.

Bei diesen geringen Beschleunigungen ergibt sich ein Spiralübergang mit einer Antriebsdauer von über zwei Jahren.

Weiterhin ergibt sich eine mittlere radiale Annäherung an die Sonne mit einer Geschwindigkeit von 4500 km pro Stunde.

Beim Abwärtsspiralen kommt es dabei zu mehreren Umrundungen der Sonne bis die Merkurbahn erreicht ist.

Während dieser Zeit werden in dieser Beispielrechnung 300 kg Xenon als Treibstoff verbraucht.

Für die korrekte Bahnneigung zu Beginn der Mission entsteht ein weiterer Geschwindigkeitsbedarf von

$$2 * v_{\text{Erde}} * \sin(7^\circ / 2) = 2 * 30000 \text{ m/s} * \sin(3,5^\circ) = 3660 \text{ m/s}$$

und auch das Abwärtsspiralen in das Schwerfeld des Merkur erfordert bis zu 3000 m/s Geschwindigkeitsbedarf. Werden auch diese beiden Manöveranteile mit elektrischen Triebwerken bewältigt, so entsteht eine Flugzeit (mit Dauerbetrieb der Triebwerke) von über drei Jahren und es wird ein Treibstoffanteil an Xenon von über 50% der Startmasse der Sonde benötigt.

Das enorme Geschwindigkeitsvermögen (durch den großen  $I_{sp}$ ) ist die Triebfeder zur weiteren Entwicklung von elektrischen Antrieben für Langzeitmissionen. Mit chemischen Antrieben ist die Durchführung der berechneten Merkurmission praktisch unmöglich.

Neben dem spezifischen Impuls ist die Leistungsaufnahme eine charakteristische Größe für die Beschreibung elektrischer Antriebe. Deshalb werden diese auch als Leistungsantriebe bezeichnet, im Gegensatz zu den Schubantrieben (wo die chemische Leistung nur eine untergeordnete Rolle spielt).

Elektrische Antriebe lassen sich in drei Gruppen einteilen, wobei die Übergänge z.T. fließend sind:

- elektrothermische Antriebe
- MPD- oder Plasmaantriebe
- elektrostatische Antriebe

### 3.3.2.1. Elektrothermische Antriebe

Bei einem elektrothermischen Triebwerk wird der Treibstoff durch Zufuhr von elektrischer Energie aufgeheizt. Aus einem Kaltgastriebwerk wird durch Einsatz einer zusätzlichen Heizung ein solches elektrothermisches Triebwerk. Man unterscheidet nach zwei unterschiedlichen Prinzipien:

- Widerstandsheizung
- Lichtbogenheizung

Da auch bei diesen Triebwerken die Druckkesselgleichung aus Kap. 3.2. gilt, sollten die Treibstoffe ein möglichst kleines Molekulargewicht haben.

Bei den widerstandsbeheizten Triebwerken (Resisto-jet) werden Widerstandskörper aufgeheizt, die ihre Energie in Form von Wärme an den umgebenden Treibstoff abgeben.

Der spezifische Impuls der Triebwerke liegt, begrenzt durch die Wandtemperatur, bei bis zu 1000 Sekunden (= 10000 m/s Ausströmgeschwindigkeit).

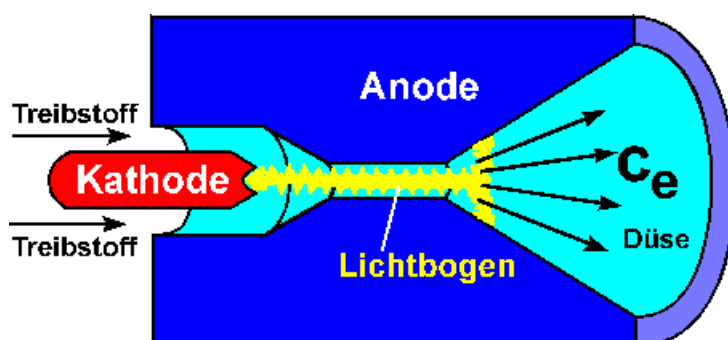
Die Triebwerke haben einen hohen Entwicklungsstand und werden z.T. in der Lageregelung von Satelliten eingesetzt.

Zur Beschreibung von Lichtbogentriebwerken (Arc-jet) müssen die bisher verwendeten thermischen Grundgleichungen um elektromagnetische Terme erweitert werden, da hier ohmsche Heizung und elektromagnetische Volumenkräfte berücksichtigt werden müssen. Bei einem Arcjet wird vor allem die ohmsche Heizung zur Schuberzeugung ausgenutzt, da die Stromstärken im Lichtbogen so gering sind, dass die Lorenzkräfte keinen nennenswerten Anteil zum Gesamtschub liefern. Da die ohmsche Heizung nur im Unterschallbereich der Strömung beschleunigend wirkt, wird bei der Auslegung darauf geachtet, dass sich die wirksame Anode nicht wesentlich über den engsten Querschnitt hinaus erstreckt.

Leistung: 1 - 30 kW

Treibstoffe: Wasserstoff, Ammoniak, Hydrazin

Erreichbare Ausströmgeschwindigkeiten: 5000 bis 11000 m/s



Schema eines Lichtbogentriebwerks

### 3.3.2.2. MPD-Antriebe

Der Übergang von Lichtbogentriebwerken zu Plasmatriebwerken ist fließend. Bei den magnetoplasmadynamischen (MPD-)Triebwerken steht die Ausnutzung elektromagnetischer Kräfte zur Erhöhung des spezifischen Impulses im Vordergrund. Die ohmsche Heizung spielt eine untergeordnete, aber nicht zu vernachlässigende Rolle. Es werden drei Haupttypen unterschieden:

- Eigenfeldbeschleuniger
- Fremdfeldbeschleuniger
- Halleffekttriebwerke

Im Eigenfeldbeschleuniger wird das durch den im Plasma transportierten Strom eigeninduzierte Magnetfeld zur Beschleunigung ausgenutzt. Typische Triebwerke erreichen mit Argon als Treibstoff eine Schubkraft bis zu 100 N bei einer Leistungsaufnahme von über 100 kW.

Beim Fremdfeldbeschleuniger wird zusätzlich zum Eigenfeld ein externes axial gerichtetes magnetisches Feld zur Erhöhung des spezifischen Impulses ausgenutzt. Dieses Magnetfeld kann durch Permanentmagnete oder Magnetspulen erzeugt werden, wobei das Fremdfeld wesentlich stärker ist als das Eigenfeld. Typische Triebwerke erreichen mit möglichst leichten Gasen als Treibstoff einen Schub bis zu 1 N bei einer Leistungsaufnahme von einigen kW und einem spezifischen Impuls bis zu 3000 s.

Halleffekttriebwerke besitzen wie die Fremdfeldbeschleuniger ein äußeres Magnetfeld, das jedoch vorwiegend radial ausgerichtet ist. Das Plasma wird bei diesen Triebwerken wie bei den später behandelten elektrostatischen Triebwerken auf unterschiedliche Weise erzeugt (z.B. Radiofrequenz- oder Glimmentladungsisolation).

Die geladenen Teilchen führen aufgrund der elektromagnetischen Felder eine Driftbewegung aus. Die leichten Elektronen umlaufen dabei nahezu stationär Kreisbahnen, während die Ionen aufgrund ihrer schweren Masse kaum in azimuthaler Richtung abgelenkt werden. Die Schuberzeugung findet durch das angelegte elektrische Feld durch axiale Beschleunigung der Ionen statt. Sie müssen zur Vermeidung von Raumladungen hinter dem Triebwerk mit Elektronen neutralisiert werden. Dieser Triebwerkstyp ist damit ein Übergang zu den elektrostatischen Triebwerken. Typische Triebwerke erreichen mit Xenon oder Quecksilber als Treibstoff einen Schub im mN-Bereich und bei einer Leistungsaufnahme bis maximal 5 kW einen spezifischen Impuls von 3000 s.

Verschiedene Halleffekttriebwerke sind in der russischen Raumfahrt flugerprobt und seit Jahren im Einsatz.

### 3.3.2.3. Elektrostatische Antriebe

In elektrostatischen Triebwerken wird ein Plasma erzeugt, durch axiale elektrische Felder werden die Ionen beschleunigt, verlassen das Triebwerk und werden zur Verhinderung von Raumladungen außerhalb mit Elektronen neutralisiert. Die einzelnen Triebwerkstypen unterscheiden sich vor allem in der Plasmaerzeugung. Diese kann erfolgen

- durch Elektronenstoßionisation
- durch einen Lichtbogen (beim Kaufman-Triebwerk) oder
- durch Radiofrequenz (beim RIT-Triebwerk)

Beim Feldemissionstriebwerk werden durch Anlegen einer besonders hohen Spannung Ionen direkt aus flüssigem Metall (Cäsium) gezogen (elektrostatisches Sprayen).

#### Funktionsweise

Bei einem näherungsweise verlustfreien Betrieb elektrostatischer Triebwerke wird der größte Teil der elektrischen Leistung in kinetische Leistung der ausströmenden Teilchen umgewandelt (der Rest (etwa 10 %) wird für die Ionisation des Treibstoffs benötigt, ein kleiner Teil (im Prozentbereich) wird für die auf die Beschleunigungsgitter treffenden Teilchen benötigt, die damit keinen Schub erzeugen) :

$$P = q \cdot U = m / 2 \cdot v_a^2$$

mit

$q$  = Ladung der Teilchen

$U$  = Spannung

$m$  = Masse der Teilchen

Damit ergibt sich eine Ausströmgeschwindigkeit

$$v_a = \left( 2 \frac{q}{m} U \right)^{1/2}$$

Mit dem Durchsatz

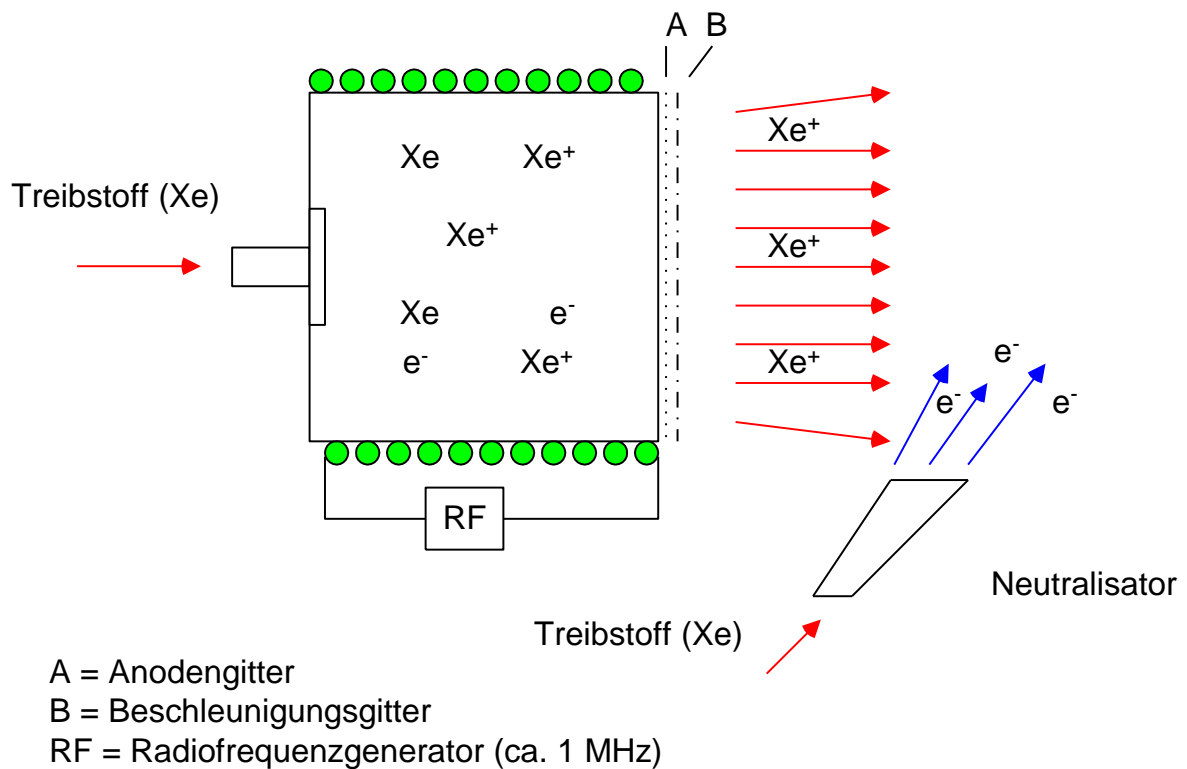
$$m/t = m / q \cdot I$$

ergibt sich ein Schub von

$$F = I \left( 2 \frac{m}{q} U \right)^{1/2}$$

Man erkennt, dass sich der Schub proportional zum Ionenstrom und zur Wurzel aus der Beschleunigungsspannung  $U$  verhält. Um einen hohen Schub zu erreichen, sollten schwere Ionen verwendet werden (Quecksilber oder Xenon), dadurch sinkt aber der spezifische Impuls.

### Prinzipieller Aufbau eines elektrostatischen Triebwerks mit RF-Ionisation



Leider hängt der Ionenstrom I nicht nur von der Ergiebigkeit des Ionisators ab, sondern er wird durch die sich aufbauenden Raumladungen zusätzlich begrenzt. Da sich gleichgeladene Teilchen, hier die Treibstoff-Ionen, infolge Coulombscher Wechselwirkung abstoßen, kann durch einen Strahlquerschnitt A bei angelegter Beschleunigungsspannung U und Länge d der maximale Ionenstrom  $I_{\max}$  durchgesetzt werden.

Nach Langmuir-Schottky ergibt sich dieser maximale Ionenstrom  $I_{\max}$  zu:

$$I_{\max} = \frac{4}{9} \epsilon_0 \left( 2 \frac{q}{m} \right)^{1/2} U^{3/2} \frac{A}{d^2}$$

mit

$\epsilon_0 = 8,85E-12$  F/m (elektrische Feldkonstante)

Die Raumladungsbegrenzung nimmt also mit steigender Länge der Beschleunigungsstrecke d (vom Anodengitter A zum Beschleunigungsgitter B) zu, weshalb der Abstand A-B sehr klein gehalten werden muss.

Um große Ionenströme zu realisieren, müssen deshalb die Durchmesser elektrostatischer Triebwerke entsprechend groß gewählt werden, wodurch die Masse der Triebwerke im Vergleich zu chemischen Triebwerken relativ groß wird.

Die Strahldivergenzverluste sind bei Ionentriebwerken kleiner als bei den zuvor behandelten Halleffekttriebwerken.

Kenndaten einiger typischer elektrostatischer Triebwerke:

Typ	Treibstoff	$I_{sp}$ [s]	Leistung [W]	Schub [mN]
Feldemissions-Triebwerke	Cäsium	6000	275	5
Kaufmann-Triebwerke	Quecksilber oder Xenon	2500	4000	200
RIT-Triebwerke	Quecksilber oder Xenon	3200	400	10

Eigenschaften von Treibstoffen für elektrische Triebwerke:

Treibstoff	Ordnungszahl	Atommasse	Ionisationsenergie [eV]	Ionisationsenergie [Wh/kg]	Zustand bei Raumtemperatur
Xenon	54	131,3	12,1	2470	gasförmig
<b>Krypton</b>	<b>36</b>	<b>83,8</b>	<b>14,0</b>	<b>4500</b>	<b>gasförmig</b>
Cäsium	55	132,9	3,9	790	fest
Quecksilber	80	200,6	10,4	1390	Flüssig

Es wird erwartet, dass für die zukünftige Lageregelung von kommerziellen Satelliten zunehmend elektrische Triebwerke zum Einsatz kommen (z.B. für NSSK bei GEO-Satelliten). Auch für interplanetare Missionen mit hohem Geschwindigkeitsbedarf (Merkur-, Kometenmissionen, usw.) werden elektrische Triebwerke mit hohem spezifischem Impuls und Schubkräften bis zu 1 Newton benötigt.

Für diese Aufgaben sind derzeit verschiedene elektrostatische Triebwerke in Entwicklung. Beispielhaft sollen einige Anforderungen und Eigenschaften des Triebwerks RIT-XT der Firma **Ariane Group** GmbH dargestellt werden:

<b>Anforderung</b>	
Spezifischer Impuls	3000 - 4500 s
Schub	> 150 mN
Leistungsverbrauch	< 4500 W
Treibstoffverbrauch	< 20 g/h
Masse	< 8,5 kg

<b>Eigenschaften</b>	
Strahldurchmesser	220 mm
nominale Betriebsspannung	2200 V
Gitterabstand	< 1 mm
<b>Anodengitter</b>	
Gitterspannung	2000 V
Wandstärke	< 0,5 mm
Bohrungsdurchmesser	< 2 mm
Material	Molybdän
<b>Beschleunigungsgitter</b>	
Gitterspannung	-200 V
Wandstärke	< 1,5 mm
Bohrungsdurchmesser	< 1,5 mm
Material	Graphit
Betriebsdruck	ca. $10^{-6}$ mbar
Betriebsdauer	> 10000 h



Entwicklungsmodell des RIT-XT

Quelle: Ariane Group GmbH

Der niedrige Betriebsdruck und die hohe Betriebsdauer erfordern enorme technische Anstrengungen, vor allem an die Versuchstechnik. Elektrostatische Triebwerke arbeiten besser, je weniger Fremdteilchen von den Xenon-Ionen getroffen werden können, da es stets zu Umladungsvorgängen kommt und die geladenen Teilchen dann nicht mehr fokussiert sind und von den Gittern angezogen werden. Dort verursachen sie Erosionsvorgänge (Sputtern), die sich reduzierend auf die Lebensdauer der Triebwerke auswirken.

Für die korrekte ionenoptische Fokussierung der Teilchen und einen ungehinderten Durchtritt durch die Gitterbohrungen muss für die verschiedenen Betriebspunkte immer eine angepasste Betriebsspannung an den Gittern anliegen.

### 3.3.3. Thermonukleare Antriebe

Thermonukleare Antriebe nutzen die Energie der Bindungskräfte der Protonen und Neutronen in Atomkernen.

Prinzipiell lassen sich diese nach der Art der Energiegewinnung in vier Gruppen einteilen:

- Natürlicher radioaktiver Zerfall
- Kernspaltung
- Kernfusion
- Materiezerstrahlung

Dabei handelt es sich um Energiequellen für die sehr hohe Energiedichten charakteristisch sind, weshalb ein grundsätzliches Interesse für Raumfahrtanwendungen nahe liegt.

Für Antriebszwecke ähnlich einem chemischen Antrieb wird der Treibstoff durch diese Energiequellen über einen Wärmetauscher erhitzt (womit die Energiequelle selbst eine Kühlung erfährt) und anschließend durch thermodynamische Entspannung analog wie bei den chemischen Antrieben als Rückstoßmasse genutzt. Mit Wasserstoff als Treibstoff (Molekulargewicht: 2 g/mol) lassen sich so Ausströmgeschwindigkeiten je nach Grenztemperatur der Energiequelle bis 10000 m/s erzielen.

### Natürliche Radioaktivität

In Meyers Lexikon wird Radioaktivität wie folgt beschrieben:

Radioaktivität ist der spontane Zerfall instabiler Atomkerne gewisser Isotope (*Radionuklide*). Bei dieser Art von Kernreaktionen wandeln sich die Kerne eines radioaktiven Nuklids A (Mutternuklid) in die Kerne eines anderen Nuklids B (Tochternuklid) um, indem sie einen Teil ihrer Kernmasse in Form energiereicher Alpha- bzw. Betateilchen emittieren; das Tochternuklid gehört einem anderen chem. Element an. Da sich die Tochternuklide in den meisten Fällen in einem angeregten Zustand befinden, kommt es nach dem Kernzerfall auch zu einer Energieabgabe in Form von Gammastrahlung. Die freiwerdende Strahlung steht nach Absorption durch geeignete Stoffe größtenteils als Wärmeenergie zur Verfügung. Je nachdem, ob die Radionuklide in der Natur vorkommen oder künstlich durch Kernreaktionen erzeugt werden, unterscheidet man natürliche und künstliche Radioaktivität. Die Radionuklide (*Radioisotope*) von Elementen mit Ordnungszahlen größer als 83 (Wismut) haben größtenteils kurze Halbwertszeiten und würden heute – etwa 6 Mrd. Jahre nach der Entstehung der Nuklide – nicht mehr nachweisbar sein, wenn sie nicht immer wieder neu aus dem Zerfall der langlebigen Uranisotope  $^{238}\text{U}$  und  $^{235}\text{U}$  sowie des Thoriumisotops  $^{232}\text{Th}$  als Zwischenglied einer Zerfallsreihe entstehen würden. Außer den Elementen der Zerfallsreihen sind auch einige leichtere Elemente natürlich radioaktiv, von denen einige neben dem Uran zur radioaktiven Altersbestimmung von

Gesteinen und Mineralen herangezogen werden. Durch Bestrahlung mit Neutronen lassen sich praktisch von jedem chemischen Element künstliche Radioisotope herstellen. Sie werden u.a. zur Strahlungs-therapie verwendet.

Die Wirkung radioaktiver Strahlung auf biolog. Objekte zeigt sich z.B. in einer Herabsetzung der Keimungsfähigkeit von Samen und in Entwicklungshemmungen und Missbildungen bei Mensch und Tier, sobald die Strahlungs-dosis einen gewissen Wert überschreitet. Gewebe sind um so empfindlicher, je jünger ihre Zellen und je größer deren Teilungsgeschwindigkeit ist, z.B. Keimdrüsen, Blut bildende Organe, aber auch schnell wachsende Geschwulstbildungen.

Jedes Radioisotop besitzt eine charakteristische Halbwertszeit, in der die Hälfte einer zu Beginn vorhandenen Anzahl Atomkerne zerfällt. Langlebige Isotope weisen dabei eine geringere Energiedichte auf als kurzlebige.

Für Raumfahrtanwendungen wird der radioaktive Zerfall von Atomkernen für die Bordenergieversorgung von Satelliten mittels Radioisotopbatterien (RTG's) bereits heute eingesetzt (siehe Kap.5.4.). Ein Einsatz für Antriebszwecke scheitert an dem großen Gewicht der Anlagen (bei vergleichsweise geringem Schub) und der Umweltverträglichkeit (Risiko der radioaktiven Kontamination beim Start).

### **Kernspaltung (Fission)**

Die Energieausbeute lässt sich erheblich steigern, wenn man statt der natürlichen spontanen Kernspaltung, diese künstlich durch Neutronenbeschuss herbeiführt. Dabei wird bei einem Uran-235-Atomkern eine Energie von 200 MeV freigesetzt. Dies entspricht einer Energiedichte von  $22,8E+9$  Wh/kg Uran-235. Ein Kernreaktor wird typischerweise mit einer thermischen Leistung von etwa 30 kW pro kg angereichertem Uran gefahren. Dies entspricht etwa dem hundertfachen der Energiedichte z.B. in einem RTG (mit natürlichem radioaktivem Zerfall).

Es gibt viele verschiedene Reaktortypen und Verfahren, um damit die Energieversorgung der ganzen Menschheit und zukünftiger Generationen dauerhaft sicherstellen zu können. Die Risiken in Anwendung und Umgang (z.B. Wiederaufbereitung) sind aber durch das hohe Gefährdungspotenzial (Toxizität und Strahlungsbelastung durch Kriegseinflüsse und Terroranschläge, aber auch Bedienungsfehler) derart groß, dass Kernenergie langfristig nur einen Teil der zukünftigen Energieversorgung beisteuern wird.

Die Entsorgung von radioaktiven Abfällen und die sichere Lagerung über Jahrtausende ist eine dauerhafte Erblast für viele zukünftige Generationen, die zu sehr kontroversen Meinungen auch innerhalb der Wissenschaft führt (ethische Verantwortung der Technik).

## Kernfusion

Noch weiter lässt sich die Energieausbeute steigern, wenn statt der Kernspaltung von schweren Atomkernen die Kernfusion von leichten Atomkernen zum Einsatz kommt. Bei der Verschmelzung von einem Gramm Wasserstoff zu Helium-4 wird eine Energie von etwa  $600 \times 10^9$  Joule frei.

Dies entspricht einer Energiedichte von  $166 \times 10^9$  Wh/kg Wasserstoff.

Die Kernfusion hat prinzipiell ähnliche Gefährungspotenziale und damit Akzeptanzprobleme wie die Kernspaltung. Lösungen der umfangreichen technischen Probleme für einen Einsatz der Kernfusion für friedliche Zwecke der Energieversorgung erscheinen auf unabsehbare Zeit wegen nicht abschätzbarer Entwicklungsrisiken und der zugehörigen finanziellen Bedürfnisse nicht in Sicht. Noch weiter von der Realisierung entfernt, erscheinen Einsatzmöglichkeiten für die Antriebstechnik von Raumfahrzeugen.

## Materiezerstrahlung

Prinzipiell die höchste theoretisch mögliche Energiedichte lässt sich durch Materiezerstrahlung erreichen. Nach der Masse-Energie-Äquivalenz (A. Einstein, 1905/1907) entstehen bei der vollständigen Zerstrahlung von Ruhemasse gem.

$E = m \cdot c^2$  pro Gramm Materie  $90000 \times 10^9$  Joule.

Dies entspricht einer Energiedichte von  $25 \times 10^{12}$  Wh/kg Materie.

Die Gleichung für die Masse-Energie-Äquivalenz darf nicht verwechselt werden mit der Beziehung für die kinetische Energie einer trägen Masse

$E = \frac{1}{2} \cdot m \cdot v^2$ .

Zu einer völligen Zerstrahlung kommt es, wenn Materie auf Antimaterie trifft. Größere Vorkommen von Antimaterie im Universum sind derzeit nicht bekannt.

Materiezerstrahlung findet aber im großen Umfang im Kosmos in der Nähe von Schwarzen Löchern statt, wenn Massen bis in die Nähe der Lichtgeschwindigkeit beschleunigt werden. Auf der Erde findet Materiezerstrahlung im

submikroskopischen Umfang in großen Teilchenbeschleunigern zu

Forschungszwecken statt. Eine Nutzung zur terrestrischen Energiegewinnung wird auf absehbare Zeit nicht erwartet.

Auch für Raumfahrtzwecke steht diese Energiequelle wegen derzeit nicht lösbarer technischer Probleme nicht zur Verfügung und sei hier nur der Vollständigkeit halber genannt.

### 3.3.4. Photonenantrieb

Der Photonenantrieb ist ein rein hypothetisches Verfahren, bei dem der Impuls eines gebündelten Photonenstrahls zur Schuberzeugung benutzt wird. Stark vereinfacht, entspricht auch das Lichtbündel eines Scheinwerfers einem Photonenantrieb. Ein hinreichend großer Schubeffekt würde sich allerdings nur bei sehr intensiver Photonenstrahlung ergeben, wie sie von Strahlungsquellen mit über 30000 K Temperatur ausgeht. Das Strahlungsmaximum eines solchen Photonenstrahlers geht mit steigender Temperatur in das Gebiet der weichen Röntgenstrahlung über. Die Bündelung des Photonenstrahls ist dann nur noch durch "streifende" Reflexion möglich (analog dem Wolter-Teleskop in der Astronomie mit parabolischen und hyperbolischen Schalen). Eine herkömmliche Reflexion wird dann unmöglich. Der Energiebedarf  $P$  zur Erzeugung von 1 N Schub beträgt  $P = F \cdot c = 300 \text{ MW}$ . Da es für die Verwirklichung eines Photonenantriebs noch kaum brauchbare Lösungsvorschläge gibt, kommt auf unabsehbare Zeit dieses Antriebsverfahren für die Raumfahrt nicht zum Einsatz. Wissenschaftlich hat sich Eugen Sänger intensiv mit dieser Thematik auseinandergesetzt. Wegen der reizvollen theoretischen Möglichkeiten im Zusammenhang mit der Erreichbarkeit fremder Sonnensysteme und Galaxien war dieser Antrieb jedoch bei den frühen Raumfahrtenthusiasten (und auch vielen Science-fiction-Autoren) sehr beliebt.

### 3.3.5. Sonnensegeln

Beim Sonnensegeln wird im Gegensatz zu allen anderen Antriebssystemen die nötige Rückstoßmasse (i.a. Treibstoffe) nicht im Satellit mitgeführt, sondern von außen durch die Lichtteilchen (Photonen) der Sonnenstrahlung zugeführt.

Gemäß der speziellen Relativitätstheorie entspricht jeder Energie eine bestimmte fiktive Masse gem.  $E = m \cdot c^2$ .

Die Richtungsänderung dieser Masse verursacht die Gegenreaktion, analog wie bei allen anderen Antriebssystemen auch. Bei der Reflexion liegen der einfallende und der reflektierte Strahl in einer Ebene mit dem Einfallslot und bilden mit diesem gleiche Winkel: Einfallswinkel = Ausfallswinkel.

Da die Intensität der Sonnenstrahlung mit dem Quadrat der Entfernung zur Strahlungsquelle (hier: Sonne) abnimmt, ist die Güte dieses Antriebssystems stark von dieser Entfernung abhängig.

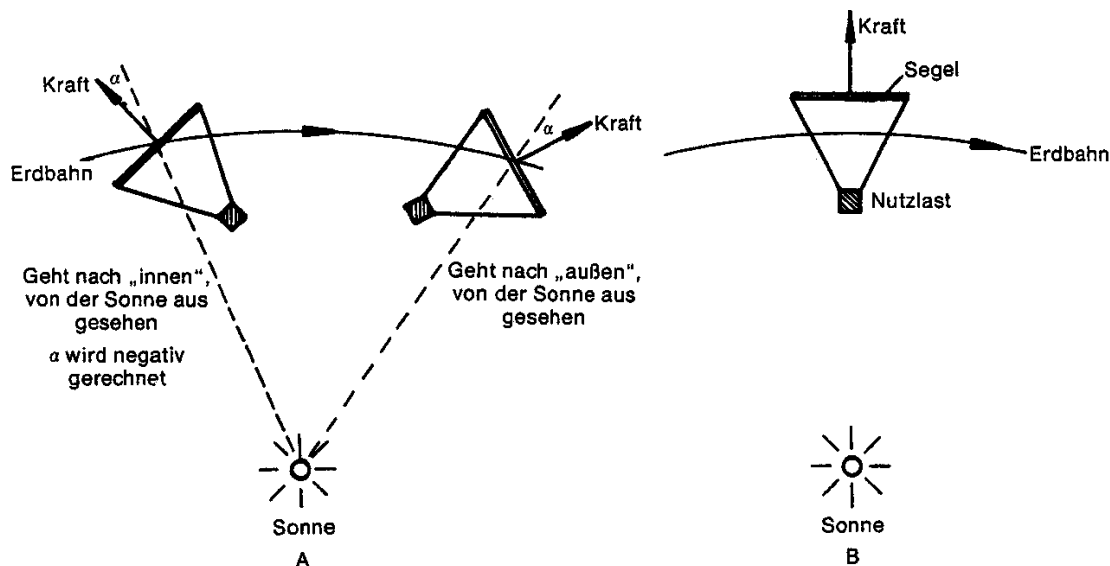
Die Schubkraft lässt sich mit Formel (65) ermitteln.

Im Bereich der Erde ( $S = 1372 \text{ W / m}^2$ ) liegt diese bei einer völligen Reflexion bei maximal  $9 \text{ N / km}^2$ .

Dieser geringe Schub macht relativ große Segelflächen nötig, deren korrekte Entfaltung nach dem Start von der Erde eine außerordentlich große Problematik darstellt.

Außerdem erhöhen diese Segelflächen die Gesamtmasse des Satelliten, da typischerweise die verspiegelten Folien und die tragende Struktur eine Masse von etwa  $10 \text{ g / m}^2$  benötigen (zum Vergleich: die Masse eines typischen Papierblatts beträgt  $80 \text{ g / m}^2$ ).

In der folgenden Darstellung lässt sich aus unterschiedlichen Segelstellungen die resultierende Wirkung erkennen.



Sonnensegelstellungen

Quelle: [5]

Die Segel bestehen aus Kunststoff (z.B. Kapton, Mylar) mit einer Dicke von etwa  $1 \mu\text{m} = 1 / 1000 \text{ mm}$ ; auf der Sonnenseite wird eine reflektierende Schicht aufgedampft die typischerweise einen Reflexionsgrad bis maximal 90 % aufweisen kann.

Analog zu den elektrischen Antriebssystemen kann das Sonnensegeln zeitlich nahezu unbegrenzt eingesetzt werden, so dass sich spiralförmige Bahnübergänge ergeben und wegen des großen Einsatzzeitraums ergeben sich trotz geringer Schubkräfte enorme Geschwindigkeitsvermögen.

Die o.g. Umstände lassen darauf schließen, dass auf absehbare Zeit eine kommerzielle Nutzung dieses Antriebssystems nicht zu erwarten ist.

Auch ohne beabsichtigtes Sonnensegeln stellt der Strahlungsdruck der Sonne eine Störung der Freiflugbahnen von Satelliten dar und muss je nach Missionsprofil u.U. durch ein anderes Antriebssystem von Zeit zu Zeit korrigiert werden.

#### 4. Missionen (erdnah, Mond, Planeten, Asteroide, Kometen)

Jeder Himmelskörper wird von einem Schwerefeld umgeben (siehe Kap. 2.), zu dessen Verlassen physikalische Arbeit verrichtet werden muss, d.h. Energie benötigt wird. Aus den physikalischen Gegebenheiten unserer astronomischen Umwelt ergeben sich folgende Energiezustände  $E$  im Schwerefeld einzelner Himmelskörper:

Himmelskörper	$E_{\text{ges}}$ [kWh/kg]	Delta- $E_{\text{ges}}$ zur Erde [kWh/kg]	$E_{\text{pot}}$ [Planet] [kWh/kg]
Mond			
Sonne	-52966	-52843	-52966
Merkur	-318,3	-195,1	-2,5
Venus	-170,3	-47,1	-14,9
Erde	-123,2	0	-17,3
Erdmond	-0,144	+17,2	-0,78
Mars	-80,9	+42,3	-3,5
Ceres	-44,5	+78,7	-0,046
Jupiter	-23,7	+99,5	-492,2
Io	-41,7	+141,2	-0,91
Europa	-26,2	+125,7	-0,57
Ganymed	-16,4	+115,9	-1,05
Callisto	-9,3	+108,8	-0,83
Saturn	-12,9	+110,3	-174,8
Titan	-4,3	+114,6	-0,97
Uranus	-6,4	+116,8	-62,9
Neptun	-4,1	+119,1	-76,6
Triton	-2,7	+121,8	-0,29
Pluto	-3,1	+120,1	-0,21

#### Erläuterungen:

Die Spalte " $E_{\text{ges}}$ " beschreibt die Lage der Planeten und Monde im Schwerefeld des übergeordneten Gravitationszentrums. Der Wert für die Sonne bezieht sich auf eine Kreisbahn dicht an deren Oberfläche. Die Gesamtenergie entspricht auch der Bewegungsenergie um das jeweilige Gravitationszentrum.

Um das Sonnensystem aus einer erdähnlichen Umlaufbahn zu verlassen, müssen also 123,2 kWh/kg aufgewendet werden.

Um das Erdschwerefeld aus einer mondähnlichen Umlaufbahn zu verlassen, müssen dagegen nur noch 0,144 kWh/kg aufgewendet werden.

In der Spalte "Delta- $E_{\text{ges}}$ " sind die Differenzen dieser Energiezustände relativ zu unserem Heimatplaneten Erde dargestellt. Daraus ergibt sich u.a., dass der innere Planet Merkur erheblich schwieriger zu erreichen ist (195,1 kWh/kg für eine dauerhafte Umkreisung) als der äußere **Zwergplanet** Pluto.

Relativ einfach zu erreichen sind der nächstgelegene innere Planeten Venus und der nächstgelegene äußere Planet Mars.

Die Spalte " $E_{\text{pot}}$  [Planet]" beschreibt die Größe (besser: Tiefe) des Schwerefelds einzelner Planeten und Monde. Die Werte beziehen sich jeweils auf die Oberfläche des Himmelskörpers.

Um das Schwerefeld der Erde zu verlassen, müssen also 17300 Wh/kg aufgewendet werden, während für das Verlassen des Mondschwerefeldes nur 780 Wh/kg nötig sind.

## Geschwindigkeitsbedarf

Aus diesen energetischen Gründen lassen sich in erster Näherung, gemäß den Gesetzmäßigkeiten aus Kap. 2. die Minimalanforderungen an den Geschwindigkeitsbedarf für verschiedene Missionen ermitteln (ein eventuell vorhandener Atmosphärenwiderstand wird nicht berücksichtigt, Kurskorrekturen werden ebenfalls nicht berücksichtigt).

Dieser Geschwindigkeitsbedarf ist in den beiden folgenden Tabellen dargestellt.

Erläuterungen zu den Tabellen:

1. Spalte: Mission mit Flugziel und Zwischenstationen (für Antriebsmanöver)
2. Spalte: Typische Flugdauer  
(mit Stern: Antriebsphase (siehe 5.Spalte), sonst Freiflugphase)
3. Spalte: Höhe  
örtliche Flughöhe über der Oberfläche des Himmelskörpers
4. Spalte:  $v$ -unendl.  
Geschwindigkeit im Unendlichen bzgl. des Himmelskörpers
5. Spalte:  $v$ -ort  
Geschwindigkeit bzgl. des Himmelskörpers
6. Spalte:  $v$ -kick  
Geschwindigkeitbedarf für Antriebsmanöver
7. Spalte:  $v$ -verlust  
"x" steht für nicht näher bezifferte und nicht vernachlässigbare Geschwindigkeitsverluste (Luftwiderstand, Gravitationsaufstiegsverluste, usw.)
8. Spalte:  $v$ -gesamt  
Summe der Antriebsmanöver (aus der 6.Spalte) seit Beginn der Mission
9. Spalte: Bemerkungen  
Abk.: real.           realisiert  
      n.real.       derzeit technisch nicht realisiert (aber prinzipiell möglich)  
      moegl.       möglich  
      n.moegl.     derzeit technisch nicht möglich  
Hier sind auch einige näherungsweise durchgeführte Missionen beschrieben.

## Beispiel: Interplanetarer Flug zur Venus

Wir starten zur Venus mit einem ca. 20-minütigen Antriebsmanöver (einer Trägerrakete) von der Erdoberfläche und erreichen in 300 km Flughöhe eine hyperbolische Umlaufbahn (bzgl. der Erde) mit einer Ortsgeschwindigkeit von 11232 m/s. Bei diesem Aufstiegsmanöver treten erhebliche Geschwindigkeitsverluste  $x$  (typischerweise ca. 2000 m/s) auf.

Bzgl. der Sonne haben wir eine Höhe der Erdbahn von  $150E+6$  km und eine Geschwindigkeit von 27095 m/s. Dies entspricht einer Geschwindigkeit  $v$ -unendl. von 2582 m/s (bzgl. der Erde).

Nach 21 Wochen kommen wir an der Venus an (in  $107E+6$  km Höhe (zur Sonne) und mit einer Ortsgeschwindigkeit von 37913 m/s). Dies entspricht einem  $v$ -unendl. von 2809 m/s (bzgl. der Venus).

Um in eine Venusumlaufbahn in 300 km Höhe zu gelangen, muss ein Abbremsmanöver (größenordnungsmäßig 10 Minuten) mit 3345 m/s durchgeführt werden. Damit verringert sich die Ortsgeschwindigkeit im Perizentrum von 10497 m/s auf 7152 m/s.

Mit einem weiteren Bremsmanöver von 87 m/s wird die Höhe des Perizentrums auf 0 km abgesenkt und wir erreichen an Fallschirmen hängend ohne weiteres Bremsmanöver die Venusoberfläche.

Für alle Antriebsmanöver haben wir zusammen 14664 m/s Geschwindigkeitsbedarf benötigt (Apollo benötigte zum Mond und zurück im Vergleich etwa 16476 m/s).

Ein Start von der Venusoberfläche ist derzeit technisch nicht möglich, da ein Antriebsbedarf von mind. 7415 m/s für die Kreisbahn nötig ist und beim Aufstieg erhebliche Atmosphärenwiderstände auftreten (ca. 3000 m/s). Ganz nebenbei müssten wir auch mit dem herrschenden Druck von 100 bar bei 500 °C

Umgebungstemperatur zurecht kommen, was uns dieses astronomische Ziel auf unabsehbare Zeit für bemannte Missionen als nicht erreichbar einstufen lässt.

Für eine Rückkehr zur Erde würde in unserem Beispiel rechnerisch ein Antriebsbedarf von 28511 m/s benötigt.

## Beispiel: Mindestbedarf für interplanetare Flüge

Um einen Planeten oder Mond von der Erde aus zu erreichen, muss man die Raumsonde mindestens in eine Parabelbahn um den Zielplaneten transportieren.

Das Bremsmanöver (im Perizentrum, Spalte 3) für die Überführung der hyperbolischen Anflugbahn in eine parabolische Umlaufbahn ist in Spalte 6 dargestellt. Der Gesamtaufwand kann aus Spalte 8 entnommen werden.

Auffallend ist der relativ große Aufwand beim Merkur. Diese Problematik (der Hohmann-Bahnübergänge) will man umgehen durch den Einsatz von elektrischen Antrieben im Dauereinsatz und Heranspiralen an die Bahn des Merkur (geplante ESA-Mission: BepiColombo).

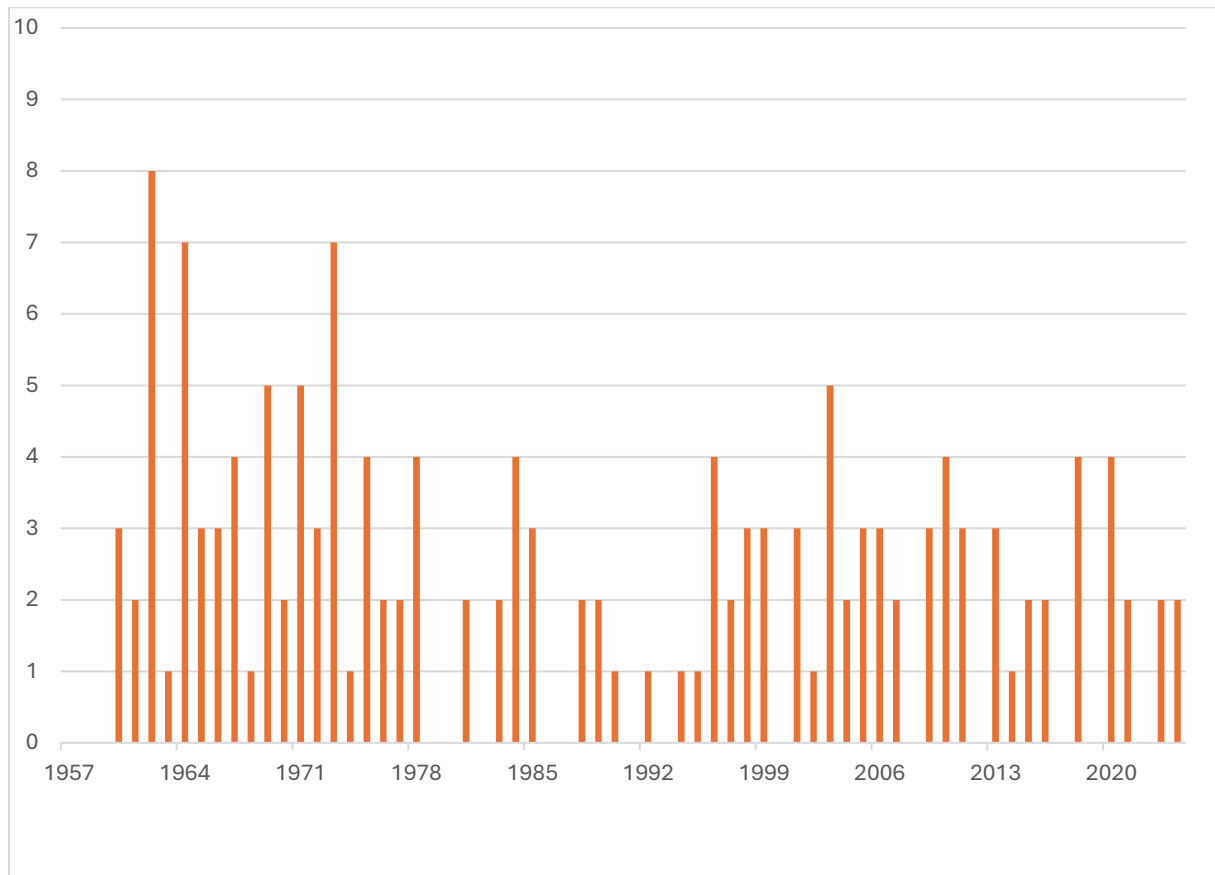
## - Erdnahe Ziele

Mission	Flugdauer	Hoehe	v- unendl.	v-ort	v-kick	v- Verlust	v- gesamt	Bem.
In LEO	15 min *	300 km		7730	7730	x	7730	real.
Aus LEO	5 min *	300 km		7730	90		7820	real.
Zurueck aus LEO	44 min	0 km		0				
Zum MEO	15 min *	300 km		8022	8022	x	8022	real.
Im Apogaeum	51 min	1414 km		6874			8022	real.
In MEO	5 min *	1414 km		6874	281		8303	real.
Aus MEO	5 min *	1414 km		7155	367		8670	
Zurueck aus MEO	49 min	0 km		0				
Zum GEO	20 min *	300 km		10157	10157	x	10157	real.
Im Apogaeum	5 h 16	35800 km		1607			10157	real.
In GEO	10 min *	35800 km		1607	1468		11625	real.
Aus GEO	10 min *	35800 km		3074	1499		13124	n.real.
Zurueck aus GEO	5 h 13	0 km		0				
Zum Mond	20 min *	300 km		10839	10839	x	10839	n.real.
Im Apogaeum	5 d 2 h	384000 km	825	185			10839	
In Mondkreisbahn	10 min *	100 km		2452	819		11658	
Zur Oberflaeche	1 min *	100 km		1633	23		11681	
Im Periluneum	57 min	0 km		1702			11681	
Weiche Landung	5 min *	0 km		1702	1702	150	13533	
Start	5 min *	0 km		0	1702	150	15385	
Im Apoluneum	57 min	100 km		1610			15385	
In Mondkreisbahn	1 min *	100 km		1610	23		15408	
Aus Mondkreisbahn	10 min *	100 km	829	1633	821		16229	moegl.
Zurueck vom Mond	5 d 2 h	0 km		11096				
Synod.Periode	24 h 49 m							
Zum Mond in 3 Tagen	20 min *	300 km		10865	10865	x	10865	real.
In Mondhoehe	3 d	384000 km	1112	769			10865	
In Mondkreisbahn	10 min *	100 km		2563	930		11795	
Landung s.o.					3450	300	15545	
Aus Mondkreisbahn	10 min *	100 km	1114	1633	931		16476	
Zurueck vom Mond	3 d	0 km		0			16476	Apollo
Von der Erde weg	20 min *	300 km	0	10931	10931	x	10931	real.
Am Mond	2 d 4 h	384000 km	0	1429				

## - Planeten und Sterne

Mission	Flug- dauer	Hoehe	v- unendl.	v-ort	v-kick	v- Verlust	v- gesamt	Bem.
Zur Venus	20 min *	300 km		11232	11232	x	11232	real.
In Erdhoehe		150E6 km	2582	27095			11232	
In Venushoehe	21 w	107E6 km	2809	37913			11232	
In Venuskreisbahn	10 min *	300 km		10497	3345		14577	
Im Perizentrum	45 min	0 km		7415	87		14664	
Weiche Landung	30 min	0 km		0			14664	real.
Start	10 min *	0 km		0	7415	3000	25079	n.moegl.
Im Apozentrum	45 min	300 km		7064			25079	
Aus Venuskreisbahn	10 min *	300 km		7151	3345		28511	
In Venushoehe		107E6 km	2809	37913			28511	
In Erdhoehe	21 w	150E6 km	2582	27095			28511	
Zurueck von der Venus		0 km		0			28511	
Zum Mars	20 min *	300 km		11254	11254	x	11254	real.
In Erdhoehe		150E6 km	2676	32352			11254	
In Marshoehe	36 w	220E6 km	2432	22091			11254	
In Marskreisbahn	10 min *	300 km		5395	1990		13244	
Im Perizentrum	53 min	0 km		3627			13317	
Weiche Landung	20 min	0 km		3627		10	13327	real.
Start	10 min *	0 km		0	3627	700	17654	n.real.
Im Apozentrum	53 min	300 km		3332			17654	
Aus Marskreisbahn	10 min *	300 km		3405	1990		19717	
In Marshoehe		220E6 km	2432	22091			19717	
In Erdhoehe	36 w	150E6 km	2676	32352			19717	
Zurueck vom Mars		0 km		0			19717	moegl.
In Marsparabelbahn	10 min *	300 km	0	5395	579		11833	Mariner 9
In Venusparabelbahn	10 min *	300 km	0	10497	383		11615	Magellan
In Merkurparabelbahn	15 min *	100 km	0	10572	6407		19717	n.real.
In Jupiterparabelbahn	10 min *	10000 km	0	56075	282		14282	Galileo
In Saturnparabelbahn	10 min *	10000 km	0	33259	444		15442	Cassini
In Uranusparabelbahn	10 min *	10000 km	0	18575	594		16262	n.real.
In Neptunparabelbahn	10 min *	10000 km	0	20287	408		16352	n.real.
Von der Sonne weg	20 min *	300 km	12292	16450	16450	x	16450	real.
Am Mond	8 h 37 m	384000 km	12292	12375				
In Erdhoehe		150E6 km		41968				
Am Jupiter	1 a 6 w	780E6 km		18439				Voyager
Am Saturn	2 a 31 w	145E7 km		13526				Voyager
Am Uranus	6 a 38 w	285E7 km		9649				Voyager
Am Neptun	13 a	450E7 km		7679				Voyager
Nach Alpha-Centauri	30 min *	300 km	20236	23000	23000	x	23000	max.
Sonnenlaufbahn		150E6 km	27016	49912			23000	
Jupiter-Swingby	36 w	10000 km	31442	32709	38457		61457	
Sonnenlaufbahn		780E6 km	39813	43875			61457	
Saturn-Swingby	41 w	10000 km	37719	42048	20711		82168	
Sonnenlaufbahn		1450E6 km	43593	45677			82168	
Am Alpha-Centauri	28894 a	4,2 LJ	43593	43593			82168	
v-rel = - 25 km/s !!!	18369 a	2,7 LJ	68593	68593			82168	
In die Sonne	20 min *	300 km		28021	28021	x	28021	n.moegl.
In Erdhoehe		150E6 km	25801	3875			28021	
In der Sonne	9 w 3 d	600E3 km		450619				

## - Jahresstatistik interplanetarer Missionen jenseits Erde-Mond-Gravitationseinfluß (Stand: 2024)



Das häufigste Ziel interplanetarer Missionen ist der Mars. Die Startfenster zum Mars wiederholen sich alle zwei Jahre (synodische Dauer).

Die Anzahl aller erdferner Missionen ist gleichbleibend niedrig seit den 1970er Jahren und jede interplanetare Mission ist ein Aufsehen erregendes Einzelereignis. Wegen der großen synodischen Periode zum Mars, gibt es auch Jahre ohne interplanetare Mission.

Aktuell rückt unser Erdmond als Zielobjekt wieder verstärkt in den Fokus (Artemis (USA/Europa), China, Indien). Diese Missionen sind hier nicht berücksichtigt.

## 5. Energiequellen

In diesem Kapitel sollen die Energiequellen für die Energieversorgung der Bordsysteme von Raumfahrzeugen beschrieben werden. Die Energiequellen der Antriebssysteme sind bereits in Kap. 3. beschrieben. Jeder Satellit hat eine elektrische Energieversorgung für Instrumente und Funktionseinheiten. Die Bordspannung beträgt typischerweise etwa 30 Volt Gleichstrom. Es gibt keinen genormten Standard, so dass Anwendungen ab 16 Volt (Satellitenkonstellation Globalstar) bis über 50 Volt bekannt sind.

Die potentiell verwendbaren Energiequellen lassen sich grob in drei Gruppen einteilen:

- chemische Brennstoffe
  - für thermodynamische Energieversorgung (heiße Verbrennung)
  - für elektrochemische Energieversorgung (kalte Verbrennung)
- kerntechnische Brennstoffe
  - für Kernfusion
  - für Kernspaltung
- Solarzellen

### Dampfkraftanlagen zur Energieversorgung

In Dampfkraftanlagen wird der im Kessel erzeugte Wasserdampf in einer Turbine entspannt und im Kondensator verflüssigt. Dabei kann die Kondensationstemperatur so hoch gewählt werden, dass die abzuführende Wärme zu Heizzwecken - z.B. im Rahmen einer Fernwärmeversorgung - verwendbar ist. (Kraft-Wärme-Kopplung). In Großkraftwerken wird diese Abwärme häufig über Flusswasser oder Kondensationskühltürme ungenutzt abgeführt.

Im terrestrischen Einsatz liefern Dampfkraftanlagen weltweit über 80 % der erzeugten elektrischen Energie. Als Wärmequellen dienen hierzu fossile Brennstoffe (Steinkohle, Braunkohle, Erdöl, Erdgas, Torf), nukleare Brennstoffe (Uran, Plutonium) und regenerative Wärmequellen (Holz, Stroh, thermische Sonnenenergie).

Für Raumfahrtanwendungen scheiden diese Anlagen aus, da die Leistungsdichte und Zuverlässigkeit (wegen einer großen Anzahl mechanisch bewegter Teile) zu gering ist.

Um die speziellen Anforderungen an hohe Energiedichte und Zuverlässigkeit zu gewährleisten, werden in der Raumfahrttechnik zumeist Energiequellen eingesetzt, die im terrestrischen Bereich aus Kostengründen ausscheiden. Typische Anwendungen sind die Verwendung von Solarzellen und Radioisotopbatterien für unbemannte und Brennstoffzellen für bemannte Missionen.

Inzwischen haben sich die Herstellungskosten für Solarzellen und Brennstoffzellen in einen Bereich reduziert, der auch terrestrische Anwendungen wirtschaftlich rentabel ermöglicht (Nutzfahrzeugantrieb, Blockheizkraftwerke).

## Vergleichsbeispiele

Um eine Abschätzung und Bewertung der Energiedichte für einzelne Energiequellen und -speicher durchführen zu können, seien einige Vergleichszahlen hier genannt:

1 Wattstunde (Wh) entspricht der Energie von  $3600 \text{ Ws} = 3600 \text{ Joule}$ .

Um einen Liter Wasser um  $1 \text{ }^\circ\text{C}$  zu erwärmen ist die Energie von  $4200 \text{ Joule}$  nötig.  
D.h.  $4200 \text{ J} / \text{kg} / 3600 \text{ s} = 1,2 \text{ Wh/kg}$

Diese Energie entspricht einem Höhenunterschied (z.B. beim Wasserfall) von  $m * g * h = 4200 \text{ J} \Rightarrow h = 440 \text{ Meter}$

oder einer translatorischen Geschwindigkeit von  $1 / 2 * m * v^2 = 4200 \text{ J} \Rightarrow v = 335 \text{ km/h}$

Zum Verdampfen von einem Liter Wasser werden  $627 \text{ Wh/kg}$  benötigt.

Für die Ionisation von einem kg Xenon werden  $2470 \text{ Wh}$  benötigt.

Bei der Verbrennung von Wasserstoff und Sauerstoff zu einem Liter Wasser mit Abkühlung auf  $25 \text{ }^\circ\text{C}$  entstehen  $4400 \text{ Wh/kg}$ .

Die Verbrennung von Kohle mit Sauerstoff liefert pro kg Kohlendioxid eine Verbrennungsenergie von  $2500 \text{ Wh/kg}$ .

Um einen Satelliten von der Erdoberfläche in eine Kreisbahn zu befördern, werden mindestens  $8650 \text{ Wh/kg}$  benötigt. Genau die doppelte Energie von  $17300 \text{ Wh/kg}$  wird benötigt, um ihn aus dem Schwerfeld der Erde zu befördern (als eigenständigen künstlichen Himmelskörper um die Sonne).

Auf ihrer Bahn um die Sonne besitzt die Erde eine kinetische Energie von etwa  $123000 \text{ Wh/kg}$ . Genau die gleiche Energie wird benötigt, um einen Satelliten aus einer erdähnlichen Umlaufbahn aus dem Schwerfeld der Sonne zu tragen (als eigenständiger künstlicher Himmelskörper in der Milchstraße auf sonnenähnlicher Umlaufbahn).

Der Jahresenergieverbrauch auf der Erde lag im Jahr 2001 bei etwa  $14 \text{ Mrd. t SKE}$ . (Primärenergieverbrauch (von Steinkohle, Braunkohle, Erdöl, Erdgas, Kernenergie, regenerative Energiequellen) in Haushalt, Verkehr und Industrie).

Eine Steinkohleeinheit (SKE) entspricht der Verbrennungsenergie von  $1 \text{ kg}$  Steinkohle und wird zu  $7000 \text{ Kilokalorien} = 29,3\text{E}+6 \text{ Joule} = 8141 \text{ Wh}$  festgelegt. Umgerechnet ergibt sich damit ein Weltenergieverbrauch von  $114\text{E}+15 \text{ Wh}$ ; dies entspricht einer Leistung von  $13000 \text{ GW}$ .

## 5.1. Batterien

Batterien sind elektrochemische (galvanische) Elemente in denen eine chemische Reaktion in zwei Teilreaktionen an stromführenden Elektroden (Anode, Kathode) räumlich getrennt stattfindet.

Dabei kann die Bildungsenergie der Reaktionsstoffe direkt und mit hohem Wirkungsgrad in elektrische Energie umgewandelt werden.

Die negative Elektrode wird als Anode und die positive Elektrode als Kathode bezeichnet. Die positiven Anionen wandern im Elektrolyten zur Anode und die negativen Kationen zur Kathode.

Galvanische Elemente in denen die Reaktionen nur in einer Richtung ablaufen, werden als Primärsysteme bezeichnet.

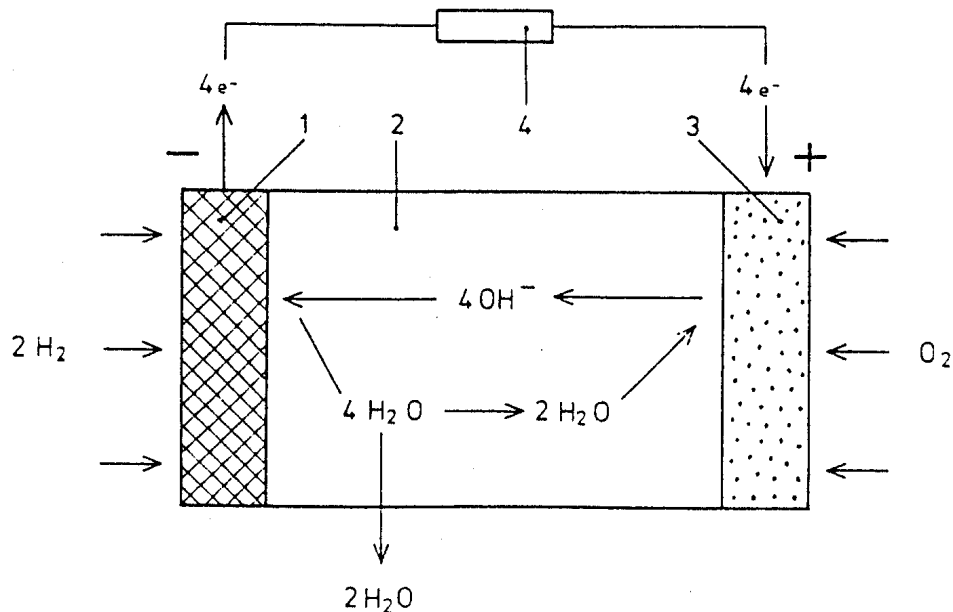
In verschiedenen galvanischen Elementen können die chemischen Reaktionen durch Umpolen der Elektroden auch rückgängig gemacht werden. Diese Eigenschaft wird in Sekundärsystemen zur Energiespeicherung eingesetzt (in sog. Akkumulatoren). Die beiden Batterien der Mondautos waren z.B. ein solches Sekundärsystem (Silber-Zink), welches aber ohne Wiederaufladung als Primärsystem eingesetzt wurden.

Einige typische Primärsysteme:

Bezeichnung Anode / Elektrolyt / Kathode	Spannung	Energiedichte bei Langzeitentladung
Trockenbatterie ("Leclanché-Element") Zn / NH <sub>4</sub> Cl / MnO <sub>2</sub>	1,5 - 1,6 V	80 Wh/kg
Alkalische Trockenbatterie Zn / KOH / MnO <sub>2</sub>	1,5 - 1,6 V	100 Wh/kg
Zink-Quecksilber-Batterie (Knopfzelle) Zn / KOH / HgO	1,2 - 1,3 V	110 Wh/kg
Lithium-Batterien Li / organischer oder anorganischer Elektrolyt / SO <sub>2</sub> oder SOCl <sub>2</sub>	2,8 - 3,65 V	300 - 500 Wh/kg

## 5.2. Brennstoffzellen

Brennstoffzellen (engl.: Fuel cell, FC) sind elektrochemische Stromquellen, denen im Gegensatz zu den vorher beschriebenen galvanischen Elementen, die reagierenden Stoffe kontinuierlich zugeführt werden. Die Reaktionsprodukte müssen entfernt werden. Die folgende Abbildung zeigt das Reaktionsschema in einem stark alkalischen Elektrolyten unter Vernachlässigung von Nebenreaktionen.



1 negative Elektrode (Anode), 2 Elektrolyt,  
3 positive Elektrode (Kathode), 4 Verbraucher

Schematische Darstellung einer Brennstoffzelle mit stark alkalischem Elektrolyten, die mit Wasserstoff und Sauerstoff gespeist wird. Nicht gezeichnet ist die parasitäre Bildung von Hydroperoxid an der positiven Elektrode und der Anteil der Alkali-Ionen am Stromtransport.

Einige typische Brennstoffzellen:

Bezeichnung Anode / Elektrolyt / Kathode	Spannung	Energiedichte bei Langzeitentladung
Alkalische Brennstoffzelle $\text{H}_2 / \text{KOH} / \text{O}_2$	1,23 V	120 Wh/kg (Druckgasbetrieb) 620 Wh/kg (Kryogenbetrieb, Apollo)
Sauere Brennstoffzelle $\text{H}_2 / \text{H}_3\text{PO}_4 / \text{O}_2$	1,23 V	120 Wh/kg (Druckgasbetrieb)
Hydrazin-Brennstoffzelle $\text{N}_2\text{H}_4 / \text{KOH} / \text{O}_2$	1,56 V	700 Wh/kg

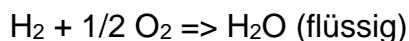
Brennstoffzellen sind wartungsarm, umweltfreundlich, zeigen günstiges Teillastverhalten, haben eine hohes Leistungsgewicht und einen hohen Wirkungsgrad.

Für die aufkommende Nutzung von Brennstoffzellen für Fahrzeugantriebe oder terrestrische Energieversorgung werden Elektrolyte mit geschmolzenen Karbonaten oder keramischen Elektrolyten im Hochtemperaturbereich eingesetzt. Langfristig kann mit Brennstoffzellen das Ziel einer ökologisch unbedenklichen Energiekreislaufwirtschaft realisiert werden, allerdings sind die Kosten für die Entwicklung zuverlässiger und sicherer Systeme noch nicht im Detail ermittelbar.

### Thermodynamik der Brennstoffzelle

Bei reversibel ablaufenden, isothermen Zustandsänderungen, ist die Freie Reaktionsenthalpie die maximal gewinnbare Arbeit in einem offenen System. In Brennstoffzellen wird diese Freie Enthalpie  $\Delta G$  der Verbrennungsreaktion in elektrische Energie umgewandelt (kalte Verbrennung). Dabei treten Verluste, z.B. durch Innenwiderstand und durch Elektrodenhemmung (Polarisation, sog. Überspannungen) auf.

Für die Zellreaktion



beträgt bei 298 K der Heizwert (Bildungsenthalpie)  $\Delta H = -285,25 \text{ kJ/mol}$  und die Freie Enthalpie  $\Delta G^0 = -236,6 \text{ kJ/mol}$ .

Damit lässt sich ein maximaler thermodynamischer oder idealer Wirkungsgrad  $\eta_{\text{th}} = \Delta G / \Delta H = -236,6 / -285,25 = 0,829$  definieren. In diesem Falle gibt die Brennstoffzelle Wärme an die Umgebung ab. Für  $\eta_{\text{th}} > 1$  würde sie der Umgebung Wärme entziehen (Wärmepumpe), wie es bei der Zellreaktion  $\text{C} + 1/2 \text{O}_2 \Rightarrow \text{CO}$  mit  $\eta_{\text{th}} = 1,98$  der Fall ist.

Mit dem Zusammenhang

$$U_{00} = - \Delta G^0 / (n * F)$$

lässt sich die Standard-Elektromotorische Kraft (Standard-EMK)  $U_{00}$  ermitteln.  $n$  ist die Elektrodenreaktionswertigkeit, die hier 2 beträgt, da je Reaktion 2 Elektronen "erzeugt" werden.  $F$  ist die Faraday-Konstante mit  $96484 \text{ A*s/mol}$ . Dies ist die elektrische Ladung, welche ein mol Elektronen besitzt.

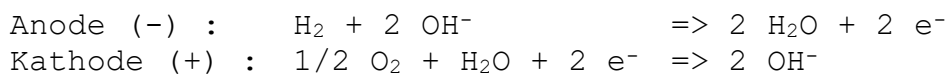
$$U_{00} = - \Delta G^0 / (n * F) = 236600 / (2 * 96484) = 1,23 \text{ Volt.}$$

Diese Ruhespannung ist ein theoretischer Wert, der durch Elektrodenpolarisation auf gemessene  $0,95 \text{ Volt}$  bei Raumtemperatur und Umgebungsdruck sinkt.

## Funktionsweise der Brennstoffzelle

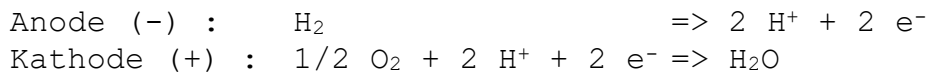
In Brennstoffzellen finden im engeren Sinne Verbrennungsreaktionen statt. Die Idee, mittels elektrochemisch aktiven Stoffen einem galvanischen Element kontinuierlich und beliebig lange elektrische Energie entnehmen zu können, wird Grove zugeschrieben, der 1839 schon Wasserstoff-Sauerstoff-Brennstoffzellen konstruierte. Moderne Arbeiten begannen um 1950 und nahmen einen starken Aufschwung, als für Raumfahrtzwecke galvanische Systeme mit hohen Energiedichten gesucht wurden.

Im alkalischen Elektrolyten kommt der Ladungstransport vornehmlich durch Hydroxid-Ionen ( $\text{OH}^-$ ) zustande (zu 75 %; der Rest durch  $\text{K}^+$ -Ionenwanderung). Als stromliefernde Reaktionen kommen vor:



Die Anode, an der Wasserstoff zugeführt wird, ist hier negativ, da es zu einer Oxidation kommt. An der positiven Kathode läuft eine Reduktion ab.

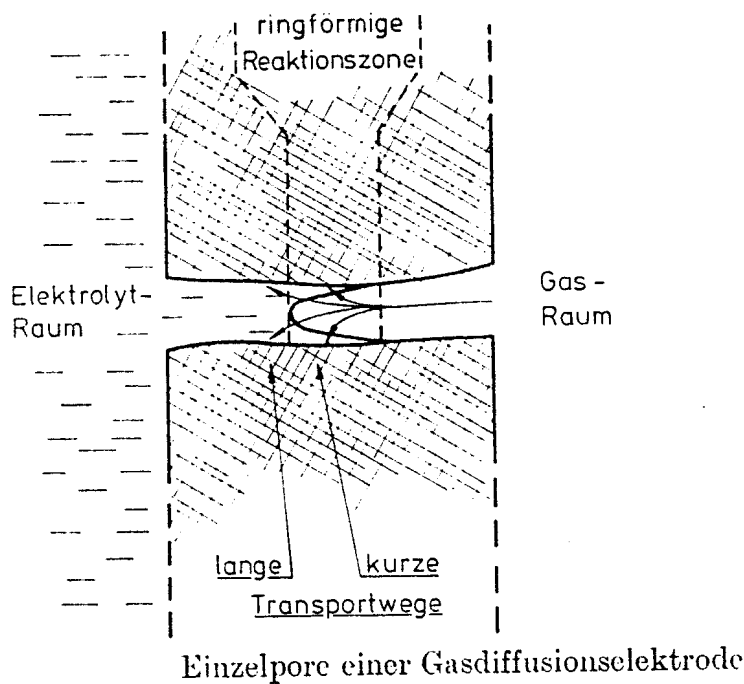
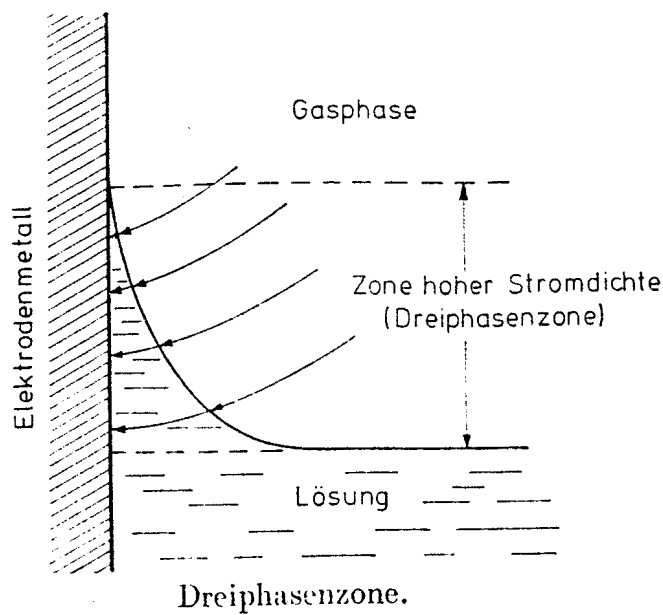
Im Falle eines sauren Elektrolyten (Phosphorsäure) sind die  $\text{H}^+$ -Ionen die wichtigsten Ladungsträger. Als stromliefernde Reaktionen kommen vor:



Im Elektrolyten wandern durch ein Konzentrationsgefälle angetrieben die negativen Anionen zur negativen Anode bzw. die positiven Kationen zur positiven Kathode, daher kommen die Bezeichnungen Anode bzw. Kathode.

Als Elektroden werden Gasdiffusionselektroden verwendet, die eine möglichst große Dreiphasenzone ausbilden, in der Gasphase, Flüssigkeit und Festkörper aneinander grenzen. Gasdiffusionselektroden müssen im wesentlichen zwei Anforderungen erfüllen:

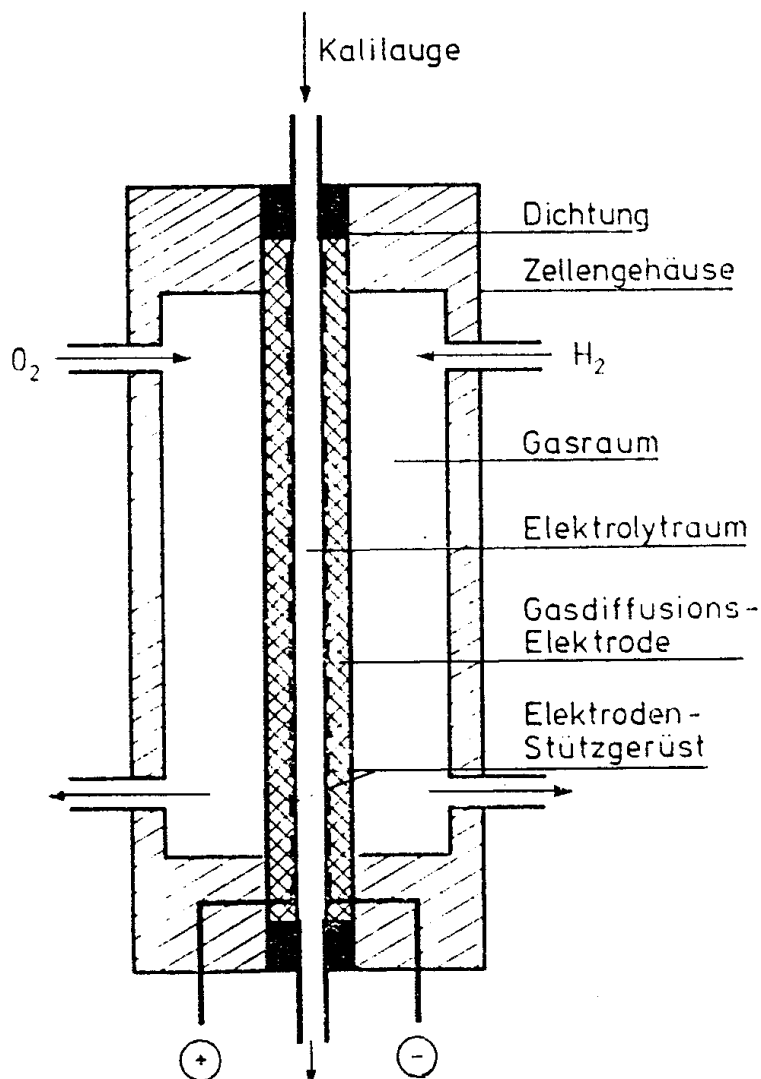
1. Zur Erzielung möglichst hoher Stromdichten müssen sie elektrokatalytisch hochaktiv sein.
2. Während des Betriebs dürfen sich die Poren der Elektrode weder durch zu hohe Kapillarkräfte mit Elektrolyt vollsaugen, noch darf der Elektrolyt durch zu hohen Gasdruck ganz aus der Poren verdrängt werden, da in beiden Fällen die Elektrode unwirksam wird.



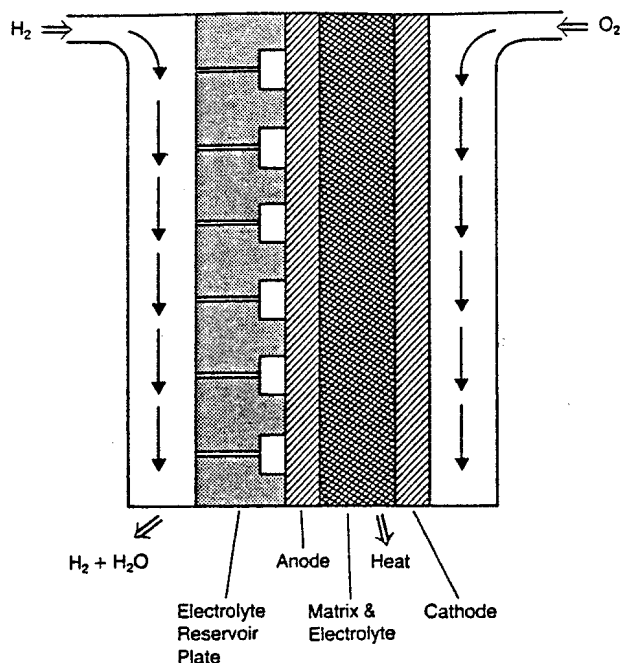
Für den Umsatz von Wasserstoff sind vor allem Platinmetalle und ihre Legierungen, sowie spezielle Nickelzubereitungen (sog. Raney-Nickel; billiger) geeignet. Für den Umsatz von Sauerstoff ist zusätzlich Silber geeignet. Die genannten Elektrokatalysatoren werden in möglichst geringen Mengen in die Porenwände eines geeigneten Trägermaterials (Sinternickel, gepresste Aktivkohle) eingebettet.

Die meisten Zellen für Raumfahrtanwendungen arbeiten heute im Bereich von Atmosphärendruck bis zu einigen bar Überdruck und von etwa 50 °C bis über 180 °C.

Am Beispiel der Apollo-Zellen (mit mobilem Elektrolyten) und der im Space Shuttle verwendeten Zellen (mit immobilem Elektrolyten) soll der Stand der Technik dargestellt werden.



Aufbau der bei Apollo verwendeten Brennstoffzellen

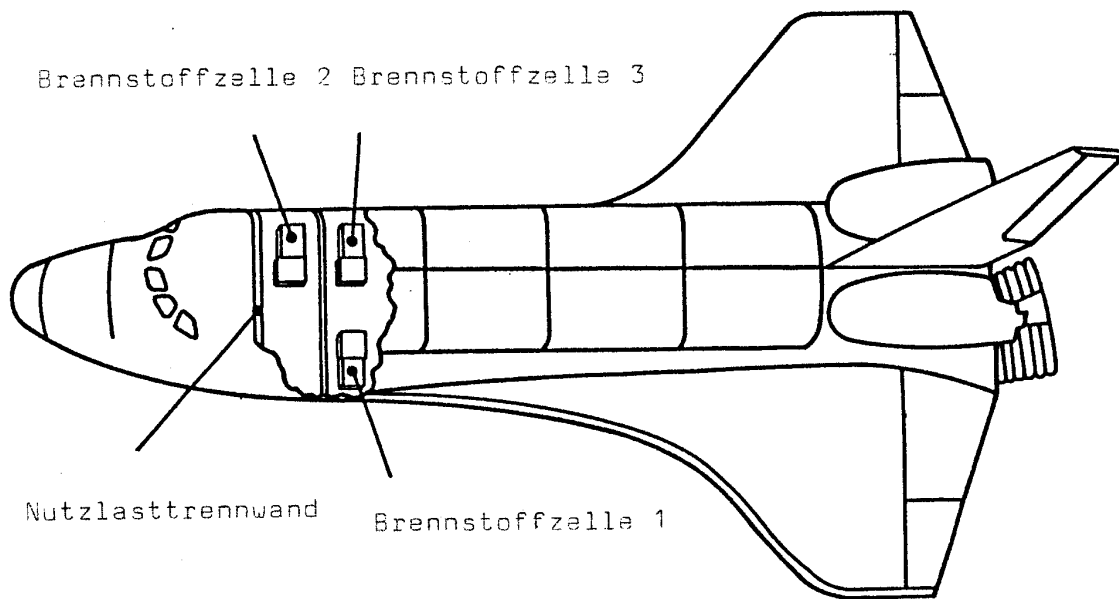


### Aufbau der im Space Shuttle verwendeten Brennstoffzellen

Die älteren Apollo-Zellen wurden bei einer Arbeitstemperatur von 193 - 238 °C und bei einem Druck von 4,1 bar betrieben [9]. Elektrolyt war oberhalb von 100 °C flüssige 75-prozentige Kalilauge. Die Abfuhr des Reaktionswassers erfolgte über den Wasserstoffkreislauf (Wasser entsteht an der Anode und verdampft in den Wasserstoffstrom hinein). Zur Temperaturregelung war jedes Modul in einem Druckmantel untergebracht, in dessen Innerem Stickstoff zirkulierte, der die Reaktionswärme über einen Strahlungskühler abgab (deshalb die hohe Betriebstemperatur). Zur Aufheizung bei Inbetriebnahme war eine Heizwicklung eingebaut. 31 Zellen wurden zu einem Modul zusammengefügt (1,12 kW bei 28 Volt; Masse : 110 kg). Die drei Module erzeugten bei einem Systemgewicht von 810 kg während eines 10-tägigen Flugs bis zu 500 kWh an elektrischer Energie, d.h. es wurde eine spezifische Energiedichte von 620 Wh/kg erreicht.

Im Space Shuttle sind drei Aggregate vorhanden. Die Spitzenlast beträgt 12 kW bei 27,5 Volt und die Mindestlast 2 kW bei 32,5 Volt. Jedes Aggregat besteht aus drei parallelen Batterien mit je 32 Zellen in Serie.

Die Arbeitstemperatur beträgt 88 - 108 °C bei einem Arbeitsdruck von 4,1 bar. Der Elektrolyt besteht aus 35-prozentiger Kalilauge (diese besitzt in diesem Bereich ihr Leitfähigkeitsmaximum) und ist in einer Matrix aufgesaugt. Das Reaktionswasser wird über den Wasserstoffkreislauf mittels Kondensationswärmetauscher und Separator abgeführt; für die Wärmeabfuhr existiert ein separater Kühlkreislauf.



Position der Brennstoffzellen im Orbiter des amerikanischen Space Transportation Systems (STS)

### 5.3. Solarzellen

Im Data Becker Lexikon sind Solarzellen wie folgt beschrieben:

Solarzellen dienen zur Direktumwandlung von Sonnenenergie in elektrische Energie. 1954 entdeckten Mitarbeiter der Bell Telephone Laboratories in den USA, daß ein dünnes Siliziumplättchen, das mit einer noch wesentlich dünneren, mit Bor gesättigten Siliziumschicht versehen ist, das auf sie auftreffende Sonnenlicht direkt in Elektrizität umwandelt. Die Solarzelle wird aus zahlreichen Photoelementen zusammengesetzt. In diesen bewirken die durch das Licht einfallenden Photonen die Trennung von positiver und negativer Ladung. Die so entstehende Spannung treibt den sog. Photonenstrom, durch den die Zelle ihre Leistung abgibt. Dabei steigt die Energieausbeute mit der Intensität der Einstrahlung. Solarzellen werden zu Solarbatterien (Solargeneratoren) zusammen geschaltet. Die besten Ergebnisse werden bei Solarzellen aus einkristallinem Silicium oder Galliumarsenid erzielt. Hier ist ein Wirkungsgrad von über 30% möglich. Waren Solarzellen früher starre Plattenelemente, so ist es inzwischen auch möglich, diese kostengünstig in Form von sehr leichten und flexiblen Folien herzustellen. Ursprünglich für die Raumfahrt entwickelt, fand die Solarzelle zunächst vor allem im Bereich der Gebrauchs- und Unterhaltungselektronik Verwendung (Uhren, Taschenrechner etc.). Heute sind Solarzellen als Stromquellen vor allem im Bereich dezentraler und mobiler Verbraucher verbreitet. In Deutschland werden Verkehrsleitsysteme und Lichtenanlagen auf Autobahnen sowie einige öffentliche Straßenbeleuchtungen von Solarzellen versorgt. Weltweit laufen Forschungsprojekte mit Solarautos, Solarflugzeugen und Solarkraftwerken, deren Bau zur Zeit wegen zu hoher Investitionskosten unwirtschaftlich ist. Mit fortschreitender Entwicklung der Halbleitertechnik und sinkenden Produktionskosten der Solartechnik gewinnt die Stromerzeugung mittels der Solarzelle an Attraktivität. Entwicklung, Produktion und Einsatz der Solarzellen sowie die damit verbundenen naturwissenschaftlichen und technischen Spezialgebiete (wie etwa Halbleitertechnik und Festkörperchemie) bezeichnet man zusammenfassend auch als Photovoltaik.

Für Raumfahrtanwendungen können in einer ersten Näherung die Solargeneratoren wie folgt abgeschätzt werden:

1. es ist die Solarkonstante zu ermitteln  
(im Bereich der Erde liegt diese bei etwa  $1370 \text{ W/m}^2$ )
2. mit dem Wirkungsgrad der Solaranlage ermittelt sich die maximale elektrische Leistung zu etwa  $200 \text{ W/m}^2$
3. je nach Satellitentyp (drall- oder 3-Achs-stabilisiert) ermittelt sich die durchschnittliche Bescheinung der Solarflächen (optimal ist eine laufende Führung der Solarflächen mit Ausrichtung zur Sonne hin)
4. aus dem durchschnittlichen Leistungsbedarf des Satelliten ermittelt sich die Fläche der Solargeneratoren

Für größere Kommunikationssatelliten beträgt der Leistungsbedarf heute bereits über  $10 \text{ kW}$ , so dass für die dauerhafte und zeitlich nahezu unbegrenzte Energieversorgung Solargeneratoren mit Flächen von über  $100 \text{ m}^2$  bereits im Einsatz sind.

Die Solargeneratoren werden beim Start des Satelliten in der Nutzlastverkleidung der Trägerrakete zusammengefasst transportiert. Eine besondere Herausforderung ist stets die Entfaltung der Solargeneratoren nach dem Aussetzen des Satelliten im Weltall.

Solarzellen sind temperaturempfindlich. Typische Gleichgewichtstemperaturen im GEO-Orbit liegen bei  $+60 \text{ °C}$  im Sonnenlicht und  $-180 \text{ °C}$  im Erdschatten. [5] Diese Belastung und andere Umgebungsbedingungen verursachen eine Degradation des Wirkungsgrads mit der Zeit, so dass zum Ende einer Mission (EOL; end of life) stets nur noch eine geringere Stromleistung zur Verfügung steht.

Für interplanetare Missionen ist der Einsatz von Solarzellen wegen der Abhängigkeit von der Intensität des Sonnenlichts nur für den Bereich der inneren Planeten interessant. Für Missionen außerhalb der Marsentfernung müssen andere Energiequellen zum Einsatz gebracht werden (z.B. Radioisotopbatterien).

## 5.4. Thermo-nuklear (RTG, Fusion, Fission)

Die höchsten Energiedichten der bisher eingesetzten Energiequellen werden derzeit mit Radioisotopbatterien erreicht. In diesen sog. RTG's (radioisotop thermoelectric generator) erzeugt ein radioaktiver Stoff durch Kernspaltung (Fission) eine dauerhafte Wärmefreisetzung.

Für die Raumfahrt wird zumeist das Plutonium-Isotop 238 verwendet (als Plutoniumdioxid). Pu-238 hat eine Halbwertszeit von 89 Jahren und ist ein  $\alpha$ -Strahler (He-Teilchen). Es erfordert im Gegensatz zu  $\beta$ - und  $\gamma$ -Strahlern nur einen leichten Strahlungsschutz. Die bei der Kernspaltung freigesetzte Wärmeenergie beträgt 390 W pro kg Pu-238. Plutonium ist hochtoxisch, weshalb beim Umgang und Betrieb von RTG's besondere Sicherheitsmaßnahmen getroffen werden müssen.

Für die Genehmigung von RTG's als Energiequelle gibt es in den USA ein strenges Verfahren, welches alle denkbaren Fehlerszenarien untersucht. Das Genehmigungsverfahren wird mit der Freigabe durch den Präsidenten der Vereinigten Staaten abgeschlossen.

Für die direkte Umwandlung von Wärmeenergie in elektrische Energie und umgekehrt werden zwei bereits aus dem 19. Jahrhundert bekannte Effekte herangezogen:

### **Peltier-Effekt**

Wird eine Grenzfläche zweier unterschiedlicher Leiter von Strom durchflossen, kühlt sich eine Kontaktseite ab, während sich die andere erwärmt. Bei manchen Halbleitern ist dieser Effekt so groß, dass sich eine technische Anwendung im Peltier-Element zu Kühlungs- und Heizzwecken lohnt. Die Umkehrung dieser thermoelektrischen Eigenschaft ist der

### **Seebeck-Effekt**

Haben zwei räumlich getrennte Berührungsstellen zweier verschiedener Materialien verschiedene Temperaturen, so entsteht zwischen ihnen eine elektrische Spannung, die Thermospannung.

Durch Auswahl von Materialien mit relativ guter elektrischer Leitfähigkeit und möglichst geringer Wärmeleitfähigkeit lassen sich thermoelektrische Generatoren mit Wirkungsgraden bis über 10% herstellen. In ihnen werden Paarungen spezieller p- und n-dotierter Halbleiter verwendet mit Thermospannungen bis 500  $\mu\text{V}/\text{K}$ . In der Raumfahrt häufig eingesetzte Bleitellurid-Zinkantimonid-Halbleiter liefern Thermospannungen von 180  $\mu\text{V}/\text{K}$ .

Die Jupitersonde Galileo verfügte über zwei 2 RTG´s mit zusammen 570 W (elektr.) zu Missionsbeginn (BOL; begin of life) und 480 W (elektr.) EOL.  
Die Saturnsonde Cassini besitzt 3 RTG´s mit zusammen 33 kg Plutonium.  
In über 20 Missionen außerhalb der Marsentfernung wurden bisher RTG´s mit 100% Zuverlässigkeit eingesetzt (Voyager, Viking, Ulysses,...).

Falls kein Platz für großflächige Solargeneratoren vorhanden ist und Brennstoffzellen eine zu umfangreiche Infrastruktur erfordern, können RTG´s auch erdnah zum Einsatz kommen. Selbst der Mondlander im Apollo-Projekt hatte RTG´s vom Typ SNAP-27 im Einsatz. Die elektrische Leistung betrug 75 W (thermische Leistung: 1500 W) bei 16 Volt Gleichstrom und einer RTG-Masse von 20 kg. Als Radioisotop wurden 3,8 kg Pu-238 verwendet.

Im April 1970 stürzte eine solche Kapsel zusammen mit dem Mondlander anlässlich des Apollo 13-Unfalls in den Pazifik; die Kapsel blieb intakt. [5]

Eine noch höhere Energiedichte lässt sich theoretisch durch Kernfusion bereitstellen. Durch Kernfusion bestreitet die Sonne ihre Energieerzeugung und ermöglicht so erst Leben auf unsere Erde. Terrestrisch wird die Kernfusion von leichten Isotopen (Wasserstoff, Deuterium, Tritium) bisher lediglich im Experimentierstadium betrieben (im Zeitbereich von Millisekunden). Noch muss mehr Energie zum Zünden des Fusionsfeuers eingesetzt werden als anschließend Fusionsenergie gewonnen werden kann. Die extremen Umgebungsbedingungen (hohe Temperaturen im Millionen Kelvin-Bereich und extrem niedrige Drücke) lassen die Entwicklungskosten für einen wirtschaftlichen Einsatz bis heute nicht zuverlässig abschätzbar erscheinen. Eine makabere Berühmtheit erlangte der terrestrische Einsatz der Kernfusion als Massenvernichtungswaffe (Wasserstoffbombe). Dort wird der Fusionsprozess durch die Zündung einer Kernspaltungsbombe initiiert und eine Energiefreisetzung verursacht, die eine deutliche Steigerung gegenüber "konventionellen" Kernspaltungsbomben aufweist.

Für Raumfahrtanwendungen ist diese Energiequelle mit der heutigen Technik auf unabsehbare Zeit nicht nutzbar.

## 6. Energiespeicher

Falls die vorhandenen Energiequellen nicht ununterbrochen zur Verfügung stehen (z.B. wenn der Satellit in den Erdschatten eintritt und die Solargeneratoren dann keine elektrische Energie liefern), ist eine Zwischenspeicherung für die Zeit des Stromausfalls erforderlich.

Dieser Stromausfall kann auch durch plötzliche unvorhergesehene Ereignisse auftreten (z.B. Kurzschluss, eventuell im Zusammenhang mit einer hohen Strahlenbelastung zu Zeiten der Sonnenfleckenmaxima). Auch hierfür muss eine unabhängige Notstromversorgung auf geeignete Energiespeicher zuverlässig zurückgreifen können.

### 6.1. Mechanische Schwungräder

In mechanischen Schwungrädern lässt sich elektrische Energie als Rotationsenergie der sich drehenden Masse speichern. Zum Aufladen wird der Stromgenerator umgepolt und wirkt als Elektromotor antreibend auf die Schwunghasse. Bei diesem Aufladen entstehen Drehmomente die durch das Antriebssystem ausgeglichen werden müssen.

Begrenzt durch die mechanische Festigkeit der Teile ist die Energiespeicherdichte auf etwa 10 Wh/kg begrenzt. Hierzu sind Umdrehungszahlen von über 30000 U/min erforderlich. Die Restreibung der z.T. magnetisch gelagerten Schwunghassen und die beweglichen Teile reduzieren die Zuverlässigkeit, so dass der Einsatz auf Spezialanwendungen in der Raumfahrt beschränkt ist.

Häufiger werden Schwungräder dagegen zur Lagestabilisierung von zumeist rotationssymmetrischen Satelliten eingesetzt (Kap. 2.4.2.).

## 6.2. Elektrochemische Speicher

Elektrochemische Speicher sind wiederaufladbare galvanische Elemente (Akkumulatoren, Sekundärelemente).

Einige typische Sekundärsysteme:

Bezeichnung Anode / Elektrolyt / Kathode	Spannung	Energiedichte	Typische Zyklenzahl bei geringer Entladetiefe
Blei-Säure-Akkumulator Pb / H <sub>2</sub> SO <sub>4</sub> / PbO <sub>2</sub>	2,06 V	25 - 35 Wh/kg	10000
Nickel-Cadmium-Akkumulator Cd / KOH / NiOOH	1,3 V	30 - 40 Wh/kg	7000
Silber-Cadmium-Akkumulator Cd / KOH / AgO	1,6 V	60 - 70 Wh/kg	4000
Silber-Zink-Akkumulator Zn / KOH / AgO	1,85 V	100 Wh/kg	100
Natrium-Schwefel-Akkumulator (350 °C) Na / Na <sub>2</sub> O * 11 Al <sub>2</sub> O <sub>3</sub> / S	2,1 V	100 Wh/kg	1000
<b>Lithium-Nickel-Mangan-Cobalt-Akkumulator</b>	<b>3,6 V</b>	<b>200 Wh/kg</b>	<b>1500</b>

GEO-Satelliten besitzen zumeist einen Nickel-Cadmium-Akkumulator der die Ausfallzeiten der Solargeneratoren (max. 70 Minuten) während des Durchgangs durch den Erdschatten in Zeiten der Tag- und Nachtgleiche im Frühling bzw. Herbst überbrücken muss.

Für umweltfreundliche terrestrische Anwendungen wurden inzwischen Nickel-Metall-Hydrid-Akkumulatoren (Spannung: 1,5 V) ohne Cadmiumanteil zur Einsatzreife entwickelt.

### 6.3. Chemische Treibstoffe

Für den Einsatz chemischer Treibstoffe als Energiespeicher sind vor allem die massen- und volumenspezifische Energiedichte und die Lagerfähigkeit von besonderer Bedeutung.

Die höchsten Energiedichten treten bei der Oxidation von Leichtmetallen (Li, Be, B, Mg, Al) mit Sauerstoff, Ozon oder Fluor auf. Wegen schwieriger Handhabbarkeit und Toxizität kommen i.a. aber Systeme mit geringerer Energiedichte zum Einsatz.

Hierfür geeignet ist die Speicherung von tiefkalten (kryogenen) Treibstoffen (Wasserstoff, Methan, Sauerstoff). Durch Wärmeisulationsverluste und der daraus resultierenden Abdampftrate ist die Lagerfähigkeit aber begrenzt (auf mehrere Wochen oder Monate).

Eine dauerhafte Lagerung ermöglicht die Speicherung von Treibstoffen bei Raumtemperatur. So lassen sich Hydrazin (und deren Derivate MMH, UDMH, usw.) und Kohlenwasserstoffe zuverlässig über mehrere Jahre speichern.

## 7. Materialien (Werkstoffe, Schmiermittel)

Um die spezifizierten Anforderungen an die Umweltbedingungen (gem. Kap. 12.) bei den verschiedensten Raumfahrtprodukten zu erfüllen, müssen die verwendeten Materialien Eigenschaften besitzen, die bei erdgebundenen Anwendungen z.T. nur von untergeordneter Bedeutung sind. Deshalb ist auch die Anzahl der Materialarten sehr umfangreich und eine detaillierte Beschreibung würde den Umfang dieses Buchs übersteigen.

Zusammenfassend besteht das Universum zu etwa 75 % aus Wasserstoff und 24 % aus Helium. Der Rest besteht aus etwa 100 chemischen Elementen die auf der Erde in erhöhter Konzentration auftreten. Drei Viertel der Elemente sind Metalle, der Rest besteht aus Edelgasen (He, Ne, Ar, Kr, Xe, Rn), Halogenen (F, Cl, Br, J, At), den Elementen der belebten Natur (C, H, O, N, S, P) und sieben Halbmetallen (B, Si, Ge, As, Sb, Se, Te).

Für Raumfahrtanwendungen sind folgende Eigenschaften anwendungsspezifisch von Bedeutung:

- mechanische Eigenschaften

Für mechanisch belastete Bauteile werden i.a. Leichtmetalle hoher Festigkeit (Titan-, Aluminium-, Magnesium-Legierungen) und Verbundwerkstoffe (GFK, CFK, C/SiC, usw.) verwendet. Die Festigkeit lässt sich konstruktiv durch den Einsatz von speziellen Wabenstrukturen weiter erhöhen, um zusätzlich Masse einzusparen.

Verwendete Materialkennndaten:

- Dichte
- Zugfestigkeit
- Dehngrenze
- Streckgrenze
- Druckfestigkeit
- Schwellfestigkeit
- Wechselfestigkeit
- Warmfestigkeit
- Zeitstandfestigkeit
- Torsionsfestigkeit
- Elastizitätsmodul
- Schubmodul
- Querdehnzahl
- Härte
- dynamische Viskosität
- kinematische Viskosität
- Porosität

- chemische Eigenschaften
  - stöchiometrische Wertigkeit
  - Korrosionsverhalten
  - Bildungsenthalpie (Verbrennungswärme)
  
- thermische Eigenschaften
  - Wärmeleitfähigkeit
  - Wärmeausdehnungskoeffizient
  - Wärmekapazität
  - Dampfdruck
  - Schmelzpunkt
  - Siedepunkt
  - Tripelpunkt
  - kritischer Punkt
  - Adiabatenkoeffizient
  - Schmelzwärme
  - Verdampfungswärme
  
- optische Eigenschaften
  - Lichtemissionskoeffizient
  - Lichtreflektionskoeffizient
  
- elektrische und magnetische Eigenschaften
  - spezifischer Widerstand
  - Ionisationsenergie
  - Sprungtemperatur (für Supraleiter)
  - kritische Stromdichte (für Supraleiter)
  - Debye-Temperatur (für Supraleiter)
  - magnetische Suszeptibilität
  - thermoelektrische Spannung
  - elektrochemische Spannung
  
- atomphysikalische Eigenschaften
  - Atom- bzw. Molekulargewicht
  - Halbwertszeit (bei Radioisotopen)
  - Strahlungsenergie (bei Radioisotopen)
  - Wirkungsquerschnitt (z.B. für Neutronen)
  - Sputterrate (z.B. bei Gittern für elektrostatische Triebwerke)
  
- biologische Eigenschaften
  - Toxizität (z.B. MAK-Wert)

#### - Schmiereigenschaften

Von besonderer Bedeutung sind auch die Eigenschaften von Schmiermitteln unter Weltraumbedingungen. Unter der Bezeichnung "Tribologie" gibt es einen eigenen Wissenschaftszweig der sich mit der Untersuchung von Reibungsvorgängen befasst. Viele der bekannten Schmiermittel sind unter Weltraumbedingungen nicht geeignet. Häufig werden weiche Metalle (Blei, Silber, Gold, usw.) eingesetzt oder chemische Verbindungen mit hohem Dampfdruck ( $\text{MoS}_2$ , Teflon (PTFE)).

#### - Rohstoffpreise

Die Rohstoffkosten für die verwendeten Materialien sind häufig nur von untergeordneter Bedeutung, so dass z.B. auch teure Edelmetalle (Gold, Platin, Rhodium, Iridium, Rhenium, usw.) oder künstlich erzeugte radioaktive Isotope nicht selten zum Einsatz kommen.

Zur groben Kostenrechnung sei erwähnt, dass der Transport von einem Kilogramm Nutzlast in eine Erdumlaufbahn heute zwischen 10.000 und 100.000 Euro kostet. I.a. noch teurer sind die massenspezifischen Kosten für die eigentlichen Nutzlasten. Ein großer Umweltüberwachungssatellit kostet heute größenordnungsmäßig eine Milliarde Euro bzw. 50.000 Euro pro Kilogramm. Damit liegen die massenspezifischen Kosten noch oberhalb der Rohstoffpreise für die teuersten Edelmetalle.

## 8. Prozesse

Für die Herstellung geeigneter Raumfahrtprodukte müssen die eingesetzten Werkstoffe z.T. einer Vielzahl von Abläufen und Prozessen unterworfen werden. Im folgenden sollen hierfür lediglich MAIT-Prozesse (Manufacturing, Integration and Test) für Raumfahrtantriebssysteme summarisch betrachtet werden. Die Prozesse zur Produktentwicklung und Projektabwicklung, sowie Geschäftsprozesse werden nicht behandelt.

Außerdem werden in diesem Kapitel keine Betriebsprozesse (z.B. betanken, zünden, starten, steuern, regeln, auswerten, usw.) behandelt.

Die MAIT-Prozesse lassen sich einteilen in

- Fertigungsprozesse
- Prüfprozesse und
- Testprozesse

Mit diesen (und weiteren hier nicht genannten) Prozessen werden verschiedenste Raumfahrtprodukte gefertigt. Diese lassen sich je nach Komplexität und Umfang in folgende Hauptgruppen nach zunehmender Funktionalität einteilen:

- Einzelteile
- Baugruppen
- Komponenten
- Subsysteme
- Systeme

## 8.1. Fertigungsprozesse

Für Raumfahrtanwendungen ist eine Vielzahl von Fertigungsprozessen anwendungsspezifisch von Bedeutung. Im Folgenden sei eine Auswahl der wichtigsten Prozesse beispielhaft aufgeführt:

- spanende Bearbeitung
  - Drehen
  - Fräsen
  - Bohren
    - mechanisch
    - Laser
    - elektrochemisch
  - Schleifen
    - Maschinenschleifen
    - Honen
    - Polieren
      - Manuell
      - Maschinenpolieren
      - Elektropolieren
    - Läppen
  - Meisseln
  - Feilen
  - Trennen
    - Sägen
    - Schneiden
    - Laserschneiden
    - Schaben
  - Gewindeschneiden
- spanlose Bearbeitung
  - Extrudieren (Strangpressen)
  - Formpressen
  - Kalandrieren
  - Biegen
  - Quetschen
  - Walzen
  - Stanzen
  - Drücken
  - Ziehen
  - Pressen
  - Spritzpressen
  - Schmieden
  - Hippen
- Gießen
- Spritzgießen

- elektrochemische Bearbeitung
  - Galvanisieren
  - Erodieren
  
- chemische Bearbeitung
  - Beizen
  - Ätzen
  
- thermische Bearbeitung
  - Kühlen
  - Trocknen
  - Glühen
  - Härten
  - Abschrecken
  - Sintern
  - Glasieren
  - Brennschneiden
  
- Beschichten
  - Anstreichen
  - Lackieren
  - Eloxieren
  - Passivieren (Verzinken, usw.)
  
- Massenaufbereitung
  - Mahlen
  - Mischen
  - Filtern
  - Granulieren
  - Kneten
  - Laden (z.B. Katalysator bei Einstofftriebwerken)
  
- Fügen
  - Montage
    - Schrauben und -sicherung
    - Stifte und Nieten
    - Krimpen
    - Klebungen
    - Pressverbindungen
    - Schrumpfen
    - Schnappverbindungen
  
  - thermisches Fügen
    - Schweißen
      - Schmelzverbindungsschweißen
        - Gasschmelzschweißen
        - Lichtbogenschmelzschweißen
          - Metalllichtbogenschweißen
          - Schutzgasschweißen
            - Wolfram-Inertgas (WIG)
        - Unterpulverschweißen

- Strahlschweißen
  - Elektronenstrahl
  - Laser
- Pressverbindungsschweißen
  - Lichtbogenbolzenschweißen
  - Sprengschweißen
  - Ultraschallschweißen
  - Reibschweißen
  - Widerstandspressschweißen
    - Punktschweißen
    - Buckelschweißen
    - Rollnahtschweißen
    - Abbrennstumpfschweißen
- Lötten
  - Umgebung (Vakuum, Schutzgas,...)
  - Temperatur (Hochtemperatur, Niedertemperatur,...)
  - Verfahren (Hartlöten, Weichlöten,...)
- Reinigen
  - Bürsten
  - Wischen
  - Abblasen
  - Absaugen
  - Ultraschallreinigung
  - Megaschallreinigung
  - Hochdruckreinigung
  - wässrige Reinigung
  - chemische Reinigung
  - Niederdruckplasma-Reinigung
  - CO<sub>2</sub>-Reinigung
  - Laser-Reinigung
- Beschriften
  - Laser
  - Ätzen
  - Kleben

In jüngster Zeit konnten u.a. bei zahlreichen Start-up-Unternehmen neue 3D-Druckverfahren (Additive Layer Manufacturing) für verschiedene Anwendungsgebiete qualifiziert werden.

## 8.2. Prüfprozesse

In diesem Kapitel sollen die Prozesse zur Fertigungsprüfung dargestellt werden. Die gefertigten Teile werden in verschiedenen Prozessen auf Tauglichkeit geprüft:

- Maßkontrollen (Längen, Winkel, Radien, Form, usw.)
  - mechanisch
    - manuell
    - maschinell
  - optisch
- Sichtprüfungen
- metallografische Prüfungen
- zerstörungsfreie Prüfungen
  - Ultraschallprüfung
  - Röntgenprüfung
  - Gammastrahlenprüfung
  - Penetrant-Rissprüfung
  - Wirbelstromprüfung
  - Kernspin-Tomographie
- hydraulische Prüfungen
  - Druckdifferenz / Durchfluss
  - optisch
- statische Prüfungen
  - Zugversuch
  - Druckversuch
  - Biegeversuch
  - Torsionsversuch
  - Härteprüfungen
  - Oberflächenprüfungen
- dynamische Prüfungen
  - Kerbschlagbiegeversuch
  - Dauerschwingversuch
  - Härteprüfungen

### 8.3. Testprozesse

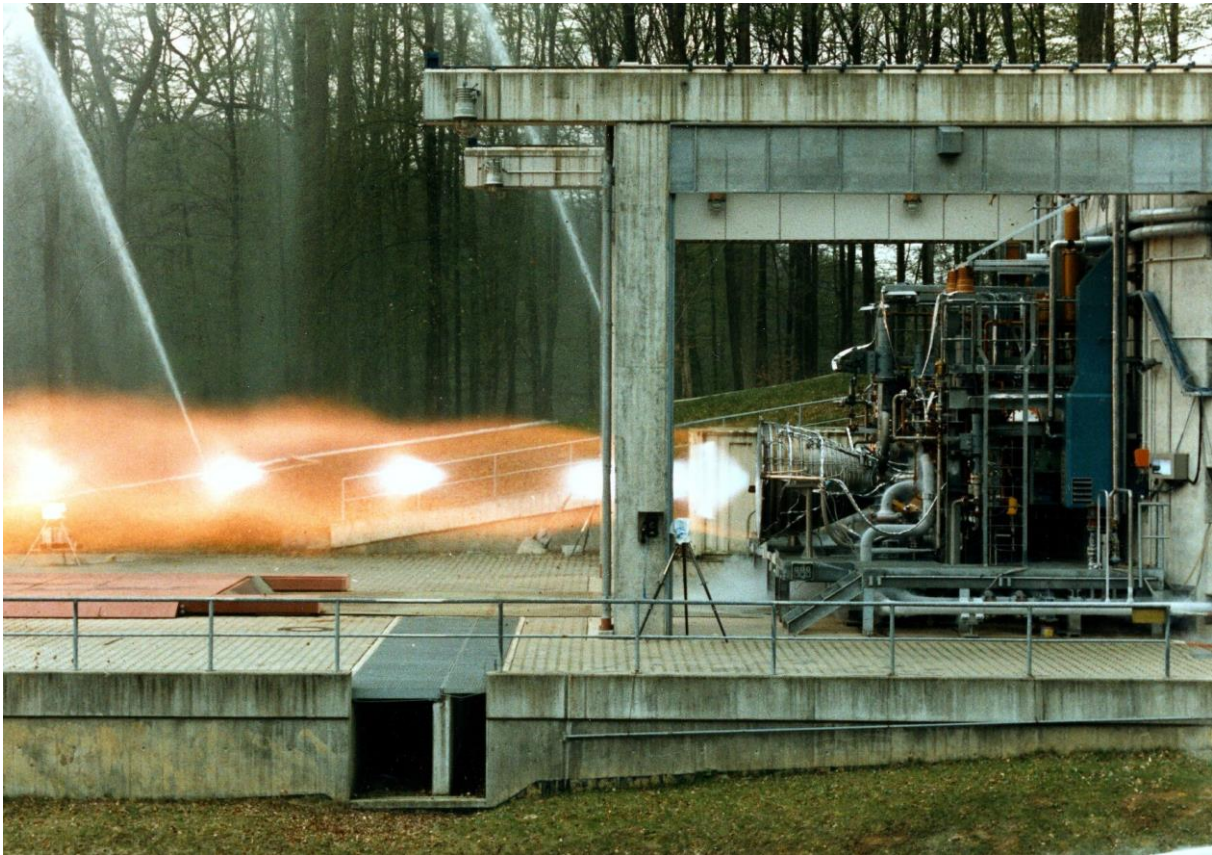
In diesem Kapitel sollen die Prozesse zur Funktionsprüfung dargestellt werden. Die Tests im Antriebsbereich lassen sich in Kalttests und Heißtests unterteilen. Die gefertigten Produkte werden in unterschiedlichen Prozessen anwendungsspezifisch auf zuverlässige Funktion getestet:

#### Kalttests

- Dichtprüfungen (external / internal)
- Druckprüfungen
- Berstprüfungen
  - zerstörungsfrei
  - zerstörend
- Durchflussprüfungen
  - Gas
  - Wasser
  - Simulationsflüssigkeit
  - Treibstoffe
- elektrische Funktionsprüfungen
  - Schaltzeiten
  - Widerstände
  - Leistung
- Umweltsimulationstests
  - Vibration
    - Sinus
    - Random
  - Schocktest
  - Thermal Vakuum Tests
  - Klimatests (Regen, Wind, Luftfeuchte, Salznebel, Sandsturm, usw.)
- Reinheitsnachweis

- Heißtests

- Bodenbedingungen
- Vakuum (bis zu 0,1 mbar)
- Betriebsmodi
  - Dauerbetrieb (Steady-state)
  - gepulst (Pulse mode firing)
- Funktionsprüfungen
  - Leistung (spezifischer Impuls)
  - Durchfluss
  - Temperaturen
  - Druck (statisch und dynamisch)
  - Vibration
- Dekontamination (bei hypergolen Treibstoffen)



Großversuch eines Ariane 5-Haupttriebwerks im Rahmen der Entwicklung der 1000kN-Schubkammer in Lampoldshausen (Versuchsdauer: max. 20 Sekunden, Testkadenz: ein Versuch pro Woche)

Quelle: [Ariane Group GmbH](#)

## Testphilosophie

Je nach Komplexität, Kritikalität und Verwendungszweck eines Raumfahrtprodukts wird in einer Testphilosophie der Belastungsgrad und der Umfang der Tests festgelegt.

Somit werden für die folgenden fortschreitenden Produkte und Modelle einer Produktrealisierung mit

- Vorentwicklungsmodellen (PDM)
- Entwicklungsmodellen (DM)
- Vorqualifikationsmodellen (PQM)
- Qualifikationsmodellen (QM)
- Vorflugmodellen (PFM)
- Flugmodellen (FM)

unterschiedliche Testanforderungen und Belastungen definiert.

Belastungen für ein Raumfahrtprodukt sind u.a.

- Prüfdrücke
- Betriebslasten
- Betriebsdauer
- Umweltlasten (Vibration, Schock, usw.)

Flugmodelle (FM) werden vor der Auslieferung an den Kunden einer Abnahmeprüfung (Acceptance) unterzogen, die keinen schädigenden oder lebensdauerverringern Einfluss haben darf. Höhere Belastungen erfahren i.a. Vorflugmodelle die prinzipiell aber damit noch flugtauglich bleiben.

Der erforderliche Nachweis für die spezifizierten Anforderungen an ein Raumfahrtprodukt erfolgt an Qualifikationsmodellen mit höheren Qualifikationslasten. Diese Modelle erfordern am Testende keine Flugtauglichkeit mehr und werden nicht mehr für Raumfahrtmissionen eingesetzt.

## 9. Produkte (Systeme, Strukturen, Tanks, Antriebe, Komponenten)

Für die Durchführung von Raumfahrtaufgaben werden hochzuverlässige Komponenten und Systeme je nach Anwendungsgebiet benötigt. Die Anforderungen an diese Produkte werden in Spezifikationen definiert und in z.T. sehr umfangreichen Tests qualifiziert und nachgewiesen.

Eine Liste von typischen Komponenten und Subsystemen soll einen Eindruck von der Fülle der Bauteile verschaffen:

- Lebenserhaltungssysteme bei bemannten Missionen  
(durch Redundanzen hochzuverlässig)
- Antriebssysteme für Bahn- und Lageregelung (AOCS) mit
  - Treibstofftanks
  - Gastanks
  - Druckregeleinheiten mit
    - Ventilen
    - Druckreglern
    - Treibstoff- und Gasfilter
  - Füll- und Entleerventile
  - Triebwerke mit
    - Ventilen
    - Pumpen und Turbinen
    - Gasgeneratoren
  - Messwertgeber für Temperatur, Druck, Vibration, usw.
- mechanische Strukturen für Subsysteme, Instrumente und Schubgerüste
- Thermalhaushalt
  - Isolation von Tanks und Flüssigmedien
  - Thermalschutz für Wiedereintrittskörper
- Energieversorgung und -speicherung
  - Solargeneratoren
  - Radioisotopen-Thermalgeneratoren (RTG)
  - Brennstoffzellen und Batterien
- Instrumente für wissenschaftliche, kommerzielle und militärische Aufgaben
- Antennen
- Navigationseinrichtungen
- Bordcomputer und Software

Für jedes Produkt gibt es weltweit i.a. eine kleine Zahl zuverlässiger Hersteller. Die Zuverlässigkeit des komplexen Gesamtsystems hängt dabei ab, von der Zuverlässigkeit aller Einzelkomponenten und der zugehörigen Kritikalität beim Ausfall einzelner Bauteile (entgegen den spezifizierten Anforderungen). Die Hersteller werden z.T. durch Handelsbeschränkungen (Exportkontrolle u.ä.) daran gehindert, sensible Technologie frei zugänglich den Nachfragern auf dem Weltmarkt zur Verfügung zu stellen.

Im folgenden sollen einige angewandte Systeme beispielhaft erläutert werden.

## 9.1. Trägerraketen (SATURN V, Ariane 5, Space Shuttle)

Eine jede Raumfahrtmission beginnt mit den Vorbereitungen zum Start eines Nutzlastträgersystems. Exemplarisch sollen drei Beispiele dargestellt werden:

- Saturn V (Mondrakete der 1960er und 1970er Jahre)
- Ariane 5 (hergestellt von Fa. **Ariane Group**, betrieben vom **früheren** Marktführer für kommerzielle Weltraumstarts Fa. Arianespace, **im Dienst von 1996 bis 2023**)
- Space Shuttle (wiederverwendbares bemanntes Trägersystem, **im Dienst von 1981 bis 2011**)

Die Mondrakete Saturn V war ein dreistufiges Trägersystem für den Transport von Nutzlasten (Apollo) in eine Transferbahn zum Erreichen des Mondes. Die 1. Stufe der Saturn V war das schub- und leistungsstärkste jemals gebaute zuverlässige Antriebsystem, das die Durchführung der Mondflüge erst ermöglichte.

Einige Kenndaten der Saturn V:

### 1. Stufe:

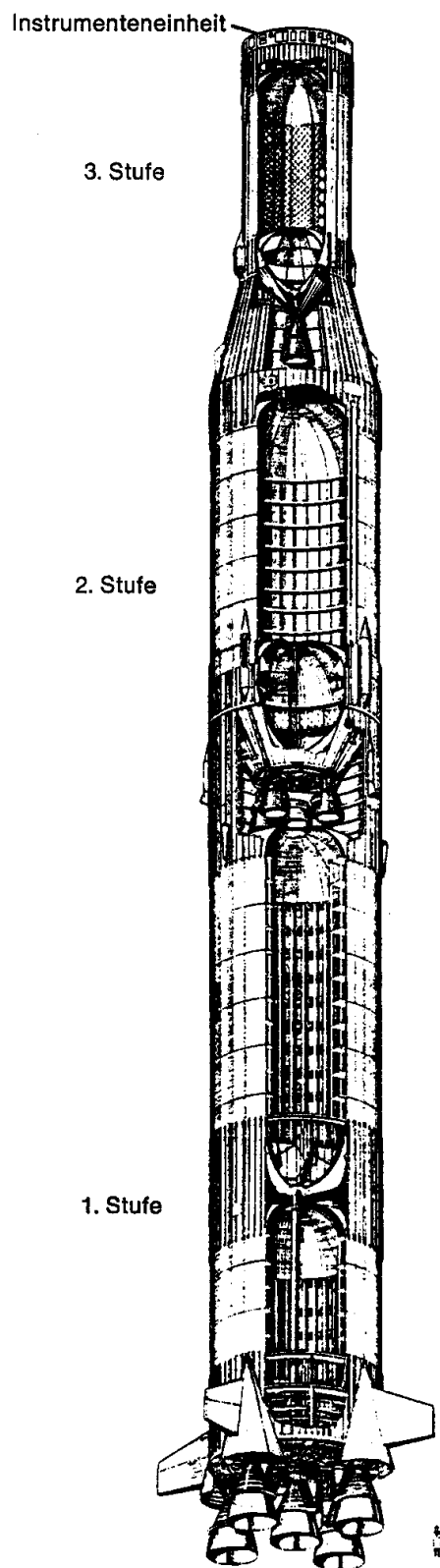
Masse, voll:	2135 t
Masse, Treibstoff:	2000 t
Masse, trocken:	127 t
Treibstoffe:	LOX / RP-1 (Kerosin)
Triebwerke:	5 x F-1 (Rocketdyne)
Schub:	5 x 680 t = 3400 t (Boden)
	5 x 775 t = 3875 t (Vakuum)
Brennzeit:	150 sec

### 2. Stufe:

Masse, voll:	458 t
Masse, Treibstoff:	422 t
Masse, trocken:	32,6 t
Treibstoffe:	LOX / LH <sub>2</sub>
Triebwerke:	5 x J-2 (Rocketdyne)
Schub:	5 x 90,8 t (Vakuum)
Brennzeit:	400 sec

### 3. Stufe:

Masse, voll:	115,2 t
Masse, Treibstoff:	104,5 t
Masse, trocken:	9,5 t
Treibstoffe:	LOX / LH <sub>2</sub>
Triebwerke:	1 x J-2 (Rocketdyne)
Schub:	1 x 90,8 t (Vakuum)
Brennzeit:	500 sec



Die Mondrakete Saturn V

Quelle: [5]

In Europa **wurde** nach Auslaufen der Ariane 4 die Trägerrakete Ariane 5 als kommerziell betriebenes Trägersystem **bis 2023** vermarktet. Die Betreibergesellschaft Arianespace nutzt in Kourou in Französisch-Guyana den Weltraumbahnhof CSG zum Start von Satelliten und Nutzlasten.

Flüge der Ariane 5 mit EPS-Oberstufe:

Flugnummer	Datum	Bemerkungen
Ariane 501	04.06.1996	mit Cluster I (Totalverlust wegen falscher Flugsoftware)
Ariane 502	30.10.1997	(teilerfolgreich wegen zu hohem Drehmoment nach EAP-Trennung)
Ariane 503	28.10.1998	mit ARD
Ariane 504	10.12.1999	mit XMM
Ariane 505	21.03.2000	
Ariane 506	14.09.2000	
Ariane 507	15.11.2000	
Ariane 508	19.12.2000	
Ariane 509	08.03.2001	
Ariane 510	12.07.2001	mit Artemis (teilerfolgreich wegen HF-Instabilität in Oberstufe)
Ariane 511	28.02.2002	mit Envisat
Ariane 512	05.07.2002	
Ariane 513	28.08.2002	
Ariane 5-ECA	11.12.2002	mit Stentor und Hotbird7 (Totalverlust wegen Triebwerkschaden)
Ariane 514	09.04.2003	
Ariane 515	11.06.2003	
Ariane 516	27.09.2003	mit Smart-1 (erste europäische Mondsonde)

Weitere 17 Flüge wurden mit der EPS-Oberstufe bis 2018 erfolgreich durchgeführt. Davon waren fünf Versorgungsflüge Ariane 526-530 von 2008 bis 2014 mit dem ATV-Transporter zur Versorgung der ISS als Teil des Beitrags Europas zum Betrieb der ISS.

Die folgenden Darstellungen zeigen detailreich einige Komponenten und Subsysteme des Trägersystems Ariane 5 in ihrer Erstflugkonfiguration.

Ab 2002 wurden 84 Ariane-Flüge mit der kryogenen ECA-Oberstufe bis 2023 durchgeführt, bevor ab 2024 die Ariane 6 und die kleinere VEGA-Rakete den freien eigenen Zugang zum Weltall für Europa sichern sollen.

**Nutzlastverkleidung**

**Hauptauftragnehmer:**

**Oerlikon-Contraves**

- 1 zweigeteilte Verkleidung
- 2 Trennsystem (Aérospatiale)
- 3 Schutzschicht aus Kork
- 4 Druckausgleichsöffnungen
- 5 Nutzlast-Zugangsklappen
- 6 Schallschutz (Dornier)
- 7 Nutzlast für (Erstflug), vier Cluster-Satelliten (Dornier)
- 8 Nutzlastadapter (CASA)

**Speltra**

**Hauptauftragnehmer: Dornier**

- 9 vorderer Anschlußring (Hoesch Rothe Erde)
- 10 Verkleidungspaneelle
- 11 Aluminiumring (Hoesch Rothe Erde)
- 12 Verbindung für elektrische Leitungen
- 13 Auslaßöffnungen
- 14 Verkleidungspaneelle
- 15 Nutzlast-Zugangsklappen
- 16 Trennfedern (sechs)
- 17 Funkwellen-durchlässiger Bereich
- 18 elektrische Leitungsverbindung
- 19 pneumatische Leitungsverbindung
- 20 Anschlußring zwischen Speltra- und Ausrüstungssegment (Aérospatiale)
- 21 Abstandsmeßsystem
- 22 Temperaturmeßsystem
- 23 Entsicherungselement

**Oberer Stufe (EPS)**

**Hauptauftragnehmer:**

**Daimler-Benz Aerospace (Dasa)**

- 24 Struktur der EPS (CASA)
- 25 Struktur der Antriebseinheit
- 26 obere und untere Aluminiumringe
- 27 Verbindung Tank/Hauptstruktur
- 28 Scherbleche, Wabenstruktur
- 29 kugelförmige Membran
- 30 Aestus Triebwerk (Dasa)
- 31 Schubdüse (Franke)
- 32 Hitzeschild der Schubdüse
- 33 Ventil für Haupttreibstoff Stickstofftetroxyd, N2H4, (Moog)
- 34 Brennkammer
- 35 N2O4-Versorgungsleitung
- 36 Monomethylhydrazin-Versorgungsleitung (MMH)
- 37 Helium-Druckleitungen
- 38 Drucksensoren
- 39 Verbindungen für Stellmotore der Düsen
- 40 Stelglied (Moog)
- 41 Kardangelen (Raufoss)
- 42 Flanschverbindung
- 43 Heliumtanks (Aérospatiale)
- 44 Abstrebrungen der Heliumtanks (CASA)
- 45 MMH-Brennstofftanks (Zeppelin)
- 46 N2O4-Oxydationsmittel tanks (Zeppelin)
- 47 Hitzeschutz des Tanks
- 48 Elektrische Ausrüstung
- 49 Druckkontroll-einheit
- 50 kombinierte MMH-Fluß-steuerung
- 51 kombinierte N2H4-Fluß-steuerung
- 52 N2H4-Versorgungs-leitungen
- 53 MMH-Versorgungsleitungen
- 54 Auffüll- und Ablaßleitungen

**Ausrüstungsschacht**

**(Vehicle Equipment Bay, VEB)**

**Hauptauftragnehmer:**

**Matra Marconi Space**

- 55 VEB-Struktur (CASA)
- 56 oberer Zylinder
- 57 unterer Zylinder
- 58 oberer Ring des Konus
- 59 oberer Ring
- 60 Zwischenring
- 61 unterer Ring
- 62 innerer Konus
- 63 Schutzschild des Nutzlastabteils
- 64 Avionikschächte
- 65 elektrische/elektronische Ausrüstung
- 66 Telemetrieantenne (Saab Ericsson)
- 67 Zugangsklappen zur elektrischen Ausrüstung
- 68 Betankungsklappe für N2H4-Tanks der EPS
- 69 Höhenkontrollsystem (Dasa)
- 70 SCA Hydrazintanks (zwei)
- 71 SCA Sperrventil
- 72 SCA Hydrazin-Versorgungsleitungen
- 73 SCA Triebwerksbündelmodule (zwei)
- 74 pyrotechnische Zündsätze (Dassault)

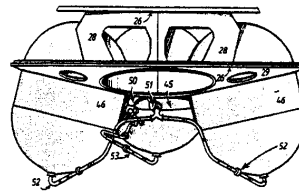
**Feststoffbooster (EAP)**

**Hauptauftragnehmer:**

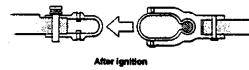
**Aérospatiale und Europropulsion**

- 75 EAP 1 (Aérospatiale und Europropulsion)

- 76 EAP 2
- 77 Triebwerksummantelung (MAN)
- 78 Frontschurz (SABCA)
- 79 Zylinder, Schubübertragung zur Hauptstruktur
- 80 vorderes Konussegment (SABCA)
- 81 Fallschirmbehälter (Fokker)
- 82 Trennraketen (Raufoss)
- 83 vordere Befestigungskupplung (SABCA)



Side-elevation of EPS

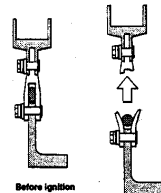


After ignition



Before ignition

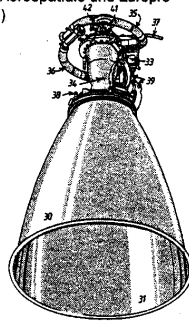
Vertical separation system (VSB) schematic



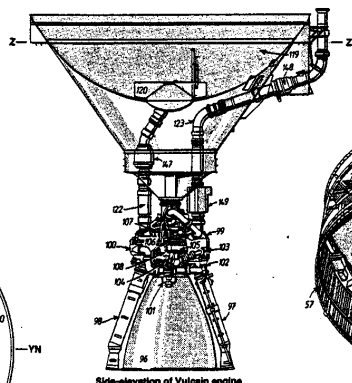
Before ignition

After ignition

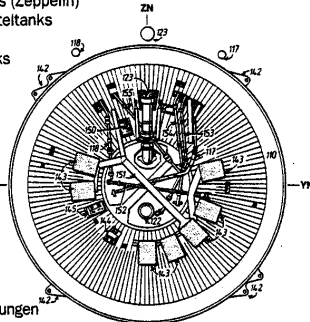
Horizontal separation system (HSB) schematic



Aestus engine



Side-elevation of Vulcain engine and thrust frame



**Ariane-5 FLIGHT**

Ariane 5 in Erstflugkonfiguration (Oberstufe mit vier Cluster-Satelliten, 1996)

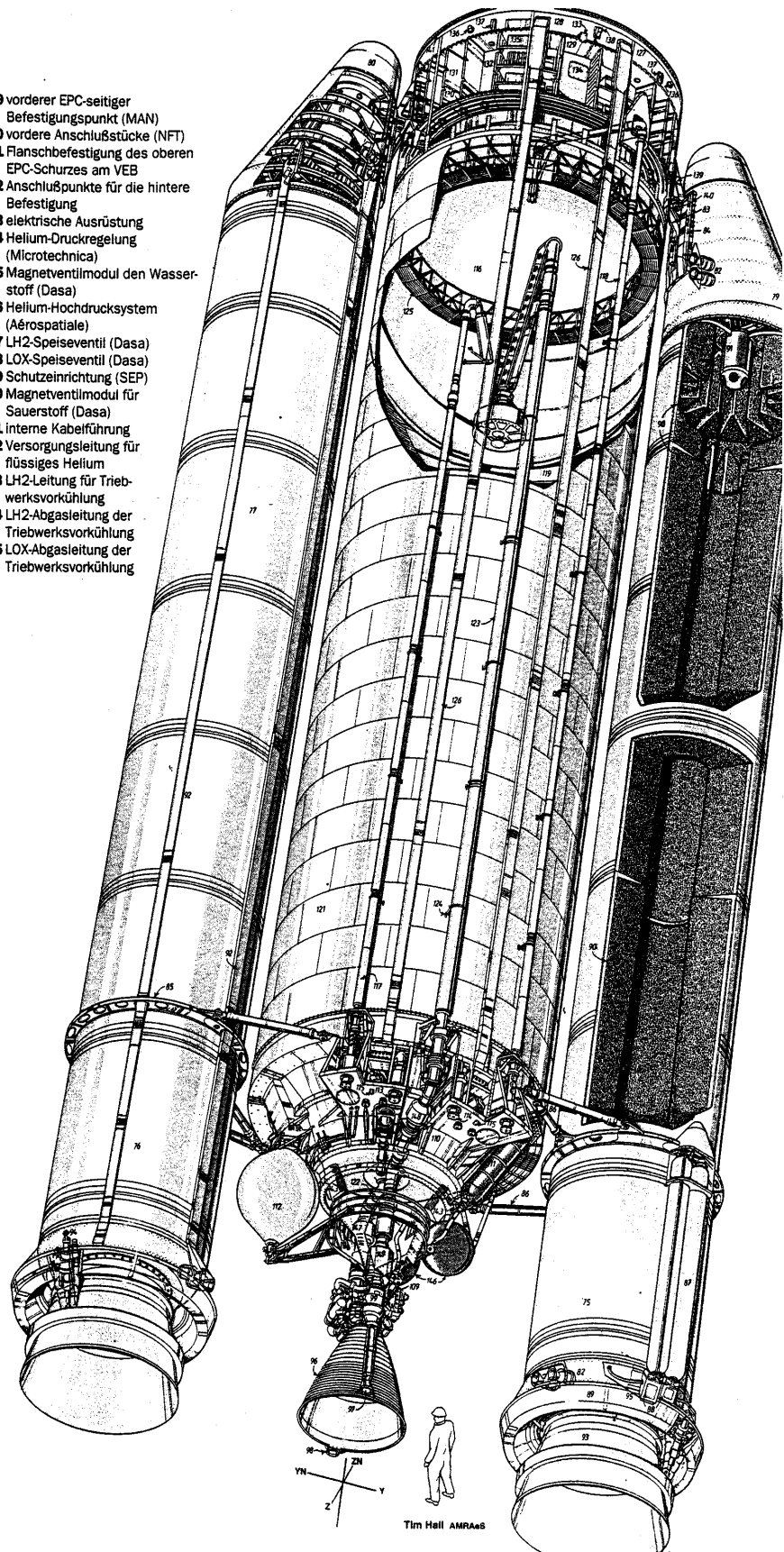
- 84 Druckschwankungsdämpfer (SABCA und Tecliam)
- 85 Befestigungsring für Abstreibungen (Andritz)
- 86 hintere Befestigungsstreben (NFT)
- 87 Hochdruckbehälter für Schubrichtungskontrolle (MAN)
- 88 Dämpferbefestigungen (Paulstra)
- 89 hintere Schurzstruktur, JAR (SABCA)
- 90 treibstoffgefüllte Segmente (BPD, Regulus)
- 91 Zünder (BPD)
- 92 pyrotechnische und elektrische Führung (Aérospatiale, Genius Klinkenbergl)
- 93 flexibel aufgehängte Schubdüse (SEP)
- 94 Stellmotoren für Schubvektorsteuerung (SABCA)
- 95 hinterer Temperaturschutz (MAN)

**Kryogene Hauptstufe (EPC)**

**Hauptauftragnehmer: Aérospatiale**

- 96 Vulcan-Triebwerk (SEP)
- 97 Turbinenabgasführung der LOX-Turbopumpe (AVICA)
- 98 Turbinenabgasführung der LH2-Turbopumpe (AVICA)
- 99 Flüssigsauerstoff-betriebene Turbopumpe (Fiat und Volvo)
- 100 Flüssigwasserstoff-betriebene Turbopumpe (SEP und Volvo)
- 101 Brennkammer-Einlaßventil für LH2 (Techspace Aero)
- 102 Heißgasventil (Techspace Aero)
- 103 Versorgungsleitung der LOX-Turbopumpe (AVICA)
- 104 Versorgungsleitung der LH2-Turbopumpe (AVICA)
- 105 Starter für Turbopumpe (SEP)
- 106 LH2-Ablaßventil (Techspace Aero)
- 107 Einlaßventil für Gasgenerator, LH2, (SEP)
- 108 Brennkammer (Dasa)
- 109 hydraulische Stellmotoren (SABCA)
- 110 Triebwerksschub-Rahmen (Fokker)
- 111 Hydraulikbehälter (MAN)
- 112 Subsystem für flüssiges Helium (Air Liquide)
- 113 Be- und Enttankungspunkt für flüssigen Wasserstoff
- 114 Be- und Enttankungspunkt für flüssigen Sauerstoff
- 115 elektrische Verbindungen
- 116 LOX-Tank (Cryospace)
- 117 Druckleitung für LH2
- 118 Druckleitung für LOX
- 119 LH2-Tank (Cryospace)
- 120 LH2-Anti-Vortex-Leitblech
- 121 Tankisolierung
- 122 LH2-Versorgungsleitung
- 123 LOX-Versorgungsleitung
- 124 Tankbefestigungspunkte
- 125 Schwappdämpfer
- 126 elektrische Leitungen
- 127 obere Schurzstruktur (MAN)
- 128 äußere Hülle
- 129 oberer Hauptrahmen
- 130 unterer Hauptrahmen
- 131 obere Rippenstruktur
- 132 Wabenkernbeplankung
- 133 elektrisches Verbindungsstück
- 134 Zugangsklappen zur Avionik
- 135 Avionik-Einbauschächte und Avionik
- 136 Radartransponder-Antenne
- 137 TC-Antenne
- 138 Telemetrieantenne

- 139 vorderer EPC-seitiger Befestigungspunkt (MAN)
- 140 vordere Anschlußstücke (NFT)
- 141 Flanschbefestigung des oberen EPC-Schurzes am VEB
- 142 Anschlußpunkte für die hintere Befestigung
- 143 elektrische Ausrüstung
- 144 Helium-Druckregelung (Microtechnica)
- 145 Magnetventilmodul den Wasserstoff (Dasa)
- 146 Helium-Hochdrucksystem (Aérospatiale)
- 147 LH2-Speiseventil (Dasa)
- 148 LOX-Speiseventil (Dasa)
- 149 Schutzvorrichtung (SEP)
- 150 Magnetventilmodul für Sauerstoff (Dasa)
- 151 interne Kabelführung
- 152 Versorgungsleitung für flüssiges Helium
- 153 LH2-Leitung für Triebwerksvorkühlung
- 154 LH2-Abgasleitung der Triebwerksvorkühlung
- 155 LOX-Abgasleitung der Triebwerksvorkühlung

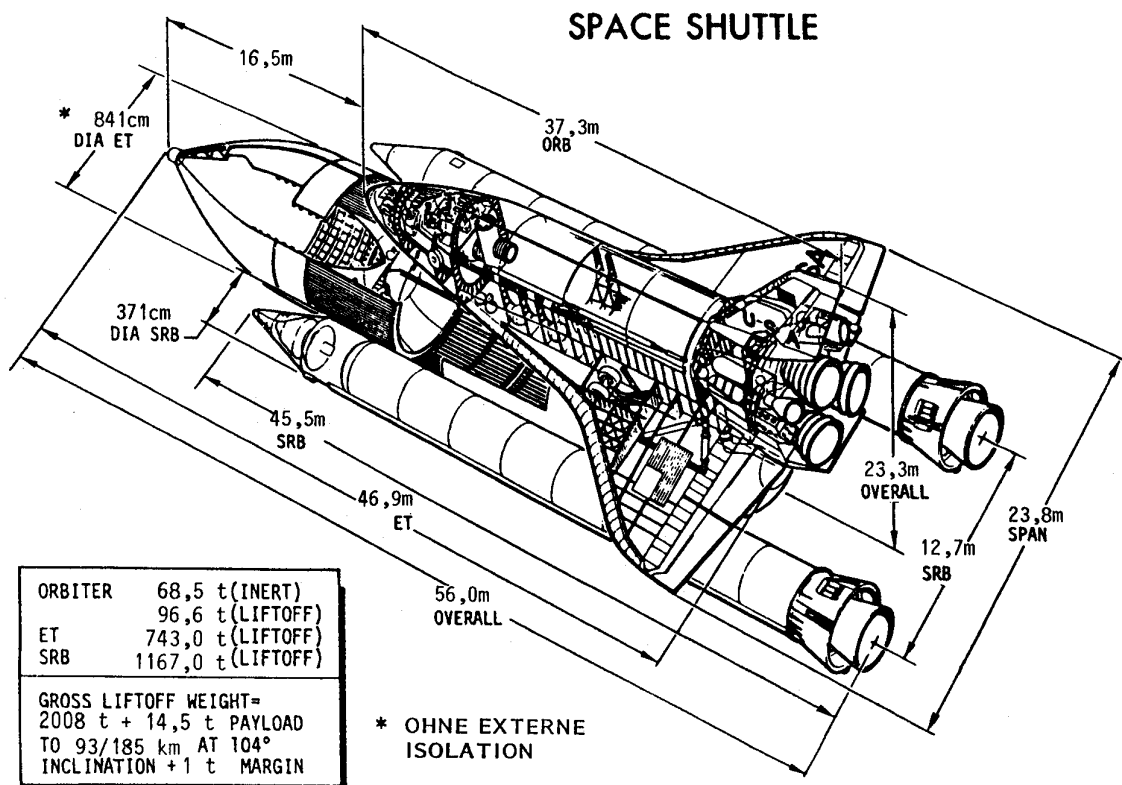


Ariane 5 in Erstflugkonfiguration (Unterstufe, 1996)

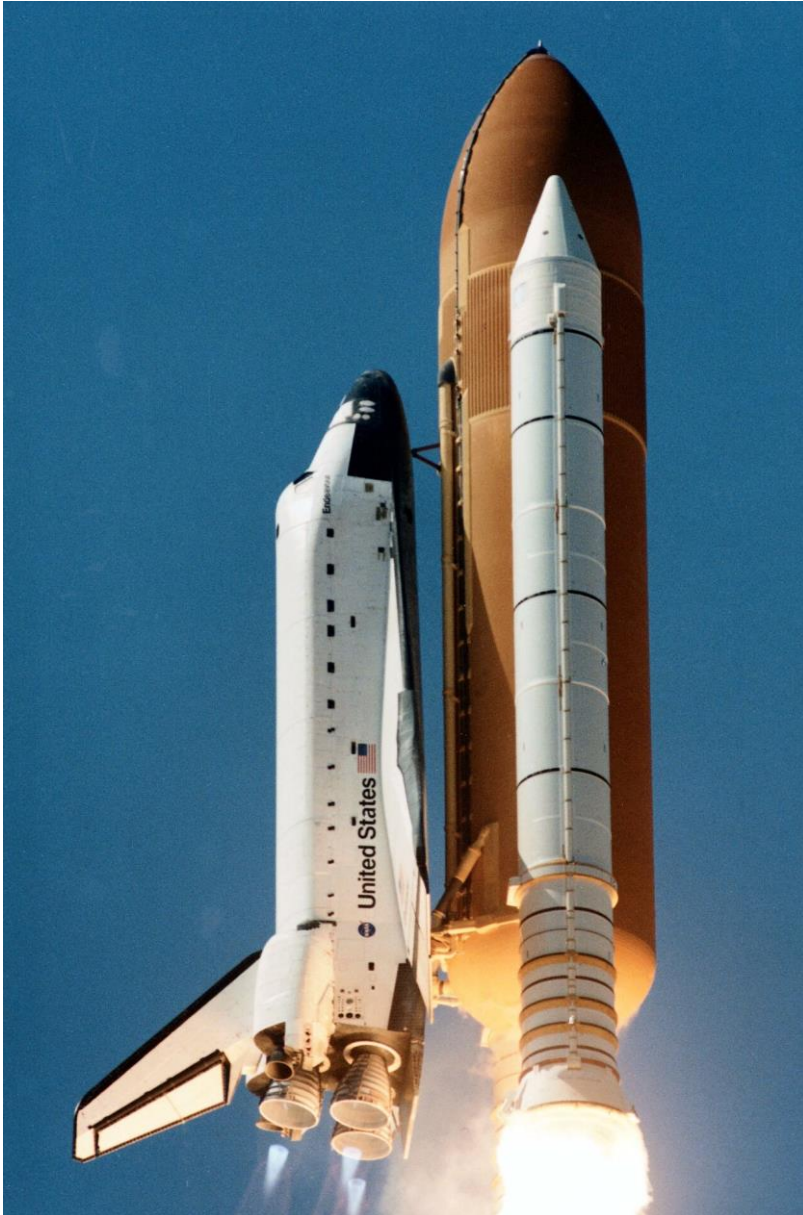
Für bemannte Raumfahrtmissionen wurde in den USA bis 2011 ausschließlich das Space Transportation System (STS) mit zuletzt drei verbliebenen Space Shuttle eingesetzt

Name	Erstflug	Status
Enterprise	ab 1977	nur für Landeversuche und Bodentests
Columbia	12.04.1981	am 01.02.2003 bei der Landung verloren
Challenger	04.04.1983	am 28.01.1986 beim Start verloren
Discovery	30.08.1984	in Dienst bis 2011
Atlantis	03.10.1985	in Dienst bis 2011
Endeavour	07.05.1992	in Dienst bis 2011

Die Hauptmerkmale sind in der folgenden Darstellung ersichtlich:



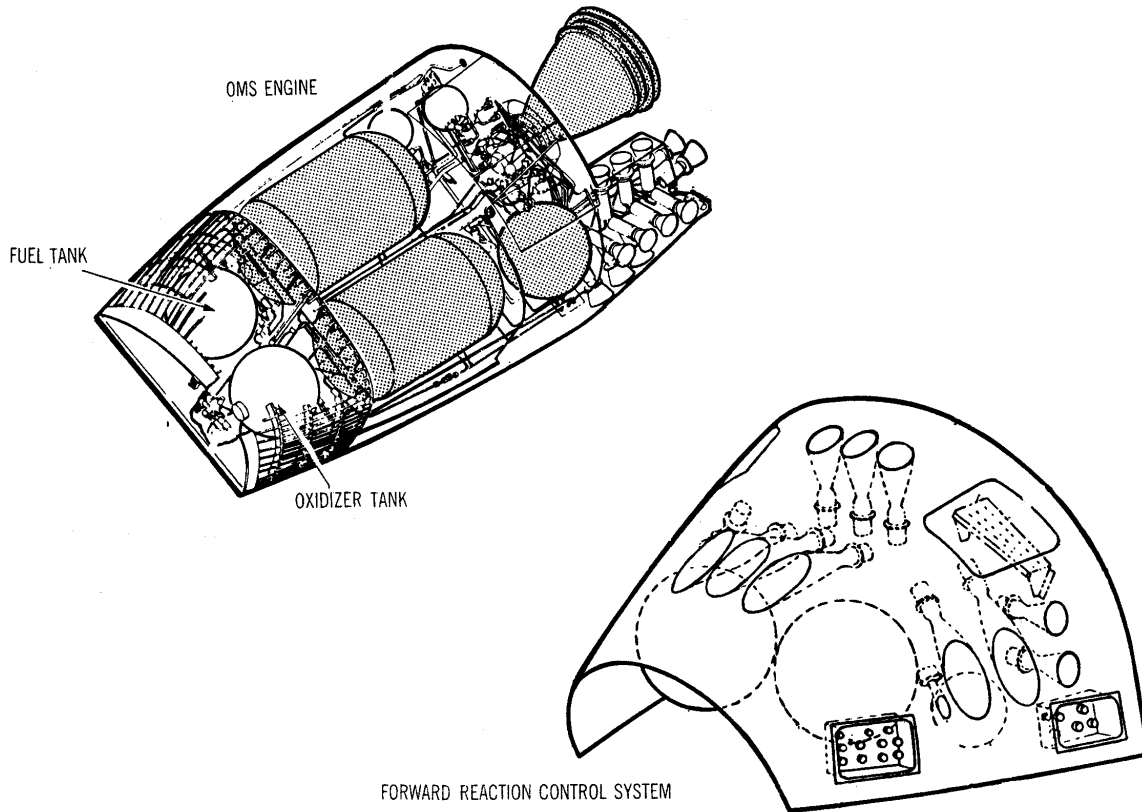
Quelle: [5]



Der Space Shuttle beim Start

Zum Manövrieren des Space Shuttle wurden eine große Anzahl von Raketentriebwerken in einem

- Lageregelsystem (RCS, zweigeteilt mit 38 x 3870 N und 6 x 110 N) und einem
- Antriebsystem für Bahnänderungen (OMS mit 2 x 26700 N) zusammengefasst.



Quelle: [6]

Neben den drei beschriebenen Trägersystemen gibt es eine Reihe weiterer Systeme die hier nur tabellarisch und unvollständig dargestellt werden sollen (Stand: 2024):

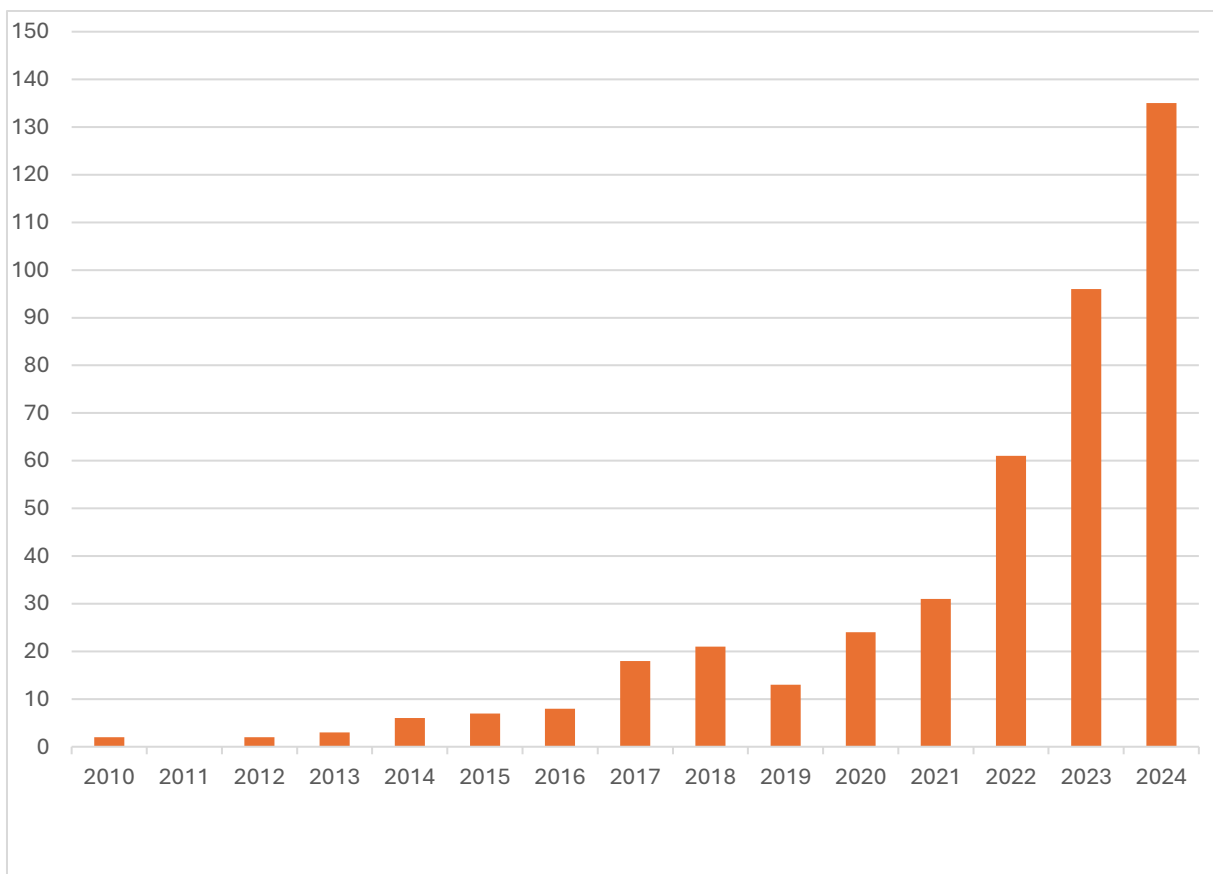
lfd_Nr	Name	Land	Erstflug	Bemerkungen
1	Sojus/Sputnik	Sovjet Union	04.10.1957	Sputnik 1, Sojus still in use
2	Redstone	USA	31.01.1958	Explorer-1, Decommissioned
3	Atlas	USA, Boeing	09.09.1959	still in use
3	Vostok	Sovjet Union	02.01.1959	Decommissioned
4	Delta	USA, Boeing	13.05.1960	Decommissioned
5	Scout	USA	01.06.1960	Decommissioned
6	Molniya	Sovjet Union	19.02.1964	Decommissioned
7	Titan	USA	08.04.1964	Decommissioned
8	Diamant	France	26.11.1965	Asterix-1, Decommissioned
9	Tsyklon	Sovjet Union	17.09.1966	Decommissioned
10	Cosmos	Sovjet Union	15.05.1967	Decommissioned
11	Saturn V	USA	09.11.1967	Decommissioned
12	Proton	Sovjet Union	16.11.1968	still in use
13	Lambda	Japan	11.02.1970	Decommissioned
14	Epsilon	Japan	14.09.2013	still in use
15	H-1	Japan	13.03.1986	Decommissioned
15	H-2	Japan	03.02.1994	still in use
15	H-3	Japan	17.02.2024	still in use
16	Langer Marsch 1	China	24.04.1970	Decommissioned 2002
16	Langer Marsch 10	China		under development
16	Langer Marsch 11	China	25.09.2015	also for Sea-launch
16	Langer Marsch 12	China		under development
16	Langer Marsch 2	China	26.11.1975	still in use, LM-2F crewed flights
16	Langer Marsch 3	China	29.01.1984	still in use
16	Langer Marsch 4	China	06.09.1988	still in use
16	Langer Marsch 5	China	02.11.2016	still in use
16	Langer Marsch 5B	China	05.05.2020	still in use
16	Langer Marsch 6	China	19.09.2015	still in use
16	Langer Marsch 7	China	25.06.2016	still in use
16	Langer Marsch 8	China	22.12.2020	still in use
16	Langer Marsch 9	China		under development
20	ELDO	Europe	12.06.1970	Decommissioned
21	Ariane-1	Europe	24.12.1979	Decommissioned
21	Ariane-4	Europe	22.01.1990	Decommissioned
21	Ariane-5	Europe	04.06.1996	Decommissioned
21	Ariane-6	Europe	09.07.2024	still in use
22	Vega	Europe	13.02.2012	still in use
22	Vega-C	Europe	13.07.2022	still in use
22	Vega-E	Europe		under development
30	SLV	India	18.07.1980	Decommissioned
31	ASLV	India	24.03.1987	Decommissioned
32	PSLV	India	20.09.1993	still in use
33	GSLV	India	18.04.2001	still in use
40	Space Shuttle	USA	12.04.1981	Decommissioned
41	Zenit	Sovjet Union	13.04.1985	Decommissioned
42	Shavit	Israel	19.09.1988	from Palmachim AFB
43	Energija/Buran	Sovjet Union	15.11.1988	Decommissioned
44	Pegasus	USA	05.04.1990	still in use, Air-Launch

lfd Nr	Name	Land	Erstflug	Bemerkungen
45	Start	Russia	25.03.1993	Decommissioned
46	Taurus	USA	13.03.1994	Decommissioned
47	Rocket	Russia	26.12.1994	Decommissioned
48	Athena	USA	01.07.1995	Decommissioned
49	Shtil	Russia	07.07.1998	Decommissioned
50	Dnepr	Russia	21.04.1999	Decommissioned
51	Minuteman	USA	27.01.2000	Decommissioned
52	Volna	Russia	12.07.2002	Decommissioned
53	Strela	Russia	05.12.2003	Decommissioned
54	Safir-2	Iran	03.02.2009	Experimental launcher
55	Unha-3	North Korea	12.12.2012	Experimental launcher
56	KSLV	South Korea	30.01.2013	still in use
57	Antares 200	USA	21.04.2013	ex-Taurus II
57	Antares 300	USA		under development
58	Angara	Russia	09.07.2014	still in use
61	Falcon 1	USA, SpaceX	14.07.2009	Decommissioned
61	Falcon 9	USA, SpaceX	04.06.2010	still in use
61	Falcon Heavy	USA, SpaceX	06.02.2018	still in use
62	Starship	USA, SpaceX	20.04.2023	Maiden flight
63	Electron	New Zealand, Rocket Lab	21.01.2018	still in use
63	Neutron	New Zealand, Rocket Lab		under development
65	LauncherOne	USA, Virgin Galactic	17.01.2021	Experimental launcher
68	Rocket 3	USA, Astra	15.03.2022	Experimental launcher
69	Alpha	USA, Firefly	15.09.2023	still in use
70	ARES I	USA, NASA	28.10.2009	Decommissioned
71	SLS	USA, NASA	16.11.2022	for Artemis project
72	Vulcan	USA, ULA	08.01.2024	Maiden flight
73	NewGlenn	USA, Blue Origin	16.01.2025	Maiden flight
74	RS1	USA, ABL SS		under development
75	Terran R	USA, Relativity Space		under development
80	Ceres	China, Galactic Energy	05.12.2023	still in use
80	Gravity-2	China, Orienspace		under development
80	Hyperbola-3	China, iSpace		under development
80	Kinetica-2	China, CAS Space		under development
80	Nebula-1	China, Deep Blue Aerospace		under development
80	Pallas-1	China, Galactic Energy		under development
80	Tianlong-3	China, Space Pioneer		under development
80	Zhuque-3	China, Landspace		under development
90	Maia	France, Maiospace		under development
90	RFA One	Germany, RFA		under development
90	SL1	Germany, Hylmpulse		under development
90	Spectrum	Germany, Isar Aerospace		under development
95	Miura-5	Spain, PLD		under development
96	Zephyr	France, Latitude		under development
97	Eris	Australia, Gilmour		under development



Plagiat zum amerikanischen Space Shuttle:  
Buran beim Transportflug auf einem Antonov-Großraumflugzeug

Seit 2010 findet, von der Firma SpaceX erfolgreich umgesetzt, eine neue wesentliche Veränderung in der westlichen Raumfahrt statt. Die Kommerzialisierung verändert altgewohnte Projektabläufe („OldSpace“) signifikant und hat mit der Trägerrakete Falcon 9 zu erheblichen Kosteneinsparungen geführt. Die Statistik der jährlichen Starts der Falcon 9 zeigt diesen Erfolg, mit über 50% aller Orbitalstarts weltweit, sehr deutlich (Stand: 2024)



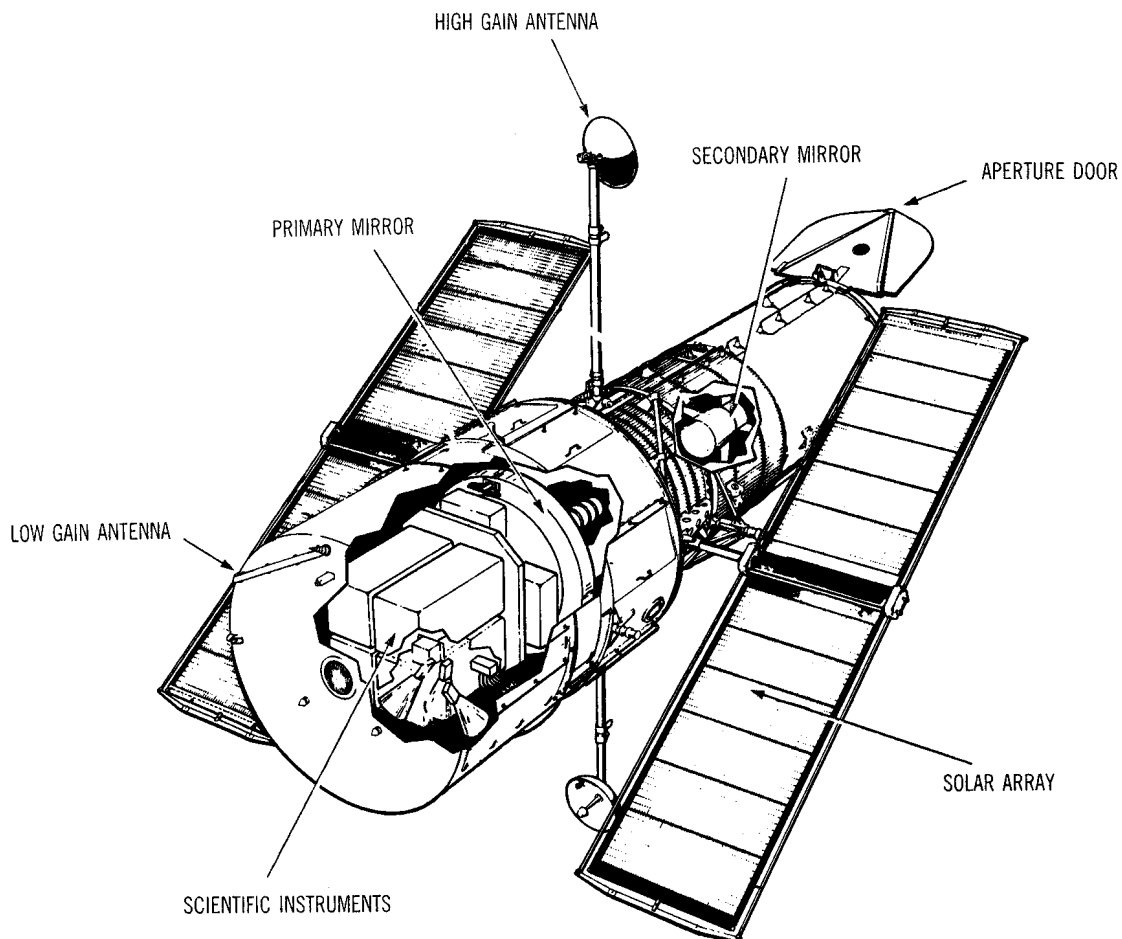
## 9.2. Satelliten (Antriebsysteme und Komponenten)

Seit Beginn der Weltraumfahrt im Jahre 1957 wurden mehrere Tausend Satelliten gestartet. Diese lassen sich grob einteilen nach:

- Umlaufbahn
- Anwendungszweck
- bemannt oder unbemannt
- u.a.

Eine etwas umfangreichere Liste mit gestarteten Satelliten befindet sich im Kapitel 10 (Projekte und Nutzlasten).

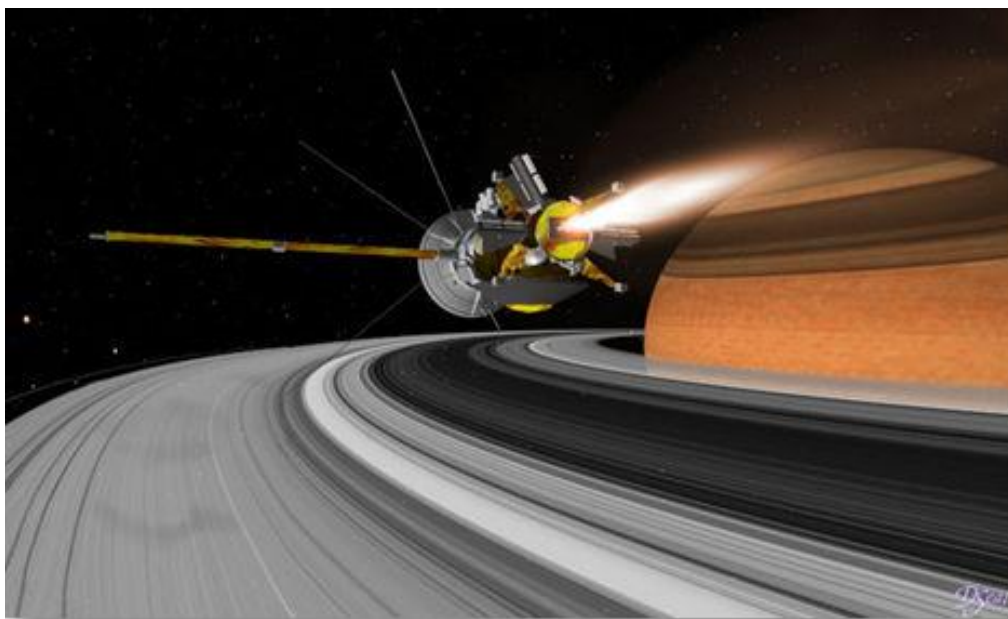
Exemplarisch soll das Hubble-Weltraumteleskop stellvertretend für einen unbemannten Satelliten genannt und dargestellt werden. Dieser Satellit wird regelmäßig und nach Bedarf mit Hilfe bemannter Flüge des amerikanischen Space Shuttle gewartet.



## Die Raumsonde Cassini



Darstellung der Hauptbaugruppen der NASA-Raumsonde Cassini mit dem Titanlander Huygens (ESA-Anteil)

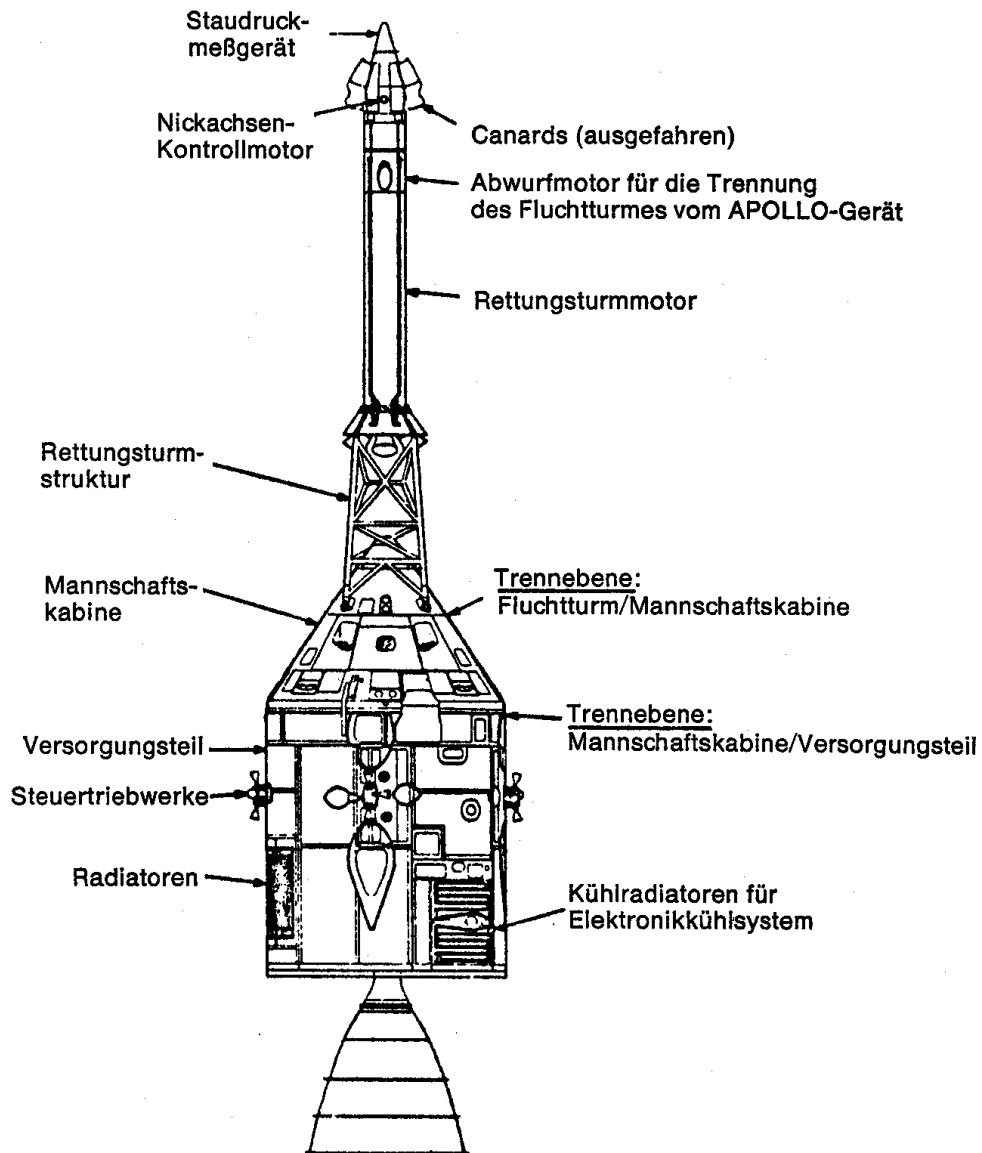


Künstlerische Darstellung der Ankunft (Einschuss in die Umlaufbahn) am 1. Juli 2004 beim Saturn

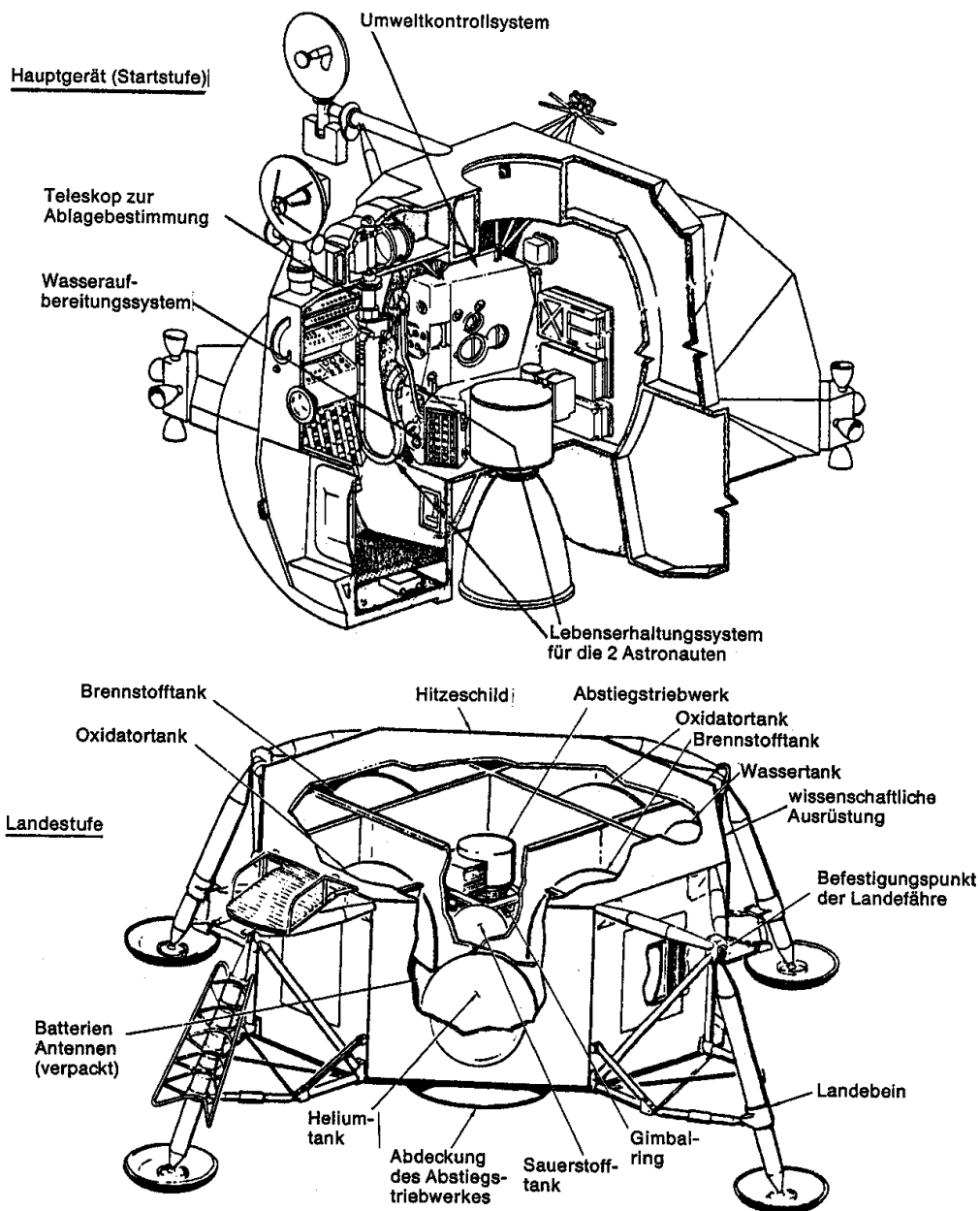
Für bemannte Satelliten soll das Apollo-Programm näher erläutert und dargestellt werden. Die Saturn V-Nutzlast Apollo bestand aus

- einem Servicemodul mit
- Kommandoeinheit (Wiedereintrittskörper) für drei Astronauten
- Mondlandegerät für zwei Astronauten und
- Mondaufstiegsgerät

Die wesentlichen Baugruppen sind in den folgenden Bildern dargestellt:



APOLLO



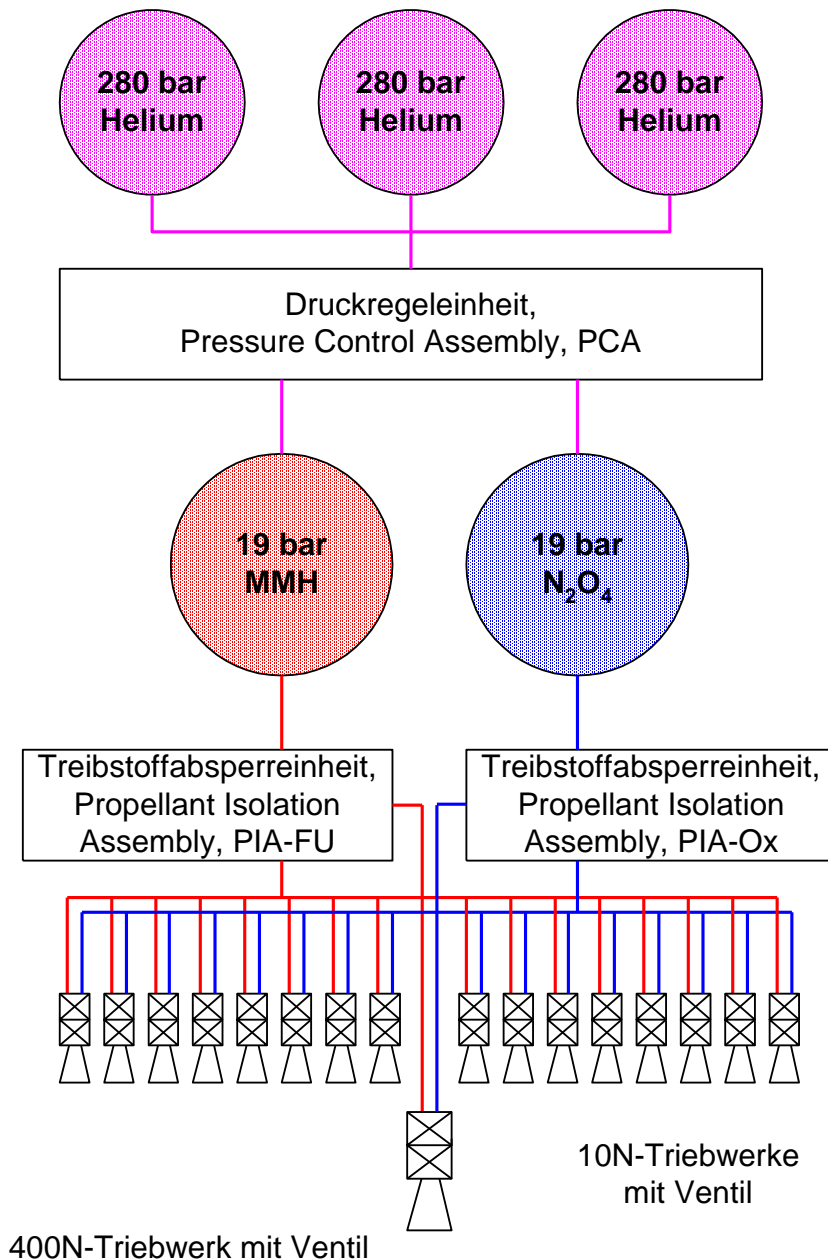
## Mondlandefahrzeug (Lunar Module, LM, zweistufig)

Quelle: [5]

Für die Apollo-Mondflüge wurde eigens ein geeignetes Trägersystem (Saturn V) entwickelt und gebaut.

Aus der Fülle der in einem Satellit vorhandenen Produkte soll das vereinfachte Schema eines Zweistoff-Antriebsystems für den europäischen Spacebus der Fa. **Thales-Alenia** beispielhaft dargestellt werden:

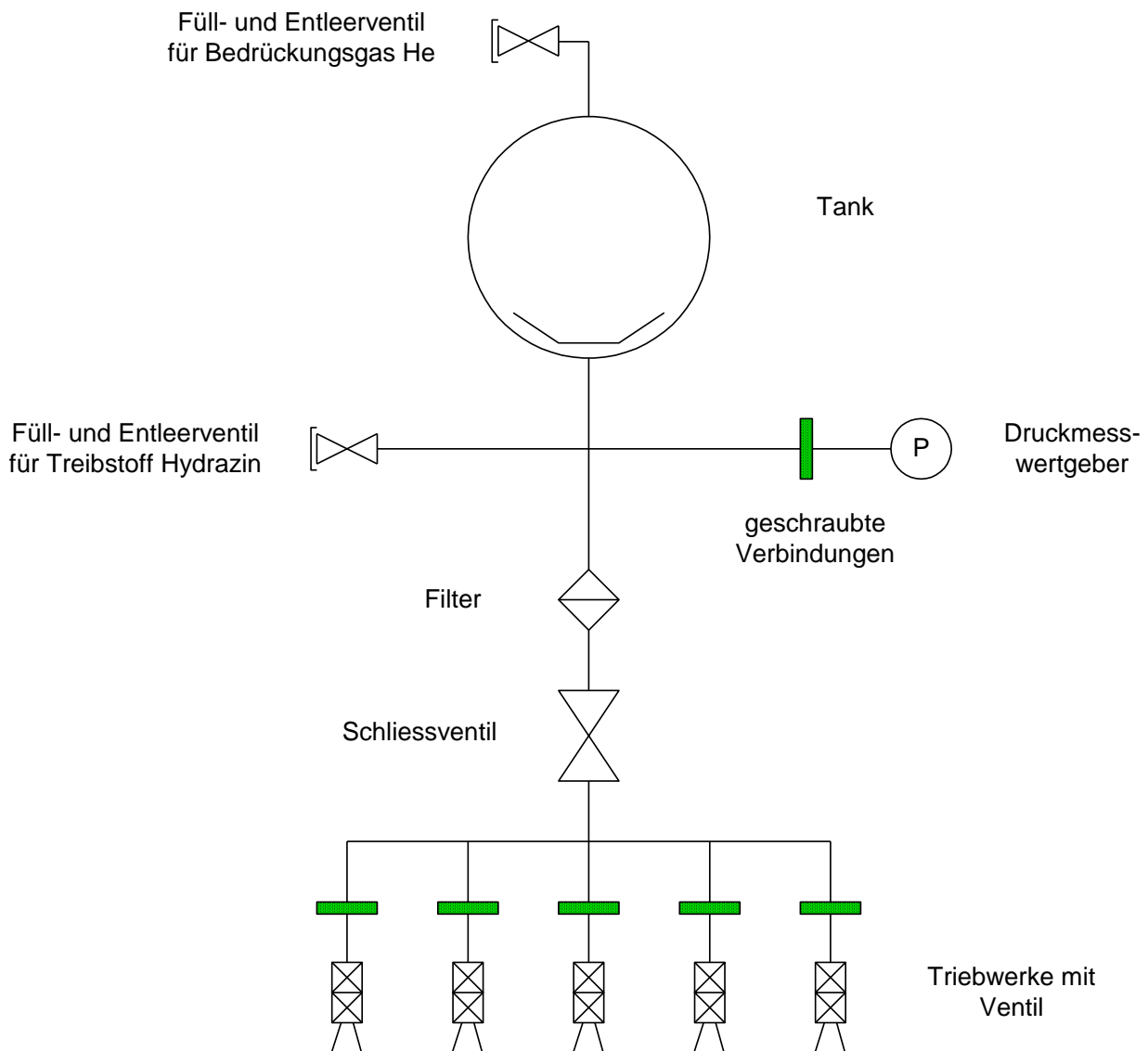
### Prinzipieller Aufbau eines Zweistoff-Antriebsystems



Hierbei handelt es sich um ein Helium-druckgasgeführtes Antriebsystem mit lagerfähigen Treibstoffen (Oxidator Stickstofftetroxid ( $N_2O_4$ ) und Brennstoff Mono-Methyl-Hydrazin ( $N_2H_3 - CH_3$ )) und 14 bis 16 Stück 10N-Triebwerken zur Lageregelung sowie einem 400N-Triebwerk für den Bahneinschuss des Satelliten. Dieses Antriebsystem wird unter der Bezeichnung "Unified Propulsion Sytem" (UPS) von der Firma **Ariane Group** GmbH kommerziell vermarktet.

Je nach Anforderungen an die Bahn- und Lageänderung eines Satelliten, können auch einfachere und damit kostengünstigere Einstoff-Antriebsysteme zur Anwendung kommen. Das vollständige Fließschema hierfür ist in der folgenden Abbildung dargestellt.

### Prinzipieller Aufbau eines Einstoff-Antriebsystems



Auch solche Antriebsysteme werden von der Firma **Ariane Group** GmbH für den Satellitenmarkt kommerziell angeboten.


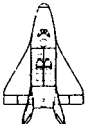
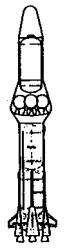
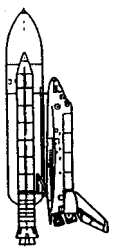
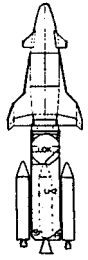
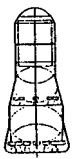
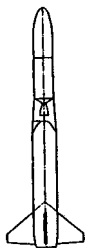
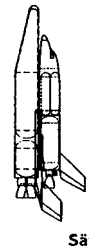
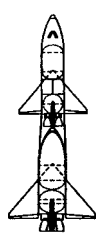
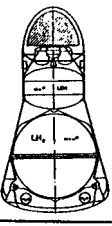
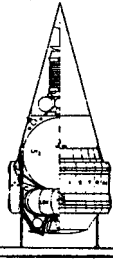
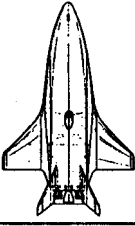
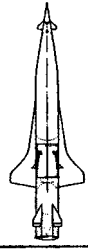
### 9.3. Wiedereintrittskörper (Space Shuttle)

Ein Wiedereintrittskörper ist ein Satellit (oder ein Teil davon) der im Verlauf einer Mission (i.a. am Ende) zu einem Himmelskörper durch dessen Atmosphäre abgebremst und unbeschädigt zurück geführt wird. Dazu muss der Wiedereintrittskörper zuvor durch ein Bahnmanöver in eine ballistische Rückkehrbahn überführt werden.

Wir unterteilen in folgende vier Hauptgruppen:

- rein ballistische Systeme (i.a. für militärische Anwendungen)
- Einwegsysteme (Landekapseln)
- Wiederverwendbare Systeme (Space Shuttle)
- Notlandesysteme (Crew Rescue Vehicle, CRV)

Eine weitere Unterteilung von Rückkehrsystemen stammt aus [8]:

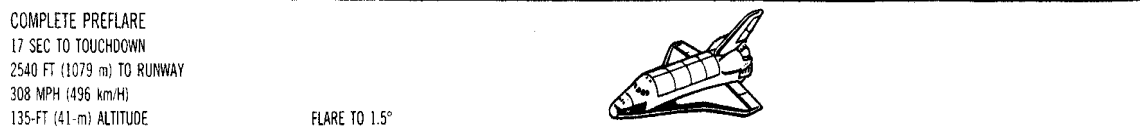
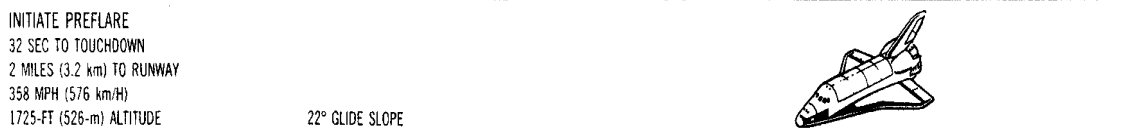
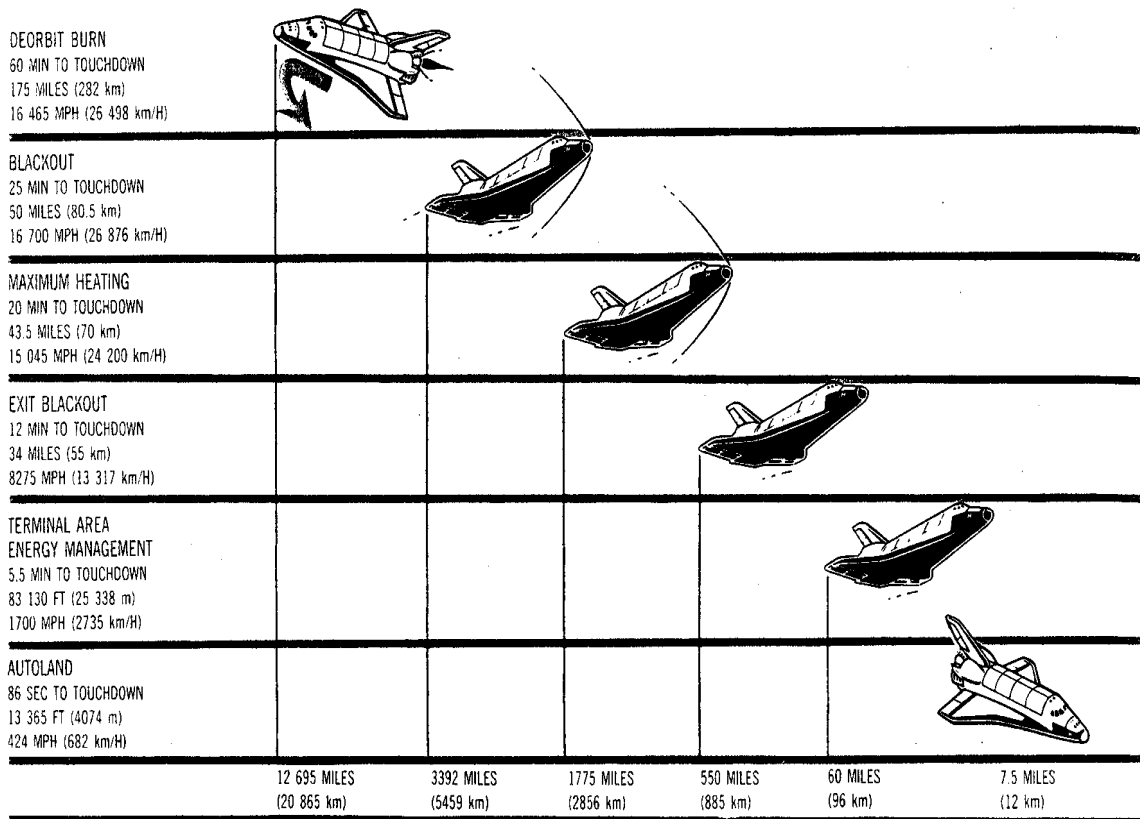
		Ballistisch		Aerodynamisch	
Wiedereintrittskörper		 Kapsel		 HERMES	
Zweistufen mit wiederverwendbaren Oberstufen	1. Stufe expendable (oder Fallschirmbergung)			Parallel  STS	Tandem  HORUS II B
	Voll wiederverwendbar			 Sänger	
Einstufer		 Rakete	 Luftatmer	 Rakete	 Luftatmer
		VTOVL		VTOHL	HOTOL

Typologie von Rückkehrsystemen

Falls eine ballistische Landung auf dem Festland erfolgt, ist ein zusätzliches Bremssystem zur Dämpfung des Landestoßes erforderlich (z.B. bei Sojus-Kapseln). Die amerikanischen Mercury-, Gemini- und Apollo-Kapseln benötigten dieses System nicht, da stets eine Wasserung im Pazifik durchgeführt wurde.

Am weitesten fortgeschritten ist die Wiedereintrittstechnologie beim amerikanischen Space Shuttle (die frühere Sowjetunion hat ebenfalls mit BURAN einen ähnlichen Raumgleiter einmal erfolgreich unbemannt getestet). Der Ablauf der Landung ist im Handbuch des Space Shuttle beschrieben [6] (Darstellung auf der nächsten Seite).

Der Vollständigkeit halber sei erwähnt, dass nach dem Aufsetzen auf der Landebahn ein weiterer Bremsfallschirm gezogen wird, um das Bremssystem zu entlasten und die Länge der Bremsstrecke zu verkürzen.



## Historische Mannschafts-Landekapseln außer Dienst

Name	Land	Erstflug	Crew capacity	Number of Flights
Wostok	Sovjet Union	12-Apr-61	1	6
Mercury-Atlas	USA	20-Feb-62	1	4
Woschod	Sovjet Union	12-Okt-64	3	2
Gemini	USA	23-Mrz-65	2	10
Apollo+Skylab	USA	11-Okt-68	3	15
Space Shuttle	USA	12-Apr-81	7	135

## Aktuell eingesetzte Mannschafts-Landekapseln (Stand: 2024)

Name	Land	Erstflug	Crew capacity	Flights until 2023
Sojus	Sovjet Union	23-Apr-67	3	>150
Shenzhou	China	15-Okt-03	3	>10
Dragon	USA, SpaceX	30-Mai-20	4	>10
Starliner	USA, Boeing	05-Juni-24	7	1
Orion, Artemis	USA, NASA/ESA	angekündigt	4	
Gaganyaan	Indien	angekündigt	3	
Starship	USA, SpaceX	angekündigt	>10	

## 10. Projekte und Nutzlasten

Raumfahrttechnik wird i.a. in Projekten phasenweise durchgeführt.

Üblicherweise werden sechs Phasen definiert:

- A: Konzept
- B: Definition
- C: Entwicklung
- D: Produktion
- E: Betrieb
- F: Endverwendung

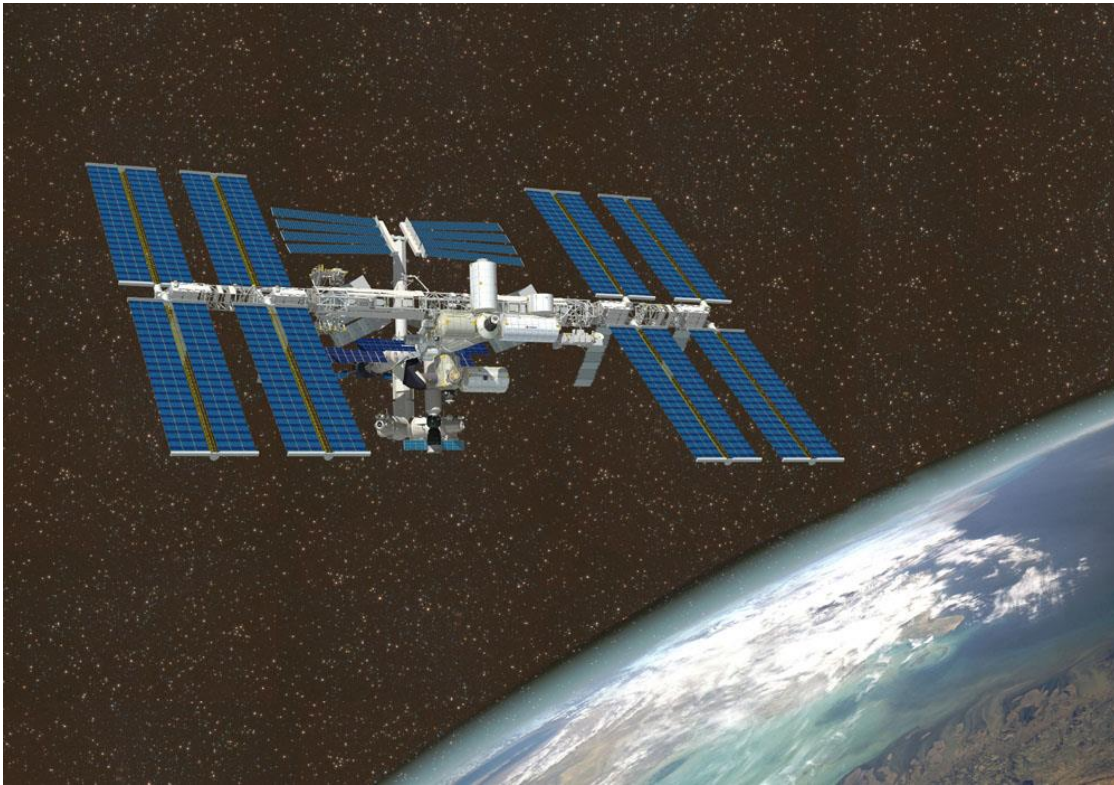
Die Projekte lassen sich bezüglich der Auftraggeber grob einteilen in drei Gruppen:

- kommerzielle Projekte von privat bzw. der Industrie finanziert
- wissenschaftliche Projekte von Raumfahrtagenturen finanziert (Steuergelder)
  - NASA (USA)
  - ESA (Europa)
  - CNES (Frankreich)
  - NASDA (Japan)
  - ISRO (Indien)
- militärische Projekte von Regierungen finanziert (Steuergelder)
  - Kriegs- und Verteidigungsministerien
  - Waffenbeschaffungsämter für Heer, Luftwaffe, Marine

Der Vollständigkeit halber sei erwähnt, dass im

- Hochschul- und
- Amateurfunkbereich

ebenfalls Projekte auf der Basis von Klein- und Kleinstsatelliten als Nutzlasten in z.T. beachtlichem Umfang durchgeführt werden. Diese i.a. nicht zahlenden Begleiter nutzen die Gelegenheit, bei größeren Missionen mitzufliegen, sobald bei einem Anbieter freie Nutzlastkapazität vorhanden ist.



Das derzeit größte und teuerste Projekt der Raumfahrt: die internationale Raumstation ISS (Investitionsumfang: **ca. 150 Mrd. Euro**). Die Europäische Raumfahrtindustrie ist u.a. mit dem Wissenschaftsmodul Columbus (**seit 2008**) und dem Versorgungstransporter ATV (Ariane Transfer Vehicle) beteiligt. Die Astronauten (bzw. Kosmonauten) wurden mit dem Space Shuttle (bis 2011) und seither mit Dragon-Kapseln der Fa.SpaceX bzw. russischen Sojus-Kapseln zur Station und zurück zur Erdoberfläche gebracht. **Ab 2024 sollen auch die Starliner-Kapsel der Fa.Boeing zum Einsatz kommen.**

## 10.1. Kommerzielle (Telekommunikation, Wetter-, Erdbeobachtung)

Seit Beginn der Raumfahrt haben sich mehrere Zweige dieser Ingenieurkunst inzwischen durch Kommerzialisierung zur wirtschaftlichen Selbständigkeit entwickelt.

Hierzu gehören Anwendungen in

- Telekommunikation
  - Hörfunk und Fernsehen
  - Telefonieren im Festnetz oder weltweit mobil
  - Elektronischer Schriftverkehr
  - Kunden: Intelsat, Eutelsat, Astra SES, GE Americom, u.v.a.m.
  - Projekte:
    - Symphonie (Deutschland/Frankreich, 1974)
    - TV-SAT (Deutschland, 1987), u.v.a.m.
- Wetterbeobachtung im sichtbaren, infraroten und Radar-Bereich
  - lokale Beobachtung
  - Unwetterüberwachung
  - weltweite Klimavorhersagen
  - Kunden: Meteosat, u.v.a.m.
  - Projekte:
    - Meteosat
    - Meteosat Second Generation (MSG)
    - Metop, u.v.a.m.
- Navigation
  - Ortsbestimmung zu Lande, auf dem Wasser und in der Luft
  - Kartografierung
- Erdbeobachtung
  - Umweltüberwachung
  - Meeresbeobachtung (Strömungen, Temperaturen, Seewirtschaft)
  - Land- und Forstwirtschaft
  - hochauflösende Bildaufzeichnung
- Trägerraketen
  - Delta, Atlas, Ariane, Zenit
  - Kunden: Arianespace, Boeing, Sea-Launch
- Tourismus
  - Aufenthalt in Raumstationen (Tito, 1. Tourist im Weltall auf Mir)

Detaillierte Informationen zu den einzelnen Anwendungen gibt es im Internet unter den einschlägig bekannten Firmenadressen (Auszug in Anhang A6).

## 10.2. Wissenschaftliche (Apollo, Magellan, Galileo, Cassini, Voyager)

Zeitlich nach der ersten militärischen Nutzung, aber noch vor der Kommerzialisierung der Raumfahrt haben sich wissenschaftliche Projekte etabliert. Die technischen Anforderungen hierfür sind naturgemäß bei der erstmaligen Untersuchung eines wissenschaftlichen Umfelds am höchsten. Deshalb ist auch der Verlust an wissenschaftlichen Missionen deutlich höher als im kommerziellen oder militärischen Bereich.

Ohne Anspruch auf Vollständigkeit seien im folgenden einige Projekte der Vergangenheit und Gegenwart genannt:

### Unbemannte Projekte:

- Sputnik 1 (Sowjetunion, 1.Satellit, 1957)
- Explorer 1 (USA, 1958)
- Luna (Sowjetunion, Mondlandung, 1959)
- Ranger (USA)
- Surveyor (USA)
- Mariner (USA, 1962-1975)
- Lunaschod (Sowjetunion, 1970)
- Mars (Sowjetunion)
- Venus (Sowjetunion)
- Uhuru (Italien/USA, 1.Röntgensatellit)
- Viking (USA, Marslandung)
- Pioneer (USA, 1972)
- Helios (Deutschland/USA, 1974)
- Voyager 1 und 2 (USA, **interstellar**, 1977)
- Venera (Sowjetunion, Venusumlaufbahn)
- Exosat (Europa, 1983)
- Vega 1 (Sowjetunion, Vorbeiflug am Halley'schen Kometen, 1984)
- Giotto (Europa, Vorbeiflug am Halley'schen Kometen, 1985)
- Hipparcos (Europa, Sternkartierung, 1989)
- Magellan (USA, Venusumlaufbahn, 1989)
- Galileo (USA/Europa, Jupiterumlaufbahn, 1989)
- Rosat (Europa, Röntgensatellit, 1990)
- Ulysses (USA/Europa, polare Sonnenumlaufbahn, 1990)
- Hubble (USA/Europa, Weltraumteleskop, 1990)
- ISO (Europa, Infrarot-Teleskop, 1995)
- SOHO (USA/Europa, Sonnenbeobachtung in L1, 1995)
- Mars Pathfinder (USA, 1996)
- NEAR (USA, 1. Asteroidensatellit um Eros, 1996)
- Cassini (USA/Europa, Saturnumlaufbahn und Titan-Landegerät Huygens, 1997)
- XMM (Europa, Röntgensatellit, 1999)
- Chandra (USA, Röntgensatellit, 1999)
- Deep Space (USA)
- Cluster (Europa, 2000)
- Artemis (Europa, Technologieträger, 2001)
- Mars Odyssey (USA, 2001)
- Envisat (Europa, 2002)

### Neuere wissenschaftliche Missionen (Stand: 2024)

- Rosetta (Europa, Kometen-sonde, 2004)
- Messenger (USA, Merkursonde, 2004)
- Venus Express (Europa, Venussonde, 2005)
- New Horizon (USA, Plutosonde, interstellar, 2006)
- STEREO (USA, Sonnensonden in L4 und L5, 2006)
- DAWN (USA, Ceres und Vesta, 2007)
- Herschel/Planck (Europa, Astronomie, 2009)
- Juno (USA, Jupitersonde, 2011)
- GAIA (Europa, Astronomie, 2013)
- Parker Solar Probe (USA, extreme Sonnennähe, 2018)
- BepiColombo (Europa, Merkursonde, 2018)
- Solar Orbiter (Europa, extreme Sonnennähe, 2020)
- Lucy (USA, Jupiter-Trojaner, 2021)
- James-Webb-Teleskop (USA, Astronomie, 2021)
- JUICE (Europa, Jupitersonde, 2023)
- Euclid (Europa, Astronomie, 2023)
- Chang'e 6 (China, Probenrückführung vom Mond, 2024)
- Europa Clipper (USA, Jupitersonde, 2024)

Viele der wissenschaftlichen Missionen nutzen besondere Eigenschaften der Umgebungsbedingungen im Weltall. U.a. schafft das Fehlen der Erdatmosphäre die Möglichkeit der optischen Beobachtung auch außerhalb des sichtbaren Bereichs. Die Erdatmosphäre ist für verschiedene Wellenlängen unterschiedlich durchlässig und behindert vor allem die beobachtende Astronomie im

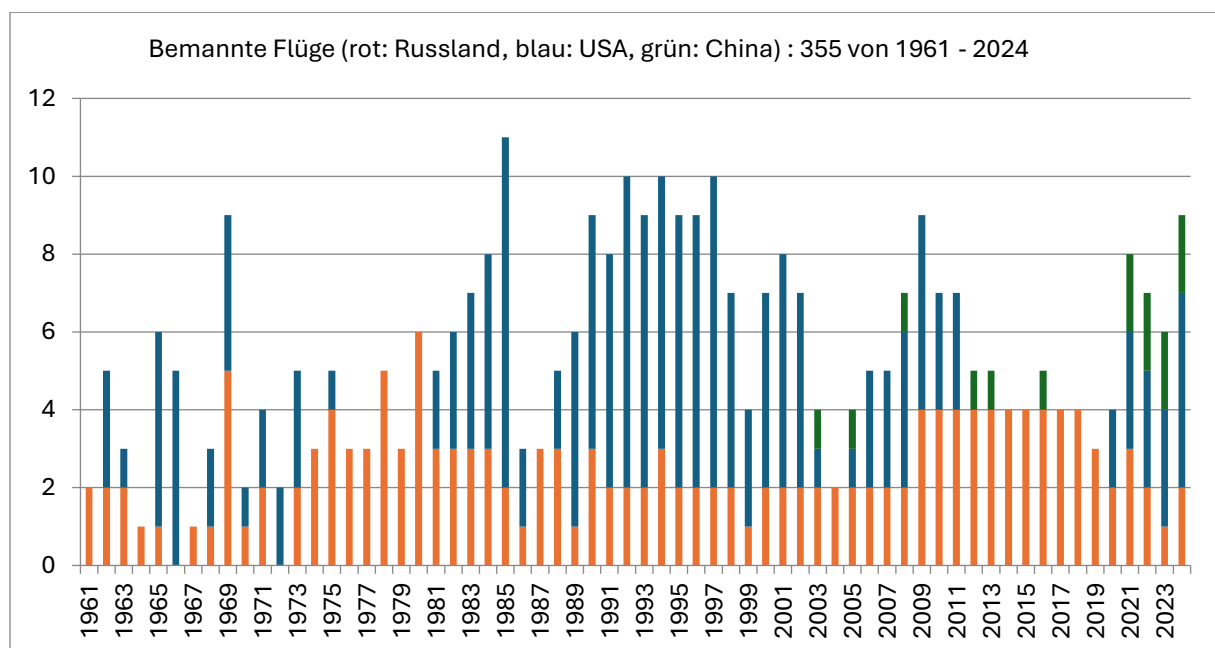
- Infraroten
- Ultravioletten
- Röntgen- und
- Gammastrahlen-Bereich

Auch für Zwecke der Grundlagenforschung wird mehr und mehr auf Raumfahrtanwendungen zurückgegriffen (Gravitationswellen, Kosmologie, usw.).

## Bemannte Projekte:

- Wostok (Sowjetunion, 1. Mensch im Weltall, 1961)
- Mercury (USA)
- Woschod (Sowjetunion)
- Gemini (USA)
- Apollo (USA, 1. Mensch auf dem Mond, 1969)
- Skylab (USA)
- Space Shuttle (USA, 1. wiederverwendbarer Raumtransporter, 1981)
- Spacelab (USA, 1983)
- Sojus (Sowjetunion/Russland)
- Saljut (Sowjetunion)
- Mir (Sowjetunion/Russland, 1986-2001)
- ISS (internationale Raumstation, seit 1998)
- Tianhe (Chinesische Raumstation, seit 2021)

## Statistik der jährlichen Starts bemannter Missionen (Stand: 2024)



Wegen der allgemein sehr hohen energetischen Anforderungen der Raumfahrt und den damit begründeten hohen Kosten, bleibt auch nach 60 Jahren Raumfahrt die Anzahl der bemannten Missionen statistisch nahezu unverändert auf niedrigerem Niveau. Auch wegen der geforderten hohen Zuverlässigkeit zur Sicherung der Akzeptanz dieser staatlich finanzierten Missionen mit sehr hohem Öffentlichkeitsinteresse, wird keine betriebswirtschaftliche Bedeutung zukünftig erwartet.

Detaillierte Informationen zu den einzelnen Projekten gibt es heute sehr umfangreich im Internet unter den einschlägig bekannten Agenturadressen (Auszug in Anhang A6).

### **10.3. Militärische (Spionage, SDI, NMD)**

Das militärische Verlangen nach immer wirksameren Waffen war die Triebfeder für die umfangreiche Anschubfinanzierung zur Entwicklung der Raumfahrttechnik. Diesem Verlangen wurde in Nazi-Deutschland mit Produktionsanlagen in Nordhausen im Harz und in Peenemünde auf der Insel Usedom Rechnung getragen. Auf der Insel Usedom waren umfangreiche Startanlagen in Betrieb, die nach dem 2. Weltkrieg nahezu vollständig demontiert und zerstört wurden. Heute können in einem Museum noch Reste aus der Gründerzeit der Raumfahrt besichtigt werden. Die Techniker und Ingenieure wurden nach dem Kriegsende in die Siegermächte verbracht und haben dort den Aufbau der Raumfahrttechnik wesentlich mit gestaltet. Heute ist die militärische Raumfahrt aus den Strategien der Weltmächte und aufkommenden Nuklearmächte nicht mehr wegzudenken. Die Einsatzgebiete sind dabei sehr vielfältig.

#### **Spionage und Aufklärung**

Mittels extrem niedrig fliegender Satelliten lässt sich eine hohe Auflösung bei der optischen Beobachtung von Zielen auf der Erdoberfläche erreichen. Durch Tarnmaßnahmen und Bewölkung kann die Beobachtung behindert werden. Die optischen Beobachtungen werden durch Radar- und Infrarot-Wärmebildaufnahmen ergänzt. Auch das Abhören von elektronischen Informationskanälen (für militärische und zunehmend auch industrielle Zwecke) gewinnt zunehmend an Bedeutung. Die Überwachung von oberirdischen oder atmosphärischen Kernwaffenexplosionen lässt sich nur mittels Aufklärung aus der Erdumlaufbahn zuverlässig durchführen. Die Lebensdauer tief fliegender Spionagesatelliten (bis unter 200 km Höhe) reicht z.T. nur wenige Tage, da durch die stark zunehmende Dichte der Restatmosphäre häufig Bahnkorrekturen (Bahnanhebungen) durchgeführt werden müssen und nach Aufbrauchen der Treibstoffe hierfür, der Satellit innerhalb weniger Tage in der Atmosphäre verglüht. In einigen früheren russischen Baureihen der COSMOS-Serie, wurden Energieversorgungssysteme verwendet, die auf der Basis des radioaktiven Zerfalls von Isotopen arbeiten. Beim Verglühen dieser Satelliten kommt es immer wieder zu radioaktiver Kontamination unterschiedlichen Grads in einem vorher nicht berechenbaren zufallsbedingten Absturzgebiet.

#### **Navigation**

Zur Feuerleitführung beim Einsatz von verschiedenen Waffenarten werden u.a. auch spezifische Navigationssysteme benötigt. Das amerikanische Global Positioning System (GPS) ist hierfür eine Einrichtung die auch teilweise (mit eingeschränkter Genauigkeit) für zivile Anwendungen zur Verfügung gestellt wird, bei Bedarf aber ausschließlich militärischer Nutzung unterliegt.

## **Waffenträger**

Der erste großtechnische Einsatz der Raumfahrt diente dem Transport von Bomben in anderweitig nicht erreichbare Ziele (London, Coventry, Antwerpen). Heute wird mit Interkontinentalraketen (intercontinental ballistic missile, ICBM) jeder beliebige Ort auf der Erdoberfläche innerhalb von weniger als 45 Minuten erreicht. Durch Vorverlagerung der Waffenträger hin zum potentiellen Feindesland, wird diese Zeitspanne i.a. auf unter 20 Minuten verkürzt. Die Waffenträger sind nuklear oder mit konventionellem Sprengstoff in Einzel- oder Mehrfachsprengköpfen bestückt und werden in Silos am Boden, in getauchten U-Booten oder Langstreckenflugzeugen in der Luft zum kurzfristigen Einsatz bereit gehalten.

Die Antriebsysteme solcher Waffenträger werden fast ausschließlich mit Festbrennstoff betrieben, da die kurzfristige Einsatzbereitschaft ("Knopfdruck") mit Flüssigtreibstoffen nur unzureichend möglich ist (begrenzte Lagerfähigkeit, lang andauernde Tankvorgänge, usw.).

## **SDI, NMD**

Ganze Verteidigungs- und Kriegsführungsstrategien werden heute mittels Anwendung der Raumfahrttechnik i.a. streng vertraulich geplant. Bekannt geworden sind diese Pläne in den USA unter den Bezeichnungen "strategic defense initiative" (SDI) und "national missile defense" (NMD). Es gibt ein ganzes Arsenal von Möglichkeiten, anfliegende Waffenträger unschädlich zu machen. Viele der Tests hierzu lassen sich durch Beobachtungsmöglichkeiten aus dem Weltraum nicht völlig vertraulich durchführen, jedoch werden Details naturgemäß nicht allgemein zugänglich veröffentlicht.

Äußerst gefährlich für den Weltfrieden kann es werden, wenn politisch instabile (demokratiefeindliche) Mächte in den Besitz von weitreichenden Fernlenk Waffen kommen (z.B. Nordkorea mit seinen Startanlagen in No-Dong). Die Großmächte der Erde haben bis heute ein Vernichtungspotenzial an Waffen angehäuft, das es nicht unwahrscheinlich erscheinen lässt, dass in irgendeiner Zukunft damit die gesamte Art "Homo sapiens sapiens" von unserem blauen Himmelskörper Erde verschwinden könnte. Auch hierfür trägt die Raumfahrttechnik ethische Verantwortung.

## 11. Startplätze (für bemannte und unbemannte Missionen)

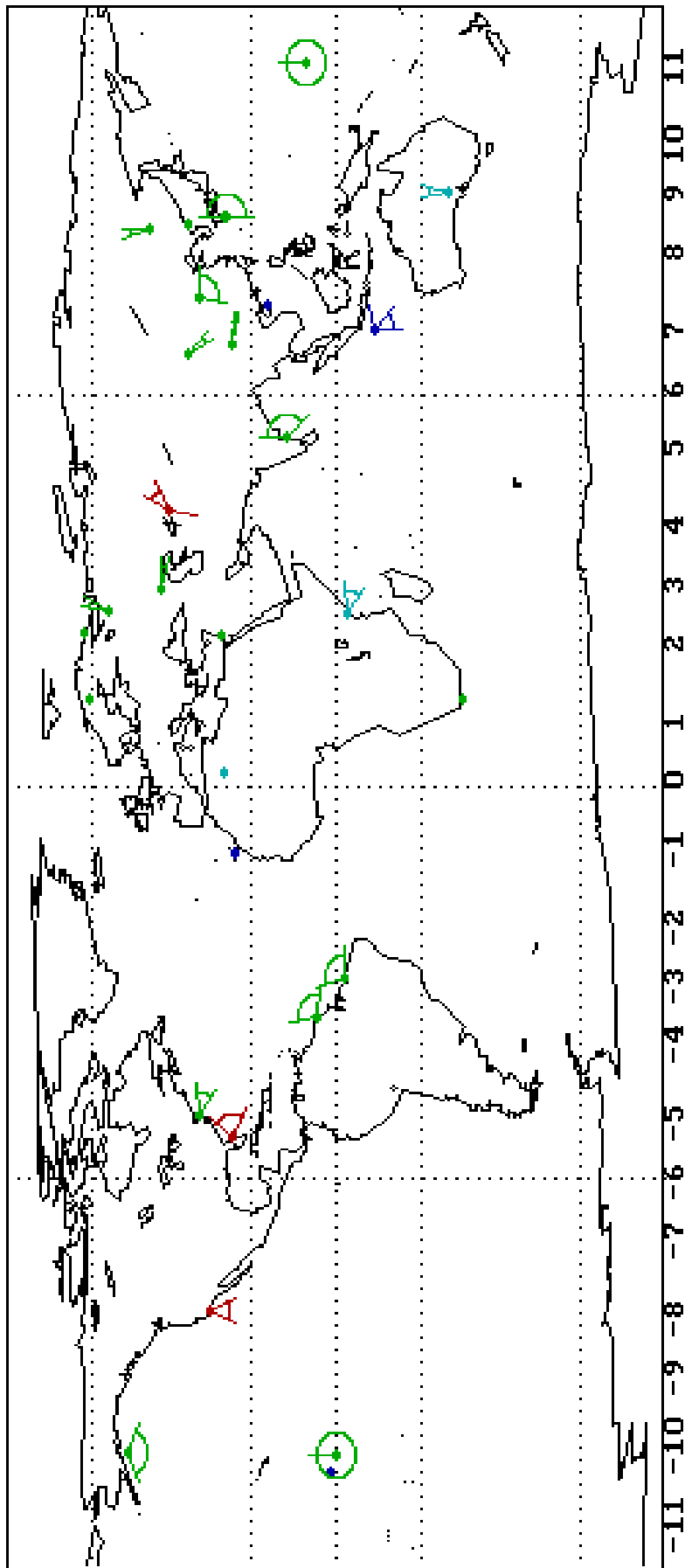
Seit Beginn des großtechnischen Einsatzes von Raketen zu Raumfahrtzwecken (Peenemünde, Usedom, 1942) wurden verschiedene Startplätze eingerichtet und werden großteils noch heute unterhalten. In der folgenden Tabelle finden sich zu 30 Startplätzen jeweils Angaben zum geografischen Längen- und Breitengrad sowie der zulässigen Abschussrichtung (Azimut=0 entspricht Nord, Azimut=90 entspricht Ost, usw.) und grobe Angaben zur Weltzeitzone und Erstinbetriebnahme. Eine grafische Verteilung der Startplätze ist auf der folgenden Seite ersichtlich.

Neben den früher ausschließlich genutzten stationären Einrichtungen, gibt es z.Z. auch die Möglichkeit der Verwendung von mobilen Startanlagen zur Optimierung von Raumfahrtmissionen. "Sea-launch" von einer umgebauten früheren Ölförderplattform und "Air-launch" von einem umgebauten Verkehrsflugzeug, **wurden zeitweilig** für kommerzielle Starts angeboten. Dadurch lässt sich der Startort in geografischer Länge und Breite den Erfordernissen besser anpassen.

Der Start von aufgetauchten U-Booten (Pos. Nr. 23) ist eher den Kuriositäten der Raumfahrt zuzuschreiben, als dass zukünftige nichtmilitärische Anwendungen sich dadurch eröffnen würden (**Stand: 2024**).

Nr	Startplatz	Land	Breite	Länge	Azimut min	Azimut max	Zeitzone	Betrieb	Bemerkungen
1	Peenemuende	Deutschland	54,1	13,8			0	1942	a.D.
2	Cuxhaven	Deutschland	53,87	8,6			0	1945	a.D.
3	Baikonur/Tyuratam	Kasachstan	45,6	63,4	25,2	62,5	+5	1957	auch Azimut=193
4	Kennedy Space Center	USA, Florida	28,5	-80,5	35	120	-6	1958	
5	Kapustin Yar	Kasachstan	48,31	45,48	90	107,5	+4	1961	
6	Hammaguir	Algerien	30,9	3,08			0	1965	a.D.
7	Wallops Island	USA, Virginia	37,8	-75,3	85	129	-6	1965	a.D.
8	Woomera	Australien	-31,1	136,8	-10	15	+8,5	1965	a.D.
9	Kagoshima, Uchinoura	Japan	31,2	131,1			+8	1970	
10	Vandenberg	USA, Kalifornien	34,7	-120,4	158	201	-9	1970	
11	San Marco	Kenia	-3	40	82	130	+2	1972	a.D.
12	Juiquan	China, Sinkiang	40,6	99,9	135	153	+7	1975	
13	Tanegashima	Japan	30,2	131	0	180	+8	1975	
14	Kourou	Frz.-Guyana	5,2	-52,8	-10,5	93,5	-4	1979	
15	Kiruna	Schweden	68	20			0	1980	v.a. Höhenforschung
16	Taiyuan	China, Gobi	37,5	112,6	90	190	+7	1980	
17	Xichang	China, Süd-	28,25	102	94	104	+7	1985	
18	Palmachim AFB	Israel	31,9	34,8	-80	-80	+1	1988	
19	Plesetsk	Russland	62,7	40,3	7	27,2	+3	1990	
20	Sriharikota	Indien	13,8	80,3	0	140	+4,5	1991	
21	Svobodny	Russland	51,5	128,5	-16,2	0	+8	1996	
22	Overberg Toetsbaan	Südafrika	34,58	20,32			+1	1997	
23	Barentssee	Russland	69,3	35,3				1998	vom U-Boot
24	Sea Launch	International	0	-154	0	360	-11	1998	a.D.
25	Kodiak	USA, Alaska	57,5	-153	116	244	-10	1999	

Nr	Startplatz	Land	Breite	Länge	Azimut min	Azimut max	Zeitzone	Betrieb	Bemerkungen
26	Kwajalein	USA, Mikronesien	8,5	167	0	360	+11	1999	Reagan Test Site
27	Alcantara	Brasilien	-2,2	-44,2	-17	90	-4	2000	
28	Christmas Island	Australien	-10,29	105,37	135	180	+6	2000	auch Azimut=79
29	Gando AFB	Spanien	27,6	-15,2			-1	2001	Gran Canaria, Airlaunch
30	Kiritimati	Kiribati	1,8	-157,5			+12	2002	NASDA-Pläne
31	Oenaro-do, Naro	Korea, Süd-	34,25	127,3	90	190	+8	2005	
32	Jasni	Russland	51	59,9	-20	30	+4	2006	
33	Sohae	Korea, Nord-	41	130			+8	2012	
34	Wenchang	China, Hainan	18,5	111	90	190	+7	2016	
35	Wostotschny	Russland	51,805	128,23	-20	90	+8	2016	
36	Boca Chica	USA, Texas	26	-154	93	95	-7	2017	SpaceX
37	Mahia	New Zealand	-39,3	177,9	90	230	+11	2017	Rocketlab
38	Andoya	Norwegen	70	20	-18	3,6	0	2024	
39	Saxavord	Schottland	61	-2	-10	10	-1	2024	

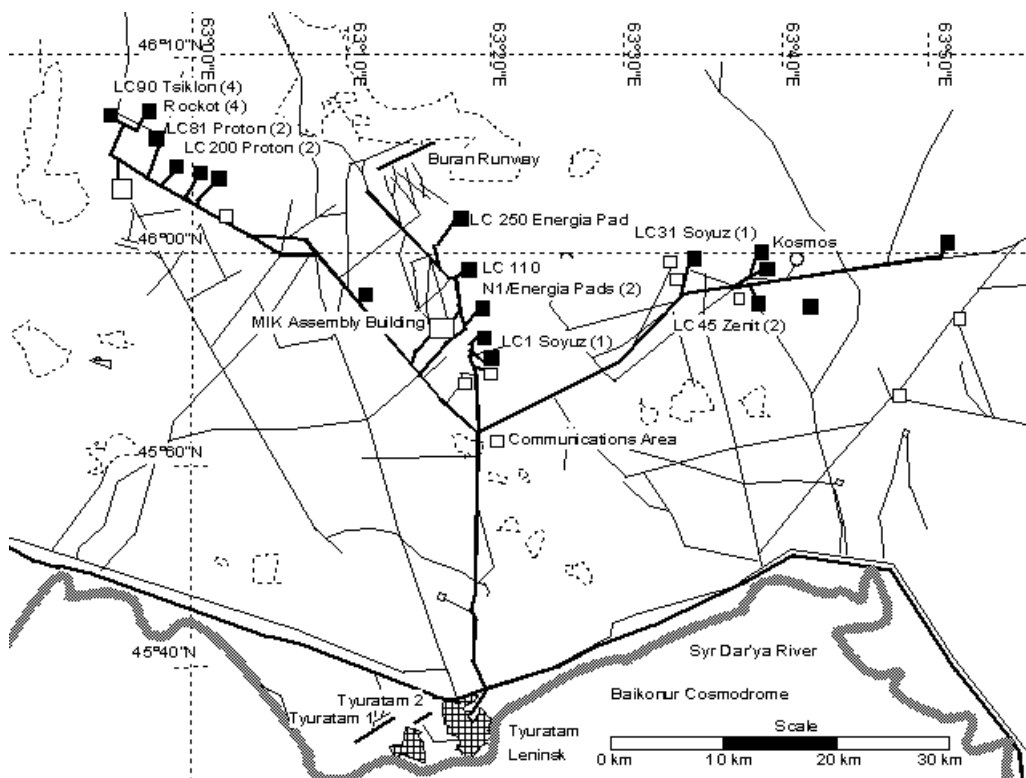


Aktuelle Raketenstartplaetze mit Abschlussrichtung

- Bemannt** : **Vandenber** **Kennedy-Space-Center** **Baikonur**
- Unbemannt** : **Mallops-Isl.** **Kiruna** **Barentssee** **Plesetsk** **Juquan** **Svobodny** **Kagoshima**
- Kodiak** **Kourou** **Palmachim** **Kapustin-Yar** **Taiyuan** **No-Dong** **Tanegashima**
- Sea Launch** **Alcantara** **Overberg-Toetsbaan** **Sriharikota** **Xichang** **Kwajalein**
- Geplant** : **Kiritimati** **Gando AFB** **Christmas-Isl.** **Hainan**
- Historisch** : **Hammaguir** **San Marco** **Woomera**

1 zurueck

Der größte Weltraumbahnhof befindet sich in dünn besiedeltem Gebiet in der Republik Kasachstan nördlich der Ansiedlung Tyuratam. Dort betreibt auf einer Fläche von über 1000 qkm die russische Raumfahrtbehörde den Startkomplex Baikonur. Der Name Baikonur entstammt der weit entfernten gleichnamigen Stadt und diente ursprünglich der Verwirrung und Tarnung vor feindlichen amerikanischen Beobachtungen. Das Gelände ist weiträumig angelegt, um umfangreiche Sicherheitsabstände zwischen den verschiedenen Startanlagen einhalten zu können. Die Trägerraketen werden nach der Endmontage auf Bahngleisen horizontal liegend zu den verschiedenen Startanlagen transportiert und dort betankt und gestartet.



Lageplan der Startanlagen in Baikonur

## 12. Umwelt- und andere Randbedingungen

In der Raumfahrt sind eine Reihe von besonderen Umweltbedingungen von Bedeutung, die bei der Auslegung und Verwendung von Raumfahrtprodukten berücksichtigt werden müssen.

### Schwerelosigkeit

Die Schwerelosigkeit (oder besser Mikrogravitation) ist Voraussetzung für die Durchführung von verschiedenen Prozessen in Forschung, Entwicklung und Produktion. Erdgebunden und zeitlich begrenzt lässt sich diese Mikrogravitation heute realisieren beim

- Fallturm
- Parabelflug
- Höhenrakete

Für eine unbegrenzte "Fallzeit" steht z.Z. die Internationale Raumstation ISS zur Verfügung, die sich im "freien Fall" in ca. 350 km Höhe um die Erde bewegt.

Beim Fallturm löst man in einer luftleer gepumpten Röhre einen Probenbehälter am oberen Ende und ermöglicht eine Fallzeit, die nur von der Höhe des Turms (Fallstrecke) abhängig ist. Am unteren Ende wird die Geschwindigkeit des Probenbehälters mit dem Mehrfachen der Erdbeschleunigung in einer Bremseinrichtung kontrolliert zum Stillstand gebracht. So wird beispielsweise bei einer Fallhöhe von 125 Metern eine Fallzeit (Mikrogravitation) von 5 Sekunden erreicht. Die Dauer der Mikrogravitation lässt sich verdoppeln, wenn mit höherem technischen Aufwand der Probenbehälter am unteren Ende nach oben abgestoßen wird, dann am oberen Ende seine Gipfelhöhe erreicht und damit die Fallstrecke zweimal durchläuft.

Die Fallzeit lässt sich nach diesem Verfahren nur vergrößern, wenn wir die Fallstrecke ausdehnen. Eine Möglichkeit hierzu ergibt sich z.B. bei der Durchführung des freien Falls mittels eines Flugzeugs in einem sogenannten Parabelflug. Dabei beschleunigt das Flugzeug in relativ niedriger Höhe und geht in den Steigflug über gem. den Gesetzen des schiefen Wurfs. Damit lässt sich die Dauer der Schwerelosigkeit bei einer einfachen Fallhöhe von 2000 Metern auf etwa 40 Sekunden erhöhen. Der vorhandene äußere Luftwiderstand muss durch die Schubkraft der Triebwerke ausgeglichen werden. Diese Gegenkräfte begrenzen die Qualität der Mikrogravitation. Diese ist aber für das Vorbereitungstraining z.B. für spätere Astronauten ausreichend.

Noch einmal vergrößern lässt sich die Fallstrecke durch den Einsatz von Höhenraketen. Diese einstufigen zumeist feststoffgetriebenen Projektile werden in eine nahezu senkrechte Aufstiegsbahn geschossen und erreichen Gipfelhöhen von über 100 km. Damit ergeben sich Fallzeiten ohne größeren Luftwiderstand im Minutenbereich, bei relativ geringer Mikrogravitation. U.a. betreibt die europäische Weltraumorganisation ESA in Kiruna (Schweden) in der Nähe des nördlichen Polarkreises Abschussplattformen und ein umfangreiches Landegebiet.

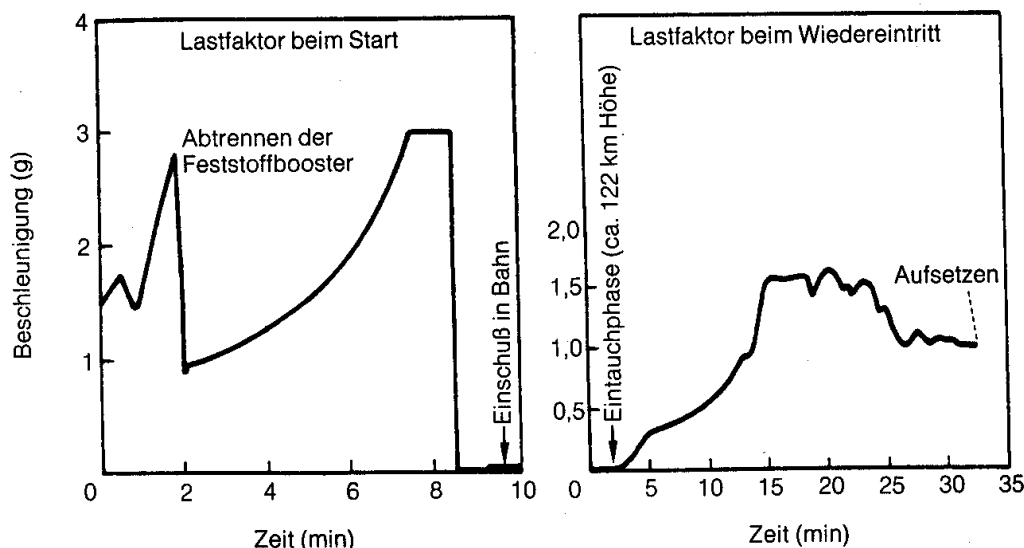
Zeitlich unbegrenzte Fallzeiten ergeben sich für die Freiflugphasen von künstlichen massearmen Himmelskörpern. Eine solche Einrichtung ist u.a. auch die ISS. Die Qualität der Mikrogravitation ist begrenzt durch das Vorhandensein der Restatmosphäre und durch unregelmäßig stattfindende Manöver zur Bahnanhebung und -korrektur. Außerdem wirken die Bewegungen von Massen innerhalb der Raumstation (Astronauten, (translatorisch) bewegliche und Rotationsteile) störend auf die Qualität der Mikrogravitation.

In der Schwerelosigkeit verteilen sich Flüssigkeiten z.B. Treibstoffe in den Tanks unregelmäßig. Zur Sicherstellung der Treibstoffversorgung sind deshalb besondere Maßnahmen erforderlich. Auch der Effekt der Konvektion verschwindet unter Mikrogravitation, so dass z.B. eine brennende Kerze an ihren Verbrennungsprodukten erstickt, wenn man durch Bewegung oder Anblasen keinen frischen Sauerstoff an die Flamme heran führt.

Beim Menschen kommt es im Verlaufe lang andauernder Mikrogravitation zur Entmineralisierung in den Knochen. Durch zusätzliches spezielles Training lässt sich dieser Effekt verlangsamen, aber nicht vollständig beseitigen.

## Startlasten

Auf dem Weg zur Schwerelosigkeit in der Umlaufbahn müssen zuvor erhebliche Startlasten bei der konstruktiven Auslegung von Raumfahrzeugen berücksichtigt werden. Für bemannte Raumfahrzeuge stellt dabei das Maximum der menschlichen Belastbarkeit eine obere Grenze dar (für Blutkreislauf und Augen). So haben frühere Trägersysteme Endbeschleunigungen (kurz vor Brennschluss) bis zum neunfachen der Erdbeschleunigung (kurz: 9 g) erbracht. Im amerikanischen Space Shuttle ist diese Belastung heute auf eine erträgliche dreifache Erdbeschleunigung (3 g) durch entsprechende Schubdrosselung der Haupttriebwerke begrenzt (siehe Abbildung).



Auch bei der Rückkehr aus dem Weltall und bei der Landung treten erhebliche statische Beschleunigungen auf.

Unbemannte Trägersysteme werden i.a. für eine stärkere Beschleunigung (bis zu 6 g) ausgelegt, um die Aufstiegsverluste im Schwerfeld der Erde zu reduzieren. Diese Verluste betragen bis zu 2000 m/s (entspricht etwa einem Viertel der Endgeschwindigkeit). Direkt nach dem Abheben beim Start beträgt der Verlust 9,8 m/s pro Sekunde (entspricht der Erdbeschleunigung g) und reduziert sich zunehmend mit Ansteigen des Zentrifugalanteils der sich gegen die Erdanziehung richtet.

Während des Feuerns der Triebwerke und durch aerodynamische Lasten werden auf Struktur und Nutzlast beim Start große Vibrationslasten aufgebracht. Auch die akustischen Lasten (Schalldruck) stellen eine enorme Herausforderung an Mensch und Material dar. Bei der Stufentrennung oder dem Abwurf von Schutzhüllen und Starthilfsraketen kommt es durch Sprengbolzen und Sprengschnüre zu einem Pyroschock mit schlagartiger Belastung für Baugruppen und Komponenten.

### **Gasdichte**

Die Gasdichte im Weltraum ist i.a. wesentlich geringer als unter den besten auf der Erde herstellbaren Vakuumbedingungen. Dabei nimmt die Gasdichte mit dem Abstand von der Erde um mehrere Größenordnungen ab (siehe Kap. 2.). In Erdnähe beträgt der Gasdruck größenordnungsmäßig  $10^{-6}$  Pa und in Mondferne der Restdruck nur noch  $10^{-12}$  Pa. In manchen Fällen sind deshalb für den Langzeiteinsatz bei verschiedenen Materialien auch deren Partialdampfdruck zu berücksichtigen. Effekte wie das Ausgasen von Kunststoffen oder Sublimationsverluste bei Metallen dürfen dann nicht mehr vernachlässigt werden.

## Temperatur

Die Spanne der vorkommenden Temperaturen im Weltraum ist wesentlich größer als auf der Erde, da die isolierende Wirkung der Erdatmosphäre fehlt. So kommt es, dass sich unter Sonnenbestrahlung eine Gleichgewichtstemperatur bis über 500 K einstellen kann, während beim Durchlaufen des Erdschattens diese auf 150 K sinken kann.

Die Wärmeübertragung auf den Satelliten kommt dabei fast ausschließlich durch Wärmestrahlung zustande. Die Wärmeleitung und -konvektion ist erheblich geringer als auf der Erde unter Bodenbedingungen, da die Teilchendichte (als Überträger der Wärmeenergie) extrem gering ist. Dies lässt sich auch dadurch zum Ausdruck bringen, dass die mittlere freie Weglänge eines typischen Teilchens sich bis in den Kilometer-Bereich ausdehnen kann (je nach Temperatur und Teilchendichte).

Für die Ermittlung der Strahlungswärme sind folgende Strahlungsquellen in erster Näherung als Schwarze Strahler zu berücksichtigen:

- Sonne mit 5600 K
- Erde mit durchschnittlich 270 K
- Hintergrundstrahlung mit 4 K

Die Strahlungsintensität verhält sich proportional zur vierten Potenz der Temperatur des Schwarzen Strahlers und nimmt mit dem Quadrat der Entfernung von der Strahlungsquelle ab.

Eine weitere besondere Umweltbedingung tritt auf, beim Eintritt eines Rückkehrkörpers (Space Shuttle, Apollo/Sojus-Kapseln, Interkontinentalrakete) in die Atmosphäre eines Himmelskörpers. Nach dem Energieerhaltungssatz muss die Bewegungsenergie des auf hohe Geschwindigkeit beschleunigten Raumfahrtgeräts bis zur Landung wieder "vernichtet" bzw. in eine andere Energieform umgewandelt werden. Bei dieser aerodynamischen Bremsung entstehen z.B. beim Space Shuttle Temperaturen von 1600 °C an der Nasenspitze und der Vorderkante des Seitenleitwerks. Noch höhere lokale Stautemperaturen entstehen bei

- Interkontinentalraketen durch den steileren Eintrittswinkel und die kürzere Bremszeit
- Apollo-Kapseln durch die höhere Anfluggeschwindigkeit nach der Rückkehr vom Mond

Diese hohen Temperaturen führen in dem schlagartig aufgeheizten umströmenden Gas teilweise zur Dissoziation und Ionisation der Gasteilchen. Dadurch wird das Gas undurchdringlich für Funk- und Radarwellen. Dieses als "Blackout" bezeichnete Phänomen tritt regelmäßig über die Zeitdauer von einigen Minuten beim Wiedereintritt dieser Raumfahrzeuge auf.

Der unkontrollierte Absturz von Satelliten (i.a. ohne geeigneten Thermalschutz) führt stets zum Verglühen fast aller Baugruppen. Lediglich massive kompakte Restteile des Satelliten (z.B. von Triebwerken und Strukturteilen) können u.U. unverglüht auf der Erde aufschlagen und stellen trotz geringer Häufigkeit eine gewisse Gefahr dar (die aber wesentlich kleiner ist als der tägliche Absturz von natürlichen Himmelskörpern in Form von Meteoriten). Führen diese Satelliten aber gefährliche Stoffe mit sich (z.B. radioaktive Stoffe in Anlagen zur Bordenergieversorgung) kommt es stets zu einer zusätzlichen Kontamination und Verseuchung unsere Umwelt.

## **Chemische Zusammensetzung der Umgebung**

In der Hochatmosphäre werden durch hochenergetische Strahlung und hohe Temperaturen die restlichen vorhandenen Luftmoleküle mit steigender Entfernung zur Erde zunehmend aufgespalten. Der gebildete atomare Sauerstoff ist ein starkes Oxidationsmittel und greift alle Teile der Oberfläche chemisch an. An Solarzellen kommt es dadurch verstärkt zu einer Degradation verbunden mit einem Abfall des Wirkungsgrads während der Missionsdauer. Aber auch Ausgasungen von Materialien und Treibstofflecken können durch chemische Reaktionen einen unerwarteten Einfluss auf sensible Instrumente der Nutzlast haben.

## **Strahlung**

Neben der bereits beschriebenen Wärmestrahlung werden Raumfahrzeuge im Weltall nahezu ungehindert den vorhandenen Röntgen-, Gamma- und Teilchenstrahlen ausgesetzt. Die Durchdringung ist dabei je nach Eigenschaft der Strahlung sehr unterschiedlich. Die Oberfläche der Erde und das vorhandene Leben wird durch die Wirkung der Erdatmosphäre und einzelner Bestandteile darin (z.B. in der Ozonschicht) relativ gut abgeschirmt. In bemannten Raumfahrzeugen lässt sich ein ähnlich wirksamer Strahlungsschutz z.T. nur sehr schlecht konstruktiv durchführen, weil die dafür benötigten massereichen Abschirmungen bei den heutigen Trägerkapazitäten keinen Platz mehr für die eigentlichen Nutzlasten lassen würden. Deshalb sind amerikanische Astronauten und russische Kosmonauten genauso wie zukünftige chinesische Taikonauten z.T. sehr hohen Strahlendosen während ihrer Mission ausgesetzt, verbunden mit den dafür bekannten gesundheitlichen Risiken. Aber auch unbemannte Satelliten sind mit ihren empfindlichen elektronischen Bauteilen anfällig und es kann in Zeiten eines Sonnenfleckenmaximums z.T. bis zum Totalausfall von Funkverbindungen kommen.

## **Magnetfelder**

Die Eigenschaften von Magnetfeldern sind bekannt und müssen ebenfalls in der Auslegung von Raumfahrzeugen und -komponenten berücksichtigt werden. Sehr starke Magnetfelder treten in der Nähe der Gasplaneten Jupiter und Saturn auf. Dieser Umstand verhindert u.a. auch, dass geplante Gravitationsmanöver (siehe Kap. 2.3.6.3.) sehr dicht an diesen Planeten durchgeführt werden und ein Mindestabstand je nach Risikoanalyse eingehalten werden muss.

## **Mikrometeoriten**

Ein weiteres Risiko besteht für Raumfahrzeuge im Auftreten von periodisch gehäuften oder unregelmäßigen Meteoriteneinschlägen. Dieses Risiko im Orbit ist größer als das Risiko auf der Erde (wegen der schützenden Erdatmosphäre). Im Energiebereich von 1 Joule treffen täglich Kleinstmeteoriten von verschiedenen Seiten auf Teile der Satelliten und deren Nutzlasten. Mit zunehmender Größe von (natürlichen) Meteoriten und (künstlichen) Satelliten- und Oberstufentrümmern (u.v.a.m.) nimmt die Trefferwahrscheinlichkeit erheblich ab. Ein Restrisiko bis zum Totalausfall und -verlust einer ganzen Mission bleibt aber stets vorhanden.

Beim Durchfliegen des planetaren Asteroidengürtels im Rahmen einer interplanetaren Mission tritt dabei ein geringfügig erhöhtes Restrisiko auf. Zumeist hilft bereits eine dünne Folie vor dem zu schützenden Teil um die Aufschlagenergie des Mikrometeoriten zu "vernichten" (Verdampfen).

Beim Durchfliegen eines Kometenschweifs kommt es je nach Entfernung zu einem erheblich höheren Risiko. Die Kometensonde Giotto hat so beim Halley'schen Kometen u.a. die wichtigste Kamera verloren.

Kommt es bei einem Meteoriteneinschlag zum Ausfall der Funkverbindungen, lässt sich die Ursache des Totalverlusts im Nachhinein i.a. nicht mehr feststellen.

## **Raumkrankheit**

Für die bemannte Raumfahrt gibt es ein Phänomen, welches der Seekrankheit in der Schifffahrt ähnelt (mit gleichen Symptomen wie Schwindelgefühl, Appetitlosigkeit bis hin zum Brechreiz). Die genauen Ursachen sind noch nicht vollständig verstanden, doch es wird vermutet, dass die Signale von den Augen und den Gleichgewichtsorganen im Mittelohr vom Gehirn nicht korrekt abgestimmt verarbeitet werden. Für langfristige Aufenthalte in Raumstationen oder zukünftigen Raumfahrtmissionen ohne künstliche "Zentrifugalschwere" kann dieses Problem unvorhergesehen zu großer Bedeutung gelangen und schon mancher Raumfahrer wurde wegen dieses Problems vorzeitig von einer Raumstation zur Erde zurück gebracht und selbst ganze Missionen wurden deshalb schon ungeplant frühzeitig beendet. Da Menschen sehr unterschiedlich für diese Problematik anfällig sind, wird stets in einem Vorbereitungstraining eine strenge Auswahl des fliegenden Personals vor jeder Mission getroffen, um dieses "Betriebsrisiko" zu minimieren.

## Sichtbarkeit

Für den Betrieb von künstlichen Himmelskörpern muss u.a. auch deren Verfügbarkeit und Erreichbarkeit von bestimmten Punkten auf der Quasi-Kugeloberfläche der Erde in einer ersten Vorstudie ermittelt werden. Da Funkverbindungen und optische Sichtbarkeit nur auf gerader Strecke ohne Unterbrechung möglich sind, müssen mehrere Bodenstationen oder Relais-Satelliten für eine ausreichende dauerhafte Überwachung und Verbindung errichtet werden.

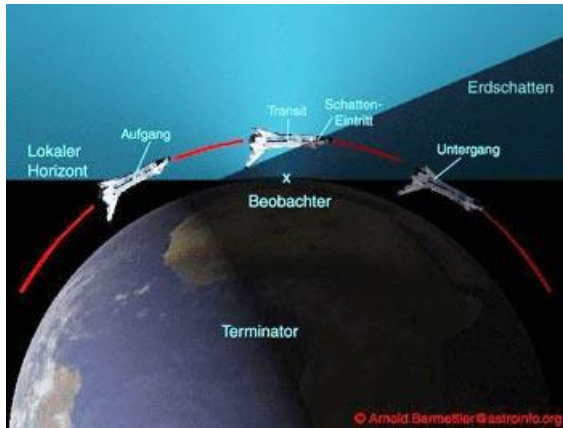
Die geometrischen Verhältnisse der Beobachtungshorizonte für einen Beobachter im Orbit oder auf der Oberfläche eines Himmelskörpers sind in Kap. 2.3.2. dargestellt. Für die Erde bewegen sich die meisten Satelliten in Umlaufbahnen von Westen nach Osten. Auch die Erde dreht sich von Westen nach Osten in 24 Stunden um ihre Achse. Damit "stehen" geostationäre Satelliten (GEO) über dem Äquator für einen Erdbeobachter scheinbar stabil an einem festen Punkt am Himmel. Satelliten in Umlaufbahnen unterhalb des GEO drehen sich schneller als die Erde und bewegen sich deshalb am Himmel von Westen nach Osten, während sich die Satelliten oberhalb des GEO (auch Sonne und Mond) langsamer drehen als die Erde und deshalb vom Aufgang im Osten zum Untergang nach Westen am Himmel ihre Bahn ziehen.

Große Satelliten (z.B. ISS) lassen sich mit dem freien Auge als hellste Objekte am Himmel (nach Sonne und Mond) erkennen, wenn die Sonne abends bereits untergegangen bzw. morgens noch nicht aufgegangen ist und der Satellit aber noch bzw. schon im Sonnenlicht angestrahlt wird (ähnlich einem hoch fliegenden Flugzeug). Tritt der Satellit dann in bzw. aus dem Erdschatten, wird er schlagartig unsichtbar bzw. sichtbar.



Sichtbarkeit der Raumstation ISS über Taiwan und dem südlichen Japan nach Sonnenuntergang bis zum Ende der durchgezogenen Bahnlinie.

Quelle: heavens-above.com



Sichtbarkeit des Space Shuttle beim Überflug für einen Beobachter am Boden

Laufend genaue Sichtbarkeitsdaten für die Raumstation ISS gibt es im Internet unter [www.heavens-above.com](http://www.heavens-above.com).

Unter dieser Adresse gibt es u.a. auch die Sichtbarkeitsdaten der sog. Iridium-Flares. Seit Errichtung der Iridium-Satellitenkonstellation kommt es zu bestimmten Zeiten an bestimmten Orten zu hellen Lichtblitzen, die durch Reflektion und Bündelung des Sonnenlichts durch die Antennen der Satelliten entstehen. Dies ist eine weitere neue Form der "Lichtverschmutzung", welche optische (fotografische) Untersuchungen in der Astronomie zusätzlich stört.

### Startfenster

Für jegliche Bahnänderungen (Startzeitpunkt einer jeden Mission oder für die Einleitung der Rückkehr zur Erde) müssen geeignete Termine ermittelt werden. Für alle sich periodisch bewegenden Himmelskörper, wiederholen sich diese Termine regelmäßig (synodische Periode). So dreht sich z.B. die Erde einmal pro Tag unter der Bahn des Space Shuttle durch, so dass bei einer geplanten Landung in Florida oder Kalifornien je nach Flugbahn nur wenige Mal pro Tag für ein paar Sekunden das Startfenster für das Zünden der beiden OMS-Triebwerke zur Einleitung der Rückkehr durchschritten wird. Für Notlandungen außerhalb dieses täglichen Fensters stehen weitere Aushilfslandeplätze rund um den Erdball verteilt für den Space Shuttle zur Verfügung (u.a. auch in Köln).

Andere Startfenster (z.B. für interplanetare Missionen) wiederholen sich z.T. erst nach vielen Jahren, was zu enormem Arbeitsdruck für das Bodenpersonal führen kann. Dieser Erfolgsdruck ist indirekte Ursache für mehr (unbekannte) Todesopfer als alle Raumfahrtflüge bisher zusammen gefordert haben.

### 13. Ausblick

Nach der Euphorie der 1960er Mondflüge wurden die hierfür erbrachten immensen Ingenieurleistungen in diesem Umfang nie mehr wiederholt. Die Raumfahrt hat sich trotz hoher Risiken und Kosten ein Nischendasein in unserer heutigen technischen Zivilisation gesichert und ist aus unserem täglichen Leben nicht mehr wegzudenken. Langfristig wird sich die Raumfahrt weiter verstärkt um Aspekte der weltweiten Telekommunikation und Erderkundung bemühen. Auch militärische **Anforderungen** werden weiterhin ein stabiles Fundament für die Weiterentwicklung der unbemannten Raumfahrt darstellen.

Dagegen ist die bemannte Raumfahrt bis zum heutigen Tag nicht privatwirtschaftlich rentabel durchführbar. Die amerikanische Raumfahrtagentur NASA benötigt pro Jahr 3,2 Milliarden Euro an Steuergeldern (Preisbasis: 2002) für den Unterhalt und Betrieb der Space Shuttle-Flotte. Damit liegen die nutzlastspezifischen Kosten dieses bemannten Systems um das vier- bis fünffache über dem Wert für vergleichbare "Wegwerf"-Trägersysteme (Ariane 5, Atlas 5, Delta 4). **Bis 2003 betrieben** lediglich Russland (als Nachfolger der Sowjetunion) und die USA bemannte Raumfahrt, großteils aus Prestigegründen. Pläne der Europäer (mit dem Kleinshuttle "Hermes" auf der Trägerrakete Ariane 5) wurden nach dem Challenger-Unglück verworfen. **Im Jahr 2003 erfolgte der erste Flug eines „Taikonaten“ aus der Volksrepublik China und in naher Zukunft wird die erste bemannte Mission von Indien erwartet. Derzeit entwickelt sich ein neuerliches Wettrennen zum Mond und es darf spekuliert werden,** ob nach den Amerikanern auch die Chinesen als zweite Nation auf dem Mond Fußabdrücke für Jahrtausende und Jahrmillionen hinterlassen werden.

**Aktuell sind verschiedene Nachfolger der früher verwendeten bemannten Trägersysteme zur Reduktion der hohen Transportkosten in Arbeit.** Bereits mittelfristig wird sich aber mit dem unwirtschaftlichen Betrieb der Raumstation ISS zeigen, dass die bemannte Raumfahrt keine wirtschaftliche Zukunft hat. Der erwartete Nutzen, der aus der bemannten Raumfahrt **zeitnah** gezogen werden kann, steht in einem **kritischen** Verhältnis zu den Kosten, die derartige Investitionen verursachen, was private Investoren und Steuerzahler langfristig abhalten wird, die Weiterentwicklung dieses Raumfahrtzweigs und die Zivilisation des Weltraums zu unterstützen (**Meinung des Autors**).

Die wissenschaftliche Neugierde wird aber weiterhin eine Triebfeder für die Fortentwicklung des Raumfahrtgedankens mit unbemannten Robotersonden sein. Dieser Wissensdrang hat u.a. folgende große Ziele:

- Erklärung offener astronomischer und kosmologischer Fragen (Gravitationswellen, Schwarze Löcher, Quasare, Galaxienstrukturen, usw.)
- Suche nach der "Weltformel" (vereinigte Theorie der vier Wechselwirkungsarten)
- Suche nach dem Ursprung des Universums, des Sonnensystems, usw.
- Suche nach dem Ursprung des Lebens
- Suche nach extraterrestrischer Intelligenz (SETI)

So wurden in den Jahren seit 2000 u.a. folgende große Raumfahrtprojekte mit europäischer Beteiligung durchgeführt:

- **Integral** (gestartet: 2002, Gammastrahlen von Schwarzen Löchern)
- Saturnerkundung mit **Cassini** (Ankunft am 1.7.2004) und Landegerät **Huygens** für Saturnmond Titan (Landung am 14.1.2005)
- Marserkundung mit **Mars Express** (gestartet: 2003)
- Kometen-Sonde **Rosetta** mit Landegerät (gestartet: 2004)
- Grundlagenastronomie mit **Herschel** und **Planck** (gestartet: 2009)
- Sternvermessung mit **GAIA** (gestartet: 2013)
- Merkurerkundung mit **BepiColombo** (gestartet: 2018)
- **James Webb Space Telescope** (gestartet: 2021)
- Jupiter- und Ganymederkundung mit **JUICE** (gestartet: 2023)
- Teleskop **EUCLID** untersucht Dunkle Materie / Dunkle Energie (gestartet: 2023)

In den kommenden Jahren wird die Durchführung weiterer großer Raumfahrtprojekte mit europäischer Beteiligung erwartet:

- Bemannte Rückkehr zum Mond mit dem Artemis-Programm (wegen erheblicher Termin- und Kostenüberzüge unsicher)
- Marsprobenrückführung zur Erde mit Mars Sample Return Orbiter (**MSRO**)
- Gravitationswellenuntersuchungen mit **LISA** (Start: nicht vor 2035)

Das Aufspüren erdähnlicher Planeten mit **Darwin** wurde nach dem Ukraine-Krieg und dem Abbruch der wissenschaftlichen Zusammenarbeit mit ROSKOSMOS eingestellt.

Im kommerziellen Bereich wurde der Aufbau des vom amerikanischen GPS unabhängigen europäischen Navigationssystems **GALILEO** realisiert und für weltweite schnelle Internetverbindungen werden neben STARLINK weitere Konstellationen im erdnahen Orbit erwartet (u.a. KUIPER, Fa.Blue Origin).

Im militärischen Bereich werden zunehmend Anwendungen zur Bekämpfung von Cyberkriminalität und für hybride Kriegsführung erwartet.

Die Auswirkungen der Anwendung künstlicher Intelligenz sind für zukünftige Missionen derzeit noch nicht ausreichend absehbar.

Die Raumfahrttechnik wird auch zukünftig ein Motor für Wissenschaft, Innovation und neue Produkte sein, wie sie in der Vergangenheit mit der Teflonpfanne (irrtümlicherweise), der Solarzelle und der Brennstoffzelle schon fast zur Legende wurde. Diese Argumente sollten stets bei der Diskussion über den Nutzen der Raumfahrt nicht außer Acht gelassen werden.

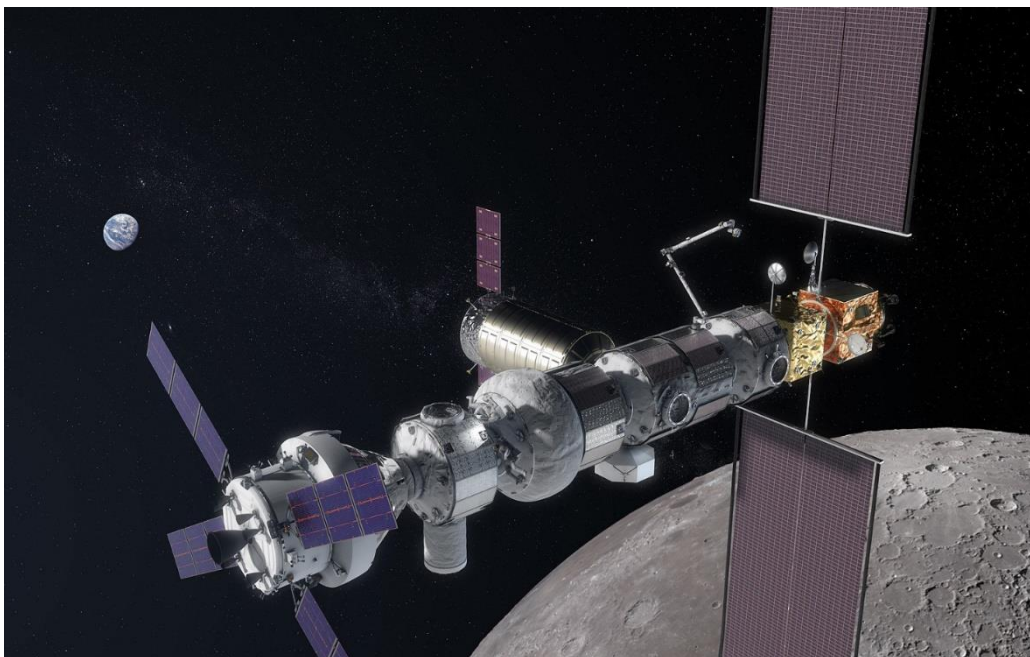
## Starship



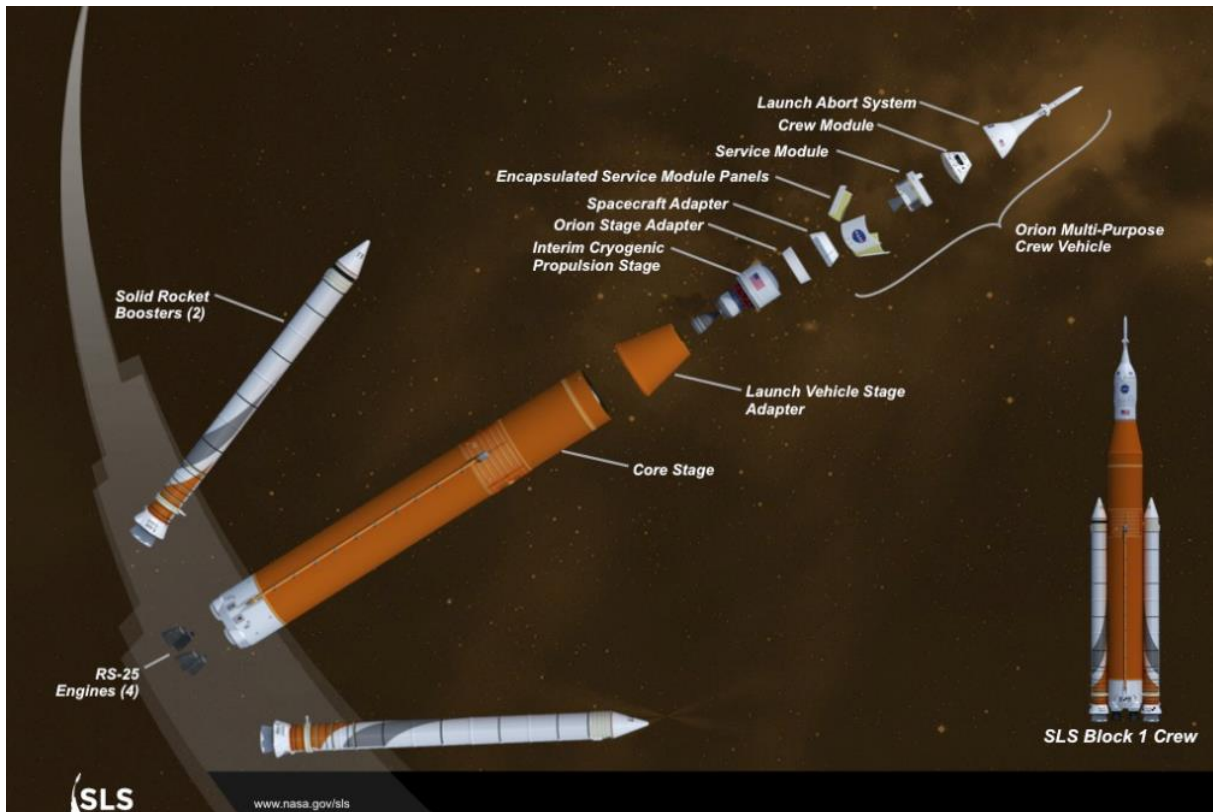
Das kommerzielle Projekt Starship der Firma SpaceX hat derzeit das größte Potenzial, die Raumfahrt zu verändern. Nach den ersten Testflügen 2023 soll der Einsatz dieser Trägerrakete die spezifischen Transportkosten zukünftig signifikant reduzieren und auch die Nutzung der erdnahen, interplanetaren Umgebung (Mond und Mars) durch die Menschheit ermöglichen. Der Booster Super Heavy wird dabei regelmäßig zum Startplatz zurückfliegen und wiederverwendet. Die Oberstufe Starship wird für Wiederbetankung im Orbit vorbereitet und soll als Human Landing System (HLS) auch Mondlandungen im Rahmen des Artemis-Programms durchführen.

## Return to the moon mit LOP-G und Artemis

Mehrere Länder planen mittelfristig eine Rückkehr zum Mond. Die nächsten Vorhaben der westlich orientierten Raumfahrtagenturen sehen hierzu unter der Bezeichnung Artemis eine Raumstation im Mondorbit und mehrere bemannte Mondlandungen vor. Artemis war die Zwillingsschwester von Apollo in der griechischen Mythologie. 2019 wurde die Namensänderung verschiedener Pläne für eine Rückkehr zum Mond von der Trump-Administration als neue Programmbezeichnung eingeführt. Es handelt sich um die größte, v.a. finanzielle Herausforderung der aktuellen Raumfahrtprogramme in der westlichen Welt. Die vier Hauptbestandteile sind das Space Launch System (SLS) als bemanntes Trägersystem, die Orion Kapsel als Nutzlast, die neue Raumstation LOP-G in einem speziellen Mondorbit und das Human Landing System (HLS) für die Mondlandungen. Das internationale ARTEMIS-Programm wird geführt durch die US-Raumfahrtbehörde NASA, die europäische ESA, die kanadische CSA und die japanische JAXA mit Unterstützung weiterer nationaler Agenturen (u.a. aus Deutschland: DLR, Italien: ASI, Israel ISA). Weitere Staaten wollen sich an der Verwertung der wissenschaftlichen Ergebnisse beteiligen. Aktuell sind sechs Missionen in der Raumfahrtindustrie beauftragt und für weitere drei Missionen sind kritische Teile mit langer Beschaffungsdauer vorfinanziert. Artemis 1 wurde 2022 mit einer unbemannten Orion-Kapsel auf SLS gestartet. Die zweite Mission Artemis 2 soll den Erstflug mit vier Astronauten wiederholen. Aktuell geplant nicht vor Herbst 2026 (Stand: 2024). Artemis 3 soll dann die erste Mondlandung seit Apollo 17 im Jahr 1972 durchführen. Bei Artemis 4 soll erstmalig die neue Mondstation Lunar Orbit Platform-Gateway (LOP-G) genutzt werden. Und zwei weitere Missionen sollen das Langzeitziel einer permanenten Mondbasis und weiter bemannte Missionen zum Mars und darüber hinaus unterstützen.



Raumstation LOP-G mit Orion-Kapsel und ESM (links andockt)



## Space Launch System mit Orion-Kapsel

Die Versorgung der Orion-Kapsel durch das European Service Modul (ESM) ist der Hauptbestandteil des europäischen Beitrags an Artemis.

Hauptauftragnehmer des ESM ist die Fa. Ariane Group in Bremen. Wesentliche Bestandteile des Antriebssystems werden in Lampoldshausen hergestellt.

Das Lunar Orbit Platform-Gateway (LOP-G) soll in einem speziellen energiesparenden "rectilinear halo orbit" um den Mond und seinen L2 Lagrange Punkt platziert werden.

Das Periluneum soll dabei etwa 1500 km über dem Mondnordpol und das Apoluneum etwa 70000 km über dem Südpol liegen. Die Umlaufdauer beträgt 6,5 Tage und steht in einer 9:2 Resonanz mit der synodischen Periode des Mondes.

Wichtig ist auch die nahezu senkrechte Lage der Umlaufbahn zur Erde welche eine unterbrechungsfreie Kommunikation zur Erde ermöglicht.

Für das Human Landing System (HLS) hat die NASA eine kommerzielle Beschaffung bei den Hauptauftragnehmern SpaceX und Blue Origin beauftragt. Die erste Landung auf dem Mond seit 1972 ist abhängig von der Verfügbarkeit eines dieser Landesysteme.

Weitere Infos, siehe

<https://de.wikipedia.org/wiki/Artemis-Programm>

[https://de.wikipedia.org/wiki/Lunar\\_Orbital\\_Platform-Gateway](https://de.wikipedia.org/wiki/Lunar_Orbital_Platform-Gateway)

## Szenarium für einen bemannten Flug zum Mars

Nach den ersten bemannten Weltraumflügen zum Mond (6 Landungen mit 12 US-Amerikanern zwischen 1969 und 1972), wurde ein, auch nur annähernd, ähnlich bedeutender Höhepunkt in der Raumfahrt nie wieder erreicht. Eine weitere Steigerung wäre die Durchführung eines Fluges von Menschen von der Erde zum Mars. Die theoretischen Grundlagen hierfür wurden erst 40 Jahre vor der Mondlandung in Werken von Hermann Oberth (1929, Wege zur Raumschiffahrt) und Walter Hohmann (1925, Die Erreichbarkeit der Himmelskörper) erstmalig beschrieben. Als weitere Information zu diesem Thema habe ich im Folgenden eine kleine Ausarbeitung hierzu verfasst, auch mit zugegebenermaßen persönlichen, d.h. subjektiven Meinungen).

### Die Grundlagen

Der Mars ist der äußerste der vier inneren Planeten. Er ist im Durchmesser nur halb so groß wie unsere Erde und besitzt nur 10 % der Erdmasse. Für einen Umlauf um die Sonne (ein Marsjahr) benötigt er 687 Tage = 1,9 Jahre. Der Marstag dauert 24 Stunden und 40 Minuten und ist damit nur unwesentlich länger als ein Erdtag. Auf seiner durchweg festen Oberfläche erwartet die Raumfahrer eine Anziehungsbeschleunigung von  $3,7 \text{ m/sec}^2$ , das entspricht etwa einem Drittel des Gewichts auf der Erde, aber dem doppelten Wert auf unserem Erdmond. Weiterhin besitzt der Mars eine dünne Atmosphäre (etwa 6 mbar) aus Kohlendioxid (etwa 95 %), Stickstoff (2,7 %), Argon (1,6 %) und Sauerstoff (0,3 %). Die Temperaturen liegen grob zwischen  $-60 \text{ }^\circ\text{C}$  (bei Nacht) und  $0 \text{ }^\circ\text{C}$  (am Tag). Ihn umkreisen die beiden Monde Phobos (in etwa 6000 km Höhe) und Deimos (in 20000 km Höhe).

Der Mars ist von der Erde aus, mit den heutigen Mitteln der Technik, grundsätzlich nur in der Nähe seiner Oppositionsstellungen zu erreichen. Diese Konstellationen wiederholen sich mit der Dauer einer sogenannten synodischen Periode im Mittel alle 780 Tage (genauer: 760 bis 810 Tage) = 2,1 Jahre. In den Oppositionsstellungen läuft die Erde zwischen Sonne S und Mars hindurch. Dabei kommt es zu einer Erdnähe von 54 bis 101 Mio. km, je nach Zeitpunkt und Ort der Opposition im Raum. Diese großen Unterschiede beruhen auf der Form der Marsumlaufbahn. Mit einer Exzentrizität von 0,093 darf die Marsbahn nicht als Kreisbahn angenommen werden (im Gegensatz zu Erde und Venus, wo der Fehler durch diese Annahme klein bleibt). Im Perihel (sonnennächster Punkt) der Umlaufbahn nähert sich der Mars bis auf 206 Mio. km der Sonne, während im Aphel (sonnenfernster Punkt) die Entfernung auf bis zu 248 Mio. km anwachsen kann. Dabei besitzt der Mars eine Umlaufgeschwindigkeit zwischen 21980 (im Aphel) und 26490 m/sec (im Perihel). Auf diese Geschwindigkeiten muss unser Raumschiff in seinem Bewegungszustand gebracht werden, um eine "weiche" Annäherung mit Landung zu ermöglichen.

Für den Flug einer Raumsonde von der Erde zum Mars und zurück sollen vier grundsätzliche Varianten dargestellt werden. Diese unterscheiden sich erheblich in Bezug auf ihre Flugdauer und ihren Treibstoffbedarf. Grundsätzlich muss zur Änderung der Flugbahn jeweils mindestens ein Kraftstoß mit einer bestimmten Intensität erfolgen. Die Stärke dieser Impulsänderung wird durch den Geschwindigkeitsbedarf " $v$ " ausgedrückt. Dieser lässt sich mit der

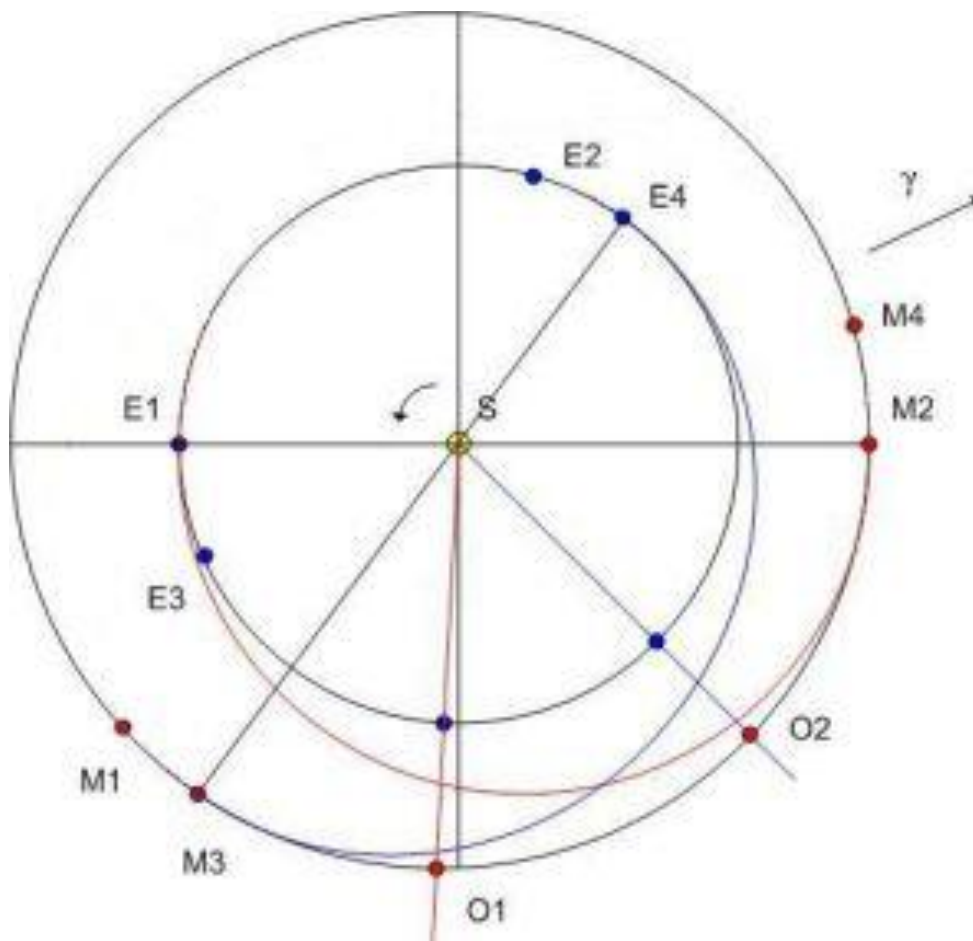
Raketengrundgleichung von Konstantin Eduardowitsch Ziolkowski  $v = c \cdot \ln(m_1/m_2)$  direkt in ein Massenverhältnis aus Masse vor dem Kraftstoß "m1" dividiert durch Masse nach dem Kraftstoß "m2" überführen und daraus auf den Treibstoffbedarf "m1 minus m2" schließen. In dieser Gleichung steht "c" für die als konstant angenommene Ausströmgeschwindigkeit der Feuergase und "ln" für die mathematische Funktion des natürlichen Logarithmus. Die Dauer der Kraftstöße soll gegenüber der Flugdauer als klein angenommen werden. Nach der Beendigung des Bahneinschussmanövers zum Abflug von der Erde (bei E1) fliegt (besser: fällt) die Raumsonde im freien Fall ihrem Ziel antriebslos entgegen. Bei der Ankunft am Mars (bei M2) muss dann erneut ein Kraftstoß ausgeführt werden, um einen (katastrophalen) Zusammenstoß zu vermeiden. Dann benötigt man für die Landung und den Wiederaufstieg am Mars eine eigene Landefähre und dafür weitere Treibstoffmengen. Der Rückflug erfolgt sinngemäß wie der Anflug mit einem Manöver zum Abflug aus der Marsumlaufbahn. Die Ankunft bei der Erde erfolgt je Flugbahn mit unterschiedlich hoher Geschwindigkeit. Die Abbremsung erfolgt nicht durch Triebwerke, sondern durch direktes "streifendes" Eintauchen in die hohen Schichten der Erdatmosphäre (Aerobraking) und Landung zu Wasser (wie Apollo) oder auf Land (wie Sojus oder Starship).

### **Mögliche Flugbahnen**

Alle Flugbahnen beginnen mit dem Start im Schwerfeld der Erde. Hierfür gibt es zwei Optionen: der Start an der Erdoberfläche oder der Start aus einer Erdumlaufbahn (niederer Erdorbit oder vom Mond). Da für die Festlegung der Flugbahnen enge Bedingungen erfüllt sein müssen (sogenannte Startfenster), wird der Start aus einer bereits verwendeten Umlaufbahn (z.B. von der Internationalen Raumstation ISS) sehr stark eingeschränkt und deshalb eher unwahrscheinlich. Am günstigsten würde der Start in Kourou in Französisch-Guyana erfolgen und mit zahlreichen Flügen würde die benötigte Hardware, Treibstoffe und Versorgungsgüter in einer äquatornahen Umlaufbahn geringer Höhe (etwa 250 km über der Erdoberfläche) zum Mars-Raumschiff zusammengeführt. Bei den folgenden Flugvarianten soll jeweils ein Start (bei E1) aus dieser Umlaufbahn in 250 km Höhe vorausgesetzt werden. Die Lage der elliptischen Marsbahn ist anhand des Frühlingspunkts "y" grob dargestellt.

Im Rahmen des Projektes Artemis werden auch Starts zum Mars aus dem LOP-G untersucht. Diese werden in den folgenden, stark vereinfachten Betrachtungen nicht berücksichtigt. Auch die aktuellen Pläne der Fa.SpaceX mit dem Transportsystem Starship werden nicht berücksichtigt.

## Variante A



Die Variante A besteht aus zwei Halbellipsen (von E1 nach M2 und von M3 nach E4).

Startzeitpunkt E1 : 3 bis 4 Monate vor der Oppositionsstellung O1

Ankunft M2 : 4 bis 5 Monate nach der Oppositionsstellung O1

Verbleiben im Einflussbereich des Mars : 14 bis 16 Monate

Rückflug M3 : 4 bis 5 Monate vor der Oppositionsstellung O2

Ankunft E4 : 3 bis 4 Monate nach der Oppositionsstellung O2

Ungebremster Eintritt in Erdatmosphäre mit 11320 bis 11620 m/s

Gesamte Flugdauer: 2,5 bis 3 Jahre

Geschwindigkeitsbedarf : 4 Kraftstöße bei

E1 (3450 bis 3750 m/sec, je nach Marsentfernung)

M2 (1840 bis 2290 m/sec)

M3 (1840 bis 2290 m/sec) und

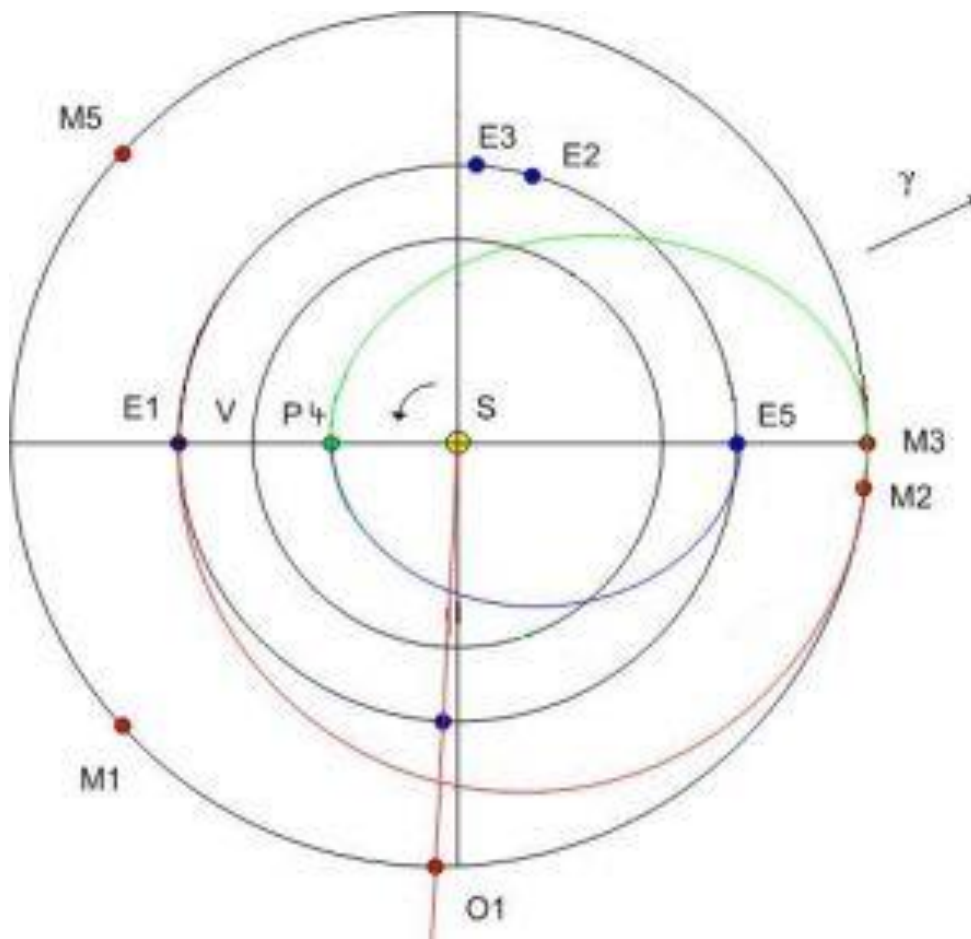
E4 (Luftbremsung).

Zuzüglich Reserven für Kurskorrekturen ergeben sich etwa 7500 m/sec.

Vorteile : geringer Treibstoffbedarf

Nachteile : lange Flugdauer

## Variante B



Die Variante B besteht aus drei Halbellipsen (von E1 nach M2, von M3 nach P4 und von P4 nach E5).

Startzeitpunkt E1 : 3 bis 4 Monate vor der Oppositionsstellung O1

Ankunft M2 : 4 bis 5 Monate nach der Oppositionsstellung O1

Verbleiben im Einflussbereich des Mars : etwa 10 Tage

Rückflug M3 - P4 : etwa 6 Monate.

Der Vorsprung der Erde muss sonnennah wieder aufgeholt werden.

Bahnänderungsmanöver P4 : Bremsung um etwa 3000 m/sec

Rückflug P4 - E5 : etwa 4 Monate

Ankunft E5 : Ungebremster Eintritt in Erdatmosphäre mit 12600 m/sec

Gesamte Flugdauer: etwa 1,5 Jahre

Geschwindigkeitsbedarf : 5 Kraftstöße bei

E1 (3450 bis 3750 m/sec)

M2 (1840 bis 2290 m/sec)

M3 (etwa 5500 m/sec)

P4 (etwa 3000 m/sec) und

E5 (Luftbremsung).

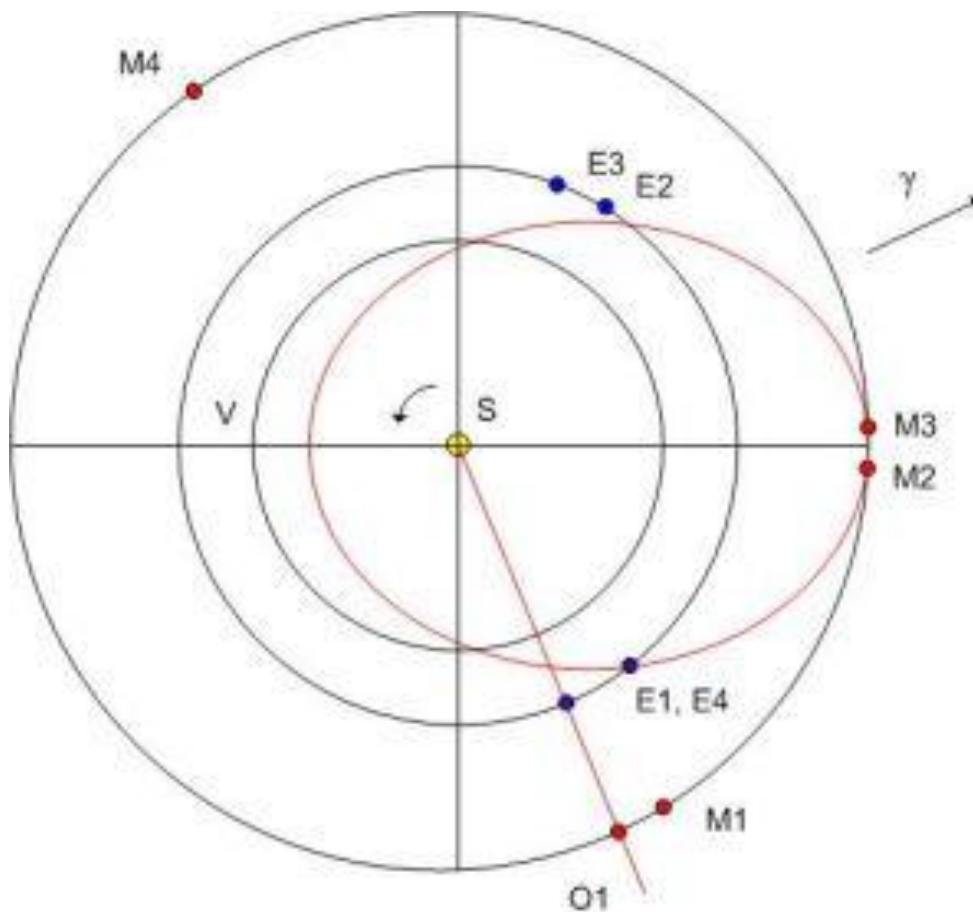
Zuzüglich Reserven für Kurskorrekturen ergeben sich etwa 14000 m/sec.

Vorteile : kürzere Flugdauer als bei Variante A

Nachteile : höherer Treibstoffbedarf als bei Variante A

Sonnennähe im Perihel-Bereich P4 mit hoher Thermalbelastung

## Variante C



Die Variante C besteht aus einer Vollellipse.

Startzeitpunkt E1 : einige Wochen nach der Oppositionsstellung O1

Ankunft M2 : etwa 4 Monate nach der Oppositionsstellung O1

Verbleiben im Einflussbereich des Mars : etwa 10 Tage

Rückflug M3 - E4 : etwa 8 Monate

Ankunft E4 : Ungebremster Eintritt in Erdatmosphäre mit 16400 bis 23300 m/sec  
(je nach Perihelnähe P4)

Gesamte Flugdauer: etwa ein Jahr

Geschwindigkeitsbedarf : 4 Kraftstöße bei

E1 (8000 bis 15500 m/sec)

M2 (3700 bis 7200 m/sec)

M3 (3700 bis 7200 m/sec) und

E4 (Luftbremsung).

Zuzüglich Reserven für Kurskorrekturen ergeben sich etwa 15500 m/sec bei

Marsnähe und 30000 m/sec bei Marsferne.

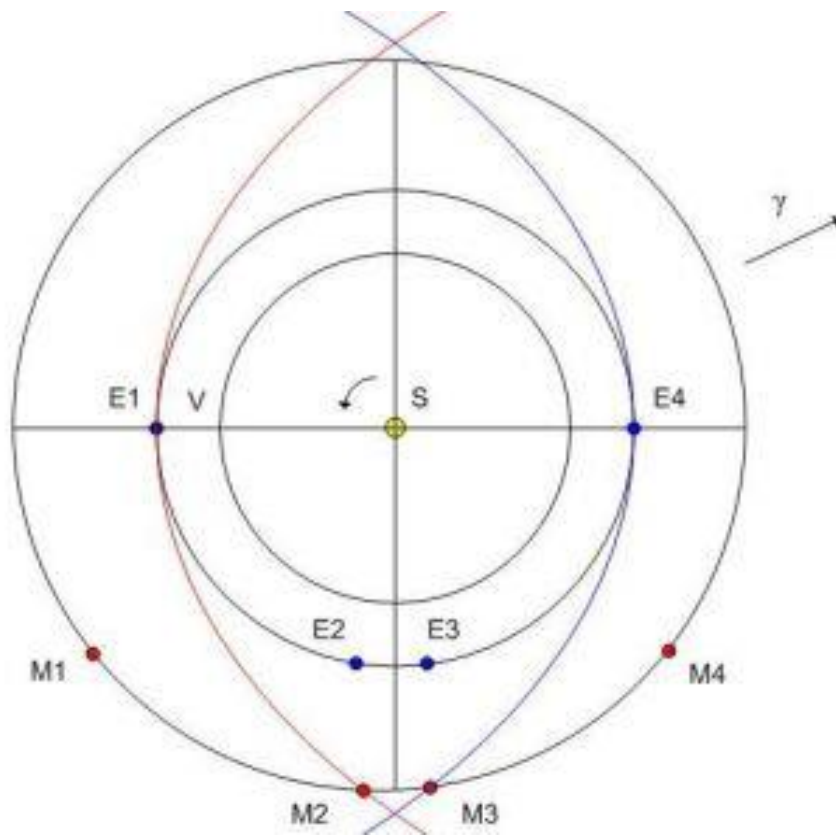
Vorteile : noch kürzere Flugdauer als bei Variante B

Nachteile : noch höherer Treibstoffbedarf als bei Variante B

Sonnennähe im Perihel-Bereich P4 mit hoher Thermalbelastung

Sehr hohe Wiedereintrittsgeschwindigkeit bei E4 mit hoher Belastung

## Variante D



Die Variante D besteht aus zwei unabhängigen Ellipsen- oder Hyperbelteilen.

Startzeitpunkt E1 : etwa 3 Monate vor der Oppositionsstellung

Ankunft M2 : im Bereich der Oppositionsstellung

Verbleiben im Einflussbereich des Mars : etwa 10 Tage

Rückflug M3 - E4 : etwa 3 Monate

Ankunft E4 : Ungebremster Eintritt in Erdatmosphäre mit 12000 bis 15000 m/sec

Gesamte Flugdauer: etwa 6 Monate

Geschwindigkeitsbedarf : 4 Kraftstöße bei

E1 (4560 bis 7220 m/sec)

M2 (8500 bis 15500 m/sec)

M3 (8500 bis 15500 m/sec) und

E4 (Luftbremsung).

Zuzüglich Reserven für Kurskorrekturen ergeben sich etwa 21600 m/sec bei Marsnähe und 38300 m/sec bei Marsferne.

Vorteile : noch kürzere Flugdauer als bei Variante C

geringere Wiedereintrittsgeschwindigkeit bei E4

Nachteile : noch höherer Treibstoffbedarf als bei Variante C

Die Flugzeiten lassen sich (theoretisch) noch weiter verkürzen, wenn noch schnellere Flugbahnen gewählt werden. Diese haben die Form einer Hyperbel und zur weiteren Steigerung einen sonnennahen Perihel-Punkt. Die Obergrenze bildet dabei eine Gerade von der Erde zum Mars (bahnmechanisch handelt es sich dabei um eine Hyperbel mit einer gegen unendlich gehenden Exzentrizität).

Beim Anflug auf den Mars besteht eine weitere Einsparmöglichkeit an Treibstoff darin, dass die Landefähre vor dem Bremsmanöver M2 abgetrennt wird und direkt die Marsoberfläche anfliegt, mittels Luftbremsung (Aerobraking) ohne nennenswerten Treibstoffverbrauch.

## **Landung auf dem Mars**

Die Landung am Mars erfolgt aus einer oberflächennahen Kreisbahn in etwa 300 km Höhe über der Marsoberfläche. Dabei wird für die Einleitung des Landeanflugs ein Bremsimpuls von 60 m/sec benötigt. Die Bremsung der Landefähre erfolgt durch die Atmosphäre des Mars (Aerobraking) und zur Landung und Kurssteuerung werden Kraftstöße mit einem Geschwindigkeitsbedarf von etwa 50 m/sec angenommen. Der Wiederaufstieg benötigt 3590 m/sec zur Erreichung der Kreisbahn, 700 m/sec für Gravitations- und Atmosphärenwiderstandsverlust und wieder 60 m/sec zur Kopplung mit dem Raumschiff.

Damit ergeben sich für den gesamten Geschwindigkeitsbedarf am Mars 4460 m/sec, die wir für alle o.g. Varianten als konstant annehmen wollen und in unseren Planungen als unveränderbar berücksichtigen müssen.

Der Marsmond Phobos als Stützpunkt ist grundsätzlich auch denkbar, aber aus Effizienzgründen eher von Nachteil, da der Treibstoffverbrauch zur Landung minimiert werden kann, wenn er möglichst "tief" im Schwerefeld des Mars zum Einsatz kommt (die Kreisbahn soll eine Höhe von 300 km haben, der Marsmond Phobos kreist dagegen 6000 km über der Marsoberfläche). Der Mehraufwand für den Stützpunkt auf Phobos beträgt etwa 1690 m/sec.

## **Planungen**

Für den Zeitrahmen zur Durchführung von Marsflügen müssen zunächst die Oppositionsstellungen ermittelt werden. Im Folgenden sind die nächsten Termine bis 2042 aufgeführt. Die Länge bezeichnet den heliozentrischen Längengrad. Der Mars hat sein Perihel (Sonnennähe) bei etwa 335 Grad Länge. Bei den Varianten B und C kommt es jeweils zu zwei Schneidungen "X1" bzw. "X2" mit der Umlaufbahn der Venus. Anhand der heliozentrischen Länge der Venus zur Mars-Opposition lässt sich grob abschätzen, ob ein Gravitationsmanöver (Swing-by, Fly-by) an der Venus möglich ist. Diese Konstellationen sind mit einem "X" gekennzeichnet (in Klammern die Variante B). Bei Variante B tritt die 1.Möglichkeit "X1" etwa 190 Grad nach der Marsopposition O1 ein und die 2.Möglichkeit etwa 390 Grad nach der Marsopposition O1. Bei Variante C tritt die 1.Möglichkeit "X1" etwa 120 Grad nach der Marsopposition O1 ein und die 2.Möglichkeit etwa 360 Grad nach der Marsopposition O1. Ein Swing-by bei "X1" kann die Flugdauer erheblich verkürzen, während ein Swing-by in "X2" (kurz vor der Ankunft an der Erde) diese nur noch wenige Tage verkürzen kann. Die Venus dreht sich in knapp 225 Tagen um die Sonne und bewegt sich damit 1,6 Grad in Länge pro Tag. Damit lassen sich die geeigneten Mars-Oppositionen ermitteln.

Nr.	Opposition	Länge Mars	Länge Venus	Swing-by möglich bei
1	16.01.2025	116	345	
2	19.02.2027	151	290	X1(B)
3	25.03.2029	185	6	X2(B)
4	04.05.2031	223	86	
5	28.06.2033	277	52	
6	15.09.2035	355	183	
7	19.11.2037	54	282	
8	02.01.2040	103	241	
9	06.02.2042	142	330	

Nach der ersten weichen Marslandung durch die Sonde Viking (1976) hat es noch zahlreiche erfolgreiche, aber auch misslungene unbemannte Missionen gegeben. Für die Planung eines bemannten Marsfluges, der u.a. im AURORA-Programm der europäischen Raumfahrtagentur ESA zwischen 2025 und 2030 als Vision eingeplant war (leider sind da die Marsoppositionen in zunehmender Aphelnähe), sollten mit ExoMars (Start: 2016) automatische Rendezvous- und Dockingversuche im Marsorbit untersucht und durchgeführt werden und mit dem Mars Sample Return Orbiter (MSRO, Start: nicht vor 2030) soll erstmalig eine unbemannte Mission mit Probenrückführung vom Mars durchgeführt werden (Variante A). Anhand des Fortschritts dieser grundlegenden Missionen, lässt sich auf eine ernsthafte Vorbereitung für einen bemannten Flug zum Mars schließen.

### Massenabschätzungen (Variante B)

Wegen der eingeschränkten technischen Möglichkeiten (derzeit maximal 20000 m/sec Geschwindigkeitsvermögen (APOLLO: ca. 17000 m/sec) scheidet die Varianten C und D für eine Durchführung mit heutigen Mitteln von vorne weg aus. Da die Variante A mit bis zu drei Jahren Flugdauer sehr lange dauert (mit allen damit verbundenen Risiken und Nachteilen), soll die Variante B hier näher untersucht werden. Dazu soll im Folgenden eine grobe Abschätzung der Massen und Kosten durchgeführt werden.

Hierfür wollen wir eine internationale Besatzung aus 3 Raumfahrern (1 Astronaut, 1 Kosmonaut, 1 Taikonaut oder Europäer) annehmen.

Für die Kommandokapsel vergrößern wir die entsprechende Flugeinheit der APOLLO-Mondlandungen (ca. 5,5 Tonnen) und gehen von einem Nettomasse von 10 Tonnen aus. Dazu kommen Versorgungsgüter für 300 Tage Rückflug über 4,5 Tonnen und für 270 Tage Hinflug über 4 Tonnen.

Als Energieträger stehen 3 flugerprobte Technologien zur Verfügung:

Solarzellen, Brennstoffzellen und nukleare Radio-Thermal-Generatoren.

Wir wollen eine installierte elektrische Leistung von 20 KW einplanen, damit optional auch elektrische Triebwerke unterstützend zum Einsatz kommen können.

Diese Leistung durch Solarzellen bereitzustellen, bedarf im erdnahen Orbit einer Solarzellenfläche von etwa 100 qm. In Marsnähe reduziert sich diese Leistung durch den quadratischen Einfluss der Sonnenentfernung auf unter 10 KW, während im Perihel (bei P4) die Leistung auf über 90 KW ansteigt.

Brennstoffzellen sind diesen Schwankungen nicht unterworfen. Mit einer mittleren Energiedichte von 700 Wh/kg bestünde aber ein Bedarf für 550 Tage von etwa 19 Tonnen pro KW installierte Leistung für die Energieversorgung.

Eine höhere Energiedichte haben die nuklearen Radio-Thermal-Generatoren (RTG).

Sie enthalten Plutonium-238 mit einer Halbwertszeit von 89 Jahren. Pro Kilogramm Plutonium werden 390 Watt Wärme frei, die mit einem Wirkungsgrad von etwa 10 % in elektrische Energie umgewandelt werden können. Für 20 KW würden damit RTG´s mit einer Masse von etwa einer Tonne benötigt.

Die Landefähre soll für 2 Raumfahrer (echte Marsmenschen) eine Nettomasse von 2 Tonnen nicht überschreiten. Hinzu kommen für das Landesystem aus Fallschirmen und Hitzeschild noch einmal eine Tonne an Masse. Der Aufenthalt auf der Marsoberfläche soll nicht mehr als eine Woche betragen und die gesammelten Gesteinsproben nicht mehr als 100 Kilogramm an Masse haben. Die Energieversorgung stellen RTG´s sicher. Für den Flug aus der Marsumlaufbahn und den Rückflug werden 4460 m/sec Geschwindigkeitsvermögen benötigt. Unter Annahme der Verwendung von lagerfähigen Treibstoffen (Mono-Methyl-Hydrazin, MMH als Brennstoff und Stickstofftetroxid, NTO als Oxidator) mit einer Ausströmgeschwindigkeit der Feuergase von 3200 m/sec ergibt sich eine Treibstoffmasse von etwa 13 Tonnen. Die Gesamtmasse der Landefähre beträgt 18 Tonnen.

Für den Hinflug und den Rückflug stehen jeweils ein Service-Modul zur Verfügung. Die Einheit für den Hinflug wird im Folgenden als 1. Stufe bezeichnet, die Einheit für die Einleitung des Rückflugs als 2. Stufe und die Einheit für das Perihel-Manöver P4 als 3. Stufe. Alle 3 Stufen sollen durch die kryogene (tieftalke) Treibstoffkombination aus Flüssigwasserstoff LH2 als Brennstoff und Flüssigsauerstoff LOX als Oxidator angetrieben werden. Die Ausströmgeschwindigkeit der Feuergase (Wasserdampf und Wasserstoff) soll 4500 m/sec betragen. Die 1.Stufe führt die Manöver in E1 und M2 aus und wird dann in der Marsumlaufbahn abgetrennt und zurückgelassen, während die 2.Stufe für die Einleitung des Rückflugs in M3 feuert und die 3.Stufe das in P4 benötigte Manöver durchführt. Die 2. und 3.Stufe wird zusätzlich mit elektrischen Triebwerken ausgerüstet, um die Flugzeit zu verkürzen und eventuell den Planeten Venus für ein Swing-by-Manöver (ohne Landung) anzusteuern. Als Treibstoff soll Xenon mit einer Ausströmgeschwindigkeit von 50000 m/sec zum Einsatz kommen. Die installierte Leistung der elektrischen Triebwerke soll 10 KW betragen, was einen Dauerschub von etwa 0,4 Newton erzeugen könnte. Die geringe resultierende Beschleunigung würden die Raumfahrer kaum bemerken, sondern lediglich eine kleine Störung der Schwerelosigkeit wahrnehmen. Durch ein Swing-by-Manöver an der Venus (bei X1 oder X2) ließen sich theoretisch maximal 8870 m/sec Geschwindigkeitsvermögen nutzen, praktisch nutzbar sollten aber lediglich 5000 m/sec in unserem Falle möglich sein.

Damit lässt sich die 3.Stufe unseres Raumschiffes abschätzen:

Für die Nutzlast von 15 Tonnen (Mannschaftskabine und Versorgungsgüter) benötigt man für das Manöver in P4 (für 3000 m/sec) eine Treibstoffmenge von 16 Tonnen. Die Gesamtmasse beim Anflug in P4 beträgt 34 Tonnen.

Damit lässt sich nun die 2.Stufe unseres Raumschiffes abschätzen:

Für die Nutzlast von 40 Tonnen (der 3.Stufe und zusätzlicher Versorgungsgüter) benötigt man für das Manöver in M3 (für 5500 m/sec) eine Treibstoffmenge von 146 Tonnen. Die Gesamtmasse vor dem Abflug in M3 beträgt 206 Tonnen.

Mit dieser 2. Stufe (206 Tonnen) und der Landefähre (18 Tonnen) ergibt sich die Nutzlast für die 1.Stufe (incl. weiterer Versorgungsgütern) zu 230 Tonnen. Und damit

ergibt sich für die 1. Stufe eine Massenabschätzung für die Manöver in E1 und M2 (für 5500 m/sec) von 837 Tonnen Treibstoff bei einer Gesamtmasse von 1187 Tonnen im Abflugpunkt E1.

Der Einsatz der lagerfähigen Treibstoffkombination MMH/NTO in den beiden Antriebsstufen ist theoretisch ebenfalls möglich, erfordert aber eine erheblich größere Treibstoffmenge und deshalb jeweils zwei Stufen für die Manöver in E1, M2, M3 und P4, die nach den Manövern dann alle jeweils abgestoßen werden. Für die Lagerung des kryogenen LH2/LOX-Treibstoffes sind besondere Isolationsmaßnahmen nötig, die bisher (noch) nicht flugerprobt sind. Grundsätzlich sind diese Techniken aber möglich und für Flüssig-Helium bereits heute im Einsatz (mit bis zu 5 Jahren Einlagerfähigkeit).

Neben den oben erwähnten Möglichkeiten zur Verkürzung der Flugzeit, sollen zwei weitere Möglichkeiten kurz beschrieben werden: ein Swing-by am Mond und der Einsatz eines Sonnensegels. Der Mond verfügt über ein maximales (theoretisches) Swing-by-Vermögen von 1679 m/sec (entsprechend seiner oberflächennahen Kreisbahngeschwindigkeit). Davon lassen sich im günstigsten Falle 1500 m/sec nutzen, was für unsere Missionsplanung eher von untergeordneter Bedeutung ist. Da für dieses Gravitationsmanöver eine bestimmte Position des Mondes erforderlich ist, wird die Missionsplanung dadurch noch zusätzlich eingeschränkt, so dass ein Einsatz eher unwahrscheinlich erscheint.

Auch die Nutzung eines Sonnensegels erscheint eher unwahrscheinlich. Das Sonnenlicht erzeugt auf einer vollständig verspiegelten reißfesten Segelfläche einen Schub von etwa 8 Newton pro qkm in einer erdnahen Sonnenentfernung. Die Masse des Segels dürfte nicht mehr als 5 Gramm pro qm betragen (zum Vergleich: normales Papier wiegt 80 Gramm pro qm !). Im Perihel der Rückkehrbahn steigt dieser Schub auf das Vierfache an, entsprechend dem Quadrat der Entfernung zur Sonne und könnte so erheblich zur Verkürzung der Flugzeit beitragen. Die Technik des Entfaltens eines derartigen Segels ist sehr problematisch und eine zuverlässige Lösung des Problems derzeit (noch) nicht in Sicht, weshalb es in dieser Ausarbeitung nicht berücksichtigt werden soll.

### **Kostenabschätzung (Variante B)**

Aus den grob ermittelten Massen lässt sich eine ebenso grobe Abschätzung der verursachten Kosten ableiten.

Ein Kilogramm Nutzlast kosten etwa 10000 Euro Transportkosten von der Erde in eine erdnahe Umlaufbahn, das macht überschlägig 1187 Tonnen x 10 Mio. = 12 Mrd. Euro. Dafür wären etwa 40 Trägerraketen vom Typ Ariane 5 oder eine ähnliche Anzahl von Space Shuttle-Flügen nötig gewesen. Mit dem zukünftigen Starship wären nur wenige Flüge nötig.

Auch eine unbemannte MSRO-Mission mit Flugbahn-Variante A erfordert lediglich einen Ariane 6- bzw. Falcon Heavy-Flug (maximal zwei, falls die Mars-Landefähre und die Antriebseinheiten getrennt gestartet werden müssen). Ein Kilogramm Flug-Hardware (ohne Treibstoff) kostet etwa 100000 Euro.

Für alle Eventualitäten wird eine Reserveeinheit benötigt.

Die Entwicklungs- und Qualifikationsmodelle benötigen das Dreifache einer Flugeinheit, womit wir für die etwa 175 Tonnen Nettomasse eine Summe von 88 Mrd. Euro für fünf Modelle erhalten.

Die Gesamtkosten über 100 Mrd. Euro liegen damit in der Größenordnung des Bedarfs

für die internationale Raumstation ISS, dem bisher kostspieligsten Projekt der Raumfahrt, dessen geringe Rentabilität (bei vergleichsweise geringem technischem und menschlichem Risiko) zunehmend in die Kritik gerät. Auch wegen des Ukraine-Krieges wird dieses Projekt bis 2030 eingestellt werden.

### **Massenabschätzungen (Variante A)**

Falls das Problem der Langzeitlagerfähigkeit von kryogenen Treibstoffen nicht gelöst werden kann, bleibt nur die Möglichkeit der Verwendung von lagerfähigen Treibstoffen (MMH/NTO) und damit nur die Variante A als mögliche Mission. Diese erfordert ein "Abwarten" bis zur nächsten Oppositionsstellung und damit einen Aufenthalt von etwa 15 Monaten im Einflussbereich des Mars. Deshalb bietet es sich an, neben der bereits zuvor genannten Landefähre (ausreichend für ein paar Tage auf der Marsoberfläche) ein weiteres Wohnmodul mit 20 Tonnen (Versorgungsgüter und Marsauto zur Vergrößerung des Bewegungsradius) vorzusehen. Dieses Modul ermöglicht einen Aufenthalt von über einem Jahr auf unserem Nachbarplaneten und bleibt später auf der Oberfläche zurück. Die Landung kann gemeinsam mit der Startstufe erfolgen (dann haben wir eine zweistufige Landefähre) oder auch getrennt (mit treibstoffsparendem Direkteinschuss zur Marsoberfläche).

Damit lassen sich nun die 3 Antriebsstufen unseres Raumschiffes wieder abschätzen (wir setzen jeweils ein Stufenmassenverhältnis  $(m_1/m_2) = 8$  voraus). Für die Nutzlast von 15 Tonnen (Mannschaftskabine und Versorgungsgüter) benötigt man für das Abflugmanöver in M3 (für 2100 m/sec) eine Treibstoffmenge von 16 Tonnen. Die Gesamtmasse vor dem Abflug in M3 beträgt 34 Tonnen.

Damit lässt sich nun die 2. Stufe unseres Raumschiffes wieder abschätzen. Für die Nutzlast von 40 Tonnen (der 3. Stufe und zusätzlicher Versorgungsgüter) benötigt man für das Anflugmanöver in M2 (für 2100 m/sec) eine Treibstoffmenge von 43 Tonnen. Die Gesamtmasse vor dem Anflug in M2 beträgt 89 Tonnen. Zuvor wurden bereits die beiden Landefähren (38 Tonnen) abgetrennt und auf direktem Weg zur Marsoberfläche geflogen. Ohne diese Abtrennung würde sich der Treibstoffbedarf für das Manöver in M2 etwa verdoppeln.

Mit dieser 2. Stufe (89 Tonnen) und den Landefähren (38 Tonnen) ergibt sich die Nutzlast für die 1. Stufe (incl. weiterer Versorgungsgütern) zu 130 Tonnen. Und damit ergibt sich für die 1. Stufe eine Massenabschätzung für das gesamte Mars-Raumschiff in E1 (für 3600 m/sec) von 385 Tonnen Treibstoff bei einer Gesamtmasse von 570 Tonnen vor dem Abflug in E1.

## **Kostenabschätzung (Variante A)**

Die Kosten für diese Variante unterscheiden sich in erster Näherung nur unbedeutend von den Kosten für die Variante B, da die Raumschiffe selbst, sich nicht wesentlich unterscheiden. Lediglich beim Transport der Bauteile von der Erde zur Erdumlaufbahn halbieren sich die Transportkosten, da nur die Hälfte an Transportflügen benötigt wird. Da die Aufenthaltsdauer im Bereich der Einflussosphäre des Mars aber wesentlich länger als in Variante B dauert, müssen erhebliche finanzielle Mehranstrengungen hierfür eingeplant werden. In einer früheren Abschätzung der US-Raumfahrtbehörde NASA wurden 400 Mrd. US-Dollar (Preisbasis: 2000) für einen bemannten Flug zum Mars für diese Variante veranschlagt.

## **Fazit**

Mit den zuvor erarbeiteten Erkenntnissen steht fest, dass es grundsätzlich möglich ist, Menschen von der Erde zum Mars und wieder zurück zur Erde zu bringen. Wegen der hohen Risiken (technisch und finanziell) vermute ich aber, dass es in diesem 21. Jahrhundert noch keinen Marsmenschen (zurück auf der Erde) geben wird. Das bedeutet andererseits, dass keiner der heute bereits lebenden Erdlinge jemals einen solchen Flug als Beobachter miterleben wird. Die finanziellen Notwendigkeiten und die Risiken für den Menschen lassen es mir wahrscheinlich erscheinen, dass es auf absehbare Zeit keine wirtschaftliche Nutzung des Mars und keine bemannten Marsmissionen geben wird. Wenn überhaupt, würde die Durchführung vergleichbare finanzielle Anstrengungen erfordern, wie bei der Internationalen Raumstation ISS, die nur gemeinsam im internationalen Rahmen gemeistert werden können. Der erwartete Erkenntnisgewinn ist derart gering und das menschliche Risiko derart hoch, dass wahrscheinlich nur unbemannte Missionen (wie MSRO) zukünftig in der Variante A durchgeführt werden. Diese Möglichkeit (und auch die Variante B) wurden bereits 1925 von Walter Hohmann erstmalig beschrieben. Für die zukünftige Etablierung eines regelmäßigen Verkehrs von der Erde zum Mars (in den Varianten C und D) bedarf es einer völlig neuen Antriebstechnik. Diese ist, aus heutiger Sicht, lediglich im utopischen Bereich von Science-fiction zu finden.

## **Nachtrag**

Aktuell (Stand: 2024) plant die Fa.SpaceX mehrere unbemannte Flüge zum Mars in naher Zukunft. Auch bemannte Flüge sind angekündigt. Hoffentlich wird meine eher pessimistische Einschätzung dann eines Besseren belehrt.

# Anhänge

- A1. Abkürzungen
- A2. Literaturverzeichnis
- A3. Formelsammlung
- A4. Aufgabensammlung
- A5. TURBO-PASCAL-Rechenprogramme
- A6. INTERNET-Adressen

## A1. Abkürzungen

Abk	Text
A	Ampere
a	Jahr
A5	Ariane 5
ABC	Sammelbegriff für atomar, biologisch und
ABM	Anti-ballistic Missile
ABS	Absolutbetrag
ACS	Arcus-Cosinus
AE	Astronomische Einheit
AfA	Abschreibung für Abnutzung
AFB	Air Force Base
AIAA	American Institute of Aeronautics and
AIT	Assembly, Integration, Test
Al	Aluminium
ALM	Additive Layer Manufacturing
AOCS	Attitude and orbit control system
APU	Auxiliary Power Unit
ARD	Atmospheric Reentry Demonstrator
ASN	Arcus-Sinus
ATN	Arcus-Tangens
ATV	Ariane Transfer Vehicle
Au	Gold
BDLI	Bundesverband der deutschen Luftfahrtindustrie
BOL	Beginn of life
C	Kohlenstoff
C/SiC	Kohlenstoff/Siliziumcarbid
CAD	Computer aided design
CAM	Computer aided manufacturing
CC	Combustion Chamber
CD	Durchsatzkoeffizient, discharge coefficient
cd	candela
CE	effiziente Ausströmgeschwindigkeit
CEO	Vorstandsvorsitzender
CF	Cold flow
CFK	Kohlenstofffaserverstärkte Kunststoffe
CHT	Catalytic Hydrazine Thruster
CIA	Central Intelligence Agency
CM	Configuration Management
Co	Cobald
Cr	Chrom
CRV	Crew Rescue Vehicle
Cs	Cäsium
CSG	Centre Spatial Guyanais
Cu	Kupfer
DGLR	Deutsche Gesellschaft für Luft- und Raumfahrt
DIN	Deutsche Industrie Norm
DLR	Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e.V.
DM	Development modell
DV	Datenverarbeitung

<b>Abk</b>	<b>Text</b>
EAP	Etage d'Acceleration a Poudre
EB	Elektron Beam
EDV	Elektronische Datenverarbeitung
EITA	Electron-bombardment Ion Thruster Assembly
ELDO	European Launcher Development Organisation
EOL	End of life
EPC	Etage Principal Cryotechnique
EPS	Etage Propulsif a ergols Stockables
ESRO	European Space Research Organisation
ETR	Eastern Test Range
EVA	Extravehicular activity
EXP	Exponenzial-Funktion
F	Farad
F	Fluor
FC	Fuel cell
Fe	Eisen
FFE	freie Forschung und Entwicklung
FGSE	Fluid Ground Support Equipment
FM	Flight modell
Fu	Fuel
GATT	General Agreement on Tariffs and Trade
GEO	Geostationärer Orbit
GFK	Glasfaserverstärkte Kunststoffe
GH2	gasförmiger Wasserstoff
GHe	gasförmiges Helium
GMES	Global Monitoring for Environment and Security
GMT	Greenwich mean time
GN2	gasförmiger Stickstoff
GPS	Global Positioning System
GSE	Ground Support Equipment
GTO	Geo-Transfer Orbit
H	Wasserstoff
H	Henry
h	Stunde
HD	Hochdruck
He	Helium
HF	Hoch-Frequenz
Hg	Quecksilber
HM60	Haute Moteur 60 (Ariane 5-Hauptantrieb)
HP	High Pressure
HT	Hochtemperatur
Hz	Hertz
IAF	International Astronautical Federation
IBIT	Impulsbit
ICBM	Intercontinental Ballistic Missile
in	Inch
Ir	Iridium
IR	Infrarot
IRBM	Intermediate Range Ballistic Missile
ISO	Internationale Standard Organisation
ISO	Infrared Space Observatory
ISP	Spezifischer Impuls
ISS	International Space Station
IT	Informationstechnik
ITU	International Telecommunication Union
J	Joule

<b>Abk</b>	<b>Text</b>
K	Kalium
K	Kelvin
kg	Kilogramm
L 1-5	Lagrange'sche Punkte
L9	Ariane 5-Oberstufe
LED	Lichtemissionsdiode
LEO	Low Earth Orbit
LH2	Flüssig-Wasserstoff
LHe	Flüssig-Helium
LJ	Lichtjahr
LN	natürlicher Logarithmus
LN2	Flüssig-Stickstoff
LNG	Flüssig-Erdgas
LOG	Logarithmus-Funktion
LOX	Flüssig-Sauerstoff
LP	Low Pressure
m	Meter
Ma	Mach-Zahl
MAIT	Manufacturing, Assembly, Integration, Test
MAK	Maximale Arbeitsplatzkonzentration
MEO	Middle Earth Orbit
MEOP	Maximum expected operating pressure
MESZ	Mitteuropäische Sommerzeit
MEZ	Mitteuropäische Zeit
Mg	Magnesium
MGSE	Mechanical Ground Support Equipment
MMH	Mono-Methyl-Hydrazin
MMU	Manned maneuvering unit
Mn	Mangan
Mo	Molybdän
N	Stickstoff
N	Newton
NATO	North Atlantic Treaty Organisation
ND	Niederdruck
NDI	Non-destructive Inspection
NF	Nieder-Frequenz
Ni	Nickel
NMD	National Missile Defense
NN	Normal-Null
NSSK	North-South Station Keeping
NT	Niedertemperatur
NTO	Stickstofftetroxid
NTO	Nitrogen tetroxid
O	Sauerstoff
OMS	Orbital maneuvering system
OMS	Orbital Maneuvering system
OPEC	Organisation of Petroleum Exporting Countries
Ox	Oxidator
P	Phosphor
PA	Product Assurance
Pb	Blei
PCA	Pressure Control Assembly
PDM	Pre-development modell
PFE	Parallel Flow Equipment
PIA	Propellant Isolation Assembly
PM	Project Management
PQM	Pre-qualification modell
PSD	Pogo Suppression Device
Pt	Platin
PTFE	Poly-Tetra-Flour-Ethylen
Pu	Plutonium

<b>Abk</b>	<b>Text</b>
QA	Quality Assurance
qm	Quadratmeter
QM	Qualification modell
QS	Qualitätssicherung
RADAR	Radio Detection and Ranging
RAMS	Reliability, Availability, Maintenance, Safety
RCS	Reaction control system
Re	Rhenium
Rh	Rhodium
RITA	Radiofrequency Ion Thruster Assembly
ROI	Return on Investment
RP	Rocket Propellant
RP	Rapid Prototyping
rpm	Umdrehungen pro Minute
Ru	Ruthenium
S	Schwefel
s	Sekunde
SALT	Strategic Arms Limitation Talks
SCA	Systeme Controle d'Attitude
scc	Standard-Kubikzentimeter
SDI	Strategic Defense Initiative
SETI	Search for extraterrestrial intelligence
Si	Silicium
SL	Sea level
SLBM	Submarine Launched Ballistic Missile
SRB	Solid rocket booster
SS	Subsystem
SSME	Space Shuttle Main Engine
SSO	Sonnensynchroner Orbit
STS	Space Transportation System
T	Tesla
TC	Thrust Chamber
TCA	Thrust Chamber Assembly
TGSE	Tanking Ground Support Equipment
Ti	Titan
TIG	Tungsten inertgas
TWK	Triebwerk
U	Uran
UDMH	Unsymmetrisches Dimethyl-Hydrazin
UNO	United Nations Organisation
UPS	Unified Propulsion System
USAF	US Air Force
UV	Ultraviolett
V	Vanadium
VDI	Verein Deutscher Ingenieure
VEB	Vehicle Electronics Bay
VEEGA	Venus-Earth-Earth-Gravity Assist
W	Wolfram
W	Watt
WIG	Wolfram-Inertgas
WTR	Western Test Range
WWW	World Wide Web
Xe	Xenon

## Vorsätze zur Bezeichnung von dezimalen Vielfachen und Teilen von Einheiten

Vorsatz	Zehnerpotenz	Zeichen
Yotta	$10^{24}$	Y
Zeta	$10^{21}$	Z
Exa	$10^{18}$	E
Peta	$10^{15}$	P
Tera	$10^{12}$	T
Giga	$10^9$	G
Mega	$10^6$	M
Kilo	$10^3 = 1000$	k
Hekto	$10^2 = 100$	h
Deka	$10^1 = 10$	da
	$10^0 = 1$	
Dezi	$10^{-1} = 0,1$	d
Zenti	$10^{-2} = 0,01$	c
Milli	$10^{-3} = 0,001$	m
Mikro	$10^{-6}$	$\mu$
Nano	$10^{-9}$	n
Pico	$10^{-12}$	p
Femto	$10^{-15}$	f
Atto	$10^{-18}$	a
Zepto	$10^{-21}$	z
Yocto	$10^{-24}$	y

## A2. Literaturverzeichnis

1. Physik der Rakete  
Schmidt, Verlag Mittler, Frankfurt/Main, 1963
2. Satellitendynamik  
Sagirow, Hochschultaschenbücher-Verlag, Mannheim, 1970
3. Astronomische Probleme und ihre physikalischen Grundlagen  
Schäfer, Verlag Vieweg, Braunschweig, 1980
4. Der große Augenblick in der Weltraumfahrt  
Metzler, Verlag Loewe, Bayreuth, 1980
5. Die grenzenlose Dimension Raumfahrt  
Ruppe, Verlag Econ, Düsseldorf,  
1980 (Band 1) und 1982 (Band 2)
6. The Space Shuttle Operator's Manual  
Joels/Kennedy/Larkin, Ballantine Books, 1982
7. Taschenbuch für den Maschinenbau  
Dubbel, Springer-Verlag, Berlin, 1983
8. Handbuch der Raumfahrttechnik  
Hallmann/Ley, Verlag Hanser, München, 1988
9. Elektrochemie I + II  
Hamann/Vielstich, VCH Verlagsgesellschaft, Weinheim,  
1985 (Band I) und 1981 (Band II)
10. Die Erreichbarkeit der Himmelskörper  
Hohmann, Oldenbourg-Verlag (1925)

## A3. Formelsammlung

### A3.1. Bezeichnungen

Periapsis: nächster Punkt einer Umlaufbahn vom Mittelpunkt eines Himmelskörper

Apoapsis: entferntester Punkt einer Umlaufbahn vom Mittelpunkt eines Himmelskörper

a	große Halbachse	$\beta$	Bahnanstiegswinkel
b	kleine Halbachse	$\chi$	Ballistischer Bahnwinkel
e	Exzentrizität	$\varphi$	Apsidenwinkel (wahre Anomalie)
f	Gravitationskonstante		
g	Anziehungsbeschleunigung	$\Phi$	Umlenkwinkel
i	Inklination, Bahnneigung	$\lambda$	Ballistikkfaktor
l	Seillänge	$\mu$	Körperkonstante
M	Masse des Himmelskörpers	$\Psi$	Ortstangentenwinkel
n	unbeeinflusste Vorbeiflugentfernung	$\omega$	Argument der Periapsis
N	Nutzlast	$\Omega$	Rektaszension
p	Apsidenvektor		
r	Ortsvektor		
R	Radius des Himmelskörpers		
s	Reichweite, Wurfweite		
t	Zeit		
T	Umlaufdauer		
v	Geschwindigkeit		
x,y	kartesische Koordinaten		
z	Gipfelhöhe, maximale Wurfhöhe		

### Mathematische Symbole

acs	Arcuscosinus
atn	Arcustangens
cos	Cosinus
e	Exponentialfunktion zur Basis von 2,718282...
ln	natürlicher Logarithmus
sin	Sinus
tan	Tangens
$\pi$	Kreiszahl 3,1415926535...

### Indices

0	Anfangs-	kreis	Kreisbahn-
a	Ausström-	max	Maximum
apo	Apoapsis	MZ	Metazentrum
ball	ballistisch	n	normal-
CG	Center of Gravity, Schwerpunkt	ort	Orts-
CM	Center of Mass, Massenmittelpunkt	peri	Periapsis
e	End-	r	radial-
E	Erde	syn	synodisch

## A3.2. Formelsammlung der klassischen Bahnmechanik

### Geometrie

Polargleichung :

$$r = \frac{p}{1 + e \cos \varphi} \quad (1)$$

Ellipse ( $e < 1$ ) :

$$\frac{x^2}{a^2} + \frac{y^2}{b^2} = 1 \quad (2)$$

$$x = a \cos \varphi \quad (3)$$

$$y = b \sin \varphi \quad (4)$$

$$a = \frac{b^2}{p} = \frac{p}{1 - e^2} = \frac{b}{\sqrt{1 - e^2}} = \frac{r_{peri} + r_{apo}}{2} \quad (5)$$

$$b = \sqrt{ap} = a\sqrt{1 - e^2} = \frac{p}{\sqrt{1 - e^2}} \quad (6)$$

$$p = \frac{b^2}{a} = a(1 - e^2) = b\sqrt{1 - e^2} \quad (7)$$

$$e = \sqrt{1 - \frac{b^2}{a^2}} = \sqrt{1 - \frac{p}{a}} = \sqrt{1 - \frac{p^2}{b^2}} \quad (8)$$

$$r_{peri} = a(1 - e) = \frac{p}{1 + e} \quad (9)$$

$$r_{apo} = a(1 + e) = \frac{p}{1 - e} \quad (10)$$

Parabel ( $e = 1$ ) :

$$r = \frac{p}{1 + \cos \varphi} \quad (11)$$

$$y^2 = 2px \quad (12)$$

$$r_{peri} = \frac{p}{2} \quad (13)$$

Hyperbel ( $e > 1$ ) :

$$\frac{x^2}{a^2} - \frac{y^2}{b^2} = 1 \quad (14)$$

$$x = a \cosh \varphi \quad (15)$$

$$y = b \sinh \varphi \quad (16)$$

$$\varphi_{\max} = \operatorname{acs}\left(-\frac{1}{e}\right) \quad (17)$$

$$a = \frac{b^2}{p} = \frac{p}{e^2 - 1} = \frac{b}{\sqrt{e^2 - 1}} \quad (18)$$

$$b = \sqrt{ap} = a\sqrt{e^2 - 1} = \frac{p}{\sqrt{e^2 - 1}} \quad (19)$$

$$p = \frac{b^2}{a} = a(e^2 - 1) = b\sqrt{e^2 - 1} \quad (20)$$

$$e = \sqrt{1 + \frac{b^2}{a^2}} = \sqrt{1 + \frac{p}{a}} = \sqrt{1 + \frac{p^2}{b^2}} \quad (21)$$

$$r_{\text{peri}} = a(e - 1) = \frac{p}{1 + e} \quad (22)$$

### Bahnbestimmung

Körperkonstante :

$$\mu = fM \quad (23)$$

Vis-Viva-Gleichung :

$$v = \sqrt{\mu\left(\frac{2}{r} - \frac{1}{a}\right)} \quad \Leftrightarrow \quad a = \left[\frac{2}{r} - \frac{v^2}{\mu}\right]^{-1} \quad (24)$$

Exzentrizität :

$$e = \sqrt{1 + \left(\frac{rv^2}{\mu} - 2\right)\frac{rv^2 \sin^2 \Psi}{\mu}} = \left| \frac{1}{\cos \Psi + \tan \Psi \sin \varphi} \right| \quad (25)$$

Ortstangentenwinkel :

$$\Psi = 180^\circ - \operatorname{atn}\left[\frac{1 + e \cos \varphi}{e \sin \varphi}\right] \quad (26)$$

Radialgeschwindigkeit :

$$v_r = \frac{rv \sin \Psi}{a(1 - e^2)} e \sin \varphi \quad (27)$$

Normalgeschwindigkeit :

$$v_n = \frac{r v \sin \Psi}{a(1 - e^2)} (1 + e \cos \varphi) \quad (28)$$

Winkelgeschwindigkeit :

$$\dot{\varphi} = \frac{r v \sin \Psi}{a^2(1 - e^2)^2} (1 + e \cos \varphi)^2 \quad (29)$$

Umlaufdauer :

$$T = 2\pi \sqrt{\frac{a^3}{\mu}} \quad (30)$$

Ortszeit für Ellipsenflugbahnen :

$$t = \sqrt{\frac{a^3}{\mu}} \left[ 2 \operatorname{atn} \left( \sqrt{\frac{1-e}{1+e}} \tan \frac{\varphi}{2} \right) - \frac{e \sqrt{1-e^2} \sin \varphi}{1+e \cos \varphi} \right] \quad (31)$$

Ortszeit für Parabelflugbahnen :

$$t = \sqrt{\frac{p^3}{\mu}} \left[ \frac{1}{2} \tan \frac{\varphi}{2} + \frac{1}{6} \tan^3 \frac{\varphi}{2} \right] \quad (32a)$$

Ortszeit für Hyperbelflugbahnen :

$$t = \sqrt{\frac{p^3}{\mu}} \frac{1}{e^2 - 1} \left[ \frac{e \sin \varphi}{1 + e \cos \varphi} - \frac{1}{\sqrt{e^2 - 1}} \ln \left| \frac{(e - 1) \tan \frac{\varphi}{2} + \sqrt{e^2 - 1}}{(e - 1) \tan \frac{\varphi}{2} - \sqrt{e^2 - 1}} \right| \right] \quad (32b)$$

Anziehungsbeschleunigung :

$$g = \frac{\mu}{r^2} \quad (33)$$

Restgeschwindigkeit im Unendlichen :

$$v_\infty = \sqrt{v^2 - \frac{2\mu}{r}} \quad (34)$$

Kreisbahngeschwindigkeitsbedarf :

$$\Delta v_{\text{kreis}} = \sqrt{v_{\text{kreis}}^2 + v_{\text{ort}}^2 - 2v_{\text{kreis}}v_{\text{ort}} \sin \Psi} \quad (35)$$

Synodische Periode :

$$t_{\text{syn}} = \left| \frac{1}{\frac{1}{T_1} - \frac{1}{T_2}} \right| \quad (36)$$

### Swing-by

Unbeeinflusste Vorbeiflugentfernung :

$$n = r_{peri} \sqrt{1 + \frac{2\mu}{r_{peri} v_{\infty}^2}} \quad (37)$$

Umlenkwinkel :

$$\Phi = 180^\circ - 2 \operatorname{atn} \frac{nv_{\infty}}{\mu} \quad (38)$$

### Bahnübergänge

Hohmann-Übergang :

$$\Delta v = \Delta v_1 + \Delta v_2 \quad (39)$$

mit

$$\Delta v_1 = \sqrt{\frac{\mu}{r_1}} \left( \sqrt{\frac{2r_2}{r_1 + r_2}} - 1 \right) \quad (40)$$

und

$$\Delta v_2 = \sqrt{\frac{\mu}{r_2}} \left( 1 - \sqrt{\frac{2r_1}{r_1 + r_2}} \right) \quad (41)$$

Drei-Impuls-Übergang :

$$\Delta v = (\sqrt{2} - 1) \left( \sqrt{\frac{\mu}{r_1}} + \sqrt{\frac{\mu}{r_2}} \right) \quad (42)$$

Spiral-Übergang :

$$\Delta v = \sqrt{\frac{\mu}{r_1}} \left( 1 - \sqrt{\frac{r_1}{r_2}} \right) \quad (43)$$

### Ballistik

Ballistikfaktor :

$$\lambda = \frac{R_0 v_0^2}{\mu} \quad (44)$$

Exzentrizität :

$$e = \sqrt{1 - \lambda(2 - \lambda) \cos^2 \beta} \quad (45)$$

Gipfelhöhe :

$$z = R_0 \left( \frac{e + \lambda - 1}{2 - \lambda} \right) \quad (46)$$

Reichweite :

$$s = 2R_0 \operatorname{acs} \left( \frac{1 - \lambda \cos^2 \beta}{e} \right) \quad (47)$$

Maximale Reichweite :

$$s_{\max} = 2R_0 \operatorname{acs} \left( \frac{2\sqrt{1 - \lambda}}{2 - \lambda} \right) \quad (48)$$

Bahnanstiegswinkel für maximale Reichweite :

$$\beta_{\max} = \operatorname{acs} \left( \frac{1}{\sqrt{2 - \lambda}} \right) \quad (49)$$

Flugzeit :

$$t_{ball} = \frac{2\mu}{v_0^3} \left( \frac{\lambda}{2 - \lambda} \right)^{1.5} (\chi + e \sin \chi) \quad (50)$$

mit

$$\chi = \operatorname{acs} \left( \frac{1 - \lambda}{e} \right) \quad (51)$$

### Einflüsse der Erdabplattung

Verschiebung der Rektaszension (in Grad pro Tag) :

$$\dot{\Omega} = \frac{-9.96 \cos i}{\left( \frac{a}{R_E} \right)^{3.5} (1 - e^2)^2} \quad (52)$$

Verschiebung des Arguments des Perigäums (in Grad pro Tag) :

$$\dot{\omega} = \frac{4.98(5 \cos^2 i - 1)}{\left( \frac{a}{R_E} \right)^{3.5} (1 - e^2)^2} \quad (53)$$

## Seile

Massenzentrum :

$$r_{CM} = \frac{m_1 r_1 + m_2 r_2}{m_1 + m_2} \quad (54)$$

Gravitationszentrum :

$$r_{CG} = \left[ \frac{\frac{m_1 + m_2}{\frac{m_1}{r_1^2} + \frac{m_2}{r_2^2}}}{2} \right]^{\frac{1}{2}} \quad (55)$$

Metazentrum :

$$r_{MZ} = \left[ \frac{\frac{m_1 r_1 + m_2 r_2}{\frac{m_1}{r_1^2} + \frac{m_2}{r_2^2}}}{3} \right]^{\frac{1}{3}} \quad (56)$$

mit

$$r_{MZ}^3 = r_{CM} r_{CG}^2 \quad (57)$$

Umlaufdauer :

$$T = 2\pi \sqrt{\frac{r_{MZ}^3}{\mu}} \quad (58)$$

Seilendbeschleunigung :

$$g = \mu \left[ \frac{1}{(r_{MZ} + l)^2} - \frac{r_{MZ} + l}{r_{MZ}^3} \right] \quad (59)$$

### A3.3. Formelsammlung für den Raketenflug

#### Raketenformeln

Ziolkowsky-Raketengleichung :

$$v_e = v_a \ln \frac{m_0}{m_e} \quad (60)$$

Nutzlast ohne Rückflug :

$$N = \frac{e^{v_e/v_a} m_e - m_0}{1 - e^{v_e/v_a}} \quad (61)$$

Nutzlast bei Leerrückflug :

$$N = \frac{e^{2v_e/v_a} m_e - m_0}{1 - e^{v_e/v_a}} \quad (62)$$

Nutzlast bei Leerhinflug :

$$N = \frac{e^{v_e/v_a} m_e - \frac{m_0}{e^{v_e/v_a}}}{1 - e^{v_e/v_a}} \quad (63)$$

Nutzlast ohne Leerflug :

$$N = \frac{e^{2v_e/v_a} m_e - m_0}{1 - e^{2v_e/v_a}} \quad (64)$$

#### Sonnensegeln

$$F = (1 + \eta) \frac{S}{c} \quad (65)$$

mit

$\eta$  = Reflektionsgrad ( $0 < \eta < 1$ )

$c$  = Lichtgeschwindigkeit

$S$  = örtliche Solarkonstante

$F$  = Strahlungsdruck

## A4. Aufgabensammlung

### Kapitel 1:

1. Nennen Sie die bedeutendsten Raumfahrtpioniere.
2. Nennen Sie Namen und Jahreszahl für
  - die erste erfolgreich gestartete Fernrakete
  - den ersten Satelliten im Weltall
  - den ersten Menschen im Weltall
  - den ersten Menschen auf dem Mond
  - die größten Unglücke der Raumfahrtgeschichte

### Kapitel 2:

1. Nennen Sie die Namen der **acht** großen Planeten aufsteigend geordnet nach der Größe der Halbachse ihrer Umlaufbahn um die Sonne.
2. Ermitteln Sie die durchschnittliche Dichte von Sonne, Erde und Saturn. Erklären Sie die wesentlichen Unterschiede.
3. Wie lange ist das Licht von der Sonne zur Erde unterwegs?  
Wie lange dauert die Bestätigung (Lichtlaufzeit) von durchzuführenden Steuerbefehlen bei der Jupitersonde Galileo?
4. Wie lange ist grob eine Raumsonde vom Jupiter zum hellsten Stern Sirius (in 8 Lichtjahren Entfernung) unterwegs? Als konstante Reisegeschwindigkeit soll die typische Geschwindigkeit eines Space Shuttle angenommen werden.
5. Wie lauten die Kepler'schen Gesetze?
6. Welche geometrische Figuren lassen sich beim Schnitt einer Ebene mit einem Kreiskegel gewinnen (Kegelschnitte)?
7. a) Mit welcher Kraft ziehen sich zwei Lkw (Masse: je 40 Tonnen) an, wenn deren Massenmittelpunkte sich in 3 Meter Abstand befinden?  
b) Wer stört die Bahn unseres Mondes mehr, Venus oder Jupiter, und warum?
8. Wie schwer ist ein Mensch mit 80 kg auf Sonne, Erde und Mond?

9. Wie weit fliegt eine Silvesterrakete mit 30 m/s Brennschlussgeschwindigkeit und 45 Grad Abschussneigungswinkel gegenüber der Erdoberfläche antriebslos nach Brennschluss? Vernachlässigen Sie die Dauer des Antriebsvorgangs und den Luftwiderstand.
10. Warum sind in Europa stationierte militärische, russische Mittelstreckenraketen größer und schwerer bei gleicher Reichweite gegenüber amerikanischen oder französischen?
11. Welche Eigenschaften und Vorzüge weisen sonnensynchrone Umlaufbahnen um die Erde auf? Was ist für geostationäre Bahnen charakteristisch?
12. Welche Verfahren zur Bahnänderung von Satelliten kennen Sie? Nennen Sie Vor- und Nachteile.
13. Wird unser Mond stärker von der Sonne oder der Erde angezogen? Warum?
14. Wie stark wird unsere Sonne von einem massegleichen Stern am Rande des Universums angezogen? (Sonnenmasse:  $2E+30$  kg, Abstand:  $10E+9$  Lichtjahre)
15. Erklären Sie den Begriff der kosmischen Geschwindigkeit. Welche verschiedenen Geschwindigkeiten kennen Sie?
16. Um welchen fiktiven Punkt bewegen sich Sonne, Mond und Planeten in unserem Sonnensystem? Wo liegt dieser Punkt näherungsweise?

### **Kapitel 3:**

1. Nennen Sie verschiedene Antriebsysteme für Raumfahrtanwendungen.
2. Wovon hängt die Ausströmgeschwindigkeit der Feuergase in einer Lavaldüse ab?
3. Nennen Sie Vor- und Nachteile von Feststoffantrieben.
4. Wovon hängt die Ausströmgeschwindigkeit bei einem elektrostatischen Triebwerk ab?
5. Nennen Sie Vor- und Nachteile elektrischer Antriebsysteme.
6. Welche thermonuklearen Antriebsysteme stehen für Raumfahrtanwendungen theoretisch zur Verfügung?
7. Nennen Sie Vor- und Nachteile des Sonnensegels.
8. Mit welcher Leistung muss ein Lichtstrahler (z.B. Taschenlampe) mindestens betrieben werden, um 1N Schub zu erzeugen?

### **Kapitel 4:**

1. Welche historischen und aktuellen Raumfahrtmissionen kennen Sie?
2. Warum ist Merkur schwieriger für eine wissenschaftliche Untersuchung an der Oberfläche zu erreichen als Pluto?

## **Kapitel 5:**

1. Welche Energiequellen für die Bordenergieversorgung von Raumfahrzeugen kennen Sie?
2. Nennen Sie Vor- und Nachteile von Radioisotopbatterien.

## **Kapitel 6:**

1. Welche Energiespeicher für Raumfahrtanwendungen kennen Sie?
2. Nennen Sie Vor- und Nachteile des Blei-Säure-Akkumulators.

## **Kapitel 7:**

1. Wodurch unterscheiden sich die Umweltbedingungen im Weltraum grundsätzlich von denen auf der Erde? Welchen Einfluss haben diese Umstände auf die Auswahl geeigneter Materialien?
2. Welche Eigenschaften spielen für die Auswahl von Materialien eine Rolle?

## **Kapitel 8:**

1. Welchen typischen Belastungen sind Raumfahrtprodukte ausgesetzt?
2. Beschreiben Sie die Testphilosophie und Nachweisführung bei der Akzeptanz von Raumfahrtprodukten.

## **Kapitel 9:**

1. Welche Raumfahrzeuge kennen Sie?
2. Wieviele Antriebsstufen besaß das System Saturn V / Apollo für die Mondflüge der 1960/70er Jahre? Wofür wurden diese hauptsächlich verwendet?

## **Kapitel 10:**

1. Erklären Sie die sechs Phasen für die Abwicklung von Raumfahrtprojekten.
2. Wonach lassen sich Raumfahrtprojekte gruppieren? Nennen Sie Beispiele.

## **Kapitel 11:**

1. Welche Weltraumbahnhöfe sind Ihnen bekannt? Wo werden solche bevorzugt eingerichtet? Warum?
2. Beschreiben Sie die Vorzüge von Starts mit dem internationalen Konsortium Sea-Launch.

## **Kapitel 12:**

1. Welche Umwelteinflüsse müssen für einen Satelliten im geostationären Orbit für einen zuverlässigen Betrieb berücksichtigt werden?
2. Wann können Satelliten von der Erde mit freiem Auge beobachten werden?

## **Kapitel 13:**

1. Welche Faktoren behindern die rasche Weiterentwicklung der bemannten Raumfahrt und die Zivilisation des Weltalls, wie von den frühen Enthusiasten erhofft?
2. Nennen Sie verschiedene Randbedingungen für eine interstellare Raumfahrt.

## A5. TURBO-PASCAL-Rechenprogramme

Für die vorstehenden Lehrinhalte gibt es umfangreiche Rechenprogramme als MS-DOS-Anwendung. **Diese sind mit heutigen DOS-Emulatoren auf nahezu allen aktuellen Betriebssystemen lauffähig.**

**Himmelsmechanische Berechnungen als Einkörperproblem (oestl.Laengengrade >0)**

**Apsidenwinkel <=> wahre Anomalie**

**Apsidenhoehe <=> Bahnordinate im Brennpunkt**

- |   |                                 |   |                                      |
|---|---------------------------------|---|--------------------------------------|
| 1 | Ballistische Bahnen             | 7 | Swingby-Manoever                     |
| 2 | Kreisfoermige Bahnen            | 8 | Bodenspur zeichnen                   |
| 3 | Elliptische Bahnen              | 9 | Seile                                |
| 4 | Allgemeine Bahnen               |   |                                      |
| 5 | Bahnbestimmung aus Ortsgroessen |   |                                      |
| 6 | Bahnbestimmung aus Flugdauer    |   |                                      |
| a | Planetendaten                   | e | Raketengroesse fuer Einstufentraeger |
| b | Erdabplattungseinfluesse        | f | Raketengeschwindigkeitsvermoegen     |
| c | Manoevergeschwindigkeitsbedarf  | g | Raumschlepper                        |
| d | Bahnelemente ermitteln          | h | Raumfahrtantriebe                    |

**Numerische Programme :**

i	Freiflug im Erde-Mond-System
j	Wiedereintrittsprogramm
k	Raketenstartprogramm

**Grafische Programme :**

l	Planetensystem	m	Weltraumbahnhoefe
---	----------------	---	-------------------

Die Rechenprogramme (EXE-Dateien) und die ASCII-Quellcodes in TURBO-Pascal gibt es auf Anfrage bei [thomas.muetsch@freenet.de](mailto:thomas.muetsch@freenet.de).

## A6. INTERNET-Adressen

<https://www.thomas-muetsch.de>

Einfache private Homepage mit Verlinkungen und regelmäßigen Aktualisierungen von Statusberichten aus der Raumfahrt, deutsch

<https://www.youtube.com/c/senkrechtstarter>

YouTube-Kanal von Moritz Veith mit wöchentlichen Nachrichten aus der Raumfahrt, deutsch, über 77000 Abonnenten

Umfangreiche Chronologie der Raumfahrt:

[https://de.wikipedia.org/wiki/Zeitleiste\\_der\\_Erkundung\\_des\\_Weltraums](https://de.wikipedia.org/wiki/Zeitleiste_der_Erkundung_des_Weltraums)

Professionelle Links (Stand: 2024):

Webseite	Remarks
<a href="https://www.nasa.gov/">https://www.nasa.gov/</a>	US-National Aeronautics and Space Administration
<a href="http://www.esa.int/">http://www.esa.int/</a>	European Space Agency
<a href="http://www.cnes.fr/">http://www.cnes.fr/</a>	French Space Agency
<a href="http://global.jaxa.jp/">http://global.jaxa.jp/</a>	Japan Aerospace Exploration Agency
<a href="https://www.isro.gov.in/">https://www.isro.gov.in/</a>	Indian Space Research Organisation
<a href="http://www.cnsa.gov.cn/english/">http://www.cnsa.gov.cn/english/</a>	China National Space Administration
<a href="http://www.astronautix.com/">http://www.astronautix.com/</a>	Encyclopedia Astronautica
<a href="https://spacenews.com/">https://spacenews.com/</a>	Daily news
<a href="https://spaceflightnow.com/">https://spaceflightnow.com/</a>	Daily launch tracker
<a href="https://nasaspaceflight.com/">https://nasaspaceflight.com/</a>	US website
<a href="http://www.russianspaceweb.com/">http://www.russianspaceweb.com/</a>	Russian website from Anatoly Zak
<a href="https://space.skyrocket.de/">https://space.skyrocket.de/</a>	Gunter's Space Page
<a href="https://www.heavens-above.com">https://www.heavens-above.com</a>	Satellite tracking and visibility
<a href="https://www.n2yo.com/">https://www.n2yo.com/</a>	Real time satellite tracking and predictions
<a href="http://www.arianespace.com/">http://www.arianespace.com/</a>	European Launch provider
<a href="https://www.aiaa.org/">https://www.aiaa.org/</a>	American Institute of Aeronautics and Astronautics
<a href="http://www.raumfahrer.net/">http://www.raumfahrer.net/</a>	German language website
<a href="https://www.der-orion.com/">https://www.der-orion.com/</a>	German language website from Eugen Reichl
<a href="https://www.bernd-leitenberger.de/raumfahrt.shtml">https://www.bernd-leitenberger.de/raumfahrt.shtml</a>	German language website from Bernd Leitenberger
<a href="https://www.nextspaceflight.com/">https://www.nextspaceflight.com/</a>	Daily launch tracker
<a href="https://apod.nasa.gov/apod/">https://apod.nasa.gov/apod/</a>	NASA astronomy picture of the day
<a href="https://astronomynow.com/">https://astronomynow.com/</a>	English astronews
<a href="https://www.astronews.com/">https://www.astronews.com/</a>	German Astronews
<a href="https://www.agi.com/">https://www.agi.com/</a>	Professional satellite tool kit
<a href="https://www.airbus.com/">https://www.airbus.com/</a>	European company
<a href="https://www.ariane.group/">https://www.ariane.group/</a>	European company
<a href="https://www.space-propulsion.com/">https://www.space-propulsion.com/</a>	Portfolio of ArianeGroup
<a href="https://www.dglr.de/">https://www.dglr.de/</a>	German institute
<a href="https://www.dlr.de/">https://www.dlr.de/</a>	German institute
<a href="http://www.ohb.de/">http://www.ohb.de/</a>	German company
<a href="https://www.safran-group.com/">https://www.safran-group.com/</a>	French company
<a href="https://www.blueorigin.com/">https://www.blueorigin.com/</a>	US-company from Jeff Bezos

<a href="http://www.boeing.com/">http://www.boeing.com/</a>	US-company
<a href="https://www.ilslaunch.com/">https://www.ilslaunch.com/</a>	International company, Proton
<a href="https://www.jpl.nasa.gov/">https://www.jpl.nasa.gov/</a>	US-institute of NASA
<a href="https://www.kennedyspacecenter.com/">https://www.kennedyspacecenter.com/</a>	for visitors
<a href="https://www.lockheedmartin.com/">https://www.lockheedmartin.com/</a>	US-company
<a href="https://www.oneweb.world/">https://www.oneweb.world/</a>	Internetprovider in space
<a href="http://www.northropgrumman.com/">http://www.northropgrumman.com/</a>	US-company Orbital ATK
<a href="https://www.spacex.com/">https://www.spacex.com/</a>	US-company from Elon Musk
<a href="https://www.stratolaunch.com/">https://www.stratolaunch.com/</a>	US-company
<a href="http://www.starsem.com/">http://www.starsem.com/</a>	International company, Sojus
<a href="https://www.sworld.com.au/steven/space/russia-man.txt">https://www.sworld.com.au/steven/space/russia-man.txt</a>	Russian launch manifest
<a href="http://www.cgwic.com/">http://www.cgwic.com/</a>	Chinese subsidiary company
<a href="https://www.kari.re.kr/eng.do">https://www.kari.re.kr/eng.do</a>	Korean Space Agency
<a href="https://www.rocketlabusa.com/">https://www.rocketlabusa.com/</a>	International company, Electron
<a href="https://www.space.gov.il/en">https://www.space.gov.il/en</a>	Israel Space Agency
<a href="https://www.asi.it/en/">https://www.asi.it/en/</a>	Italian Space Agency
<a href="http://www.unoosa.org/">http://www.unoosa.org/</a>	UN Outer Space organisation
<a href="https://www.astronomie.info/">https://www.astronomie.info/</a>	German Astronomical informations
<a href="https://www.nasa.gov/centers/kennedy/home/index.html">https://www.nasa.gov/centers/kennedy/home/index.html</a>	NASA Kennedy Space center
<a href="http://www.mitsubishielectric.com/bu/space/">http://www.mitsubishielectric.com/bu/space/</a>	Japanese company
<a href="https://www.ruag.com/">https://www.ruag.com/</a>	Swiss company
<a href="http://avio.com/">http://avio.com/</a>	Italian company
<a href="http://english.spacechina.com/">http://english.spacechina.com/</a>	Chinese company
<a href="http://spacefacts.de/">http://spacefacts.de/</a>	German language webside from Joachim Becker
<a href="https://www.rfa.space">https://www.rfa.space</a>	German launcher start-up
<a href="https://www.isaraerospace.com">https://www.isaraerospace.com</a>	German launcher start-up
<a href="https://www.hyimpulse.de/">https://www.hyimpulse.de/</a>	German NewSpace start-up

# Curriculum vitae



Thomas Franz Mütsch

Dipl.-Ing. für Luft- und Raumfahrttechnik, Universität Stuttgart

## Laufbahn

- 1987            Untersuchung des thermodynamischen Verhaltens von Brennstoffzellen mit immobilen Elektrolyten (Studienarbeit bei Dornier-System GmbH, heute Airbus DS GmbH)
  
- 1989            Aspekte der Regenerativkühlung bei H<sub>2</sub>/O<sub>2</sub>-Hochdruck-Triebwerken fortschrittlicher Konfiguration (Diplomarbeit bei DLR Lampoldshausen)
  
- seit 1990        MBB GmbH in Lampoldshausen, heute Ariane Group GmbH
  
- 1990-1992      Testingenieur HM60-Triebwerk (Hauptantrieb ARIANE 5)
  
- 1992-1995      Projekt-Koordinator Baugruppen ARIANE 5-Oberstufe (Triebwerk AESTUS, Druckregelung PCA, Förderleitungen PFE)
  
- 1994-1999      Produktmanager Einstoff-Triebwerke (ARIANE 5-Lageregelung SCA 400N, GLOBALSTAR-Antrieb und -Lageregelung 1N)
  
- 2000-2003      Abteilungsleiter Planung und Steuerung
  
- 2003-2005      Entwicklungsingenieur Elektrische Triebwerke
  
- 2006-2009      Abteilungsleiter Standortmanagement
  
- 2009-2024      Produktmanager Einstoff-Triebwerke (1N, 20N, 400N, Gasgenerator)**