

RAUMFAHRT

RAUMFAHRT	1
Raumstation	82
Hitzeschild	125
Antriebsmethoden	142
Ionenantrieb	197
Plasma	243
Space Shuttle	402
Hitzeschild	517
Exosphäre	537
Superkavitation	635
Ionisator.....	664
Raumstation	739

Die Frage der Raumfahrt ist gegenwärtig weniger eine Frage des Wollens als des Könnens. Das nämliche Können wiederum wird an der Antriebsart gemessen.

Mangels wirklicher Raumfahrt, gemessen an den Erwartungen, könnte man unsere Generation als Möchtegernraumfahrer bezeichnen und die Mängel mit Rhetorik ersetzen oder überdecken. Demnach wären wir in der Steinzeit der Raumfahrt angekommen, hoffentlich, und frönen der primitiven Vorstellung, mit einem phallischen Ding, was wir zur Hand haben, einen Annäherungsversuch zu wagen.

Wollte man sich der Fragestellung nähern, so stößt man in Sachen Antrieb sogleich an Grenzen. Der Antrieb wäre vielleicht nicht die wichtigste Frage, aber sie macht sich wegen ihrer Mängel wichtig, und blockiert den Zugang. Deswegen drängt sich also die Frage nach dem Antrieb gleichsam als zentral auf. Die Frage nach der Raumfahrt mündet also zwangsläufig in der Frage nach dem Antrieb, die noch derzeit nicht als gelöst gelte. So kann man zwar die Frage nach

der Raumfahrt nicht allein auf die Frage nach dem Antrieb herunter brechen, aber es führt an der Frage nach dem Antrieb kein Weg vorbei, so dass man sich vorerst mit dieser Frage bescheiden könne.

Bei den nachstehend zitierten Antriebsarten handelt es sich so gut wie ausschließlich um Rückstoßantriebe, das sind umgangssprachlich ausgedrückt sogenannte Raketenantriebe¹. Was den Hauptantrieb betrifft, so sind das Raketenantriebe mit chemischer Verbrennung, während bei der Steuerung oder für kleinere Manöver schon unter Weltraumbedingungen, das heißt in der Schwerelosigkeit, kommen einige

¹ Wikipedia: Seite „Antriebsmethoden für die Raumfahrt“. In: Wikipedia, Die freie Enzyklopädie. Bearbeitungsstand: 23. November 2010, 14:22 UTC. URL: http://de.wikipedia.org/w/index.php?title=Antriebsmethoden_f%C3%BCr_die_Raumfahrt&oldid=81846422 (Abgerufen: 22. Januar 2011, 13:45 UTC) Versions-ID der Seite: 81846422.

andere Antriebsarten in Frage, von denen sich die Forscher aber künftig einiges versprechen.

- „2 Antriebskonzepte
 - 2.1 Gasantrieb
 - 2.1.1 Kaltgasantrieb
 - 2.1.2 Solarthermisch
 - 2.1.3 Lightcraft
 - 2.2 Chemische Antriebe
 - 2.2.1 Feststoff
 - 2.2.2 Monergol
 - 2.2.3 Diergol
 - 2.2.4 Triergol
 - 2.2.5 Hybridrakete
 - 2.2.6 Luftatmend
 - 2.2.7 Allotrope
 - 2.2.8 Metastabile Elemente
 - 2.3 Elektrische Antriebe
 - 2.3.1 Widerstandsbeheiztes Triebwerk
 - 2.3.2 Thermisches Lichtbogentriebwerk
 - 2.3.3 Feldemissionstriebwerk
 - 2.3.4 RIT-Triebwerke
 - 2.3.5 Kaufmann-Triebwerk
 - 2.3.6 HET-Triebwerk
 - 2.3.7 Magnetoplasmadynamisches Triebwerk
 - 2.3.8 Gepulstes Plasmatriebwerk
 - 2.3.9 PIT
 - 2.3.10 VASIMR
 - 2.3.11 Magnetfeldoszillationsantrieb

- [2.3.12 HDLT](#)
 - [2.4 Nukleare Antriebe](#)
 - [2.4.1 Radioisotopenantrieb](#)
 - [2.4.2 Festkernreaktor](#)
 - [2.4.3 Gaskernreaktor](#)
 - [2.4.4 Antrieb durch Spaltprodukte](#)
 - [2.4.5 Nuklearer Pulsantrieb](#)
 - [2.4.6 Fusionsantrieb](#)
 - [2.4.7 Photonenrakete](#)
 - [2.4.8 Fissionssegel](#)
 - [2.4.9 Nukleare Salzwasserrakete](#)
 - [2.4.10 Antimaterieantrieb](#)
 - [2.5 Antriebe ohne Treibstoff](#)
 - [2.5.1 Sonnensegel](#)
 - [2.5.2 Materiesegel](#)
 - [2.5.3 Weltraumlift](#)
 - [2.5.4 Magnetsegel](#)
 - [2.5.5 Tether](#)
 - [2.5.6 Katapult](#)
 - [2.5.7 Trägerschiffe](#)
- [3 Siehe auch](#)²

Es gibt also den Gasantrieb, chemischen Antrieb, elektrischen Antrieb, nuklearen Antrieb, und An-

² Wikipedia: Seite „Antriebsmethoden für die Raumfahrt“. In: Wikipedia, Die freie Enzyklopädie. Bearbeitungsstand: 23. November 2010, 14:22 UTC. URL: http://de.wikipedia.org/w/index.php?title=Antriebsmethoden_f%C3%BCr_die_Raumfahrt&oldid=81846422 (Abgerufen: 22. Januar 2011, 13:45 UTC) Versions-ID der Seite: 81846422.

triebe ohne Treibstoff zur Verfügung, besser gesagt sie stünden theoretisch zur Auswahl.³ Sieht man von den noch ausstehenden Überraschungen ab, so kann neben dem derzeit vorherrschenden chemischen Antrieb langfristig wohl der elektrische Antrieb in die engere Auswahl kommen. Vorbehaltlich der nicht kalkulierbaren neuen Entdeckungen, kann also der elektrische Antrieb⁴ als der Hoffnungsträger der Raumfahrt angesehen werden. Angesichts der Hinwendung des Straßenverkehrs zum e-Mobil und der bereits bestehenden Elektrifizierung des Schienenverkehrs, kann – nach derzeitiger Lage – schon allein aus methodischen Gründen der Schwerpunkt der Suche nach dem Hoffnungsträger auf den elektrischen Antrieb als Zukunftsträger verlegt werden.

³ Wikipedia: Seite „Ionenantrieb“. In: Wikipedia, Die freie Enzyklopädie. Bearbeitungsstand: 26. Dezember 2010, 12:59 UTC. URL: <http://de.wikipedia.org/w/index.php?title=Ionenantrieb&oldid=83077070> (Abgerufen: 19. Januar 2011, 17:09 UTC) Versions-ID der Seite: 83077070.

⁴ Schartner, Karl-Heinz: Physikalische Prinzipien des elektrischen Antriebs, um 1990, abgerufen am 22. 1. 2011, in: < <http://meyweb.physik.uni-giessen.de/EP-Antrieb/tuts/typen/typen.html> >.

Einige dieser elektrisch genannten Antriebe begnügen sich damit den Treibstoff elektrisch vorzuheizen, die hier nicht weiter beachtet werden, weil sie nur ein Manko für den chemischen Antrieb sind⁵. Ähnlich unberücksichtigt bleiben elektrische Antriebe, die lediglich ein Gas aufheizen, und durch die Expansion des Gases als Rückstoßantrieb arbeiten⁶.

⁵ Wikipedia: Seite „Antriebsmethoden für die Raumfahrt“. In: Wikipedia, Die freie Enzyklopädie. Bearbeitungsstand: 23. November 2010, 14:22 UTC. URL: http://de.wikipedia.org/w/index.php?title=Antriebsmethoden_f%C3%BCr_die_Raumfahrt&oldid=81846422 (Abgerufen: 22. Januar 2011, 13:45 UTC) Versions-ID der Seite: 81846422: „Bei einem widerstandsbeheizten Triebwerk wird der Treibstoff durch einen stromdurchflossenen Widerstand aufgeheizt. Dies kann zum Beispiel ein Wolframdraht sein, das Prinzip gleicht dem eines Tauchsieders.“

⁶ Wikipedia: Seite „Antriebsmethoden für die Raumfahrt“. In: Wikipedia, Die freie Enzyklopädie. Bearbeitungsstand: 23. November 2010, 14:22 UTC. URL: http://de.wikipedia.org/w/index.php?title=Antriebsmethoden_f%C3%BCr_die_Raumfahrt&oldid=81846422 (Abgerufen: 22. Januar 2011, 13:45 UTC) Versions-ID der Seite: 81846422: „Zwischen einer Kathode und einer Anode wird ein thermischer Lichtbogen gebildet. Durch den Lichtbogen fließt der Treibstoff, welcher dadurch stark aufgeheizt wird (ca. 5.000 K). Das heiße Gas wird anschließend durch eine Düse expandiert. Der Schub wird nur durch den thermischen Effekt der Expansion erzeugt und nicht durch Magnetfelder (im Unterschied zum MPD).“

Ein Elektrischer Antrieb im engeren Sinne arbeitet mit der Ionisierung einer Trägersubstanz die man als Analogie zum herkömmlichen Treibstoff nehmen könne, doch die Beschleunigung erfolgt hier durch elektromagnetische Felder, also physisch und nicht chemisch, relativ zum ionisierten Medium. Aus diesem Grunde bestehen die elektrischen Antriebe aus mindestens zwei Teilen, nämlich der Ionisator⁷ einerseits und das elektromagnetische Feld als eigentlicher Antrieb, Beschleuniger, andererseits. Sie haben aber in der Regel auch nicht viel mehr Teile als diese zwei und ähneln im

⁷ Wikipedia: Seite „Ionisator“. In: Wikipedia, Die freie Enzyklopädie. Bearbeitungsstand: 4. Dezember 2010, 12:10 UTC. URL: <http://de.wikipedia.org/w/index.php?title=Ionisator&oldid=82256574> (Abgerufen: 22. Januar 2011, 09:42 UTC) Versions-ID der Seite: 82256574: „[Ionisatoren arbeiten entweder mit Hochspannung von einigen tausend Volt und einer Koronaentladung an Spitzen oder sie enthalten Quellen ionisierender Strahlung \(Ultraviolettstrahler, radioaktive Isotope\)](#). Die erreichbaren Ströme betragen meist etwa 1 μA , das entspricht einigen Milliarden Ionen pro Sekunde.“

Grunde alle dem Prinzip der einfachen Fernseh-
röhre⁸, wo vom Ionisator im Hintergrund ein Feld
die ionisierten Ladungsträger Beschleunigt.

Die elektrischen Antriebe können unterschiedliche
Methoden bei der Ionisierung haben, so dass
dabei andere Technologien zur Anwendung
kommen, und so alles anders aussieht, es ist aber
trotzdem immer das Prinzip der Ionisation und die
Beschleunigung der Ionen gleich, bzw. konstant.
Die gängigen Typen ahmen natürlich zunächst

⁸ Krücken, Reiner: 4. Teilchenbeschleuniger, S. 57 f, abgerufen am 21. 1. 2011, in: < <http://www.e12.physik.tu-muenchen.de/stud/vorlesungen/kruecken/kt1/current/skript/4-Beschleuniger.pdf> >: „Selbst die größten existierenden Beschleunigeranlagen operieren nach Prinzipien, die dem einer einfachen Fernseh-
röhre (Abb. 4.1) nicht unähnlich sind. Die Teilchen werden in einer Teilchenquelle erzeugt, durch Beschleunigung über eine Potenzialdifferenz auf die gewünschte Energie gebracht und zum Experiment geführt. Dabei unterscheiden sich die Beschleunigertypen dadurch, ob die gesamte Energie durch das einmalige Durchlaufen einer einzigen großen Beschleunigungsspannung gewonnen wird oder eine kleine Beschleunigungsspannung sehr oft eingesetzt wird, um eine große Energie zu gewinnen. Beim letzteren Typ von Beschleunigern unterscheidet man zusätzlich zwischen Kreis bzw. Ringbeschleunigern einerseits und Linearbeschleunigern andererseits.“

den Raketenantrieb nach und arbeiten mit dem analogen Rückstoßeffekt:

„Magnetoplasmadynamischer Antrieb



Illustration eines magnetoplasmadynamischen Antriebs.⁹

Nur dass hier die entsprechende Beschleunigung des hinten ausschließenden ionisierten Gases durch ein elektromagnetisches Feld geschieht.

⁹ Wikipedia: Seite „Magnetoplasmadynamischer Antrieb“. In: Wikipedia, Die freie Enzyklopädie. Bearbeitungsstand: 11. Januar 2011, 15:05 UTC. URL: http://de.wikipedia.org/w/index.php?title=Magnetoplasmadynamischer_Antrieb&oldid=83754790 (Abgerufen: 19. Januar 2011, 17:19 UTC) Versions-ID der Seite: 83754790.

Nach dem Prototyp kann von einem Ionenantrieb¹⁰ sprechen, obwohl heute verbesserte Entwicklungen auf dieser Grundlage gibt, so dass der Ionenantrieb zumindest in der ursprünglichen Form schon als überholt gelten kann. Geblieben ist aber Prinzip, dass ein eigentlicher elektrischer Antrieb dieser Art nur mittels ionisiertem Medium sich analog abstützen und auf dieser Grundlage sich fortbewegen kann, wie das Schiff im Wasser als Medium und das Flugzeug in der Luft als Medium sich fortbewegt.

Das tragende Medium des elektrischen Antriebs in der Raumfahrt ist also das ionisierte Gas, so oder ähnlich wie das Wasser für das Schiff und die Luft für das Flugzeug. Das ist der Vorteil, aber zugleich der Nachteil des elektrischen Raumantriebs, so dass so ein Antrieb nicht in der Erdatmosphäre

¹⁰ Wikipedia: Seite „Ionenantrieb“. In: Wikipedia, Die freie Enzyklopädie. Bearbeitungsstand: 26. Dezember 2010, 12:59 UTC. URL: <http://de.wikipedia.org/w/index.php?title=Ionenantrieb&oldid=83077070> (Abgerufen: 19. Januar 2011, 17:09 UTC) Versions-ID der Seite: 83077070.

benützt werden kann¹¹, so ähnlich wie man nicht in der Luft schiff-fahren und nicht im Wasser fliegen kann. Vorläufig ist dieser Elektroantrieb auch noch für den reinen Weltraumflug zu schwach, und wird vorerst als Steuerungselement erprobt und weiter entwickelt.

Unter dem Gesichtspunkt, dass im Prinzip alle eigentliche elektrischen Antriebe dieser Art gleich bleiben, und ionisiertes Gas analog dem Medium Wasser beim Schiff und Luft als Medium beim Flug benützen¹², kann also im Hinblick auf die gegen-

¹¹ Wikipedia: Seite „Ionenantrieb“. In: Wikipedia, Die freie Enzyklopädie. Bearbeitungsstand: 26. Dezember 2010, 12:59 UTC. URL: <http://de.wikipedia.org/w/index.php?title=Ionenantrieb&oldid=83077070> (Abgerufen: 19. Januar 2011, 17:09 UTC) Versions-ID der Seite: 83077070: „Ein **Ionenantrieb** ist ein Antrieb für Raumfahrzeuge, bei dem nach dem Rückstoßprinzip der Ausstoß eines (neutralisierten) Ionenstrahls zur Fortbewegung genutzt wird. Es werden auch je nach Energiequelle die Begriffe *solar-elektrischer Antrieb* bzw. *Solar Electric Propulsion* (SEP) und *nuklear-elektrischer Antrieb* bzw. *Nuclear Electric Propulsion* (NEP) verwendet.“

¹² Krücken, Reiner: 4. Teilchenbeschleuniger, S. 57 ff, abgerufen am 21. 1. 2011, in: < <http://www.e12.physik.tu-muenchen.de/stud/vorlesungen/kruecken/kt1/current/skript/4-Beschleuniger.pdf> >.

wärtige und zukünftige Entwicklung die Schaffung und/oder Beschaffenheit des ionisierten Umfelds einerseits, der Nutzung der Elektrizität entlang des ionisierten Feldes andererseits hinterfragt werden.

- Die Vorstellung vom Ionenantrieb und jüngeren Derivaten ist von der Vorstellung geprägt, dass ein ionisiertes Gasfeld nicht vorhanden ist, sondern erzeugt werden müsse, womit er schon bereits an gewisse Grenzen stöße.
- Ebenso ist das Bild des Ionenantriebs samt Derivate von der Erfahrungstatsache bestimmt, dass ein Elektroantrieb dieser Art innerhalb der Erdatmosphäre gar nicht möglich ist, und daher das Ionenfeld einmal künstlich erzeugt und gleichsam als Treibstoff hinzugefügt werden müsse.

Dem steht allerdings entgegen, dass ein Sonderfall gibt, indem man eine Flüssigkeit oder gar Wasser ionisiert, eigentlich Salzwasser, und ein Schiff damit antreibt, so wie das die Japaner gemacht haben¹³. Das eigentlich technisch gelungene Beispiel zeigt, dass es weniger an der Technik liegt, als etwa an Bewusstseinsbarrieren, so dass man weniger seine eigene Vorstellung oder Weltbild den neuen Realitäten anpasst, sondern die Realität wird den Vorstellungen angepasst, koste was es wolle. Man kann also zusammenfassen, dass es sehr wohl vielversprechende Ansätze wie der Ionenantrieb des japanischen Schiffes gab, aber die waren und sind der Zeit so weit voraus, dass man diese Dinge bis heute nicht eingeholt hat.

¹³ Wikipedia: Seite „Magnetohydrodynamischer Antrieb“. In: Wikipedia, Die freie Enzyklopädie. Bearbeitungsstand: 21. Dezember 2010, 01:04 UTC. URL: http://de.wikipedia.org/w/index.php?title=Magnetohydrodynamischer_Antrieb&oldid=82899429 (Abgerufen: 19. Januar 2011, 17:34 UTC) Versions-ID der Seite: 82899429.

Das aber hier die Abhandlung sich mehr der Zukunft als der Pflege der eigenen Vorstellung zuwendet, könnte man der Zeit um einiges Weiter vorgreifen, zumal ja die Technik längst unserer Zeit voraus ist, und wir werden sie ohnehin kaum so schnell einholen.

- Da wäre zB die Möglichkeit, dass es auch ganz einfache und billige Luftionisatoren¹⁴ gibt, mit denen man allenfalls die Luft desinfiziert oder andere Feinheiten der Luft abzugewinnen sucht, von denen man nicht wusste, dass man braucht. Das heißt, dass noch billiger als bei einem Schiff man bei Flugzeugen Ionisatoren mit minimalem Aufwand einsetzen kann, und so den neuen e-

¹⁴ Wikipedia: Seite „Ionisator“. In: Wikipedia, Die freie Enzyklopädie. Bearbeitungsstand: 4. Dezember 2010, 12:10 UTC. URL: <http://de.wikipedia.org/w/index.php?title=Ionisator&oldid=82256574> (Abgerufen: 22. Januar 2011, 09:42 UTC) Versions-ID der Seite: 82256574.

lektrischen Antrieb für den Flug nutzbar machen könnte.

- Es wäre dabei auch angesichts der Tatsache, dass der ursprüngliche Ionenantrieb in der Erdatmosphäre nicht arbeiten konnte, einerseits, und dass der Ionenantrieb nach wie vor der Rakete nachempfunden werde, obwohl das nicht die einzige, und gewiss nicht die beste Option sei, andererseits, der Ionenantrieb statt dem Raketenmodell¹⁵ als Vorbild dem Verbrennungsmotor oder Turbine als Vorbild nachzuempfinden, also im geschlossenen Raum, wo man durch Vakuum gleichsam Weltraumbedingungen schaffen könnte, oder etwas ähnliches.

¹⁵ Wikipedia: Seite „Magnetoplasmadynamischer Antrieb“. In: Wikipedia, Die freie Enzyklopädie. Bearbeitungsstand: 11. Januar 2011, 15:05 UTC. URL: http://de.wikipedia.org/w/index.php?title=Magnetoplasmadynamischer_Antrieb&oldid=83754790 (Abgerufen: 19. Januar 2011, 17:19 UTC) Versions-ID der Seite: 83754790.

Der Annahme, dass Inonenantriebe samt Nachfolger nur im Weltraum eingesetzt werden können, widerspricht also die Tatsache, dass auf der Erdoberfläche sehr wohl ein ionisiertes Feld erzeugt werden kann. Handelsübliche Ionisatoren für Luftreinigung, oder gebräuchliche Geräte wie Laserdrucker oder Haar-föhn usw. widerlegen also diese Annahme:

„[Ionisatoren mit Koronaentladung](#) [[Bearbeiten](#)]“



[Ionisierer mit Koronaentladung](#)

[...] Um zu erreichen, dass die Ionisatoren in größerem Abstand zum zu entladenden Material

aufgestellt werden können (bis zu ca. 2 m), werden Ionisatoren auch mit Blasluftdüsen angeboten oder an vorhandene Düsen angebaut. Hierdurch werden die Ionen zusammen mit der Luft zur Wirkstelle hingeblassen (z. B. in Druckmaschinen).^[1]

[...] U. a. in Xerox-Kopierern und Laserdruckern wird mit wechsellagerter Gleichspannung gearbeitet. Hier dienen die Ionisatoren der berührungslosen elektrostatischen Aufladung der Bildtrommel vor der Belichtung.

[...] Geräte zur Ionisierung der Raumluft gibt es als Kleingerät geringer Leistung. Die über den staubbindenden Effekt hinausgehenden Wirkungen der Kleingeräte für den Hausgebrauch (Steigerung des Wohlbefindens, frischere Raumluft), die auf der Erzeugung von Anionen beruhen sollen, sind wissenschaftlich nicht nachgewiesen und werden kontrovers diskutiert.

[...] Im Handel sind auch Haartrockner, Staubsauger und Notebooks mit Ionisatoren

erhältlich, die eine antistatische Wirkung versprechen.¹⁶

„Bei Ionisationsstäben liegt die Hochspannung an vielen Spitzen an. Bei HAUG- Ionisationsstäben sind die Spitzen nicht direkt mit der Hochspannung verbunden; sie sind vielmehr galvanisch von ihr getrennt. Dadurch sind die Ionisationsstäbe berührungssicher. An jeder Spitze werden im Takt der Netzfrequenz positive und negative Ionen erzeugt, und zwar in der positiven Halbwelle der Wechselfeldspannung positive Ionen und in der negativen Halbwelle negative Ionen. Diese Ionen neutralisieren Ladungen, die sich auf einem Material unterhalb des

¹⁶ Wikipedia: Seite „Ionisator“. In: Wikipedia, Die freie Enzyklopädie. Bearbeitungsstand: 4. Dezember 2010, 12:10 UTC. URL: <http://de.wikipedia.org/w/index.php?title=Ionisator&oldid=82256574> (Abgerufen: 22. Januar 2011, 09:42 UTC) Versions-ID der Seite: 82256574.

Ionisationsstabes befinden, da die Ionen von Ladungen entgegengesetzter Polarität angezogen werden. Überzählige Ionen fließen über den Mantel des Stabes an die Erde ab. Somit können keine unerwünschten Ladungen aufgebracht werden. Ein aktiver Ionisator der beschriebenen Bauart ist also selbstregelnd.



Ionisationsstab (aktiv)

Aktive Ionisatoren mit Luftunterstützung

Ionisatoren der im vorhergehenden Abschnitt beschriebenen Bauart haben einen

systembedingten Nachteil; ihre Reichweite ist relativ eng eingeschränkt und liegt bei 10 mm bis ca. 50 mm. Da Ionen beider Polarität erzeugt werden, rekombinieren die generierten Ionen in einer gewissen Entfernung vom Ionisator. Die Ionen werden also in einer größeren Distanz neutralisiert. Dieses Phänomen kann verringert werden, indem man die Ionen mit Druckluft vom Ionisator wegbefördert. Auf diese Art kann der Wirkungsbereich eines Ionisators auf bis zu maximal ca. 700 mm vergrößert werden.

Druckluft wird vor allem dann eingesetzt, wenn eine Oberfläche zu reinigen ist. Die ionisierte, komprimierte Luft löst besonders wirkungsvoll Staub- und Schmutzpartikel. Die Ionisation hebt dabei die elektrostatischen Bindungskräfte zwischen den Partikeln und der Oberfläche auf.

HAUG bietet Ionisatoren mit Luftunterstützung in vielerlei Bauformen an. Es gibt ringförmige

Ionisatoren für Handbetrieb und für den stationären Einbau. Stab- förmige Ionisatoren können durch eine Blasluftleiste ergänzt werden, oder man kombiniert sie mit einem Rohr, das mit Düsen versehen ist.



Ringionisator für Handbetrieb / stationären
Einbau¹⁷

„Ion Air Cannon™ - Ionen Kanone



Ion Air Cannon™

(„Ionen-Kanone“)

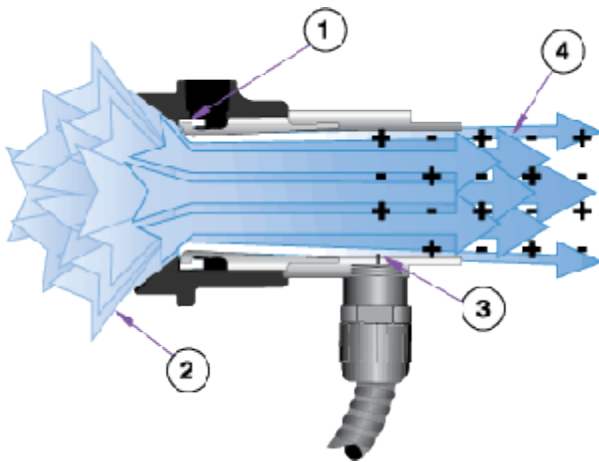
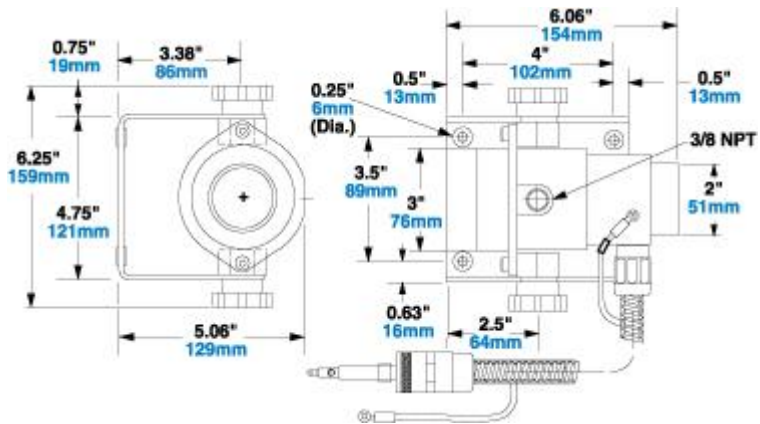
Ein konzentrierter Strom ionisierter Luft beseitigt
Elektrostatik und Staub!



[...]

Abmessungen

¹⁷ Haug Biel: Ionisation, abgerufen am 23. 1. 2011, in: <
[http://www.kunststoff-
schweiz.ch/Swissplastic/html/haug_biel__sp_10.html](http://www.kunststoff-schweiz.ch/Swissplastic/html/haug_biel__sp_10.html)>.



Wie die Ion Air Cannon funktioniert

Die Ion Air Cannon enthält einen Super Air Amplifier* (Luftverstärker) und einen ionisierenden Kranz, der von einem Netzteil

versorgt wird. Eine kleine Druckluftmenge wird in das Rohr der Kanone (1) injiziert und veranlasst einen hohen Volumenfluss an Umgebungsluft, hindurchzufließen (2). Eine Emitterspitze am Entladungsende der Kanone (3) ionisiert den gesamten Luftstrom. Das Ergebnis ist ein kegelförmiger Fluss hohen Volumens an ionisierter Luft (4), der in der Lage ist, auf Entfernungen bis zu 4,6m (15 feet) statische Elektrizität zu beseitigen und zu reinigen. Weil mehr als 90 % der ionisierten Luft induziert sind, erzeugt die Ion Air Cannon ein Maximum an Luftstrom bei einem Minimum an Luftverbrauch.“¹⁸

Das hier verborgene Entwicklungspotential lässt sich anhand eines weiteren Beispiels verdeutlichen.

¹⁸ Eputec: Ion Air Cannon – Ionen Kanone, abgerufen am 23. 1. 2011, in: <<http://www.eputec.de/exair-antistatik-ion-aircannon.php> >.

„Windenergie-Anlagen, die zu Beginn des 21. Jahrhunderts wegen ihrer die Landschaft belastenden visu-ellen Unruhe an Wertschätzung verloren, erfahren eine Blütezeit. Der Grund ist eine Erfindung, die es erlaubt, Windenergie ohne sichtbar bewegliche Elemente zu ernten. Der starre Strömungswandler beruht auf einer Umkehrung des Phänomens des elektrischen Windes. Elektrische Ladung wird vom Wind entgegen des Feldstärkegefälles transportiert. Die Anwendung des nanostrukturierten Luft-Ionisierungsgitters rechnet sich aber nur, wenn die Erntefläche der Windenergie drastisch verkleinert wird. Dies wird möglich durch den Einsatz eines Windkonzentrators. So erlebt die bionische Entwicklung der Konzentratorturbine BERWIAN aus den 1980er Jahren eine Wiederauferstehung. Der nach dem Prinzip des aufgespreizten Vogelflügels konzipierte Windbeschleuniger konnte soweit verbessert werden, dass eine 4-fache Geschwindigkeitserhöhung erreicht wird. Die Leistung einer Windkraftanlage steigt mit der dritten Potenz der Windgeschwindigkeit. Bei verlustlos angenommener Transformation der Energiedichte wird so die um den Faktor $4^3 = 64$

gestiegene Leistungsdichte von einer Fläche abgeerntet, die sich gegenüber der Anlagen-Stirnfläche um den Faktor $1/43 = 1/64$ verkleinert hat (**Bild 9**).

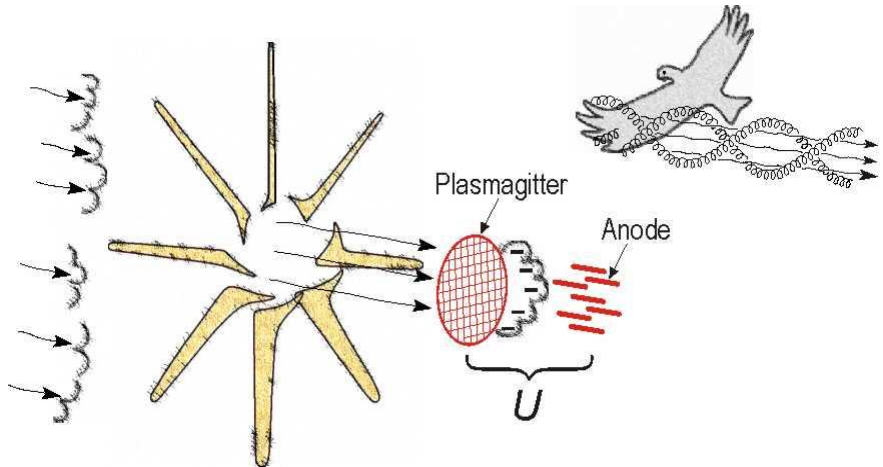


Bild 9: Vom Vogelflügel zum BERWIAN NT¹⁹

Die Umkehrbarkeit der Funktionsweise der Windkraftanlage im Ionenfeld verdeutlicht, dass das Entwicklungspotential des Ionenfeldes nicht nur nicht erschöpft ist, sondern die Forschung noch gar nicht richtig das Arbeitsfeld angenähert

¹⁹ Rechenberg, Ingo: Bionik und Evolutionstechnik, Technische Universität Berlin, **Eine bionische Welt im Jahr 2099**, abgerufen am 24. 1. 2011, in: < <http://www.bionik.tu-berlin.de/institut/bionik2099/bibu13ex.htm> >.

hatte. Konkret kann also die Wechselwirkung eines Strömungsfeldes in einem herkömmlichen Medium mit einem elektrischen Feld wirtschaftlich zur Energiegewinnung genutzt werden. Das hieße nach dem derzeitigen Stand der Information, dass dort, wo ein Ionenfeld vorhanden ist, dieses ähnlich dem Wind und der Sonne geerntet werden kann, also das Ionenfeld, konkret die Ionosphäre, neben Wind und Sonne eine zusätzliche neue Energiequelle sei.

„Lichtdruck beschleunigt Ionen mit 40facher Energie

10. Jänner 2010, 11:29

Deutsche Physiker kommen Konzept eines kostengünstigen kompakten Laser-Teilchenbeschleunigers großen Schritt näher

Berlin - Mit einem neuen Mechanismus zur Laser-Ionenbeschleunigung konnten Physiker des Berliner Max-Born Instituts zusammen mit Kollegen aus Garching und München Teilchen 40fach effizienter beschleunigen als bisher. Sie nutzten dafür den Lichtdruck, also den direkten Impulsübertrag zwischen Laserfeld und Materie - ein Mechanismus, der seit langem vorhergesagt worden war.

Die Energie der beschleunigten Teilchen konnte dabei um ein Vielfaches gesteigert werden. Damit kommen die Physiker dem Konzept eines kostengünstigen kompakten Laser-Teilchenbeschleunigers, zum Beispiel für die medizinische Tumorbestrahlung, einen großen Schritt näher.

Licht ist selbst für Physiker ein wundersamer "Stoff". Es besteht aus Photonen, den Elementarteilchen des Lichts, die keine Masse haben, aber Energie und Impuls besitzen und niemals in Ruhe

sein können. Sie bewegen sich stets mit der größten im Universum möglichen Geschwindigkeit. Treffen sie irgendwo auf, gibt es zwei Möglichkeiten: Entweder sie geben ihre Energie ab und werden dabei vernichtet oder sie werden reflektiert und übertragen ihren Impuls in Form eines Rückstoßes.

Lichtdruck gegen Schwerkraft

Letzteres Phänomen bezeichnet man als Lichtdruck. Er ist bei normalen Lichtintensitäten kaum beobachtbar: Ein Spiegel bewegt sich durch den Lichtdruck bekanntlich nicht. Lediglich im Weltraum erfahren Satelliten über lange Zeiten tatsächlich eine messbare Ablenkung durch das Sonnenlicht. Im Innern der Sonne sind die Verhältnisse ganz anders: Hier ist die Lichtintensität so gewaltig, dass der Lichtdruck in der Lage ist, die ungeheure Schwerkraft auszugleichen - ohne ihn wür-

de unsere Sonne unter ihrem eigenen Gewicht einfach in sich zusammenfallen.

Moderne Laser können Lichtintensitäten erzeugen, die noch um ein Vielfaches stärker sind als im Innern der Sonne. Auf eine reflektierende Materieschicht wirkt der Rückstoß eines Laserpulses wie ein urgewaltiger Hammer, der resultierende Druck ist der größte, den man künstlich erzeugen kann. Ist die reflektierende Materieschicht nur wenige Atomlagen dick und nicht größer als der Durchmesser des fokussierten Laserstrahls, also nur wenige tausendstel Millimeter, dann erfährt sie die größtmögliche Rückstoßbewegung - fertig ist der Laserbeschleuniger.

In der Tat wird ein solcher Mini-Spiegel während der ultrakurzen Pulsdauer des Lasers fast bis auf Lichtgeschwindigkeit beschleunigt. Mit konventionellen Verfahren bräuchte man dafür Beschleuni-

ger von etlichen hundert Metern oder gar Kilometern Länge.

Diamantfolien als Spiegel

Entscheidend für die Umsetzung dieses Konzeptes sind ultradünne Diamantfolien - eine Spezialität der Münchner Kooperationspartner. Die Folien sind auch bei nur wenigen Nanometern Dicke noch ausreichend reißfest um sich selbst zu tragen. Und sie müssen unversehrt bleiben, bis das Maximum des Laserpulses sie erreicht. Sendet der Laser auch nur wenige Milliardstel seiner Intensität kurz vor dem Hauptpuls aus, was bei den meisten Lasern unvermeidlich ist, so werden sie einfach verdampft und der Hauptpuls findet keine reflektierende Oberfläche, die zu beschleunigen wäre. "Die Erzeugung höchster Laserintensitäten mit weltweit höchster Pulsqualität ist eine Spezialität des Max-Born-Instituts" sagt Sven Steinke,

der am MBI im Rahmen seiner Doktorarbeit zum Thema Laserbeschleunigung forscht.

Damit waren alle Voraussetzungen gegeben, das neue Beschleunigungskonzept erstmals erfolgreich im Experiment auszuprobieren. Die so erzeugten Ionenstrahlen haben eine höhere Energie als mit bisherigen Methoden und weisen eine sehr scharfe Energieverteilung auf. Außerdem wird die Laserenergie besonders effizient - etwa 40-mal effizienter als bisher - in Energie der Ionen umgesetzt.

Theorie bestätigt

Mit den Experimenten konnten die Forscher eine bereits bestehende Theorie untermauern, wie sich monoenergetische Ionenstrahlen erzeugen lassen. Diese theoretischen Arbeiten beschäftigen sich auch mit der Skalierbarkeit des Prozesses. So wird eine quadratische Abhängigkeit der Ionene-

nergie von der Laserintensität erwartet, im Vergleich zu einer linearen im "klassischen" Beschleunigungsfall. "Das bedeutet, man kann wesentlich höhere Ionenenergien bei gleicher Laserintensität erwarten" so Steinke.

Dies ist wesentlich bei der Planung neuer und größerer Laseranlagen und auch für die Realisierbarkeit medizinischer Laser-Ionenquellen, da hier gewisse Mindestenergien und eine monoenergetische Energieverteilung nötig sind. Diese Parameter sind entscheidend, wenn es darum geht Ionenstrahlen beispielsweise für die Tumorthherapie einzusetzen. (red)²⁰

„Die Ussing-Kammer

Messung des aktiven Ionentransportes über Epithelien

²⁰ Standard: **Lichtdruck beschleunigt Ionen mit 40facher Energie**, 10. Jänner 2010, 11:29, in: <
<http://derstandard.at/1262208921790/Lichtdruck-beschleunigt-Ionen-mit-40facher-Energie> >.

Einleitung

Aufbau

Das Epithel als elektrische Schaltung

Messprinzip

Verwendung



Einleitung

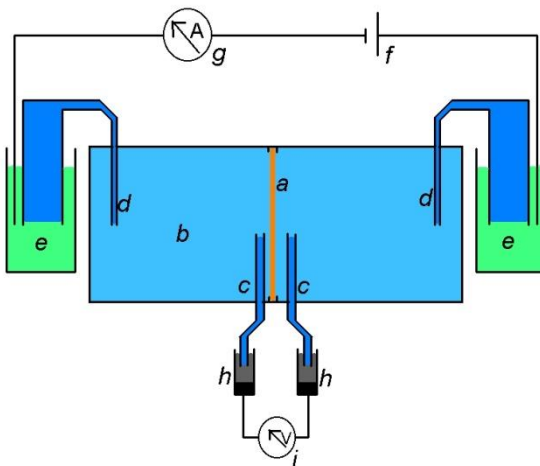
Die Ussingkammer wurde in den 1940er Jahren vom dänischen Physiologen Hans Ussing (1911-2000) erfunden. Mit ihr ist es möglich, auf relativ einfachem Wege den aktiven Ionentransport und den Widerstand von Epithelien in Bezug auf Konzentration und Ionenspezies zu bestimmen.

Aufbau

Die Ussing-Kammer besteht prinzipiell aus zwei Halbzellen, zwischen denen ein Epithel (*a*) nach Präparation dicht eingespannt wird. Die Halbzellen werden mit einer Ringerlösung (*b*), die auf das untersuchte Epithel abgestimmt ist, gefüllt, um eine physiologische Umgebung für das Gewebe zu schaffen. Zuleitungen von oben ermöglichen beispielsweise eine Änderung der Ionenkonzentration in der entsprechenden Halbzelle.

Eine dünne Agar-Ringerbrücke (*c*) stellt auf jeder Seite elektrischen Kontakt zwischen der Ringerlösung in unmittelbarer Nähe zum Epithel und einer gesättigten KCl-Kalomel-Elektrode (*h*) her. Zwischen diesen Elektroden wird mittels Voltmeter (*i*) die Potentialdifferenz gemessen. Ein anderes Elektrodenpaar, bestehend aus Silber, taucht in zwei Gefäße mit gesättigter KCl-AgCl-

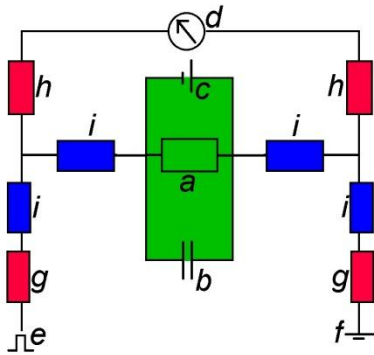
Lösung (e). Jeder dieser Becher ist elektrisch über eine Agar-Ringer-Brücke (d) mit der Ringerlösung verbunden, wobei diese Brücken in größtmöglicher Entfernung zum Epithel eintauchen. Diese Elektroden sind an eine variable Gleichstromquelle (f) angeschlossen, außerdem ist ein Amperemeter (g) in Reihe geschaltet. Modernere Ussing-Kammern können z.B. über Zuleitungen verfügen, mit denen die Ringerlösung begast werden kann. Geläufig ist außerdem die regelbare Beheizung der Halbzellen.



Schemazeichnung der Ussing-Kammer (2)

Das Epithel als elektrische Schaltung

Das Epithel kann als elektrische Schaltung aufgefasst werden. Zum einen weist ein Epithel Eigenschaften eines Stromgenerators auf: durch Ionenpumpen werden elektrische Ladungsträger aktiv von einer Epithelseite auf die andere transportiert (= Stromfluss; Gleichstromquelle *c*). Zweitens ist das Epithel nicht absolut dicht für die transportierten Ionen, es existieren Lecks, die den Stromfluss über das Epithel vermindern (= Widerstandseigenschaft des Epithels; Widerstand *a*). Drittens stellt das Epithel einen dünnen Isolator mit angrenzendem leitfähigen Material dar (= Kondensatoreigenschaft; Kondensator *b*).



Schaltzeichnung einer Ussing-Kammer inkl. Epithel (grün) (3)

Messprinzip

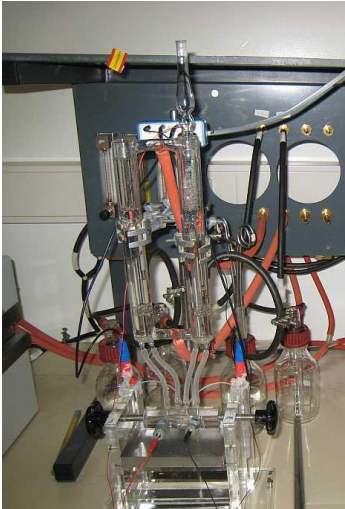
Findet ein Ionentransport über das untersuchte Gewebe statt, so wird durch das Voltmeter eine Spannung über dem Gewebe abgegriffen. Über das andere Elektrodenpaar lässt man einen Strom fließen, der so groß ist, dass die Potentialdifferenz über dem Gewebe gleich null ist (totaler Kurzschluss des Potentials). Dieser eingestellte, sog. Kurzschlussstrom kann über das Amperemeter abgelesen werden.

Das Problem im Grundaufbau der Kammer besteht darin, dass zusätzlich zum epithelialen Widerstand verschiedene weitere Widerstände die Messung beeinträchtigen: Übergangswiderstände an den Elektroden, Widerstände der Ringerlösung und der Agar-Ringer-Brücken. Zwar können diese Widerstände durch Leerlaufmessung ohne Gewebe ermittelt und kompensiert werden, man erhält jedoch große relative Messfehler, da der epitheliale Widerstand im Vergleich zu den gemessenen Gesamtwiderständen (mit und ohne Gewebe) sehr klein ist. Außerdem ist eine exakte Wiederherstellung identischer Kammerbedingungen nach Einsetzen des Gewebes und Wiederbefüllen der Kammer kaum möglich.

Genauere Messergebnisse können z.B. durch Verwendung von sinusförmigem Wechselstrom verschiedener Frequenzen oder durch kurze Gleichstromimpulse erzielt werden. Mittels Gleichstromimpuls wird der Epithelkondensator zunächst auf-

geladen. Am Ende des Stromimpulses ist der Strom über alle extraepithelialen Widerstände gleich null, das Voltmeter misst daher nur die Spannung an dem Epithelwiderstand, über den sich der Kondensator entlädt. Aus dieser Spannung und der Stromstärke des Stromimpulses kann der exakte Epithelwiderstand errechnet werden, ohne eine Leerlaufmessung durchführen zu müssen. Über die Entladungskurve des Kondensators kann ferner die Kapazität des Epithels berechnet werden.

Aus der Spannung, die ohne extern generierten Stromfluss über dem Epithel abgegriffen wird, und dem genauen Wert des Epithelwiderstands kann ein exakter Wert für den Stromfluss, der bedingt durch Ionenpumpen über das Epithel stattfindet, berechnet werden.

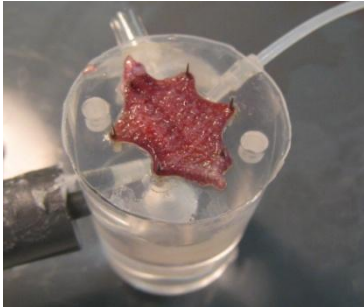


Ussing-Kammer (1)

Verwendung

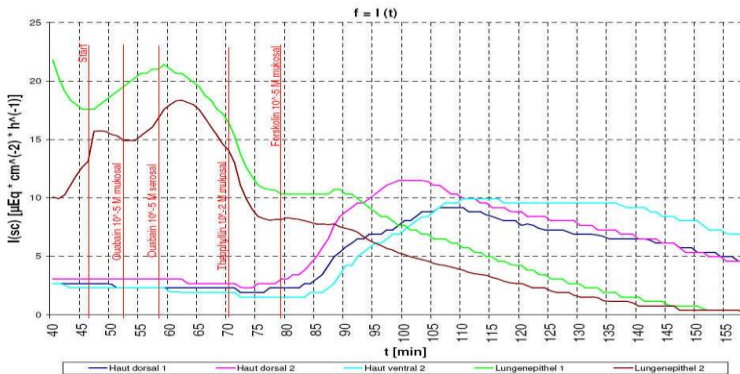
Der Widerstand ist ein wichtiges Charakteristikum für Epithelien per se. Der Stromfluss, der durch Ionenpumpen erzeugt wird, ist ein Maß für die Ionenpumpenaktivität im untersuchten Epithel. Es können verschiedene Epithelien verschiedener Organismen miteinander verglichen werden. Auch kann der Einfluss verschiedener Substanzen auf verschiedene Epitheltypen in Abhängigkeit von der Applikationsseite (serosal/ mukosal) im

Hinblick auf die Beeinflussung bestimmter Ionenpumpen untersucht werden.



Eingespanntes Lungenepithel von Xenopus laevis
(1)

Ussing führte 1947 erste Experimente an Froschhaut durch, bei denen er zwei Natriumisotope verwendete. Aus diesen Arbeiten wurde ein aktiver Transportmechanismus für Natriumionen offensichtlich.



Veränderung der Kurzschlussströme über verschiedene Epithelien unter Zugabe verschiedener Pharmaka (Quelle: A. Krahrer)

Quellen

- Ussing, Hans H. et al. "Active Transport of Sodium as the Source of Electric Current in the Short-circuited Isolated Frog Skin," Acta phys. Scandinav. vol. 23, Dec. 23, 1950, pp. 110-127.
- Eckert, Randall, Burggren, French: "Tierphysiologie" (4. Aufl.); Georg Thieme Verlag

- <http://goto.glocalnet.net/medimet/The%20Ussing%20Pulse%20Measurement%20Method.PDF>
- www.wikipedia.com

Fotos

Titel und (1) Hannah Wasser

2. verändert nach Hans H. Ussing, K. Zerahn

3. verändert nach

<http://goto.glocalnet.net/medimet/>²¹

Der wichtigste Schritt in die Zukunft wäre, auch wenn es noch so lange dauert, bis wir uns bzw. die Technik eingeholt haben, die Entdeckung, dass an die Erdatmosphäre anschließend eine sogenannte Ionosphäre gibt²². Wir stehen also vor

21 Krahnert, André: Die Ussing-Kammer, **Messung des aktiven Ionentransportes über Epithelien**, Januar 2008, in: <
<http://www.fsbio-hannover.de/oftheweek/264.htm> >

²² Wikipedia: Seite „Exosphäre“. In: Wikipedia, Die freie Enzyklopädie. Bearbeitungsstand: 25. Dezember 2010, 02:02 UTC. URL: <http://de.wikipedia.org/w/index.php?title=Exosph%C3%A4re&oldid=8303>

dem Paradoxon, dass es dort, wo der ‚Antrieb angewendet werden soll, eine Ionosphäre²³ gibt, und wir und damit verausgaben, so eine Ionosphäre selbst zu schaffen, so dass man versucht sein könnte, sich am besten in die Warteschleife zurück zu ziehen und auf die Entdeckung der Ionosphäre zu warten.

Es geht aber noch weiter, und es gibt noch bessere Lösungen, die sich gleichsam aufdrängen, bzw. aufdrängen würden, wenn wir uns nicht selbst genügen würden. Die nämliche Erzeugung des nämlichen Ionenfeldes für den Elektroantrieb kann auf mehrere Weise geschehen, von denen eine eben große Hitze ist, die man durch

[8830](#) (Abgerufen: 22. Januar 2011, 13:29 UTC) Versions-ID der Seite: 83038830.

²³ Wikipedia: Seite „Ionosphäre“. In: Wikipedia, Die freie Enzyklopädie. Bearbeitungsstand: 29. Dezember 2010, 21:23 UTC. URL:

<http://de.wikipedia.org/w/index.php?title=Ionosph%C3%A4re&oldid=83211929> (Abgerufen: 22. Januar 2011, 23:35 UTC) Versions-ID der Seite: 83211929.

Stoßwelle erzeugen kann. Man beachte, dass die Spaceshuttle beim Wiedereintritt²⁴ nicht durch Windkanäle getestet werden konnte, weil so einen starken Wind gibt es nicht, sondern hat man Stoßwellen erzeugt und die an den Bug der Raumfähre geschossen. Diese große Hitze, die für die Raumfahrt heute irrig als eines der größten Hindernisse gilt²⁵, und als Ursache von

²⁴ Wikipedia: Seite „Wiedereintritt“. In: Wikipedia, Die freie Enzyklopädie. Bearbeitungsstand: 15. Oktober 2010, 20:12 UTC. URL:

<http://de.wikipedia.org/w/index.php?title=Wiedereintritt&oldid=80320202>

(Abgerufen: 22. Januar 2011, 13:21 UTC) Versions-ID der Seite:

80320202: „Durch den Einsatz von Hitzeschilden wird die Eintrittsgeschwindigkeit des Raumfahrzeugs innerhalb kurzer Zeit wesentlich verringert. Durch die Reibung in der Luft entsteht Plasma, das das Raumfahrzeug umhüllt und die Kommunikation mit der Erde für einige Minuten unmöglich macht.“

²⁵ Wikipedia: Seite „Hitzeschild“. In: Wikipedia, Die freie Enzyklopädie.

Bearbeitungsstand: 7. Dezember 2010, 09:41 UTC. URL:

<http://de.wikipedia.org/w/index.php?title=Hitzeschild&oldid=82372642>

(Abgerufen: 22. Januar 2011, 13:17 UTC) Versions-ID der Seite: 82372642:

„Die Hitzeschilde von unbemannten Sonden können auch, je nach Zielplanet, höheren Temperaturen, über 10.000 °C, ausgesetzt werden. Diese Schilde sind ebenfalls nicht wiederverwendbar. Den Atmosphäreneintritt mit der bisher größten Belastung musste der ablative Hitzeschild der Atmosphärenkapsel der Raumsonde Galileo überstehen, als sie am 7. Dezember 1995 mit 170.000 km/h in die

Katastrophen, dieses Hitzefeld ist eine Ionenwolke, die man nicht nur zum Antrieb, sondern auch zur Bremsung nützen könnte. Das heißt, dass der Ionenantrieb bzw. Elektroantrieb für die Raumfahrt steht wie ein gespannter Feder bereit, um analog der Nutzung der Bremsenergie beim Straßenverkehr auch in der Raumfahrt die Bremsenergie zurück zu gewinnen.

Dieser Ansatz, statt dem aufwendigen Hitzeschild die Ionisation in der Hitze als Bremsselement und als Energiequelle für Kühlung und Bremsung zu nutzen, kann umgekehrt bei der Superkavitation²⁶

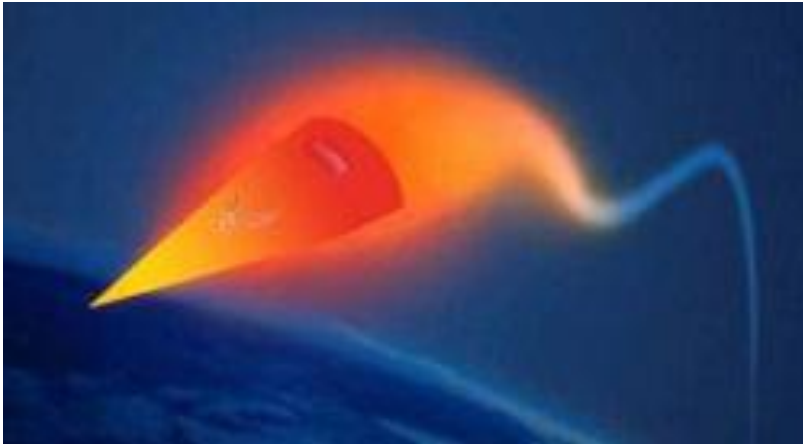
Jupiteratmosphäre eintrat. Das Gas in der Schockfront erhitzte sich dabei auf 16.000 K und der Hitzeschild musste dabei eine Wärmestromdichte von 43 kW/cm² aushalten. Der Hitzeschild machte deshalb zwei Drittel des Gewichts der Eintauchkapsel aus und verbrannte und verdampfte dabei zum größten Teil.“

²⁶ Dias, Jesus: Air Force's Falcon Hypersonic Glider Disappears Mysteriously, **Apr 28, 2010 10:20 AM**, in: <
<http://gizmodo.com/5526308/air-forces-falcon-hypersonic-glider-disappears-mysteriously> >.

in der Luft zumindest als Erfahrungsschatz nützlich sein.

„Von Paul Livingstone

[...]



[...] eine neue Version von einem Space Shuttle-
wie X-Plane flog in die Arktis unter Fernbedienung
und das weltweit schnellste Suborbital "Flugzeug",
der Falke fliegen Flügel, stürzte auf die erste von

zwei Testflüge. [...] Laut DARPAS Sprecher
Johanna Jones wie Wired Magazine, berichtet
erreichte das Handwerk tatsächlich gesteuerten
Flug an mehr als 20 Mach. Angenommen, einer
Höhe von 36.000 FüÙe, das ist ein erstaunlicher
13.000 + mph.²⁷

Es sind nämlich erfolgreich Torpedos im Wasser in
einer Dampfblase getestet worden, die durch die
Reibungshitze bei hohen Geschwindigkeiten
entsteht, so dass man auch analog Flugzeuge für
die Luft versuchte, die so schnell fliegen, bis die

²⁷ Livingstone, Paul: Semi-secret prototypes push the envelope of strange,
Wednesday, Apr 28, 2010, in: <
<http://www.rdmag.com/News/2010/04/Industries-Aerospace-Military-Semi-secret-prototypes-push-the-envelope-of-strange/>>: „Das
Kohlenstoff-Kohlenstoff-Segelflugzeug, entworfen von
Lockheed-Martin, war nie beabsichtigt, wiederhergestellt
werden. Aber Darpa Forscher verlor den Kontakt mit dem
HTV-2 nur neun Minuten nach dem Start, verlassen
Forscher ratlos, was geschah.“

Heißglut entstehe²⁸. Es ist auf jeden Fall schon angedacht und auch versucht worden, die Superkavitation bei Turbinen. Also grundsätzlich auch bei Propellern, anzuwenden²⁹. Ebenfalls ist die analoge Anwendung der Superkavitation bei Torpedos auf die Flugzeuge bereits in Angriff genommen worden, auch wenn man dort in der Luft noch nicht so weit gekommen ist wie unter Wasser. Im Gegensatz zu der Dampfblase im Wasser, müsste rund um das superschnelle Flugzeug eine

²⁸ Livingstone, Paul: Semi-secret prototypes push the envelope of strange, **Wednesday, Apr 28, 2010, in:** < <http://www.rdmag.com/News/2010/04/Industries-Aerospace-Military-Semi-secret-prototypes-push-the-envelope-of-strange/> >: „eine neue Version von einem Space Shuttle-wie X-Plane flog in die Arktis unter Fernbedienung und das weltweit schnellste Suborbital "Flugzeug", der Falke fliegen Flügel, stürzte auf die erste von zwei Testflüge.“

²⁹ Micke, T.: Codename „Shkval-Torpedo“: Superkavitation ist ein Schlupfloch der Physik, in: Die Nachlese vom 06-10-02 < <http://www.nachlese.at/superkavitation.htm> >.

Blase aus Plasma³⁰ entstehen. Diese Blase aus Plasma versucht nun ein elektronischer Antrieb³¹ oder Ionenantrieb künstlich zu erzeugen³², was bei der Superkavitation als unerwünschte Nebenwirkung von selbst auftritt und als Nachteil denn als Vorteil gilt. Man müsste also lernen, die

³⁰ Bergmann · Schäfer: Lehrbuch der Experimentalphysik, zum Gebrauch bei akademischen Vorlesungen und zum Selbststudium, Band I, Mechanik, Relativität, Wärme, Autoren: Thomas Dorfmueller, Wilhelm T. Hering, Klaus Stierstadt unter Mitwirkung von Günther Fischer, 11., völlig neubearbeitete Auflage, Berlin 1998, S. 654 ff; Bergmann · Schäfer: Lehrbuch der Experimentalphysik, zum Gebrauch bei akademischen Vorlesungen und zum Selbststudium, Band V, Vielteilchen-Systeme, Herausgeber Wilhelm Raith, Autoren: Christian Bahr, Thomas Dorfmueller, Helmut Haberland, Gerd Heppke, Siegfried Hess, Harald Jokusch, Klaus Lüders, Joachim Seidel, Roger Tull, Harald Tschesche, Burkhard Wende, Berlin 1992, S. 97 ff.

³¹ Wikipedia: Seite „Magnetoplasmadynamischer Antrieb“. In: Wikipedia, Die freie Enzyklopädie. Bearbeitungsstand: 11. Januar 2011, 15:05 UTC. URL: http://de.wikipedia.org/w/index.php?title=Magnetoplasmadynamischer_Antrieb&oldid=83754790 (Abgerufen: 19. Januar 2011, 17:19 UTC) Versions-ID der Seite: 83754790.

³² Wikipedia: Seite „Antriebsmethoden für die Raumfahrt“. In: Wikipedia, Die freie Enzyklopädie. Bearbeitungsstand: 23. November 2010, 14:22 UTC. URL: http://de.wikipedia.org/w/index.php?title=Antriebsmethoden_f%C3%BCr_die_Raumfahrt&oldid=81846422 (Abgerufen: 22. Januar 2011, 13:45 UTC) Versions-ID der Seite: 81846422.

Nebenwirkung der Superkavitation als positiven Effekt zu nutzen. Dem Ionenantrieb bzw. dem daraus weiter entwickelten elektrischen Antrieb fehlt genau jene Ionenwolke, die in der Superkavitation natürlich entstehe. Nichts liegt also näher, als die plasmaartige Ionenwolke bei der Superkavitation durch einen Ionentriebwerk, bzw. mit einem sogenannten elektrischen Triebwerk zu nutzen.

[„Air Force's Falcon Hypersonic Glider Disappears Mysteriously](#)



The Air Force's Falcon Hypersonic Technology Vehicle 2—designed to attack global targets at Mach 20—has disappeared nine minutes into its first test flight, just after separating from its booster. Contact was lost, and it hasn't been found yet.”³³

³³ Dias, Jesus: Air Force's Falcon Hypersonic Glider Disappears Mysteriously, Apr 28, 2010 10:20 AM, in: <
<http://gizmodo.com/5526308/air-forces-falcon-hypersonic-glider->

Das Testflugzeug ist aber dann verglüht. Anstatt aufwendige Hyper-Super Flugzeuge³⁴ zu bauen, um die Superkavitation zu testen, müsste man eine Testserie mit der Spaceshuttle beim Wiedereintritt³⁵ in die Erdatmosphäre beginnen,

[disappears-mysteriously](#) >: „The hypersonic glider is built by Lockheed Martin under a DARPA program. It's designed to launch conventional weapons against any target in the planet in just one hour. This capability makes it a perfect substitute for Intercontinental Ballistic Missiles. Unlike ICBMs loaded with conventional heads, the plane can't be mistaken with a nuclear missile, so it won't make other nuclear powers to hit the red button. Maybe. [Physorg]“

³⁴ Dias, Jesus: Air Force's Falcon Hypersonic Glider Disappears Mysteriously, Apr 28, 2010 10:20 AM, in: <
<http://gizmodo.com/5526308/air-forces-falcon-hypersonic-glider-disappears-mysteriously> >.

³⁵ Wikipedia: Seite „Hitzeschild“. In: Wikipedia, Die freie Enzyklopädie. Bearbeitungsstand: 7. Dezember 2010, 09:41 UTC. URL: <http://de.wikipedia.org/w/index.php?title=Hitzeschild&oldid=82372642> (Abgerufen: 22. Januar 2011, 13:17 UTC) Versions-ID der Seite: 82372642: „In der Raumfahrttechnik bezeichnet der **Wiedereintritt** oder auch engl.: **Reentry** die kritische Phase des Eintritts in die Atmosphäre. Da viel kinetische Energie durch den Luftwiderstand in Wärme umgewandelt wird, entstehen hohe Temperaturen. Soll das Objekt den Wiedereintritt überstehen, so braucht es einen Hitzeschild.“

wo genau diese Hitzeentwicklung und die nämliche hohe Geschwindigkeiten vorliegen³⁶. Beim Hitzeschild eines Raumfahrzeuges beim Wiedereintritt in die Erdatmosphäre zeigt also die gleichen Effekte wie die Superkavitation braucht, um diese zu nutzen.

„Hitzeschild

[...]

³⁶ Wikipedia: Seite „Hitzeschild“. In: Wikipedia, Die freie Enzyklopädie. Bearbeitungsstand: 7. Dezember 2010, 09:41 UTC. URL:

<http://de.wikipedia.org/w/index.php?title=Hitzeschild&oldid=82372642>

(Abgerufen: 22. Januar 2011, 13:17 UTC) Versions-ID der Seite:

82372642: „[Beim Wiedereintritt wird das](#)

[Raumfahrzeug durch die umgebende Luft stark abgebremst. Dabei heizt sich die Luft in der Schockfront vor dem Fahrzeug durch Kompression stark auf \(siehe auch\).](#)“



Hitzeschild der Spirit-Mars-Rovers (künstlerische Darstellung)

[...] Auch Überschallflugzeuge müssen vor den Einwirkungen der Schockfront mit speziellen Schichten an ihrer Hülle geschützt werden.“³⁷

³⁷ Wikipedia: Seite „Hitzeschild“. In: Wikipedia, Die freie Enzyklopädie. Bearbeitungsstand: 7. Dezember 2010, 09:41 UTC. URL: <http://de.wikipedia.org/w/index.php?title=Hitzeschild&oldid=82372642> (Abgerufen: 22. Januar 2011, 13:17 UTC) Versions-ID der Seite: 82372642: „Die Hitzeschilde von unbemannten Sonden können auch, je nach Zielplanet, höheren Temperaturen, über 10.000 °C, ausgesetzt werden. Diese Schilde sind ebenfalls nicht wiederverwendbar. Den Atmosphäreneintritt mit der bisher größten Belastung musste der ablative Hitzeschild der Atmosphärenkapsel der Raumsonde Galileo überstehen, als sie am 7. Dezember 1995 mit 170.000 km/h in die Jupiteratmosphäre eintrat. Das Gas in der Schockfront erhitze sich dabei auf 16.000 K und der Hitzeschild musste dabei eine Wärmestromdichte von 43 kW/cm² aushalten. Der Hitzeschild machte deshalb zwei Drittel des Gewichts der

Man müsste statt dem Hitzeschild aus Keramik³⁸ versuchen, aus Dampf einen Hitzeschild aufzubauen³⁹. Denn vergleichsweise die Stahlarbeiter können am Hochofen das glühende Eisen kurz angreifen, wenn sie vorher kurz die Hand ins Wasser getaucht haben. So wie um das Torpedo herum bei Superkavitation sich eine

Eintauchkapsel aus und verbrannte und verdampfte dabei zum größten Teil.“

³⁸ Wikipedia: Seite „Wiedereintritt“. In: Wikipedia, Die freie Enzyklopädie. Bearbeitungsstand: 15. Oktober 2010, 20:12 UTC. URL:

<http://de.wikipedia.org/w/index.php?title=Wiedereintritt&oldid=80320202> (Abgerufen: 22. Januar 2011, 13:21 UTC) Versions-ID der Seite:

80320202: „Durch den Einsatz von Hitzeschilden wird die Eintrittsgeschwindigkeit des Raumfahrzeugs innerhalb kurzer Zeit wesentlich verringert. Durch die Reibung in der Luft entsteht Plasma, das das Raumfahrzeug umhüllt und die Kommunikation mit der Erde für einige Minuten unmöglich macht.“

³⁹ Wikipedia: Seite „Hitzeschild“. In: Wikipedia, Die freie Enzyklopädie. Bearbeitungsstand: 7. Dezember 2010, 09:41 UTC. URL:

<http://de.wikipedia.org/w/index.php?title=Hitzeschild&oldid=82372642> (Abgerufen: 22. Januar 2011, 13:17 UTC) Versions-ID der Seite:

82372642: „Eine weitere Möglichkeit ist es, zusätzlich die Wärmekapazität des Hitzeschildes auszunutzen. Durch das Zusammenspiel von Wärmekapazität und -leitung stellt der Hitzeschild ein System mit einer Zeitkonstanten für die Wärmeausbreitung dar. Beim Wiedereintritt entsteht die Wärme nur über einen begrenzten Zeitraum, so dass der Hitzeschild abgeworfen werden kann, bevor die Hitze die zu schützenden Strukturen des Raumfahrzeuges erreicht.“

Dampfblase bildet, die das Torpedo von der Umwelt also von der Reibung fernhält, so kann die Hand des Stahlarbeiters geschützt bleiben, wenn er mit nasser Hand das glühende Eisen angreift. Analog müsste also ein glühender Flugkörper mit einer Dampfblase vor der Hitze besser geschützt sein, als durch jeden noch so starken Schutzschild⁴⁰.

⁴⁰ Wikipedia: Seite „Wiedereintritt“. In: Wikipedia, Die freie Enzyklopädie. Bearbeitungsstand: 15. Oktober 2010, 20:12 UTC. URL: <http://de.wikipedia.org/w/index.php?title=Wiedereintritt&oldid=80320202> (Abgerufen: 22. Januar 2011, 13:21 UTC) Versions-ID der Seite: 80320202: „Im Falle des US-amerikanischen Space Shuttle ist bekannt, dass das verwendete Hitzeschutzsystem (i.w. bestehend aus Reinforced Carbon-Carbon Panelen und Keramikkacheln) zwar sehr hohen Temperaturen widersteht, auf mechanische Einflüsse aber sehr empfindlich reagiert. Im Februar 2003 verglühte das Space Shuttle Columbia der NASA beim Wiedereintritt am Ende der Mission STS-107 teilweise, weil beim Start des Shuttles mindestens eines der am stärksten belasteten Teile des Hitzeschutzsystems an der linken Tragflächenvorderkante beschädigt wurde. Da diese Beschädigungen während der Mission nicht entdeckt wurden (einige warnende Hinweise von NASA-Mitarbeitern wurden von der Flugleitung ignoriert bzw. bagatellisiert), konnte beim Wiedereintritt das in die Tragfläche eindringende Plasma deren Aluminiumstruktur soweit beeinträchtigen, dass die linke Fläche und daraufhin das gesamte Shuttle zerstört wurden.“

Ein weiterer Schritt wären die Ballons⁴¹ oder Sonnenflieger in der Nähe der Ionosphäre⁴² als Zwischenlandeplätze. Man könnte Ballons⁴³ halbvoll

⁴¹ Wikipedia: Seite „Antriebsmethoden für die Raumfahrt“. In: Wikipedia, Die freie Enzyklopädie. Bearbeitungsstand: 23. November 2010, 14:22 UTC. URL: http://de.wikipedia.org/w/index.php?title=Antriebsmethoden_f%C3%BCr_die_Raumfahrt&oldid=81846422 (Abgerufen: 22. Januar 2011, 13:45 UTC) Versions-ID der Seite: 81846422: „Zur Reduzierung der zum Start benötigten Treibstoffmassen gibt es Konzepte, Trägerflugzeuge, zum Beispiel Raumflugzeuge, zur Beförderung des Raumschiffes in eine gewisse Höhe zu nutzen. Ebenfalls denkbar sind Höhenballons. Siehe auch die Unterstufe von Sänger (Raumtransportsystem).“

⁴² Wikipedia: Seite „Exosphäre“. In: Wikipedia, Die freie Enzyklopädie. Bearbeitungsstand: 25. Dezember 2010, 02:02 UTC. URL: <http://de.wikipedia.org/w/index.php?title=Exosph%C3%A4re&oldid=83038830> (Abgerufen: 22. Januar 2011, 13:29 UTC) Versions-ID der Seite: 83038830.

⁴³ Wikipedia: Seite „Ionosphäre“. In: Wikipedia, Die freie Enzyklopädie. Bearbeitungsstand: 29. Dezember 2010, 21:23 UTC. URL: <http://de.wikipedia.org/w/index.php?title=Ionosph%C3%A4re&oldid=83211929> (Abgerufen: 22. Januar 2011, 23:35 UTC) Versions-ID der Seite: 83211929: „Raketensonden (engl. "Sounding Rockets") sind mit Messinstrumenten bestückte Forschungsraketen, die bevorzugt zur

füllen, und so aufsteigen lassen, denn diese steigen so hoch, wie sich das Gas dehnen kann. Wenn man den Ballon anfänglich halbvoll mit Heißluft macht und mit Heißluft steigt, so kann später die Heißluft auslassen, und das Gas kann sich weiter dehnen und das Luftschiff kann höher steigen⁴⁴. Die Luftschiffe steigen bekanntlich so hoch, wie sich das Gas ausdehnen kann. Ein halbvoller Gasbehälter kann sich mehr dehnen und höher fliegen. Man könne so in großer Höhe

Erstellung von Profilen der Ionenverteilung in der Ionosphäre eingesetzt werden. Sie sind kostengünstig und erlauben Messungen in Höhen, die oberhalb der Maximalhöhe von Ballons (≈ 40 km) und unterhalb der Minimalhöhe von Satelliten (~ 120 km) liegen. Außerdem erreichen sie eine mit anderen Messverfahren nicht mögliche räumliche Auflösung im Zentimeterbereich.^[18]«

⁴⁴ Wikipedia: Seite „Gasballon“. In: Wikipedia, Die freie Enzyklopädie.

Bearbeitungsstand: 28. November 2010, 18:59 UTC. URL:

<http://de.wikipedia.org/w/index.php?title=Gasballon&oldid=82043954>

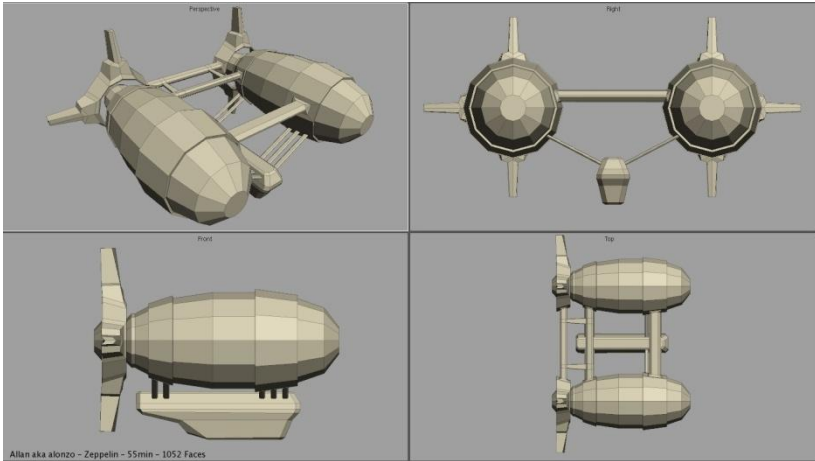
(Abgerufen: 23. Januar 2011, 13:07 UTC) Versions-ID der Seite: 82043954:

„Die maximale Steighöhe eines Gasballons in der Atmosphäre hängt damit vor allem von seiner Fähigkeit ab, die mit der Höhe zunehmende Expansion des Füllgases auszugleichen. Hat sich das Füllgas bis zum maximalen Fassungsvermögen der Ballonhülle ausgedehnt, stoppt der Aufstieg, sobald sich Tragkraft und Gewichtskraft des Gerätes in einem Gleichgewicht befinden. [...] Ist die Hülle des Ballons geschlossen und fest genug, um der Expansion des Füllgases standzuhalten, kann sich das Volumen des Füllgases ab einer bestimmten Höhe nicht mehr vergrößern und der Aufstieg endet.“

Landeplätze zwischen zwei großen Luftschiffen, a la Katamaran-Zeppelin, bauen⁴⁵. Wo dann Flugzeuge und vor allem Raumfähren landen und starten könnten. Sozusagen ein Sonnendeck. Solche Doppel-Ballons könnten rund um den Globus so aufgestellt werden, dass sie sämtliche Satelliten für Telekommunikation ersetzen könnten.

„Und wieder mal ein neuer Speedmodeling Contest auf Game Artist. Diesmal sollte man einen Zeppelin in 60min (oder weniger) modeln... ich habe mir keine Referenz Bilder rausgesucht, um etwas besonderes zu erstellen 😊

⁴⁵ Allan: Zeppelin Speedmodeling, Mai 19, 2007, in: <
<http://ablogonzo.wordpress.com/2007/05/19/zeppelin-speedmodeling/>>.



Der nächste .S.M.C. geht um ein Rummelplatz
Gefährt. Da muss ich mir wieder etwas spezielles
ausdenken 😊⁴⁶

Die Raumfahrt braucht statt den bisherigen Umlaufbahnen ca. 300 km entfernt eine größere Entfernung, um stabil zu sein, und nicht ständig auf Treibstofflieferungen von der Erde angewiesen zu sein⁴⁷.

⁴⁶ Allan: Zeppelin Speedmodeling, Mai 19, 2007, in: <
<http://ablogonzo.wordpress.com/2007/05/19/zeppelin-speedmodeling/>>.

⁴⁷ Wikipedia: Seite „Raumstation“. In: Wikipedia, Die freie Enzyklopädie.
Bearbeitungsstand: 5. Dezember 2010, 01:12 UTC. URL:
<http://de.wikipedia.org/w/index.php?title=Raumstation&oldid=82281940>



Futuristische Raumstation im Erdorbit (Illustration)⁴⁸

Im Gravitationsfeld jedes Planeten gibt es sogenannte Lagrange-Punkte, die sozusagen im

(Abgerufen: 23. Januar 2011, 12:36 UTC) Versions-ID der Seite: 82281940:
„Die Umlaufbahn um die Erde ist in 300 Kilometern Höhe nicht stabil, da eine sehr dünne Erdatmosphäre die Raumstationen ständig abbremst. Ohne regelmäßigen Schub in höhere Umlaufbahnen würden Raumstationen daher nach einigen Monaten oder Jahren wieder in die Erdatmosphäre eintreten. Auch die Gravitation anderer Himmelskörper könnte die Umlaufbahn einer Raumstation stören. Raumstationen benötigen daher eine ständige Versorgung, besonders von Treibstoff zur Kurskorrektur.“

⁴⁸ Koch, Bernd: Highlights Raumfahrt, abgerufen am 27. 1. 2011, in: <
<http://www.astrofoto.de/german/highlite/raumfahr.htm> >.

Schwerefeld neutral sind. Hier könnten Raumstationen ohne Treibstoffprobleme geparkt werden⁴⁹.

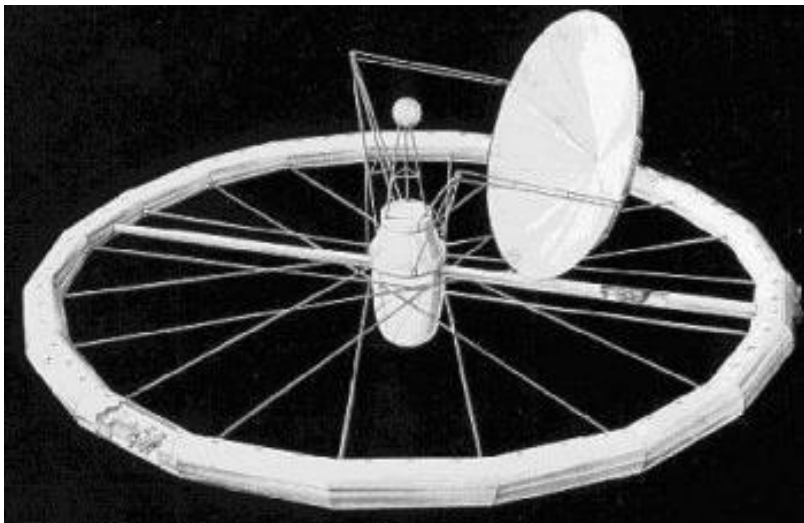


Entwurf einer Raumstation der NASA aus den 1960er Jahren⁵⁰

⁴⁹ Wikipedia: Seite „Raumstation“. In: Wikipedia, Die freie Enzyklopädie. Bearbeitungsstand: 5. Dezember 2010, 01:12 UTC. URL: <http://de.wikipedia.org/w/index.php?title=Raumstation&oldid=82281940> (Abgerufen: 23. Januar 2011, 12:36 UTC) Versions-ID der Seite: 82281940: „Zukünftige Raumstationen könnten in größerer Entfernung zur Erde in einem der Lagrange-Punkte positioniert werden. Die Lagrange-Punkte ermöglichen der Raumstation einen wesentlich stabileren Orbit, was die nötigen Kurskorrekturen und damit den Treibstoffverbrauch erheblich reduzieren würde. Allerdings ist die Intensität der kosmischen Strahlung in einer größeren Entfernung zur Erde erheblich größer, weil dort der Schutz durch das Erdmagnetfeld fehlt. Für eine solche Raumstation wäre es also notwendig, besondere Vorkehrungen zum Strahlenschutz zu treffen.“

⁵⁰ Welsch & Partner: Raumstation (Historischer Entwurf), Tübingen 14. 11. 2003, in: < <http://www.scientific->

Die Möglichkeit, größer zu bauen, ladet dazu ein, gleichsam die Form von einem Riesenrad zu bauen, das Riesenrad⁵¹ in Rotation zu versetzen.



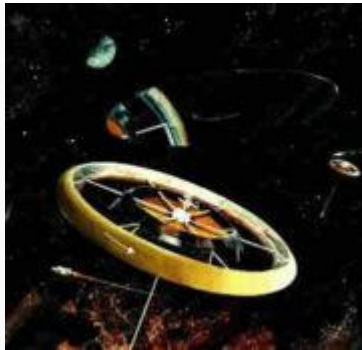
1946: Wernher von Brauns ringförmige Raumstation⁵²

multimedia.com/index.php5?chap=5_1&gid=544&oldcat=Technik&dis=0&oldType=Alle >.

⁵¹ Stolpermarkt: Riesenrad, abgerufen am 23. Jänner 2011, in: <
<http://www.stoppelmarkt.de/Gro%C3%9Ffahrgechafte/Riesenrad.aspx> >.

⁵² Palomino, Michael: 11. Das braune Duo Walt Disney und Wernher von Braun verbreitet Mondphantasie mit Science-Fiction-Filmen, 2006, in: <
http://www.geschichteinchronologie.ch/atmosphaerenfahrt/11_Walt-Disney-Wernher-von-Braun.html >.

Das Gebilde soll zusätzlich durch die Rotation eine Stabilität haben, und so Rotationskörper könnte die Gravitation in der Raumstation ersetzen, so oder ähnlich wie in einem Hamsterrad.



Raumstation mit künstlicher Gravitation⁵³

Das kosmische Hamsterrad von Wernher von Braun geht aber schon auf Ideen vor den Nazi zurück⁵⁴.

⁵³ SystemPhysik: Rotierendes Bezugssystem, Diese Seite wurde zuletzt am 8. März 2010 um 05:04 Uhr geändert, In: <
http://www.systemdesign.ch/index.php?title=Rotierendes_Bezugssystem>.

⁵⁴ nexusboard: Deutsche Raumstationen, Copyright © 1998 - 2010, in: <

Hermann Noordung

Das Problem der Befahrung des Weltraums

Der Raketen-Motor



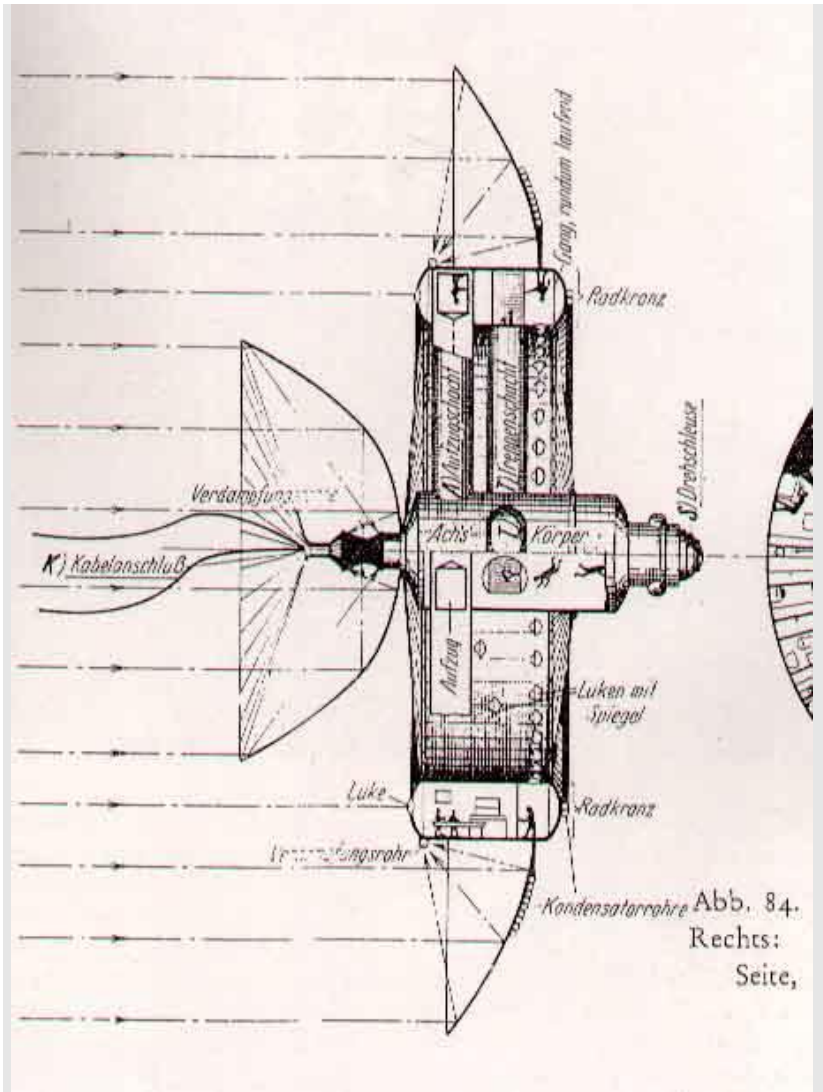
Eine leichtfällige Darstellung der größten
technischen Zukunftsfrage der Menschheit

Richard Carl Schmidt & Co. / Berlin

<http://www.nexusboard.net/sitemap/6365/deutsche-raumstationen-t297514/> >.

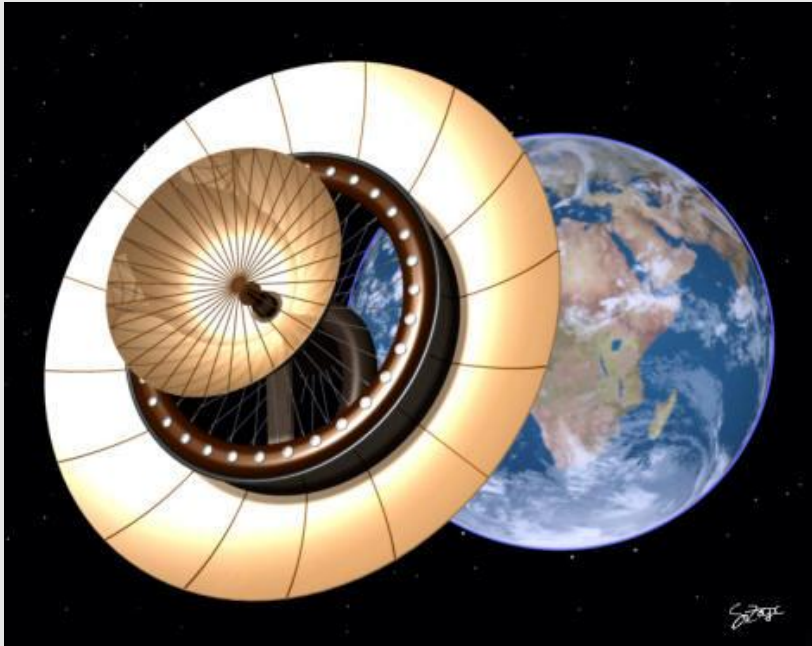
Der Österreicher Hermann Potocnik, der 1892 in Pola, dem damaligen Österreich, geboren wurde⁵⁵. Potocnik absolvierte neben seiner Militärlaufbahn 1925 die technische Hochschule in Wien und studierte weiter an der Technischen Universität in Wien. Ende 1928, also vor der Nazi-herrschaft, veröffentlichte er unter dem Pseudonym Hermann Noordung das Buch, Das Problem der Befahrung des Weltraums. Das Buch erschien 1929 und macht auf 188 Seiten Vorschläge zu einem Wohnrad im Weltraum. Inzwischen ist Potocnik wegen einer schweren Krankheit aus dem Militärdienst geschieden und starb an der Krankheit noch 1929. Das Buch wurde 1935 ins Russische, 1986 ins Slowenische und 1999 von der NASA ins Englische übersetzt. In Graz wurde nach Potocnik eine Straße benannt.

⁵⁵ nexusboard: Deutsche Raumstationen, Copyright © 1998 - 2010, in: <
<http://www.nexusboard.net/sitemap/6365/deutsche-raumstationen-t297514/> >.



„Potocniks Raumstation Noordung, Potocnik ging dabei von dem in dieser Zeit verfügbaren Grundlagenwissen über die Raumfahrt aus und ließ bei der Beschreibung seiner aus

drei Komponenten Wohnrad, Energiestation und Observatorium bestehenden Raumwarte das raketentechnische Transportproblem unberührt.



*Raumstation Noordung*⁵⁶

Auch anderen Ideen von Braun waren nicht von ihm, sondern von Forschern früherer Zeiten

⁵⁶ nexusboard: Deutsche Raumstationen, Copyright © 1998 - 2010, in: < <http://www.nexusboard.net/sitemap/6365/deutsche-raumstationen-t297514/> >.

übernommen. So auch ein Weltraumspiegel, den Braun als Waffe plante.

„Deutsche Wissenschaftler erklärten nach dem Krieg dem amerikanischen Colonel Keck, daß das Dritte Reich zusätzlich zum *Zehn-Punkte-Programm* an viel schrecklicheren Projekten und Plänen arbeitete, wie z. B. an der Einrichtung einer sogenannten »**Rauminsel**«, auf der ein **riesiger Auffangspiegel** angebracht werden sollte.



Rauminsel EMW "Fliegende Artillerie Hitler".

Mit dieser Rauminself, für deren Realisierung 50 Jahre angesetzt wurden, wollte die unbestritten alleinige großdeutsche Weltraummacht die Welt unter Kontrolle halten. Durch Lichtblitze aus focusierten Sonnenlicht, wollten man präferitiv Feindstaaten beschießen.

Man wollte damit die Sonnenstrahlen sammeln und auf die Erde gebündelt weiterleiten. Die Wissenschaftler hofften, damit eine Möglichkeit zu erschaffen, um in wenigen Sekunden ***eine feindliche Stadt zu Asche zu verbrennen und sogar den Teil eines Ozeans zum Kochen bringen zu können.***

Der Spiegel basierte auf einer Idee von **Hermann Oberth**, welche dieser noch zu Zeiten der Weimarer Republik **im Jahr 1929** veröffentlicht hatte!



Hermann Oberth erfand die erste militärisch nutzbare Raumstation der Welt und zwar noch zu Zeiten der demokratischen Weimarer Republik!⁵⁷

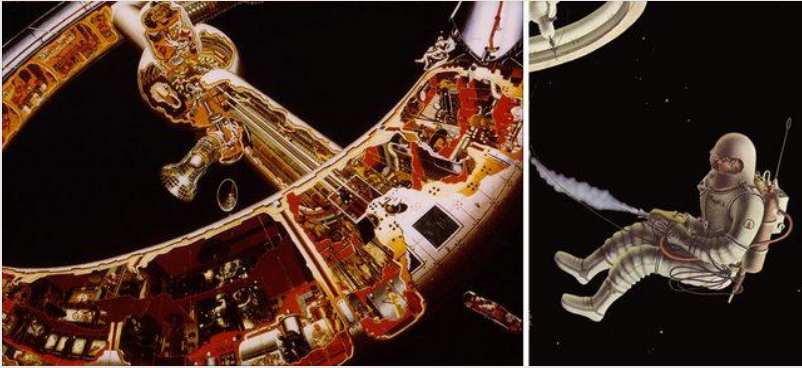
⁵⁷ nexusboard: Deutsche Raumstationen, Copyright © 1998 - 2010, in: < <http://www.nexusboard.net/sitemap/6365/deutsche-raumstationen-t297514/> >.

„Die geplante Orbitalflugbahn der deutschen Raumstation über den Erdäquator *sollte* in einem Erdoberflächen-Abstand von 36000 Kilometern verlaufen.



***von Brauns Raumstation mit EMW A-13
Zubringer-Raumgleiter nach Chesley
Bonestell***

Wernher von Brauns Raumstation wurde in ausgeschmückter Form Jahr 1953 im amerikanischen Colliers Magazin durch Illustrationen Chesley Bonestell weltberühmt.



Blick in das Innere der Raumstation, daneben ein Astronaut nach Bonestell, der nur von Brauns Vorgaben umsetzte. Der Astronaut trägt natürlich einen Raumanzug, der dem Dräger-Raumanzug sehr ähnlich ist...

In Wirklichkeit handelte es dabei nicht um eine friedliche Konstruktion, sondern vielmehr um eine »**endgültige Waffe**«. Die Weltraumstation sollte ursprünglich nicht als Startrampe für friedliche Expeditionen in Richtung Mond und Mars dienen, wie es im *Colliers Magazin* dargestellt wurde, sondern Träger und Startrampe für erdumkreis-

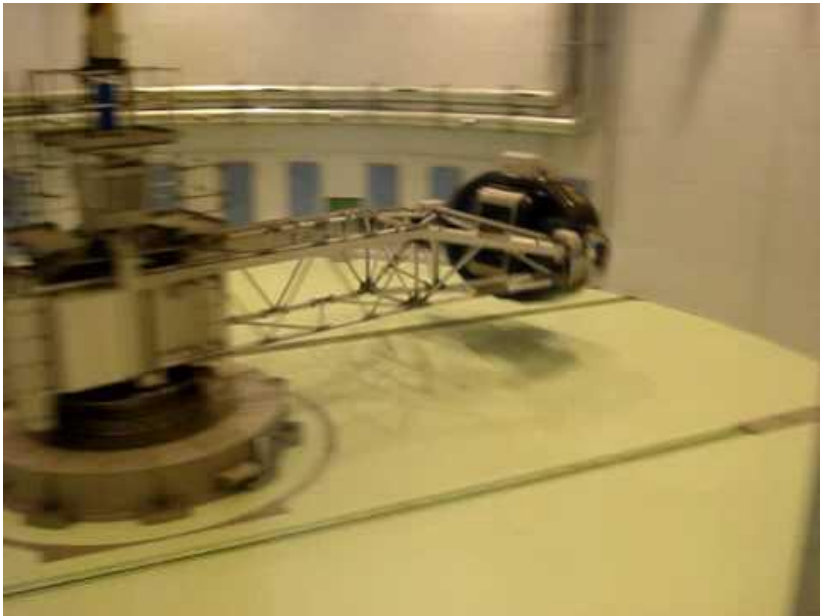
de Geschosse sein, gegen die Abwehrmaßnahmen nicht möglich waren.“

Die Ideen für eine Raumstationen nützten also die Zentrifugalkraft als Ersatz für die Gravitation. Man müsste ein Riesenrad⁵⁸ als Hamsterrad bauen, so groß wie ein Flussballplatz, oder allenfalls größer, und bestünde nur aus einem Ring.



⁵⁸ Stolpermarkt: Riesenrad, abgerufen am 23. Jänner 2011, in: < <http://www.stoppelmarkt.de/Gro%C3%9Ffahrteschafte/Riesenrad.aspx> >.

So kann die Zentrifugalkraft durch die Rotation gänzlich die Gravitation ersetzen, und in der Raumstation könnten normale irdische Verhältnisse im Hinblick auf die Gravitation simuliert werden.



Eigentlich wäre das jetzt schon möglich, wenn man die Raumstation wie eine lange Stange oder Rohr bauen würde, wo man den Stab um eine

mittlere Achse rotieren lässt, so dass in der Kabine der Astronauten die Gravitation durch die Zentrifugalkraft ersetzt wäre⁵⁹.



Man kann in der Mitte des Rotationskörpers eine ruhende Achse machen, wo man aus und einstei-

⁵⁹ Ads: Fliegen am limit (1/4) - kollaps in der humanzentrifuge, © 2011 Sans Tele, in: < <http://realitesanstele.org/index.php?key=humanzentrifuge> >.

gen, bzw. andocken kann, und man vorerst in der Schwerelosigkeit ist⁶⁰.

Diese entferntere Stationen würden aber dann von der Raumfahrt verlangen, laufend größere Entfernungen zu überbrücken. Es liegt daher die Überlegung nahe, Zwischenstationen einzurichten, wie zB etwa zwischen 20 bis 50 km über der Erde schwebenden Zwillingszeppeline, zwischen denen man wie beim Katamaran eine Landeplatz und Startplatz für Flugzeuge und Spaceshuttle unterbringen könnte. Die neuen Anforderungen verlangen nach unkonventionellen Lösungsansätzen:

„ 3 von 4 ▶

⁶⁰ Dörnemann, Kay: Humanzentrifuge der DLR in Köln-Porz, Zuletzt aktualisiert 28. 03. 2007, in: < http://www.uni-marburg.de/fb17/fachgebiete/pflanzenphysio/pflanzenphysiologie_/indexseiten/fig07 >.



Fliegen mit aufgeblasenem Flügel. Bild:
prospective concepts ⁶¹

⁶¹ DLR: **Wie sehen die Flugzeuge der Zukunft aus?**,
abgerufen am 15. 1. 2011, Copyright © 2011 Deutsches Zentrum
für Luft- und Raumfahrt e.V. (DLR), in: <
[http://www.dlr.de/next/desktopdefault.aspx/tabid-6624/10881_read-
24688/](http://www.dlr.de/next/desktopdefault.aspx/tabid-6624/10881_read-24688/)>.

Raumstation

Ab den 60ern haben sich die Wissenschaftler der NASA sich der Frage Raumstationen angenommen, und dabei Pläne entwickelt, die auf bisherige Ideen zurückgehen aber auch einiges an neuen Ideen enthalten⁶².

Diaschau: Wohnen im All	◀ 1 / 9 ▶
Raumstation aus "Odyssee im Weltraum"	

⁶² Podbregar, Nadja / Scinexx: Diashau Wohnen im All, Copyright (c) 1998 – 2010, **Springer-Verlag**, Heidelberg - **MMCD NEW MEDIA**, Düsseldorf, in: < <http://www.scinexx.de/diaschau-43.html> >.



© NASA

Der übernächste Schritt...

Die ersten konkreten Überlegungen

In den 1960er Jahren überließ die Wissenschaft die Zukunftsvisionen von einem Leben im All nicht mehr nur den Science-Fiction Autoren.

Ingenieure, Physiker und Astronomen begannen,

sich mit den technischen Grundlagen von
Orbitalstationen und Planetenbasen zu
beschäftigen. In zahlreichen Veröffentlichungen
wurde über neue Antriebssysteme,
Konstruktionen und die günstigste Lage für
Weltraumsiedlungen debattiert. Inseln im All
Dandridge Cole, ... ⁶³

Der übernächste Schritt...

Die ersten konkreten Überlegungen

In den 1960er Jahren überließ die Wissenschaft
die Zukunftsvisionen von einem Leben im All nicht
mehr nur den Science-Fiction Autoren.
Ingenieure, Physiker und Astronomen begannen,
sich mit den technischen Grundlagen von
Orbitalstationen und Planetenbasen zu
beschäftigen. In zahlreichen Veröffentlichungen

⁶³ Podbregar, Nadja / Scinexx: Diashau Wohnen im All, **Raumstation aus "Odyssee im Weltraum"**, Copyright (c) 1998 – 2010, **Springer-Verlag**, Heidelberg - **MMCD NEW MEDIA**, Düsseldorf, in: <
<http://www.scinexx.de/diaschau-43.html> >.

wurde über neue Antriebssysteme, Konstruktionen und die günstigste Lage für Weltraumsiedlungen debattiert.



Rohstoffabbau auf einem Asteroiden

© NASA

Inseln im All

Dandridge Cole, ein Ingenieur der Raketen- und Raumfahrtabteilung von General Electric hatte schon vor der ersten Mondlandung die Pläne für den übernächsten Schritt des Weltraumprogramms parat. In seinem 1964 erschienen Buch "Islands in Space" (Inseln im All) trat er mit Nachdruck dafür ein, zuerst eine Expedition zu den erdbahnkreuzenden Asteroiden und Kleinplaneten auszurüsten. Ein solcher Flug könne nicht nur eine wichtige Vorstufe zu einer Erkundung anderer Planeten sein, sondern auch

eine entscheidende Rohstoffquelle für weitere Flüge eröffnen.

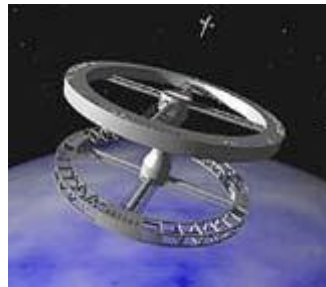
Zusammen mit dem Astronomen Brian O'Leary entwarf Cole ein Konzept, das vorsah, zunächst die Rohstoffe der Asteroiden und des Mondes auszubeuten und aus diesen dann Weltraum- und Mondstationen zu errichten. Beide vertraten das Prinzip, dafür möglichst wenig Material von der Erde zu nutzen und auf die Sonne als Energielieferanten zurückzugreifen.

Orbit als erste Wahl?

1969 lernte O'Leary bei einem Auswahlverfahren für Astronauten den Physiker Gerard O'Neill kennen. Der an der Princeton Universität als Professor angestellte Hochenergiephysiker war zu dieser Zeit bereits für seine Entwicklung des ersten

Teilchenbeschleunigerrings bekannt und hatte unter anderem am amerikanischen Apollo-Program gearbeitet. Die Begegnung mit O'Leary gab ihm den Anstoß, sich noch intensiver mit den möglichen Formen und Konstruktionen von menschlichen Siedlungen im All zu beschäftigen.

Wenig später konfrontierte O'Leary Neill die Physikstudenten seines Kurses mit der Frage, ob die Oberfläche eines anderen Himmelskörpers der optimale Ort für die Errichtung einer Station sein könne. Nach längeren Überlegungen bestätigten die Studenten den Schluss, zu dem auch O'Leary schon gekommen war: Da keiner der Planeten in Bezug auf Atmosphäre,



Raumstation aus
"Odyssee im
Weltraum"

© NASA 

Temperatur oder Schwerkraft ideale Bedingungen für eine Besiedelung bietet, stellen völlig neu geschaffene künstliche Raumkolonien die bessere Alternative dar. Solche Kolonien in einer Umlaufbahn oder frei im Raum schwebend hätten nicht nur 24-stündigen Zugang zur Sonnenenergie, sondern auch alle Vorteile der Schwerelosigkeit. Auf einem Planeten dagegen wären die Siedler mit unterschiedlichen Nachtlängen und einer nicht regulierbaren Schwerkraft konfrontiert.

Die NASA schaltet sich ein

Trotz anfänglicher Ablehnung durch seine Fachkollegen gelang es O'Neil 1974, seine Überlegungen in dem angesehenen Fachmagazin "Physics Today" zu veröffentlichen. Eine im gleichen Jahr von ihm organisierte Tagung über Weltraumkolonien weckte nicht nur das Interesse

der Medien und der Öffentlichkeit, sondern ließ auch die NASA aufhorchen...

[zurück](#) | [1](#) | [2](#) | [3](#) | [4](#) | [5](#) | [6](#) | [7](#) | [8](#) | [9](#) | [10](#) | [11](#) | [weiter](#)

Stand 22.09.2006⁶⁴

⁶⁴ Podbregar, Nadja / Scinexx: **Der übernächste Schritt..., Die ersten konkreten Überlegungen**, Stand 22.09.2006, Copyright (c) 1998 – 2010, Springer-Verlag, Heidelberg - **MMCD NEW MEDIA**, Düsseldorf, in: < <http://www.scinexx.de/dossier-detail-320-5.html> >.

"Bernal Sphere" im Anschnitt



© NASA/Ames

Weltraumräder und Zylindersiedlungen...

Wie könnte eine Weltraumkolonie aussehen?

Unter der Bedingung, möglichst viele Leute und funktionierende biologische Systeme unterzubringen und das ganze so einfach wie möglich zu halten, kamen die Teilnehmer des Workshops auf drei Grundformen für die Kolonie: Die "Bernal Sphere" Das einfachste System ist ein fast kugelförmiges Habitat mit außenliegenden Ringen. Diese sogenannte "Bernal Sphere" mit einem Durchmesser von einem Kilometer ist so angelegt, dass sie ...⁶⁵

Weltraumräder und Zylindersiedlungen...

Wie könnte eine Weltraumkolonie aussehen?

Unter der Bedingung, möglichst viele Leute und funktionierende biologische Systeme unterzubringen und das ganze so einfach wie möglich zu halten, kamen die Teilnehmer des

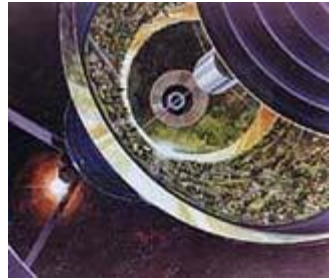
⁶⁵ Podbregar, Nadja / Scinexx: Diashau Wohnen im All, "**Bernal Sphere**" im **Anschnitt**, Copyright (c) 1998 – 2010, **Springer-Verlag**, Heidelberg - **MMCD NEW MEDIA**, Düsseldorf, in: < <http://www.scinexx.de/diaschau-forward-43-0.html> >.

Workshops auf drei Grundformen für die Kolonie:

Die "Bernal Sphere"

Das einfachste System ist ein fast kugelförmiges Habitat mit außenliegenden Ringen. Diese sogenannte "Bernal Sphere" mit einem Durchmesser von einem Kilometer ist so angelegt, dass sie eine Bevölkerung von 10.000 Menschen auf Dauer erhalten könnte. Ein spezielles Kreislaufsystem ermöglicht es den Kolonisten, aus Sonnenlicht und mithilfe der Pflanzen der äußeren Gewächshäuser nicht nur Nahrung, sondern auch Wasser und Atemluft zu gewinnen.

Die gesamte Kugel rotiert um die zentrale Achse, so dass an den Innseiten der Wände irdische



"Bernal Sphere"
im Anschnitt

© NASA/Ames 

Schwerkraft erzeugt wird, während in der Nähe der Mittelachse Schwerelosigkeit herrscht. Große Solarsegel an den Enden der Achse und Spiegelringe um die Kugel herum fangen das Sonnenlicht auf, damit es zur Beleuchtung des Kugelinernen und zur Energiegewinnung genutzt werden kann.

"Island Three"

Eine Weiterentwicklung stellte "Island Three" dar, ein riesiger Zylinder von mehr als sechs Kilometern Breite und 30 Kilometern Länge. Die 400 Quadratkilometer Innenfläche bieten mehreren Millionen Menschen und ausgedehnten Plantagenanlagen Platz. Auch hier ist der Lebensraum der Kolonisten die Innenseite der Außenwände, der gesamte Komplex rotiert



"Island Three"

© NASA/Ames

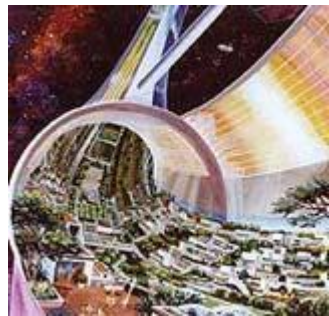


um seinen Längsachse und erzeugt dadurch Schwerkraft.

Drei große Fenster über die gesamte Länge des Zylinders lassen genug Licht einfallen, um fast irdische Lichtverhältnisse zu schaffen. Die Spiegel an den Außenringen lenken in jeder Position die optimale Lichtmenge ins Innere. Die Ausmaße des "Innenhimmels" ließen sogar "natürliche" Wetterveränderungen wie Regen oder Sturm und einen blauen Himmel entstehen.

Der "Stanford-Torus"

Das dritte Modell greift auf die klassische Form des "Weltraumrades" zurück. Habitat dieses "Stanford-Torus" war ein durch sechs Speichen verbundener Ring,



"Stanford-Torus"
im Anschnitt

© NASA/Ames 

in dem 10.000 Menschen arbeiten, wohnen und leben könnten. Um eine erdähnliche Schwerkraft zu erzeugen, dreht sich der gesamte äußere Ring mit einer Geschwindigkeit von einer Umdrehung pro Minute um die innere Nabe. Im schwerelosen Zentrumsbereich der Station liegen Andockstationen für Raumfahrzeuge.

Der Ring ist auf seiner Außenseite mit einer dicken Schicht aus Mondmaterial bedeckt, um die Bewohner vor der Raumstrahlung zu schützen. Ein riesiger Spiegel, der in einem Winkel von 45 Grad gegenüber der Drehachse der Station angebracht ist, lenkt das Sonnenlicht über ein weiteres Spiegelsystem in das Innere der Kolonieröhre. Das so umgelenkte Licht reicht aus, um den Torus zu beleuchten, die Pflanzen im Inneren des Rings wachsen zu lassen und die Station mit Energie zu versorgen.

Keine reine Fantasie...

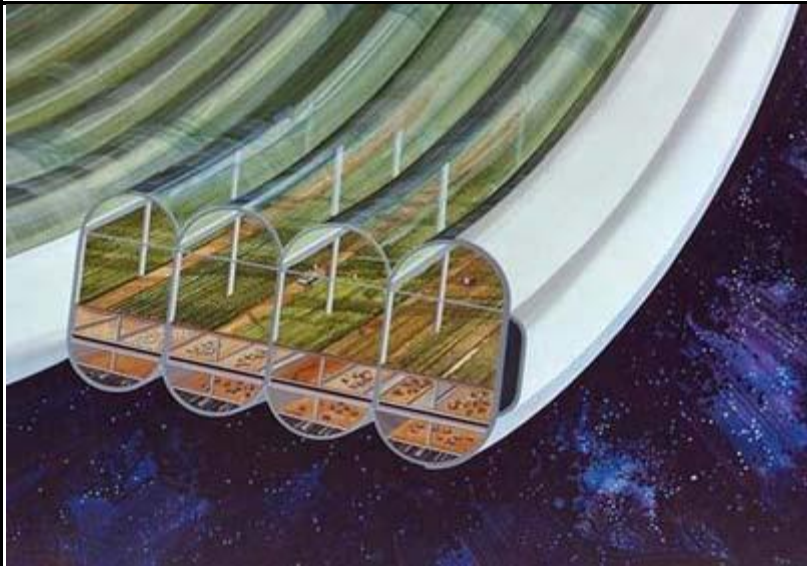
So fantastisch diese Zukunftsentwürfe auch klingen mögen, ein Teil der technischen Details, die die Sommerworkshop-Teilnehmer erarbeiteten, bilden auch heute noch die Basis für Raumfahrtentwürfe der Zukunft. Die Idee, Rohstoffe des Mondes und der Asteroiden als Baumaterialien zu nutzen, findet ihren Nachklang in Initiativen wie dem Artemis-Projekt, in dem private Unternehmen und Organisationen eine kommerzielle Nutzung des Mondes vorantreiben und unterstützen wollen. Die NASA selbst bezieht den Mond als Rohstofflieferanten und Stützpunkt für eine eventuelle Marskolonie mit ein und auch das Prinzip der Baustelle im All wird momentan bei der internationalen Raumstation ISS realisiert.

[zurück](#) | [1](#) | [2](#) | [3](#) | [4](#) | [5](#) | [6](#) | [7](#) | [8](#) | [9](#) | [10](#) | [11](#)
| [weiter](#)

Stand 22.09.2006⁶⁶

⁶⁶ Podbregar, Nadja / Scinexx: **Weltraumräder und Zylindersiedlungen...**, **Wie könnte eine Weltraumkolonie aussehen?**, Stand 22.09.2006, Copyright (c) 1998 – 2010, **Springer-Verlag**, Heidelberg - **MMCD NEW MEDIA**, Düsseldorf, in: < <http://www.scinexx.de/dossier-detail-320-7.html> >.

Gewächshäuser einer Weltraumkolonie



© NASA/Ames

Gewächshäuser einer Weltraumkolonie

Weltraumkolonien müssen sich selbst versorgen, Gewächshäuser gehören daher zur Grundausrüstung. Hier ein Entwurf des

"legendären" NASA/Stanford-Workshops 1975.⁶⁷

⁶⁷ Podbregar, Nadja / Scinexx: Diashau Wohnen im All, **Gewächshäuser einer Weltraumkolonie**, Copyright (c) 1998 – 2010, **Springer-Verlag**, Heidelberg - **MMCD NEW MEDIA**, Düsseldorf, in: < <http://www.scinexx.de/diaschau-forward-43-1.html> >.

"Stanford-Torus" im Anschnitt



© NASA/Ames

Weltraumräder und Zylindersiedlungen...

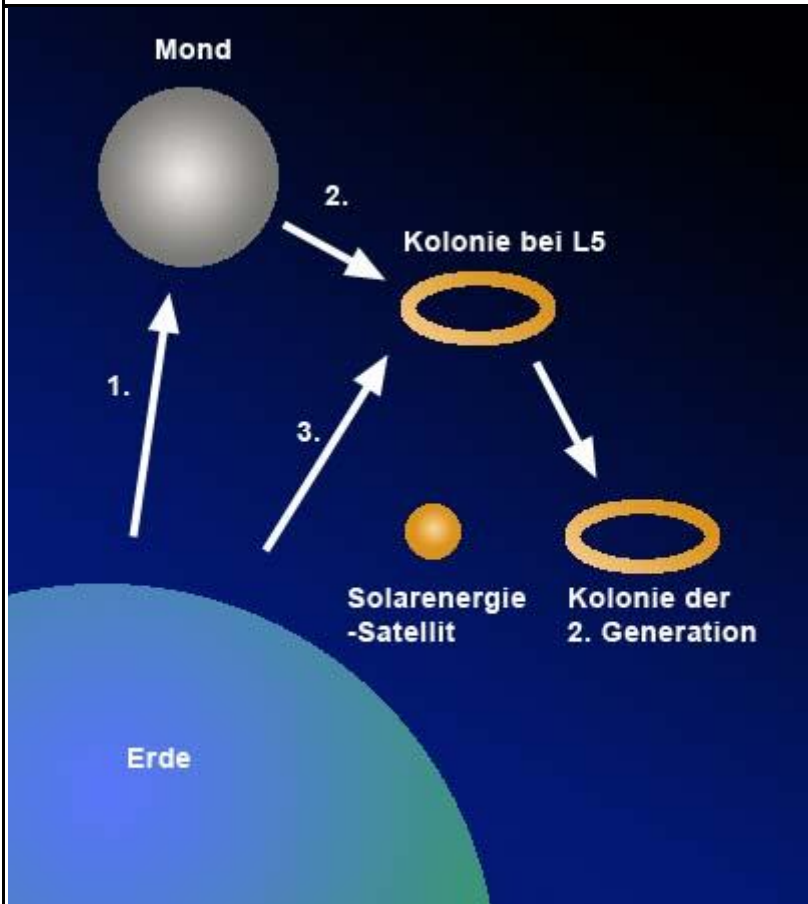
Wie könnte eine Weltraumkolonie aussehen?

Unter der Bedingung, möglichst viele Leute und funktionierende biologische Systeme

unterzubringen und das ganze so einfach wie möglich zu halten, kamen die Teilnehmer des Workshops auf drei Grundformen für die Kolonie: Die "Bernal Sphere" Das einfachste System ist ein fast kugelförmiges Habitat mit außenliegenden Ringen. Diese sogenannte "Bernal Sphere" mit einem Durchmesser von einem Kilometer ist so angelegt, dass sie ...⁶⁸

⁶⁸ Podbregar, Nadja / Scinexx: Diashau Wohnen im All, "**Stanford-Torus**" **im Anschnitt**, Copyright (c) 1998 – 2010, **Springer-Verlag**, Heidelberg - **MMCD NEW MEDIA**, Düsseldorf, in: < <http://www.scinexx.de/diaschau-forward-43-2.html> >.

Schritte zum Aufbau einer Raumkolonie



Lagrange-Punkte und Rohstoffe vom Mond...

Ein NASA Sommerworkshop bastelt
Weltraumkolonien

Das Jahr 1975 lieferte einen der ersten Höhepunkte der ernsthaften Erforschung von Raumkolonien. Angeregt durch die Überlegungen Gerard O'Neills veranstaltete die NASA in Zusammenarbeit mit der amerikanischen Stanford University einen zehnwöchigen Sommerworkshop für "Engineering Systems Design". Ziel des interdisziplinären Symposiums war es, eine möglichst überzeugende und realisierbare Lösung für die Besiedlung des Weltalls zu ...⁶⁹

Lagrange-Punkte und Rohstoffe vom Mond...

Ein NASA Sommerworkshop bastelt

⁶⁹ Podbregar, Nadja / Scinexx: Diashau Wohnen im All, **Schritte zum Aufbau einer Raumkolonie**, Copyright (c) 1998 – 2010, **Springer-Verlag**, Heidelberg - **MMCD NEW MEDIA**, Düsseldorf, in: <
<http://www.scinexx.de/diaschau-forward-43-3.html> >.

Weltraumkolonien

Das Jahr 1975 lieferte einen der ersten Höhepunkte der ernsthaften Erforschung von Raumkolonien. Angeregt durch die Überlegungen Gerard O'Neills veranstaltete die NASA in Zusammenarbeit mit der amerikanischen Stanford University einen zehnwöchigen Sommerworkshop für "Engineering Systems Design". Ziel des interdisziplinären Symposiums war es, eine möglichst überzeugende und realisierbare Lösung für die Besiedlung des Weltalls zu entwickeln.

Die kleine Gruppe von Professoren und Studenten aus Physik, Technik, Sozialwissenschaften und Architektur hatte dabei die Vorgabe, sich bei ihrem Konzept an bereits vorhandenen oder in der Entwicklung befindlichen Technologien zu orientieren. Außerdem sollten die Raumstationen so ausgelegt sein, dass sie mindestens 10.000 Menschen dauerhaft Platz und

Lebensmöglichkeiten bieten könnten.


Nach zehn Wochen des Rechnens, Diskutierens und Entwerfens präsentierten die Teilnehmer der Öffentlichkeit ihre Lösungen. Herausgekommen waren drei Koloniemodelle, die zwar jeweils unterschiedlich geformt waren, aber sich in ihrer Lage, den verwendeten Baumaterialien und den lebenserhaltenden Systemen glichen.



Zwischen Erde und Mond

Als günstigste Lage ergab sich eine Position zwischen Erde und Mond, da an einem der so genannten Lagrange-Punkte Erd- und Mondanziehungskraft im Gleichgewicht stehen und eine Raumstation dort ohne eigenen Antrieb in

Die Lagrange-
Punkte

© Podbregar 

einer stabilen Lage bleiben kann.

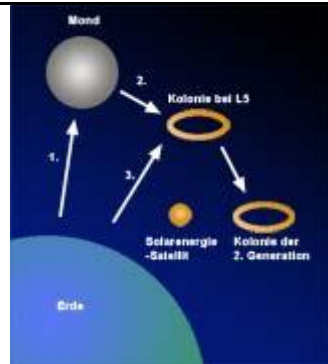
Im System von Mond und Erde existieren fünf solcher Punkte. Die ersten drei liegen auf einer gedachten Linie durch die Mitte der beiden Himmelskörper. L2 von der Erde aus gesehen hinter dem Mond, L1 zwischen Mond und Erde und L3 auf der dem Mond gegenüberliegenden Erdseite. Alle drei Punkte gelten als instabil, das bedeutet, dass schon kleinste Störungen ein Objekt aus dem stabilen Ruhezustand herausschleudern können.

Im Gegensatz dazu sind L4 und L5 stabile Lagrange-Punkte. Sie liegen in der Mondumlaufbahn, der eine um 60 Grad in Flugrichtung des Mondes versetzt, der andere der Bewegung um 60 Grad hinterherhinkend. Sie gelten als wahrscheinlichste und günstigste Kandidaten für eine stationäre Raumkolonie.


Rohstoffe vom Erdrabanten

Voraussetzung für alle drei Kolonieförmungen war der Rohstoffabbau auf dem Mond. Nutzt man die auf dem Erdrabanten vorhandenen Vorräte an Aluminium, Titan und Silikaten, müssen die

Baumaterialien für die Stationen nicht mit großem Geld- und Materialaufwand gegen die Schwerkraft von der Erdoberfläche herauftransportiert werden. Das beim Erzabbau auf dem Mond anfallende Geröll könnte, so schlugen die Forscher vor, für die Abschirmung der Kolonien gegen die ionisierende Strahlung des Weltraums genutzt werden.



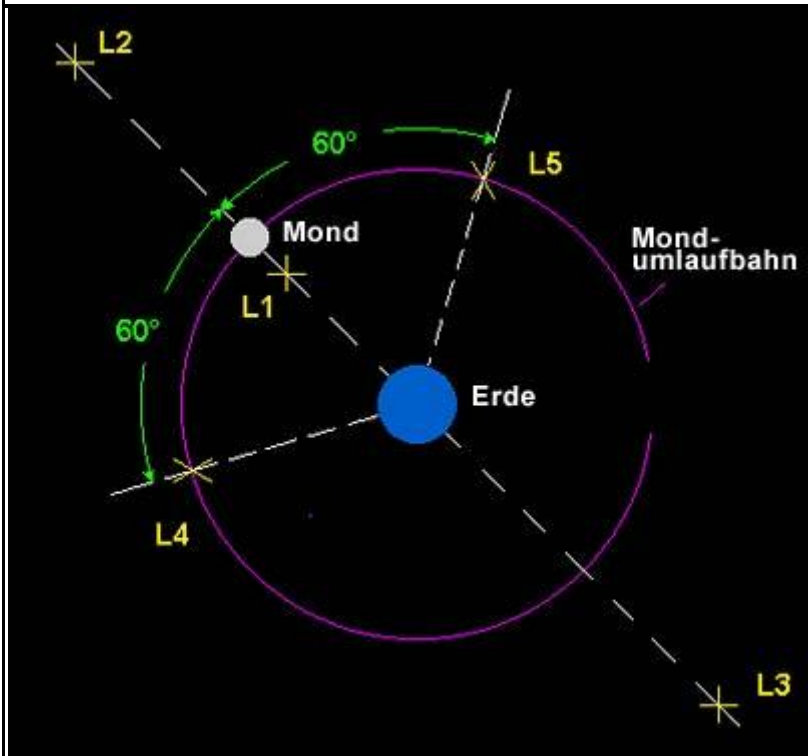
Schritte zum
Aufbau einer
Raumkolonie

© Podbregar 

zurück 1 2 3 4 5 6 7 8 9 10 11
weiter
Stand 22.09.2006 ⁷⁰

⁷⁰ Podbregar, Nadja / Scinexx: **Lagrange-Punkte und Rohstoffe vom Mond...**, **Ein NASA Sommerworkshop bastelt Weltraumkolonien**, Stand 22.09.2006, Copyright (c) 1998 – 2010, Springer-Verlag, Heidelberg - **MMCD NEW MEDIA**, Düsseldorf, in: < <http://www.scinexx.de/dossier-detail-320-6.html> >.

Die Lagrange-Punkte



© Podbregar

[Lagrange-Punkte und Rohstoffe vom Mond...](#)

Ein NASA Sommerworkshop bastelt

Weltraumkolonien

Das Jahr 1975 lieferte einen der ersten Höhepunkte der ernsthaften Erforschung von Raumkolonien. Angeregt durch die Überlegungen Gerard O'Neills veranstaltete die NASA in Zusammenarbeit mit der amerikanischen Stanford University einen zehnwöchigen Sommerworkshop für "Engineering Systems Design". Ziel des interdisziplinären Symposiums war es, eine möglichst überzeugende und realisierbare Lösung für die Besiedlung des Weltalls zu ...⁷¹

⁷¹ Podbregar, Nadja / Scinexx: Diashau Wohnen im All, **Die Lagrange-Punkte**, Copyright (c) 1998 – 2010, **Springer-Verlag**, Heidelberg - **MMCD NEW MEDIA**, Düsseldorf, in: < <http://www.scinexx.de/diaschau-forward-43-4.html> >.

"Island Three"



© NASA/Ames

Weltraumräder und Zylindersiedlungen...

Wie könnte eine Weltraumkolonie aussehen?

Unter der Bedingung, möglichst viele Leute und funktionierende biologische Systeme unterzubringen und das ganze so einfach wie möglich zu halten, kamen die Teilnehmer des Workshops auf drei Grundformen für die Kolonie: Die "Bernal Sphere" Das einfachste System ist ein fast kugelförmiges Habitat mit außenliegenden Ringen. Diese sogenannte "Bernal Sphere" mit einem Durchmesser von einem Kilometer ist so angelegt, dass sie ...⁷²

⁷² Podbregar, Nadja / Scinexx: Diashau Wohnen im All, "**Island Three**", Copyright (c) 1998 – 2010, **Springer-Verlag**, Heidelberg - **MMCD NEW MEDIA**, Düsseldorf, in: < <http://www.scinexx.de/diaschau-forward-43-5.html> >.

Station aus Shuttle-Außentanks



© NASA

Außentanks zu Wohnhüllen...

Konzepte für die nähere Zukunft?

Kreative Ideen und Konzepte zum Thema

Weltraumkolonien gibt es viele, und nicht wenige

davon werden in ferner Zukunft möglicherweise einmal realisiert werden können, aber was sind die realistischen Aussichten für die nähere Zukunft? Gibt es Formen von Raumkolonien oder Stationen, die innerhalb der nächsten Jahrzehnte oder Jahrhunderte denkbar sind? Durchaus - wenn es nach den Aussagen von Apollo-Astronaut Edwin Aldrin und einigen anderen ...⁷³

Außentanks zu Wohnhüllen...

Konzepte für die nähere Zukunft?

Kreative Ideen und Konzepte zum Thema Weltraumkolonien gibt es viele, und nicht wenige davon werden in ferner Zukunft möglicherweise einmal realisiert werden können, aber was sind die realistischen Aussichten für die nähere

⁷³ Podbregar, Nadja / Scinexx: Diashow Wohnen im All, **Station aus Shuttle-Außentanks**, Copyright (c) 1998 – 2010, **Springer-Verlag**, Heidelberg - **MMCD NEW MEDIA**, Düsseldorf, in: <
<http://www.scinexx.de/diaschau-forward-43-6.html> >.

Zukunft? Gibt es Formen von Raumkolonien oder Stationen, die innerhalb der nächsten Jahrzehnte oder Jahrhunderte denkbar sind?



Shuttle-Außentank
beim Transport

© NASA

Durchaus - wenn es nach den Aussagen von Apollo-Astronaut Edwin Aldrin und einigen anderen Weltraumenthusiasten geht. Ihre Idee beruht auf einem simplen Recycling-Prinzip: Bisher ist der einzige Teil des

Space Shuttles, der nicht wiederverwendet werden kann, der riesige Außentank. Der aus Aluminium bestehende Zylinder liefert den Shuttledüsen den Treibstoff in Form von flüssigem Sauerstoff und Wasserstoff. Er wird abgekoppelt, wenn das Shuttle 97 Prozent der Orbitgeschwindigkeit erreicht hat. Der abgestoßene Tank verbrennt zum großen Teil in der Atmosphäre, übrigbleibende Teile landen im

Indischen Ozean - letztendlich weder besonders ökonomisch noch sonderlich umweltfreundlich.

Eine Alternative, die inzwischen auch von Raumfahrtunternehmen erwogen wird, wäre es, die Tanks im Orbit zu belassen und beispielsweise als kommerzielle Raumstationen oder sogar Weltraumhotels zu nutzen. Jeder dieser Tanks ist groß genug, um ein elfstöckiges Gebäude aufzunehmen, bietet also genügend Platz für Zwischendecks, Wohn- und Schlafräume. Koppelt man zwei oder mehrere dieser Tanks zusammen, kann der Raum beliebig erweitert und der gesamte Komplex in Rotation versetzt werden um dadurch künstlich Schwerkraft zu erzeugen.

Start mit oder ohne Ausrüstung

Wie aber kommt die Ausrüstung für die Tanks ins All? Denkbar und ökonomisch sinnvoll wäre ein sogenannter "Wet Launch". Dabei wird das Innere

des Tanks mit den gewünschten Zwischenböden, Möbeln und anderen fixierbaren Gegenständen ausgerüstet und dann mit den normalen Raketentreibstoffen gefüllt. Einmal im All angekommen, werden die Treibstoffreste (Sauerstoff und Wasserstoff) abgepumpt und nach und nach weitere Module angekoppelt und die Ausrüstung ergänzt.

Eine zweite Variante, der sogenannte "Dry Launch", ist nicht neu: Das Weltraumlabor Skylab das ebenfalls aus einem externen Tank bestand, wurde auf der Erde mit allen Laborutensilien ausgerüstet und dann leer als Nutzlast einer Transportrakete in den Orbit geschossen.

Die NASA reagiert

Auf Drängen

verschiedener privater

Initiativen hatte Ende der

1990er auch die NASA das

Konzept einer

kommerziellen

Wiederverwertung der

externen Tanks

untersucht. Das Ergebnis

war erheblich positiver als zunächst

angenommen. Allerdings müsste das Space

Shuttle für das Manöver zum gezielten Abstoßen

der Außentanks mehr von dem kompakten, aber sehr schweren Hydrazin-Treibstoff an Bord haben.

Diese Tonne mehr Gewicht aber ginge zu Lasten der Nutzlast - wertvoller und bezahlter Ladung.

Die amerikanische Weltraumbehörde bot sich

damals sogar an, ihre Tanks kostenlos für



Station aus Shuttle-
Außentanks

© NASA 

Weiternutzung im All zur Verfügung zu stellen. Allerdings knüpfte sich dieses Entgegenkommen an feste Bedingungen: Im Orbit muss der Tank von einem automatischen oder bemannten System eingesammelt und in Empfang genommen werden, das Abpumpen des restlichen Treibstoffes muss gesichert sein und die Innenausstattung darf erst im Orbit erfolgen.

Ende der Shuttle-Ära, Ende der Außentank-Träume?

Angesichts des nahen Endes der Space Shuttle-Ära scheinen sich diese Überlegungen heute weitestgehend erledigt zu haben. Allerdings haben zwei Angehörige eines der wichtigsten Raumfahrtunternehmen der USA, der "Martin Marietta Manned Space Systems", ein Konzept entwickelt, um einen "Wet Launch" eines "möblierten" Außentanks auch ohne Zuhilfenahme des NASA Space Shuttles zu bewerkstelligen.

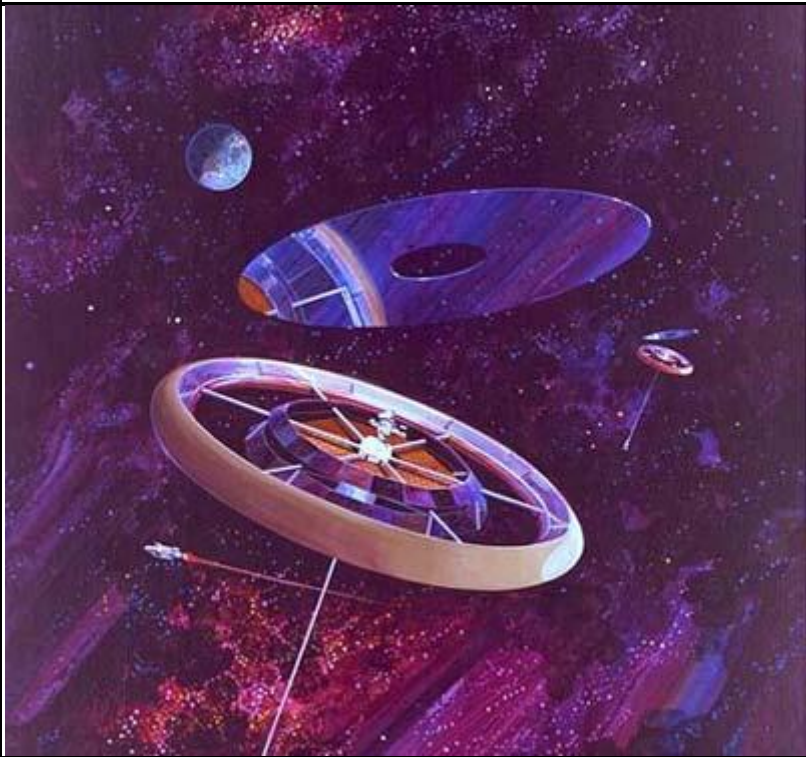
Die Realisation einer Außentankkolonie scheint zumindest privaten Investoren offenbar weitaus weniger fantastisch als sie vielleicht klingt: Immerhin kündigte der Hotelkonzern Hilton bereits im Oktober 1999 an, er werde sich als erster Sponsor an einem zukünftigen Weltraumhotel beteiligen. Auch die Fluglinie British Airways meldete bereits Interesse an...

[zurück](#) | [1](#) | [2](#) | [3](#) | [4](#) | [5](#) | [6](#) | [7](#) | [8](#) | [9](#) | [10](#) | [11](#) | [weiter](#)

Stand 22.09.2006⁷⁴

⁷⁴ Podbregar, Nadja / Scinexx: **Außentanks zu Wohnhüllen..., Konzepte für die nähere Zukunft?**, Stand 22.09.2006, Copyright (c) 1998 – 2010, **Springer-Verlag**, Heidelberg - **MMCD NEW MEDIA**, Düsseldorf, in: < <http://www.scinexx.de/dossier-detail-320-8.html> >.

Weltraumkolonie "Stanford-Torus"



© NASA/Ames

Wohnen im All

Lebensform der Zukunft oder teure Utopie?

Können Menschen im All leben? Wird man eines Tages dauerhafte menschliche Siedlungen außerhalb unseres Planeten bauen und bewohnen? Vor nicht allzu langer Zeit wären Fragen dieser Art als pure Science-Fiction, Fantasien oder bestenfalls als Wunschdenken angesehen worden. Aber inzwischen hat sich diese Einstellung geändert. Private Initiativen von Raumfahrtenthusiasten weltweit, aber auch die staatlichen Raumfahrtbehörden diskutieren Konzepte ...⁷⁵

Wohnen im All

Lebensform der Zukunft oder teure Utopie?

Können Menschen im All leben? Wird man eines Tages dauerhafte menschliche

⁷⁵ Podbregar, Nadja / Scinexx: Diashau Wohnen im All, **Weltraumkolonie "Stanford-Torus"**, Copyright (c) 1998 – 2010, **Springer-Verlag**, Heidelberg - **MMCD NEW MEDIA**, Düsseldorf, in: < <http://www.scinexx.de/diaschau-forward-43-7.html> >.

Siedlungen außerhalb unseres Planeten bauen und bewohnen? Vor nicht allzu langer Zeit wären Fragen dieser Art als pure Science-Fiction, Fantasien oder bestenfalls als Wunschdenken angesehen worden.

Aber inzwischen hat sich diese Einstellung geändert. Private Initiativen von Raumfahrtenthusiasten weltweit, aber auch die staatlichen Raumfahrtbehörden diskutieren Konzepte über Langstreckenflüge zu anderen Planeten, aber auch zu dauerhaften Raumstationen im All. Die ersten Weltraumtouristen waren bereits im Orbit.

Eine Studie der Beratungsgesellschaft Eurospace prognostizierte im Juli 2006 einen regelmäßigen Mond-Tourismus spätestens im Jahr 2100. Eine dauerhafte Besiedelung des Alls erwarteten die

150 befragten Fach- und Führungskräfte aus der Luft- und Raumfahrtbranche allerdings frühestens in 500 Jahren. Angesichts sinkender Unterstützung der bemannten Raumfahrt und drastischen Sparmaßnahmen scheint momentan ohnehin offen, ob die Pläne jemals mehr als nur virtuelle Konstrukte sein werden... ⁷⁶

⁷⁶ Scinexx: **Wohnen im All, Lebensform der Zukunft oder teure Utopie?**, Stand 22.09.2006, Copyright (c) 1998 – 2010, Springer-Verlag, Heidelberg - MMCD NEW MEDIA, Düsseldorf, in: <
<http://www.scinexx.de/dossier-320-1.html> >.

Hitzeschild

Ein anderer Lösungsansatz⁷⁷ zum Thema
Hitzeschild ist nicht minder originell:

Activities in the Past



„  Objective and Overview

 Navigation system and De-orbit

 Thermal Protection System Evaluation

 Other Onboard Measurements

⁷⁷ JAXA: Activities in the Past, Copyright 2007 Japan Aerospace Exploration Agency, in:
< <http://www.rocket.jaxa.jp/fstrc/0c01.html> >.

OREX Vehicle Configuration

Conclusion

The H-II Orbiting Plane-Experimental (HOPE-X) will be an unmanned re-usable spaceplane that will be launched on conventional booster, work in low-earth orbit, for example to deliver a payload or to conduct scientific experiments, re-enter the atmosphere and land horizontally on a normal runway. To reduce the cost and risk of developing HOPE-X, NAL and the National Space Development Agency of Japan (NASDA) have been carrying out a series of experiments using small vehicles to acquire and demonstrate key technologies. These experiments are similar in concept to the US National Aeronautics and Space Administration's (NASA) " X " series of experimental vehicles.

The Orbital Re-Entry Flight Experiment (OREX), the first in this series of experiments, was

conducted in 1994 to demonstrate technologies for autonomous de-orbiting and to evaluate thermal protection systems and materials to protect a vehicle from aerodynamic heating during high-speed atmospheric re-entry.

	Objective and Overview
---	------------------------

The OREX flight experiment had two goals to demonstrate re-entry technologies. The first goal was to demonstrate autonomous " de-orbit " technology. To make it re-enter the atmosphere, an orbiting vehicle is decelerated by firing rockets opposite to the direction of travel (" retro-rockets "). Accurate performance of this retrograde " deorbit burn " is essential not only to reach the target landing point but also to keep aerodynamic heating and aerodynamic loads during re-entry within tolerable limits. The second goal was to evaluate heat-resistant materials. During re-

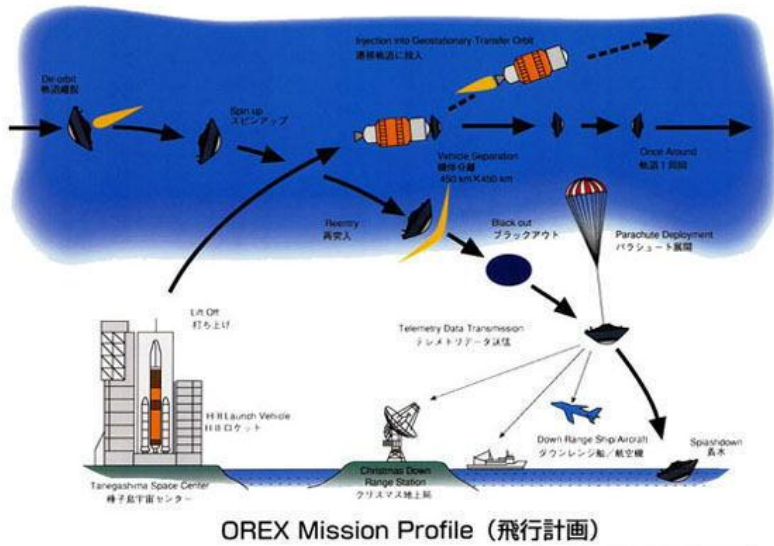
entry, the surface of a vehicle is exposed to severe aerodynamic heating and its temperature reaches more than 1400 Celsius. To protect its primary structure and payload, a Thermal Protection System (TPS), consisting of heat-resistant materials that withstand high temperatures and thermal insulators which prevent heat from entering the vehicle, is attached to the vehicle's surface. The OREX experiment evaluated such a TPS in a real flight environment.

A further objective of OREX was to obtain measurements of aerothermodynamic phenomena around the vehicle during re-entry to acquire fundamental data for research and development of re-entry technology. The OREX vehicle is a small axisymmetric capsule. While such a shape does not require active attitude control during re-entry, allowing the OREX systems to be kept relatively simple, it cannot generate lift to allow the aerodynamic heating rate to be reduced by

flying for longer at higher altitudes during re-entry, and so the maximum heating rate experienced tends to be greater than for lifting re-entry vehicles. Although ablative thermal protection materials, which dissipate heat by sublimation, can protect from the very high aerodynamic heating rates associated with ballistic re-entry trajectories and have been used successfully on capsule type re-entry vehicles such as the U.S. Gemini, they are expended during re-entry. On the other hand, reusable thermal protection systems cannot tolerate heating to the same degree as ablative materials, so the maximum heating rate they sustain must be reduced. To reduce the heating rate on a vehicle, the aerodynamic drag force it experiences must be increased, and OREX was designed with a large diameter to achieve this. (Aerodynamic force is the product of the vehicle's surface area and drag coefficient. A large drag coefficient, which depends on shape but not size, is desirable

for a high-performance vehicle. Designing OREX with a larger diameter increases drag force by increasing area while preserving drag coefficient.)

OREX was launched on the first test flight of the H-II launch vehicle in February 1994. After making a single circular orbit with an altitude of approximately 450 km, the OREX vehicle performed a de-orbit burn to re-enter within the coverage of a telemetry ground station in Okinawa. During re-entry, the vehicle acquired various measurement data which were transmitted to the ground station. After it had decelerated to subsonic speed, the vehicle deployed a parachute to slow its descent to ensure continued telemetry transmission. (The parachute was not for vehicle recovery.)



Navigation system and De-orbit

De-orbit was performed using a set of four 150N hydrazine thrusters. A de-orbit burn must be performed at the proper position and in the proper direction, and must give the proper impulse. OREX demonstrated autonomous de-orbit, in which the optimal timing, direction and duration of the de-orbit burn were commanded by

an onboard computer based on a predetermined guidance law, with an onboard Inertial Measurement Unit (IMU) used to determine orbital parameters, the position on the orbit and the vehicle's attitude. The de-orbit burn was set to end when the vehicle's angular momentum around the center of the Earth reached a certain value. However, its duration was 12.5 seconds shorter than planned because the thrusters gave approximately 5.5% greater thrust than designed. This demonstrated that the de-orbit navigation and control system worked properly.

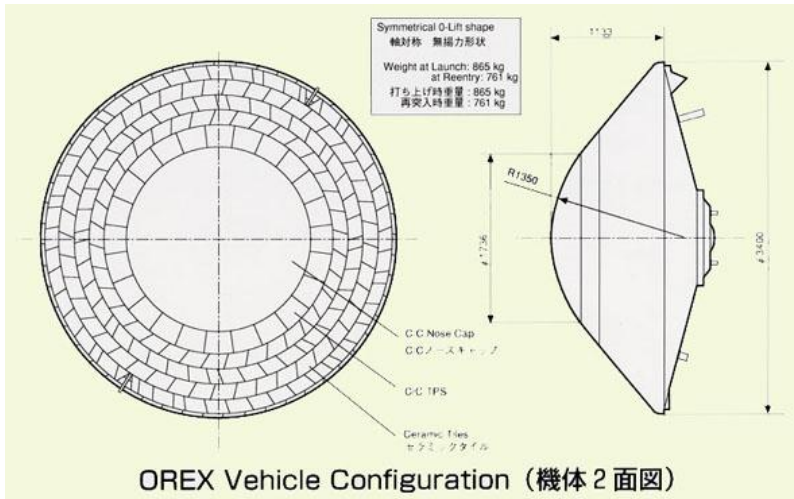
During the flight, experiments on navigation were performed such as updating the inertial navigation data using GPS measurements, and performing IMU-Drag measurement navigation to estimate altitude after atmospheric entry. Inertial measurements are used to obtain drag force, and using this measurement and the vehicle's known aerodynamic characteristics, atmospheric density

can be computed. From this, altitude can be deduced.

Thermal Protection System Evaluation

Ideally, thermal protection materials for a reusable space transportation system should have adequate heat resistance and thermal insulation while being reusable. However, there is no current technology material available for practical use that has both the required heat resistance and thermal insulation properties. Therefore, combinations of materials must be applied appropriately to different parts of the vehicle according to the conditions they experience.





As can be seen in the illustration above, the OREX vehicle is covered with three different types of thermal protection material. Four-millimeter thick Carbon/Carbon (C/C) composite material is used on the nosecap at the center of the vehicle, where the most severe aerodynamic heating occurs. While its thermal insulation properties are poor, this material can withstand large aerodynamic forces and its strength does not degrade even at temperatures of 1600 Celsius.

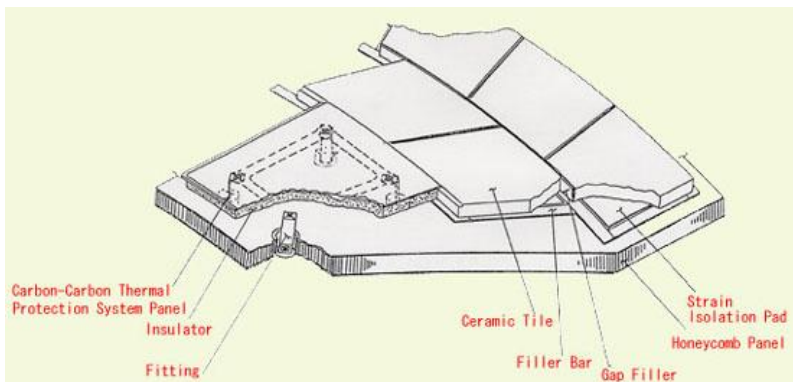
Thermal insulation tiles, which are made by hardening ceramic fibers, are used on the outer parts of the vehicle. This material has outstanding heat insulation characteristics of approximately 0.1 W/m K or lower, depending on temperature and ambient pressure, is heat resistant to about 1400 Celsius, and also has low density (about 0.2 g/cm³). The tiles, however, have low strength. They are glued to the honeycomb aluminum alloy skin, and the skin must bear the structural loads.

The C/C panel is a type of "standoff" TPS. This is a panel constructed of C/C composite combined with a heat insulator and supported by heat-resistant metal. Such panels can withstand higher temperatures than ceramic tiles, and were used for the area between the nose cap and the ceramic tiles.

The fasteners and adhesives used for attaching the C/C panels and ceramic tiles were selected and designed to ease the stresses between the

TPS materials and the vehicle's base honeycomb aluminum panels caused by differential thermal expansion due to their different temperatures or thermal properties.

Analysis of the flight data showed that these TPS performed as expected. The C/C nose cap and ceramic tiles were applied to the subsequent HYFLEX experiment.

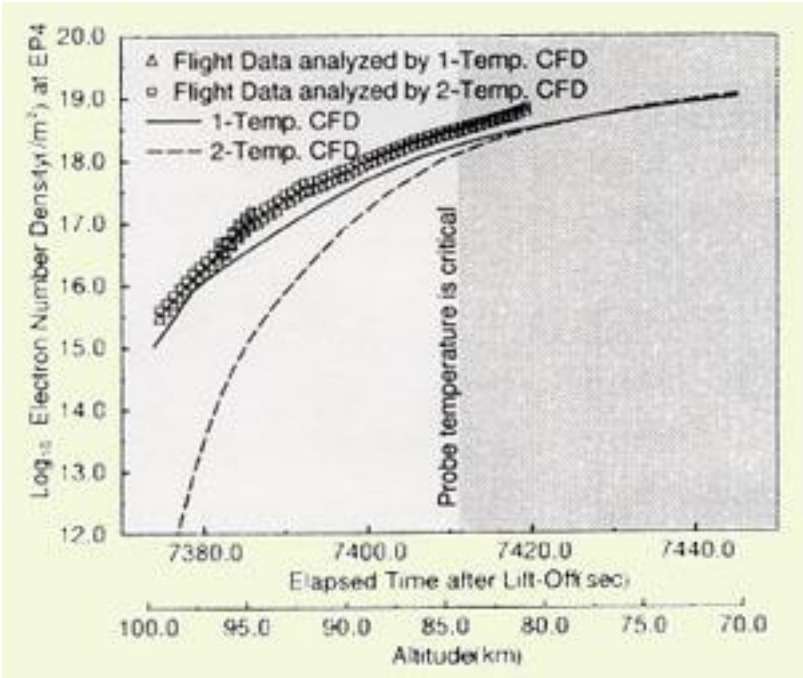


C / C - Panel -and Ceraminc Tiles



Flight data parameters acquired during the experiment, most of which are related to aerothermodynamics, are listed in the table below. OREX was the first Japanese vehicle to achieve atmospheric re-entry from orbital speed, and a velocity of greater than 7 km/sec encountered during re-entry from orbit corresponds to a kinetic energy of approximately 30 MJ/kg. Such extreme conditions cause gas molecules in the atmosphere to dissociate or to be ionized. These conditions can only be partially simulated on the ground, and it is necessary to use flight data to validate the results of ground tests and Computational Fluid Dynamics (CFD) analysis. As an example of flight data analysis, the figure below shows a comparison between measurements of electron density surrounding the vehicle during flight and two CFD computed predictions. Two different chemical reaction models were used in the CFD computations, indicated by the solid and dashed lines. It can be

seen that one of these models, indicated by the solid line, matches the measured data well. The data acquired by OREX are quite valuable, and their analysis is continuing not only in Japan but also overseas.

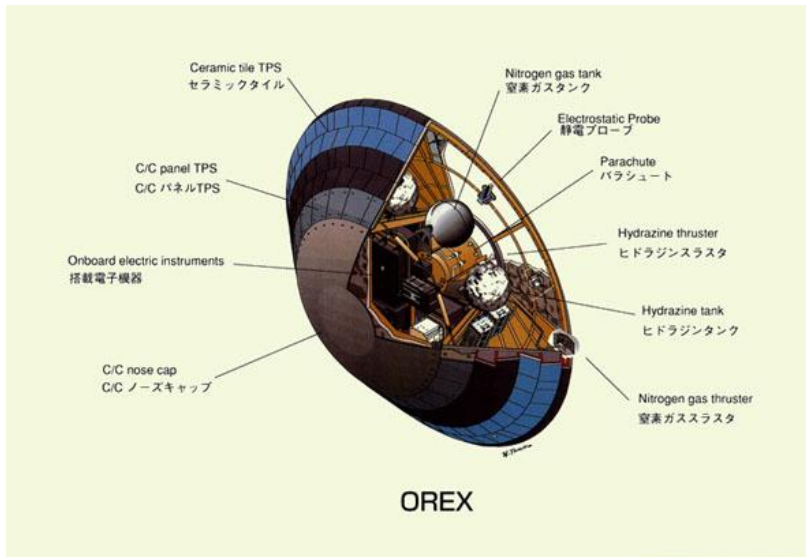


A comparison of electron density based on two different CFD models with the flight result.

Table : Acquired Flight Data

• TPS Temperature Measurements (Aerodynamic Heating Rate Measurement and TPS Performance Evaluation)
• Surface Pressure Measurements
• High Resolution Accelerometer Measurements (Aerodynamic Drag in Rarefied Atmosphere)
• Dissociation Recombination Sensor (Evaluation of Ablator Performance)
• Electron Density Measurements by Electrostatic Probe
• GPS Experiment (GPS-IMU Navigation Experiment)
• Radio Wave Intensity received at the Ground Station (Radio Black-out Measurement)

OREX Vehicle Configuration



Conclusion

OREX was the first experiment in a series of flight experiments using small vehicles. Not only did OREX achieve all its objectives, such as the evaluation of heat-resistant materials, but it also has significance as a pioneer of a method of

future space programs, in which prototype flight experiments form an integral part of the development program. Finally, through OREX, much knowledge and experience has been gained of flight testing itself.⁷⁸

⁷⁸ JAXA: Activities in the Past, Copyright 2007 Japan Aerospace Exploration Agency, in: < <http://www.rocket.jaxa.jp/fstrc/0c01.html> >.

Antriebsmethoden

„Antriebsmethoden für die Raumfahrt
aus Wikipedia, der freien Enzyklopädie
Wechseln zu: [Navigation](#), [Suche](#)



Abheben der *New Horizons* mit einem chemischen
[RD-180](#) Raketenantrieb.

Antriebsmethoden für die Raumfahrt sind Techniken zur Geschwindigkeitsänderung von Flugkörpern (wie [Raumfahrzeugen](#)) im Weltraum, oder kurz gesagt, zur Bereitstellung von [Delta v](#).

Es existieren sehr verschiedene Varianten mit zahlreichen Vor- und Nachteilen, darunter technisch nahezu ausgereifte, in der Entwicklung befindliche und auch nur theoretisch vorgeschlagene Methoden. Das Fachgebiet ist Schauplatz aktueller Forschung sowie zahlreicher unwissenschaftlicher Spekulationen.

Bei den heute verwendeten Antrieben handelt es sich ausschließlich um [Rückstoßantriebe](#) im Rahmen des [dritten Newtonschen Axioms](#). Von diesen in der Praxis befindlichen [Raketenantrieben](#) sind die häufigsten die chemischen Antriebe ([Wärme­kraft­ma­schinen](#) mit Verbrennung), worunter die Feststoff- und Flüssigkeitstriebwerke fallen. Es gibt in der Gruppe der Raketentriebwerke auch elektrische und nukleare Varianten, sowie Ausführungen mit Kaltgas.

Im folgenden Übersichtsartikel werden als Alternativkonzepte zu den Raketenantrieben Start- und Abschussmechanismen, Methoden ohne Treibstoffbedarf und theoretische Methoden behandelt.

[...]

Antriebskonzepte [[Bearbeiten](#)]

Das Ziel eines Antriebes ist die Bereitstellung von Δv , das heißt Geschwindigkeitsänderung des Raumfahrzeugs. Da in der Raumfahrt sehr große Distanzen überbrückt werden müssen, sollte auch die Geschwindigkeit des Raumschiffes sehr groß sein und somit auch der [spezifische Impuls](#) des Antriebssystems. Andererseits sollte ein Antriebssystem auch nennenswerte Schubkraft erzeugen, um die Reisezeit so kurz wie möglich zu halten. Dies ist besonders bei bemannten Missionen wichtig.

Die Auflistung ist folgendermaßen aufgebaut:

Verwendung: **fliegt bereits**, **erforscht**, **theoretisch**

Erläuterung und Überblick, *Details im Fachartikel*

Isp: ungefährender maximaler [spezifischer Impuls](#)

Schub: ungefährender Schubbereich des Antriebssystems in [Newton](#).

Gasantrieb [[Bearbeiten](#)]

Hier wird [Inertgas](#) unter Druck gespeichert. Der Druck ist eine (oder die einzige) Energiequelle des Treibstoffes.

Kaltgasantrieb [[Bearbeiten](#)]

Verwendung: Lageregelung

Beim **Kaltgasantrieb** wird ein unter Druck stehendes Gas, aufgrund der hohen Masse meist [Stickstoff](#), aus einem Behälter über Düsen entspannt.

Isp: ≈ 68 s

Schub: ≈ 111 N

Solarthermisch [[Bearbeiten](#)]

Verwendung: Antrieb

Bei einem solarthermischen Antrieb konzentrieren zwei aufblasbare Parabolspiegel die Sonnenstrahlung auf einen [Graphitblock](#), durch

den [Wasserstoff](#) geleitet wird, der dadurch auf etwa 2800 Kelvin aufgeheizt wird.

Isp: 900 s

Schub: 1-100 N

Lightcraft [[Bearbeiten](#)]

Verwendung: [Start von Kleinsatelliten](#)

Das Konzept des [Lightcrafts](#) ist eine Art Antrieb durch [Laser](#): Das Raumfahrzeug bekommt durch einen auf der Erdoberfläche befindlichen Laser oder [Maser](#) Energie zur Beschleunigung zugeführt. Der Strahl trifft dazu auf einen Reflektor und erzeugt dort hohe Temperaturen, was zur Expansion des am Reflektor befindlichen Treibstoffes führt; die Ausdehnung des Treibstoffes übergibt einen Teil des Impulses an den Flugkörper. Beim Flug innerhalb der Erdatmosphäre sollen die darin befindlichen Gase ausreichen, sodass der Treibstoff des Flugkörpers erst in größeren Höhen notwendig wird. Das Konzept soll für Kleinsatelliten verwendet werden. Das momentan größte Hindernis ist, dass die

benötigte Laserstärke nicht bereitgestellt werden kann.

Isp: unbekannt

Schub: unbekannt

Chemische Antriebe [[Bearbeiten](#)]

Chemische Antriebe beziehen ihre Energie aus der exothermen Reaktion von chemischen Elementen.

Die Abgase werden anschließend durch eine [Lavaldüse](#) entspannt. Chemische Antriebe sind schubstark, haben aber eine im Vergleich mit anderen Antrieben geringe Ausströmgeschwindigkeit.



Start einer [Scout](#)-Feststoffrakete

Feststoff [[Bearbeiten](#)]

Verwendung: Start, Antrieb

Bei den existierenden chemischen Varianten liegt beim [Feststoffraketenantrieb](#) der Treibstoff in fester Form vor, der Treibstofftank ist hierbei auch die Verbrennungskammer. Festtreibstoffe können homogene oder auch heterogene Feststoffe (Composites) sein, die neben dem Brennstoff und dem Oxidator noch andere

Zusätze (Stabilisatoren) enthalten. Für Feststoffraketen, wie sie in der Raumfahrt üblich sind, werden meistens spezielle gießfähige Gemische aus Ammoniumperchlorat oder Natrium- bzw. Ammoniumnitrat, Aluminiumpulver, Kunstharz (Polybutadiene, Polyurethane etc. als Bindesubstanz) und eventuell geringen Mengen Eisenoxid als Katalysator verwendet. Diese ergeben nach dem Gießen einen festen, aber plastischen Körper (Treibsatz), was Riss- und Lunkerbildung stark vermindert und so die Transport und Handhabung sehr sicher macht. Zunehmend wird anstelle oder zusätzlich zu Aluminium auch Lithium, Beryllium, Bor oder Magnesium verwendet.

Isp: 265 s

Schub: 1-1000 kN

Monergol [[Bearbeiten](#)]

Verwendung: Lageregelung, Antrieb

Bei [monergolen](#) Flüssigtreibstoffen handelt es sich um nur eine flüssige Komponente. Monergole

werden durch das Hinzubringen eines Katalysators zum Zerfall gebracht, weswegen für Monoergole auch der Begriff Katergole zulässig ist. Ein Beispiel für ein Katergol ist [Hydrazin](#), welches zum Beispiel für Lageregelungssysteme von Raumflugkörpern verwendet wird. Hierbei wird Hydrazin mit Hilfe eines Katalysators (Aluminiumoxid) zu Stickstoff und Wasserstoff zersetzt.

Isp: 222 s

Schub: 0,1-100 N





Testlauf eines [SSME-Triebwerks](#) als Beispiel eines Diergol-Antriebs

Monergole weisen i.d.R. eine schlechtere Effizienz als Diergole aus, d.h. sie benötigen für dasselbe *Delta-V* mehr Treibstoff, allerdings können sie dies wieder durch weniger komplexe Systeme und geringere Systemmasse ausgleichen (z.B. Wegfall des Pumpensystems der zweiten Treibstoffkomponente). Erst bei langen Missionen, bei denen viel Treibstoff benötigt wird, reicht dies nicht mehr.

Diergol [[Bearbeiten](#)]

Verwendung: Lageregelung, Antrieb, Start

Bei [Diergolen](#) existieren zwei Komponenten des Treibstoffes, die gesondert gelagert werden. Der Treibstoff wird unmittelbar vor dem Verbrennungsprozess gesteuert in eine Brennkammer gepumpt. Dort reagieren die Stoffe miteinander.

Isp: 450 s

Schub: 0,1-1000 kN

Triergol [[Bearbeiten](#)]

Verwendung: *Antrieb, Start*

[Triergolsysteme](#) (Dreistoffsysteme) enthalten Diergolsysteme (zwei Komponenten), denen noch zusätzlich Wasserstoff oder Metallpulver (Lithium, Aluminium, Beryllium) zur Erhöhung des spezifischen Impulses zugeführt wird. Diese Treibstoffsysteme wurden zwar bisher gut untersucht, jedoch wegen des drei Tanks benötigten komplexen Aufbaus von Triebwerk und Rakete nie praktisch eingesetzt.

Isp: 500 s

Schub: 1-1000 kN

Hybridrakete [[Bearbeiten](#)]



[SpaceShipOne](#) im Gleitflug

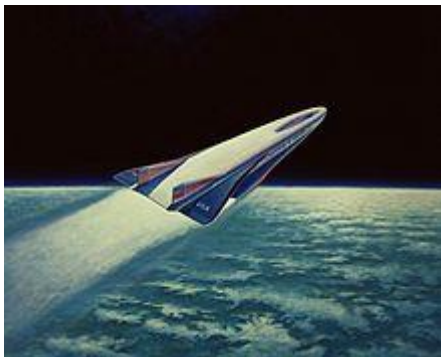
Verwendung: *Antrieb*, *Start*

Bei [Hybridrakentriebwerken](#) liegt sowohl flüssiger als auch fester Treibstoff vor. Als Hybridtreibstoff (Lithergol) bezeichnet man eine Mischantrieb aus einem festen Treibstoff, meistens aus Kunststoff, zum Beispiel Hydroxyl-Terminiertes Poly-Butadien (HTPB) oder Lithiumhydrid und einem flüssigen Oxidator. Dieser ist meistens Salpetersäure, flüssiger Sauerstoff, Distickstoffmonoxid oder eine Mischung aus flüssigem Sauerstoff und flüssigem Fluor ([FLOX](#)). Der flüssige Treibstoff wird dem Festen kontrolliert zugeführt. Damit wird die

Regel- und Abschaltbarkeit des Triebwerks hergestellt, was bei reinen Feststoffraketen technisch nicht möglich ist.

Isp: 420 s

Schub: 5-1000 kN



Das [X-30](#) war als luftatmendes [Raumflugzeug](#) geplant

Luftatmend [[Bearbeiten](#)]

*Verwendung: **Start***

Ein luftatmendes Raketentriebwerk wird zum Aufstieg aus der Erdatmosphäre benutzt. Der Vorteil ist, dass der Luftsauerstoff als Oxidator benutzt werden kann und nicht mitgeführt werden

muss. Für große Höhen muss allerdings weiterhin ein Oxidator mitgeführt werden, da der Luftsauerstoff zum Betrieb des Triebwerks nicht mehr ausreicht.

Isp: 450–2800 s

Schub: \approx 300 kN

Allotrope [[Bearbeiten](#)]

Verwendung: *Start, Antrieb*

Die Verwendung des [Sauerstoffallotrops](#) Ozon als Oxidator würde die Ausströmgeschwindigkeit erhöhen. Da Ozon aber instabil ist, ist eine Lagerung sehr schwer wenn nicht unmöglich. Das Allotrop [Tetrasauerstoff](#) soll stabiler sein. Damit wären spezifische Impulse von bis zu 564 s im Vakuum möglich.

Isp: 500-564 s

Schub: 1-1000 kN

Metastabile Elemente [[Bearbeiten](#)]

Verwendung: *Start, Antrieb*

Man versucht ebenfalls, [metastabile](#)

Wasserstoffradikale als Treibstoff zu verwenden.

Um die Stabilität des Elements zu erhöhen, werden sie unter den flüssigen Wasserstoff gemischt. Wird diese Kombination (mit theoretischen 15,4 % Radikalen) mit flüssigem Wasserstoff verbrannt, können spezifische Impulse von bis zu 750 s im Vakuum entstehen. An der Université d'Orsay in Paris wurde testweise metastabiles Helium erzeugt und als Bose-Einstein-Kondensat gespeichert. Die Reaktion von metastabilem Helium zu Helium würde spezifische Impulse von 2825 s möglich machen.

Isp: 750–2825 s

Schub: \approx 1000 kN

Elektrische Antriebe [[Bearbeiten](#)]

Elektrische Antriebe verwenden elektrische Energie, um ein Raumschiff anzutreiben. Dies kann durch Aufheizung oder Ionisierung des Treibstoffes (hier Stützmasse genannt) geschehen. Generell sind elektrische Antriebe schubschwach, ein Start von der Oberfläche eines Planeten ist damit unmöglich. Um möglichst hohe

Leistungen zu erbringen, muss auch die Energiezufuhr möglichst groß sein. Die Energie kann durch [Solarzellen](#) oder [Radioisotopengeneratoren](#) und, bei großen Energiemengen, durch [Kernreaktoren](#) erzeugt werden.

Widerstandsbeheiztes Triebwerk [[Bearbeiten](#)]

Verwendung: Lageregelung, Bahnregelung

Bei einem widerstandsbeheizten Triebwerk wird der Treibstoff durch einen stromdurchflossenen Widerstand aufgeheizt. Dies kann zum Beispiel ein [Wolframdraht](#) sein, das Prinzip gleicht dem eines [Tauchsieders](#).

Isp: 1000 s

Schub: 152 mN @ 1 kW

Thermisches Lichtbogentriebwerk [[Bearbeiten](#)]

Verwendung: Lageregelung, Bahnregelung, Antrieb

Zwischen einer Kathode und einer Anode wird ein [thermischer Lichtbogen](#) gebildet. Durch den [Lichtbogen](#) fließt der Treibstoff, welcher dadurch

stark aufgeheizt wird (ca. 5.000 K). Das heiße Gas wird anschließend durch eine Düse expandiert. Der Schub wird nur durch den thermischen Effekt der Expansion erzeugt und nicht durch Magnetfelder (im Unterschied zum MPD).

Isp: 2000 s

Schub: 3,35 N @ 30 kW

Feldemissionstriebwerk [[Bearbeiten](#)]

Verwendung: Lageregelung

Das Feldemissionstriebwerk verwendet zwei sehr nahe beieinander liegende Platten, zwischen denen ein flüssiges Metall ([Cäsium](#)) durch [Kapillarkräfte](#) zur Spitze fließt. Die Platten sind positiv geladen. In etwas Abstand zur Spitze befinden sich zwei weitere Platten, die negativ geladen sind. Das elektrische Feld zwischen beiden ionisiert den Treibstoff und beschleunigt ihn. Dieses Triebwerk kann sehr schubschwach und leicht sein.

Isp: 12.000 s

Schub: 1 mN @ 60 W

[RIT-Triebwerke](#) [[Bearbeiten](#)]



HiPEP-Triebwerk, welches mit Radiofrequenzen ionisiert

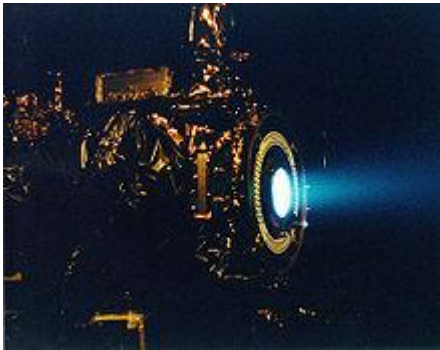
Verwendung: Lageregelung, Bahnregelung, Antrieb

Die Radiofrequenz-Ionen-Triebwerke (RIT) erzeugen durch elektromagnetische Wellen ein Plasma, die positiv geladenen Teilchen werden anschließend durch Gitter nach außen beschleunigt. Nach der Passage des sogenannten Neutralisators, der dem Strahl wieder Elektronen zuführt und ihn somit elektrisch neutral macht, werden die Teilchen ausgestoßen. Als Stützmasse

wird [Xenon](#) verwendet. Das HiPEP der NASA fällt in diese Kategorie, ebenso die RIT-Triebwerke aus Deutschland. ^[2]

Isp: 6000-9150 s

Schub: 600 mN @ 34,6 kW ^[3]



Test eines NSTAR-Triebwerks

[Kaufmann-Triebwerk](#) [[Bearbeiten](#)]

Verwendung: *Lageregelung, Bahnregelung, Antrieb*

Das Kaufmann-Triebwerk erzeugt durch einen Lichtbogen ein Plasma, die positiv geladenen Teilchen werden anschließend durch Gitter nach außen beschleunigt. Nach der Passage des

sogenannten Neutralisators, der dem Strahl wieder Elektronen zuführt und ihn somit elektrisch neutral macht, werden die Teilchen ausgestoßen. Als Treibstoff wird [Xenon](#) oder [Quecksilber](#) verwendet. Das NSTAR der NASA ist ein solches Triebwerk.

Isp: 3100 s

Schub: 92 mN @ 2,6 kW

[HET-Triebwerk](#) [[Bearbeiten](#)]



Hallionentriebwerk in Aktion

Verwendung: *Lageregelung, Bahnregelung, Antrieb*

Bei Hallionentriebwerken (Hall-Effect-Thruster) wird ein Plasma durch einen Lichtbogen erzeugt.

In der ringförmigen Entladungskammer driften die Elektronen im Kreis, durch den [Hall-Effekt](#) werden die positiv geladenen Ionen ausgestoßen. Da die Elektronen in der Kammer zurückbleiben, ist ein Neutralisator notwendig. Als Treibstoff wird [Xenon](#) oder [Bismut](#) verwendet. Ein solches Triebwerk kam auf [SMART-1](#) zum Einsatz.

Isp: 1640 s

Schub: 68 mN @ 1,2kW

[Magnetoplasmadynamisches Triebwerk](#)

[[Bearbeiten](#)]



Eigenfeld-MPD

Verwendung: *Bahnregelung, Antrieb*

Magnetoplasmadynamische Triebwerke (MPD) bestehen aus einer trichterförmigen Anode, in deren Mitte eine stabförmige Kathode angebracht ist. Wird Spannung zwischen beiden Elektroden angelegt, wird die sich im Trichter befindende Stützmasse ionisiert und erlaubt so einen Stromfluss radial durch das Gas zur Kathode. Durch den Stromfluss wird nun ein starkes Magnetfeld erzeugt. Die Leistung kann durch das Anlegen eines weiteren externen Magnetfeldes gesteigert werden. Die Wechselwirkung zwischen dem elektrisch erzeugten Magnetfeld um die Brennkammer und den ionisierten Plasmateilchen beschleunigt diese in axialer Richtung und lässt sie mit hoher Geschwindigkeit entweichen. Als Grundlage für das Plasma eignen sich vor allem [Argon](#), [Lithium](#) und [Wasserstoff](#).

Isp: ≈ 4000 s

Schub: ≈ 300 mN @ 12 kW

Gepulstes Plasmatriebwerk [[Bearbeiten](#)]

Verwendung: *Lageregelung, Bahnregelung, Antrieb*

Gepulste Plasmatriebwerke (Pulsed Plasma Thruster) sind MPD, die instationär (gepulst) betrieben werden. Dazu werden [Kondensatoren](#) mitgeführt. Der Aufbau ähnelt einer [Railgun](#). Als Treibstoff wird [Teflon](#) verwendet, welches in fester Form an einem Ende der Schienen vorliegt. Die Schienen werden unter Spannung gesetzt, und mittels einer Zündkerze wird die vorderste Schicht des Teflonklotzes verdampft. Die dabei entstehende Plasmawolke wird wie bei einer [Railgun](#) herausbeschleunigt.

Isp: 2200 s

Schub: 1 mN @ 1 kW

PIT [[Bearbeiten](#)]

Verwendung: *Antrieb*

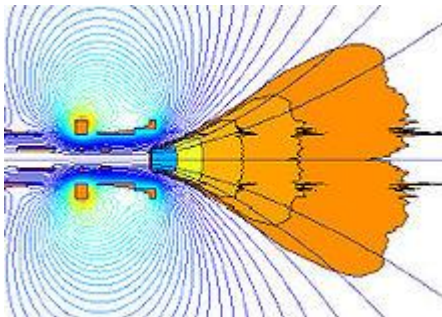
Das Induktive Flachspulentriebwerk (Pulsed Inductive Thruster) ist ein gepulstes Triebwerk. Eine flache Ansammlung von Spulen ist mit [Kondensatoren](#) verbunden. Zuerst wird

gasförmiger Treibstoff (meist Argon, auch Ammoniak) auf die Spulen geblasen. Dann werden die Kondensatoren schlagartig entladen, der Treibstoff wird zu Plasma. Das Magnetfeld der Spulen induziert ein Gegenfeld im Plasma, das dadurch fortgeschleudert wird.

Isp: 2000–8000 s

Schub: $\approx 92 \text{ mN}$ @ 20 kW ^[4]

VASIMR [[Bearbeiten](#)]



VASIMR Diagramm

Verwendung: *Antrieb*

Relativ neu ist das Antriebskonzept des früheren Astronauten [Franklin Ramon Chang-Diaz](#). Seine [Variable Specific Impulse Magnetoplasma Rocket](#)

(VASIMR) verwendet elektrische Energie, um Plasma zu erzeugen, zu erhitzen und zu beschleunigen. Der Treibstoff wird zuerst mit RF-Antennen ionisiert, dann mit RF-Antennen erhitzt. Anschließend wird das Plasma durch eine magnetische Düse entspannt. Damit ist eine Variation des Verhältnisses zwischen spezifischem Impuls und Schub möglich, analog zu der Getriebebeschaltung eines Radfahrzeugs.

Isp: 5.000-30.000 s

Schub: 5 N @ 5.000 s & 200 kW

[Magnetfeldoszillationsantrieb](#) [[Bearbeiten](#)]

Verwendung: Antrieb

Der Magnetfeldoszillationsantrieb (Magnetic Field Oscillating Amplified Thruster) verwendet Alfvén-Wellen, um durch veränderliche Magnetfelder in elektrisch leitfähigen Medien (z. B. Plasma, salziges Wasser etc.) Dichtewellen hervorzurufen. Diese Wellen sind in der Lage, Teilchen im Medium mit sich mitzureißen und sie auf sehr hohe Geschwindigkeiten (bzw. hohe Energien) zu

beschleunigen. Dazu besteht das gesamte MOA-System aus Plasmaquelle, Zentralrohr, Primärspule, Sekundärspule und einer Versorgungs- und Steuerungseinheit. Die Plasmaquelle erzeugt einen kontinuierlichen Strom ionisierter Teilchen, die im Zentralrohr in Richtung Austrittsdüse driften. Diese Teilchen können z. B. Stickstoff- oder Wasserstoffmoleküle, aber auch Atome der Edelgase Argon oder Xenon sein. Da sie ionisiert sind, reagieren sie auf die beiden Magnetfelder, welche durch die Primär- und die Sekundärspule aufgespannt werden. Dabei ist die Primärspule permanent in Betrieb und formt die magnetische Austrittsdüse, während die Sekundärspule zyklisch ein- und ausgeschaltet wird, um die Feldlinien im Gesamtsystem zu deformieren. Diese Verformung erzeugt die Alfvén-Wellen, welche im nächsten Schritt dem Transport und der Kompression des Antriebsmediums dienen.

Isp: 2.400-13.120 s

Schub: 237-13 mN @ 11,16 kW^[5]

HDLT [[Bearbeiten](#)]

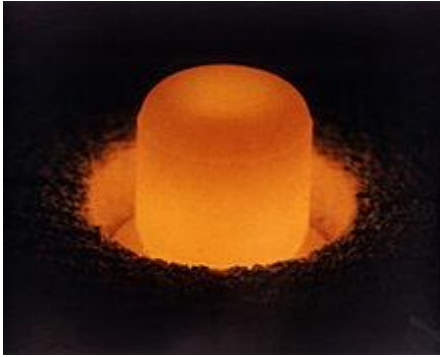
Verwendung: Antrieb

Der Helicon Double Layer Thruster wurde an der [Australian National University](#) erfunden. Der Antrieb wird mit Hilfe der [ESA](#) weiterentwickelt. Beim HDLT wird ein Gas in ein divergierendes magnetisches Feld, welches eine Düse formt, gebracht und mit RF-Antennen ionisiert. Das dadurch entstehende Plasma wird dadurch herausbeschleunigt. Als Treibstoff kommen [Argon](#), [Wasserstoff](#) oder [Krypton](#) zum Einsatz.

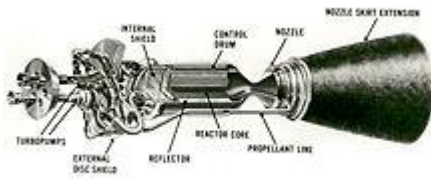
Isp: 4000 s^[6]

Schub: 0,X N @ X kW

Nukleare Antriebe [[Bearbeiten](#)]



Durch [Zerfallsenergie](#) glühendes Pellet aus [Plutoniumdioxid](#)



[NERVA](#) Kernspaltungs-Raketentriebwerk (NASA)



Testlauf des NRX A-1 Kernspaltungs-
Raketentriebwerks (NASA, September 1964)
Nukleare Antriebe beziehen ihre Energie aus
Kernzerfall, Spaltung, Fusion oder [Annihilation](#).
Sie sind in Bezug auf Schub *und*
Ausströmgeschwindigkeit die leistungsstärksten
Antriebe, aber politisch umstritten.

Radioisotopenantrieb [[Bearbeiten](#)]

Verwendung: *Antrieb*

Beim [Radioisotopenantrieb](#) strömt ein Gas mit geringer [molarer Masse](#) durch ein Radioisotop, zum Beispiel ^{238}Pu oder ^{90}Sr . Durch den natürlichen Zerfall erwärmt sich dieses und somit auch das Gas. Das Gas wird anschließend durch eine [Lavaldüse](#) entspannt. Arbeiten dazu gab es beispielsweise im Projekt *Poodle* von 1961 bis 1965 in den USA.

Isp: 800 s

Schub: 1-10 N

Festkernreaktor [[Bearbeiten](#)]

Verwendung: *Antrieb*

Bei den [nuklearen Raketenantrieben](#) ist der Kernspaltungsantrieb zu erwähnen, bei dem durch nukleare Reaktionen hohe Temperaturen erzeugt werden, die dann zum Ausstoß einer Stützmasse dienen. Mittels [Kernspaltung](#) wird [Wasserstoff](#) oder [Ammoniak](#) extrem erhitzt und anschließend unter Druck ausgestoßen. Dazu gehört das von

1954 bis 1972 laufende Projekt [NERVA](#) der [NASA](#), sowie 1992 [Timberwind](#) im Rahmen der [SDI](#)-Initiative. Auch die [Sowjetunion](#) arbeitete mit dem Triebwerk [RD-0410](#) in der Vergangenheit an Kernspaltungsantrieben mit festem Kern für die Raumfahrt.

Isp: 1000 s

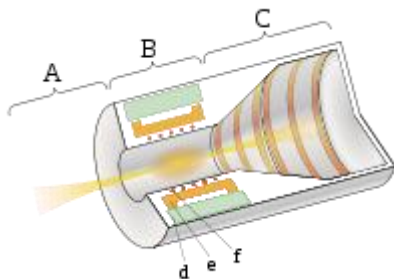
Schub: 100-1000 kN

Gaskernreaktor [[Bearbeiten](#)]

Verwendung: Antrieb

Wie oben bereits erwähnt muss die Temperatur im Reaktor erhöht werden, um die Antriebsleistung zu steigern. Da das spaltbare Material durch seine Schmelztemperatur eine natürliche Temperaturgrenze für Festkernreaktoren festsetzt, gibt es Überlegungen, Reaktoren mit gasförmigem Kern zu entwickeln, so genannte [Gaskernreaktoren](#). Damit ließen sich Ausströmgeschwindigkeiten für Impulse bis 5000 s erzielen. Der Nachteil ist jedoch, dass der Kern offen liegt und somit stets

ein Brennstoffverlust durch die Austrittsdüse vorhanden ist. Um dies zu verhindern wurden auch geschlossene Gaskernreaktoren angedacht, wo das heiße reaktive Plasma in Quarzröhren gefüllt wird. Ein Brennstoffverlust findet hier nicht statt, allerdings reduziert sich der Impuls auf 2000 s.



A Ausstoß von Spaltprodukten

B Reaktor

C Spaltmaterial wird zur Stromerzeugung abgebremst

d Moderator(BeO oder LiH)

e Containment

f Induktionsspule

Isp: 5.000 s

Schub: 100-1000 kN

Antrieb durch Spaltprodukte [[Bearbeiten](#)]

Verwendung: Antrieb

Da bei einem Gaskernreaktor mit offenem Kern immer ein Teil des Brennstoffes die Düse verlässt, gibt es die Möglichkeit, die Ausströmgeschwindigkeit des Antriebes weiter zu erhöhen, indem man nur die Spaltprodukte selbst auszustößt (Fission-fragment rocket). Die radioaktiven Partikel werden dabei mit Hilfe von Magnetfeldern zur Reaktion gebracht und von den Wänden ferngehalten. Die Spaltprodukte werden anschließend ausgestoßen.

Isp: 100.000 s

Schub: X kN

[Nuklearer Pulsantrieb](#) [[Bearbeiten](#)]



Vorschlag der NASA für ein Raumschiff mit nuklearem Pulsantrieb

Verwendung: Antrieb

Das Konzept wurde in den 1950er und 1960er Jahren vorgeschlagen. So haben das [Orion-](#) und [Daedalus-Projekt](#) Raumschiffe vorgesehen, die alle paar Sekunden eine nukleare Explosion am Heck auslösen. Das Raumschiff wäre dann durch die Sprengwirkung nach vorne geschoben worden. Der Vorteil eines solchen Antriebes ist die Einfachheit des Konzepts, das sich schon mit heutigen Technologien realisieren ließe, wobei letzte Fragen bezüglich des Strahlenschutzes für

die Crew und das Raumschiff selbst nicht abschließend geklärt sind.

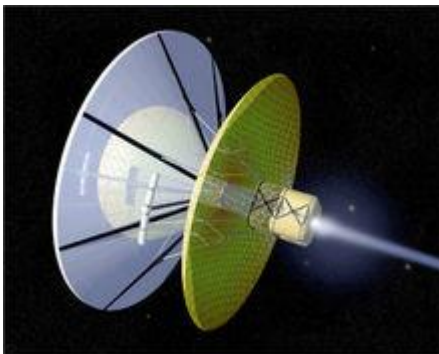
Zu Beginn der 1960er Jahre laufende Forschungen wurden aus politischen und rechtlichen Gründen, insbesondere aufgrund des [Vertrages zum Verbot von Nuklearwaffentests in der Atmosphäre, im Weltraum und unter Wasser](#) abgebrochen. Sie könnten wegen der notwendigen Vertragsänderungen nur in der internationalen Gemeinschaft wieder aufgenommen werden.

Isp: 3.000-10.000 s

Schub: 100-10.000 kN

Fusionsantrieb [[Bearbeiten](#)]

Verwendung: *Antrieb*





Bussardkollektor

Dieser Antrieb ist ähnlich dem Kernspaltungsantrieb, außer dass die Energie aus Kernfusion gewonnen wird und somit wesentlich höher ist. Die Energie der Kernfusion wird mittels Neutronenstößen an ein niedermolekulares Gas, zum Beispiel Wasserstoff, weitergegeben. Die „Asche“ der Fusion wird ebenfalls in den Abgasstrahl gemischt, das dadurch entstehende heiße Plasma wird mittels einer magnetischen Düse entspannt.

Der vom Physiker Robert W. Bussard vorgeschlagene Bussard-Ramjet funktioniert ähnlich wie ein Ramjet. Mittels eines magnetischen Kraftfeldes sammelt man interstellares Gas ein und leitet dies zu einem Kernfusionsreaktor (hauptsächlich interstellarer Wasserstoff). Die Fusionsprodukte werden anschließend ausgestoßen. Der große Vorteil dieses Konzepts ist, dass das Raumschiff nur eine

bestimmte Treibstoffmenge mit sich führen muss, nämlich genug, um die Mindesteinsammelgeschwindigkeit zu erreichen. Dafür ist allerdings eine [Proton-Proton-Reaktion](#) nötig.

Isp: 47.000 s

Schub: 30 kN^[7]

Photonenrakete [[Bearbeiten](#)]

Verwendung: Antrieb

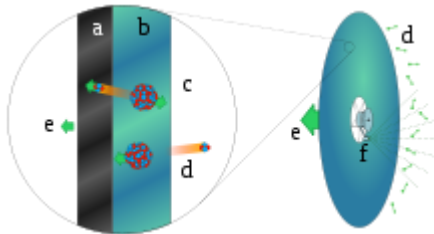
Bei einer Photonenrakete würde ein Atomreaktor eine schwarze Fläche so stark erhitzen, dass die [Schwarzkörperstrahlung](#) der Fläche Schubkraft erzeugt. Der Nachteil besteht darin, dass sehr hohe Energiemengen notwendig sind, um winzigste Schubkräfte zu erzeugen. Da die Rakete durch die Kernspaltung/-fusion/-annihilation Masse verliert, sind die spezifischen Impulse niedrig. Der Radiator (die schwarze Fläche) würde aus Wolfram oder Graphit bestehen.

Photonenraketen sind technologisch machbar, aber unsinnig.

Isp: reaktorabhängig

Schub: ≈ 300 MW/N

Fissionssegel [[Bearbeiten](#)]

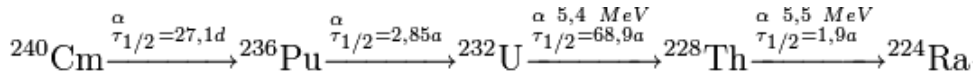


Prinzip eines Fissionssegels

Verwendung: *Antrieb*

Das Fissionssegel wurde von [Robert L. Forward](#) vorgeschlagen. Dabei wird eine möglichst große und möglichst leichte strahlungsabsorbierende Fläche auf einer Seite mit Radioisotopen, am besten Alpha-Strahlern, beschichtet. Durch den [natürlichen Zerfall](#) der Radioisotope werden Helium-Kerne ([Alphastrahlung](#)) frei, die nur in eine Richtung davonfliegen können. Das Prinzip ähnelt einem [Sonnensegel](#), funktioniert aber auch ohne Sonnenlicht. Das Segel kann zum Beispiel

mit ^{240}Cm beschichtet werden, das in Kernspaltungsreaktoren als Abfallprodukt anfällt, so dass folgende Reaktion abläuft:



Wobei das Endprodukt ^{220}Rn gasförmig ist. Damit lassen sich ungefähr folgende Leistungsdaten erzielen:

Isp: $\approx 40.000 \text{ s}$

Schub: $\approx 10 \text{ N/km}^2$

Nukleare Salzwasserrakete [[Bearbeiten](#)]

Verwendung: *Antrieb*

Die nukleare Salzwasserrakete wurde von [Robert Zubrin](#) vorgeschlagen. Dabei wird Wasser ein wenig (20 %) Uran- oder Plutoniumsalz beigemischt. Damit die [kritische Masse](#) nicht erreicht wird, wird das Salzwasser in verschiedenste kleine Behälter aufgeteilt, die mit Neutronenabsorbieren ausgekleidet sind. Aus den verschiedensten Behältnissen wird das Salzwasser in eine Reaktionskammer gepumpt. Dort wird die

kritische Masse des Uran- bzw. Plutoniumsalzes schließlich erreicht, und die nukleare Kettenreaktion beginnt. Das Wasser, in dem die Salze gelöst sind, wirkt gleichzeitig als Moderator und Stützmasse. Die Kettenreaktion erzeugt eine enorme Hitze, die das Wasser verdampfen lässt, das Wasserdampf-Spaltstoff-Gemisch verlässt den Antrieb durch eine [Lavaldüse](#). Der Vorteil des Antriebskonzeptes sind der niedrige Spaltstoffverbrauch im Vergleich zum reinen Antrieb mit Spaltprodukten und der hohe Schub und spezifische Impuls. Der Nachteil ist die enorme Hitzeentwicklung durch die nukleare Kettenreaktion, so dass der maximale [Neutronenfluss](#) erst außerhalb der Reaktionskammer stattfinden darf.

Isp: 10.000 s

Schub: 10 MN

Antimaterieantrieb [[Bearbeiten](#)]

Verwendung: *Antrieb*

Die Energie für diesen Antrieb würde durch eine Paarvernichtung von Materie und [Antimaterie](#) geliefert werden. Bei diesem Prozess wird die gesamte [Ruheenergie](#) der Teilchen vollständig freigesetzt. Dabei wird in eine Wolke aus Materie ein wenig Antimaterie geschossen. Die Materie erhitzt sich dadurch enorm, Kernfusionsprozesse setzen ein und erhitzen die Materie weiter. Diese wird anschließend durch eine magnetische Düse ausgestoßen.

Das größte Problem aus der heutigen Sicht stellt die Erzeugung und Lagerung von Antimaterie dar. Da die Produktion soviel Energie verbraucht, wie die Reaktion später liefert, scheidet eine Produktion an Bord des Raumschiffs aus. Die Antimaterie müsste mitgeführt werden. Mit dem jetzigen Stand der Technik ist ein Antimaterieantrieb nicht möglich, da man keine Möglichkeit kennt, größere Mengen an Antimaterie zu erzeugen. Für einen Flug zum Mars und zurück wären nur etwa 0,1 Gramm Antiprotonen nötig,

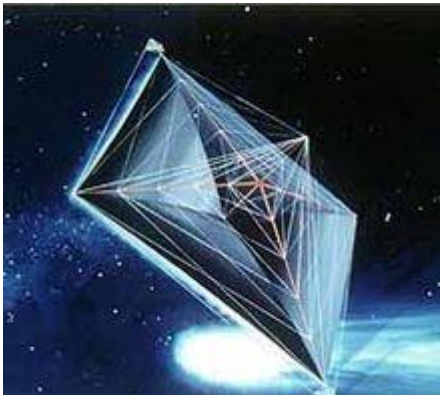
doch selbst die Herstellung dieser geringen Menge Antiprotonen ist derzeit [utopisch](#). Siehe auch: [AIMStar\(spacecraft\)](#).

Isp: ≈ 400.000 s

Schub: 100 kN^[8]

Antriebe ohne Treibstoff [[Bearbeiten](#)]

Im folgenden werden Antriebsmethoden vorgestellt, bei denen der Raumflugkörper selbst keinen Treibstoff verbraucht. Da er durch die unten genannten Methoden trotzdem eine Geschwindigkeitsänderung (Δv) erfährt, ist der [spezifische Impuls](#) gemäß der [Raketengrundgleichung](#) stets unendlich.





Künstlerische Umsetzung der Idee eines
Sonnensegels

[Sonnensegel](#) [[Bearbeiten](#)]

Verwendung: Lageregelung, Antrieb

Sogenannte Sonnensegel befinden sich in der Entwicklung und sollen sich den Effekt des [Strahlungsdrucks](#) zunutze machen, indem sie mit einem großen Segel elektromagnetische Strahlung einfangen und davon angetrieben werden. Der Schub wäre dabei minimal (und nähme mit der Entfernung von der Strahlungsquelle quadratisch ab), jedoch wäre er ohne Treibstoffverbrauch entstanden und bliebe stetig, solange der Einfluss von Strahlungsquellen mit dem Segel genutzt wird. Bei einem Lasersegel wird mit einem Laserstrahl auf das Segel gezielt.

Isp: unendlich

Schub: 9 N/km² @ 1 [AE](#)

Materiesegel [[Bearbeiten](#)]

Verwendung: Antrieb

Ein Materie-Strahler, z. B. ein Teilchen-Linearbeschleuniger, ruht auf einer großen Masse (Mond, Asteroid). Von hier aus zielt ein gut gebündelter Teilchenstrahl auf das Materiesegel des Raumschiffes und beschleunigt dieses dadurch. Da die Geschwindigkeit des Teilchenstrahls an die Geschwindigkeit des Raumschiffes angepasst werden kann (maximale Impulsübertragung), ist die Energieeffizienz wesentlich höher als beim Lasersegel. Zudem kann ein Teil des Materiestroms vom Raumschiff aufgefangen werden. Das Raumschiff kann mit leeren „Treibstofftanks“ starten und füllt diese während der Beschleunigung. Am Zielort angelangt, könnte es mit diesem aufgesammelten Treibstoff bremsen.

Isp: unendlich

Schub: 1-1000 mN

[Weltraumlift](#) [[Bearbeiten](#)]



Ein Weltraumliftkonzept

Verwendung: **Start**

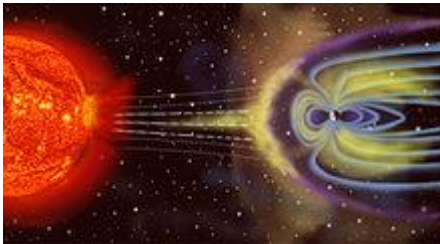
Ein weiterer Vorschlag ist der eines Weltraumliftes, einer Art Aufzug, welcher, am Erdboden beginnend, aus der Erdatmosphäre heraus bis in den Weltraum führen soll. Nachdem im Jahr 1895 das (nach heutiger Auffassung technisch unmögliche) Errichten eines Turmes (engl. *space fountain*) bis in den Weltraum vorgeschlagen war, wurde die 1957 zum Weltraumlift (engl. *space elevator*) abgewandelte Idee in den letzten Jahren wissenschaftlich

zahlreich betrachtet. Das Konzept beinhaltet in heutigen Ausführungen ein festes Seil, das auf der Erdoberfläche verankert würde und an dessen anderem Ende ein Gewicht knapp oberhalb der [geostationären Umlaufbahn](#) hinge, wobei die Zentripetalkraft das Seil strammzöge und einen daran auf- und abfahrenden Aufzug ermöglichen sollte. Ein zentrales Problem ist die Festigkeit des Seiles – die Festigkeitswerte konnten jedoch in letzter Zeit deutlich verbessert werden.

Isp: unendlich

Schub: unbekannt

Magnetsegel [[Bearbeiten](#)]



Die Magnetosphäre der Erde lenkt die geladenen Partikel des Sonnenwindes ab

Verwendung: Antrieb

Bei einem Magnetsegel (*engl.* magsail) wird ein statisches magnetisches Feld durch einen [Supraleiter](#) erzeugt, um die geladenen Partikel des [Sonnenwindes](#) abzulenken, um ein Raumfahrzeug anzutreiben. Mit einem Magnetsegel ist es auch möglich, sich von der [Magnetosphäre](#) eines Planeten anziehen oder abstoßen zu lassen. Ebenso ist es möglich, [Ströme](#) in das aufgefangene Plasma einzubringen, um das Magnetfeld zu verformen und zu verstärken. Dieser Ansatz wird M2P2 (Mini-Magnetospheric Plasma Propulsion) genannt. Ein weiterer Ansatz besteht darin, einen Plasmastrahl auf das Raumfahrzeug zu schießen. Dieser Ansatz ähnelt dem Laser-Materie-Segel und wird MagBeam genannt.

Isp: unendlich

Schub: 70N bei 30 [Wb](#) @ 1 [AE](#)^[9]

[Tether](#) [[Bearbeiten](#)]

Verwendung: Bahnregelung



Shuttlemissionen [STS-46](#) und [STS-75](#) bei der Erprobung des „*Tethered Satellite Systems*“ (TSS) Tethers sind lange Seile, die im Weltall rechtwinklig zum Magnetfeld eines Planeten ausgelegt werden. Bewegt sich ein [elektrischer Leiter](#) durch ein Magnetfeld, wird in ihn Spannung induziert. Somit kann sich ein Satellit, der lange Tethers auslegt, darüber mit Energie versorgen. Der Nutzen dieses Effekts wird allerdings dadurch eingeschränkt, dass der Leiter, in dem die Spannung induziert wird, selbst ein dem Erdmagnetfeld entgegengesetztes Feld erzeugt.

Dadurch kommt es zu einer Abbremsung des gesamten Systems aus Raumflugkörper und Tether (Lenzsche Regel). Dem entsprechend kann ein Tether, durch den ein starker Strom fließt, auch zur Beschleunigung eines Satelliten beitragen, da auf einen stromdurchflossenen Leiter im Magnetfeld eine Kraft wirkt (Lorentzkraft). Untersuchungen zeigen, dass solche elektrischen Tether trotz nur langsamer Bahnänderungen aufgrund der Treibstoffersparnis effektiv sein können, um den Satelliten zu beschleunigen oder abzubremesen. Ebenfalls ist es mit Tethers möglich, Satelliten „abzuseilen“.

Isp: unendlich

Schub (elektrisch): X mN

Schub (manuell): X kN

Katapult [[Bearbeiten](#)]



Eine künstlerische Umsetzung der Idee eines elektromagnetischen Katapultes (NASA)

Verwendung: Start

Es gibt einen wissenschaftlichen Vorschlag für ein elektromagnetisches Katapult (engl. *mass driver*). Ein solches elektromagnetisches Katapult ließe sich mit dem Prinzip einer [Coilgun](#) oder [Railgun](#) im größeren Maßstab vergleichen: Das abzuschießende Objekt wird auf einer Startvorrichtung, beispielsweise einer Schienenform, befestigt, und darauf beschleunigt, bis es am Ende der Vorrichtung zum freien Flug kommt. Ein elektromagnetisches Katapult kann zum Beispiel von der Mondoberfläche Satelliten

und Raumfahrzeuge in die Mondumlaufbahn befördern. Die [ESA](#) untersucht ein System mit einem Raketenschlitten als Starthilfe für [Hopper](#).

Isp: unendlich

Schub: 100-10.000 kN

Trägerschiffe [[Bearbeiten](#)]

Verwendung: Start

Zur Reduzierung der zum Start benötigten Treibstoffmassen gibt es Konzepte, Trägerflugzeuge, zum Beispiel [Raumflugzeuge](#), zur Beförderung des Raumschiffes in eine gewisse Höhe zu nutzen. Ebenfalls denkbar sind [Höhenballons](#). Siehe auch die Unterstufe von [Sänger \(Raumtransportsystem\)](#).

Isp: unendlich (bezogen auf das Raumschiff)

Schub: X MN

Siehe auch [[Bearbeiten](#)]

[Warp-Antrieb](#)

[Raumschiff](#)

[Raumstation](#)

[Trägerrakete](#)

[Sonnensystem](#)

[Swing-by](#)

[Interstellare Raumfahrt](#)

[Liste der Raumflugkörper mit elektrischem Antrieb](#)

[Breakthrough Propulsion Physics Program](#) in der
engl. Wikipedia

Literatur [[Bearbeiten](#)]

Marc G. Millis (et al.): *Frontiers of Propulsion Science*. American Inst. of Aeronautics & Astronautics, Reston 2009, [ISBN 1-56347-956-7](#)

Martin Tajmar: *Advanced space propulsion systems*. Springer, Wien 2003, [ISBN 3-211-83862-7](#)

Paul A.Czysz: *Future spacecraft propulsion systems*. Springer, Berlin 2006, [ISBN 3-540-23161-7](#)

Claudio Bruno, Antonio G. Accettura: *Advanced Propulsion Systems and Technologies, Today to 2020*. American Inst. of Aeronautics & Astronautics, Reston 2007, [ISBN 9781563479298](#)

[Eugen Sänger](#): *Raumfahrt - Technische Überholung des Krieges*; Artikel in *Aussenpolitik - Zeitschrift für internationale Fragen*, 1958, Heft 4
Michael Marshall: [Engage the x drive - Ten ways to traverse deep space](#). NewScientist, 21.

Dezember 2009

Weblinks [[Bearbeiten](#)]

[Greg Goebel: Spaceflight Propulsion \(public domain\)](#) Umfangreiche Darstellung von Antriebsmechanismen für die Raumfahrt (engl.)
[ESA Advanced Concepts Team Homepage](#)
[NASA Institute for Advanced Concepts](#)
[American Institute of Aeronautics and Astronautics](#) Presentation on Advanced Propulsion Concepts, Mai 2008, ([PDF](#))

M. Tajmar: [Advanced Space Propulsion Systems](#). TU Wien, abgerufen am 17. Dezember 2008 (PDF, englisch).

Space, Propulsion and Energy Sciences
International Forum 2009, AIP Conference
Proceedings [abstracts](#)

[G. Jordan Maclay, \(et al.\): Study of Vacuum Energy Physics for Breakthrough Propulsion.](#)

NASA Glenn Technical Reports Server, 2004 (pdf, 57 S., abgerufen 22.Oktober 2009)

[Advanced Propulsion Study](#) Air Force Research Laboratory, 2004 (pdf, abgerufen 30. Mai 2009; 4,86 MB)

Quellen [[Bearbeiten](#)]

↑ <http://en.wikipedia.org/wiki/File:Deltavs.svg>

↑

<http://cs.astrium.eads.net/sp/SpacecraftPropulsion/Rita/RIT-10.html>

↑ <http://gltrs.grc.nasa.gov/reports/2004/TM-2004-213194.pdf>

↑ [The PIT MkV Pulsed Inductive Thruster \(PDF\)](#)

↑

<http://adsabs.harvard.edu/abs/2008AIPC..969..518F>

↑ Helicon Double Layer Thruster

↑ <http://gltrs.grc.nasa.gov/reports/2005/TM-2005-213559.pdf> gerundete Werte

[↑ ANTIPROTON-CATALYZED MICROFISSION/FUSION PROPULSION SYSTEMS FOR EXPLORATION OF THE OUTER SOLAR SYSTEM AND BEYOND \(Pdf\)](#)

↑

http://www.psfc.mit.edu/library1/catalog/reports/2000/05ja/05ja026/05ja026_full.pdf

Von

„http://de.wikipedia.org/wiki/Antriebsmethoden_f%C3%BCr_die_Raumfahrt“

Kategorien: [Raumfahrttechnik](#) | [Alternative Raumfahrtkonzepte](#)⁷⁹

⁷⁹ Wikipedia: Seite „Antriebsmethoden für die Raumfahrt“. In: Wikipedia, Die freie Enzyklopädie. Bearbeitungsstand: 23. November 2010, 14:22 UTC. URL: http://de.wikipedia.org/w/index.php?title=Antriebsmethoden_f%C3%BCr_die_Raumfahrt&oldid=81846422 (Abgerufen: 22. Januar 2011, 13:45 UTC) Versions-ID der Seite: 81846422.

Ionenantrieb

„Der Vorteil des Ionenantriebs gegenüber dem chemischen Antrieb liegt darin, dass bei gleichem gelieferten Gesamtimpuls (d.h. erreichter Geschwindigkeitsänderung) weniger Treibstoffmasse verbraucht wird, weil die Geschwindigkeit der austretenden Teilchen wesentlich größer ist. Der spezifische Impuls liegt hier mit über 3000 s etwa achtfach höher als bei chemischen Triebwerken.

Ein wichtiger Nachteil des Ionenantriebs gegenüber dem chemischen Antrieb besteht darin, dass er (genauso wie alle anderen elektrischen Raketenantriebssysteme) ausschließlich im Vakuum funktioniert. Deshalb kann er zwar im Weltraum, nicht aber zur Beschleunigung eines Raumflugkör-

pers innerhalb der Erdatmosphäre eingesetzt werden [...]

Weiterentwicklungen [Bearbeiten]

- Einige Projekte zielen darauf ab, die Geschwindigkeit der Ionen zu erhöhen. Das DS4G der ESA verwendet z.B. eine Beschleunigungsspannung von 30 kV.
- Beim magnetoplasmadynamischen Antrieb und dem verwandten VASIMR versucht man dagegen, höhere Effizienz durch ein elektrisch erzeugtes Magnetfeld zu erreichen.
- Der Magnetfeldoszillationsantrieb (engl. *Magnetic Field Oscillating Amplified Thruster* oder MOA) verwendet Alfvén-Wellen⁸⁰, ein

⁸⁰ Bergmann · Schäfer: Lehrbuch der Experimentalphysik, zum Gebrauch bei akademischen Vorlesungen und zum Selbststudium, Band V, Vielteilchen-Systeme, Herausgeber Wilhelm Raith, Autoren: Christian Bahr, Thomas Dorfmueller, Helmut Haberland, Gerd Heppke, Siegfried Hess, Harald Jokusch, Klaus Lüders, Joachim

physikalisches Prinzip der Magnetohydrodynamik, wonach veränderliche Magnetfelder in elektrisch leitfähigen Medien wie Plasma Dichtewellen erzeugen können, die Teilchen im Medium auf sehr hohe Geschwindigkeiten beschleunigen können.

- Bismut wird als Stützmassenersatz für Xenon untersucht“

Magnetoplasmadynamischer Antrieb



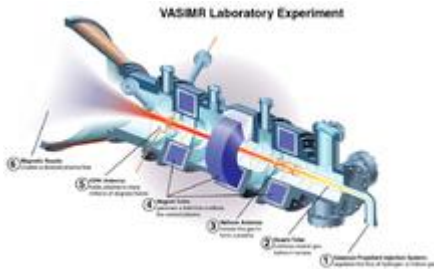
Illustration eines magnetoplasmadynamischen Antriebs.

„MPD-Triebwerke bestehen aus einer trichterförmigen Anode, in deren Mitte eine stabförmige Kathode angebracht ist. Wird Spannung zwischen beiden Elektroden angelegt, wird die sich im Trichter befindende Stützmasse ionisiert und erlaubt so einen Stromfluss radial durch das Gas zur Kathode. Durch den Stromfluss wird nun ein starkes Magnetfeld erzeugt. Die Wechselwirkung zwischen dem elektrisch erzeugten Magnetfeld um die Brennkammer und den ionisierten Plasmateilchen beschleunigt diese in axialer Richtung und lässt sie mit sehr hoher Geschwindigkeit entweichen. Durch den dabei wirksamen Impuls entsteht die Schubkraft.

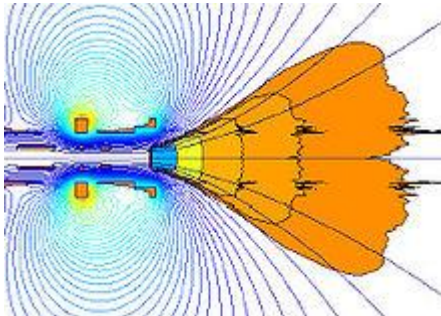
Als Grundlage für das Plasma⁸¹ eignen sich vor allem Argon, Lithium und Wasserstoff. In Versuchslabors wurden bereits unter Nutzung eines externen Magnetfeldes bei einem MPD-Antrieb Austrittsgeschwindigkeiten von 144 000 Kilometer pro Stunde (40 km/s) erreicht.“⁸²

⁸¹ Bergmann · Schäfer: Lehrbuch der Experimentalphysik, zum Gebrauch bei akademischen Vorlesungen und zum Selbststudium, Band I, Mechanik, Relativität, Wärme, Autoren: Thomas Dorfmueller, Wilhelm T. Hering, Klaus Stierstadt unter Mitwirkung von Günther Fischer, 11., völlig neubearbeitete Auflage, Berlin 1998, S. 654 ff; Bergmann · Schäfer: Lehrbuch der Experimentalphysik, zum Gebrauch bei akademischen Vorlesungen und zum Selbststudium, Band V, Vielteilchen-Systeme, Herausgeber Wilhelm Raith, Autoren: Christian Bahr, Thomas Dorfmueller, Helmut Haberland, Gerd Heppke, Siegfried Hess, Harald Jokusch, Klaus Lüders, Joachim Seidel, Roger Tull, Harald Tschesche, Burkhard Wende, Berlin 1992, S. 97 ff.

⁸² Wikipedia: Seite „Magnetoplasmadynamischer Antrieb“. In: Wikipedia, Die freie Enzyklopädie. Bearbeitungsstand: 11. Januar 2011, 15:05 UTC. URL: http://de.wikipedia.org/w/index.php?title=Magnetoplasmadynamischer_Antrieb&oldid=83754790 (Abgerufen: 19. Januar 2011, 17:19 UTC) Versions-ID der Seite: 83754790.



VASIMR-Schnittzeichnung.



VASIMR Prinzipdiagramm.

„Eine Variante des magnetoplasmadynamischen Antriebes wird von dem US-Unternehmen *Ad Astra Rocket Company* entwickelt. Leiter ist der frühere, siebenfache NASA-Astronaut und Plasmaphysiker Franklin Ramon Chang-Diaz, der

das Konzept schon 1979 bei seiner Arbeit am MIT entwickelte.

Bei *VASIMR* oder *Variable specific impulse magnetoplasma rocket* (en) erfolgen a) die Erzeugung des Plasma, b) dessen weitere Erhitzung und c) Beschleunigung in der Düse in drei getrennten Kammern.

Damit ist eine Variation des Verhältnisses zwischen spezifischem Impuls und Schub möglich, analog zu der Getriebeschaltung eines Radfahrzeugs. Ein Raumfahrzeug könnte damit etwa zum Verlassen des Schwerefeldes eines Planeten einen hohen Schub erzeugen, um dann eine längere Strecke mit hoher Geschwindigkeit zurück zu legen. [...]

Als Entwickler von VASIMR ist das US-Unternehmen Ad Astra tätig, das aktuell durch Vergrößerung der Leistung daran arbeitet, den Gesamtwirkungsgrad zu verbessern; demnach werden aktuell 67 % erreicht. Die Veröffentlichungen über das VX-50 Aggregat, das

50 kW Radiowellen-Leistung einsetzt, berechnen einen Wirkungsgrad von 59 % wie folgt:

$90 \% N_A \text{ ion generation efficiency} \times 65 \% N_B \text{ ion speed boosting efficiency}$.

Das Modell VX-100 soll einen Gesamtwirkungsgrad von 72 % durch Verbesserung der N_B ion speed boosting efficiency auf 80 % erreichen.^{[1][2]}

Im Oktober 2008 berichtete das Unternehmen, dass der VX-200 helicon Motor in der ersten Stufe, ein solid-state Hochfrequenz Leistungskoppler, einsatzbereit sei. Die Schlüsseltechnologie dazu, die Gleichstrom-Radiowellen-Umsetzung (solid-state DC-RF) erreiche hier einen Wirkungsgrad von 98 %. Die Helicon-Entladung verwendet hier 30 kW Radiowellen, um ein Argon-Plasma zu erzeugen. Die weiteren 170 kW werden eingesetzt, um das Plasma in dem zweiten Abschnitt zu beschleunigen, wozu *ion cyclotron resonance*

heating (s. a. Zyklotronresonanz) eingesetzt wird.^[3]^{w83}

„**Magnetoplasmadynamische Triebwerke** **Übersicht**“

Am Institut für Raumfahrtssysteme werden seit einigen Jahren **magneto-plasma-dynamische** (MPD-) Triebwerke entwickelt und bei elektrischen Leistungen von bis zu 1 MW kontinuierlich betrieben. Neben den detaillierten experimentellen Untersuchungen wird parallel dazu auch die numerische Modellierung dieser Triebwerke verfolgt.

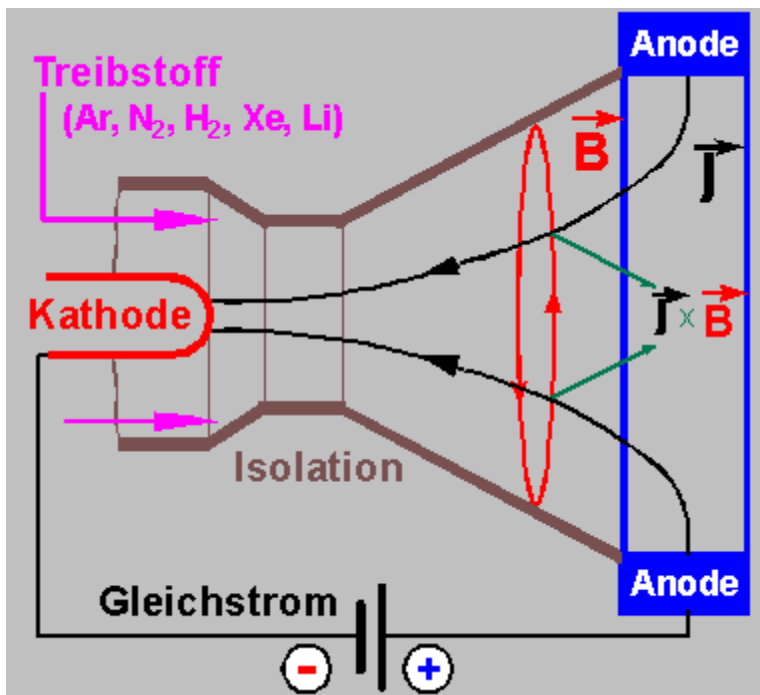
Bei den sogenannten MPD-Eigenfeldbeschleunigern erfolgt die

⁸³ Wikipedia: Seite „Magnetoplasmadynamischer Antrieb“. In: Wikipedia, Die freie Enzyklopädie. Bearbeitungsstand: 11. Januar 2011, 15:05 UTC. URL: http://de.wikipedia.org/w/index.php?title=Magnetoplasmadynamischer_Antrieb&oldid=83754790 (Abgerufen: 19. Januar 2011, 17:19 UTC) Versions-ID der Seite: 83754790.

Treibstoffbeschleunigung und somit die Schuberzeugung in komplexer Weise aufgrund unterschiedlicher Mechanismen, abhängig von der jeweiligen Triebwerksgeometrie. Der wesentliche Effekt, der beim Betrieb von MPD-Eigenfeldtriebwerken ausgenutzt werden soll, ist die Wechselwirkung des Lichtbogenstromes zwischen Kathode und Anode mit dem eigeninduzierten Magnetfeld zur weiteren Beschleunigung des Treibstoffes. Bei sogenannten Fremdfeldbeschleunigern wird die magnetische Beschleunigung durch ein starkes von außen angelegtes Magnetfeld erzeugt. Dieses Vorgehen ermöglicht vor allem den Bau von Triebwerken kleinerer Leistung. Triebwerke dieser Bauart wurden als strahlungsgekühlte Geräte in der Leistungsklasse von 10-30 kW in USA und in Deutschland sehr weit entwickelt.

Die MPD-Triebwerke mit lavaldüsenförmiger Geometrie sind eine Kombination aus

thermischem Lichtbogentriebwerk und eigentlichem magnetoplasmadynamischen Beschleuniger. Ein wesentlicher, bei niedrigen Stromstärken sogar überwiegender Teil des Triebwerksschubes resultiert aus der ohmschen Aufheizung des Treibstoffes im Lichtbogen und der anschließenden nahezu adiabatischen Entspannung in der Lavaldüse.



Schematische Darstellung des
magnetoplasmadynamischen
Beschleunigungsmechanismus in einem
düsenförmigen MPD-Eigenfeldtriebwerk

Im Rahmen der Grundlagenforschungen am IRS werden in der Regel wassergekühlte MPD-Triebwerke unterschiedlichster Geometrie untersucht. Dazu zählen einerseits Triebwerke mit düsenförmiger (DT) als auch zylindrischer (ZT) Geometrie, sowie ein Triebwerk, welches mit einer strahlungsgekühlten Anode ausgestattet ist und daher als heißes Anodentriebwerk (HAT) bezeichnet wird. Sämtliche Triebwerke werden auf Schubmeßwaagen betrieben, um den Schubwirkungsgrad und die Austrittsgeschwindigkeit zu ermitteln. Als Treibstoff wird Argon, Stickstoff und Wasserstoff eingesetzt.

Das Ziel der MPD-Triebwerkentwicklungen besteht darin, möglichst hohe effektive

Austrittsgeschwindigkeiten bei gleichzeitig hohem Schubwirkungsgrad zu erzielen. Daher wird angestrebt, die MPD-Triebwerke bei hohen Stromstärken und niedrigen Treibstoffdurchsätzen zu betreiben. Der Betriebsbereich der MPD-Eigenfeldbeschleuniger zu hohen Stromstärken hin ist jedoch begrenzt durch das Einsetzen von Instabilitäten, wodurch auch eine Begrenzung der erzielbaren Austrittsgeschwindigkeit auftritt. Das Auftreten der Instabilitäten in MPD-Triebwerken ist Gegenstand umfangreicher experimenteller und theoretischer Untersuchungen am Institut für Raumfahrtsysteme.⁸⁴

„Elektrisches Raketentriebwerk

aus Wikipedia, der freien Enzyklopädie

⁸⁴ Universität Stuttgart: Eigenfeldbeschleuniger, Magnetoplasmadynamische Triebwerke, Letzte Änderung 14. 07. 2006, in: < http://www.irs.uni-stuttgart.de/forschung/elektrische_raumfahrtantriebe/eigenfeldbeschleuniger.html >.

Wechseln zu: [Navigation](#), [Suche](#)

Das **Elektrische Raketentriebwerk** ist eine besondere Form des [Raketenantriebs](#), bei dem die ausgestoßene Stützmasse vom Energieträger unabhängig ist. Zusammen mit weiteren Komponenten wie dem Neutralisator bildet es das *elektrische Antriebssystem*.

Elektrische Raketentriebwerke lassen sich nach dem zugrunde liegenden Prinzip der Schuberzeugung in drei Klassen unterteilen: *elektrothermische*, *elektrostatische* und *elektromagnetische* Antriebe.

Inhaltsverzeichnis

[[Verbergen](#)]

[1 Elektrothermische Antriebe](#)

[2 Elektrostatische Triebwerke](#)

[3 Elektromagnetische Triebwerke](#)

[4 Stand der Entwicklung](#)

[5 Siehe auch](#)

[Elektrothermische Antriebe](#) [[Bearbeiten](#)]

Elektrothermische Antriebe sind den [chemischen Triebwerken](#) am nächsten. Hier wird die elektrische Leistung genutzt, um ein Arbeitsgas auf hohe Temperaturen aufzuheizen. Diese Temperaturen liegen im allgemeinen höher als die Verbrennungstemperaturen klassischer chemischer Treibstoffe. Dadurch erhöht sich im Vergleich zu letzteren die Austrittsgeschwindigkeit der Gase bei der Expansion in einer Düse und somit der spezifische Impuls. Die wichtigsten Grundtypen der elektrothermischen Antriebe sind der [Resistojet](#), der das Arbeitsgas über einen Widerstand aufheizt und das [Thermische Lichtbogentriebwerk](#), in dem das Gas durch einen Lichtbogen geleitet wird.

[Elektrostatische Triebwerke](#) [[Bearbeiten](#)]

Elektrostatische Triebwerke beschleunigen elektrisch geladene Teilchen in einem elektrostatischen Feld. Die Art der Teilchen sowie deren Erzeugung können dabei sehr unterschiedlich sein. Im Feld-Effekt-Emission Triebwerk ([FEEP](#)) werden Ionen (Cs^+ , In^+) durch starke Felder direkt aus einer Flüssigkeitsoberfläche emittiert. Elektronen-Stoßionisationsquellen ([Ionentriebwerk](#)) erzeugen Ionen (Xe^+) in einem [Plasma](#), entweder durch eine Hochfrequenz- oder eine Gleichstromentladung. [Kolloidaltriebwerke](#) zerstäuben den in der Regel flüssigen Treibstoff zu elektrisch geladenen kleinen Tröpfchen. Zumeist wird zum Aufbau des elektrostatischen Beschleunigungsfeldes ein System unterschiedlich geladener Gitter verwendet. Von allen Typen elektrischer Antriebe weisen die elektrostatischen Systeme den höchsten spezifischen Impuls auf.

Dadurch bedingt besitzen sie allerdings auch den größten Leistungsbedarf pro Schub.

Eine Sonderstellung zwischen elektrostatischen und elektromagnetischen Systemen nehmen das Halltriebwerk bzw. Stationäre-Plasma-Triebwerk ([SPT](#)), sowie der Hocheffiziente-Mehrstufen-Plasmaantrieb ([HEMP](#)) ein. Hier behindert ein magnetisches Feld die Bewegungsmöglichkeit der Elektronen, so dass auch ohne Gittersystem ein Potentialgradient aufrechterhalten werden kann. In diesem Potentialgradient werden Ionen (Xe^+) nach außen beschleunigt.

Elektromagnetische Triebwerke [\[Bearbeiten\]](#)

Elektromagnetische Triebwerke nutzen gekreuzte elektrische und magnetische Felder zur Erzeugung einer Kraft auf ein Plasma. Im Gegensatz zu den elektrostatischen Triebwerken wirkt die nach außen beschleunigende Kraft dabei im

allgemeinen auf beide unterschiedlich geladene Komponenten des Plasmas. Daher spricht man bei diesen Typen von echten Plasmatriebwerken. Prominenteste Vertreter dieser Klasse sind das Magneto-Plasma-Dynamische Triebwerk ([MPD](#)) und das [iMPD-Triebwerk](#).

Stand der Entwicklung [[Bearbeiten](#)]

Am weitesten fortgeschritten sind die Entwicklung der Thermische Lichtbogentriebwerke, der Elektronen-Stoßionisationsquellen und des [Halltriebwerks](#). Alle drei Typen können Einsätze auf Satelliten vorweisen. Das amerikanische Ionentriebwerk NSTAR wurde erfolgreich auf der interplanetaren Raumsonde [Deep Space 1](#) als Hauptantrieb genutzt, ebenso ein Triebwerk des Halltyps auf der europäischen Mondsonde [SMART-1](#).

Alle großen Raumfahrtagenturen besitzen ein eigenständiges Programm zur Entwicklung und Etablierung von elektrischen Antriebssystemen, das die koordinierte Weiterführung der Entwicklung sicherstellen soll.“⁸⁵

„Physikalische Prinzipien des elektrischen Antriebs

Inhalt:

[Einleitung](#)

[Elektrothermischer Antrieb](#)

[Elektrostatischer \(Ionen-\) Antrieb](#)

[Hall-Antrieb](#)

[Elektromagnetischer \(Plasma-\) Antrieb](#)

[Vergleich](#)


[Foto der Antriebe um 1990](#)

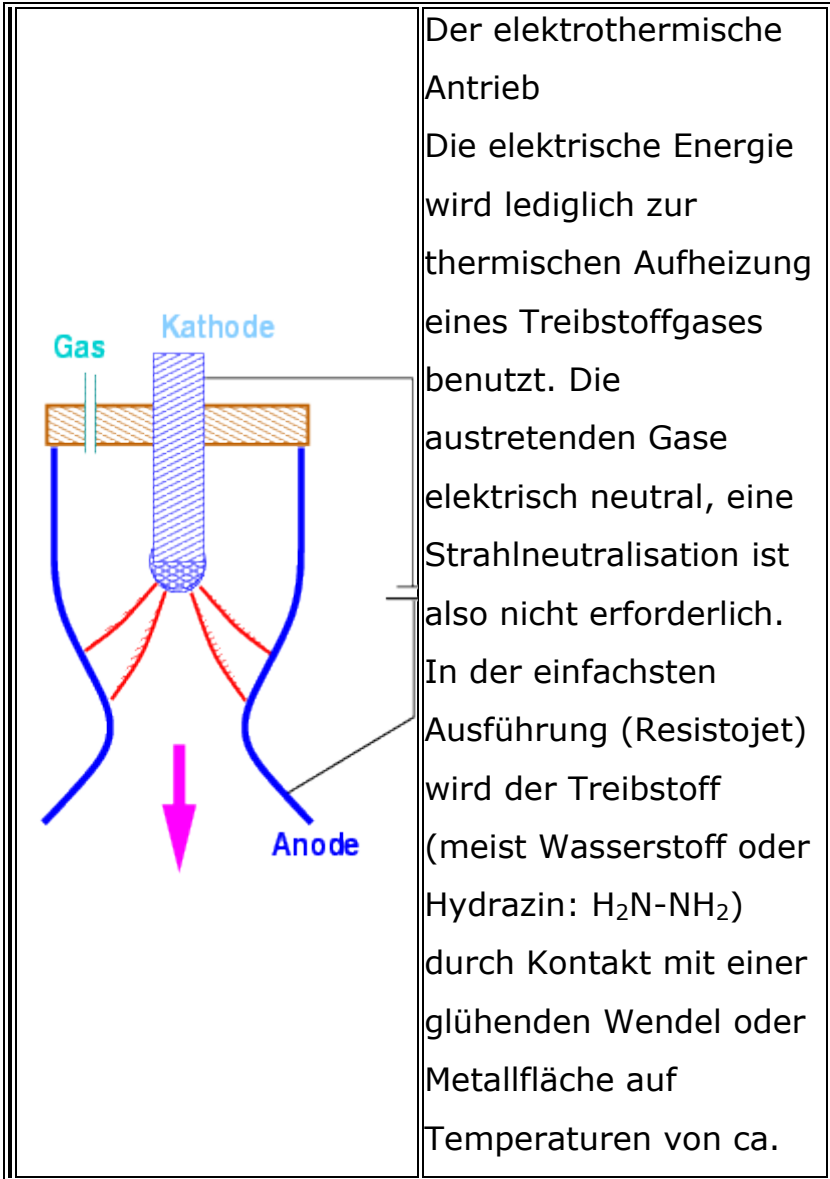
⁸⁵ Wikipedia: Seite „Elektrisches Raketentriebwerk“. In: Wikipedia, Die freie Enzyklopädie. Bearbeitungsstand: 21. Januar 2011, 18:06 UTC. URL: http://de.wikipedia.org/w/index.php?title=Elektrisches_Raketentriebwerk&oldid=84216641 (Abgerufen: 22. Januar 2011, 07:16 UTC) Versions-ID der Seite: 84216641.

Grundsätzlich unterscheidet man vier Antriebstypen:

- den elektrothermischen Antrieb (z.B. Resisto-Jet, Arc-Jet)
- den elektrostatischen Antrieb (z.B. Kaufman-Quelle, RF-Quelle)
- den Hall-Antrieb (SPT)
- den elektromagnetischen Antrieb (Plasma-Triebwerk)

die jeweils wieder in vielen Modifikationen existieren.

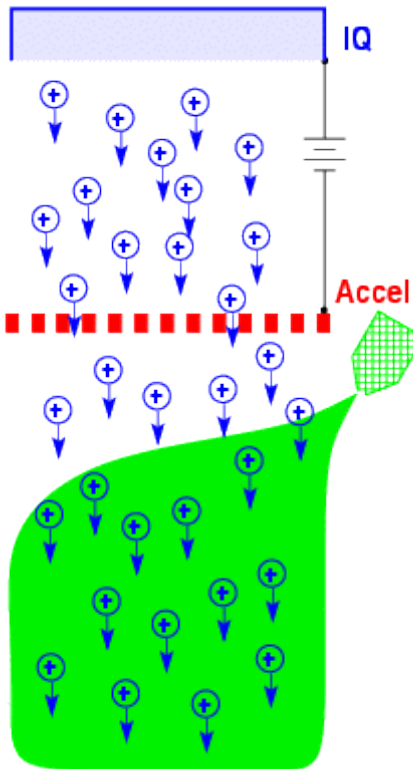




Der elektrothermische Antrieb
Die elektrische Energie wird lediglich zur thermischen Aufheizung eines Treibstoffgases benutzt. Die austretenden Gase elektrisch neutral, eine Strahlneutralisation ist also nicht erforderlich.
In der einfachsten Ausführung (Resistojet) wird der Treibstoff (meist Wasserstoff oder Hydrazin: H_2N-NH_2) durch Kontakt mit einer glühenden Wendel oder Metallfläche auf Temperaturen von ca.

	<p>3000 K erhitzt. Die Entspannung des Gases erfolgt wie beim chemischen Treibstoff über eine Düse. Es werden Treibstoffgeschwindigkeiten bis ca. 3000 m/s erreicht.</p> <p>Im ArcJet (s. Skizze) wird die Erhitzung des Treibstoffs (meist Hydrazin, s.o.) durch einen Lichtbogen (rot) erreicht. Es werden Temperaturen des Gases bis 10000 K erreicht und Treibstoffgeschwindigkeiten von bis zu 10000</p>
--	---

m/s.



Der elektrostatische Antrieb

Hier handelt es sich um die eigentliche "Ionen"-Rakete: es werden ausschließlich Ionen, die aus einer Gasentladung (Ionen-Quelle) extrahiert werden, als Träger des Schubes

verwendet. Es sind Ionengeschwindigkeiten von bis zu 10^5 m/s erreichbar.

Das nebenstehende Diagramm erläutert die Funktionsweise: In

der Ionenquelle (IQ) wird das Treibstoffgas (heute praktisch ausschließlich Xenon) ionisiert, die Ionen werden durch Gitterelektroden (Accel) beschleunigt und als Treibstoff ausgestoßen. Da nur positive Partikel als Treibstoff genutzt werden, muß , um Aufladungen der "Rakete" zu verhindern, gleich viel negative Ladung abgegeben werden. Dies geschieht durch den Neutralisator (N),

der Elektronen in den Strahl abgibt (grüner Hintergrund): der ausgestoßene Strahl ist danach neutral.

Das

Extraktionsgittersystem ist hier vereinfacht dargestellt. I.a.

werden zwei oder drei Gitter benutzt.

Es gibt heute zwei Haupttypen, die sich durch die Art des Ionisationsprozesses unterscheiden:

Die Kaufman-Quelle

benutzt die

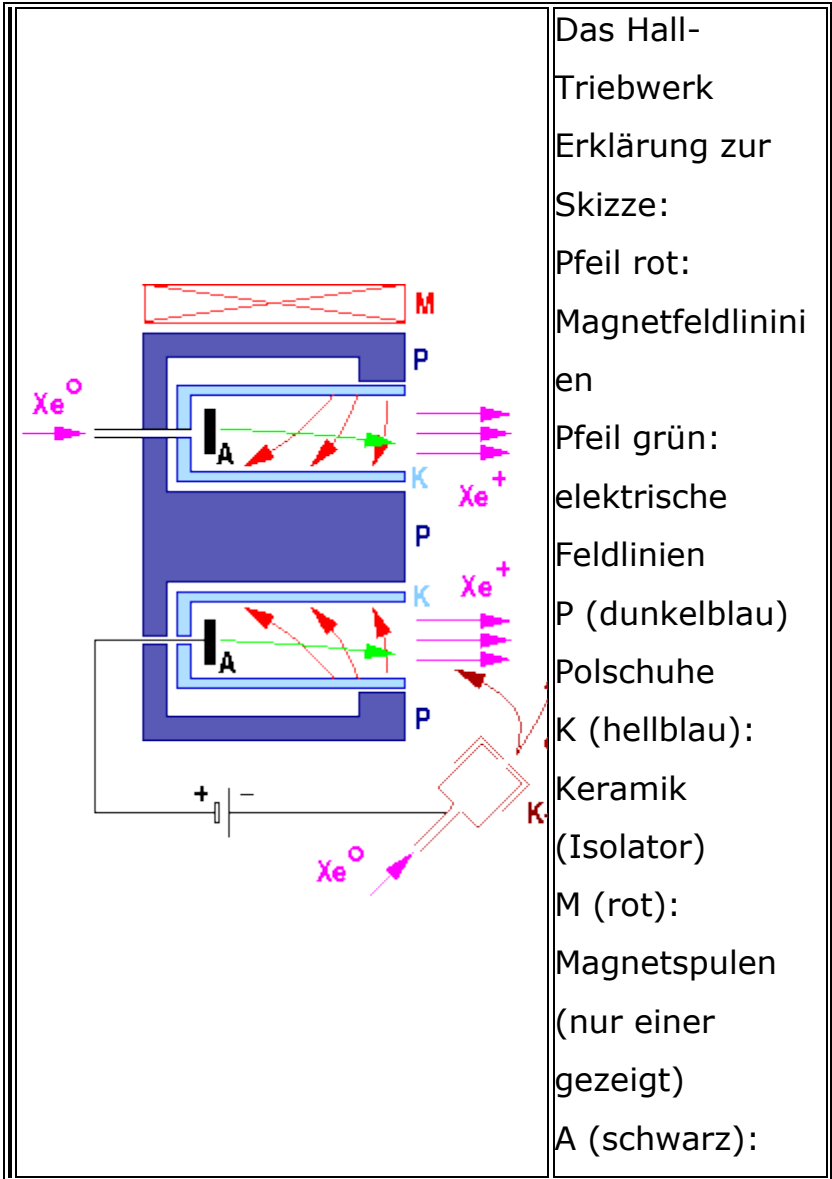
Gleichstrom-

Elektronenstoßionisati

on zur Erzeugung des Xenon-Plasmas. Es ist ein Elektronen-Emitter (z.B. Hohlkathode) in der Quelle notwendig. In der Hochfrequenz-(RF-)Ionenquelle werden die Ionisationsprozesse durch Einkoppeln eines hochfrequenten Wechselfeldes initiiert. Diese Entladung brennt elektrodenlos. Aufbau und Funktionsweise eines Radiofrequenz-Ionen-Triebwerks (RIT) finden Sie [hier](#). Beide Triebwerkstypen

	<p>sind "gegriddete" Antriebe ("gridded thrusters"), d.h. sie benutzen ein Extraktionsgittersystem. Ferner muß bei beiden der Ionenstrahl hinter dem Treibwerk neutralisiert werden.</p>
--	--





	Ringanode mit Gaseinlaß K+N (braun): Hohlkathode und Neutralisator Xe^0 : neutrales Xenon Xe^+ : ionisiertes (positives) Xenon e^- : Elektronen
<p>Die Skizze zeigt einen Schnitt durch ein Hall-Triebwerk (zylindersymmetrisch zur Mittelachse). Zwischen Ring-Anode und Kathode (K) brennt eine Gleichstromentladung bei einer typischen Spannung von etwa 300 V. In der Entladung wird das Treibgas Xenon ionisiert und entlang des elektrischen Feldes nach außen beschleunigt. Ein geeignet dimensioniertes Magnetfeld ist radial</p>	

gerichtet: die Elektronen der Entladung werden auf Kreisbahnen (Ringstrom) gezwungen, wodurch eine effektive Ionisation erreicht wird. Gleichzeitig kommt es in der Beschleunigungsstrecke zu einer Raumladungskompensation, woraus die hohen Strom- und Schubdichten dieser Triebwerke resultieren.

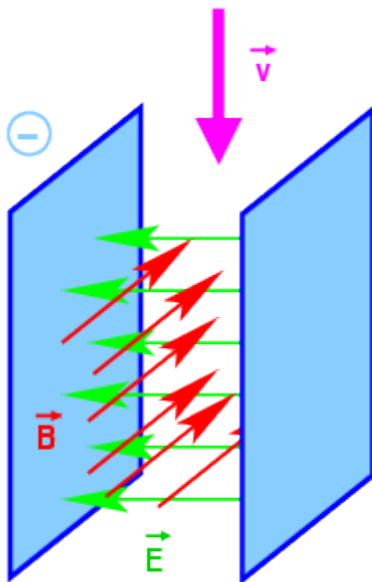
Da der Elektronenstrom wie beim Hall-Effekt senkrecht zur Richtung sowohl des elektrischen als auch des magnetischen Feldes fließt, erhält das Triebwerk seinen Namen. Entscheidend ist, daß die Ionen nicht am Ringstrom teilnehmen können, da ihre Larmorradien zu groß sind.

(Andersfalls hätten wir eine normale $E \times B$ -Drift des gesamten Plasmas.)

Beschleunigt werden also beim Hall-Triebwerk alleine die Ionen, wodurch eine gewisse Ähnlichkeit zu den elektrostatischen Triebwerken festgestellt werden darf. Genau wie

bei den letzteren ist auch hier eine Nach-Neutralisation des Ionenstrahl notwendig, wofür ein Teil des Elektronenstroms der Hohlkathode ausgenutzt wird.

Prominentes Beispiel der Hall-Triebwerke sind die russischen SPT's: *Stationary Plasma Thruster*.



Der elektromagnetische Antrieb dieser Art wird auch als Plasmaantrieb bezeichnet, da ein Plasma (Ionen und Elektronen gemeinsam) beschleunigt wird. Ein (quasineutrales) Plasma strömt zwischen zwei Platten ab.

von oben nach unten (s. Diagramm). Im elektrischen Feld zwischen den Platten kommt es zur Ladungstrennung, was einem elektrischen Strom der Stromdichte j entspricht. Dieser Strom ist gleichgerichtet zum elektrischen Feld E . Da gleichzeitig senkrecht zu v und E ein magnetisches Feld B angelegt ist, tritt eine Lorentzkraft $f = j \times B$ auf, die das Plasma (also

Elektronen **und**
Ionen) nach unten
beschleunigt. Je
nachdem ob das
magnetische Feld
durch den
Entladungsstrom
selbst oder durch
äußere Spulen
erzeugt wird,
unterscheidet man
Eigenfeld- bzw.
Fremdfeld--Antriebe.
Da das gesamte
Plasma beschleunigt
wird, gibt es bei
diesem Quellen-Typ
keine
Raumladungsbegrenz
ung und kein

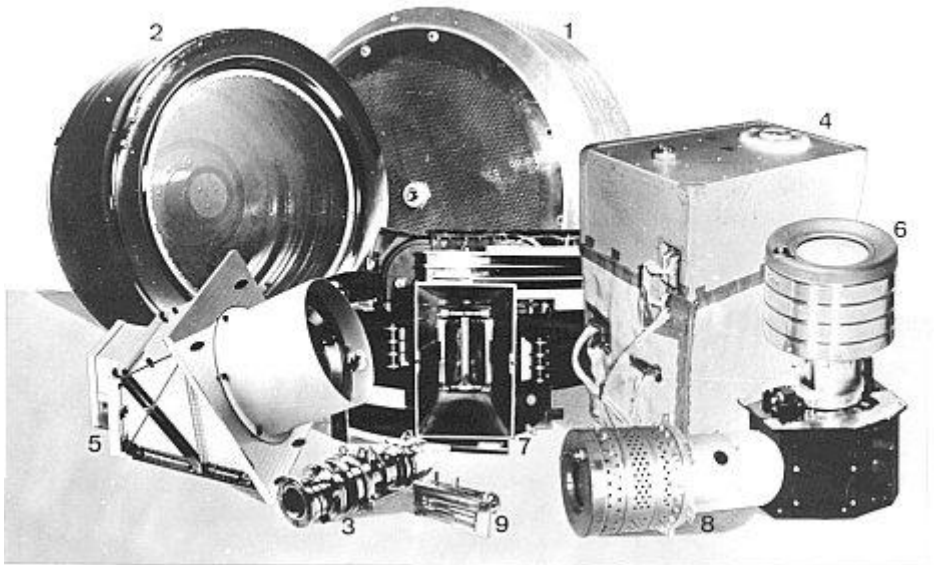
	<p>Neutralisationsproble m.</p> <p>Typische Vertreter der elektromagnetischen Antriebe sind die MPDT (<i>MagnetoPlasmaDyna mic Thruster</i>), die meist gepulst betrieben werden.</p>
--	---

Vergleich

Im folgenden werden die o.a.
elektrischen Antriebe mit
ihren *typischen* Daten
zusammengefaßt. (Daten,
leicht modifiziert, nach:
Messerschmid und Fasoulas,
2000, s. [Literaturverzeichnis](#);
H.Löb, private Mitteilung)

Typ	spez. Impuls [sec]	Schub [N]	Wirkungsgrad [%]
Resistojet	500	0.5	30
Arcjet (10-100 kW)	1000	5.0	30
Eigenfeld MPDT	5000	10-100	50
Fremdfeld MPDT (100kW)	1300	4.0	20
Hall-Triebwerke	500 - 1500	0.025 - 0.1	50
elektrostat. Triebwerke	2000 - 30000	0.01 - 10	50 - 90

Gruppenfoto der elektrischen Antriebe um 1990
(Fotomontage von H. Löb)



1	RIT-35 (Uni-Gießen/DASA)	6	SIT-8 (NASA)
2	900 EM (NASA/Hughes)	7	PPT Nova (USAF)
3	MPD Kosmos (Rußland)	8	NAL 5 (Japan)
4	MPD KX	9	FEPP-5

	(Japan)		(ESTEC/SEP)
5	RIT-10 (DASA) ⁸⁶		

Magnetohydrodynamischer Antrieb⁸⁷



MHA-Erprobungsträger *Yamato 1*

⁸⁶ Schartner, Karl-Heinz: Physikalische Prinzipien des elektrischen Antriebs, um 1990, abgerufen am 22. 1. 2011, in: <
<http://meyweb.physik.uni-giessen.de/EP-Antrieb/tuts/typen/typen.html> >.

⁸⁷ Wikipedia: Seite „Magnetohydrodynamischer Antrieb“. In: Wikipedia, Die freie Enzyklopädie. Bearbeitungsstand: 21. Dezember 2010, 01:04 UTC. URL:
http://de.wikipedia.org/w/index.php?title=Magnetohydrodynamischer_Antrieb&oldid=82899429 (Abgerufen: 19. Januar 2011, 17:34 UTC) Versions-ID der Seite: 82899429.

„Ein **Magnetohydrodynamischer**⁸⁸ **Antrieb**, auch MHA (engl. *magnetohydrodynamic drive*, MHD) genannt, ist ein Antriebsprinzip für Wasserfahrzeuge.

Man kann eine solche Vorrichtung als Umkehrung des magnetohydrodynamischen Generators⁸⁹ betrachten: nicht das bewegte Wasser erzeugt im Magnetfeld einen Strom zwischen den

⁸⁸ Bergmann · Schäfer: Lehrbuch der Experimentalphysik, zum Gebrauch bei akademischen Vorlesungen und zum Selbststudium, Band V, Vielteilchen-Systeme, Herausgeber Wilhelm Raith, Autoren: Christian Bahr, Thomas Dorfmueller, Helmut Haberland, Gerd Heppke, Siegfried Hess, Harald Jokusch, Klaus Lüders, Joachim Seidel, Roger Tull, Harald Tschesche, Burkhard Wende, Berlin 1992, S. 178 ff.

⁸⁹ Bergmann · Schäfer: Lehrbuch der Experimentalphysik, zum Gebrauch bei akademischen Vorlesungen und zum Selbststudium, Band V, Vielteilchen-Systeme, Herausgeber Wilhelm Raith, Autoren: Christian Bahr, Thomas Dorfmueller, Helmut Haberland, Gerd Heppke, Siegfried Hess, Harald Jokusch, Klaus Lüders, Joachim Seidel, Roger Tull, Harald Tschesche, Burkhard Wende, Berlin 1992, S. 144 f.

Kollektorplatten, sondern der Strom setzt im Magnetfeld das Wasser in Bewegung.

Da zur Fortbewegung keine Propeller oder andere mechanisch bewegten Teile eingesetzt werden, ist der Antrieb praktisch geräuschlos.

Es konnten sowohl in den USA, als auch in Japan bereits funktionsfähige Prototypen gebaut werden, die notwendigen hohen Magnetfelder und elektrischen Ströme machen den Betrieb jedoch unrentabel.

[...]

1966 wurde der erste MHD-Antrieb in einem Modell-U-Boot, der EMS-1, vor der Küste Kaliforniens erfolgreich getestet.^{[2][3]}

In den 1980 und 1990er Jahren wurden in Japan, u. a. von Mitsubishi, Modelle und Prototypen MHA-betriebener Schiffe gebaut (z. B. SEMD-1, ST-500). Die Fahrzeuge erreichten

Geschwindigkeiten von etwa 15 km/h, obwohl zahlreiche Schwierigkeiten auftraten.^{[4][5][6]}



Yamato 1

Im Juni 1992 wurde das Experimentalschiff, die Yamato 1 (30 m lang, 10 m breit, Verdrängung 185 t, Besatzung 10 Personen (3 Crew + 7 Passagiere) im Hafen von Kōbe getestet. Das Schiff wurde größtenteils aus einer Aluminiumlegierung (JIS A 5083) gefertigt und von zwei magnetohydrodynamischen Triebwerken angetrieben. Das Antriebssystem funktionierte ähnlich einem Wasserstrahlantrieb: Meerwasser

wurde hier mittels der Lorentzkraft am Heck des Schiffes beschleunigt ausgestoßen. Die dazu benötigten Magnetfelder wurden durch die mit flüssigen Helium gekühlte Niob/Titan-Supraleiter generiert.



Ein Triebwerk der Yamato 1

Es wurden dabei Magnetische Flussdichten von 4 Tesla verwendet. Die Yamato 1 befindet sich heute vor dem Marinemuseum in Kōbe.^{[7][8]}⁹⁰

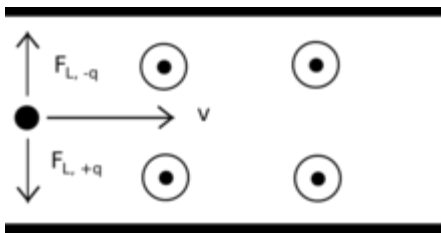
Magnetohydrodynamischer Generator⁹¹

„Ein Magnetohydrodynamischer Generator beruht auf den Wirkungen der Lorentzkraft.

⁹⁰ Wikipedia: Seite „Magnetohydrodynamischer Antrieb“. In: Wikipedia, Die freie Enzyklopädie. Bearbeitungsstand: 21. Dezember 2010, 01:04 UTC. URL: http://de.wikipedia.org/w/index.php?title=Magnetohydrodynamischer_Antrieb&oldid=82899429 (Abgerufen: 19. Januar 2011, 17:34 UTC) Versions-ID der Seite: 82899429.

⁹¹ Wikipedia: Seite „Magnetohydrodynamischer Generator“. In: Wikipedia, Die freie Enzyklopädie. Bearbeitungsstand: 8. Dezember 2010, 23:17 UTC. URL: http://de.wikipedia.org/w/index.php?title=Magnetohydrodynamischer_Generator&oldid=82437384 (Abgerufen: 19. Januar 2011, 18:45 UTC) Versions-ID der Seite: 82437384; ⁹¹ Bergmann · Schäfer: Lehrbuch der Experimentalphysik, zum Gebrauch bei akademischen Vorlesungen und zum Selbststudium, Band V, Vielteilchensysteme, Herausgeber Wilhelm Raith, Autoren: Christian Bahr, Thomas Dorfmueller, Helmut Haberland, Gerd Heppke, Siegfried Hess, Harald Jokusch, Klaus Lüders, Joachim Seidel, Roger Tull, Harald Tschesche, Burkhard Wende, Berlin 1992, S. 144 f.

Demnach können bewegte Ladungsträger in einem Magnetfeld abgelenkt werden, wenn sich diese relativ zu einem solchen bewegen (Richtung der Lorentzkraft siehe Linke-Hand-Regel bzw. Drei-Finger-Regel). Beim MHD-Generator strömt ein elektrisch leitendes Fluid durch das Magnetfeld. Die Konsistenz des Fluids ermöglicht es der Lorentzkraft, ungleichnamige Ladungen zu trennen, welche sich dann an dafür vorgesehenen Kollektoren sammeln. Damit kommt es zur direkten Umwandlung kinetischer Energie des Fluids in elektrische Energie.



[...]



Skizze eines Magneto hydrodynamischen Generators

[...]

An der Wand eines von den Verbrennungsgasen durchströmten Kanales sind in einer Ebene Elektroden angebracht. Senkrecht zu diesen Elektroden wird die Anordnung von einem Magnetfeld durchsetzt. Strömt durch eine solche Anordnung eine elektrisch leitende Substanz (die ionisierten Verbrennungsgase), so entsteht an den Elektroden eine elektrische Spannung. Diese ist dem Volumendurchsatz proportional, weshalb diese Anordnung auch als Durchflussmessgerät ohne bewegliche Teile verwendbar ist.

Die Anwendung zur Stromerzeugung in großem Stil, sowohl im Zusammenhang mit konventionellen Wärme­kraftwerken als auch mit Kernkraftwerken, erfordert, dass der Kanal von den ca. 3000 °C heißen Verbrennungsgasen durchströmt wird. Eine derartig hohe Temperatur ist nötig, um das Gas ausreichend elektrisch leitfähig zu machen. Dennoch ist ein Zusatz von leicht ionisierbaren Substanzen, wie Salzen von Alkalimetallen nötig, um die elektrische

Leitfähigkeit weiter zu erhöhen. Aufgrund der hohen Gastemperatur müssen die Wände des Kanals aus sehr hitzebeständigen Materialien gefertigt sein. Als Werkstoff hierfür kommen u. a. Yttriumoxid oder Zirkoniumdioxid in Frage.

Auch die Elektroden müssen aus sehr hitzebeständigem Material wie Wolfram, Graphit oder Siliciumcarbid gefertigt sein. Nach dem Kanal ist ggf. eine Vorrichtung erforderlich, in der die Alkalisalze aus dem Abgas abgetrennt werden.

Der Wirkungsgrad eines magnetohydrodynamischen Generators beträgt 10 bis 20 Prozent. Da jedoch die Abgase des magnetohydrodynamischen Generators noch eine Temperatur von über 1000 Grad Celsius haben, kann man sie noch als Wärmequelle für ein konventionelles Dampfkraftwerk (Wirkungsgrad bis 50 %) nutzen.

Mit einer solchen kombinierten Anordnung kann man Brennstoffe mit einem Wirkungsgrad von bis zu 65 Prozent in elektrische Energie umsetzen, da

der MHD-Prozess die für den thermischen Gesamt-Wirkungsgrad entscheidende Temperaturdifferenz nach oben erweitert (Gas- und Dampfturbinen haben aufgrund der Temperaturbeanspruchung der Turbinenschaufeln eine obere Temperaturgrenze bei ca. 600...1.000 °C).

[...]

Der Magnetohydrodynamische Generator kann auch als Motor betrieben werden, in dem man durch die Elektroden einen Strom fließen lässt. Eine Anwendung hierfür ist die Medizintechnik. Eine weitere potentielle Anwendung der Magnetohydrodynamische Antrieb bei Wasserfahrzeugen.“

Plasma

„Plasma“⁹²

„In der [Physik](#) ist ein **Plasma** ([gr.](#) πλάσμα *plásma* „Gebilde“) ein [Gas](#), das teilweise oder vollständig aus freien Ladungsträgern, wie [Ionen](#) oder [Elektronen](#), besteht. Das bedeutet, es ist in seine Bestandteile „aufgeteilt“: Die Elektronen und [Atomkerne](#) schweben getrennt voneinander im Gas. Mehr als 99 % der sichtbaren Materie im [Universum](#) befindet sich im Plasmazustand. Der Begriff Plasma geht in diesem Sinne auf [Irving Langmuir](#) (1928) zurück^[1]. Der Plasmazustand wird oft als vierter [Aggregatzustand](#) bezeichnet. Die Theorie zur

⁹² Wikipedia: Seite „Plasma (Physik)“. In: Wikipedia, Die freie Enzyklopädie. Bearbeitungsstand: 19. Januar 2011, 11:53 UTC. URL: [http://de.wikipedia.org/w/index.php?title=Plasma_\(Physik\)&ol did=84110474](http://de.wikipedia.org/w/index.php?title=Plasma_(Physik)&ol did=84110474) (Abgerufen: 19. Januar 2011, 20:22 UTC) Versions-ID der Seite: 84110474.

Beschreibung eines Plasmas als ein [elektrisch leitendes](#) Gas ist die [Magnetohydrodynamik](#).⁹³

„Grundsätzlich können verschiedene im Plasma ablaufende chemische oder physikalische Prozesse ausgenutzt werden.

Die technische Anwendung von Plasmen lässt sich folgendermaßen untergliedern:

[Gasentladungslampen](#): unter anderem [Energiesparlampen](#), [Leuchtstofflampen](#) und Bogenlampen enthalten Materie im Plasmazustand
Oberflächentechnik: Plasmen werden in der [Halbleitertechnologie](#) zum [Plasmaätzen](#) und zur plasmainduzierten Materialabscheidung ([PECVD](#)) verwendet. In der Beschichtungstechnik werden Funktionsschichten wie z. B. Verspiegelungen

⁹³ Wikipedia: Seite „Plasma (Physik)“. In: Wikipedia, Die freie Enzyklopädie. Bearbeitungsstand: 19. Januar 2011, 11:53 UTC. URL: [http://de.wikipedia.org/w/index.php?title=Plasma_\(Physik\)&olddid=84110474](http://de.wikipedia.org/w/index.php?title=Plasma_(Physik)&olddid=84110474) (Abgerufen: 19. Januar 2011, 20:22 UTC)
Versions-ID der Seite: 84110474.

oder Anti-Haft-Schichten aufgebracht. In der Werkstofftechnik werden Plasmen zur Oberflächenmodifizierung (Aufrauen), zur plasmainduzierten Materialabscheidung ([PECVD](#) und [Plasmapolymerisation](#)), zur Oberflächenhärtung, Reinigung oder Plasmaoxidation eingesetzt;

Analysentechnik: zum Aufschließen von Probenmaterialien (Plasmaveraschung) und in Messgeräten zum Spurennachweis von Metallen (ICP, ICP-MS; [engl.](#) inductively coupled plasma mass spectrometry, LIBS; [engl.](#) laser induced breakdown spectroscopy, siehe [Atomspektroskopie](#));

Werkstoffverarbeitung: Lichtbogen-[Schweißen](#) und [Plasmaschneiden](#)

[Plasmabildschirm](#);

[Fusionsforschung](#): Der Brennstoff in einem Fusionsexperiment mit magnetischem Einschluss befindet sich im Plasmazustand.

Plasma-Desinfektion: [Desinfektion](#) von Gegenständen, Körperteilen, Wunden, etc. Medizinische Anwendungen ([Coblation](#)): Die energiereichen Ionen im Plasma können menschliches Gewebe bei relativ geringen Temperaturen unter 70 °C trennen. Dies wird für chirurgische Maßnahmen an Bandscheiben, Gaumenmandeln oder Nasenmuscheln genutzt. ^[2] Anwendungen in der Beleuchtungstechnik [[Bearbeiten](#)]

Das für Plasmen typische Leuchten wird ausgenutzt. Im Plasma führen Stoßprozesse schneller [Elektronen](#) mit Gasatomen oder [Molekülen](#) dazu, dass Elektronen aus der Hülle der getroffenen Partikel [Energie](#) zugeführt wird. Diese Energie wird dann zu einem späteren Zeitpunkt als abgestrahltes Licht freigesetzt. Das entstehende [Spektrum](#) hängt stark von den vorhandenen Gasen, dem Druck und der mittleren Energie der Elektronen ab.

In einigen Fällen kann das emittierte Licht direkt genutzt werden, so z. B. in einigen [Metalldampf-Hochdrucklampen](#) (beispielsweise [Natrium](#) – an dem stark gelben Licht zu erkennen), die in der Straßenbeleuchtung verbreitet zum Einsatz kamen und kommen oder bei bestimmten [Edelgas-Hochdruckentladungen](#) (z. B. [Xenon](#)). In anderen Fällen, wenn die Emission eher im [UV-Bereich](#) erfolgt (im Wesentlichen [Quecksilberdampflampen](#)), muss die elektromagnetische Strahlung in für Menschen sichtbares Licht umgewandelt werden. Dies erreicht man mit Leuchtstoffen, die auf der Wand der Entladungsgefäße aufgebracht sind. Dabei wird die ultraviolette Strahlung im Leuchtstoff absorbiert und als Strahlung im Sichtbaren wieder abgegeben. Beispiele hierfür sind die bei der Innenraumbelichtung eingesetzten Leuchtstoff- und Energiesparlampen und die im Außenbereich verwendeten Quecksilberhochdrucklampen.

Plasmachemische Anwendungen [[Bearbeiten](#)]

Der Einsatz von Plasmen für chemische Reaktionen beruht auf der durch sie gelieferten hohen [Konzentrationen](#) chemisch reaktiver Molekülbruchstücke. In der Vergangenheit gab es Versuche, plasmachemische Verfahren industriell zur Synthese einzusetzen. Die komplexe Plasmazusammensetzung macht derartige Umsetzungen jedoch sehr aufwändig und wenig effizient. Plasmachemische Verfahren werden deshalb heute in der chemischen Synthese praktisch nicht mehr eingesetzt, sondern nur noch bei der Entsorgung giftiger Gase.

Ein Beispiel für die erfolgreiche Anwendung ist die Synthese von [Diamanten](#). Dabei wird ein Diamant aus dem Plasma auf eine Oberfläche abgeschieden. Diese Diamantschicht ist polykristallin und hat nicht die Qualität von Schmuckdiamanten. Die Wachstumsraten dieser Schicht sind sehr klein (ca 1 $\mu\text{m}/\text{h}$). Daher sind dickere Schichten sehr teuer.

In großem Umfang wird Plasmachemie weiterhin in der [Halbleiterindustrie](#) betrieben. Hier werden Plasmen zum (Trocken)-Ätzen ([Plasmaätzen](#)) und zur Schichtabscheidung [PECVD](#) verwendet. Bei Ätzprozessen wird im Gegensatz zur Beleuchtungstechnik der direkte Kontakt des Plasmas mit der Oberfläche ausgenutzt, um gezielten Materialabtrag zu erreichen. Eine Schlüsselrolle spielen hierbei die in Wandnähe herrschenden elektrischen Felder, welche charakteristisch für [Randschichten](#) sind. Ein weiterer großer Anteil zum Ätzabtrag bilden die im Plasma enthaltenen freien Radikale (Ionen). Diese können mit Hilfe von Magnetfeldern beschleunigt werden und so zusätzlichen, gerichteten Ätzabtrag erreichen.

Auch beim Löten, Schneiden und Schweißen wird mit Plasmen großtechnisch gearbeitet (Schneiden, Schweißen und Löten mit [Plasmabrennern](#), [Lichtbogenschweißen](#)).

Klassifizierung von Plasmen [[Bearbeiten](#)]

Eine Klassifizierung der höchst unterschiedlichen Formen von Plasma kann aufgrund mehrerer Kriterien vorgenommen werden. In der Natur vorkommende Plasmen variieren in ihrer [Dichte](#) um mehr als 10 Größenordnungen. Extrem hohe Dichte besitzt das Plasma im Sonneninneren, extrem niedrige Dichte herrscht in interstellaren Gasnebeln. Entsprechend extrem sind die Unterschiede in den physikalischen Eigenschaften von Plasmen. Ein Schlüsselparameter zur Unterscheidung von Plasmen ist der Druck des Gases, in welchem sich die ionisierten Teilchen bewegen. Dieses Hintergrundgas wird auch als Neutralgas bezeichnet.

Neutralgasdruck [[Bearbeiten](#)]

Es kann unterschieden werden zwischen

[Niederdruckplasmen](#)

Normaldruckplasmen bzw.

[Atmosphärendruckplasmen](#)

[Hochdruckplasmen](#)

Niederdruckplasmen werden in verdünnten Gasen erzeugt, deren Druck signifikant niedriger liegt als der Atmosphärendruck. Bei [Hochdruckplasmen](#) ist der Druck des Gases signifikant höher als der Atmosphärendruck. Ein typisches Beispiel sind so genannte Hochdrucklampen.

[Normaldruckplasmen](#) werden ungefähr bei atmosphärischem [Druck](#) erzeugt. Eine typische Anwendung sind die dielektrisch behinderten Entladungen, die beispielsweise bei der Bearbeitung von Kunststoffbahnmaterialien eingesetzt werden. Ein weiteres Beispiel sind [Lichtbögen](#), wie sie beim elektrischen [Schweißen](#) entstehen.

Thermisches Gleichgewicht [[Bearbeiten](#)]

Ein wichtiges Merkmal eines Plasmas ist, inwieweit es sich im [thermischen Gleichgewicht](#) befindet:

Im vollständigen thermischen Gleichgewicht haben die Schwerteilchen ([Moleküle](#), [Atome](#), Ionen) die gleiche [Temperatur](#) wie die davon

abgelösten [Elektronen](#), das Plasma befindet sich auch im Strahlungsgleichgewicht mit der Umgebung, das heißt, es emittiert [Hohlraumstrahlung](#).

Im lokalen thermischen Gleichgewicht haben nur die Schwerteilchen (Moleküle, Atome, Ionen) die gleiche Temperatur wie die davon abgelösten Elektronen, es werden aber charakteristische [Spektrallinien](#) anstatt Hohlraumstrahlung emittiert, die Strahlungstemperatur der Umgebung ist niedriger (oder höher, dann wird mehr Strahlung absorbiert) als die Plasmatemperatur.

Bei nicht-thermischen Plasmen dagegen haben die Elektronen eine viel höhere Temperatur als die Schwerteilchen. Niederdruckplasmen verfügen typischerweise über diese Eigenschaft.

Bei entsprechender äußerer Anregung können die Elektronen [kinetische Energien](#) in der Größenordnung mehrerer [Elektronenvolt](#) aufnehmen, was mehreren 10.000 °C entspricht.

Die Temperatur des Gases kann gleichzeitig wesentlich niedriger, beispielsweise bei Raumtemperatur, liegen. Mit derartigen Plasmen können Werkstücke bearbeitet werden (Beschichtung, [Plasmaätzen](#)), ohne diese übermäßig zu erhitzen. Damit eignen sich Niedertemperaturplasmen in besonderer Weise für die Oberflächenmodifizierung von temperaturempfindlichen [Polymeren](#).

Ionisierungsgrad [[Bearbeiten](#)]

Der Grad der [Ionisierung](#) des Plasmas ist eine weitere charakteristische Eigenschaft. Der Ionisierungsgrad gibt den Anteil der Gasatome an, die durch Ionisation [Elektronen](#) abgegeben haben. Die [Saha-Gleichung](#) beschreibt dabei den Grad der Ionisierung dieses Plasmas als Funktion der Temperatur, der Dichte und der Ionisierungsenergien der Atome.

Thermische Plasmen mit hoher [Temperatur](#) (beispielsweise Sonnenkorona) sind fast vollständig ionisiert.

Bei technisch hergestellten [Niederdruckplasmen](#) dagegen liegt der Grad der Ionisierung maximal bei wenigen Promille.

Die durch den Ionisierungsgrad und den Gasdruck bestimmte Ladungsträgerdichte eines Plasmas bestimmt die Ausbreitungsfähigkeit elektromagnetischer Wellen im Plasma, siehe auch Ionosphäre.

Erzeugung von Plasma [[Bearbeiten](#)]

Ein Plasma kann nur durch äußere Energiezufuhr erhalten werden. Bleibt die Energieeinkopplung aus, so verlischt das Plasma, das heißt die positiven und negativen Ladungsträger [rekombinieren](#) zu neutralen [Atomen](#), [Molekülen](#) oder [Radikalen](#). Ferner können die Ladungsträger durch [ambipolare Diffusion](#) z. B. an elektrisch leitenden Wänden oder ins Vakuum des Weltalls verloren gehen. Hinzu kommen (Wärme-)Strahlungsverluste des Plasmas. Um den permanenten Verlust ionisierter Teilchen zu kompensieren, müssen diese immer wieder neu

erzeugt werden, was z. B. durch Beschleunigung und [Stoßionisation](#) geschieht. Sehr schnelle Elektronen sind beim Auftreffen auf ungeladene Teilchen in der Lage, Elektronen aus deren Atomhülle herauszuschlagen. Dieser Vorgang kann unter geeigneten Bedingungen als [Lawineneffekt](#) ablaufen, sofern nach dem Stoß aus einem vorhandenen Elektron zwei (plus ein positives Ion) werden. Bei technischen Plasmen kann die räumliche Begrenzung des Plasmas problematisch sein. Die energiereichen Teilchen des Plasmas vermögen unter Umständen Wände, Werkstücke oder Elektroden durch intensive Strahlung oder energiereiche Teilchen zu schädigen, letzterer Prozess ist auch als [Sputtern](#) bekannt. Besonders in der Beleuchtungstechnik ist der Abtrag von Elektrodenmaterial aufgrund der damit einhergehenden Reduzierung der Standzeit unerwünscht.

Methoden der Energiezufuhr [[Bearbeiten](#)]

Thermische Anregungen [[Bearbeiten](#)]

Bei den *thermischen Anregungen* werden die Ladungsträger durch eine [Stoßionisation](#) erzeugt. Chemische und nukleare Reaktionen [[Bearbeiten](#)] Führt eine [exotherme](#) Reaktion zu einer starken Erwärmung des Gases, so bewirken die durch die schnelle Molekülbewegung verursachten Stoßionisationsprozesse den Übergang in den Plasmazustand. Als Reaktion kommen [chemische Verbrennung](#), [Kernspaltung](#) und Kernfusion in Frage.

Strahlungsanregungen [[Bearbeiten](#)]

Bei den *Strahlungsanregungen* werden die Ladungsträger durch eine [Strahlungsionisation](#) erzeugt. Eine Möglichkeit dabei ist die Anregung durch fokussierte [Laserstrahlung](#). Trifft der gebündelte Laserstrahl auf einen Festkörper, entstehen Temperaturen von einigen tausend Kelvin, so dass eine thermische Ionisation stattfindet, die sich auch in den Gasraum über der Oberfläche ausbreitet. Das entstehende Plasma absorbiert seinerseits weitere Laserstrahlung und

verstärkt den Vorgang. Bei besonders kurzen Laserpulsen kann es zum Phänomen der Selbstfokussierung des Strahls durch das Plasma kommen.

Sehr hohe Intensität im Fokus eines Laserstrahles kann auch in Luft zur Ausbildung eines Plasmas führen (Luftdurchbruch). Verantwortlich ist die sehr hohe elektrische Feldstärke der Wellen.

Anregungen durch elektrostatische Felder

[[Bearbeiten](#)]

Bei den *Anregungen durch [elektrostatische Felder](#)* werden die Ladungsträger durch eine Elektronen[stoßionisation](#) erzeugt.

Anregung durch Gleichspannung [[Bearbeiten](#)]

Zwischen zwei [Elektroden](#) wird eine ausreichend hohe elektrische [Gleichspannung](#) angelegt. Bei geeigneter Kombination von Spannung, Elektrodenabstand und Gasdruck kommt es zu einem Überschlag und dem Zünden einer Entladung zwischen den Elektroden. Dabei wird

zwischen [Gasentladungen](#), [Funkenentladung](#) und [Vakuumsfunken](#) unterschieden.

In allen Fällen bildet sich ein Plasma aus, welches auch den Stromfluss der Entladung ermöglicht.

Die Höhe der bis zum Zünden eines Plasmas nötigen Spannung hängt vom Elektrodenabstand, deren Form und dem Gasdruck ab ([Paschen-Gesetz](#)).

Drahtexplosion [[Bearbeiten](#)]

Durch einen hohen Stromfluss (z. B. aus einer [Kondensatorbatterie](#)) durch einen dünnen Metalldraht verdampft dieser explosionsartig in einigen Mikro- bis Millisekunden. Dadurch entsteht eine teilweise ionisierte Metaldampf Wolke und es kann eine Bogenentladung zünden, die zur weiteren Ionisierung des Metaldampfes führt. Solche so genannten Lichtbögen werden beim Elektroschweißen und bei Bogenlampen (Lichtbogenlampen) ausgenutzt. Ein weiteres Anwendungsgebiet der Drahtexplosion findet sich in der [Z-Maschine](#).

Um die rasche Ausdehnung des Plasmas zu verhindern, kann dies in einem nicht leitenden Röhrrchen stattfinden (Kapillarentladung).

Anregungen durch elektromagnetische Felder

[[Bearbeiten](#)]

Bei den *Anregungen durch [elektromagnetische Felder](#)* werden die Ladungsträger durch eine [Elektronenstoßionisation](#) erzeugt.

Kapazitive elektrische Anregung [[Bearbeiten](#)]

Ein ausreichend starkes elektrisches [Wechselfeld](#) wird an zwei Platten angelegt. Zwischen den Platten bildet sich ein Plasma, in welchem geladene Teilchen mit der Frequenz des Wechselfeldes hin und her [oszillieren](#) (Hochfrequenzanregung). Aus den Platten treten dabei nicht zwingend Ladungsträger aus. Welche Teilchen oszillieren, hängt von deren Masse und Ionisationsgrad ab. Die Frequenz, bis zu der hin eine Teilchensorte mitschwingen kann, wird [Plasmafrequenz](#) genannt.

Die Platten können auch außerhalb des Entladungsgefäßes angebracht sein, sodass deren Feld nur aufgrund der Kapazität der Wandung in das Plasma gelangt. Man spricht dann von elektrodenloser Anregung. Auf diese Weise werden Verunreinigungen durch das Elektrodenmaterial und der Verschleiß der Elektroden vermieden. Nach diesem Prinzip arbeiten einige [Kohlendioxidlaser](#) und *dielektrisch behinderte Entladungs-Lampen*.^[31]

Induktive (magnetische) Anregung [[Bearbeiten](#)]



Induktiv angeregtes, violetteres Niederdruckplasma in einem Glasrohr in einer Hochfrequenzspule

Ein hochfrequenter [Wechselstrom](#) durch eine ein Vakuumgefäß umgebende [Anregungsspule induziert](#) ringförmig geschlossene elektrische [Feldlinien](#). Bei niedrigem Fülldruck zündet eine elektrodenlose [Glimmentladung](#). Angewendet wird das Verfahren in [Induktionslampen](#) und bei der Gasphasenabscheidung ([PECVD](#)) in Rohren.

In [Tokamaks](#) für Kernfusionsexperimente wird das Plasma in einem ringförmigen Vakuumbehälter durch einen parallel geführten, ansteigenden Strom geheizt und gleichzeitig durch das starke ringförmige Magnetfeld einer zweiten, toroidal gewickelten Spule berührungslos eingeschlossen.

Anregung durch Mikrowellenstrahlung

[[Bearbeiten](#)]

Hierbei wird [Mikrowellenstrahlung](#) eines [Magnetrons](#) in den Reaktionsraum geleitet. Die Feldstärke der elektromagnetischen Welle muss zunächst hoch genug sein, um einen elektrischen Durchbruch und Stoßionisation hervorzurufen. Ist das Plasma gezündet, verändern sich die

Feldstärke- und Impedanzverhältnisse stark – die Anpassungsbedingungen des sendenden Magnetrons ändern sich.

Praktische Anwendungen sind [Plasmageneratoren](#) und -beschichtungsanlagen, chemische Reaktoren, die [Schwefellampe](#) sowie die [Diamantsynthese](#).

Pinch-Effekt [[Bearbeiten](#)]

Das Magnetfeld, das durch den durch das Plasma fließenden Strom entsteht, schnürt dieses zusammen; diese Abschnürung wird auch als [Pinch-Effekt](#) bezeichnet. Dabei wird das Plasma dichter und heißer. Wenn die Stromquelle hohe Ströme im Bereich einiger zehn Kiloampere liefert, können sehr dichte, heiße und sehr stark ionisierte Plasmen erzeugt werden, die Röntgenstrahlung emittieren oder in denen sogar Kernfusionen stattfinden ([Tokamak](#)).

Literatur [[Bearbeiten](#)]

Michael A. Lieberman, Allan J. Lichtenberg:
*Principles of Plasma Discharges and Materials
Processing*. Wiley, New Jersey 2005, [ISBN 0-471-
72001-1](#).

R. J. Goldston, P. H. Rutherford: *Plasmaphysik.
Eine Einführung*. Vieweg, Braunschweig 1998,
[ISBN 3-528-06884-1](#) .

K.-H. Spatschek: *Theoretische Plasmaphysik. Eine
Einführung*. Teubner, Stuttgart 1990, [ISBN 3-
519-03041-1](#).

F. F. Chen: *Introduction to Plasma Physics and
Controlled Fusion*. Plenum Press, New York 1983.

[Subrahmanyan Chandrasekhar](#): *Plasma Physics*.
University of Chicago Press 1960.

[Eugene N. Parker](#): *Cosmical Magnetic Fields: Their
Origin and Their Activity*. Clarendon Press, Oxford
1979.

F. Cap: *Einführung in die Plasmaphysik. I.
Theoretische Grundlagen*. Vieweg, Wiesbaden
1984.


Rainer Hippler, Sigismund Pfau, Martin Schmidt,
Karl H. Schoenbach: *Low Temperature Plasma
Physics - fundamental aspects and applications*.
Wiley-VCH, Berlin 2001, [ISBN 3-527-28887-2](#).


Vadim N. Tsytovich: *Lectures on Non-linear
Plasma Kinetics*. Springer, Berlin 1995, [ISBN 0-
387-57844-7](#).

Hubertus M. Thomas, [Gregor E. Morfill](#):
*Plasmakristalle an Bord der ISS: Komplexe
Plasmen in Schwerelosigkeit*. In: *Physik in unserer
Zeit*. 36, Nr. 2, 2005, [ISSN 0031-9252](#), S. 76–83.

Hannelore Dittmar-Ilgen: *Perspektivenreiche
Hochleistungslaser*. In: *Naturwissenschaftliche
Rundschau*. 10, 2006, S. 549.

Weblinks [[Bearbeiten](#)]

 [Commons: Plasma physics](#) – Sammlung von
Bildern, Videos und Audiodateien

 [Wiktionary: Plasma](#) –
Bedeutungserklärungen, Wortherkunft,
Synonyme, Übersetzungen

[Leibniz-Institut für Plasmaforschung und Technologie e. V. \(INP Greifswald\)](#)

[Madgyvers Plasma Generator – Amateurversuche Making Plasma](#)

[Plasmaportal des VDI Technologiezentrum](#)

[TechPortal Plasmatechnologie](#)

[Kompetenznetz Industrielle Plasma-](#)

[Oberflächentechnik INPLAS](#)

[Linksammlung des Weizmann Instituts](#)

[*Record Set for Hottest Temperature on Earth: 3.6 Billion Degrees \(Fahrenheit\) in Lab*](#)

[Aus der Fernsehsendung Alltag über Experimente mit Plasma auf der ISS](#)

[\[1\]](#)

Einzelnachweise [[Bearbeiten](#)]

↑ I. Langmuir: *Oscillations in Ionized Gases*. In: *Proceedings of the National Academy of Science*. 14, 1928, S. 627–637 ([PDF](#)).

↑

http://www.arthrocareent.com/wt/tert_page/int_coblation_explained

↑ Rich P. Mildren: [*Dielectric Barrier Discharge Lamps*](#). Macquarie Universität, Australien(engl.), Abgerufen am 11. November 2008.“⁹⁴

< <http://www.e12.physik.tu-muenchen.de/stud/vorlesungen/kruecken/kt1/current/skript/4-Beschleuniger.pdf> >⁹⁵

„4 Teilchenbeschleuniger

Für die Experimente der Kern- und Teilchenphysik werden je nach benötigtem Auflösungsvermögen Teilchen mit Energien von einigen *MeV* bis zu *TeV* verwendet. Um diese Energien zu erreichen, ist es

⁹⁴ Wikipedia: Seite „Plasma (Physik)“. In: Wikipedia, Die freie Enzyklopädie. Bearbeitungsstand: 19. Januar 2011, 11:53 UTC. URL: [http://de.wikipedia.org/w/index.php?title=Plasma_\(Physik\)&olddid=84110474](http://de.wikipedia.org/w/index.php?title=Plasma_(Physik)&olddid=84110474) (Abgerufen: 19. Januar 2011, 20:22 UTC)
Versions-ID der Seite: 84110474.

⁹⁵ Krücken, Reiner: 4. Teilchenbeschleuniger, abgerufen am 21. 1. 2011, in: < <http://www.e12.physik.tu-muenchen.de/stud/vorlesungen/kruecken/kt1/current/skript/4-Beschleuniger.pdf> >.

notwendig zum Teil komplexe Beschleuniger zu verwenden. Fast alle Beschleuniger verwenden elektrische Felder, um geladene Teilchen auf die gewünschte Energie zu beschleunigen¹. Dabei wurden bis vor nicht all zu langer Zeit fast ausschließlich stabile Teilchen, wie Protonen, Elektronen oder stabile Kerne (schwere Ionen) beschleunigt. Erst in den letzten Jahren wurden Entwicklungen für die Erzeugung und effiziente Beschleunigung kurzlebiger radioaktiver schwerer Ionen durchgeführt.

4.1 Prinzip einer Beschleunigeranlage

Selbst die größten existierenden Beschleunigeranlagen operieren nach Prinzipien, die dem einer einfachen Fernröhre (Abb. 4.1) nicht unähnlich sind. Die Teilchen werden in einer Teilchenquelle erzeugt, durch Beschleunigung über eine Potentialdifferenz auf die gewünschte Energie gebracht und zum Experiment geführt. Dabei unterscheiden

sich die Beschleunigertypen dadurch, ob die gesamte Energie durch das einmalige Durchlaufen einer einzigen großen Beschleunigungsspannung gewonnen wird oder eine kleine Beschleunigungsspannung sehr oft eingesetzt wird, um eine große Energie zu gewinnen. Beim letzteren Typ von Beschleunigern unterscheidet man zusätzlich zwischen Kreis bzw. Ringbeschleunigern einerseits und Linearbeschleunigern andererseits.

4.1.1 Teilchenquelle

Am Anfang jedes Beschleunigers befindet sich eine Teilchenquelle. Für Elektronen ist dies besonders einfach, da man im Wesentlichen nichts anderes tun muss, als einen Draht im Vakuum genügend heiß zu machen, so dass Elektronen austreten, die dann von einer Extraktionsspannung in die richtige Richtung gerichtet werden.

Nachfolgend sei kurz eine typische Methode zur Erzeugung von geladenen Teilchen, in diesem Fall Schwerionen, diskutiert.

Neutrale Atome treten in die in Abb. 4.2 gezeigte Ionenquelle als Gas ein (Gas input) und werden in der Umgebung des heißen Filaments durch die austretenden Elektronen ionisiert. Das durch die wassergekühlte Spule (Magnetic coil) erzeugte Magnetfeld dient der Fokussierung der Ionen sowie der Konzentration der Elektronen um das Filament,

¹ Nur das hier nicht näher behandelte Betatron beschleunigt mittels einer magnetischen Induktion.

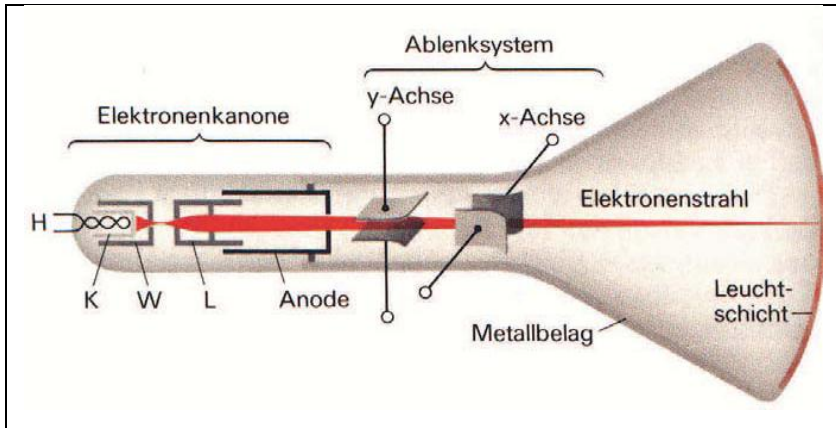


Abb. 4.1: Prinzipschema der Elektronenröhre in einem Fernseher oder einem Oszilloskop. Die aus der durch eine Heizwendel H erhitzten Kathode K austretenden Elektronen werden beschleunigt und fokussiert und anschließend durch Ablenkplatten auf die gewünschte Position des Schirms abgelenkt.

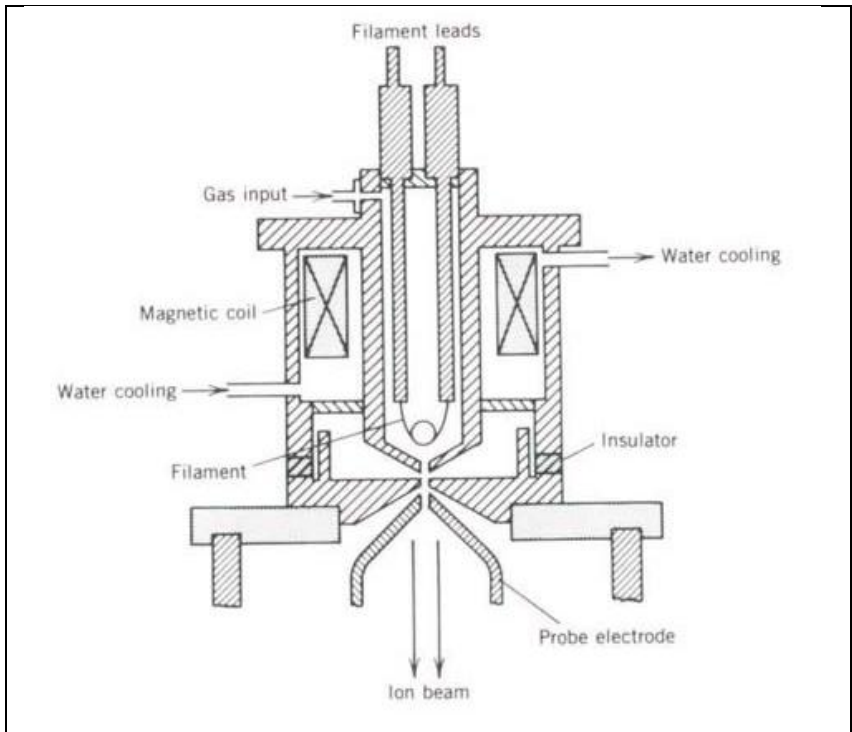


Abb. 4.2: Prinzip einer Ionenquelle. (aus Krane)

um die Ionisationseffizienz zu erhöhen. Die Ionen werden als Strahl (Ion beam) durch die an der Extraktionselektrode (Probe electrode) anliegende Hochspannung extrahiert.

4.1.2 Fokussierende Elemente

Ein Strahl geladener Teilchen hat die natürliche Eigenschaft, dass selbst im Vakuum ein anfangs paralleler Strahl der Teilchen aufgrund ihrer gegenseitigen Coulombabstoßung divergent wird, die Teilchen also senkrecht zur Strahlrichtung auseinanderlaufen. Um den Teilchenstrahl trotzdem kompakt über lange Distanzen zu transportieren, ist es daher nötig, analog zur Lichthoptik, fokussierende Elemente wie Linsen einzusetzen.

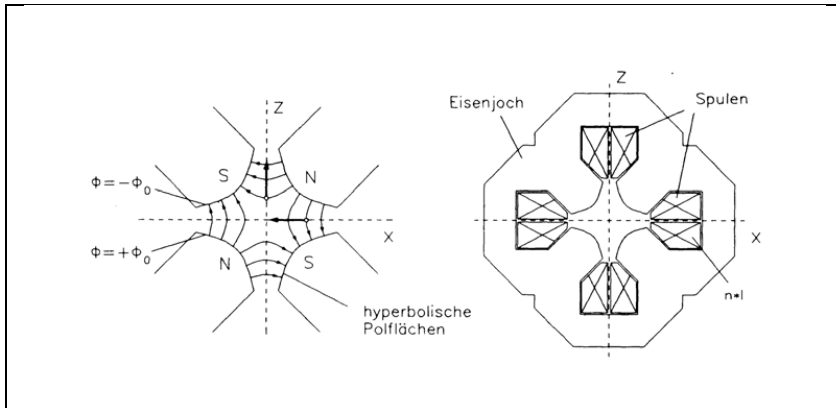


Abb. 4.3: Aufbau eines Quadrupolmagneten mit hyperbolischen Polflächen. (aus Wille)

Im Falle von Strahlen geladener Teilchen verwendet man hierfür zum Beispiel Quadrupolmagnete. Abb. 4.3 und Abb. 4.4 zeigen das Prinzip des Quadrupolmagneten. Auf der linken Seite von Abb. 4.3 ist die fokussierende Wirkung des Feldes in x-Richtung und die defokussierende Wirkung in z-Richtung dargestellt. Das negative geladene Teilchen fliegt in die Bildebene hinein. In Abb. 4.4 ist zudem die in beide Richtungen fokussierende Wirkung zweier

hintereinander angeordneter und um 90 Grad gegeneinander gedrehter Quadrupolmagneten zu sehen.

4.2 Elektrostatische Beschleuniger

Bei diesem Typ von Beschleuniger wird ein großes elektrostatisches Potenzial U , das durch einen Hochspannungsgenerator erzeugt wird, direkt für die Beschleunigung der Teilchen mit Ladung $q = Ze$ verwendet. Nach dem Durchlaufen des beschleunigenden Potenzials hat das Teilchen die Energie $E = ZeU$.

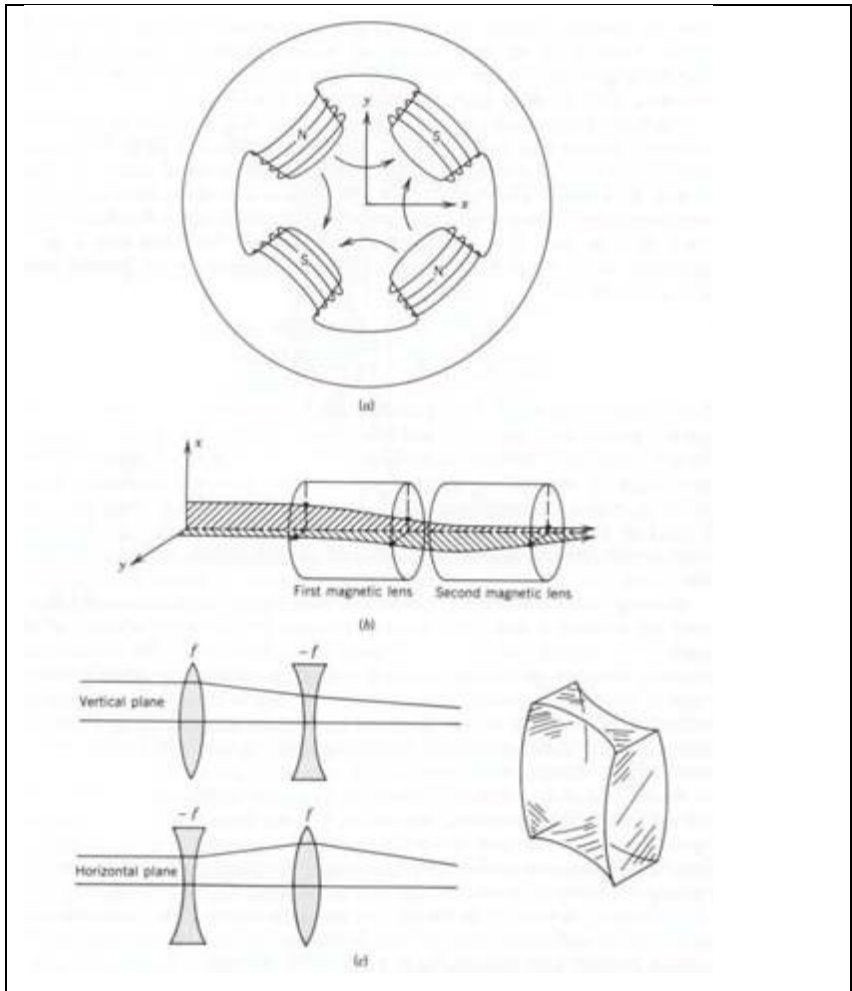


Abb. 4.4: (a) Schnitt durch einen Quadrupolmagneten. Man erkennt die Spulen, die die abwechselnden Nord- und Südpole erzeugen. Die Feldlinien sind angedeutet, (b) Insgesamt

fokussierende Wirkung zweier hintereinander verwendeter Quadrupollinsen, von denen die erste Linse in x-Richtung fokussiert und in y-Richtung defokussiert und die zweite Linse in x-Richtung defokussiert und in y-Richtung fokussiert. (c) Optisches Analogon zur fokussierenden Wirkung zweier nacheinander angeordneter Linsen gleicher Brennweite mit fokussierender und defokussierender Wirkung. (aus Krane)

4.3 Van-de-Graaff-Beschleuniger

Dieser Typ (Abb. 4.6) ist einer der am weitesten verbreiteten Beschleuniger für niedrige Energien mit bis zu etwa 10MeV Energie. Eine isoliert gehaltene leitende Hohlkugel wird durch ein von einem Motor angetriebenes isolierendes Band aufgeladen. Auf das Band werden auf einer Seite durch spitze Elektroden (bzw. Bürsten), die mit einem Hochspannungsgenerator verbunden sind, Ladungen aufgebracht, die auf der anderen Seite

von ähnlichen Elektroden, die im feldfreien Inneren der Hohlkugel sitzen und mit dieser verbunden sind, abgestreift. Die Hohlkugel, auch Hochspannungsterminal genannt, kann sich maximal bis zu einer Durchschlagsspannung aufladen, die davon abhängt, ob sich die Anordnung in Luft oder in einem mit Isoliergas (SF_6) gefüllten und auf überdruck von mehreren bar gehaltenen Drucktank befindet. An Luft lassen sich Spannungen bis zu $2MV$ erreichen, während man im Tank mit Isoliergas bis etwa $10MV$ kommt. Anstatt des isolierenden Bandes kann man auch Ketten von Metallkugeln oder -zylindern (sog. *Pelletron* oder *Laddertron*) verwenden, die durch isolierende Abstandshalter flexibel verbunden sind.

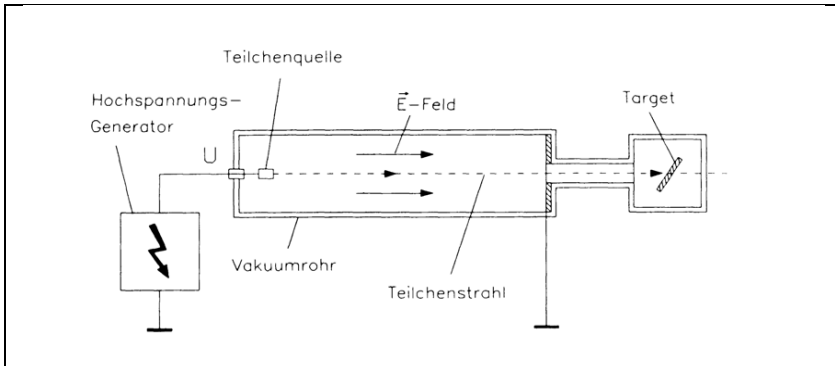


Abb. 4.5: Prinzip eines elektrostatischen Beschleunigers. Die Teilchen werden in einer Teilchenquelle erzeugt, die auf einer Hochspannung gegenüber dem Ende der Beschleunigersektion liegt. Das elektrische Feld beschleunigt die geladenen Teilchen, die mit einer der durchlaufenen Potenzialdifferenz entsprechenden Energie aus dem Beschleuniger treten und auf ein Target geführt werden. (aus Wille)

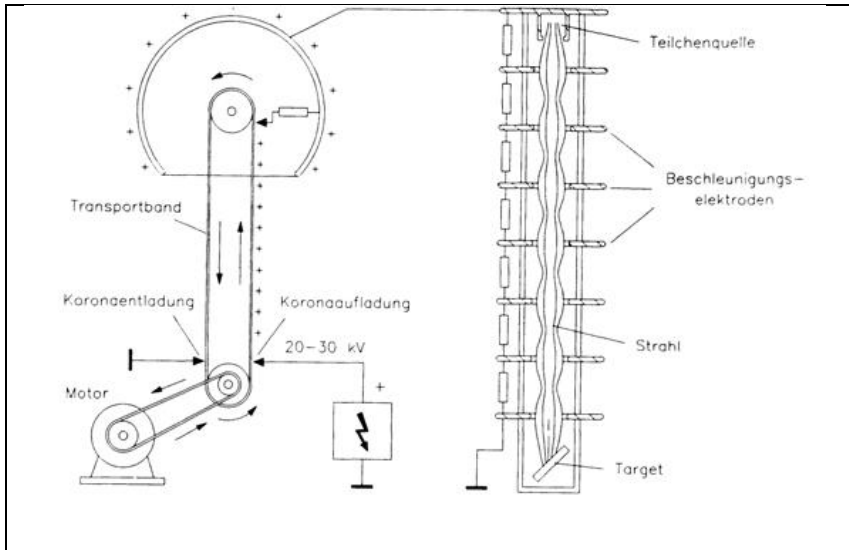


Abb. 4.6: Prinzip des van-de-Graaff Beschleunigers. (aus Wille)

Die Kugel ist wiederum mit einer Elektrode am einen Ende des eigentlichen Beschleunigers verbunden, an der auch die Teilchenquelle angebracht ist. Die Beschleunigerstruktur besteht aus einem Vakuumrohr, das von einer Reihe von Elektroden umgeben ist, die elektrisch über hochohmige Widerstände miteinander verbunden sind. Die Elektroden

sorgen für eine gleichmäßigen Feldverteilung entlang der Beschleunigerstruktur. Zudem ist hiermit ein definierter Potenzialabfall gewährleistet, der auch sicherstellt, dass keine extrem grossen Spannungsgradienten auftreten, die zu Überschlägen führen könnten.

4.4 Tandem van-de-Graaff Beschleuniger

Beim Tandem-Beschleuniger (Abb. 4.7) handelt es sich um einen van-de-Graaff Beschleuniger, bei dem die Beschleunigungsspannung zweimal ausgenutzt wird, um höhere Teilchenenergien zu erreichen. Das Hochspannungsterminal, das über ein Band oder ein Pelletron positiv aufgeladen wird, befindet sich hierbei in der Mitte der Beschleunigungsstruktur. Es werden einfach negativ geladene Ionen eingeschossen, die bei einer Ter-

minalspannung U bis zum Terminal eine Energie eU gewinnen. In der feldfreien Mitte des Terminals treffen die Ionen auf ein Strippergas oder eine dünne Kohlenstoffolie. Beim Durchfliegen des Strippers werden den Ionen Elektronen abstreift (*engl.: stripping*) und man erhält positiv geladene Ionen auf der anderen Seite des Terminals, die nun über den zweiten Teil der Beschleunigerstruktur wiederum eine Beschleunigung durch die Potenzialdifferenz U erfahren. Dabei gibt es nicht nur positive Ionen mit einem Ladungszustand, sondern es tritt eine Ladungsverteilung auf, deren Form von der Energie der Strahlteilchen abhängt. Ein Ion mit der Ladung ze erfährt dabei also eine Beschleunigung in der zweiten Stufe des Tandems von zeU .

Besipiel: Es liege eine Terminalspannung von 10MV an und es werden $^{16}\text{O}^{1-}$ Ionen in den Tandem eingeschossen. Im Terminal haben die

Ionen eine Energie von 10MeV . Nach dem Stripper gibt es mit einer gewissen Wahrscheinlichkeit vollständig ionisierte Sauerstoffionen $^{16}\text{O}^{8+}$, die nun eine Energie von 80MeV auf der zweiten Beschleunigerhälfte gewinnen. Aus dem Tandem treten also $^{16}\text{O}^{8+}$ Ionen mit einer Energie von 90MeV aus. Gleichzeitig treten aber u.a. auch $^{16}\text{O}^{7+}$ Ionen mit einer Energie von 80MeV aus.

Die Selektion der gewünschten Ionenspezies mit der richtigen Energie wird durch einen 90° Analyse magneten und ein nachfolgendes Schlitzsystem gewährleistet. Nachfolgend werden die Ionen mittels eines ionenoptischen Systems zum Experiment geführt. Um hohe Beschleunigungsspannungen zu erreichen, ist die gesamte Beschleunigerstruktur im Inneren eines Drucktanks, der bei großen Tandembeschleunigern mit reinem SF_6 Isoliergas gefüllt ist und unter etwa 7 Atmosphären Druck

steht. Das aus Glas oder Keramik bestehende Vakuumrohr im Inneren hat dagegen einen Druck von weniger als 10^{-6} mbar . Entlang der Beschleunigungsstrecke sind wiederum Elektroden angebracht, die das Feld entlang der Beschleunigerstruktur und zwischen Terminal und der Wand des Drucktanks definieren, und so die Wahrscheinlichkeit von überschlügen reduzieren. Abb. 4.8 zeigt den 15 MV Tandembeschleuniger des Maier-Leibnitz-Laboratoriums in Garching. Die größten Tandembeschleuniger erreichen Terminalspannungen von 25 MV .

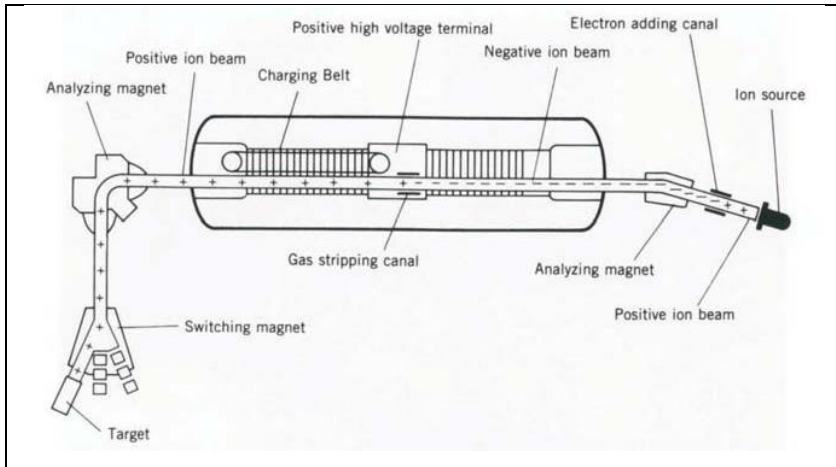


Abb. 4.7: Prinzipieller Aufbau eines Tandem van-de-Graaff Beschleunigers. (aus Krane)



Abb. 4.8: Der 15 MV Tandembeschleuniger des Maier-Leibnitz-Laboratoriums in Garching. Man sieht den Drucktank des Beschleunigers und im Vordergrund den 90°Analysemagneten.

4.5 Kreisbeschleuniger

In Kreisbeschleunigern werden die geladenen Teilchen durch senkrecht zu ihrer Bahn stehende

Magnetfelder auf Kreisbahnen gehalten. Dabei unterscheidet man zwischen Kreisbeschleunigern, bei denen die Teilchen vollständige Kreis- bzw. Spiralbahnen in einem ausgedehnten Magnetfeld ausführen, z.B. das Zyklotron, und Kreisbeschleunigern bei denen die Teilchen in einer Serie von Dipolmagneten jeweils ein Stück eines

64

4 Teilchenbeschleuniger

Kreissektors beschreiben, z.B. das Synchrotron. Die vollständige Kreisbahn wird dann durch die Hintereinanderreihung vieler solcher Magnete erreicht. Die Bewegung eines geladenen Teilchens im homogenen Magnetfeld ist durch die bereits eingeführte Zyklotronfrequenz ω_c gegeben, die sich aus dem Kräftegleichgewicht zwischen Lorentzkraft und Zentrifugalkraft ableitet:

$$\omega_c = \frac{q}{m} B.$$

Die Zyklotronfrequenz hängt für nicht-relativistische Teilchen nicht von der Geschwindigkeit der Teilchen ab, vielmehr resultieren höhere Geschwindigkeiten in einem größeren Bahnradius, wodurch die Konstanz der Umlauffrequenz gewährleistet wird. Dies wird im Zyklotronbeschleuniger ausgenutzt.

4.5.1 Das Zyklotron

Das Zyklotron, von Lawrence um 1930 entwickelt, besteht aus einem ausgedehnten vertikalen homogenen Magnetfeld. Zwischen den Polschuhen des Magnetfeldes sind zwei D-förmige leitende Kammern angebracht (siehe Abb. 4.9). Zwischen den beiden Kammern wird eine Wechselspannung angelegt. Die Ionen werden im Zentrum des Zyklotrons eingebracht und werden von der über

dem Spalt anliegenden Spannung zur anderen Seite des Spalts beschleunigt. Sobald sie in die D-förmige Kammer eintreten spüren sie nur noch das Magnetfeld und laufen auf einer halbkreisförmigen Bahn um, bis sie wieder auf den Spalt treffen. Die Frequenz der Wechselspannung ist nun so gewählt, dass die Ionen, wenn sie den Spalt erreichen, wiederum ein beschleunigendes elektrisches Feld spüren. Bei Eintritt in die gegenüberliegende Kammer haben sie nun eine höhere Energie, weshalb der Radius des nun durchlaufenen Halbkreises größer als der in der anderen Kammer ist. Wiederum werden sie beim Durchlaufen des Spaltes beschleunigt. Die Ionen durchlaufen also immer größer werdenden Spiralbahnen, bis sie den Rand der Kammern erreichen und dort mittels eines elektrostatischen Deflektors aus der Kammer heraus abgelenkt werden. Von dort kann der Ionenstrahl zum Experiment geführt werden. Abb. 4.10 zeigt wie der aus einem Zyklotron austreten-

de Ionenstrahl die Luft ionisiert. üblicherweise würde man den Ionenstrahl natürlich in einem Vakuumrohr weitertransportieren.

Der große Vorteil dieses Beschleunigerkonzeptes ist natürlich die Tatsache, dass nur eine Beschleunigungsspannung mit einer relativ kleinen Amplitude notwendig ist, da die Gesamtenergie durch das häufige Ausnutzen der selben Spannung erreicht wird. Hierbei muss die Phase der Beschleunigungsspannung auf die Umlauffrequenz der Ionen abgestimmt sein und damit gleich der Zyklotronfrequenz sein. Die maximale Geschwindigkeit der Ionen ist durch die Stärke des Magnetfelds und den Radius r des Zyklotrons festgelegt:

$$v_{max} = \frac{qBr}{m}$$

(4.1)

Damit ergibt sich eine kinetische Energie der Ionen von

$$E_{max} = \frac{1}{2} m v_{max}^2 = \frac{(qBr)^2}{2m} = \frac{m\omega^2 r^2}{2}.$$

(4.2)

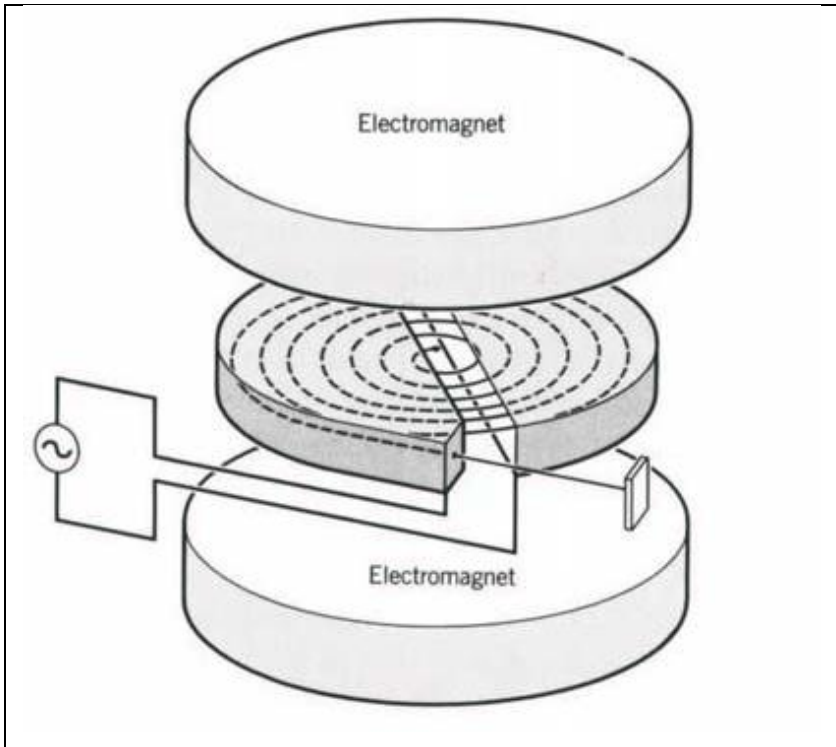


Abb. 4.9: Prinzip des Zyklotrons mit den D-förmigen Kammern im Magnetfeld und der Wechselspannung, die zwischen der beiden Kammern anliegt und für die Beschleunigung sorgt (aus Krane).

Man sieht an dieser Gleichung, dass es für das Erreichen hoher Energien notwendig ist, ein

möglichst hohes Magnetfeld und einen grossen Radius zu verwenden. Die Amplitude der Wechselspannung geht hier nicht ein. Eine grössere Spannungsamplitude bedeutet nur, dass weniger Umläufe von den Ionen gemacht werden. Die Energie der Ionen ist jedoch die selbe, wie bei einer kleinen Spannung mit mehr Umläufen. Üblicherweise werden mit etwa 50-100 Umläufen Strahlströme von ca. $100\mu A$ erreicht. Hierbei werden typische Magnetfeldstärken von $1,5T$ und Wechselspannungen mit einer Amplitude von 200 – 500kV eingesetzt.

Beispiel 4.1

Wir wollen Protonen auf $20MeV$ mit einem Magnetfeld von $1,5T$ beschleunigen. Die Zyklotronfrequenz ist

$$\begin{aligned}\omega_c &= \frac{1e}{938\text{MeV}/c^2} \cdot 1,5T = \frac{1,6 \cdot 10^{19}\text{C}}{1,67 \cdot 10^{27}\text{kg}} \cdot 1,5 \frac{\text{kg}}{\text{C} \cdot \text{s}} \\ &= 14\text{MHz},\end{aligned}$$

womit man ein Zyklotron mit einem Radius von

$$r = \sqrt{\frac{2E_{kin}}{m\omega_c^2}} \approx \sqrt{\frac{40\text{MeV}}{1000\text{MeV}/c^2}} \cdot \frac{1}{\omega_c} = 0,2 \frac{c}{\omega_c} = 0,42\text{m}$$

benötigt.

Wie in Abb. 4.11 zu sehen ist, ist das Magnetfeld am äußeren Rand des Magneten nicht mehr wirklich homogen. Die sich nach außen wölbenden Magnetfeldlinien haben einerseits den positiven Effekt, dass sie zu einer vertikalen Fokussierung des Ionenstrahls

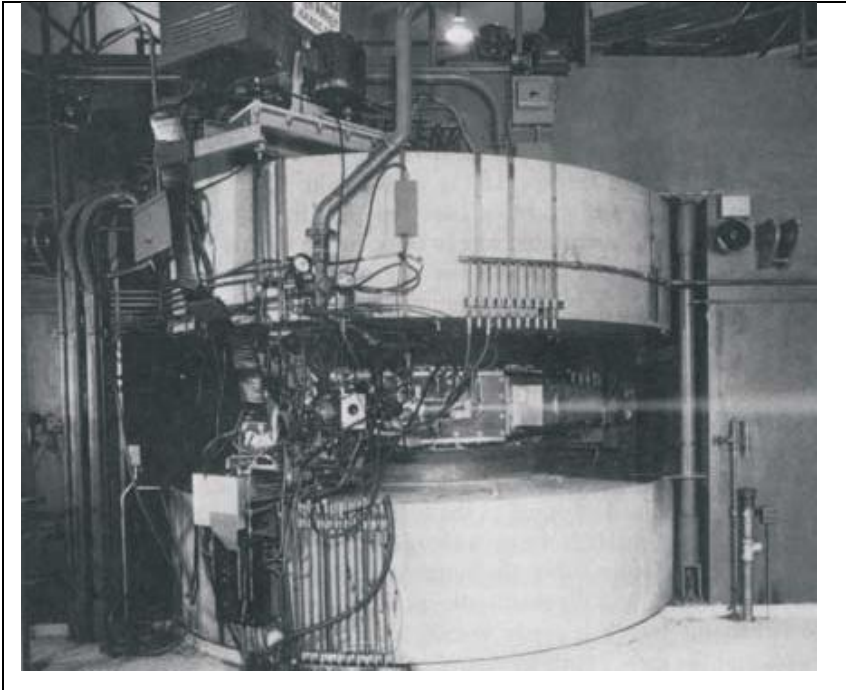


Abb. 4.10: Bild eines Zyklotrons am Argonne National Laboratory. Die großen Kammern unten und oben halten die Magneten. Man kann sehen, wie der Strahl aus dem Zyklotron austritt und die Luft ionisiert. (aus Krane)

führen, andererseits jedoch den unschönen Effekt, dass die Resonanzbedingung aufgrund des nicht mehr homogenen Magnetfeldes nicht exakt erfüllt

ist. Man darf diese Inhomogenitäten also nicht zu groß werden lassen, da man ansonsten nicht mehr mit einer konstanten Frequenz der Wechselspannung arbeiten kann. Bei zu hohen Energien, nämlich wenn man in den Bereich relativistischer Bewegung kommt und sich die Masse der Ionen verändert, ist man auch nicht in der Lage mit einer konstanten Frequenz zu arbeiten. Dies soll im nachfolgenden Abschnitt näher erläutert werden.

4.5.2 Effekt des relativistischen Massenanstiegs

Wird die Energie der beschleunigten Teilchen so groß, dass man den Bereich der nichtrelativistischen Näherung verlässt, verändert sich aufgrund des relativistischen Massenanstiegs

$$m = \gamma m_0 = \frac{m_0}{\sqrt{1-\beta^2}} \quad (4.3)$$

Die Zyklotronfrequenz mit zunehmender Energie. Nur für $\gamma \approx 1 (v \ll c)$ ist es möglich mit konstanter Hochfrequenz $\omega_{HF} = \omega_c = cont.$ zu arbeiten. Hieraus folgt, dass man ein Zyklotron unter der Bedingung $pc \ll m_0c^2$ einsetzen kann:

$$1 \approx \gamma = \frac{E}{m_0c^2} = \frac{\sqrt{p^2c^2 + m_0^2c^4}}{m_0c^2} \Rightarrow pc \ll m_0c^2 \quad (4.4)$$

Für Protonen ist dieses Limit bei etwa $40MeV$ ($\gamma = 1,04$) erreicht. Man sieht ausserdem sehr leicht ein, dass man ein Zyklotron für Elektronen ($m_0c^2 = 0,511MeV$) nicht

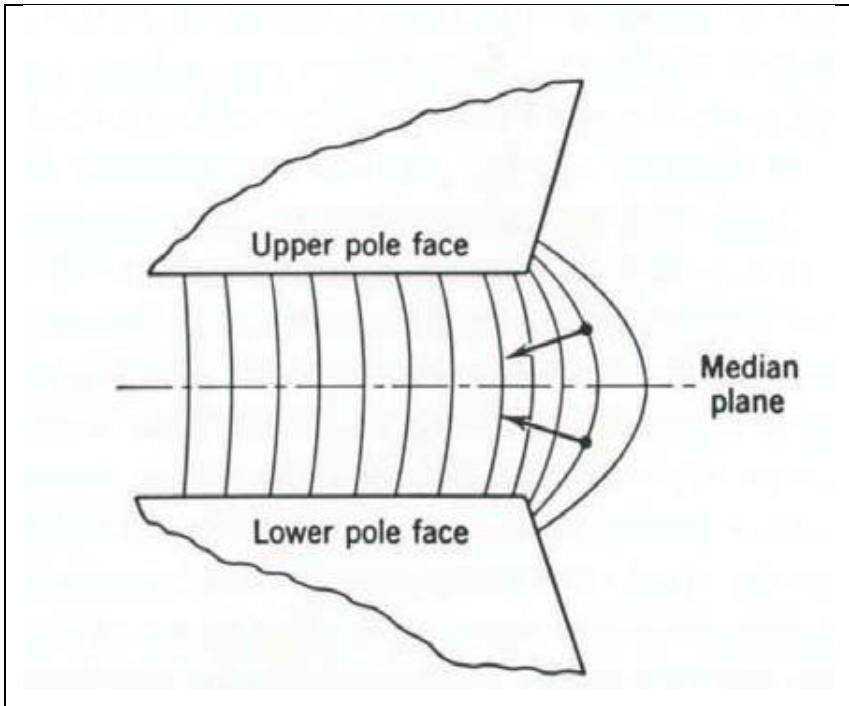


Abb. 4.11: Magnetfeldlinien am äußeren Rand sind auswärts gekrümmt, was zu einer vertikalen Fokussierung der Ionen führt. Gleichzeitig ist jedoch auch die Bedingung für die Zyklotronbewegung nicht mehr vollständig erfüllt. (aus Krane)

einsetzen kann.

Um zu höheren Energien für die Strahlpulse (*engl. bunch*) zu kommen, ist es offensichtlich notwendig, entweder die Hochfrequenz der eingestrahlten Beschleunigungsspannung oder das Magnetfeld dynamisch anzupassen.

Im Falle des Zyklotrons wurden hierfür einerseits frequenzmodulierte Zyklotrons entwickelt, so genannte Synchrozyklotrons, und andererseits Zyklotrons mit nach außen variierendem Magnetfeld. Bei letzterem wurden zusätzlich alternierende Sektoren mit hohem und niedrigem Magnetfeld eingesetzt, um die zum Rand hin auftretende defokussierende Wirkung der Randfelder zu umgehen. Näheres hierzu findet sich in der Literatur [Wil96, Kra87].

Gleichzeitig benötigt man für höhere Energien immer grössere Radien, was sehr kostspielig werden kann. Als Beispiel eines grossen

Sektorzyklotrons sei in Abb. 4.12 das 520MeV TRIUMF Zyklotron gezeigt. Man beachte die Menschen, die sich auf den Polschuhen der unteren Magnete befinden.

4.5.3 Das Synchrotron

Anstatt, wie bei den Weiterentwicklungen des einfachen Zyklotrons, entweder nur die Hochfrequenz oder nur die Magnetfeldstärke zu variieren, basiert das Synchrotron darauf, die Hochfrequenz der Beschleunigungsspannung als auch Magnetfeld zeitlich synchron so zu variieren, dass die Teilchen immer auf etwa dem gleichen Radius im Vakuum



Abb. 4.12: Das 520MeV TRIUMF AVF Sektorzyklotron (aus Krane).

umlaufen. Für den Ablenkradius der Teilchen gilt

$$r = \frac{mv}{qB} = \frac{v}{qc^2} \cdot \frac{E}{B}. \quad (4.5)$$

Um die Teilchen auf konstantem Radius zu halten, muss also das Verhältnis E/B konstant bleiben. Das Magnetfeld muss also proportional zum Energieanstieg hochgefahren werden. Mit normalleitenden Magneten kann man Magnetfelder von ca. 1,5 T erreichen, während man durch den Einsatz supraleitender Magnete bis zu ca. 5 T kommt.

Abb. 4.13 zeigt den schematischen Aufbau eines Synchrotrons. Es besteht aus einer Reihe von Ablenkmagneten, dazwischen liegenden Fokussierungsmagneten und einer kurzen Beschleunigungsstrecke. Die Teilchenpakete (*engl. bunch*) werden aus einem Linearbeschleuniger (*LINAC = LINear ACcelerator*) (siehe Abschnitt 4.6) in das Synchrotron eingespeist.

Die HF-Frequenz muss so eingestrahlt werden, dass die Teilchen in der Beschleunigungsstrecke immer eine beschleunigende Spannung erfahren

und gleichzeitig auf dem selben Radius im Vakuumrohr umlaufen. Da wir es nun mit relativistischen Teilchen zu tun haben, müssen wir die Zyklotron-Resonanzbedingung entsprechend anpassen. Betrachten wir hierzu ein sich in einem Magnetfeld B bewegendes Teilchen mit Impuls p und der Ladung q . Aufgrund der Lorentz-Kraft bewegt es sich auf einem Kreisbogen mit Radius r für den gilt:

$$p = qrB = \gamma m_0 v. \quad (4.6)$$

Die totale relativistische Energie des Teilchens ist:

$$E = \sqrt{p^2 c^2 + m_0^2 c^4} = \sqrt{q^2 r^2 B^2 c^2 + m_0^2 c^4} = mc^2 = \gamma m_0 c^2. \quad (4.7)$$

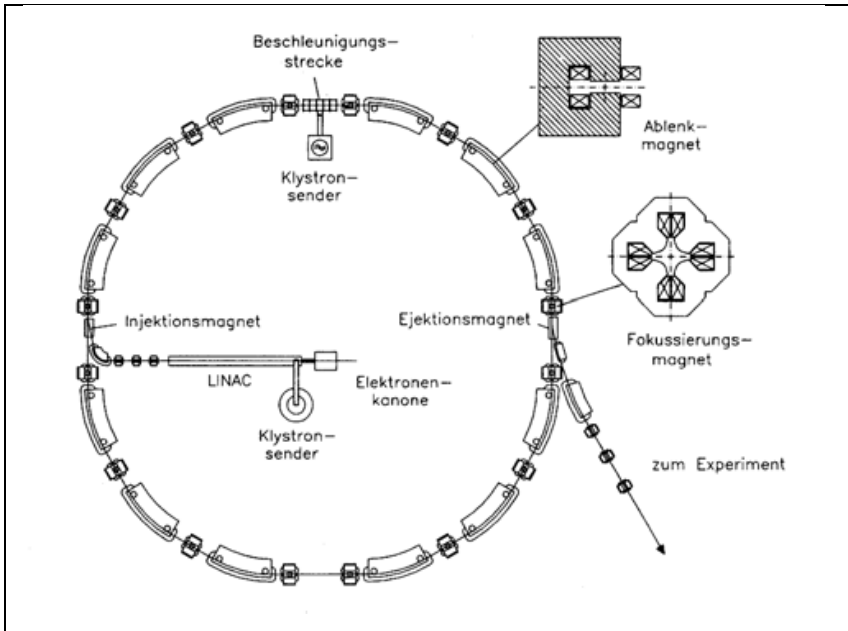


Abb. 4.13: Schematischer Aufbau eines Synchrotrons (aus Wille).

Damit ergibt sich für die Zyklotron-Resonanzbedingung (nichtrelativistisch: $\omega_c = qB/m_0$) nun:

$$\omega_c = \frac{qB}{m} = \frac{qBc^2}{E} = \frac{qBc^2}{\sqrt{q^2r^2B^2c^2 + m_0^2c^4}} \quad (4.8)$$

Für einen festen Radius r definiert diese Relation den Zusammenhang zwischen B und ω_c . Anders ausgedrückt kann man auch schreiben:

$$\omega_c = n \cdot \frac{qBc^2}{E} = n \cdot \frac{c}{r} \cdot \frac{pc}{E} = n \cdot \frac{c}{r} \cdot \frac{\gamma m_0 v c}{\gamma m_0 c^2} = n \cdot \frac{c}{r} \cdot \beta. \quad (4.9)$$

Hier wurde die ganze Zahl n eingeführt, um zu verdeutlichen, dass natürlich auch höhere Harmonische der Grundfrequenz die Bedingung für die Beschleunigung der Teilchen erfüllen. Die Frequenz wird also mit ansteigender Geschwindigkeit hochgeführt und bleibt bei $v = c$ konstant.

Erreichen die Teilchen die Beschleunigungsspannung immer mit der gleichen Phase ψ_s , so ist der Energiegewinn pro Umlauf:

$$\Delta E_{stabil} = eU_0 \sin \psi_s - \Delta E_{verlust}. \quad (4.10)$$

Hierbei ist $\Delta E_{\text{verlust}}$ die durch Abstrahlung elektromagnetischer Strahlung (*Synchrotronstrahlung*) verlorene Strahlung. Für Protonen sind diese Verluste vernachlässigbar, so dass es möglich ist, Protonenenergien von 1000GeV zu erreichen. Für Elektronen wächst der Energieverlust jedoch mit der vierten Potenz der Strahlenergie ($\Delta E_{\text{verlust}} \propto E^4$), so dass in Synchrotrons nur maximale Energien für Elektronen von etwa 100GeV erreichbar sind.

70

4 Teilchenbeschleuniger

Bei Beschleunigungsspannungen von 500kV muss ein Proton ca. 10^6 mal umlaufen, um eine Energie von 1000GeV zu erreichen.

Am RIKEN Institut in Tokio wurde für die *Radioactive Ion Beam Factory (RIBF)* vor Kurzem eine Anlage mit drei gekoppelten Ring-Zyklotrons

aufgebaut. Das grösste dieser Zyklotrons ist das 2500 MeV supraleitende SRC Zyklotron², mit dem schwere Ionen bis Uran auf 350 A MeV beschleunigt werden können.

4.5.4 Einsatz von Synchrotrons

CERN bei Genf: Am *Super Proton Synchrotron (SPS)* des CERN³ werden mit einem maximalen Magnetfeld von $B_{max} = 1,4T$ und einem Radius von $1,1km$ ein maximaler Impuls von $p_{max} = 450GeV/c$ erreicht.

Der derzeit am CERN in Betrieb gehende *Large Hadron Collider (LHC)* wird mit supraleitenden Magneten $B_{max} \approx 5,4T$ erreichen und mit einem Radius vom $R \approx 4,3km$ (Umfang $\approx 27km$) im alten LEP Tunnel (*LEP = Large Electron Positron collider*) für Protonen einen maximalen Impuls von $p_{max} = 7000GeV/c = 7TeV/c$ produzieren. Fr

Bleikerne sollen Energien von 2,7 A TeV erreicht werden.

Fermi-Laboratory bei Chicago: Der Beschleuniger mit der bisher höchsten Energie für Protonen ist das sogenannte Tevatron⁴ am Fermi-Lab mit einem maximalen Impuls von $p_{max} = 1TeV/c$.

Brookhaven National Laboratory bei New York: am *Relativistic Heavy Ion Collider (RHIC)*⁵ des BNL werden zwei Goldstrahlen bis zu Energien von 65 A GeV beschleunigt und zur Kollision gebracht.

GSI Darmstadt: Das Schwerionensynchrotron (SIS) der GSI Darmstadt⁶ beschleunigt schwere hochgeladene Ionen bis Uran auf Energien bis zu 2 A GeV (2 GeV pro Nukleon). Die im Rahmen des FAIR 7 internationalen Projektes an der GSI geplanten Beschleuniger SIS100 und SIS300 werden Uran auf bis zu 34 A GeV und Protonen

und Antiprotonen auf bis zu 3 GeV zu beschleunigen.

4.5.5 Strahlstabilität und Fokussierung

Die Teilchen in einem Teilchenpaket, das in einem Synchrotron umläuft, befinden sich natürlich nicht alle auf dem idealen Radius und haben nicht alle exakt den gleichen Impuls. Wie nachfolgend gezeigt wird, laufen die Teilchen im Synchrotron nicht auf idealen Kreisbahnen (der Sollbahn) um, sondern sie führen in radialer Richtung kleine Schwingungen um die Sollbahn aus. Dasselbe gilt für die vertikale Ebene entlang der Sollbahn.

² www.nishina.riken.jp/UsersGuide/accelerator/overview.html

³ www.cern.ch

⁴ www.fnal.gov/pub/science/accelerator/

⁵ www.bnl.gov/rhic/

⁶ www.gsi.de

⁷ FAIR = Facility for Antiproton and Ion Reserach

4.5 Kreisbeschleuniger

71

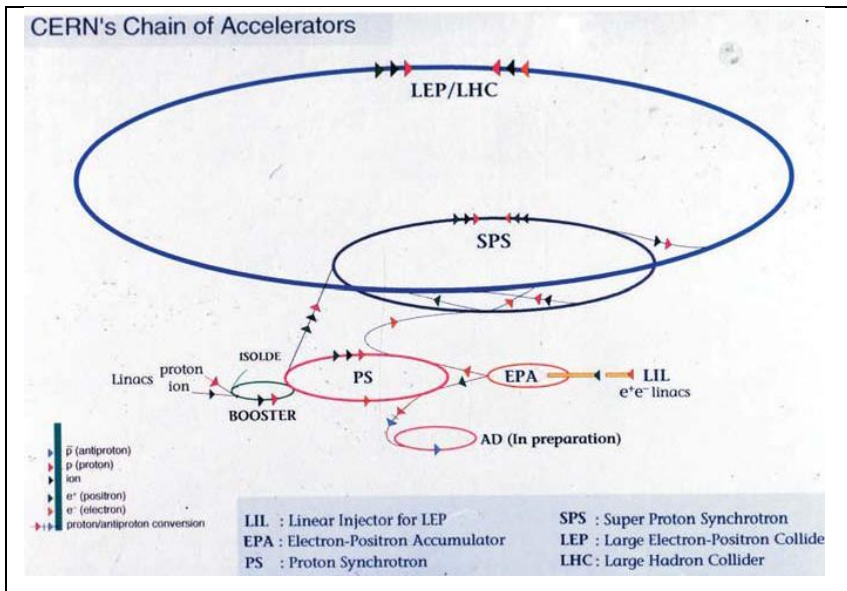


Abb. 4.14: Beschleunigerkomplex des CERN mit dem SPS und dem LEP/LHC Synchrotrons.

Phasenstabilität. Ein Teilchen ohne Impulsabweichung $\Delta p/p = 0$ erreicht die Beschleunigungs-

spannung immer mit der gleichen Phase ψ_s . Unter dieser Bedingung wird das Teilchen immer so beschleunigt, dass es nach jedem Umlauf wieder mit der gleichen Phase ankommt. Man wählt die Phase der Beschleunigungsspannung so, dass die Beschleunigung immer im abfallenden Teil der HF-Wechselspannung erfolgt (siehe Abb. 4.17). Hierdurch wird eine Phasenfokussierung erreicht, wie nachfolgend beschrieben wird.

Ein Teilchen mit einem etwas kleineren Impuls $\Delta p/p < 0$ wird stärker vom Magnetfeld in den Ablenkmagneten abgelenkt und beschreiben somit eine Bahn auf insgesamt kleinerem Radius, was dazu führt, dass sie vor den Sollteilchen an der Beschleunigungsstrecke ankommen. Sie haben also auch eine kleinere Phase ($\psi = \psi_s - \Delta\psi$) in Bezug auf die Beschleunigungsspannung. Daher sehen diese Teilchen eine höhere Beschleunigungsspannung, die das Teilchen stärker beschleunigt, als dies für die Sollteilchen der Fall ist.

Damit holen diese Teilchen im Vergleich zu den Sollteilchen auf, und können diese sogar überholen. Für Teilchen mit einem etwas zu großen Impuls $\Delta p/p < 0$ wird dementsprechend weniger beschleunigt und diese nähern sich auch dem Impuls der Sollteilchen an. Insgesamt kommt es zu einer Oszillation der Phasen um die Sollphase, was Stabilität garantiert.

Es ist im übrigen eine bemerkenswerte Tatsache, dass Teilchen mit geringem Impuls, aufgrund ihres kleineren Umlaufradius, mit höherer Frequenz umlaufen und umgekehrt.



Abb. 4.15: Blick auf das CERN aus der Vogelperspektive. Der Verlauf der unterirdischen SPS und LHC/LEP Ringe ist markiert. Im Vordergrund der Genfer Flughafen.

Radiale Stabilität. Die vorherige Diskussion der Phasenstabilität hat bereits gezeigt, dass die Phasenoszillation zu einer Oszillation im Radius führt. Zusätzlich führen die verwendeten Fokussierungsmagneten des Synchrotrons

ebenfalls zu einer Oszillation in der Radialkoordinate.

4.6 Linearbeschleuniger

Ein Linearbeschleuniger besteht aus einer Reihe von Driftröhren aus Metall, die abwechselnd mit den Polen des HF-Generators verbunden sind (siehe Abb. 4.18). Die geladenen Teilchen werden aus der Quelle heraus zur ersten Driftröhre hin beschleunigt. In der Driftröhre sind sie vom elektrischen Feld abgeschirmt. Wenn die Teilchen am Ende der Röhre ankommen, muss die HF-Spannung umgekehrt worden sein, so dass die Teilchen wiederum eine Beschleunigung erfahren. Dieser Prozess wiederholt sich für alle Driftröhren.

Da die Teilchen in jedem Spalt zwischen den Driftröhren immer schneller werden, müssen die Driftröhren immer länger werden, um eine konstante HF-Frequenz einsetzen zu können.

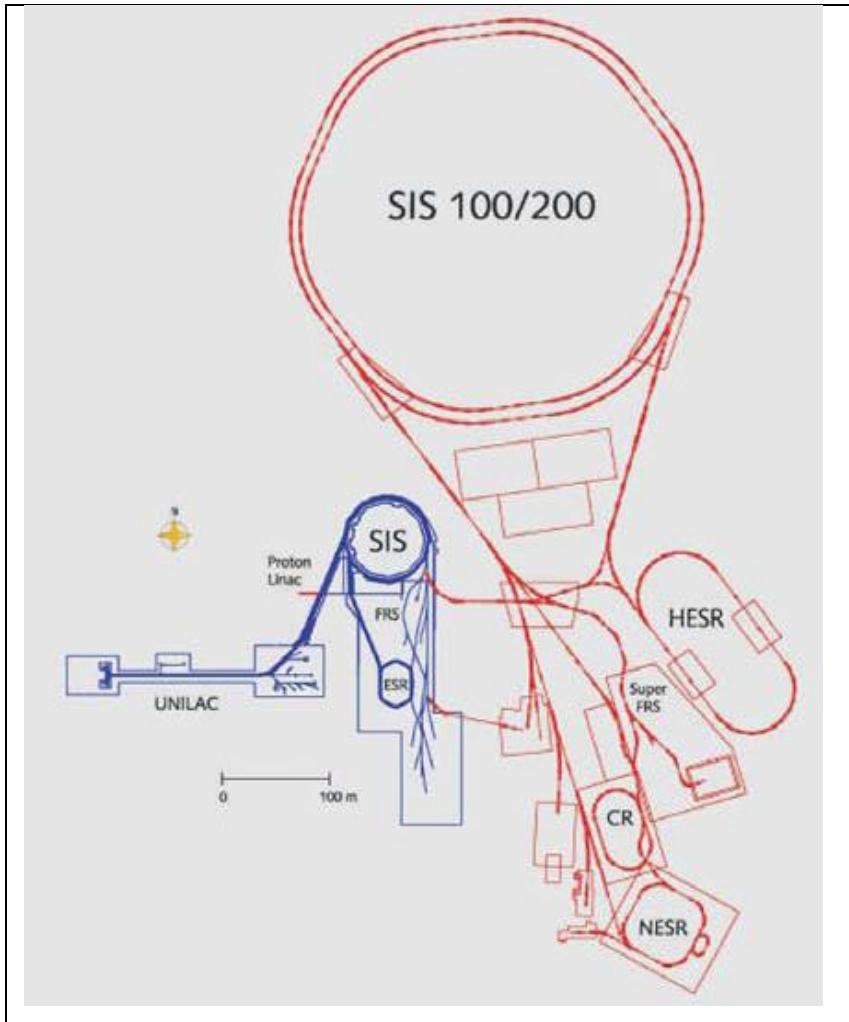


Abb. 4.16: Beschleuniger- und Experimentierkomplex der GSI heute (blau) mit dem Linearbeschleuniger UNILAC und dem Schwerionensynchrotron SIS. In rot ist der im Rahmen des GSI Zukunftsprojektes geplante Komplex gezeigt, der die Schwerionensynchrotrons SIS100 und SIS200 beinhaltet, die im gleichen Tunnel untergebracht sind
(www.gsi.de/fair/overview/accelerator/index.html).

Nach der i -ten Driftröhre haben die Teilchen eine Energie von

$$E_i = i \cdot U_0 \sin \psi_s \quad (4.11)$$

erreicht, wobei ψ_s die Sollphase der Teilchen ist. Der wesentliche Vorteil im Vergleich zu den elektrostatischen Beschleunigern ist der, dass die

maximale Spannung nie größer als U_0 wird, die sich im Bereich von einigen hundert kV bewegt.

4.6.1 Nicht-relativistischer Fall

In der i -ten Driftröhre haben die Teilchen (im nicht-relativistischen Fall) die Geschwindigkeit:

$$v_i = \sqrt{\frac{2E_i}{m}} \quad (4.12)$$

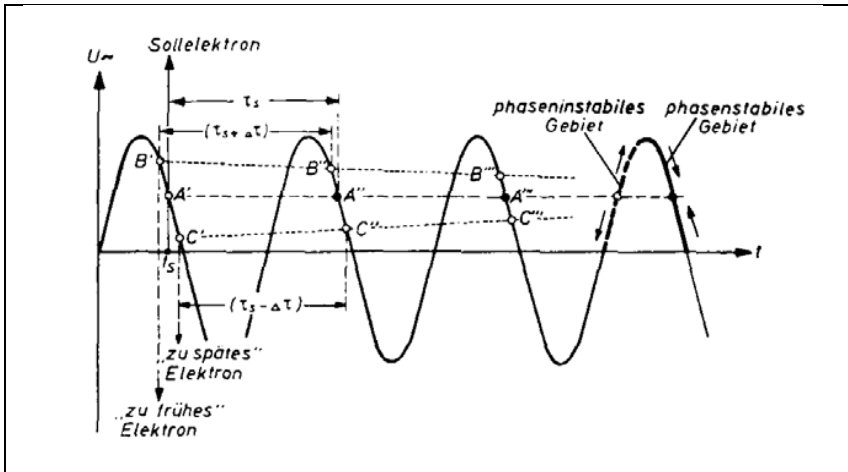


Abb. 4.17: Prinzip der Phasenfokussierung im Ringbeschleuniger für relativistische Teilchen. (aus [Kol55])

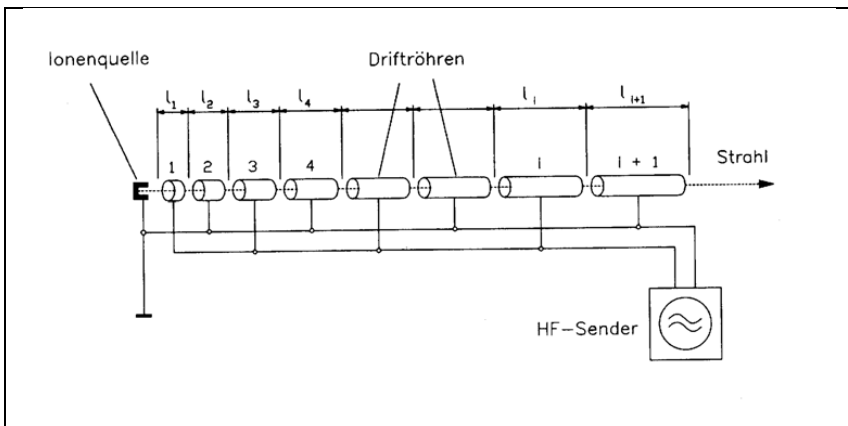


Abb. 4.18: Schema des Linearbeschleunigers. (aus Wille)

In der Zeit, die das Teilchen für das Durchlaufen der nächsten Driftröhre benötigt, muss für die HF-Spannung eine halbe Periode vergehen. Damit ergibt sich für die Länge der Driftröhre:

$$l_i = \frac{v_i \cdot T_{HF}}{2} = \frac{\pi}{\omega_{HF}} \sqrt{\frac{2i \cdot q U_0 \sin \psi_s}{m}} \propto \sqrt{i}. \quad (4.13)$$

4.6 Linearbeschleuniger

75

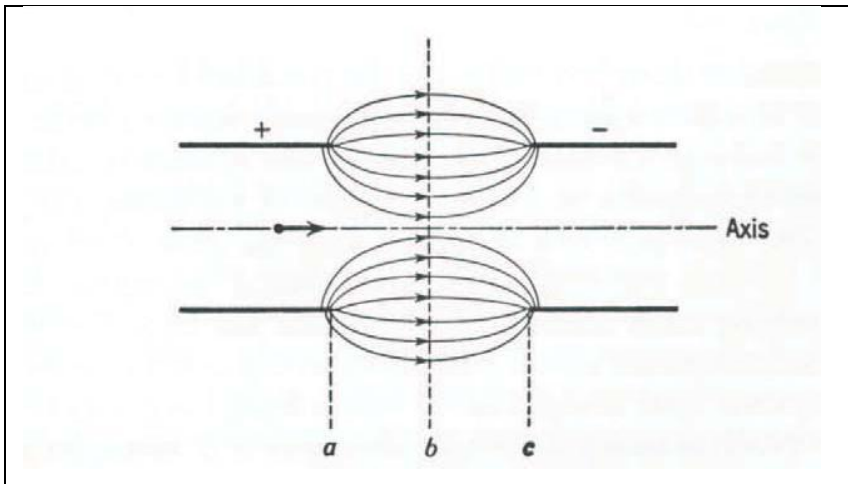


Abb. 4.19: Das elektrische Feld zwischen zwei Driftröhren. (aus Krane)

Die Länge der Driftröhren muss also für nicht-relativistische Teilchen mit \sqrt{i} ansteigen. Fokussierende Elemente können in den feldfreien Räumen im Inneren der Driftröhren eingebaut werden. Der Feldgradient zwischen den Driftröhren (Abb. 4.19) führt auch zu einer Fokussierung.

Beispiel 4.2

Betrachten wir die Beschleunigung von Protonen mit einer Beschleunigungsspannung von $U_0 \sin \psi_s = 500kV$ und einer Hochfrequenz von $\omega_{HF} = 100MHz$. Damit benötigt man 40 Driftröhren, um eine Energie von $20MeV$ zu erreichen. Die 40te Driftröhre muss eine Länge von etwa $1,9m$ haben und die gesamte Länge des Beschleunigers beträgt ca. $50m$.

4.6.2 Relativistische Teilchen

Für relativistische Teilchen ($v \approx c$) ist die Länge der Driftröhren im wesentlichen konstant. Für Elektronen ist dies bereits bei einer Energie von einigen MeV erreicht. Hierdurch ist es möglich, erheblich einfachere Konstruktionen einzusetzen. Man verwendet keine individuellen Driftröhren, sondern eine Hohlleiterstruktur, in dem eine stehende Welle erzeugt wird. Bei der in Abbildung 4.21 gezeigten, so genannten Runzelröhre, sind in einem glatten Hohlleiter Ringe eingebaut. Der wesentliche Effekt dieser Ringe besteht aus einer Absenken der Phasengeschwindigkeit auf unter Lichtgeschwindigkeit. Die stehende Welle in diesen Hohlleiterstrukturen kann als die Überlagerung einer hinlaufenden mit einer rücklaufenden Welle betrachtet werden. Hat die stehende Welle eine Phasengeschwindigkeit $v_{Phase} = v_{Teilchen}$, so "surfen" die Teilchen auf der Wellenfront der Welle.

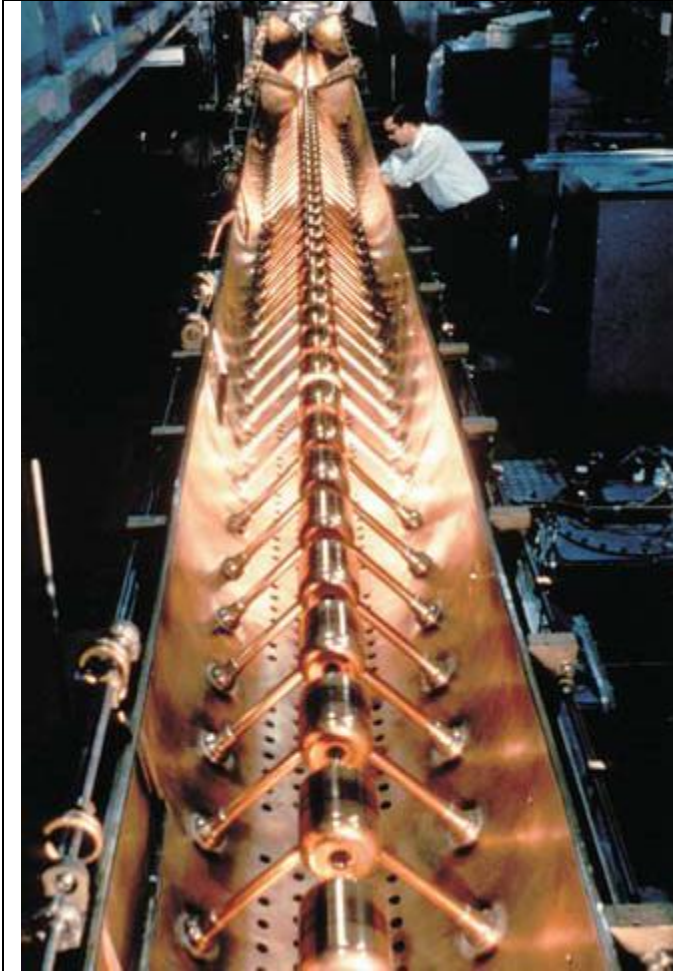


Abb. 4.20: Driftröhren eines Protonenlinacs.

Die Hohlleiterstrukturen werden sowohl für Elektronen, als auch hochenergetische Protonen eingesetzt. Der LINAC des Stanford Linear Accelerator Laboratory der Stanford Universität hat eine Länge von 3 km und beschleunigt Elektronen bis zu einer Energie von 20 GeV . Der sogenannte LAMPF (*Los Alamos Meson Physics Facility*) Beschleuniger ist ein Protonen-LINAC mit einer Maximalenergie von 800 MeV am Los Alamos National Laboratory. Heute wird er zur Produktion von Neutronen eingesetzt und wird als LANSCE (*Los Alamos Neutron Science Center*) bezeichnet. Für das Zukunftsprojekt des *International Linear Collider (ILC)* ist ein 31 km langer Elektronen-LINAC geplant, der Elektronen auf 500 GeV beschleunigen soll. Die in der Vorbereitung befindliche *Facility for Rare Ion Beams (FRIB)* an der Michigan State University wird einen LINAC verwenden um Protonen auf 600 MeV und Schwere Ionen bis Uran auf 250 A MeV zu

beschleunigen und dies mit einer Strahlleistung von 400 kW.

4.6.3 Phasenstabilität im LINAC

Die Phasenstabilität in einem Linearbeschleuniger wird auf ähnliche Weise erreicht, wie beim Synchrotron. Der wesentliche Unterschied ist jedoch, dass im Falle des LINACs die Phase der Teilchen zur Beschleunigungsspannung so gewählt wird, dass die Beschleunigung in der aufsteigenden Flanke passiert. Betrachte Teilchen, die mit der korrekten Phase laufen (Punkt a in Abb. 4.23). Teilchen, die zu schnell sind (Punkt b in Abb. 4.23) erfahren eine kleinere Beschleunigung und fallen zurück, während zu langsame Teilchen (Punkt c in Abb. 4.23) eine größere Beschleunigung erfahren und zu den Sollteilchen

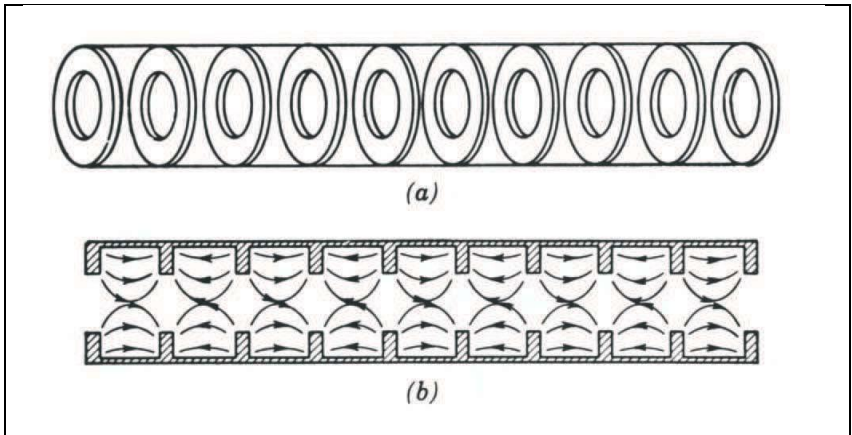


Abb. 4.21: (a) So genannte Runzelröhre (b) resultierendes Feld. (aus Krane)

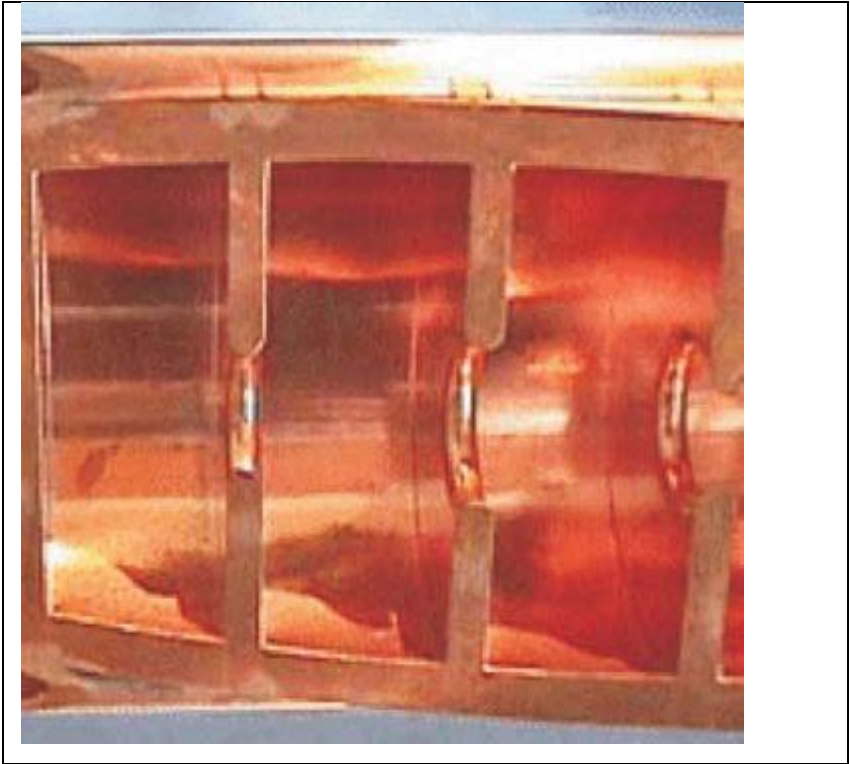


Abb. 4.22: *Hohleiter des SLAC Elektronenlinacs.*

aufholen. Die Verwendung der ansteigenden Flanke der Spannung kommt daher, dass es im Gegensatz zum Synchrotron keine "Abkürzung" für die langsameren Teilchen gibt. Es kommt hier

zu einer longitudinalen Schwingung der Teilchen um die Sollphase.

78

4 Teilchenbeschleuniger

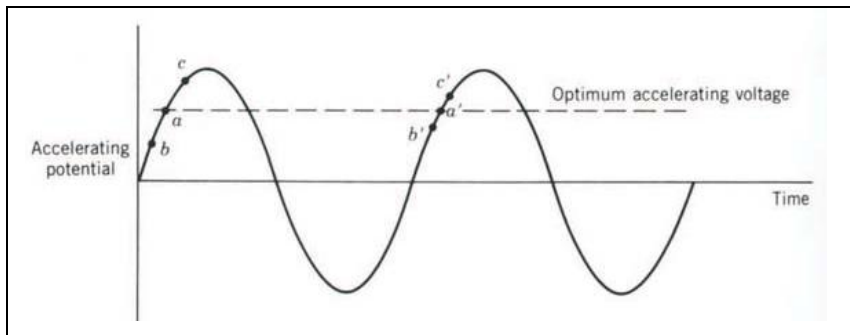


Abb. 4.23: Phasenstabilität im LINAC. (aus Krane)



Abb. 4.24: Das Stanford Linear Accelerator Laboratory (SLAC).

4.7 Collider

Bei den bisher diskutierten Beschleunigern werden die Teilchen auf die gewählte Energie beschleunigt und anschliessend aus dem Beschleuniger extrahiert und zu einem ruhenden Target geführt, an dem die zu untersuchenden Reaktionen und Streuungen stattfinden. Dies führt jedoch nur zu einer geringen Ausnutzung der zur Verfügung

stehenden Energie, da relativ viel Energie in der Bewegung des Schwerpunktes sitzt, wie im folgenden veranschaulicht wird. Für das Erreichen der höchsten Energien im Schwerpunktsystem geht man daher dazu über zwei Teilchenstrahlen miteinander kollidieren zu lassen, was

4.7 Collider

79

in so genannten Collidern geschieht.

4.7.1 Schwerpunktsenergie

Wir betrachten zwei kollidierende Teilchen mit Gesamtenergien und Dreierimpulsen E_1, \vec{p}_1 sowie E_2, \vec{p}_2 und den Viererimpulsen $P_1 = (E_1/c, \vec{p}_1)$, $P_2 = (E_2/c, \vec{p}_2)$. Es sei daran erinnert, dass das Quadrat der Viererimpulse eine lorentzinvariante Größe ist. Somit gilt:

$$(P_1 + P_2)^2 = (P_1^{cm} + P_2^{cm})^2 \quad (4.14)$$

wobei das Superskript cm für das Schwerpunktsystem (*engl.: center of mass*) steht. Das Schwerpunktsystem ist bekannterweise definiert als das System in dem die Summe der Dreierimpulse gerade verschwindet:

$$\vec{p}_1^{cm} + \vec{p}_2^{cm} = 0.$$

Damit wird

$$\begin{aligned}(P_1^{cm} + P_2^{cm})^2 &= (E_1^{cm} + E_2^{cm})^2/c^2 - (\vec{p}_1^{cm} + \vec{p}_2^{cm})^2 \\ &= (E_1^{cm} + E_2^{cm})^2/c^2 \\ &\equiv W^2/c^2.\end{aligned}$$

W ist hierbei die in der relativistischen Kinematik der Kern- und Teilchenphysik übliche Bezeichnung für die Schwerpunktsenergie. Man führt die Lorentzinvariante Größe s ein:

$$s^2 \equiv W. \tag{4.15}$$

Experimente mit ruhendem Target (engl.: *fixed target*). In diesem Fall ist $\vec{p}_2 = 0$ und man erhält

$$\begin{aligned} s &= (E_1 + E_2)^2 - (\vec{p}_1 + \vec{p}_2)^2 c^2 \\ &= (E_1 + E_2)^2 - \vec{p}_1^2 c^2 \\ &= E_1^2 + E_2^2 + 2E_1 E_2 - \vec{p}_1^2 c^2 \\ &= \vec{p}_1^2 c^2 + m_1^2 c^4 + m_2^2 c^4 + 2E_1 m_2 c^2 - \vec{p}_1^2 c^2 \\ &= 2E_1 m_2 c^2 + (m_1^2 + m_2^2) c^4 \end{aligned}$$

Beispiel 4.3

a: Positronen mit Energie $E_1 = 10\text{GeV} \gg m_e c^2$ treffen auf Elektronen in einem ruhenden Target:

$$\sqrt{s} \approx \sqrt{2 \cdot 10\text{GeV} \cdot 0,5\text{MeV}} = \sqrt{10^4 \text{MeV}^2} = 100\text{MeV}.$$

b: Protonen mit Energie $E_1 = 450\text{GeV} \gg m_e c^2 = 0,938\text{GeV}$ treffen auf Protonen in einem ruhenden Target:

$$\sqrt{s} \approx \sqrt{2 \cdot 450\text{GeV} \cdot 0,938\text{MeV}} = \sqrt{844,2\text{MeV}^2} = 29\text{MeV}.$$

Die restliche Energie der Strahlteilchen geht in die Schwerpunktsbewegung und kann somit nicht für Reaktionen eingesetzt werden.

Kollision zweier Teilchenstrahlen. Betrachten wir die Kollision zweier gleich schwerer Teilchen, z.B. Elektronen mit Positronen oder Protonen mit Protonen, mit jeweils der gleichen Energie. Somit ruht der Schwerpunkt im Labor (Schwerpunktsystem und Laborsystem sind identisch) $E_1 + E_2$ und $\vec{p}_1 = -\vec{p}_2$. Somit ergibt sich:

$$\begin{aligned} s &= (E_1^{cm} + E_2^{cm})^2 - (\vec{p}_1^{cm} + \vec{p}_2^{cm})^2 c^2 \\ &= (E_1 + E_2)^2 - (\vec{p}_1 + \vec{p}_2)^2 c^2 \end{aligned}$$

$$= (E_1 + E_2)^2$$

also

$$\sqrt{s} = E_1 + E_2 \quad (4.16)$$

Beispiel 4.4

Betrachten wir wieder unsere beiden Beispiele, nun allerdings mit kollidierenden Strahlen:

a: Positronen treffen auf Elektronen mit Energien $E_1 = E_2 = 10\text{GeV} \gg m_e c^2$:

$$\sqrt{s} = 20\text{GeV}.$$

b: Protonen treffen auf Protonen mit Energien $E_1 = E_2 = 450\text{GeV} \gg m_p c^2$.

$$\sqrt{s} = 900\text{GeV}$$

Es ist ganz deutlich, dass bei Strahl-Strahl Kollisionen ein erheblich größerer Teil der kinetischen Energie für Reaktionen eingesetzt werden kann.

4.7.2 Funktionsweise des Colliders

Um den Vorteil des ruhenden Schwerpunktes auszunutzen muss man Strahlen miteinander kollidieren lassen. Dieses Prinzip ist in Collidern realisiert, bei denen zwei Teilchenstrahlen der gleichen Masse in entgegengesetzter Richtung umlaufen. Bei Teilchen mit unterschiedlicher Ladung, wie zum Beispiel Protonen-Antiprotonen oder Elektronen-Positronen, können die Teilchen im selben Ring umlaufen. Verwendet man Teilchen mit

4.8 Wirkungsquerschnitt

der gleichen Ladung, z.B. Proton-Proton oder Kern-Kern, so werden zwei verschiedene Ringe verwendet. Bei den Colliderringen handelt es sich um Synchrotrons, in denen die Teilchen zunächst auf die gewünschte Energie beschleunigt werden und dann in den Ringen gespeichert werden. Bei Elektronen ist es aufgrund der Strahlungsverluste durch die Synchrotronstrahlung notwendig ständig Energie nachzuführen.

Die Umlaufbahnen sind so konzipiert, dass es entlang der Ringe eine oder mehrere Stellen geben, an denen die Strahlen sich kreuzen und es zu den erwünschten Kollisionen der Teilchen kommen kann. Im Falle der zwei physikalisch unterschiedlichen Ringe ist es natürlich notwendig hier entsprechende Überlappregionen zu schaffen. Nachfolgend sind einige Collider aufgeführt:

e^+e^- **Collider:**

LEP II, CERN mit $90\text{GeV} + 90\text{GeV}$

$p\bar{p}$ -Collider:

Tevatron, Fermi-Lab (FNAL) mit $0,9\text{TeV} + 0,9\text{TeV}$

pp , AA Collider:

RHIC, BNL mit $65\text{AGeV} + 65\text{AGeV}$ (für Au)

LHC, CERN mit $7\text{TeV} + 7\text{TeV}$ (für p)

mit $2,7\text{ATeV} + 2,7\text{ATeV}$ (für Pb)

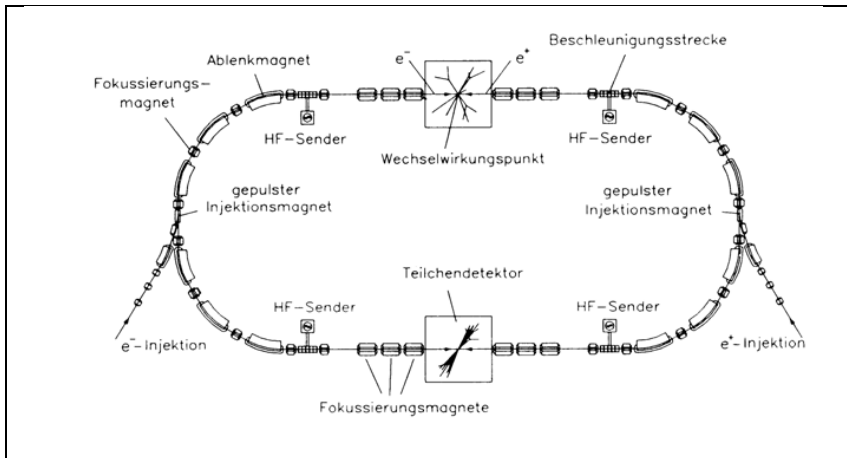


Abb. 4.25: Prinzip des Colliders für Elektronen und Positronen. (aus [Wil96])

4.8 Wirkungsquerschnitt

Der Wirkungsquerschnitt σ ist ein Maß für die Wechselwirkungswahrscheinlichkeit zwischen zwei Teilchen. Wir wollen dies an einer geometrischen Betrachtung erklären. Betrachte einen Strahl von Projektilen, der auf ein Target mit Streuzentren trifft. Für

82

4 Teilchenbeschleuniger

die Projektile führen wir folgende Bezeichnungen ein:

- A : Querschnittsfläche des Strahls
- n_p : Teilchenzahldichte der Projektile pro Volumeneinheit
- v_p : Geschwindigkeit der Projektile

Damit ist die auf das Target, das eine größere Fläche als der Strahldurchmesser habe, treffende Projektilrate \dot{N}_p gegeben durch:

$$\dot{N}_p = n_p \cdot v_p \cdot A. \quad (4.17)$$

Damit können wir einen Teilchenfluss ψ_p pro Einheitsfläche für die Projektile definieren durch

$$\phi_p = \frac{\dot{N}_p}{A} = n_p \cdot v_p. \quad (4.18)$$

Die Projektile durchqueren ein Target der Dicke d mit einer Teilchenzahldichte pro Volumen n_t . Damit ist die Gesamtzahl der Targetteilchen innerhalb des Strahlquerschnitts

$$N_t = n_t \cdot d \cdot A. \quad (4.19)$$

Die Reaktionsrate R ist dann gegeben durch:

$$R = \phi_p \cdot N_t \cdot \sigma, \quad (4.20)$$

womit der Wirkungsquerschnitt definiert ist als

$$\sigma = \frac{R}{\phi_p \cdot N_t}. \quad (4.21)$$

Man kann nun einen rein geometrischen Wirkungsquerschnitt betrachten, was bedeutet, dass eine Reaktion beliebiger Art (elastische Streuung, inelastische Streuung, Kernreaktion, etc.) genau dann vorkommt, wenn das Projektil auf die durch den Radius R des Targetteilchens definierte Fläche πr^2 trifft. Dann wäre zum Beispiel der geometrische Wirkungsquerschnitt eines Kerns mit einem Radius von $6fm$

$$\sigma_g = \pi r^2 \approx 100fm^2. \quad (4.22)$$

Der Wirkungsquerschnitt hat die Dimension einer Fläche und man verwendet die Einheit *barn* (was englisch für Scheune steht, also etwas was man nicht verfehlen kann):

$$1b(\text{barn}) = 100fm^2 = 10^{-28}m^2$$

Es ist wichtig, den Wirkungsquerschnitt nicht mit der Größe, z.B. des Targets, zu assoziieren. Zum Beispiel beträgt der Wirkungsquerschnitt für den Einfang von Neutronen am Nuklid ^{135}Xe $\sigma_n = 10^6 b$, während der geometrische Wirkungsquerschnitt nur $\sigma_g = 1b$ beträgt.

4.9 Luminosität

83

4.9 Luminosität

Oft verwendet man für die Beschreibung der Reaktionsrate auch den Begriff der *Luminosität* L , wobei

$$R = \sigma \cdot L. \quad (4.23)$$

Die Luminosität hat die Einheiten $\text{cm}^{-2}\text{s}^{-1}$ und hat damit die selben Einheiten wie ein Teilchenfluss.

Für den Fall eines Strahls von Projektilen, der auf ein ruhendes Target trifft, ist die Luminosität definiert als $L = \phi_p \cdot N_t$ mit dem Teilchenfluss ϕ_p und der Gesamtzahl N_t der Targeteilchen im Strahlquerschnitt, wie im vorigen Abschnitt eingeführt. Damit lässt sich die Luminosität ausdrücken als:

$$L = \phi_p \cdot N_t = \frac{\dot{N}_p}{A} = d \cdot A \cdot n_t = \dot{N}_p \cdot d \cdot n_t = n_p \cdot v_p \cdot N_t \quad (4.24)$$

Die Luminosität für die Kollision zweier Teilchenpakete in einem Collider ist definiert als

$$L = f \cdot n \frac{N_1 N_2}{A} \quad (4.25)$$

wobei N_1 und N_2 die Teilchenzahl pro Paket der Teilchen 1 und 2 ist, n die Anzahl der Pakete entlang des Rings, f die Umlauffrequenz und A die

Querschnittsfläche der überlappenden Strahlen ist.

Die Kollision zweier Teilchenstrahlen bei ruhendem Schwerpunkt hat, wie bereits angemerkt, große Vorteile für die verwendbare Energie für Reaktionen. Allerdings liegen die erreichbaren Luminositäten und damit die Reaktionsraten um mehrere Größenordnungen unter den Werten, die mit einem dicken ruhenden Target erreichbar sind.

So liegen typische Luminositäten von pp , $p\bar{p}$ Kollidern bei $L = 10^{32} \text{cm}^{-2} \text{s}^{-1}$, während man mit einem 1m langen Target aus flüssigem Wasserstoff und einer Strahlintensität von 10^{12} Protonen pro Sekunde Luminositäten von $L = 10^{37} \text{cm}^{-2} \text{s}^{-1}$ erreicht.⁹⁶

⁹⁶ Krücken, Reiner: 4. Teilchenbeschleuniger, abgerufen am 21. 1. 2011, in: < <http://www.e12.physik.tu->

„Van-de-Graaff-Generator

aus Wikipedia, der freien Enzyklopädie

(Weitergeleitet von [Bandgenerator](#))

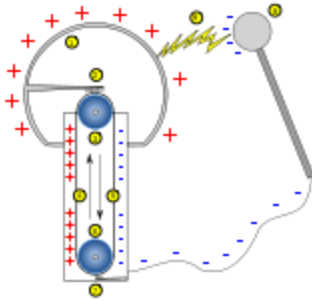
Wechseln zu: [Navigation](#), [Suche](#)



muenchen.de/stud/vorlesungen/kruecken/kt1/current/skript/4-Beschleuniger.pdf >.



Van-de-Graaff-Generator für Demonstrations- und Unterrichtszwecke



Van-de-Graaff-Generator schematisch

- 1) metallische Hohlkugel (trägt positive Ladung)
- 2) oberer Abnahmekamm (o. Bürste), mit kleinem Abstand zum Band (jedoch ohne Berührung)
- 3) obere Umlenkrolle (Metall)
- 4) positiv geladene Bandseite (Band dielektrisch)
- 5) negativ geladene Bandseite
- 6) untere Umlenkrolle (Kunststoff, z. B. [Plexiglas](#))
- 7) unterer Abnahmekamm (Erde, Gegenelektrode f. neg. Ladung)

8) Kugel mit negativer Ladung (zur Entladung der Hauptkugel)

9) Funkenstrecke bzw. [Funkenentladung](#))



Van de Graaff Generator des ersten ungarischen Linearbeschleunigers. (Konstrukteur: [Károly Simonyi](#), Sopron 1951.)

Ein **Van-de-Graaff-Generator**, auch **Bandgenerator** genannt, ist eine Apparatur zur Erzeugung hoher elektrischer [Gleichspannungen](#). Der Generator wurde nach dem amerikanischen [Physiker Robert Van de Graaff](#) benannt, der ab 1929 Bandgeneratoren entwickelte.

Der Bandgenerator zählt zu den [elektrischen Generatoren](#) und wandelt mechanische in elektrische Energie um, allerdings mit sehr geringem [Wirkungsgrad](#). Er ist neben der [Influenzmaschine](#) und dem [Tesla-Transformator](#) das am häufigsten für physikalische Lehrexperimente verwendete Gerät zur [Hochspannungserzeugung](#). Eine weitere Anwendung findet er im [Van-de-Graaff-Beschleuniger](#).

Inhaltsverzeichnis

[[Verbergen](#)]

[1 Aufbau](#)

[2 Funktionsweise](#)

[3 Gefahrenhinweis](#)

[4 Trivia](#)

[5 Literatur](#)

[6 Einzelnachweise](#)

[7 Weblinks](#)

Aufbau [[Bearbeiten](#)]

Ein umlaufendes elektrisch isolierendes Band, beispielsweise ein Gummiband, welches im Bild als dunkler senkrechter Streifen erkennbar ist, kann durch Reibung oder durch Aufsprühen der Ladung aus einer externen Spannungsquelle elektrisch aufgeladen werden. Die Ladung wird durch die Bewegung des Bandes in das Innere der im Bild sichtbaren großen Hohlkugel transportiert und dort durch eine mit der Kugel leitend verbundene Bürste vom Band „abgestreift“. Die Ladung wandert dann infolge der Feldkräfte an die Oberfläche der Kugel und wird nicht durch das zurücklaufende Band wieder nach außen transportiert. Die Kugel kann dadurch auf immer höhere Spannung gegenüber der Umgebung aufgeladen werden; die Spannung wird nur begrenzt durch Funkendurchschläge bei zu hoch gewordener Feldstärke.

Die im Bild sichtbare zweite, kleinere Kugel ist schwenkbar mit dem Fuß (Erddpotential)

verbunden und dient als Gegenpol zur Ermittlung der [Schlagweite](#) der Funkenentladung sowie zur gefahrlosen Entladung der Apparatur. Sie hat für die Funktion des Generators selbst keine Bedeutung.

Funktionsweise [[Bearbeiten](#)]

Elektrische Ladungen werden auf dem Band durch [Reibungselektrizität](#) (Abrollen des Bandes von der unteren Rolle) oder durch Aufsprühen mit einem Metallkamm ([Spitzenentladung](#)) aus einer externen Spannungsquelle erzeugt und mit diesem in die Hohlkugel transportiert. Dort werden sie über den im Inneren befindlichen Steg an die Kugel abgegeben. Entscheidend ist dabei, dass das Innere der Kugel wie ein [Faradayscher Käfig](#) feldfrei ist, so dass sich die elektrischen Kräfte an jedem Punkt kompensieren. Dann können die transportierten Ladungen auch bei großer Ladung der Kugel in ihrem Inneren leicht an sie abgegeben werden. Das Band steht danach wieder zur Aufnahme neuer Ladungen bereit.

Durch fortlaufenden Betrieb des Bandes können so große Ladungsmengen in die Kugel transportiert werden, was in einer hohen elektrischen Spannung zwischen Kugel und Umgebung resultiert. Diese Spannungsdifferenz muss von der Ladung auf dem Band beim Weg in die Kugel überwunden werden. Das gelingt, indem beim Drehen mechanische Arbeit gegen die elektrostatische Anziehungskraft verrichtet wird, die zwischen der Ladung und Erdpotential besteht: die Abstandsänderung führt zu steigender Spannung auf dem Band und die Ladung kann als elektrische Feldenergie in der oberen Kugel deponiert werden. Ähnlich wie bei einem geladenen Plattenkondensator, dessen Platten man voneinander entfernt (Verringerung der Kapazität C), erhöht sich bei gleichbleibender Ladung Q auf dem Band die Spannung U bzw. der Potentialunterschied zum Erdpotential:

$$U = \frac{Q}{C}$$

mit

U - gegenüber Erdpotential steigender Potentialunterschied

Q - konstante Ladungen auf dem Band

C - sich beim Hochlaufen verringernde [Kapazität](#) eines Bandabschnittes gegenüber Erde

Das Band steht nach dem Rücklauf wieder zur Aufnahme neuer Ladungen bereit, da sich das Potential beim Rücklauf (Annäherung an das Erdpotential) wieder verringert. Die Arbeit wird als elektrische Feldenergie zwischen oberer Kugel und Umgebung/Erde deponiert.

Bei fortlaufendem Drehen stellt sich in der großen Kugel ein Gleichgewicht zwischen zugeführter Ladung und den durch die Luft und andere Wege abfließenden Ladungen ein. Da der mechanisch erzeugte Ladestrom vergleichsweise klein ist, wird die erreichbare Spannung durch den Entladestrom über die schwach leitende Luft begrenzt. Daher funktionieren Bandgeneratoren in feuchtem Klima nur sehr schlecht.

Mit entsprechend großen Geräten können Spannungen von mehreren Millionen [Volt](#) erzeugt werden. Die großen, für [Beschleuniger](#) verwendeten Generatoren sind meist in einen Drucktank eingebaut, der mit einem geeigneten, trockenen Gas (zum Beispiel [Schwefelhexafluorid](#)) gefüllt wird.

Die Kugel- oder zumindest abgerundete Form mit glatten Oberflächen minimiert den Verlust der Ladung, indem sie die an scharfen Kanten und Spitzen auftretenden durch [Feldemission](#) bewirkten [Vorentladungen](#) verringert.

Bandgeneratoren, die ohne externe Spannungsquelle arbeiten, benötigen geeignete Materialpaarungen (siehe [Reibungselektrizität](#)) zwischen unterer Rolle und Band, um im Band beim Abheben von der unteren Rolle genügend Reibungselektrizität zu erzeugen.

Extern gespeiste Bandgeneratoren besitzen oft auf dem Band voneinander isolierte Metallstege, die über eine kurz oberhalb der unteren Rolle

befindliche Bürste oder einen Kamm aus Metall über eine Spitzenentladung geladen werden. Bei ihnen muss die untere Rolle nicht aus Isoliermaterial bestehen. Daraus wurde das [Pelletron^{\[1\]}](#) entwickelt, das durch eine Isolierstoff-Kette voneinander isolierte metallene Rohrstücke oder Kugeln verwendet.

Gefahrenhinweis [[Bearbeiten](#)]

Bei kleinen Bandgeneratoren ist der beim Annähern an die obere Kugel durch den menschlichen Körper fließende Entladestrom nur kurzzeitig sehr hoch und daher meist ungefährlich. Jedoch sind Bandgeneratoren insbesondere dann eine Gefahrenquelle, wenn [Leydener Flaschen](#) oder andere [Kondensatoren](#) damit geladen werden. Die gespeicherte Energie kann dann derart hoch werden, dass ein [elektrischer Schlag](#) lebensgefährlich ist.

Trivia [[Bearbeiten](#)]

Die [britische Progressive-Rock-Band Van der Graaf Generator](#) mit dem ehemaligen Physik-

Studenten [Peter Hammill](#) benannte sich nach diesem Apparat.

Literatur [[Bearbeiten](#)]

Manfred von Ardenne, Gerhard Musiol, Uwe Klemradt: *Effekte der Physik und ihre Anwendungen*. 3. Auflage. Harri Deutsch, 2005, [ISBN 978-3817116829](#).

Einzelnachweise [[Bearbeiten](#)]

[↑ http://en.wikipedia.org/wiki/Pelletron](http://en.wikipedia.org/wiki/Pelletron) Pelletron (en. WP)⁹⁷

„Ionisatoren sind Geräte zur partiellen Ionisierung von Luft. Wird diese ionisierte Luft auf Oberflächen geblasen, kann man Materialien auf- bzw. entladen. Die entstehenden freien Radikale för-

⁹⁷ Wikipedia: Seite „Van-de-Graaff-Generator“. In: Wikipedia, Die freie Enzyklopädie. Bearbeitungsstand: 5. Dezember 2010, 04:02 UTC. URL: <http://de.wikipedia.org/w/index.php?title=Van-de-Graaff-Generator&oldid=82283700> (Abgerufen: 22. Januar 2011, 07:53 UTC) Versions-ID der Seite: 82283700.

dem chemische Abbauprozesse (Geruchsbeseitigung, Desinfektion).

Ionisatoren arbeiten entweder mit Hochspannung von einigen tausend Volt und einer Koronaentladung an Spitzen oder sie enthalten Quellen ionisierender Strahlung (Ultraviolettstrahler, radioaktive Isotope). Die erreichbaren Ströme betragen meist etwa $1 \mu\text{A}$, das entspricht einigen Milliarden Ionen pro Sekunde.

Ionisatoren mit Koronaentladung [Bearbeiten]



Ionisierer mit Koronaentladung

Solche Ionisatoren besitzen mit Hochspannung versorgte leitfähige Spitzen, die durch Koronaentladung und Feldemission in der unmittelbaren Umgebung Ionen erzeugen. Es gibt Ausführungen, die unregelmäßig ständig Ionen erzeugen und andere, bei denen das elektrische Feld durch Messung und gezielte Nachstellung der Hochspannung geregelt wird (geregelter Ionisator).

Geregelte und unregelmäßige Ionisatoren werden sowohl zum Aufbau definierter Ladungen als auch zur Ableitung unerwünschter Ladungen (Verhinderung von elektrostatischen Aufladungen und ESD) eingesetzt.

Um zu erreichen, dass die Ionisatoren in größerem Abstand zum zu entladenden Material aufgestellt werden können (bis zu ca. 2 m), werden Ionisatoren auch mit Blasluftdüsen angeboten oder an vorhandene Düsen angebaut.

Hierdurch werden die Ionen zusammen mit der Luft zur Wirkstelle hingeblassen (z. B. in Druckmaschinen).^[1]

Korona-Ionisatoren sind oft als kammartige Leisten ausgebildet. Sie werden mit Wechselspannung oder Gleichspannung gespeist. Bei Wechselspannung werden alle Kammspitzen gemeinsam an die Spannungsquelle angeschlossen. Bei Gleichspannung sind die dicht nebeneinander angeordneten Metallspitzen abwechselnd positiv und negativ geladen.

U. a. in Xerox-Kopierern und Laserdruckern wird mit wechsellagerter Gleichspannung gearbeitet. Hier dienen die Ionisatoren der berührungslosen elektrostatischen Aufladung der Bildtrommel vor der Belichtung.

Ionenerzeugung durch Strahlung [Bearbeiten]

Ultraviolettstrahlung und andere ionisierende Strahlung (Alpha-, Beta-, Röntgen- und Gammastrahlung) erzeugt ebenfalls Ionen.

Ultraviolettstrahler wurden früher im Dauerbetrieb in Krankenhäusern zur Desinfektion eingesetzt. Heute findet man sie in der Trinkwasser-Aufbereitung sowie zur Aushärtung von Lacken, Harzen und Kunststoffen. Die Hauptwirkung entsteht dabei *nicht* durch Ionen. Vielmehr zerstören die energiereichen Photonen Moleküle und wirken keimtötend.

Radioaktive Isotope (Radionuklide) werden u. a. in Ionisationsrauchmeldern zur Detektierung Ionen absorbierender Substanzen (Rauchgase, Aerosole) eingesetzt. Dabei wird die durch Ionisierung hervorgerufene Leitfähigkeit der Luft gemessen. Diese Leitfähigkeit sinkt bei Anwesenheit von organischen Gasen oder Aerosolen.

Anwendungen [Bearbeiten]

Beseitigung von elektrostatischer Aufladung [Bearbeiten]

Eine Anwendung von Ionisatoren ist die Beseitigung elektrostatischer Aufladungen (Gefahr elektrostatischer Entladungen, Brandgefahr, Personenschutz). Sie wird eingesetzt, wenn die aufgeladenen Teile durch Erdung allein nur unzureichend entladen werden können.^[2]

Elektrostatische Entladungen sind eine Gefahr an Anlagen, bei denen elektrisch isolierende Produkte bewegt werden (Folieherstellung, Folieverpackung, Papierherstellung, Druckmaschinen, Textilienherstellung, Getreidemühlen, Abfüllanlagen). Hier besteht Brand- und ggf Explosionsgefahr. Mit Ladungsableitung bzw. mittels Ionisatoren schwach leitfähig gemachter Luft wird auch verhindert, dass das Verarbeitungsgut aufgrund

elektrostatischer Aufladung aneinander oder an den Transportbahnen haftet, was den Transport behindern würde. Weiterhin kann so das Anziehen von unerwünschten Partikeln verhindert werden. In Papierbögen verarbeitenden Maschinen wird elektrostatisches Verkleben bei der Trennung der Bögen vom Stapel, beim Transport des Bogens innerhalb von Maschinen, sowie auch beim Ab stapeln am Ende der Maschine mit Ionisatoren verhindert. In Bogenoffsetdruckmaschinen wird durch Ionisation verhindert, dass Farbtropfen vorzeitig vom Druckzylinder auf den Bogen des Gegendruckzylinders überspringen.

An Arbeitsplätzen zur Herstellung und Verarbeitung elektronischer Bauelemente (Wafer, Schaltkreise, Leuchtdioden, Laserdioden, Leiterplatten-Bestückung) werden Ionisatoren verwendet, um einerseits den ESD-Schutz der Komponenten zu gewährleisten und andererseits

Verschmutzung durch elektrostatisch angezogene Staubpartikel zu vermeiden.

Zur Kontrolle der Wirkung der zum ESD-Schutz eingesetzten Ionisatoren gibt es den sog. Charged Plate Monitor (CPM), ein Messgerät, mit dem das Ladungsfeld, als Abbild der Ladung, zwischen zwei definierten Platten bestimmt werden kann.

Koronabehandlung von Kunststoffflächen
[Bearbeiten]

Koronabehandlung ist das oberflächliche Aufräumen und Aktivieren nichtleitender Oberflächen mittels Koronaentladungen, meist um die Verklebbarkeit oder Haftung zu verbessern. Nach einer solchen Behandlung können Kunststoffflächen besser oder (bei manchen Kunststoffen) überhaupt erst laminiert oder beschichtet werden.

„Luftreiniger“ [Bearbeiten]

Geräte zur Ionisierung der Raumluft gibt es als Kleingerät geringer Leistung. Die über den staubbindenden Effekt hinausgehenden Wirkungen der Kleingeräte für den Hausgebrauch (Steigerung des Wohlbefindens, frischere Raumluft), die auf der Erzeugung von Anionen beruhen sollen, sind wissenschaftlich nicht nachgewiesen und werden kontrovers diskutiert.

Inwieweit der mögliche Nutzen einer Raumluft-Ionisation den Schaden durch das entstehende Ozon, die chemischen Abbauprodukte und freien Radikale aufwiegt, ist fraglich. Die Hersteller von Ozonisierungsgeräten weisen darauf hin, dass die Ozonkonzentrationen während des Gebrauchs sehr hoch sein und weit über den gesetzlichen Grenzwerten liegen können, welche zum Schutz der Bevölkerung für die Außenluft gelten. Der Gebrauch solcher Geräte ist insbesondere bei Asthmatikern bedenklich.

Ionisatoren in elektrischen Haushaltsgeräten

[[Bearbeiten](#)]

Im Handel sind auch [Haartrockner](#), [Staubsauger](#) und [Notebooks](#) mit Ionisatoren erhältlich, die eine antistatische Wirkung versprechen.

Sogenannte *Wasser-Ionisatoren* für den Haushalt sollen angeblich die Qualität des [Trinkwassers](#) verbessern. Schadstoffe und Bakterien sind jedoch im Trinkwasser ohnehin kaum vorhanden.
Sicherheit [[Bearbeiten](#)]

Elektrische Sicherheit [[Bearbeiten](#)]

Die Betriebsspannungen der Corona-Ionisatoren bilden bei fachgerechter Isolation oder einer [Fehlerstromschutzschaltung](#) keine Gefahr. Die Ströme bei Laserdruckern und Kopierern sind

meist zu klein, um Gesundheitsschäden bei Berührung hervorzurufen.

Da die zu beseitigenden elektrischen Felder von vielen Faktoren wie z. B. natürlichen Ionenwolken, offenem bewegtem Wasser, offenem Feuer, Luftfeuchtigkeit usw. beeinflusst werden, treten sie in der Praxis vollkommen unvorhersehbar auf. So kann beispielsweise vollkommen gleich behandeltes Verarbeitungsgut ein und derselben Charge unterschiedlich aufgeladen sein. Selbst das gleiche Verarbeitungsgut kann bei wiederholter Verarbeitung unterschiedlich geladen sein. Gleichspannungs-überlagerte Ionisatoren zur elektrostatischen Entladung können unter diesen Umständen funktionell umkippen und dann aufladen statt zu entladen. Der Abstand der Spitzen und die anliegende Spannung, gegebenenfalls Luftströmung und Pulszeiten, müssen deshalb aufeinander abgestimmt sein. [3]

Kontaminierungen [[Bearbeiten](#)]

Durch die Ionenerzeugung entstehen freie Radikale, die zu chemischen Reaktionen und u.a. zur Bildung von Ozon, Stickoxiden und anderen Schadstoffen führen. Das erzeugte Ozon kann die menschlichen Atmungsorgane beeinträchtigen und fördert Korrosion.

Siehe auch [[Bearbeiten](#)]

Ionenimplanter

Quellen [[Bearbeiten](#)]

⤴ Rudi Riedl, Dieter Neumann, Jürgen Teubner: Technologie des Offsetdrucks. Seite 283.

1.Auflage. VEB Fachbuchverlag Leipzig. Leipzig 1989, ISBN 3-343-00527-4

⤴ DIN EN 100015-1:1993-06 - Schutz von
elektrostatisch gefährdeten Bauelementen - Teil
1: Allgemeine Anforderungen

⤴ Dipl.-Ing. M. Walter: Elektrostatische
Aufladung. VEB Verlag der Technik. Berlin 1961,
Bestellnummer 1/4/2538⁹⁸

„Sorptionspumpe [[Bearbeiten](#)]

Durch Physisorption scheidet sich das Gas an
frischen, unbedeckten Oberflächen ab. Die Fläche
mit dem Sorptionsmittel muss ständig erneuert
werden. Als Sorptionsmittel werden Zeolithe bzw.
Aktivkohle verwendet.

Falls die Schicht durch Aufdampfen eines Metalls

⁹⁸ Wikipedia: Seite „Ionisator“. In: Wikipedia, Die freie
Enzyklopädie. Bearbeitungsstand: 4. Dezember 2010, 12:10
UTC. URL:
<http://de.wikipedia.org/w/index.php?title=Ionisator&oldid=82256574>
(Abgerufen: 22. Januar 2011, 09:42 UTC) Versions-ID
der Seite: 82256574.

gebildet wird, spricht man von „Getterpumpen“. Bei der Ionengetterpumpe wird das Gas durch Elektronenstöße ionisiert und durch ein elektrisches Feld zum Sorptionsmittel getrieben. Diese Pumpen erfordern ein gutes Vorvakuum und dienen zur Erzeugung eines Ultrahochvakuums. Eine vieleingesetzte Variante der Ionengetterpumpe ist die Orbitronpumpe; um eine möglichst große Anzahl von Restgaspartikeln zu ionisieren, umlaufen die Elektronen eine zentral angeordnete, stabförmige Anode, die von einer zylindrischen Kathode umgeben ist.“⁹⁹

„Ionenimplanter

aus Wikipedia, der freien Enzyklopädie

⁹⁹ Wikipedia: Seite „Vakuumpumpe“. In: Wikipedia, Die freie Enzyklopädie. Bearbeitungsstand: 4. Januar 2011, 10:35 UTC. URL:

<http://de.wikipedia.org/w/index.php?title=Vakuumpumpe&oldid=83427604> (Abgerufen: 22. Januar 2011, 11:03 UTC)

Versions-ID der Seite: 83427604.

Wechseln zu: [Navigation](#), [Suche](#)

Ionenimplanter sind Maschinen, die Werkstoffe mit geladenen Teilchen ([Ionen](#)) beschießen ([Ionenimplantation](#)), um die Materialeigenschaften zu ändern.

Aufbau & Funktionsweise [[Bearbeiten](#)]





Ionenimplantation-Anlage.

Alle Ionenimplanter bestehen aus einer Ionenquelle, einem Beschleunigungssystem (Ionenbeschleuniger), einer Extraktionsblende, einer Masse- und Energietrennung der Ionen, einem Abstastsystem, sowie einer Kammer zur Bearbeitung der Wafer.

Implantiert wird in Silizium und andere Halbleiter wie z. B. Gallium-Arsenid (GaAs), einem III-V-Verbindungshalbleiter.

In der Ionenquelle wird das Gas ionisiert. Die Ionenquelle besteht dabei aus einem Heizdraht der vom Dotantengas angeströmt wird. Zum Implantieren von Stoffen die als Festkörper vorkommen (z. B. Beryllium) kann in manchen Implantern auch ein sogenannter „Vaporizer“ eingesetzt werden, mit dem feste Dotanten

verdampft werden können. Die ionisierten Dotanten werden dann vorbeschleunigt (meist einige 10 kV), bevor der Ionenstrahl den Magnet zur Massen-/Energietrennung erreicht. Nach dem Selektionsmagnet findet eine Nachbeschleunigung mit bis zu einigen Megavolt statt. Der gesamte Prozess findet im Ultrahochvakuum statt, das meist mit Turbomolekularpumpen oder Kryopumpen erzeugt wird.

Als Dotanten dienen Elemente, die als Akzeptoren, wie Bor und Indium, oder Donatoren, wie Phosphor und Arsen, wirken können. Die Beispiele beziehen sich dabei auf Silizium als zu dotierendes Material. Diese Elemente werden oft nicht in ihrer elementaren Form, sondern gebunden in gasförmiger oder fester Form (Pulver) eingesetzt:

Bor: Bortrifluorid (BF_3 , gasförmig)

Phosphor: Phosphin (PH_3 , gasförmig)

Arsen: Arsin (AsH_3 , gasförmig)

Indium: Indium(III)chlorid (InCl_3 , fest)

Kohlenstoff

Germanium

Einteilung [Bearbeiten]

Bei der Halbleiterherstellung unterscheidet man drei Grundtypen von Implantern:

Mittelstromimplanter mit Implantströmen von 10 μA bis 5 mA bei Energien von 5 bis 900 keV

Hochstromimplanter mit Implantströmen von 100 μA bis 30 mA bei Energien von 0,5 bis 220 keV

Hochenergieimplanter mit Implantströmen von 10 μA bis 1 mA bei Energien von 200 bis 3.000 keV

Weiterhin kann man Implantern nach ihrem Handlungssystem einteilen:

Batch-Maschinen (es werden mehrere Wafer gleichzeitig bearbeitet)

Einzel-Wafer-Maschinen (die Wafer werden nacheinander bearbeitet)¹⁰⁰

„Ionenquelle

aus Wikipedia, der freien Enzyklopädie
Wechseln zu: [Navigation](#), [Suche](#)

Eine **Ionenquelle** (je nach Bauart auch **Plasmatron** oder **Ionenkanone** genannt) dient der Erzeugung von [Ionen](#) um diese zum Beispiel in [Teilchenbeschleunigern](#) zu beschleunigen, ihre Masse in einem [Massenspektrometer](#) zu bestimmen oder [Halbleiter](#) durch [Ionenimplantation](#) zu dotieren.

¹⁰⁰ Wikipedia: Seite „Ionenimplanter“. In: Wikipedia, Die freie Enzyklopädie. Bearbeitungsstand: 26. Mai 2009, 17:53 UTC. URL: <http://de.wikipedia.org/w/index.php?title=Ionenimplanter&oldid=60458959> (Abgerufen: 22. Januar 2011, 11:15 UTC)
Versions-ID der Seite: 60458959.

Ionisationsarten [Bearbeiten]

Die Ionen können auf verschiedene Weisen erzeugt werden. Häufig kommen Stoßionisation, insbesondere Elektronenstoßionisation (EI) oder chemische Ionisation (CI), Photoionisation (PI), Feldionisation (FI), Fast Atom Bombardment (FAB), Matrix-unterstützte Laser-Desorption/Ionisation (MALDI) und Elektrospray-Ionisation (ESI) vor.

Ausführungen [Bearbeiten]

Bestimmend für die Anforderungen an eine Ionenquelle sind die Arten der zu ionisierenden Atome oder Moleküle, die gewünschten Ladungszustände, Zulässigkeit oder gar Wunsch nach Fragmentation von Molekülen, erforderlicher Ionenstrom und Energieverteilung der Ionen.

Beispiele für Bauformen von Ionenquellen sind

[Duoplasmatron](#) (Plasmatron mit zwei Kammern)

[Elektron-Zyklotron-Resonanz-Ionenquelle](#) (EZR-Ionenquelle)

[Elektronenstrahl-Ionenquelle](#) (EBIS, EBIT, siehe [Electron Beam Ion Trap](#))

[Kapillaritron](#) (Kapillarenanode mit Extraktionskathode)

[Mikrowellen-Ionenquelle](#), zum Beispiel mit einem [Magnetron](#)

Penning-Ionenquelle für Teilchenbeschleuniger (gleiches Prinzip wie [Penning-Vakuummeter](#))¹⁰¹

„Magnetron

aus Wikipedia, der freien Enzyklopädie

Wechseln zu: [Navigation](#), [Suche](#)

¹⁰¹ Wikipedia: Seite „Ionenquelle“. In: Wikipedia, Die freie Enzyklopädie. Bearbeitungsstand: 24. November 2010, 12:13 UTC. URL: <http://de.wikipedia.org/w/index.php?title=Ionenquelle&oldid=81880423> (Abgerufen: 22. Januar 2011, 11:25 UTC) Versions-ID der Seite: 81880423.

Das **Magnetron** ist eine Vakuum-Laufzeitröhre zur Erzeugung von elektromagnetischer Strahlung im Mikrowellenbereich (ca. 0,3 bis 300 GHz).

Magnetrone haben einen Wirkungsgrad von bis zu 80 % und sind somit sehr effiziente, preiswerte Generatoren für Hochfrequenz. Die Leistung und der Frequenzbereich werden maßgeblich durch die Konstruktion bestimmt. Man unterscheidet kontinuierlich arbeitende (Dauerstrich-)Magnetrone und Impulsmagnetrone. Im Dauerstrichbetrieb können einige kW und im Impulsbetrieb mehr als 10 MW erzielt werden. Diese Elektronenröhren sind kurzzeitig extrem überlastbar.



Magnetron eines Mikrowellenherdes im Querschnitt

Inhaltsverzeichnis

[\[Verbergen\]](#)

[1 Aufbau](#)

[2 Wirkungsweise](#)

[2.1 Elektronenbahnen](#)

[2.2 Resonante Anodenform](#)

2.3 Elektrischer Anschluss

3 Anwendungen

4 Geschichte

5 Literatur

6 Weblinks

7 Einzelnachweise

Aufbau [Bearbeiten]

Das Magnetron besteht aus einer walzenförmigen Glühkathode (Oxid- oder Vorratskathode) im Zentrum. Meist bildet der Heizdraht selbst die Kathode (sog. direkt geheizte Kathode). Sie ist von einem massiven, zylinderförmigen Anodenblock (meist Kupfer) umschlossen. Kühlrippen am Anodenblock ermöglichen Kühlung durch freie Konvektion, ein Gebläse oder Wasserkühlung. In der Innenseite des Anodenblocks befinden sich frequenzbestimmende Hohlraumresonatoren. Es handelt sich meist um

strahlenförmige, zum Heizdraht parallel verlaufende Schlitze (sog. Schlitzmagnetron), die in Richtung der zentralen Bohrung des Anodenblocks, dem sogenannten Wechselwirkungsraum, offen sind.

Andere Ausführungsformen der Hohlraumresonatoren sind: Lochresonator, Segmentresonator (Kreistyp), Mehrfrequenzresonator (Rising-Sun-Typ).

Das Magnetron benötigt zur Funktion ein axiales Magnetfeld, welches meist mit Dauermagneten erzeugt wird. Einer der Hohlraumresonatoren ist mit einer Kopplungsschleife oder mit einem Hohlleiter verbunden und dient der Leistungsentnahme.



Magnetron eines Mikrowellenherdes im Längsschnitt (Magnete und Kühlrippen entfernt)



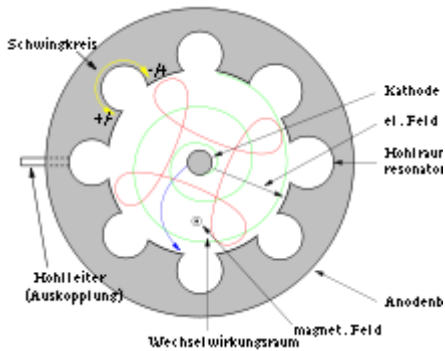
Impuls-magnetron MI-189W (ca. 160 mm breit, ca. 9 GHz, Flugzeug-Bordradar, Sowjetunion)



Impuls-magnetron MI-158 (ca. 110 mm hoch, 9,33...9,42 GHz, 7 kW, 0,1...1 μ s, u.a. f. Flugzeug-Bordradar, Sowjetunion 1970)

Wirkungsweise [[Bearbeiten](#)]

Elektronenbahnen [[Bearbeiten](#)]



Magnetron schematisch

Im Wechselwirkungsraum zwischen Kathode und Anode wirken elektrische und magnetische Felder gleichzeitig. Die Magnetfeldlinien verlaufen parallel zur Kathodenachse und durchsetzen den Wechselwirkungsraum. Liegt Spannung zwischen Anode und Kathode an, werden aufgrund des elektrischen Feldes die durch eine Glühkathode freigesetzten Elektronen hin zur Anode beschleunigt. Das elektrische Feld bildet jedoch mit dem Magnetfeld einen rechten Winkel, daher werden die Elektronen aufgrund der Lorentzkraft

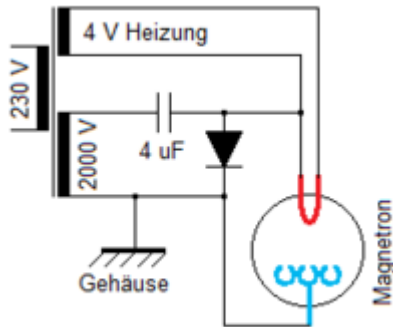
von ihrer radialen Bahn spiralförmig abgelenkt. Dadurch bewegen sie sich im Wechselwirkungsraum um die Kathode herum. Erst ab einer recht hohen Anodenspannung kommt es zum Stromfluss – das elektrische Feld weitet die Bahnkrümmung so weit aus, dass die Elektronenbahnen die Anode streifen.

Resonante Anodenform [Bearbeiten]

Die Schlitze bzw. Kammern der Anode bilden eine ringförmig geschlossene Verzögerungsleitung aus Hohlraumresonatoren: Elektromagnetische Schwingungen in einem Hohlraumresonator breiten sich über den Wechselwirkungsraum und die Schlitze in die anderen Hohlraumresonatoren aus. Es entsteht ein ringförmig geschlossener mehrpoliger elektromagnetischer Schwingkreis. In ihm treten Wechselspannungen zwischen den Enden der Anodensegmente und auch Wechselströme an den inneren Oberflächen der

Schlitzwände auf. Das HF-Feld in diesem Ringresonator tritt mit den Elektronen in Wechselwirkung. Die resultierenden Felder beeinflussen Bahn und Geschwindigkeit der Elektronen. Die Folge ist, dass Elektronen gebremst oder beschleunigt werden und sich dadurch während ihres Umlaufes Bereiche höherer und niedrigerer Elektronendichte bilden. Diese Elektronenwolken verstärken ihrerseits die HF-Schwingungen des Ringresonators – es tritt Selbsterregung ein. Wird die kinetische Energie eines Elektrons zu klein, so tritt es in den Anodenblock ein. Aus der Kathode wird ständig ein Überschuss an freien Elektronen nachgeliefert.

Elektrischer Anschluss [[Bearbeiten](#)]



Elektrischer Anschluss des Magnetrons in einem Mikrowellenherd

Magnetrone besitzen eine elektrisch geheizte Glühkathode zur Freisetzung der Elektronen (Glühemission). Magnetrone sind direkt geheizt, oder die Heizwendel ist mit der Kathode verbunden. Da der Körper (Anodenblock, Magnet, Hohlleiterflansch bzw. Antennenstift) Massepotential hat, muss die Heizspannungsversorgung für die Betriebsspannung des Magnetrons (mehrere Kilovolt) gut isoliert ausgeführt sein – an der

Kathode liegt die gegenüber Masse negative Betriebsspannung an.

Die nebenstehende typische Mikrowellenherd-Schaltung zeigt ein Magnetron im Halbwellenbetrieb: Die Hochspannungswicklung ist einseitig geerdet. Wenn der andere Anschluss positiv wird, leitet die Siliziumdiode und der Kondensator lädt sich auf etwa 2800 V auf. Wird die Sekundärspannung negativ, addiert sich die Spannung des eben aufgeladenen Kondensators, und die Kathodenspannung erreicht -5600 V. Die Schaltung wirkt wie ein Spannungsverdoppler. Die Heizwicklung muss entsprechend gut isoliert sein.

In den obigen Bildern von Impulsmagnetrons sind die rotbraunen Kunststoffkörper zu sehen, die die Heizspannungs- und Kathodenanschlüsse gegen den Metallkörper des Magnetrons isolieren.

Sobald das Magnetron in Betrieb genommen wird, fällt ein kleiner Teil der Elektronen auf die Kathode zurück, und es wird Wärmeenergie frei. Daher muss besonders bei kontinuierlich arbeitenden Magnetronen die Heizspannung für die Kathode reduziert werden, um Übertemperatur zu vermeiden.

Anwendungen [[Bearbeiten](#)]



Vorsicht: Gesundheitsgefährdung durch starke elektromagnetische Strahlung

Einsatzgebiete von Dauerstrich-Magnetronen sind hauptsächlich industrielle Erwärmung und Trocknung (HF-Heizung), Plasmaerzeugung und der Mikrowellenherd.

In Schwefellampen und manchen Ionenquellen dient ein Magnetron zur Plasmaerzeugung.

Impuls-Magnetrone werden in Impuls-Radargeräten auch heute noch oft zur Erzeugung der Sendeimpulse verwendet.

Zum Sputtern (engl. für zerstäuben) werden neben anderen Techniken auch Magnetrone eingesetzt.

In EMP-Waffen werden Impuls-Magnetrone sehr hoher Leistung verwendet: Hierbei wird mittels gerichteter HF-Energie versucht, gegnerische Elektronik zu zerstören.

Funkamateure verwenden Magnetronen u. a. zur Erde-Mond-Erde-Kommunikation.

Geschichte [Bearbeiten]

Der Physiker Heinrich Greinacher entwickelte vor 1912 eine Röhre, um das Verhältnis der Elektronenladung zu dessen Masse zu messen, und stellte die grundlegenden mathematischen Gleichungen auf. Die Röhre funktionierte jedoch aufgrund unzureichenden Vakuums in ihrem Inneren und ungenügender Elektronenemission nicht.

Der Physiker Albert W. Hull aus den USA nutzte die Veröffentlichung von Greinacher, erweiterte die Theorie der Flugbahnen von Elektronen im Magnetron, verbesserte die Röhre und gab ihr den Namen. Hull entwickelte bei der Firma General Electric (GEC) 1921 das erste funktionierende

Magnetron, welches aus mehreren koaxialen, zylinderförmig angeordneten Anodenwänden (engl. *split-anode magnetron*) und einer Kathode bestand. Durchsetzt wird die Anordnung von einem longitudinalen magnetischen Feld durch eine externe Spule. Ursprüngliches Ziel war es, magnetisch gesteuerte Relais bzw. Verstärker zu bauen. Sie sollten den Steuerelektroden der Firma Western Electric Co. Konkurrenz machen. Dabei wurde die Möglichkeit entdeckt, das Magnetron als HF-Generator zu verwenden.

Eine davon unabhängige Entwicklung fand 1921 durch Erich Habann in Jena und August Žáček in Prag statt. Habann entwickelte ein Magnetron, das Frequenzen von 100 MHz erzeugte. Der wesentliche Unterschied zu dem Magnetron von Hull bestand darin, dass Habann (wie in heutigen Magnetronen) ein magnetisches Gleichfeld verwendete. Die Bedingungen, um die Dämpfung aufzuheben (Schaffung eines negativen

differentiellen Innenwiderstandes), konnte Habann präzise vorausberechnen. Žáček konnte mit einer massiven Zylinder-Anode Frequenzen von 1 GHz erreichen. Durch Schlitze in der Anode schaffte Kinjirō Okabe (岡部金治郎) an der Universität Tōhoku in Sendai (Japan) 1929 mit Frequenzen von 5,35 GHz den Durchbruch für Magnetronen im Zentimeter-Wellenbereich.

Am 27. November 1935 meldete Hans Erich Hollmann sein Patent^[1] für das Vielschlitz-Magnetron an, das am 12. Juli 1938 erteilt wurde. 1940 entwickelten die britischen Physiker John Turton Randall und Henry Albert Howard Boot eine verbesserte Variante von Hollmans Vielschlitz-Magnetron, indem sie ein Flüssig-Kühlsystem und eine veränderte Schlitzung verwendeten. Damit konnten sie die Ausgangsleistung ver Hundertfachen.

Literatur [[Bearbeiten](#)]

Heinrich Greinacher: In: *Verhandlungen der Deutschen Physikalischen Gesellschaft*, Heft 14 (1912), S. 856.

Albert W. Hull: *The Measurement of Magnetic Fields of Medium Strength by Means of a Magnetron*. In: *Physical Review*. Heft 22 (1923), S. 279–292 [doi:10.1103/PhysRev.22.279](https://doi.org/10.1103/PhysRev.22.279).

Erich Habann: *Eine neue Generatorröhre*. In: *Zeitschrift für Hochfrequenztechnik. Jahrbuch der drahtlosen Telegraphie und Telephonie, Band 24*. Krayn, Berlin 1924, S. 115ff. (zugleich Dissertation der Universität Jena, 1924).

August Žáček: In: *Časopis pro pěstování matematiky a fysiky*, Heft 53 (1924), S. 378.

Hans Erich Hollmann: *Physik und Technik der ultrakurzen Wellen. Band 1. Erzeugung ultrakurzwelliger Schwingungen*. Springer, Berlin 1936, Kapitel 4.

Weblinks [[Bearbeiten](#)]

 [Commons: Magnetron](#) – Album mit Bildern

und/oder Videos und Audiodateien

[Funktionsweise gut erklärt und mit Bildern anschaulich gemacht](#) (englisch)

[Funktionsweise eines Magnetrons ausführlich erklärt](#)

Einzelnachweise [[Bearbeiten](#)]

↑ Patent [US2123728](#): *Magnetron*. Angemeldet am 27. November 1935, Anmelder: Telefunken GmbH, Erfinder: Hans Erich Hollmann.“¹⁰²

„Hohlraumresonator

aus Wikipedia, der freien Enzyklopädie

Wechseln zu: [Navigation](#), [Suche](#)

Ein **Hohlraumresonator** ist in der

[Hochfrequenztechnik](#) ein [Schwingkreis](#) für

¹⁰² Wikipedia: Seite „Magnetron“. In: Wikipedia, Die freie Enzyklopädie. Bearbeitungsstand: 16. Januar 2011, 20:59 UTC. URL:

<http://de.wikipedia.org/w/index.php?title=Magnetron&oldid=83982787> (Abgerufen: 22. Januar 2011, 11:32 UTC) Versions-ID der Seite: 83982787.

Frequenzen oberhalb von etwa 1 GHz. In der Akustik dient er zu Verstärkung einer Schwingung oder Welle, indem man Resonanz ausnutzt. Dabei sind die Innenwände derart ausgerichtet, dass Reflexion einer Welle zwischen ihnen möglich ist (Stehende Welle).



Einige Hohlraumresonatoren für Frequenzen zwischen 200 MHz und 3 GHz



Supraleitende Hohlraumresonatoren für eine Resonanzfrequenz von 1,3 GHz im [Teilchenbeschleuniger DESY](#)

[Inhaltsverzeichnis](#)

[\[Verbergen\]](#)

[1 Beispiele für Hohlraumresonatoren](#)

[2 Hohlraumresonatoren in der Hochfrequenztechnik](#)

[3 Licht und Laser](#)

[4 Hohlraumresonatoren in der Akustik](#)

[5 Resonanz bei Oberflächenwellen](#)

[6 Siehe auch](#)

Beispiele für Hohlraumresonatoren [\[Bearbeiten\]](#)
[Pillbox \(Kavität\)](#)

Mikrowellen: Ein- und Auskoppel-Resonatoren in Klystrons, Wellenmesser

Ein Magnetron enthält viele gekoppelte Hohlraumresonatoren gleicher Frequenz

Das Innere eines Mikrowellenherdes ist ein Hohlraumresonator, dessen Schwingungen durch den Inhalt gedämpft werden

Luft-Schall: Die Rohre von Flöten und anderen Blasinstrumenten, Bassreflexbox, Resonanzen in Wohnräumen, Helmholtz-Resonator, Kundtsches Rohr, Orgelpfeifen

Hohlraumresonatoren in der Hochfrequenztechnik [Bearbeiten]

Hohlraumresonatoren spielen in der Hochfrequenztechnik eine wichtige Rolle. Mit Hilfe von Hohlraumresonatoren lassen sich gute Filter auch für sehr hohe Frequenzen entwickeln.

Die Resonanzfrequenzen eines rechteckigen Hohlraumresonators lassen sich mit folgender Gleichung berechnen:

$$\omega_0^2 \mu \epsilon = \left(\frac{m \pi}{a} \right)^2 + \left(\frac{n \pi}{b} \right)^2 + \left(\frac{p \pi}{c} \right)^2$$

wobei einer der positiv ganzzahligen Parameter m , n , oder p auf Null gesetzt werden darf und a , b und c die Abmessungen sind.

Ein Hohlraumresonator hat somit eine unendliche Anzahl von Resonanzfrequenzen.

Die niedrigsten Resonanzfrequenzen lassen sich noch gut trennen. Höhere Resonanzfrequenzen liegen jedoch immer dichter beieinander und gehen sogar ineinander über. Dadurch ist eine Trennung aufgrund der endlichen Bandbreite nicht mehr möglich.

Man nennt dieses die **Resonanzfrequenzdichte**.

Um eine Resonanz im Hohlraumresonator hervorzurufen, muss Energie zugeführt werden. Da Hohlraumresonatoren eine Dämpfung besitzen, klingt diese Resonanz wieder ab, wenn keine Energie mehr zugeführt wird. Die Energie wird in der Regel durch eine Form des Wellenleiters zugeführt. Die Ankopplung des

Wellenleiters ist abhängig von der Art des Wellenleiters und der Modi, die angeregt werden sollen und lässt sich in kapazitive und induktive Ankopplung einteilen.

Beispiel-Berechnung der Resonanzfrequenzen:

Hohlraumresonator mit den Abmessungen: $a = 30$ cm, $b = 20$ cm und $c = 10$ cm

m	n	p	f_0
1	1	0	901,4 MHz
2	1	0	1,25 GHz
1	0	1	1,58 GHz
0	1	1	1,68 GHz
3	1	0	1,68 GHz

Licht und Laser [[Bearbeiten](#)]

In einem Laser, wird Licht einer bestimmten Frequenz in einem Hohlraumresonator verstärkt, der gewöhnlich aus einer Anordnung aus zwei oder – bei gefaltetem Resonator – aus mehreren

Spiegeln besteht. Hier wie auch beim Fabry-Pérot-Interferometer läuft das Licht nur in einer Richtung zwischen den Spiegeln hin- und her. Die Eigenresonanzen heißen beim Laser Longitudinalmoden. Liegen mehrere dieser Moden innerhalb des Verstärkungsbereiches des aktiven Mediums des Lasers, kann dieser zugleich oder wahlweise auf einer dieser diskreten Moden bzw. Frequenzen arbeiten. Bei der Modenkopplung (*mode locking*) sind mehrerer dieser Moden synchronisiert und überlagern sich zu einem hin- und herlaufenden Impuls.

Hohlraumresonatoren in der Akustik [Bearbeiten]





Der einseitig geschlossene Hohlraumresonator unter der Stimmgabel ist abgestimmt auf $1/4$ der Wellenlänge (19 cm bei 440 Hz) und verstärkt die Lautstärke erheblich.



Helmholtz-Resonator aus Messing von ca. 1900
In der Akustik spielen beidseitig und einseitig offene sowie geschlossene Hohlraumresonatoren eine große Rolle.

Beidseitig offene Rohre besitzen ihre Grundresonanz bei der halben Schallwellenlänge.
Beispiele für beidseitig offene Resonatoren sind:

Flöte: durch Blastechnik und Griffe können die Grundwelle und geradzahlige Harmonische (eine oder mehrere Oktaven höher) angeregt werden. Die effektive Rohrlänge wird durch die mit den Fingern hintereinander geschlossenen Löcher bestimmt.

Resonanzrohre unter den Tönen von Xylophonen und Metallophonen

Kundtsches Rohr

Einseitig offene Rohre besitzen ihre Grundresonanz bei einem Viertel der Schallwellenlänge:

gedackte Orgelpfeifen, Posaunen, Trompeten; hier sind ungeradzahlige Oberwellen bzw. geradzahlige Harmonische anregbar.

Geschlossene Resonatoren:

Resonanzen in geschlossenen Räumen: während kleine Räume ausgesprochen diskrete Eigenfrequenzen aufweisen, überlagern sich bei großen Räumen (z.B. Kirchen) alle Moden zu einem Kontinuum - es tritt Hall auf.

Beim Helmholtz-Resonator und bei Bassreflexboxen unterliegen die Grundresonanzen anderen Gesetzen; hier schwingt die Luftmasse im Hals bzw. im Bassreflexrohr gegen die Elastizität des Volumens, die Grundresonanzen sind niedriger als es die geometrischen Abmessungen erwarten lassen.

Orgelpfeifen gibt es in zwei Ausführungen: am Ende offen oder geschlossen (gedackt).

Eine 10 m lange, offene Pfeife erzeugt einen Ton mit einer Frequenz von

$$f = \frac{c}{\lambda} = \frac{343 \frac{\text{m}}{\text{s}}}{2 \cdot 10 \text{ m}} \approx 17 \text{ Hz}$$

(f = Frequenz, c = Schallgeschwindigkeit 343 m/s bei 20°C und λ = Wellenlänge). Eine gedackte Pfeife muss nur halb so lang sein, um einen Ton mit der gleichen Frequenz zu erzeugen. Sie entwickelt jedoch andere Obertöne bzw.

Harmonische: während eine offene Pfeife alle Harmonische bzw. Obertöne enthält, sind es bei einer gedackten Orgelpfeife ungradzahlige Teiltöne

(Partialtöne, Harmonische), also Vielfache der Grundfrequenz $3f$, $5f$, $7f$, ... bzw. geradzahlige Obertöne, die herausragen. Ungeradzahlige Harmonische, Partialtöne oder Teiltöne sind eben geradzahlige Obertöne.

Resonanz bei Oberflächenwellen [Bearbeiten]

Bei Wasserwellen und anderen Oberflächenwellen (Schwerewellen bzw. Rayleigh-Wellen) kann in ähnlicher Weise von einem zweidimensionalen Resonator gesprochen werden, wenn die Flächen reflektierend begrenzt sind:

Für Tideresonanz stellt die in einer Bucht schwingfähige Wassermasse einen sogenannten **Beckenresonator** dar; siehe auch Beckenschwingung, Seiche.

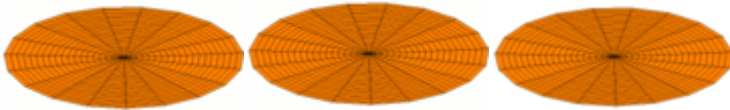
Bei Wellenresonanzen können vom erregenden Wellenspektrum gleichzeitig mehrere Eigenfrequenzen einer zwischen der Küste und vorgelagerten Riffen schwingfähigen Wassermasse getroffen werden, sodass dieselbe

Wassermasse unterschiedliche Beckenresonanzen ausführt.

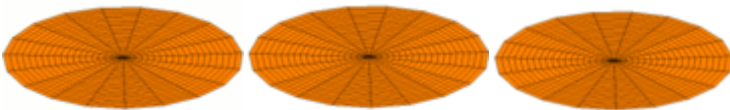
Resonanz und Interferenz akustischer Wellen in Festkörpern werden in Schwingquarzen und Oberflächenwellenfiltern genutzt.

Schwingquarze und keramische Resonatoren können auch auf ihren Harmonischen zum Schwingen angeregt werden.

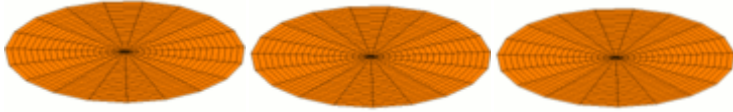
Eingespannte Membrane eignen sich besser als Hohlräume zur Veranschaulichung der möglichen Schwingungszustände; sie können eine Vielzahl von Eigenresonanz bilden:



Mode u_{01} (1s) Mode u_{02} (2s) Mode u_{03} (3s)



Mode u_{11} (2p) Mode u_{12} (3p) Mode u_{13} (4p)



Mode u_{21} (3d) Mode u_{22} (4d) Mode u_{23} (5d)

Siehe auch [[Bearbeiten](#)]

[Shuntimpedanz](#)¹⁰³

¹⁰³ Wikipedia: Seite „Hohlraumresonator“. In: Wikipedia, Die freie Enzyklopädie. Bearbeitungsstand: 4. Dezember 2010, 07:49 UTC. URL: <http://de.wikipedia.org/w/index.php?title=Hohlraumresonator&oldid=82248934> (Abgerufen: 22. Januar 2011, 11:43 UTC)
Versions-ID der Seite: 82248934.

Space Shuttle

„Space Shuttle

aus Wikipedia, der freien Enzyklopädie

Wechseln zu: [Navigation](#), [Suche](#)



Dieser Artikel befasst sich mit der amerikanischen Raumfähre Space Shuttle, für Informationen zur **nächsten** Mission siehe **STS-133**.

Space Shuttle



Die Atlantis startet zur Mission STS-115

Orbiter

Länge	37,24 m
Spannweite	23,79 m
Flügelfläche	249,9 m ² ^[1]
<u>Startmasse</u> (maximal)	109.000 kg
Nutzlast in einen niedrigen Orbit	24.500 kg

Nutzlast zur ISS	16.400 kg
maximaler Schub auf Meereshöhe	$3 \cdot 1.76 = 5,27 \text{ MN}^{[2]}$
maximaler Schub im <u>Vakuum</u>	$3 \cdot 2.09 = 6,27 \text{ MN}$
Regelbereich der Haupttriebwerke	65% bis 109%
Einsatzhöhe	185–643 km ^[3]
Besatzung	Maximal 8 Personen
Außentank	
Länge	48,9 m
Durchmesser	10,4 m
Volumen	2.030 m ³
Leergewicht	26.556 kg
Startgewicht	757.000 kg
Booster (2 Stück)	
Länge	45,6 m
Durchmesser	3,71 m
Startgewicht	590.000 kg

Startschub	$2 \cdot 12,46 = 24,92 \text{ MN}$
Gesamtsystem	
<u>Startmasse</u>	2.046.000 kg
Startschub	30,16 MN
Startschub/Startmasse	$14,74 \text{ m/s}^2 = 1,5 \text{ g}$
e	
maximale	
Beschleunigung im	3 g
Betrieb	



Das Emblem der NASA zur Erinnerung an das Space-Shuttle-Programm

Das **Space Shuttle** ist ein von der US-Raumfahrtbehörde NASA entwickelter Raumfährentyp, der aus mehreren Bestandteilen besteht und offiziell als **Space Transportation System (STS)** bezeichnet wird.^[4] Die Komponenten sind neben der Raumfähre (Orbiter) ein externer Treibstofftank und zwei Feststoffraketen. Manchmal wird auch nur der Orbiter als Space Shuttle bezeichnet, zudem ist auch die Bezeichnung *der Space Shuttle* verbreitet.

Das Shuttle ging aus dem Versuch hervor, ein wiederverwendbares Raumfahrzeug zu entwickeln. Dies sollte zu einer Kostenersparnis gegenüber den bis dahin üblichen Raketen führen, bei denen alle Raketenstufen nur einmal verwendet werden konnten. Die erwartete Ersparnis konnte allerdings nicht erreicht werden; ein Shuttlestart kostet heute knapp eine halbe

Milliarde Dollar, etwa fünfmal so viel wie ein Start mit einer unbemannten Einwegrakete gleicher Nutzlastkapazität.

Die Raumfähre kann gleichzeitig 24,5 Tonnen Nutzlast sowie 7 Astronauten in eine niedrige Erdumlaufbahn (zwischen ca. 200 und 650 Kilometer Bahnhöhe) bringen. Zudem ist das Shuttle mithilfe von Andockadaptern fähig, an eine Raumstation (heute ISS, früher Mir) anzudocken. Durch seine Fähigkeit zum gleichzeitigen Transport von Mannschaft und Fracht ist das Shuttle sehr vielseitig verwendbar, beispielsweise können Satelliten repariert oder zur Erde zurückgebracht werden, oder der Aufbau und die Versorgung einer Raumstation unterstützt werden.

Seit dem letzten Apollo-Flug im Jahr 1975 stellt das Shuttle die einzige Möglichkeit der Vereinigten Staaten dar, mit eigenen Mitteln Menschen ins All zu bringen. Der erste Flug des Systems fand im Jahr 1981 statt, seither wurden über 130 Flüge

durchgeführt, wobei es zweimal zu fatalen Unfällen kam, bei denen jeweils eine Raumfähre mitsamt siebenköpfiger Crew verloren ging. Zu den wichtigsten Erfolgen gehören die Aussetzung diverser Raumsonden sowie des Hubble-Weltraumteleskops, diverse Flüge mit eingebauten Laboratorien, Flüge zur russischen Mir-Station sowie zur Internationalen Raumstation (ISS). Insgesamt wurden fünf raumflugfähige Orbiter gebaut, von denen heute noch drei im Einsatz stehen.

Der letzte Flug eines Space Shuttles wird voraussichtlich im April 2011 stattfinden.^[5] Als Nachfolger war zeitweise das Orion-Raumschiff in Entwicklung, das jedoch frühestens 2015 einsatzbereit gewesen wäre. Am 30. August 2008 wurde bekannt, dass die NASA eine Studie begonnen hat, die eine Verlängerung der Space-Shuttle-Einsätze bis 2015 untersuchen soll.^[6] Die Entscheidung über diese Verlängerung war bis September 2009 nicht gefallen.^[7]

Inhaltsverzeichnis

[Verbergen]

1 Geschichte

1.1 Erste Konzepte

1.2 Entwicklung

1.3 Erprobung

1.4 Erstflug und die ersten fünf Jahre

1.5 Challenger-Unglück (1986) und Folgejahre

1.6 Columbia-Unglück (2003)

2 Missionsprofil

2.1 Vorbereitung und Countdown

2.2 Start und Aufstieg

2.3 Arbeit im Orbit

2.4 Landung

3 Nutzung

3.1 Satellitentransport

3.2 Wissenschaft

3.3 Betrieb von Raumstationen

4 Technik

4.1 Feststoffbooster

[4.2 Außentank](#)

[4.3 Orbiter](#)

[4.3.1 Haupttriebwerk](#)

[4.3.2 Hilfstriebwerke](#)

[4.3.3 Mannschaftsräume](#)

[4.3.4 Nutzlastbucht](#)

[4.3.5 Energieversorgung](#)

[4.3.6 Hitzeschutzschild](#)

[4.3.7 Datenübertragung](#)

[4.4 Sicherheitssysteme](#)

[4.4.1 Abbruch vor dem Start](#)

[4.4.2 Startabbruch im Flug](#)

[4.4.3 Abbruch während Flug und Wiedereintritt](#)

[4.5 Wartung und Aufrüstung](#)

[5 Die einzelnen Orbiter](#)

[5.1 Raumflugfähige Orbiter](#)

[5.2 Nicht raumflugfähige Orbiter](#)

[5.3 Unterschiede zwischen den einzelnen Orbitern](#)

[6 Probleme und Kritik](#)

[6.1 Technische Risiken](#)

[6.2 Organisatorische Probleme](#)

[6.3 Kosten](#)

[7 Weiterentwicklungen und Nachfolgeprogramm](#)

[7.1 Shuttle-C](#)

[7.2 X-33 / VentureStar](#)

[7.3 Constellation](#)

[8 Ähnliche Projekte](#)

[9 Siehe auch](#)

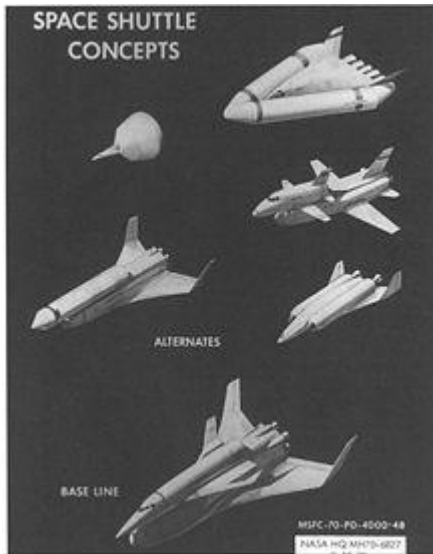
[10 Literatur](#)

[11 Weblinks](#)

[12 Belege](#)

Geschichte [[Bearbeiten](#)]

Erste Konzepte [[Bearbeiten](#)]



Einige Konzeptstudien für den Raumgleiter
Nachdem die USA den Wettlauf zum Mond gewonnen hatten und das Feld der Raumstationen der Sowjetunion überlassen mussten, wandte man sich bei der NASA ab Mitte der 1960er Jahre vermehrt der Idee zu, eine wiederverwendbare Raumfähre zu entwickeln. Dahinter steckte vor allem der Gedanke, die Kosten für den Raumtransport drastisch zu senken und so eine Kommerzialisierung der Raumfahrt einzuläuten.

So wurde 1969, also im Jahr der ersten Mondlandung, von der NASA eine Studie in Auftrag gegeben, worauf die vier großen Raumfahrtunternehmen der USA (Lockheed, Grumman, McDonnell Douglas und North American Rockwell) je ein Konzept einreichten. Das Programm befand sich einige Jahre in der Konzeptphase. Das Fortschreiten wurde jedoch durch eine ungünstige politische Stimmung im Weißen Haus und das enge Budget der NASA gegen Ende des Apollo-Programms behindert. Frischen Wind bekam das Projekt, als im Jahr 1971 die US-Luftwaffe ebenfalls Interesse an einem wiederverwendbaren Raumfahrzeug bekundete. In der Folge versuchte man bei der NASA, die zusätzlichen Anforderungen der Luftwaffe in den Entwurf zu integrieren. Dabei ging es vor allem um eine vergrößerte Nutzlastbucht, um große Spionagesatelliten transportieren zu können, und um die Fähigkeit des Shuttles, nach einem einzigen Orbit auf einer

polaren Umlaufbahn wieder den Startplatz erreichen zu können. Das erforderte eine sogenannte *Cross-Range* (Abweichung von der Umlaufbahn zum Landeplatz) von fast 1800 Kilometern, was nur mit größeren Deltaflügeln und einem verbesserten Hitzeschild zu erreichen war.^[8]

Auch die Entwürfe der Industrie änderten sich. Einige sahen bemannte Unterstufen vor oder Außentanks mit Flügeln. Die meisten Konzepte scheiterten aber an Gewichtsproblemen. Schließlich schien sich das Problem zu lösen, indem man einen im Vergleich mit anderen Studien, die von einem riesigen Raumfahrzeug mit Platz für bis zu 20 Personen ausgingen, kleinen Orbiter auf einen großen Tank setzte und diesen zusätzlich mit Feststoffraketen ausstattete. Damit wurde zwar keine hundertprozentige Wiederverwendbarkeit erreicht, dafür konnten andere wichtige Vorgaben erfüllt werden.

Entwicklung [Bearbeiten]

Das dreiteilige Konzept des Shuttles mit der Aufteilung in Orbiter, Außentank und Booster wurde von der NASA offiziell am 15. März 1972 festgelegt. Am 9. August des selben Jahres erhielt North American Rockwell (heute [Boeing](#)) den Auftrag, den Orbiter zu bauen. Der Vertrag hatte einen Umfang von 2,6 Milliarden US-Dollar. Der Vertrag über den Bau der Feststoffbooster ging an Morton Thiokol (heute [Alliant Techsystems](#)), und der Außentank sollte von Martin Marietta (heute [Lockheed](#)) hergestellt werden.

Ein Jahr später waren erste detailliertere Planungen verfügbar. Diese enthielten aus heutiger Sicht völlig utopische Zahlen. Man ging von einem Erstflug im Jahr 1978 aus, der Markt für wissenschaftliche, kommerzielle und militärische Missionen wurde auf 50 Flüge pro Jahr geschätzt.^[8] Dabei sollten so viele kommerzielle Nutzlasten in eine Umlaufbahn gebracht werden, dass sich das Shuttle-Programm selbstfinanzieren sollte.

Damals ging man von 10,5 Millionen US-Dollar pro Start aus. Im Laufe der Entwicklung stiegen diese Kosten jedoch beträchtlich – 1977 ging man schon von etwa 24 Millionen Dollar aus. In der Folge musste auch die Anzahl geplanter Flüge drastisch reduziert werden. Die Entwicklungskosten stiegen laufend an und erreichten bald über 12 Milliarden Dollar. 1978, in dem Jahr, in dem eigentlich der Erstflug des Shuttles hätte stattfinden sollen, stand das Programm kurz vor dem Aus. Wieder war es die US-Luftwaffe, die Druck auf den Kongress ausübte, um mehr Gelder für das Shuttle-Programm zu bewilligen. Man hatte mit dem Shuttle gerechnet und mehrere schwere Spionagesatelliten entwickelt, die nur mit der Raumfähre in den Orbit gebracht werden konnten. Diese Intervention verhinderte ein vorzeitiges Ende des Space-Shuttle-Programms.

Erprobung [Bearbeiten]



Die Enterprise während eines Freiflug-Tests mit aerodynamischer Triebwerksverkleidung

Die erste flugfähige Raumfähre, die Enterprise, wurde im September 1975 fertiggestellt. Dieser Orbiter war aber nicht raumflugfähig und wurde nur für atmosphärische Flugtests verwendet.

Der erste Freiflug fand am 12. August 1977 statt. Dabei wurde die Enterprise mit einer modifizierten Boeing 747 – dem Shuttle Carrier Aircraft – in die Luft gebracht und dort ausgeklinkt. Anschließend glitt die Raumfähre, genau wie nach einem Raumflug, antriebslos zur Landebahn. Insgesamt wurden fünf solcher Freiflugtests durchgeführt.

Wie sich herausstellte, waren die Haupttriebwerke die schwierigsten Komponenten des Shuttles. Der erste Testlauf fand am 17. Oktober 1975 statt. Während der Tests kam es immer wieder zu Rückschlägen. Eine besonders heftige Explosion zerstörte sogar einen ganzen Teststand. Die Probleme konnten erst im Jahre 1979 nach über 700 Testläufen vollständig gelöst werden. Ihren abschließenden Test vor dem Erstflug absolvierten die Haupttriebwerke wenige Wochen vor dem Start, als mit der bereits auf der Startrampe stehenden Columbia der FRF-Test (Flight Readiness Firing) durchgeführt wurde, bei dem alle drei Triebwerke für 20 Sekunden auf volle Leistung hochgefahren wurden, ohne dass die Raumfähre abhob.

Erstflug und die ersten fünf Jahre [Bearbeiten]
Hauptartikel: STS-1 (Erstflug), Liste der Space-Shuttle-Missionen



Die Columbia startet zum Jungfernflug
Die Columbia, der erste raumflugfähige Orbiter, wurde im März 1979 an die NASA ausgeliefert. Anschließend wurde die Raumfähre ins Kennedy Space Center (KSC) überführt, um dort auf ihre erste Mission vorbereitet zu werden. Im November 1980 wurde die Columbia mit dem Außentank verbunden und einen Monat später zur Startrampe gefahren. Nach mehreren Startverschiebungen fand am 12. April 1981 der Start des ersten wiederverwendbaren Raumfahrzeuges der Welt statt.

Ziel des ersten Fluges war es lediglich, die Columbia sicher in die Umlaufbahn und wieder zurück zu bringen. Der Flug dauerte insgesamt etwas über zwei Tage und endete mit einer Landung auf der Edwards Air Force Base in Kalifornien. Der Erstflug gilt bis heute als eine technische Meisterleistung, denn es war das erste Mal in der Geschichte der Raumfahrt, dass ein Trägersystem bei seinem Jungfernflug bemannt war.

Die folgenden drei Flüge (STS-2 bis STS-4), die alle mit der Raumfähre Columbia durchgeführt wurden, dienten der Erprobung aller Systeme des Shuttles. Danach wurde das System als einsatzfähig erklärt.

In den darauffolgenden 21 Missionen, die bis Januar 1986 durchgeführt wurden, stand der Satellitentransport im Vordergrund. Außerdem fanden einige rein wissenschaftliche Flüge statt, bevor es zum Challenger-Unglück kam.

Challenger-Unglück (1986) und Folgejahre

[[Bearbeiten](#)]

Hauptartikel: [STS-51-L](#)



Der Außentank der Challenger explodiert und der Orbiter bricht auseinander.

Am 28. Januar 1986 hob die Raumfähre Challenger bei einer ungewöhnlich niedrigen Außentemperatur von 2 °C zur Mission [STS-51-L](#) ab.^[9] Die NASA hatte sich für den Start entschieden, obwohl [Ingenieure](#) des Booster-

Herstellers Morton Thiokol vor einem Start bei Temperaturen unter 12 °C eindringlich gewarnt hatten. Das Management von Thiokol überstimmte jedoch schließlich seine Ingenieure und gab seinem wichtigsten Kunden NASA offiziell die Startfreigabe.^[10]

Wenige Sekunden nach dem Start versagte – wie von den Thiokol-Ingenieuren befürchtet^{[10][11]} – ein Dichtungs-O-Ring der rechten Feststoffrakete, und heißes Verbrennungsgas trat durch das entstandene Leck an einer Seite des Boosters aus. Die Flamme traf auf den Außentank und die Befestigung der Feststoffrakete, wodurch die Tankhülle zerstört wurde. Der Tank zerbrach 73 Sekunden nach dem Start in 15 Kilometern Höhe, worauf das Shuttle durch die enormen aerodynamischen Kräfte zerstört wurde.^[12] Die sieben Astronauten überlebten dies wahrscheinlich, starben aber spätestens beim Aufschlagen der Cockpit-Sektion auf die Wasseroberfläche des Atlantiks.

Nach dem Challenger-Unglück wurden einerseits die Feststoffbooster sowie die Flugabbruchmöglichkeiten überarbeitet, andererseits auch das Management neu strukturiert. Viele Entscheidungswege wurden geändert, die Ingenieure bekamen, um der Sicherheit willen, mehr Entscheidungskompetenzen.

Zwei Jahre nach dem Challenger-Unglück nahm die Shuttleflotte wieder ihren Dienst auf, womit die zweite Phase ihrer Nutzung begann. Das Shuttle wurde aus dem kommerziellen Satellitengeschäft zurückgezogen, und man konzentrierte sich nun auf wissenschaftliche Aufgaben, staatliche Satellitenstarts sowie die Wartung von Satelliten. Dies blieb auch das Aufgabengebiet des Shuttles, bis es 1995 erstmals an der Raumstation Mir andockte, was einer dritten Nutzungsphase gleichkam. Das Aufgabenfeld der Satellitenstarts und Wartungsmissionen wurde zugunsten der

Versorgung von Raumstationen nach und nach eingeschränkt. Mit Baubeginn der Internationalen Raumstation wurden dann auch die rein wissenschaftlichen Missionen weniger zahlreich. Stattdessen nutzte man das Shuttle für den Transport der Module zur Station und für deren Montage.

Columbia-Unglück (2003) [Bearbeiten]

Hauptartikel: STS-107



Die Raumfähre Columbia zerbricht beim Wiedereintritt

Beim Start von STS-107 im Januar 2003 brachen einige Schaumstoffteile vom Außentank ab, möglicherweise auch Eisstücke. Diese trafen die linke Flügelvorderkante und schlugen ein großes

Loch in die Hitzeschutzverkleidung. Zwar bemerkten die Techniker im Kontrollzentrum dieses Ereignis, waren sich aber des Schadens, der entstanden war, nicht bewusst. Bei der Rückkehr des sehr erfolgreichen Fluges (1. Februar 2003) trat dann jedoch heißes Plasma, das beim Wiedereintritt entsteht, durch das Loch in die Flügelstruktur ein und führte dort zum Versagen der Struktur. In der Folge brach die Raumfähre auseinander. Für die Astronauten gab es keine Chance zu überleben, sie waren zum Zeitpunkt des Unglücks in einer Höhe von 70 km mit 23-facher Schallgeschwindigkeit (Mach 23) unterwegs.

Als Reaktion auf das Unglück wurden die Vorsichtsmaßnahmen für den Hitzeschild enorm verstärkt. Der Außentank wurde überarbeitet, um das Abplatzen vom Schaumstoff zu minimieren, und der Hitzeschild wird seit dem Unglück auf jedem Flug mit einer speziellen Erweiterung des Roboterarms (OBSS) auf Schäden überprüft.

Zudem wurde ein [Konzept zur Rettung](#) eines Shuttles mit beschädigtem Hitzeschild ausgearbeitet. Schließlich kündigte die US-Regierung an, die Shuttle-Flotte zum September 2010 ausmustern zu wollen.

Mit der Wiederaufnahme des regulären Flugbetriebs 2006 verbleibt - von [STS-125](#) abgesehen - nur der Aufbau der Internationalen Raumstation als Aufgabengebiet übrig. Es wurden weiterhin kleinere Satelliten in der Nutzlastbuchse mitgeführt und nebenbei ausgesetzt. Den rein wissenschaftlichen Aspekt hat mittlerweile die ISS übernommen.

Missionsprofil [[Bearbeiten](#)]

Vorbereitung und Countdown [[Bearbeiten](#)]

Hauptartikel: [Space-Shuttle-Countdown](#)



Die Challenger auf dem Weg zum Startplatz
(1982)

Die Vorbereitung für eine Shuttle-Mission im engeren Sinn beginnt mit dem Zusammenbau der einzelnen Elemente des Shuttle-Systems. Zunächst werden die Segmente der beiden Feststoffbooster zusammengesetzt. Dies geschieht im Vehicle Assembly Building (VAB) auf der mobilen Startplattform, mit der das Shuttle später zur Startrampe gefahren wird. Danach wird der Außentank, der mit einer Spezialfähre auf dem Wasserweg zum Kennedy Space Center gebracht wurde, mit den beiden Boostern

verbunden. Zuletzt wird der Orbiter ins VAB gebracht und an den Außentank montiert. Kurz darauf wird das ganze System zu einer der beiden Startrampen, LC-39A oder LC-39B, gefahren.

Auf der Startrampe werden die letzten Vorbereitungen durchgeführt. Meist wird die Hauptnutzlast erst hier in den Frachtraum des Orbiters eingebaut.

Etwa 70 Stunden vor dem geplanten Startzeitpunkt beginnt der Countdown bei der T-43-Stunden-Marke. Planmäßig wird der Countdown mehrere Male unterbrochen – dies erklärt die Differenz von rund 27 Stunden. Damit wird eine gewisse Standardisierung der Countdown-Prozedur erreicht: die gleichen Arbeiten werden immer zur gleichen Countdown-Zeit ausgeführt.



Das Shuttle hinter der geschlossenen Arbeitsbühne

Während der gesamten Zeit auf der Rampe, die meist mehrere Wochen beträgt, ist das Shuttle von der schwenkbaren RSS-Arbeitsbühne (Rotating Service Structure) gegen Witterungseinflüsse geschützt. In der RSS befindet sich zudem der *Payload Changeout Room*, ein Reinraum, in dem die Nutzlast zwischengelagert wird, bevor sie in die Ladebucht der Raumfähre eingebaut wird. Diese Struktur wird erst am Vortag des Starts weggeschwenkt. Rund zehn Stunden vor dem Start wird mit dem Befüllen des Außentanks mit flüssigem

Wasserstoff und Sauerstoff begonnen, der auf -180 °C gekühlt wird. Diese Prozedur dauert drei Stunden. Danach, etwa vier Stunden vor dem Start, begibt sich die Mannschaft in den Orbiter. Ab neun Minuten vor dem Start werden alle Vorgänge von den Computern des Startkontrollzentrums, dem *Ground Launch Sequencer*, überwacht. Ein manuelles Eingreifen in den Countdown ist jedoch noch bis 31 Sekunden vor dem Abheben möglich. Danach kann der Start nur noch vom Bordcomputer des Space Shuttle abgebrochen werden.

Start und Aufstieg [Bearbeiten]

Die Startsequenz wird mit der Zündung der drei Haupttriebwerke 6,6 Sekunden vor dem Abheben eingeleitet. Die Triebwerke werden während des Betriebs mit flüssigem Wasserstoff gekühlt. Damit sich das entstehende Wasserstoffgas auf der Rampe nicht explosionsartig entzündet, wird es durch ein elektrisches Funkensprühsystem entzündet. Zudem wird das *Sound Suppression*

Water System aktiviert. Diese Vorrichtung ergießt innerhalb von 20 Sekunden 1135 Kubikmeter Wasser auf den Bereich unter den Haupttriebwerken, um Shuttle und Nutzlast vor Schäden durch die auftretenden enormen Schallwellen zu bewahren.^[13]



Start der Discovery zur Mission STS-114 vom KSC
Nachdem die Haupttriebwerke gezündet wurden, schwingt das gesamte Shuttle (mit Tank und Boostern) an der Spitze ca. drei Meter nach vorn, weil die Triebwerke des Orbiters sich leicht hinter dem Schwerpunkt des gesamten Shuttles

befinden. Danach schwingt er wieder zurück. Während dieser Zeit wird das korrekte Hochfahren der Haupttriebwerke überprüft, denn noch können sie abgeschaltet werden. Wenn er wieder genau senkrecht steht, zünden die zwei Solid Rocket Booster Feststoffraketen (SRBs). Bis zu diesem Zeitpunkt werden die Booster durch Bolzen an der Startrampe festgehalten. Diese werden wenige Sekundenbruchteile nach Zündung der SRBs teilweise gesprengt, wodurch sie aus der Halterung rutschen und das ganze Shuttle zum Start freigeben.^[14] Anschließend hebt das Space Shuttle ab.



Start der Mission [STS-117](#). Die [Rauchspur](#) stammt von den Feststoffboostern.

Die beiden SRBs haben eine Brennzeit von etwa zwei Minuten und produzieren rund 80 Prozent des Gesamtschubs. Sie verbrennen jetzt rund 4 Tonnen festen Brennstoff pro Sekunde. Insgesamt treiben 10-12 Tonnen Treibstoff und Sauerstoff pro Sekunde das Shuttle nach oben. Der

Tankinhalt einer Boeing 737 wäre dabei in 2 Sekunden aufgebraucht. Nachdem sie ausgebrannt sind, werden sie in einer Höhe von rund 50 km abgetrennt, steigen jedoch durch ihre hohe Geschwindigkeit noch auf 70 km Höhe. Dann erst fallen sie zurück und erreichen eine Sinkgeschwindigkeit von 370 km/h. Bevor die SRBs auf die Meeresoberfläche auftreffen, werden in knapp zwei Kilometern Höhe jeweils drei Fallschirme in den Nasen aktiviert. Mit etwa 80 km/h fallen die Booster schließlich in den Atlantischen Ozean. Zwei Bergungsschiffe der NASA nehmen die leeren Hüllen auf und schleppen sie zum Kennedy Space Center zurück, wo sie auf die Wiederverwendung vorbereitet werden.

Nach der Abtrennung der Booster fliegt das Space Shuttle nur mit Hilfe seiner Haupttriebwerke weiter. Nach ungefähr achteinhalb Minuten Brenndauer wird kurz vor Erreichen der Orbitalgeschwindigkeit (mit ca. 7.700 m/s) der

Außentank in rund 110 km Höhe abgeworfen. Er verglüht größtenteils in der Atmosphäre, nachdem er eine halbe Erdumrundung absolviert hat. Die übrigen Teile des Tanks fallen in den Pazifik.



Der Außentank fällt zurück in die Erdatmosphäre. Anschließend wird die Raumfähre von den beiden Triebwerken des OMS in eine elliptische Umlaufbahn mit einem tiefsten Punkt (Perigäum) von etwa 110 km und einem höchsten Punkt (Apogäum) von 185 km über der Erdoberfläche beschleunigt. Wenn der Orbiter nach einem halben Erdumlauf den bahnhöchsten Punkt erreicht, zünden die Manövriertriebwerke erneut,

um die Umlaufbahn in eine Ellipse mit einem Perigäum von 185 km und einem Apogäum auf Höhe des Zielorbits zu verwandeln (zum Beispiel etwa 380 km für einen Flug zur ISS). Wenn der Orbiter wieder den bahnhöchsten Punkt erreicht, zündet er die Manövriertriebwerke ein weiteres Mal, um in dieser Höhe in eine Kreisbahn einzutreten. Danach hat der Orbiter seinen Zielorbit erreicht, und die Arbeiten können beginnen. Bei komplexen Missionen, die einen speziellen Orbit erfordern oder ein bestimmtes Ziel anfliegen müssen, wird die Umlaufbahn im Verlauf der ersten Flugtage noch mehrfach angepasst. Dies ist zum Beispiel zum Erreichen der ISS oder des Hubble-Weltraumteleskops notwendig.

Arbeit im Orbit [Bearbeiten]

Siehe auch Abschnitt Nutzung



Die Raumfähre Challenger während der STS-7-Mission, Juni 1983

Die Arbeiten im Orbit, die sogenannten *On-Orbit-Operations* beginnen mit dem Öffnen der Ladebuchttore. Dies ist zwingend nötig, da auf den Innenseiten dieser Tore Radiatoren angebracht sind, die für die Kühlung des Orbiters sorgen. Können die Tore nicht geöffnet werden, muss die Mission sofort abgebrochen werden.



Schnittbild des Shuttles mit dem Spacelab

Das Space Shuttle kann sehr vielfältig eingesetzt

werden. Typische Aufgaben für eine Mission

bestehen im Aussetzen bzw. Einfangen von

Satelliten, dem Durchführen von

wissenschaftlichen Experimenten oder dem

Ausführen von Aufbauarbeiten an einer

Raumstation, wie der ISS oder früher der Mir. Für

wissenschaftliche Arbeiten kann ein Labor wie

Spacelab oder Spacehab mitgeführt werden.

Diese Labors bieten je nach Konfiguration

Möglichkeiten für Experimente im freien Weltall

oder in einem bemannbaren Modul.

Zudem ist die Crew oft mit körperlichem Training

beschäftigt, um der Muskelrückbildung in der

Schwerelosigkeit Rechnung zu tragen. Ein beachtlicher Teil der Arbeitszeit der Astronauten wird auch für die Betreuung und Bedienung der vielen Systeme des Space Shuttles eingesetzt.

Landung [[Bearbeiten](#)]



Landung der Columbia bei der Mission STS-1 auf der [EAFB](#)

Zum Verlassen der Umlaufbahn wird die Raumfähre entgegen der Umlaufrichtung gedreht. Die OMS-Triebwerke werden für ungefähr drei Minuten gezündet (sog. [deorbit-burn](#)), wodurch das Space Shuttle um etwa 300 km/h

verlangsamt wird. Danach wird die Raumfähre mit ihrer Nase wieder in Flugrichtung gedreht. Durch das Bremsmanöver verlässt der Orbiter die bisherige Umlaufbahn und wechselt aus seiner Kreisbahn in eine ellipsenförmige Bahn mit einem Perigäum von 80 km. Nach knapp einem weiteren halben Erdumlauf tritt es in die äußeren Schichten der Atmosphäre ein und wird dort aerodynamisch weiter abgebremst. Die Lageregelungstriebwerke (RCS) werden auf einer Flughöhe von etwa 15.000 Metern deaktiviert; Anflug und Landung erfolgen antriebslos, es gibt also nur einen einzigen Versuch.

Beim Wiedereintritt in die Erdatmosphäre wird die Raumfähre durch spezielle Hitzeschutzkacheln an der Front- und Unterseite vor der extremen Hitze der Druckfront von bis zu 1.650 °C geschützt. Bereits kurz nach dem Wiedereintritt, noch mehrere hundert Kilometer entfernt, erhält sie von der vorgesehenen Landebahn Leitsignale. In einer Höhe von rund 13 km beginnt die

aerodynamische Phase der Landung, in der der Orbiter in antriebslosem Flug (Gleitflug mit einer Gleitzahl von 4,5) die verbliebene Restenergie sukzessiv abbaut. Der Gleitweg wird nötigenfalls korrigiert, indem Schlangenlinien geflogen werden.

Der letzte Teil des Anflugs besteht aus drei Phasen:

Ausrichtung auf die Landebahn im Heading Alignment Circle (12,8 km vor Landebahn, Endhöhe 3660 m)

steiler Endanflug (bis 610 m Höhe)

Abflachung der Anflugkurve mit Landung.

Am Ende der ersten Phase sind Fluglage, Richtung, Höhe und Geschwindigkeit für die Landung optimiert. Bis zur Phase drei beträgt der Gleitwinkel ca. 17 bis 18° (gegenüber 2 bis 3° bei Verkehrsflugzeugen) bei einer Geschwindigkeit von etwa 500 km/h. In der dritten Phase wird der Gleitwinkel durch Änderung des Anstellwinkels auf 1,5° verringert, so dass das Shuttle mit einer

Geschwindigkeit von rund 340 km/h, etwa dem anderthalbfachen eines Verkehrsflugzeug ("preflare" Phase), mit seinem 30 Sekunden vorher ausgefahrenen Fahrwerk auf der Landebahn aufsetzt. Zur Verkürzung des Bremswegs wird ein Bremsschirm verwendet.^{[15][16]} . Erst bei Erreichen einer niedrigeren Geschwindigkeit werden dann die Bremsen verwendet. Die gesamte Landephase wird manuell gesteuert. Der Pilot darf dabei bis zu einem gewissen Punkt das Shuttle selbst fliegen, muss dann jedoch an den Kommandanten übergeben, der die Landung durchführt. Der Pilot ist jedoch für das Ausfahren des Fahrwerks und Auslösen des Bremsfallschirms verantwortlich.



Seit 1992 wird bei der Landung ein Bremsschirm verwendet.

Schlechte Wetterbedingungen am Hauptlandeplatz machen es mitunter erforderlich, auf günstigere Orte auszuweichen. Seit 1991 ist grundsätzlich das Kennedy Space Center in Florida das primäre Landeziel. Dort befindet sich die sogenannte Shuttle Landing Facility, eine 4,5 km lange und 90 m breite Landebahn, die eigens für die Rückkehr der Orbiter aus dem Weltraum gebaut wurde. Wenn das Wetter eine Landung in Florida unmöglich macht, stehen der NASA zwei Alternativen zur Verfügung. Erster

Ausweichflughafen ist die Luftwaffenbasis Edwards (Kalifornien), wo auch die Erprobung der damals neuentwickelten Raumfähre durchgeführt wurde, zweiter Ausweichstandpunkt ist White Sands (New Mexico) (bisher nur eine Landung, STS-3 1982).



Rücktransport mit dem Shuttle Carrier Aircraft
Daneben gibt es rund um die Welt weitere
Notlandeplätze für die Startphase und den
weiteren Missionsverlauf.^[17] Es wird unter
anderem unterschieden in *East Coast Abort
Landing Sites* (ECAL) in den USA und Kanada und
Transoceanic Abort Landing Sites (TAL). Letztere

sind die Istres Air Base in Frankreich sowie Zaragoza Air Base und Moron Air Base in Spanien.^[18] Weitere Flughäfen, die für eine Landung des Space Shuttles zertifiziert sind, sind u.a. die deutschen Flughäfen Köln/Bonn, München und der Luftwaffenstützpunkt Ingolstadt-Manching.

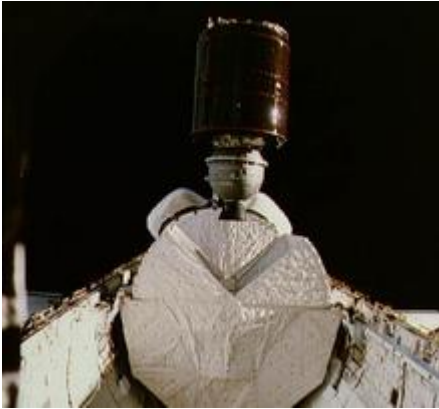
Sollte es erforderlich sein, dass das Shuttle an einem anderen Ort landet als in Florida, wird es huckepack auf einer modifizierten Boeing 747 (dem sogenannten Shuttle Carrier Aircraft, SCA) dorthin zurücktransportiert. Um die Aerodynamik bei diesem Überflug zu verbessern, wird am Heck des zu transportierenden Shuttles eine nach hinten spitz zulaufende Abdeckung angebracht, die die Triebwerke des Shuttles verdeckt.

Nutzung [Bearbeiten]

Eine chronologische Liste sowie eine tabellarische Übersicht aller geflogenen Missionen ist unter Liste der Space-Shuttle-Missionen zu finden.

Durch seine Bauart als Raumfähre bedingt ist das Space Shuttle extrem flexibel einsetzbar. Er ist derzeit das einzige Trägersystem, das in der Lage ist, mehrere Tonnen Nutzlast vom Weltraum zur Erde zu bringen. Zudem konnten einige Komponenten der Raumstation ISS aufgrund ihrer Abmessungen nur mit dem Shuttle ins All gebracht werden. Dieser Umstand sowie die sich daraus ergebenden Verträge mit den Partnerländern sind auch einer der Hauptgründe, warum das Space-Shuttle-Programm trotz massiven Kostenüberschreitungen immer noch unterhalten wird. Im Verlauf des Shuttleprogramms haben sich die Aufgaben des Systems recht stark gewandelt. Im Folgenden wird eine Übersicht über die wichtigsten Aufgaben des Shuttles gegeben.

Satellitentransport [[Bearbeiten](#)]



Während [STS-5](#) wird der Satellit SBS-C ausgesetzt

Zu Beginn des Shuttle-Programms lag die Hauptaufgabe des Shuttles darin, Satelliten ins All zu bringen. Durch die Wiederverwendbarkeit des Orbiters hatte man sich enorme Einsparungen erhofft. So waren auch die ersten operationellen Flüge des Space Shuttles dieser Aufgabe gewidmet. Während der Mission [STS-5](#) wurden etwa die beiden Nachrichtensatelliten [Anik C-3](#) und SBS-C ins All gebracht. Auch die drei

nachfolgenden Missionen wurden für den Satelliten-Transport eingesetzt.



Arbeiten am Hubbleteleskop während [STS-103](#)
Daneben hatte das Shuttle die einzigartige Fähigkeit, auch Satelliten vom All zur Erde bringen zu können. Dies geschah erstmalig auf der Mission [STS-51-A](#), als zwei Satelliten, die zuvor auf zu niedriger Umlaufbahn ausgesetzt wurden, wieder eingefangen wurden. Zudem kann man mit dem Shuttle auch Satelliten einfangen, um sie durch Astronauten reparieren zu lassen. Dies wurde zum Beispiel während der Mission

STS-49 durchgeführt, als die Oberstufe des Intelsat-IV-Satelliten ausgetauscht wurde. Ein anderes Beispiel ist das Hubble-Weltraumteleskop, das fünfmal von einem Space Shuttle zwecks Reparatur angefliegen wurde. Den letzten Besuch hat das Teleskop im Jahr 2009 von der Mission STS-125 erhalten.

Seit dem Challenger-Unglück im Jahre 1986 wurde das Shuttle aus dem kommerziellen Satellitengeschäft zurückgezogen. Seither wurden mit dem Shuttle nur noch militärische, wissenschaftliche oder staatliche Nutzlasten in den Orbit gebracht. Die bisher letzte Shuttle-Mission, die in erster Linie dem Transport eines Satelliten gewidmet war, war STS-93 in Sommer 1999. Während dieser Mission wurde das Röntgen-Teleskop Chandra ins All gebracht.

Wissenschaft [Bearbeiten]

Ein weiteres wichtiges Einsatzgebiet des Shuttles ist die Wissenschaft in der Schwerelosigkeit. Die Raumfähre bietet eine sehr flexible Plattform für

Experimente aller Art. Zunächst ist das Spacelab zu nennen, ein Labor, das in der Nutzlastbucht mitgeführt werden kann. Der erste Spacelab-Flug war STS-9 im November 1983. Bis zum letzten Flug im Jahr 1998 an Bord des Fluges STS-90, wurden 22 Spacelabflüge durchgeführt.



In der Nutzlastbucht einer Raumfähre ist das Spacelab zu sehen

Nachfolger des Spacelab war das Spacehab.

Dieses kann vielseitiger eingesetzt werden als das Spacelab – so kann man damit beispielsweise auch Fracht zur ISS bringen, wie dies etwa auf

dem Flug [STS-105](#) der Fall war. Die letzte reine Forschungsmission des Shuttleprogramms war [STS-107](#) der Columbia, die dann beim Wiedereintritt in die Atmosphäre auseinanderbrach und teilweise verglühte, wobei die sieben Astronauten an Bord ums Leben kamen. Der letzte Flug eines Spacehab-Logistikmoduls war die Mission [STS-118](#).



Der [LDEF-Satellit](#) enthielt über 50 Experimente. Auf anderen Missionen, zum Beispiel während [STS-7](#), wurden Forschungsplattformen in der Nutzlastbucht mitgetragen, die dann während der

Mission für mehrere Stunden in den Weltraum entlassen wurden, um danach mit dem Roboterarm wieder eingefangen zu werden. Wieder andere solcher Plattformen blieben gleich für mehrere Monate oder Jahre im All und wurden von einer späteren Shuttle-Mission wieder eingeholt.

Grundsätzlich haben die meisten Shuttle-Missionen zu einem Teil wissenschaftliche Missionsziele. Oft wurden in der Nutzlastbucht sogenannte Get-Away-Behälter mit automatisch ablaufenden Experimenten mitgeführt, oder man hatte sogenannte *Middeck Payloads*, also Mitteldeck-Nutzlast dabei, die von der Shuttle-Crew nebenbei betreut wurde. Dies ist auch bei aktuellen ISS-Flügen teilweise noch der Fall.

Betrieb von Raumstationen [Bearbeiten]
Aufgrund seiner unvergleichlichen Flexibilität ist das Shuttle ein ideales Arbeitspferd für den Aufbau und die Wartung einer großen Raumstation. So ist etwa die Internationale

Raumstation ISS im Moment noch dringend auf die Raumfähre angewiesen. Viele Module der Station sind so groß, dass sie nicht mit anderen Trägern ins All gebracht werden könnten. Zudem bietet das Shuttle mit seinem Roboterarm die Möglichkeit, die Module direkt an die Station zu montieren. Dies ist unumgänglich, da die meisten ISS-Module keine eigenen Antriebs- und Lageregelungssysteme haben, und so ein autonomes Andocken nicht möglich ist. Auch der Crew-Transport wird mit dem Shuttle vereinfacht; es könnten theoretisch bis zu 5 Besatzungsmitglieder pro Flug ausgetauscht werden.

Wegen dieser kritischen Rolle des Shuttles wurde das ISS-Programm dann auch um mehrere Jahre zurückgeworfen, als die Shuttle-Flotte nach der Columbiakatastrophe im Februar 2003 mit einem Flugverbot belegt wurde. Einige Experimente mussten deshalb sogar gestrichen werden.



Ein Booster wird zurück zum KSC gebracht
Über drei Viertel des zum Start eines Shuttles benötigten Schubes werden von den beiden Feststoffboostern zur Verfügung gestellt. Die zwei weißen, 45 Meter langen Raketen sind die stärksten Antriebe ihrer Art, die je gebaut wurden. Jeder dieser Booster enthält über 500 Tonnen APCP, einem Feststoff-Treibstoff auf Basis von Ammoniumperchlorat und Aluminium. Dieses Gemisch verleiht den Boostern eine Brenndauer von gut zwei Minuten und einen spezifischen Impuls (ISP) auf Meereshöhe von 242 s (auf die Masse des Treibstoffs bezogen). Die Booster sind mit schwenkbaren Düsen zur Lageregelung

ausgestattet. Zudem sind im oberen Teil mehrere Kameras untergebracht, die während des Aufstieges eine Vielzahl von Bildern liefern. Auf einer Höhe von etwa 45 km über Grund werden die nahezu ausgebrannten Booster abgetrennt und durch kleine Raketentriebwerke vom Außentank weggedrückt. So wird eine Kollision zwischen den abfallenden Boostern und dem Tank verhindert. Die Booster steigen dann, entlang einer ballistischen Bahn, weiter bis auf etwa 65 km, um dann den Abstieg zu beginnen. Zuerst werden kleinere Stabilisierungsschirme ausgestoßen, die die Booster bereits etwas abbremsen. Schließlich werden die Hauptfallschirme entfaltet, und die Booster gleiten zur Erde zurück und fallen etwa 230 km vom KSC entfernt mit einer Geschwindigkeit von 80 km/h ins Meer. Bereits wenige Stunden nach dem Start werden sie von zwei Schiffen geborgen und nach Florida zurückgeschleppt. Dort werden sie

gereinigt, geprüft und für einen weiteren Flug aufbereitet und wiederbefüllt.

Außentank [[Bearbeiten](#)]

Hauptartikel: [Space Shuttle External Tank](#)

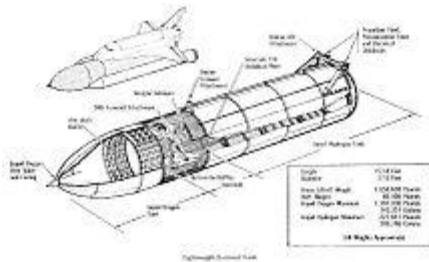


Diagramm des Außentanks

Die größte Komponente des Shuttle-Systems ist der Außentank (engl.: *External Tank – ET*). Genauer genommen beinhaltet der orangefarbene Zylinder zwei Tanks, einen größeren Wasserstofftank im unteren Teil sowie einen kleineren Sauerstofftank im oberen Teil des Tanks. Dazwischen liegt die sogenannte *Intertank-Section*; diese steht nicht unter Druck und enthält einen großen Teil der Elektronik des Außentanks. Da die beiden Gase Wasserstoff und Sauerstoff in flüssigem Zustand

vorliegen und deshalb sehr kalt sind (unter - 200 °C), ist der Tank mit einem speziellen Schaumstoff isoliert. Dieser verleiht ihm seine charakteristische orange Farbe. Lediglich bei den ersten zwei Flügen war der Tank mit einer weißen Farbschicht überzogen, diese wurde aber aus Gewichtsgründen ab der darauffolgenden Mission nicht mehr verwendet.



Der Tank auf einem Spezialtransporter
Der Tank ist vorn an einem und hinten an zwei Punkten am Shuttle befestigt. Zudem verlaufen auf der Außenseite mehrere Leitungen, die den Wasserstoff und den Sauerstoff in den Orbiter leiten, wo die Flüssigkeiten dann in den

Haupttriebwerken des Shuttles verbrannt werden. Der Tank ist die einzige Komponente des Shuttles, die nicht wiederverwendbar ist. Nach dem Brennschluss der Haupttriebwerke (engl.: *Main Engine Cutoff – MECO*) wird der Tank abgeworfen und tritt in die Atmosphäre ein, wo er verglüht. Seit dem Columbia-Unglück im Jahr 2003 ist die Isolierung des Tanks vermehrt ins Gespräch gekommen. Ein Stück abgeplatzten Schaumstoffs hatte damals zu einer Beschädigung des Shuttles geführt, durch die während der Wiedereintrittsphase extrem heiße Gase in den Orbiter gelangten und diesen zerstörten. Seither ist der Tank stellenweise stark überarbeitet worden. Auch im Verlauf des Shuttle-Programms wurde der Tank mehrfach überarbeitet. So hatten die ersten Tanks, welche einen weißen Anstrich besaßen, der das typische Orange des Isolationsschaums verdeckt, ein Leergewicht von etwa 35 Tonnen. In der heutigen Version sind es weniger als 30 Tonnen.

Orbiter [[Bearbeiten](#)]



Atlantis im antriebslosen Flug am Ende von STS-30

Die Hauptkomponente des Shuttle-Systems stellt der Orbiter dar. In ihm befinden sich die Mannschaftsräume und das Cockpit (*Flightdeck*) sowie die Nutzlast der jeweiligen Mission. Seine äußere Formgebung ist durch seine aerodynamischen Bauteile [Deltaflügel](#) und [Seitenleitwerk](#) geprägt, die ihm zum Abschluss einer Mission eine klassische [Landung](#) im [Gleitflug](#) ermöglichen. Es wurden insgesamt fünf raumflugfähige Orbiter gebaut, davon wurden

durch Unfälle zwei Exemplare (Challenger und Columbia) zerstört. Der Orbiter ist eines der komplexesten technischen Geräte, die je von Menschen gebaut wurden. In der Startphase befindet er sich in senkrechter Position auf dem Außentank montiert, um in die Umlaufbahn transportiert zu werden. Nachdem er zum Abschluss einer Mission den Orbit verlassen hat, verläuft der Beginn der Landung zuerst rein ballistisch, bevor sie mit einer aerodynamischen Phase abgeschlossen wird.

Haupttriebwerk [[Bearbeiten](#)]

Hauptartikel: [Space Shuttle Main Engine](#)



Die Haupttriebwerke des Space Shuttles
Der Orbiter verfügt über drei große
Haupttriebwerke, die *Space Shuttle Main Engines*,
abgekürzt *SSMEs*. Die Haupttriebwerke werden
während des achtminütigen Aufstiegs ins All
eingesetzt und dabei mit flüssigem Wasserstoff
und Sauerstoff aus dem Außentank versorgt.
Nach dem Abschalten und Abtrennen des Tanks
können die Triebwerke daher während der Mission
nicht erneut gezündet werden.

Nach der Landung auf der Erde werden die Triebwerke ausgebaut, geprüft und für ihren nächsten Einsatz vorbereitet. Sie können für bis zu zehn Flüge verwendet werden. Die Wiederverwendbarkeit macht sie zu technisch hochkomplexen Systemen, ein einziges Triebwerk kostet mit 51 Millionen US-Dollar ungefähr so viel wie eine komplette Delta-II-Rakete.^[19]

Hilfstriebwerke [Bearbeiten]

Neben den Haupttriebwerken verfügt der Orbiter über 46 mittlere und kleinere Triebwerke, die während des Aufenthalts im Orbit und während der ersten Phase des Wiedereintritts eingesetzt werden. Die zwei größten davon gehören zum Orbital Maneuvering System (OMS). Sie liefern einen Schub von je 27 kN und sind wie die SSMEs im Heck des Shuttles untergebracht. Mit ihnen werden Bahnänderungen wie etwa das Einschießen in den definitiven Orbit oder die Bremszündung für den Wiedereintritt durchgeführt. Zudem werden sie während der

Brenndauer der Haupttriebwerke zur Leistungsunterstützung gezündet. Betrieben werden sie mit hypergolen Treibstoffen, also mit zwei Komponenten, die bei Berührung zünden. Die 44 kleineren Triebwerke gehören zum sogenannten Reaction Control System (RCS). Mit Hilfe dieser Triebwerke wird die Lage des Shuttles im Raum gesteuert. Dies ist vor allem beim Andocken an eine Raumstation oder zum Einfangen eines Satelliten wichtig. Die RCS-Triebwerke werden auch benötigt, um das Shuttle vor der Bremszündung mit dem Heck in Flugrichtung zu drehen. Die Düsen sind dabei an der Nase sowie am Heck angebracht und jeweils redundant ausgelegt. So kann die Manövrierfähigkeit des Shuttles weitgehend sichergestellt werden. Wie die OMS-Triebwerke werden die RCS-Düsen mit hypergolem Treibstoff betrieben.

Mannschaftsräume [Bearbeiten]

Die Mannschaftsräume des Space Shuttles bestehen aus dem Flugdeck (engl. *flight deck*), dem Mitteldeck (engl. *middeck*) und der Luftschleuse (engl. *airlock*), die jedoch manchmal zum Mitteldeck gezählt wird. Die gesamten Mannschaftsräume bieten einen Rauminhalt von 65,8 m³.^[20] Das Flugdeck stellt das eigentliche Cockpit dar, während des Starts befinden sich dort die Sitze von Pilot und Kommandant. Wenn das Shuttle einen Orbit erreicht hat, werden sämtliche Sitze verstaut, um so Platz zu sparen. Das Mitteldeck ist der Wohn- und Arbeitsbereich der Raumfähre. Hier befindet sich eine Toilette, Schlafabteile und die nötigen Gerätschaften für die Zubereitung der Mahlzeiten. Zudem bietet das Mitteldeck Platz für Experimente sowie etwa 140 Liter Stauraum für Nutzlast. Ebenfalls im Mitteldeck befindet sich ein Ergometer, ein Trainingsgerät, mit dem die Astronauten der Verringerung der Muskelmasse durch die Schwerelosigkeit entgegenwirken.



Auf den Innenseiten der Ladebuchttore sind die Radiatoren zu erkennen

Um das Leben der Astronauten an Bord zu ermöglichen, muss in der Kabine ständig ein lebensfreundliches Klima erhalten werden. Dies wird durch verschiedene

Lebenserhaltungssysteme (engl. *Environmental Control and Life Support System (ECLSS)*)

erreicht. So müssen etwa die Temperatur und der Druck in einem bestimmten Bereich bleiben. Die größte Herausforderung ist dabei, eine Überhitzung des Orbiters zu verhindern. Dazu dienen die zwei großen Radiatoren im Innern der Ladebuchttüren. Diese strahlen während des

ganzen Fluges Wärme in den Weltraum ab. Der Druck im Innern der Kabine wird von mehreren Tanks mit Stickstoff und Sauerstoff erhalten. So kann im Shuttle eine Atmosphäre erhalten werden, die der irdischen sehr ähnlich ist. Ebenfalls zu dem Lebenserhaltungssystemen gehört das Wasser-System. Im Shuttle sind 4 Wassertanks installiert, die je etwa 75 Liter Wasser fassen. Weiteres Wasser wird von den Brennstoffzellen hergestellt. Dieses entsteht als Abfallprodukt bei der Stromherstellung. So können bis zu 10 Liter Wasser pro Stunde zusätzlich gewonnen werden. Abfallwasser wird in einem entsprechenden Tank gesammelt und in regelmäßigen Abständen in den Weltraum abgegeben.

Nutzlastbucht [[Bearbeiten](#)]



Die Nutzlastbucht und der Roboterarm

Die Nutzlastbucht (engl.: *payload bay*) befindet sich im mittleren Teil des Shuttles. Gegen oben können zwei große Tore aufgeschwenkt werden, um die Nutzlastbucht dem freien Weltall auszusetzen. Dieser Vorgang wird auf jeder Mission durchgeführt, da sich die Radiatoren, welche die Kühlung des Orbiters sicherstellen, auf der Innenseite der Nutzlastbuchtore befinden. Die Nutzlastbucht ist 18,38 Meter lang und hat einen Durchmesser von 4,57 Meter. Dieser

zylindrische Bereich kann voll von der Nutzlast ausgenutzt werden.

Zudem kann in der Nutzlastbucht ein Roboterarm, das Remote Manipulator System (RMS) installiert werden. Da das System in Kanada hergestellt wurde, wird es manchmal auch *Canadarm* genannt. Der Arm verfügt über sechs Freiheitsgrade und hat einen Greifmechanismus an seinem Ende, mit dem er Nutzlasten oder Astronauten bewegen, sowie Satelliten einfangen kann. Der Arm ist 15 Meter lang und wiegt 410 kg, kann jedoch Massen bis zu 29 Tonnen verschieben. Die Steuerung des Arms geschieht durch einen Astronauten, der sich auf dem Flugdeck des Shuttles befindet. Neben den beiden rückwärtigen Fenstern des Flugdecks werden mehrere Kameras auf dem Arm und in der Nutzlastbucht für die präzise Steuerung des Arms eingesetzt.

Energieversorgung [Bearbeiten]

Der Strom, den die Crew im Laufe der Mission verbraucht, wird von Brennstoffzellen erzeugt. Diese werden mit Wasserstoff und Sauerstoff betrieben. Im Orbiter sind drei Brennstoffzellen installiert, die je 7kW leisten können, kurzzeitig sind sogar bis zu 12 kW möglich. Sie können das System für bis zu 30 Tage mit Energie versorgen. Weitere Systeme zur Energieerzeugung sind die Hilfskraftanlagen (engl. *Auxiliary Power Units (APUs)*). Diese drei, mit Hydrazin und gasförmigem Stickstoff betriebenen Turbinen, erzeugen zusätzliche elektrische Energie zum Betrieb des Hydrauliksystems und werden erst etwa eine Stunde vor der Landung eingeschaltet. Für den Fall einer Notlandung laufen sie auch während des Aufstieges ins All. Zudem sind die Orbiter Discovery und Endeavour mit dem Station-to-Shuttle Power Transfer System ausgerüstet. Dieses ermöglicht ihnen, Strom von der ISS zu beziehen, um eine längere Aufenthaltsdauer zu ermöglichen.

Hitzeschutzschild [[Bearbeiten](#)]



Hitzeschutzkacheln und Nase aus RCC auf der Unterseite der Discovery

Verschiedene Bereiche der Außenhaut des Shuttles sind mit speziellen Hitzeschutz-Verkleidungen ausgestattet. Dies ist für den Wiedereintritt in die Atmosphäre unerlässlich, da wegen der sich vor dem Flugkörper aufbauenden Schockfront enorme Temperaturen auftreten. Ohne den Hitzeschutzschild würde das Shuttle verglühen. Auch die früheren Raumschiffe der Apollo-, Gemini- und Mercury-Programme waren mit einem Hitzeschild ausgerüstet, genauso wie auch die russischen Sojus-Kapseln. Einzigartig am

Hitzeschutzschild des Shuttles ist jedoch seine Wiederverwendbarkeit.



Beschädigte Kacheln nach dem Flug STS-118
Den größten Teil des Hitzeschutzschildes stellen die über 20.000 Kacheln auf der Unterseite des Rumpfes des Orbiters dar. Die sogenannte *High-temperature reusable surface insulation (HRSI)* kann bis zu 1260 °C aushalten. Die Kacheln sind maximal 12 cm dick und bestehen zum größten Teil aus Hohlraum (90%) und Siliziumdioxid (10%). Die Dichte der verwendeten Kacheln beträgt 0,14 bzw. 0,35 g/cm³ (Siliziumdioxid um 2,2 g/cm³).

Die hochoberhitzten Bereiche am Shuttle wie die Nase und die Flügelvorderkanten sind mit einem speziellen Werkstoff, sogenanntem kohlenstofffaserverstärkten Kohlenstoff (*Reinforced carbon-carbon (RCC)*) verkleidet, der gegen Temperaturen über 1300 °C und mechanische Beeinträchtigungen wie Risse weitgehend resistent ist. Hierzu ist anzumerken, dass kein vollständiger Schutz vor Beschädigung möglich ist. Die Columbia-Katastrophe im Jahr 2003 war auf ein großes Loch in einem RCC-Panel an der Flügelvorderkante zurückzuführen. Weitere Bereiche des Shuttles sind mit der sogenannten *Advanced flexible reusable surface insulation (AFRSI)* ausgerüstet; dies sind Kacheln, die etwa 650 °C aushalten können. Dazu gehören das Cockpit, der vordere Rumpfteil sowie das Seitenleitwerk bzw. Ruder. Der Rest des Shuttles (hinterer Rumpfteil und Oberseite) hat keinen speziellen Hitzeschutz. Die normale Außenhaut

der Raumfähre kann jedoch bis zu 370 °C aushalten.

Datenübertragung [[Bearbeiten](#)]

Das Shuttle verfügt für die Datenübertragung (Kommunikation, Video, Telemetrie, Experimentdaten) u.a. über Mikrowellensysteme im S-Band^[21] und Ku-Band.^[22] Über die Tracking and Data Relay Satelliten (TDRS) steht während des gesamten Umlaufs eine (fast) ununterbrochene Datenstrecke zum Boden zur Verfügung. Die Ku-Band Antenne befindet sich in der Ladebucht, so dass dieses leistungsfähigste System nur in Flugphasen mit geöffneter Ladebucht genutzt werden kann.

Sicherheitssysteme [[Bearbeiten](#)]

Wie bei jedem bemannten Raketensystem steht beim Space Shuttle die Sicherheit der Crew an erster Stelle. Durch das völlig neuartige Konzept des Raumgleiters mussten auch völlig neue Sicherheitskonzepte entwickelt werden. Ein Rettungsturm wie zu Apollo-Zeiten kam für den

Orbiter nicht in Frage. Vor dem Columbia-Unglück wurden Wiedereintritt und Landung als die weniger kritische Phase des Fluges angesehen, heute hat sich dieses Denken etwas gewandelt. Abbruch vor dem Start [[Bearbeiten](#)]



Durch die Challenger-Tragödie wurde die Sicherheitsdiskussion neu entfacht. Im Falle eines Startabbruchs vor Abheben des Shuttles kann auf ein Seilbahnsystem zurückgriffen werden, das schon im Apollo-Programm bestand. Dieses konnte die Astronauten im Gefahrenfall sicher von der

Startanlage wegtransportieren. Es wurde leicht modifiziert, sodass nun sieben Seilbahnkörbe bis zu 21 Personen von der Startanlage befördern können; dies für den Fall, dass sich neben den Astronauten auch noch Techniker in der Nähe des vollgetankten Space Shuttle aufhalten. Es wird bei regelmäßigen Übungen sowie den Terminal Countdown Demonstration Tests aktiviert, musste jedoch noch nie im Ernstfall verwendet werden. Ein Abbruch ganz kurz vor dem Start kann nur durch den *Redundant Set Launch Sequencer* (RSLS) durchgeführt werden. Dieses System prüft nach dem Starten der Haupttriebwerke (6,6 Sekunden vor dem Abheben) deren Funktion und kann den bevorstehenden Start noch abbrechen. Diese Art RSLS-Abort wurde bisher fünf mal durchgeführt, zuletzt während dem Countdown zum Start von STS-68 im August 1994. Dabei wurden die Triebwerke 1,9 Sekunden vor dem Start wieder abgeschaltet und die Zündung der Feststoffbooster verhindert.

Startabbruch im Flug [[Bearbeiten](#)]

Hauptartikel: [Space Shuttle abort modes](#)

Nach dem Abheben des Shuttles gibt es abhängig vom Zeitpunkt und der Schwere eines auftretenden Fehlers zwischen dem Abtrennen der Booster und dem Abschalten der Haupttriebwerke mehrere Möglichkeiten, den Flug zu einem sicheren Ende zu führen. Von diesen vier „Intakten Abbrucharten“ wurde bisher lediglich der Abort to Orbit (ATO) durchgeführt. Während [STS-51-F](#) fiel nach etwa sechs Minuten ein Triebwerk aus. Der Abwurf von nicht benötigtem Treibstoff erlaubte es der Challenger, einen zwar niedrigeren als geplant, aber stabilen Orbit zu erreichen. Da dies nur ein kleines Problem darstellte, konnte die Mission wie geplant durchgeführt werden.



Der Schalter zum Vorwählen des Abbruchmodus im Shuttle-Cockpit

Bei schwerwiegenden Problemen wie beispielsweise einem Leck in der Crewkabine ist es jedoch nötig, die Mission zu einem raschen Ende zu bringen. Dafür stehen während der Startphase drei Optionen offen. Zum einen besteht die Möglichkeit, das Shuttle in einen instabilen Orbit zu bringen und es nach weniger als einer Erdumrundung wieder landen zu lassen. Dieser *Abort once Around* (AOA) kann nur während eines sehr kleinen Zeitfensters eingeleitet werden und wurde bisher nie durchgeführt. Eine weitere Option, die

Transatlantic Abort Landing (TAL), wäre eine Landung auf einem europäischen oder afrikanischen Flughafen. Für dieses Szenario würde das Shuttle genug Geschwindigkeit aufnehmen, um den anvisierten Landeplatz zu erreichen, um dann die Triebwerke auszuschalten und den Tank abzuwerfen. Wenig später würde das Shuttle dann auf der Zielpiste normal landen. Für einen Shuttlestart muss daher mindestens einer der vorbestimmten Landeplätze gutes Wetter vorweisen können. Auch diese Möglichkeit wurde noch nie verwendet.

Die letzte und gleichzeitig gefährlichste Abbruchart ist die Rückkehr zum Startplatz (RTL). Sie wird nur dann verwendet, wenn alle anderen Abbruchmodi als Optionen ausgeschlossen werden können, da die Raumfähre noch nicht genug Geschwindigkeit und Höhe erreicht hat. Das Szenario sieht vor, dass das Shuttle mit seinen Triebwerken in Flugrichtung gedreht wird, und diese solange

weiterlaufen, bis sie die aufgebaute Geschwindigkeit abgebaut haben. Anschließend verläuft der Flug wie ein TAL-Abbruch mit dem Ziel, am Startplatz niederzugehen. Sie wurde ebenfalls nie verwendet.

Sollten während der Startphase mehr als ein Triebwerk ausfallen, so bleibt als einzige Option eine Wasserung im Atlantik. Dazu wird der Orbiter in eine Höhe gebracht, aus der die Astronauten abspringen können, da sie eine Wasserung wahrscheinlich nicht überleben würden. Der Orbiter wird dann ferngesteuert auf der Meeresoberfläche aufgesetzt. Ein solches Szenario war vor dem Challengerunglück für die Besatzung in jedem Fall tödlich, da sie ausgenommen von den ersten Testflügen keine Fallschirme dabei hatten. Eine Wasserung wurde bisher nie durchgeführt.

Abbruch während Flug und Wiedereintritt

[[Bearbeiten](#)]

Während des Fluges besteht weiterhin die Möglichkeit, das Shuttle kurzfristig auf einem Notlandeplatz niedergehen zu lassen. Das wird beispielsweise angewendet, falls sich die Laderaumtüren mit den Kühlungsradiatoren nicht öffnen lassen und eine Überhitzung des Shuttles droht. Für Flüge zu Raumstationen besteht außerdem die Möglichkeit, dass die Besatzung auf der Station verweilt, um sich später von einem anderen Shuttle abholen zu lassen. Diese Möglichkeit entstand als Reaktion auf das Columbia-Unglück im Jahr 2003 unter dem Namen CSCS (*Contingency Shuttle Crew Support*).

Ist der Wiedereintritt einmal eingeleitet, kann dieser nicht wieder abgebrochen werden. Deshalb wird seit STS-114 auf jedem Shuttle-Flug der Hitzeschild mittels verschiedener Methoden (siehe Rendezvous Pitch Maneuver, OBSS) überprüft und ggf. per Außeneinsatz repariert, bevor die Bodenkontrolle die Erlaubnis zur Rückkehr gibt.

So sollen Unfälle wie jener der Columbia ([STS-107](#)) in Zukunft verhindert werden.

Wartung und Aufrüstung [[Bearbeiten](#)]



Die Atlantis in der *Orbiter Processing Facility*
Aus sicherheits- und flugtechnischen Gründen wurden alle Orbiter mehrmals für umfangreiche Verbesserungen monatelang außer Dienst gestellt. Während dieser sogenannten *Orbiter Maintenance Down Period (OMDP)*, die nach etwa 13 Flügen anstehen, werden umfangreiche Tests und Wartungsarbeiten an der Raumfähre durchgeführt. Zusätzlich wurden jeweils größere Verbesserungen vorgenommen. Während der letzten derartigen Revisionen wurden die Orbiter

mit einem sogenannten Glasc cockpit ausgerüstet, das die alten Röhrenbildschirme ersetzte. Weitere Verbesserungen waren unter anderem ein Bremsschirm, der bei der Landung zum Einsatz kommt, und das *Station-to-Shuttle-Power-Transfer-System*, das es dem Shuttle erlaubt, bei einem Aufenthalt an der ISS Strom von der Station zu beziehen. Solche Modifikationen fanden zunächst im Herstellerwerk im kalifornischen Pasadena statt, wurden aber Ende der 1990er Jahre in die Orbiter Processing Facility (OPF) verlegt, in der auch die Wartung und Vorbereitung der Raumfähren durchgeführt wird.

Auch nach dem Challenger-Unglück wurden diverse Verbesserungen vorgenommen, bei denen in erster Linie die Boosterverbindungen zum Außentank verstärkt wurden. Die Änderungen nach der Columbia-Katastrophe betrafen hauptsächlich die Schaumstoffisolierung des externen Tanks. Dieser sollte dadurch nicht mehr so leicht abplatzen und den Hitzeschutzschild des

Shuttles beschädigen können. Darüber hinaus wurden Sicherheitsbedingungen und Startkriterien verschärft.

Die einzelnen Orbiter [[Bearbeiten](#)]

Raumflugfähige Orbiter [[Bearbeiten](#)]

Seit Beginn der Shuttle-Flüge im Jahr 1981 sind insgesamt fünf verschiedene Space Shuttles ins All geflogen. Davon sind heute noch drei ([Discovery](#), [Atlantis](#) und [Endeavour](#)) im Einsatz. Zwei Space Shuttles ([Columbia](#) und [Challenger](#)) wurden bei Unglücken zerstört. Die drei verbleibenden Raumfähren werden voraussichtlich bis zum Ende des Shuttle-Programms im Jahr 2011 weiterbetrieben und dann endgültig außer Dienst gestellt.

	O	Erst	Bish	Anza	Aktu	
Name	V	Erst	er	hl	elle/	Bemerkun
	-	flug	letz	bishe	näch	
	N	Mis	te	riger	ste	
	r.	sion	Mis	Missi	Missi	

Missionen

<p><u>Columbia</u></p> <p>0 V- 12. 1 April <u>STS-107</u> 0 1981 2</p>	<p>28</p> <p>-</p>	<p>Erster raumflugfähiger Orbiter. Am 1. Februar 2003 beim Wiedereintritt zerstört, die sieben Besatzungsmitglieder kamen dabei ums Leben.</p>
<p><u>Challenger</u></p> <p>0 V- 4. 0 April <u>STS-51-L</u> 9 1983 9</p>	<p>10</p> <p>-</p>	<p>Am 28. Januar 1986 kurz nach dem Start durch einen</p>

Defekt an einem Feststoffbooster zerstört, die sieben Besatzungsmitglieder kamen dabei ums Leben.

Disco
very
O
V- 30.
1 Augu STS-
0 st 41- STS- 38
3 1984 D 131 STS-
133

Gelandet am 20. April 2010, letzter Einsatz frühestens am 24. Februar 2011. ^[23]

<u>Atlantis</u>	O V- 1 0 4	3. Okto ber 1985	<u>STS-51-L</u> <u>STS-51-L32</u>	<u>STS-135</u>	Gelandet am 26. Mai 2010. Weiterer möglicher Einsatz als Rettungsflu- g <u>STS-335</u> im März 2011. Letzter vermutliche r Einsatz STS-135 am 28. Juni 2011.
<u>Endeavour</u>	O V- 1 0	7. Mai 1992	<u>STS-51-L</u> <u>STS-51-L49</u> <u>STS-51-L130</u>	<u>STS-134</u>	Gelandet am 22. Februar 2010,

5

letzter
Einsatz
voraussichtli
ch am 19.
April
2011^[24],
Ersatzorbite
r für
Challenger.

Nicht raumflugfähige Orbiter [Bearbeiten]

Weitere gebaute Orbiter waren die Pathfinder und die OV-101 Enterprise. Pathfinder war ein Handling-Modell aus Stahl, das nicht flugfähig war. Es wurde zum Erproben und Einüben der Abläufe am Boden eingesetzt. Pathfinder trug keine offizielle Nummer, wird manchmal aber als OV-098 aufgeführt.^[25]

Die Enterprise war ein flug-, jedoch nicht raumflugtauglicher Prototyp, der für Gleitversuche und für Flugversuche auf dem Rücken des Shuttle

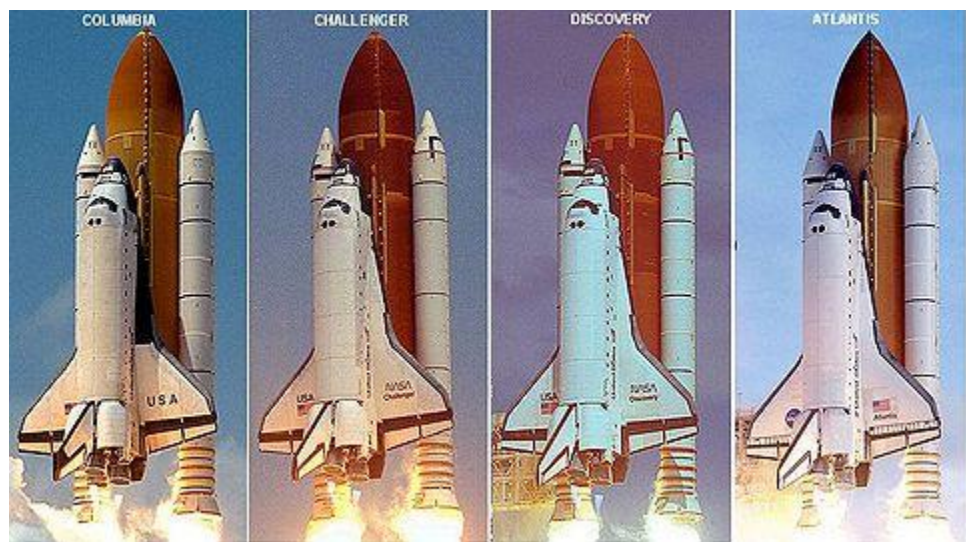
Carrier Aircrafts eingesetzt wurde. Beide Modelle können heute in Museen besichtigt werden. Es war geplant, die Enterprise später zu einem raumflugtauglichen Orbiter umzubauen, es erwies sich jedoch als kostengünstiger, die statische Versuchszelle STA-099 zur Raumfähre Challenger (OV-099) auszubauen.

Weitere weitgehend originalgetreue Nachbauten der Raumgleiter stehen im Kennedy Space Center (*Explorer*, diese wird manchmal als OV-100 bezeichnet), im Johnson Space Center sowie im Six-Flags-Vergnügungspark in Gurnee, Illinois.

Unterschiede zwischen den einzelnen Orbitern
[Bearbeiten]

Durch die fortschreitende technische Entwicklung im Laufe des Space-Shuttle-Programms bedingt, sind die fünf raumflugfähigen Orbiters nicht exakt baugleich. Einige Merkmale wurden bei allen Orbitern nachgerüstet, so zum Beispiel das Glascockpit. Heute fliegen alle Orbiters mit LC-Displays und modernen Computern.

Andere Unterscheidungsmerkmale bleiben aber bis heute bestehen; so war die Columbia über drei Tonnen schwerer als ihre Schwester-Raumfähren, die später gebaut wurden. Zudem wurde bei Challenger und Discovery eine Modifikation in der Nutzlastbucht eingebaut, die das Mitführen einer bereits betankten Centaur-Oberstufe erlauben würde. Dies wurde aber nie umgesetzt.



Space Shuttles Columbia, Challenger, Discovery, Atlantis und Endeavour

Probleme und Kritik [[Bearbeiten](#)]

Technische Risiken [[Bearbeiten](#)]

Das Space Shuttle ist aufgrund seines Aufbaus mehr Risiken ausgesetzt als eine Raumkapsel, wie sie beispielsweise im Apollo-Programm verwendet wurde. Bekanntestes Problem dabei ist spätestens seit dem Columbia-Unglück der Hitzeschild. Dieser liegt entgegen dem Hitzeschild einer Raumkapsel während der ganzen Mission offen und ist somit anfällig für Beschädigungen durch [Weltraummüll](#), [Mikrometeoriten](#) oder abfallende Eis- und Schaumstoffteile vom externen Tank. Zwar entstehen bei jedem Start kleinere Beschädigungen an den Hitzeschutzkacheln des Shuttles, die keine weiteren Folgen haben; jedoch kann ein größeres Loch an den vorderen Flügelkanten oder der Nase des Orbiters eine ernsthafte Gefahr darstellen. Durch ein solches Loch drangen beim Wiedereintritt der Columbia am Ende der Mission [STS-107](#) heiße Gase ein und führten zu strukturellem Versagen am linken

Flügel und schlussendlich zur Zerstörung der ganzen Raumfähre.



Abfallendes Schaumstück während [STS-114](#)
Auch die Startphase birgt mehr Risiken als ein Kapselsystem. Obwohl eine Rettung der Mannschaft durch die oben genannten Methoden möglich ist, kann der Abbruch nur sicher durchgeführt werden, falls kein zeitkritisches Problem vorliegt. So lässt sich ein Abbruch mit Rückflug zum Startplatz (RTLS) oder einem transatlantischen Landeplatz erst nach dem Abwurf der Feststoffraketen einleiten. Ein zeitkritisches Problem vor dem Abwerfen der Booster führt mit hoher Wahrscheinlichkeit zum Verlust von Besatzung und Shuttle (*Loss of Crew*

and Vehicle, LOCV). Auch ein Abspringen der Crew an Fallschirmen kommt erst in Frage, wenn ein RTLS-Abbruch erfolgreich durchgeführt wurde, aber kein geeigneter Landeplatz erreicht werden kann.^[26] Ein pyrotechnisches Rettungssystem, bei dem die Crewkabine vom restlichen Shuttle abgetrennt wird und dann an Fallschirmen niedergeht, wurde zwar in Betracht gezogen, dann aber ebenso wie die bei den ersten Testflügen verwendeten Schleudersitze aus Gewichts- und Kostengründen verworfen.

Organisatorische Probleme [Bearbeiten]

Die Untersuchung des Columbia-Unglücks hat innerhalb der NASA neben den technischen auch organisatorische Mängel aufgezeigt, ähnlich wie früher bei der Challenger-Katastrophe. Um Kosten zu sparen, wurden viele Tätigkeiten, die für die bemannte Raumfahrt bei der NASA Standard waren, eingestellt. So wurden zum Beispiel die Zeichnungen des Shuttles nicht nachgeführt, obwohl bedeutende Änderungen vorgenommen

wurden, sodass keine Basis für die notwendigen Verifikations-Modifikationen vorhanden war. Allgemein ist das gesamte Space-Shuttle-Programm durch den niederschmetternden Untersuchungsbericht in der Öffentlichkeit als veraltet und anfällig, weil zu kompliziert, in Misskredit geraten. Darüber hinaus zeigt der Bericht, dass unüberlegte Kostenreduktionen, die vom NASA-Administrator Daniel Goldin („faster, better, cheaper“) gefordert wurden, ernste Folgen haben können.



Ein startender Space Shuttle. Die Sonne steht hinter der Kamera, und der Schatten der Rauchsäule wird in der Erdatmosphäre in Richtung des Mondes geworfen.

Ein weiteres Problem des Shuttle-Programms ist, dass die Wartungsarbeiten und die Herstellung von Ersatzteilen für den Orbiter fast völlig von der Firma Boeing bzw. deren Tochterfirmen

übernommen werden. Dasselbe gilt für den Außentank (Lockheed Martin) und die Feststoffbooster (ATKs Launch Systems). Da deshalb Zehntausende von Menschen vom Space-Shuttle-Programm abhängen, so die Kritiker, erschien es in politischer Hinsicht lange Zeit als nicht opportun, das Programm zugunsten einer besseren Technologie ganz einzustellen.

Allerdings gilt dies auch für Vorläuferprogramme (z. B. Apollo-Programm) oder zukünftige Programme mit dem Ziel eines bemannten Marsfluges. Sie benötigen enorme finanzielle Ressourcen, die zum größten Teil direkt oder indirekt an Luft- und Raumfahrtkonzerne fließen und dort Abhängigkeiten erzeugen.

Darüber hinaus kann das Space Shuttle teilweise als Fehlplanung erachtet werden: Der Kongress beschloss, sowohl für die US Air Force als auch für die NASA ein gemeinsames Trägersystem zu entwickeln, das alle bisherigen Trägerraketen ersetzen sollte. Weil das Space Shuttle beiden

Partnern genügen sollte, stelle die Raumfähre für den heute einzigen Betreiber, die NASA, ein suboptimales Produkt dar, das einige Air-Force-Anforderungen erfüllt, die heute gar nicht mehr nötig sind.

Kosten [Bearbeiten]

Ein weiterer Kritikpunkt ist, dass die erhofften Transportpreise für „Weltraumgüter“ nie die angestrebten 200 US-Dollar pro Kilogramm erreicht haben – der Preis liegt nicht nur durch Lohnsteigerungen und Inflation der letzten 30 Jahren bedingt bei rund 16.000 US-Dollar.

Folgende Gründe für diese Differenz zwischen Planung und Realität hierzu gibt es:

Durch den Verlust der Challenger musste ein neues Shuttle, die Endeavour, in Auftrag gegeben werden. Dieser ursprünglich nicht geplante Shuttle-Neubau hat das Programm über zwei Milliarden US-Dollar gekostet, obgleich sie teilweise aus Ersatzteilen der anderen Shuttles zusammengebaut wurde. Doch der Verlust der

Challenger und später der Columbia kosteten das Programm nicht nur Geld, sondern auch Zeit, da mehrjährige Startverbote für die verbliebenen Shuttles erteilt wurden, in denen sie keine kommerziellen Projekte durchführen konnten und zudem kostenintensiv sonderüberprüft wurden. Gleichzeitig fehlte aber ein Shuttle, das seine Aufgaben erledigen konnte, da man mit einer Flotte von vier Shuttles kalkulierte.

Auch der Konkurrenzkampf im Raumtransportgeschäft nahm stetig zu. Bei der Ursprungsplanung war die einzige Konkurrenz zum Space Shuttle die Ariane-Rakete der ESA, die damals noch in den Kinderschuhen steckte, so dass kommerzielle Satellitenprojekte in der westlichen Welt nur durch die NASA ausgeführt werden konnten. Inzwischen ist die Ariane voll konkurrenzfähig, und auch Japan und Indien haben eigene Trägerraketen entwickelt. Weiterhin ist durch den Zusammenbruch der UdSSR und Russlands kapitalistischer Ausrichtung mit

Roskosmos ein neuer weltweiter Konkurrent für kommerzielle Projekte entstanden, wie auch mit China, das ebenso eigene bemannte und unbemannte Raketenprojekte entwickelt hat. Auch die rasante Hard- und Software-Entwicklung der letzten 30 Jahre ging am Space Shuttle nicht spurlos vorbei, so dass man auch hier dementsprechend die Shuttles andauernd nachrüsten musste. Auch strukturelle Probleme, die in der ursprünglichen Planung nicht vorgesehen waren, mussten kostenintensiv behoben werden. Zudem mussten die Shuttles für das Shuttle-Mir-Programm speziell umgebaut werden und konnten weniger Nutzlast in den Weltraum befördern. Eine NASA-Raumstation war zwar im Planungsstadium, aber weit entfernt von der Realisierung. Die Einsparungen der weiteren Entwicklung einer Raumstation gingen zu Lasten der Transportpreise der Shuttles, die dadurch weniger kommerziell eingesetzt werden konnten.

Beim Bau der ISS war man gezwungen, auf die Shuttleflotte zurückzugreifen, um die größten und schwersten Lasten in den Weltraum zu befördern. Bei diesen Flügen können keine oder nur kleine kommerzielle Nutzlasten transportiert werden, da die Shuttles am Rande ihrer Tragkapazität sind. Weiterentwicklungen und Nachfolgeprogramm [\[Bearbeiten\]](#)





Start des Shuttle-C (grafische Darstellung)

Vor allem durch die immensen Kostenüberschreitungen während der Entwicklung und dem Betrieb des Shuttles wurden bereits einige Male Weiterentwicklungen und Nachfolgeprogramme angekündigt. Einige erreichten lediglich die Konzept-, andere wiederum die Prototypenphase. So basierte das, nicht über die Entwicklungsphase hinausgekommene, Constellation-Programm mit den Ares-Raketen auf dem Space Shuttle. Der Ares-I-Träger sollte um das Jahr 2015 das Shuttle als bemanntes Raumschiff ersetzen.

Shuttle-C [[Bearbeiten](#)]

Zwischen 1984 und 1995 wurde eine Vielzahl von Konzepten für eine unbemannte Lastenversion des Space Shuttle entwickelt. Diese Studien fanden unter dem Namen *Shuttle-C* (C steht für Cargo) statt. Durch die fortschreitende Automatisierungstechnik sollte es möglich

werden, den Shuttle-C auch ohne Mannschaft und die dadurch bedingten Mannschaftsräume und Lebenserhaltungssysteme zu starten. Zudem waren lediglich die Feststoffbooster und nicht wie beim Shuttle die komplette Raumfähre wiederverwendbar ausgelegt. Man erhoffte sich dadurch nennenswerte Einsparungen bei den Flugkosten, vor allem für Satellitenstarts. Auch die Nutzlast sollte durch die Gewichtseinsparungen zunehmen, man ging von 50 bis 75 Tonnen aus. Zudem wollte man durch die bereits bestehende Hardware Entwicklungskosten für einen neuen Schwerlastträger sparen. In den frühen neunziger Jahren wurden auch einige Konzepte für bemannte Marsflüge auf Basis des Shuttle-C entwickelt. Keiner der Shuttle-C Entwürfe kam je über die Konzeptphase hinaus.

X-33 / VentureStar [[Bearbeiten](#)]

Hauptartikel: [X-33](#)



Computerdarstellung der X-33 in der Umlaufbahn
Der *VentureStar* war ein geplanter Nachfolger für das Space Shuttle. Dieser sollte einige richtungsweisende Neuerungen beinhalten, etwa einen komplett neuen Hitzeschild und einen neuartigen Antrieb. Im Jahr 1996 wurde der Auftrag zum Bau eines Prototypen im Maßstab 1:3 an Lockheed Martin vergeben. Dieser Prototyp, die X-33, wurde jedoch aufgrund von technischen Problemen und Budgetüberschreitungen nie fertig gebaut. Im Frühjahr 2001 wurde das Projekt aufgegeben, obwohl die X-33 bereits zu 85% fertiggestellt war und über eine Milliarde US-Dollar in das Projekt investiert worden waren.

Constellation [[Bearbeiten](#)]

Hauptartikel: [Constellation \(Programm\)](#)



Konzeptvorstellungen des leichten (links) und schweren (rechts) Ares-Trägers

Nach dem Verlust der Columbia legte der damalige US-Präsident [George W. Bush](#) am 14. Januar 2004 mit der *Vision for Space Exploration* ein neues, langfristiges Weltraumprogramm auf, das die Ausmusterung des Space Shuttles zum 30. September 2010 vorsah. Zudem beinhaltete das Programm bemannte Mondflüge ab 2018 und ab Mitte des Jahrhunderts sogar bemannte

Marsflüge. Daher wurde für das Constellation-Programm wieder auf herkömmliche Raketen und Raumkapseln zurückgegriffen, die jedoch bewährte Technologie des Space Shuttle weiterverwenden sollen. So wurde die Entwicklung der Ares-Raketenfamilie gestartet, die aus zwei Modellen bestand. Die Ares I sollte ab 2014 das Orion-Raumschiff in einen niedrigen Erdorbit befördern. Für Mondmissionen hätte die Ares V ab 2018 das Altair-Landemodul und die Earth Departure Stage in einen niedrigen Erdorbit gebracht, wo sie die Ankunft der Crewkapsel erwartet hätte.

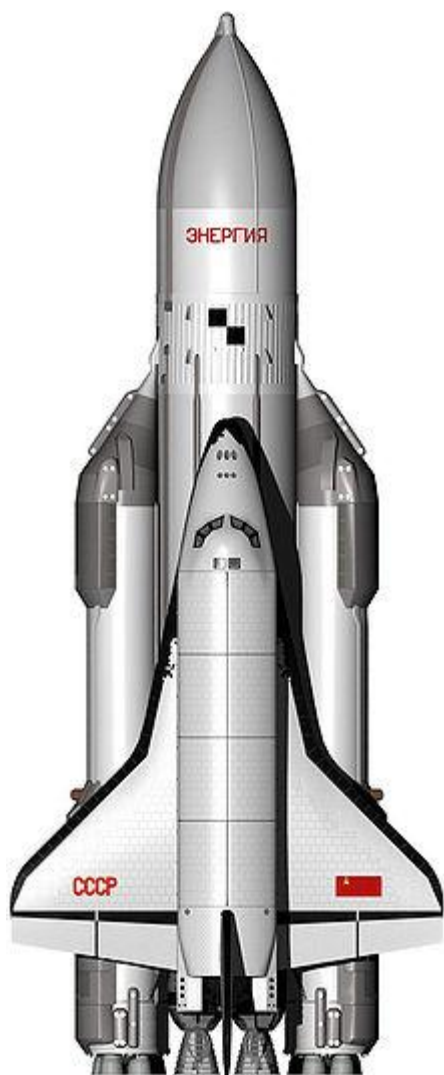
Die Ares I baut auf dem Feststoffbooster des Space Shuttle auf. Eine gestreckte Version des Boosters wird dabei als erste Stufe verwendet. Beim Schwerlastträger Ares V kommt ein vergrößerter Außentank mit zwei gestreckten Boostern zum Einsatz. Durch das Zurückgreifen auf Shuttle-Hardware konnte einerseits Entwicklungsarbeit gespart werden und

andererseits der übermäßige Verlust von Arbeitsplätzen durch das Ende des Space-Shuttle-Programms verhindert werden.

Das Constellation-Programm (Ares I, Ares V, Orion) wurde im Februar 2010 eingestellt. Das Programm sei laut US-Präsident Obama weder zeitlich noch finanziell tragbar. Somit stehen die USA nach dem Ende des Space-Shuttle-Programms ohne bemanntes Raumfahrtprogramm da.

Ähnliche Projekte [[Bearbeiten](#)]

Hauptartikel: [Raumfähre](#)



[Energija-Rakete mit Raumfähre *Buran*](#)

Das Space Shuttle ist bis heute das einzige wiederverwendbare Raumfahrzeug, das je im regelmäßigen Einsatz stand. Jedoch gab es eine Reihe von ähnlichen Programmen, die von verschiedenen Raumfahrtbehörden betrieben wurden. Einige Programme dauern derzeit noch an.

Buran (Sowjetunion)

Das Russische Pendant zum Space Shuttle, die Raumfähre Buran ist neben dem Shuttle als einziges Raumgleiter-Projekt über die Entwurfsphase hinausgekommen und mit einem unbemannten Testflug erprobt worden. Das Programm wurde nach der Auflösung der Sowjetunion Anfang der 1990er Jahre gestoppt und die verbleibenden Fähren für Ausstellungen genutzt. Siehe dazu auch Vergleich von Buran und Space Shuttle.

Sänger und Sänger II (Deutschland)

Der deutsche Ingenieur Eugen Sänger entwickelte zwischen 1961 und 1974 bei der Firma Junkers

Konzepte für einen wiederverwendbaren Raumgleiter. Die Sänger kam nie über die Konzeptphase hinaus.

Hermes (ESA)

Die ESA begann 1987 mit der Entwicklung einer Raumfähre, die an der Spitze einer Ariane-Rakete ins All befördert werden sollte. Das Programm wurde 1993 gestoppt.

Kliper (Russland)

Die Kliper ist ein teilweise wiederverwendbares Raumschiff, das als Ersatz für die Sojus entworfen wurde. Die Entwicklung begann im Jahr 2000 und wurde im Jahr 2007 endgültig eingestellt.

Siehe auch [[Bearbeiten](#)]

Liste der Space-Shuttle-Missionen

Literatur [[Bearbeiten](#)]


David Baker: *Die neuen Space Shuttles – Columbia, Enterprise & Co.* Arena, 1979, [ISBN 3-401-03882-6](#)

Dennis R. Jenkins: *Space Shuttle: The History of the National Space Transportation System.*

Midland Publishing, 2006, [ISBN 978-1-85780-116-3](#)

Pat Duggins: *Final Countdown: NASA and the End of the Space Shuttle Program* University Press of Florida, 2009, [ISBN 978-0-8130-3384-6](#)

Weblinks [[Bearbeiten](#)]

 [**Commons: Space Shuttle**](#) – Sammlung von Bildern, Videos und Audiodateien

 [**Wikinews: Space Shuttle Themenportal**](#) – in den Nachrichten

[Einsatzgeschichte des Space Shuttle](#)

NASA: [Multimedialgalerie der NASA zum Space Shuttle mit Bildern in hoher Auflösung \(englisch\)](#)

NASA: [Space Shuttle operational flight rules](#)

Einsatzregeln für Space Shuttle Flüge (englisch, pdf 5,3 MB)

[Informationen über alle bemannten NASA-Missionen](#)

drafts.de: [Verschiedene Datalansichten und Perspektiven der Orbiter](#)

Cockpit-Ansicht im Wandel der Zeit Weg zum
Glasscockpit

Space Shuttle Videos

Das Buch: o.A. Space Shuttle, Prepared by
LYNDON B. JOHNSON SPACE CENTER, Scientific
and Technical Information Office National
Aeronautics and Space Administration,
Washington, D.C. 1976, NASA-SP-407, bei NASA
History Online (engl.).

Das Buch: Howard Allaway Space Shuttle At
Work, Scientific and Technical Information Office
National Aeronautics and Space Administration,
Washington, D.C. 1979, NASA-SP-432/NASA-EP-
156, bei NASA History Online (engl.) und als 174
MB großes PDF vom NASA Technical Reports
Server.

Belege [Bearbeiten]

NASA: Space Shuttle Homepage (englisch)

extrasolar-planets.com: Informationen zum Space
Shuttle

raumfahrer.net: Informationen zum Space Shuttle

Bernd Leitenberger: [Space Shuttle](#)

Korb, Morant, Calland und Thatcher: Das Hitzeschutzschild der Weltraumfähren. Physik in unserer Zeit, 16. Jahrgang 1985, Seite 78-85

↑ [Space Shuttle Technical Conference pg 238](#)

↑ [Space Shuttle Main Engines](#)

↑ [Space Shuttle Basics](#). NASA, 15. Februar 2005, abgerufen am 1. Oktober 2009 (englisch).

↑ NASA: [Shuttle Reference Manual](#), 7. April 2002, abgerufen am 24. September 2009 (englisch)

↑ Stefan Deiters: [Letzte Shuttle-Mission erst 2011](#). astronews.com, 2. Juli 2010, abgerufen am 2. Juli 2010.

↑ [NASA überprüft spätere Außerdienststellung ihrer Space-Shuttles](#) (englisch)

↑ NASASpaceflight.com: [Augustine Review: October summit set to reveal NASA's forward path](#), 6. September 2009 (englisch)

↑ ^a ^b Columbia Accident Investigation Board: [CAIB Report, Vol.1](#) (2003), S. 22 (englisch)

↑ [Report of the PRESIDENTIAL COMMISSION on the Space Shuttle Challenger Accident: Appendix D - Supporting Charts and Documents.](#) 6. Juni 1986, abgerufen am 10. Oktober 2009 (englisch).

↑ ^a ^b [Mark Hayhurst: I knew what was about to happen.](#) In: *Guardian*. 23. Januar 2001, abgerufen am 23. September 2009 (englisch).

↑ [Roger Boisjoly: Firmeninternes Memo von Roger Boisjoly über die Erosion an O-Ringen und die daraus folgende Gefahr einer Katastrophe.](#) 31. Juli 1985, abgerufen am 23. September 2009 (englisch).

↑ [Roger's Commision: Report of the Presidential Commission on the Space Shuttle Challenger Accident,](#) 6. Juni 1986 (englisch)

↑ [Sound Suppression Water System.](#) In: *Countdown! NASA Launch Vehicles and Facilities.* NASA, Oktober 1991, abgerufen am 19. April 2010.

↑ [NASA: Shuttle Reference Manual - Solid Rocket Boosters](#), 31. August 2000, abgerufen am 28. September 2009 (englisch)

↑ [Space Shuttle Technical Conference pg 258](#)

↑ NASA: [Shuttle Entry](#)

↑ [SPACE SHUTTLE EMERGENCY LANDING SITES](#)
globalsecurity.org (zugriff=15.April 2010)

↑ NASA: [Space Shuttle Transoceanic Abort Landing \(TAL\) Sites](#), Dezember 2006

↑ SPACE NEWS: [NASA Eyes Alternative to Shuttle Main Engine for Heavylift](#), 20. März 2006
(englisch)

↑ [NSTS 1988 News Reference Manual](#). NASA, abgerufen am 9. Oktober 2009 (englisch).

↑ NASA: [S-Band System](#) (englisch)

↑ NASA: [Ku-Band System](#) (englisch)

↑ [NASA's Shuttle and Rocket Launch Schedule](#).
NASA, 7. Januar 2011, abgerufen am 7. Januar 2011 (englisch).

↑ [STS-134 Mission Information](#). NASA, 13. Januar 2011, abgerufen am 14. Januar 2011 (englisch).

↑ Archaeological Consultants: *NASA-wide survey and evaluation of historic facilities in the context of the U.S. space shuttle program: roll-up report.*

NASA, Juli 2008, S. 3-5, abgerufen am 28. April 2010 (7,3 MB PDF, englisch): „There are many references to the Pathfinder Orbiter Weight Simulator as OV-098. Though it was never formally numbered by NASA, the OV-098 designation was assigned unofficially and retroactively.“

↑ *Inflight Crew Escape System.* NASA, 7. März 2002, abgerufen am 30. September 2009 (englisch).

Ausklappen

US-amerikanische Trägerraketen

Ausklappen

Space Shuttles der NASA

Ausklappen

Space-Shuttle-Missionen

Ausklappen

Bestandteile des Space-Shuttle-Systems



Dieser Artikel wurde am 19. Oktober 2009 in [dieser Version](#) in die Liste der [lesenswerten Artikel](#) aufgenommen.¹⁰⁴

¹⁰⁴ Wikipedia: Seite „Space Shuttle“. In: Wikipedia, Die freie Enzyklopädie. Bearbeitungsstand: 14. Januar 2011, 10:59 UTC. URL:

http://de.wikipedia.org/w/index.php?title=Space_Shuttle&oldid=83867750 (Abgerufen: 22. Januar 2011, 12:32 UTC)

Versions-ID der Seite: 83867750.

Hitzeschild

„Hitzeschild

aus Wikipedia, der freien Enzyklopädie

Wechseln zu: [Navigation](#), [Suche](#)



Hitzeschild der [Spirit](#)-Mars-Rovers (künstlerische Darstellung)

Der **Hitzeschild** ist in der [Raumfahrt](#) die Schicht eines [Raumschiffs](#), welche dieses vor der entstehenden Hitze beim Eintritt in eine [Atmosphäre](#)^[1] schützen soll.

Auch manche [Flugzeuge](#) benötigen einen Hitzeschutzschild.

Inhaltsverzeichnis

[[Verbergen](#)]

[1 Grundlagen](#)

[2 Wiederverwendbare Hitzeschilde](#)

[3 Nicht wiederverwendbare Hitzeschilde](#)

[4 Quellen](#)

[5 Weblinks](#)

Grundlagen [[Bearbeiten](#)]

Beim [Wiedereintritt](#) wird das Raumfahrzeug durch die umgebende Luft stark abgebremst. Dabei heizt sich die Luft in der [Schockfront](#) vor dem Fahrzeug durch Kompression stark auf (siehe auch [\[2\]](#)).

In der Regel sind die Landekapseln bemannter [Raumschiffe](#) sowie [Raumfähren](#), die bei der Rückkehr zur Erde die [Erdatmosphäre](#) durchdringen müssen, zum Schutz mit einem Hitzeschild ausgestattet.

An das Material des Hitzeschildes werden enorme Anforderungen gestellt, da sie Temperaturen bis zu mehreren tausend [Grad Celsius](#) aushalten müssen. Der Hitzeschild soll einerseits die aus der Schockfront aufgenommene Wärme möglichst effektiv an die Umgebung abgeben und andererseits durch geringe [Wärmeleitfähigkeit](#) Astronauten und Geräte vor der Hitze schützen. Auch [Überschallflugzeuge](#) müssen vor den Einwirkungen der Schockfront mit speziellen Schichten an ihrer [Hülle](#) geschützt werden. Wiederverwendbare Hitzeschilde [[Bearbeiten](#)]

Wiederverwendbare Hitzeschilde wie die [Hitzeschutzkacheln](#) der [Space Shuttles](#) bestehen meist aus durch [Sintern](#) gebundenen, hochporösen [Glasfaser](#)-Werkstoffen mit einer dichten, [spröden](#), temperaturbeständigen dünnen Deckschicht ([Borsilikat](#)).

Besonders beanspruchte Teile des Space Shuttle-Hitzeschildes, wie die Flügelvorderkante, bestehen

aus Kohlenstoffverbundwerkstoffen (vgl. [Hitzeschutz des Space Shuttle \(engl.\)](#)).

Nicht wiederverwendbare Hitzeschilde
[[Bearbeiten](#)]

Nicht wiederverwendbare [ablative Hitzeschilde](#) werden z. B. bei den russischen [Sojus-Raumschiffen](#) eingesetzt und bestehen oft aus Glasfaser-Verbundwerkstoffen und/oder Kunststoffschäum ([Polystyrol](#)). Hier verdampft ein Teil des Hitzeschildes und kühlt so den Rest. Die Hitzeschilde von unbemannten Sonden können auch, je nach Zielplanet, höheren Temperaturen, über 10.000 °C, ausgesetzt werden. Diese Schilde sind ebenfalls nicht wiederverwendbar. Den Atmosphäreneintritt mit der bisher größten Belastung musste der ablative Hitzeschild der Atmosphärenkapsel der Raumsonde [Galileo](#) überstehen, als sie am 7. Dezember 1995 mit 170.000 km/h in die Jupiteratmosphäre eintrat. Das Gas in der Schockfront erhitze sich dabei auf 16.000 K und

der Hitzeschild musste dabei eine Wärmestromdichte von 43 kW/cm^2 aushalten. Der Hitzeschild machte deshalb zwei Drittel des Gewichts der Eintauchkapsel aus und verbrannte und verdampfte dabei zum größten Teil. Eine weitere Möglichkeit ist es, zusätzlich die Wärmekapazität des Hitzeschildes auszunutzen. Durch das Zusammenspiel von Wärmekapazität und -leitung stellt der Hitzeschild ein System mit einer Zeitkonstanten für die Wärmeausbreitung dar. Beim Wiedereintritt entsteht die Wärme nur über einen begrenzten Zeitraum, so dass der Hitzeschild abgeworfen werden kann, bevor die Hitze die zu schützenden Strukturen des Raumfahrzeuges erreicht.

Quellen [[Bearbeiten](#)]

[↑ Free Science Experiment - Combustion - Air Pressure, Friction, Speed and Heat](#) (englisch)

[↑ Artikel](#) der [englischen Wikipedia](#) über den *Wiedereintritt in die Atmosphäre*

Weblinks [[Bearbeiten](#)]

[Shuttles Thermal Protection System \(TPS\)](#)

(englisch)

[SHEFEX: Hitzeschild mit Ecken und Kanten.](#)

[Buran: Hitzeschild.](#) (englisch)¹⁰⁵

„Wiedereintritt

aus Wikipedia, der freien Enzyklopädie

Wechseln zu: [Navigation](#), [Suche](#)



Dieser Artikel beschreibt den Wiedereintritt eines Raumfahrzeuges in die Atmosphäre eines Planeten; für den Wiedereintritt in eine christliche Kirche siehe [Kirchenwiedereintritt](#).

¹⁰⁵ Wikipedia: Seite „Hitzeschild“. In: Wikipedia, Die freie Enzyklopädie. Bearbeitungsstand: 7. Dezember 2010, 09:41 UTC. URL:

<http://de.wikipedia.org/w/index.php?title=Hitzeschild&oldid=82372642> (Abgerufen: 22. Januar 2011, 13:17 UTC) Versions-ID der Seite: 82372642.



Eintritt der Landekapsel der Mars Rover
(künstlerische Darstellung)

In der [Raumfahrttechnik](#) bezeichnet der **Wiedereintritt** oder auch engl.: **Reentry** die kritische Phase des Eintritts in die Atmosphäre. Da viel [kinetische Energie](#) durch den Luftwiderstand in Wärme umgewandelt wird, entstehen hohe Temperaturen. Soll das Objekt den Wiedereintritt überstehen, so braucht es einen [Hitzeschild](#).

Der Begriff wird nicht nur für bemannte [Raumfahrzeuge](#) verwendet, sondern auch für [Raumsonden](#), Sprengköpfe von [Interkontinentalraketen](#), Kapseln mit Probenmaterial, sowie für Objekte, die verglühen dürfen oder sollen, wie ausgebrannte Raketentufen oder ausgediente Satelliten. Nicht verwendet wird der Begriff für Objekte, die nur einen kleinen Bruchteil der Orbitalgeschwindigkeit erreicht haben, da dann die thermische Belastung gering bleibt.

Oft befindet sich das Objekt zuvor in einer Umlaufbahn und der Abstieg beginnt mit der **Bremszündung** entgegen der Flugrichtung. Das amerikanische [Space Shuttle](#) beispielsweise nutzt für den **Deorbit Burn** die schwachen [OMS-Triebwerke](#) für etwa drei Minuten. Eine [Geschwindigkeitsänderung](#) von lediglich 1% (ca. 90 m/s) reicht aus, um auf einer elliptischen Bahn auf der anderen Seite der Erde – wieder in Flugrichtung gedreht – in die Atmosphäre

einzutreten. Form und Anstellwinkel des Raumgleiters erzeugen [Auftrieb](#), der den Abstieg in dichte Luftschichten verzögert und so den Energieumsatz zeitlich streckt.

Inhaltsverzeichnis

[[Verbergen](#)]

[1 Anwendungsgebiete](#)

[2 Bedingungen für einen sicheren Wiedereintritt von Raumfähren und Rückführkapseln](#)

[3 Berechnung der Flugbahn](#)

[4 Risiken](#)

[5 Siehe auch](#)

[6 Einzelnachweise](#)

[7 Literatur](#)

Anwendungsgebiete [[Bearbeiten](#)]

Ein prominentes Anwendungsgebiet in der [bemannten Raumfahrt](#) sind wiederverwendbare [Raumfähren](#) (bis jetzt nur vertreten durch das US-Amerikanische [Space Shuttle](#)), ebenso jegliche Rückführkapseln ([Apollo](#), [Sojus](#), [Shenzhou](#)), die

den Wiedereintritt jeweils schadlos überstehen müssen, um die Astronauten nicht zu gefährden. Jeder Start einer [mehrstufigen Rakete](#) hinterlässt ausgebrannte Oberstufen, die nach erfüllter Aufgabe in die Atmosphäre eintreten und teilweise verglühen. Ebenso werden (ausgediente) [Satelliten](#) bei einem kontrollierten Absturz durch die entstehende Wärme völlig oder zum größten Teil zerstört, um weiteren [Weltraummüll](#) zu vermeiden. Die Eintrittsbahn wird so gewählt, dass große Teile, die den Wiedereintritt überstehen könnten, ins Meer stürzen. Spektakuläres Beispiel für einen solchen Vorgang war die russische [Mir-Raumstation](#). Auch das [Hubble-Weltraumteleskop](#) könnte nach dem Ende seiner Betriebszeit zum kontrollierten Absturz gebracht werden, da seine Bergung aufgrund des Absturzes des [Space Shuttles Columbia](#) nicht mehr in den Plänen der [NASA](#) auftaucht und sie mit anderen Mitteln zu kostspielig werden würde.

Weitere Anwendungsgebiete sind Landungen von planetaren [Sonden](#) ([Cassini-Huygens](#), [Mars-Rover](#)) und das so genannte [Aerobraking](#) oder [Aerocapture](#).

Eine weitere Anwendung sind die [Wiedereintrittskörper](#) (engl.: reentry vehicle) von [ICBMs](#) und [SLBMs](#), die sich über weite Bereiche im Weltraum bewegen und danach wieder mit hoher Geschwindigkeit in die Atmosphäre eintreten.

Bedingungen für einen sicheren Wiedereintritt von Raumfähren und Rückführkapseln [[Bearbeiten](#)]

Als **Eintrittswinkel** wird in der [Raumfahrt](#) der Winkel bezeichnet, unter dem ein [Raumflugkörper](#) bezogen auf die Horizontale in die dichteren Schichten der [Atmosphäre](#) eines [Himmelskörpers](#) eintritt. Die Höhe dieses Punktes ist willkürlich festgelegt. Die [NASA](#) gibt beispielsweise für den Eintritt in die Erdatmosphäre eine Höhe von 400.000 [Fuß](#) (ca. 122 km) an (Entry Interface). Beim Wiedereintritt werden hohe Anforderungen an die verwendeten Materialien und die Struktur

der Raumschiffzelle gestellt. Die Temperatur an den [Hitzeschilden](#) erreicht bei Eintritt in die Erdatmosphäre mehr als Tausend Grad Celsius, außerdem wird die Fluggeschwindigkeit schnell verringert, so dass starke Verzögerungen auftreten.

Soll der Flugkörper die Wärmebelastung unbeschädigt überstehen, so werden in der Regel bei wiederverwendbaren Raumschiffen hitzeresistente Materialien mit einer geringen [Wärmeleitfähigkeit](#) wie [Keramik](#) in [Hitzeschutzkacheln](#) verwendet, die für eine ausreichende Isolation sorgen. Außerdem muss die Wärme wieder abgestrahlt werden; dafür eignen sich keramische Werkstoffe ebenso wie metallische. Möchte man Werkstoffe verwenden, deren Schmelzpunkt zu niedrig ist, so besteht die Möglichkeit der Kühlung durch einen [ablativen Hitzeschild](#). Dabei [sublimieren](#) bzw. [pyrolisieren](#) die im Hitzeschild verwendeten Werkstoffe. Die dabei entstehende relativ kühle [Grenzschicht](#)

isoliert die darunterliegenden Schichten und transportiert einen Großteil der Wärme ab. Ein ablativer Hitzeschild ist technisch einfacher und preisgünstiger als ein wiederverwendbarer Hitzeschild; bei entsprechender Auslegung sind (noch) höhere Eintrittsgeschwindigkeiten (mehr kinetische Energie, die umgewandelt werden muss) möglich. Soll ein ablativer Hitzeschild an einem wiederverwendbaren Raumschiff verwendet werden, so ist nach jedem Flug eine Erneuerung notwendig.

Eintrittswinkel und -geschwindigkeit des Flugkörpers müssen genau berechnet werden, wenn ein kontrollierter, gefahrloser Abstieg und eine Landung im vorgesehenen Landegebiet gewährleistet sein soll. Der Eintrittswinkel liegt meist zwischen 6° und 7° . Bei zu flachem Eintritt verlässt das Raumfahrzeug die Atmosphäre wieder (nach jeder weiteren Erdumkreisung würde es zwar weiter abgebremst, das Zielgebiet wird jedoch so verfehlt), bei einem zu steilen

Eintritt ist die thermische Belastung zu groß. Beim Wiedereintritt der [Apollo](#)-Raumschiffe nach der Rückkehr vom Mond betrug der Eintrittswinkel idealerweise $6,5^\circ$, wobei eine Toleranz von plus/minus $0,5^\circ$ bestand.

Durch den Einsatz von Hitzeschilden wird die Eintrittsgeschwindigkeit des Raumfahrzeugs innerhalb kurzer Zeit wesentlich verringert. Durch die Reibung in der Luft entsteht [Plasma](#), das das Raumfahrzeug umhüllt und die Kommunikation mit der Erde für einige Minuten unmöglich macht. Ist die Geschwindigkeit wesentlich verringert worden, können entweder Fallschirme ausgefaltet (bei Landekapseln bemannter [Raumschiffe](#)) oder aerodynamische Eigenschaften eingesetzt werden (Flügel beim [Space Shuttle](#), [Lifting Body](#)). Kurz vor dem Aufsetzen/Aufschlagen der Landekapsel können Bremsraketen gezündet werden, die für eine letzte Verringerung der Landegeschwindigkeit sorgen.

Eine weitere Möglichkeit sind Airbags, die kurz vor der Landung entfaltet werden und das Landegerät beim Aufprall schützen ([Mars Exploration Rover](#)).

Diese Landemethode ist jedoch recht riskant und kann nur bei leichteren Raumfahrzeugen eingesetzt werden. So wählte die NASA für ihren nächsten Mars-Rover [Curiosity](#) eine kontrollierte Landung mit Hilfe von Bremstriebwerken.

Berechnung der Flugbahn [[Bearbeiten](#)]

Seit den Anfängen der [Raumfahrt](#) war es eine wichtige Aufgabe, den Wiedereintritt verlässlich vorauszuberechnen und insbesondere Zeit und Ort des Verglühens und der Landestelle zu bestimmen.

Die Schwierigkeiten dieser Berechnungen sind/waren unter anderem:

unzureichende Kenntnis der momentanen

[Luftdichte](#) in den relevanten Teilen der

[Abstiegsbahn](#). Dieses Problem war um 1960 noch völlig ungelöst und hat zu Prognosefehlern von bis zu 2 Tagen geführt.

dabei ist insbesondere die stark [veränderliche Ionosphäre](#) ein die Genauigkeit begrenzender Faktor.

wechselnder [Luftwiderstand](#) des taumelnden und sich drehenden Flugkörpers - bis heute nicht völlig gelöst

Modellierung des Zerfallens des Flugkörpers (kleinere Teile werden stärker gebremst)
regionale Einflüsse der [Sonnenstrahlung](#) und der [Sonnenaktivität](#)

Bei schweren oder regelmäßig geformten Körpern sind die Berechnungen zuverlässiger als bei leichten Satelliten mit verschiedenen [Auslegern](#). Einzelne Abstürze konnten bereits auf wenige Minuten, und die Spur auf einige km genau vorausberechnet werden.

Raumflugkörper, die eine Nutzlast wieder sicher landen sollen, sind daher entsprechend geformt. Die Rückkehrkapsel nimmt dadurch im Flug eine aerodynamisch stabile Lage ein, so dass der Flugkörper mit dem [Hitzeschild](#) voran in die

Atmosphäre eintaucht ([Sojus-Raumschiff](#),
[Mercury-Raumschiff](#)).

Bis in die 1970er existierte ein eigenes Netz von [visuellen](#) Beobachtern namens [Moonwatch](#), das von der US-amerikanischen [Smithsonian Astrophysical Observatory](#) (SAO) betreut wurde und [weltweit](#) einige hundert ehrenamtliche Teams umfasste. Die Unterstützung der [Satellitenkameras](#) (vor allem der [Baker/Nunn](#)-Stationen) durch relativ einfach ausgerüstete [Amateurastronomen](#) war notwendig, weil die Kameras trotz technischen Aufwands bei gewissen Bedingungen wenig ausrichten, in denen *visuelle* Beobachter wesentlich flexibler reagieren können. Solche Problemfelder sind unter anderem Messungen in der [Dämmerung](#) (Flugkörper nur dann noch im Sonnenlicht, doch lange Belichtungszeiten unmöglich) sehr tiefliegende Flugbahnen

Ungenauigkeit der Vorausberechnungen knapp vor dem Wiedereintritt, was die Programmierung der Kameras erschwert.

Risiken [[Bearbeiten](#)]

Generell sind der Start und die Landung eines (raketentriebenen) Raumschiffs die kritischen Phasen des Fluges, für die eine erhöhte Unfallgefahr besteht.

Im Falle des US-amerikanischen Space Shuttle ist bekannt, dass das verwendete Hitzeschutzsystem (i.w. bestehend aus Reinforced Carbon-Carbon Panelen und Keramikkacheln) zwar sehr hohen Temperaturen widersteht, auf mechanische Einflüsse aber sehr empfindlich reagiert. Im Februar 2003 verglühte das [Space Shuttle Columbia](#) der NASA beim Wiedereintritt am Ende der Mission [STS-107](#) teilweise, weil beim Start des Shuttles mindestens eines der am stärksten belasteten Teile des Hitzeschutzsystems an der linken Tragflächenvorderkante beschädigt wurde. Da diese Beschädigungen während der Mission

nicht entdeckt wurden (einige warnende Hinweise von NASA-Mitarbeitern wurden von der Flugleitung ignoriert bzw. bagatellisiert), konnte beim Wiedereintritt das in die Tragfläche eindringende Plasma deren Aluminiumstruktur soweit beeinträchtigen, dass die linke Fläche und daraufhin das gesamte Shuttle zerstört wurden. Rückführkapseln besitzen Fallschirme, die für die notwendige Abbremsung in der Erdatmosphäre sorgen. Versagen diese Systeme, so kann die Kapsel ebenfalls zu Schaden kommen. Jüngstes Beispiel ist die misslungene Landung der [Genesis](#)-Sonde der NASA. Ein weiteres bekanntes Beispiel ist die Landung von [Sojus 1](#) im Jahre 1967, als der Hauptfallschirm sich nicht öffnete und die Landekapsel mit dem Kosmonauten [Wladimir Komarow](#) auf der Erde zerschellte. Auch bei [Apollo 15](#) öffneten sich nur zwei der drei Landefallschirme, die Landekapsel konnte jedoch trotzdem sicher landen^[1].

Landungen auf dem Mars sind aufgrund der geringen Dichte der Mars-Atmosphäre schwieriger durchzuführen, so dass Landesonden mitunter mit zu hoher Geschwindigkeit auf der Oberfläche aufschlagen und beschädigt werden können. Aus dem gleichen Grund bestehen Begrenzungen in den Landehöhen auf der Marsoberfläche, so können derzeit Sonden nur in Höhen von unter 2 km gelandet werden, womit einige der interessanten Marsregionen nicht erreicht werden können. Dagegen sind die Landungen auf der [Venus](#) oder auf Titan aufgrund der dichten Atmosphäre wesentlich einfacher durchzuführen, allerdings birgt der hohe Druck und die hohe Temperatur der Venus-Atmosphäre eine weitere Gefahr für die Landefahrzeuge.“¹⁰⁶

¹⁰⁶ Wikipedia: Seite „Wiedereintritt“. In: Wikipedia, Die freie Enzyklopädie. Bearbeitungsstand: 15. Oktober 2010, 20:12 UTC. URL: <http://de.wikipedia.org/w/index.php?title=Wiedereintritt&oldid=80320202> (Abgerufen: 22. Januar 2011, 13:21 UTC) Versions-ID der Seite: 80320202.

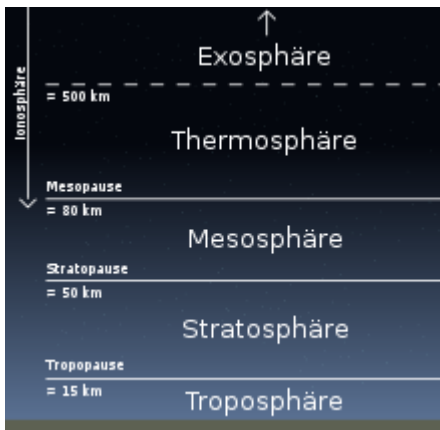
Exosphäre

„Exosphäre

aus Wikipedia, der freien Enzyklopädie

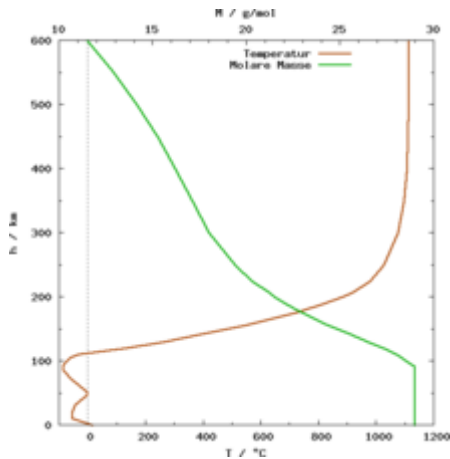
Wechseln zu: [Navigation](#), [Suche](#)

Die **Exosphäre** (von [griechisch](#) *ἔξω*, *éxo* „außen, außerhalb“ und *σφαῖρα*, *sfära* „Kugel“) stellt die äußerste Schicht der [Erdatmosphäre](#) dar. Sie markiert den fließenden Übergang zum [interplanetaren Raum](#), ist jedoch nach Definition von [NASA](#) und [Fédération Aéronautique Internationale](#) bereits dessen Teil.





Aufbau der Erdatmosphäre



Durchschnittliche [Temperatur](#) und [molare Masse](#) in Abhängigkeit von der Höhe.

Sie ist ein Teil der [Heterosphäre](#), das heißt jenes Bereiches der Atmosphäre ab ca. 120 km Höhe, in dem sich die Gase entsprechend ihrer [Atommassen](#) entmischen und schichten. Ab einer Höhe von 1000 km kommt nurmehr [Wasserstoff](#) als das leichteste Gas vor, dieser Bereich wird **Geokorona** genannt.^[1]

Die Exosphäre schließt an die [Thermosphäre](#) an, und beginnt damit (nach unterschiedlichen Quellenangaben) etwa in einer Höhe zwischen 400 und 1.000 km. Ihre äußere Grenze wird mit etwa 10.000 km angegeben. Allerdings ist die Grenze nicht genau definiert, weil die Gasdichte kontinuierlich abnimmt und theoretisch nie den Wert Null erreicht. Alle in ihr enthaltenen Teilchen sind weitgehend [ionisiert](#). Die Exosphäre ist die einzige Atmosphärenschicht, aus der Gasmoleküle aufgrund der ihnen eigenen Geschwindigkeit das [Gravitationsfeld](#) der Erde verlassen können, da so wenige Teilchen vorhanden sind, dass deren Bremswirkung vernachlässigt werden kann. Die Exosphäre wird deshalb auch als *Dissipationssphäre* bezeichnet.

Die hohe Temperatur von über 1000 °C, die scheinbar in der Exosphäre herrscht, bezieht sich lediglich auf die Geschwindigkeit der Teilchen (schnelle Teilchen entsprechen hohen Temperaturen). Ein Thermometer würde

Temperaturen unter 0 °C anzeigen, da die Gasdichte in dieser Höhe viel zu gering ist, um einen messbaren Wärmetransport zu verursachen.

Auch andere Planeten oder Monde besitzen eine Exosphäre, so zum Beispiel der Planet [Merkur](#), aber auch der [Erdmond](#).

Quellen [[Bearbeiten](#)]

[↑ Geokorona](#) bei [wissen.de](#)

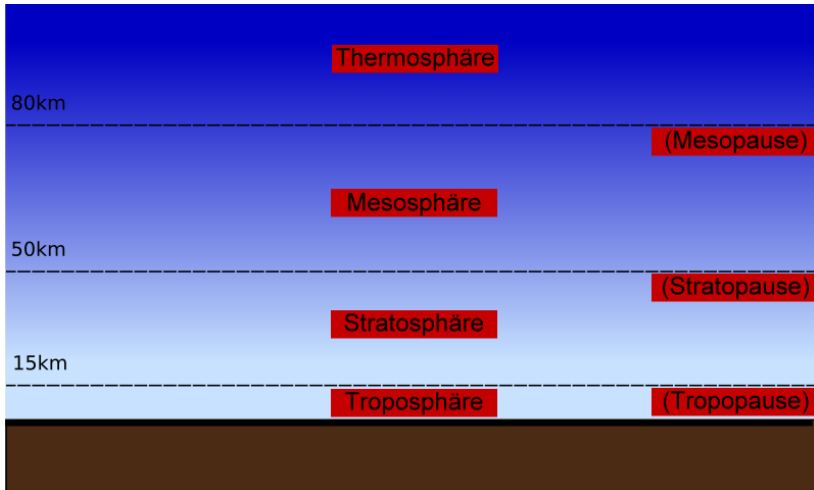
Weblinks [[Bearbeiten](#)]

[Untersuchung der Exosphäre des Merkur](#)

[Erforschung der Exosphäre des Erdmonds durch](#)

[LunarSat](#)

[Einklappen](#)



Die Erdatmosphäre

[Boden](#) | [Troposphäre](#) | [Tropopause](#) |
[Stratosphäre](#) | [Stratopause](#) | [Mesosphäre](#) |
[Mesopause](#) | [Thermosphäre](#) | [Thermopause](#) |

Exosphäre | [Exopause](#) | [Weltraum](#)

[Ionosphäre](#) | [Magnetosphäre](#)

[Homosphäre und Heterosphäre](#)

Von

„<http://de.wikipedia.org/wiki/Exosph%C3%A4re>“

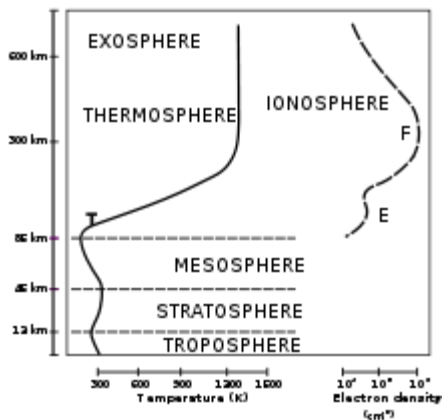
Kategorie: [Atmosphäre](#)“¹⁰⁷

¹⁰⁷ Wikipedia: Seite „Exosphäre“. In: Wikipedia, Die freie Enzyklopädie. Bearbeitungsstand: 25. Dezember 2010, 02:02

„Ionosphäre

aus Wikipedia, der freien Enzyklopädie

Wechseln zu: [Navigation](#), [Suche](#)

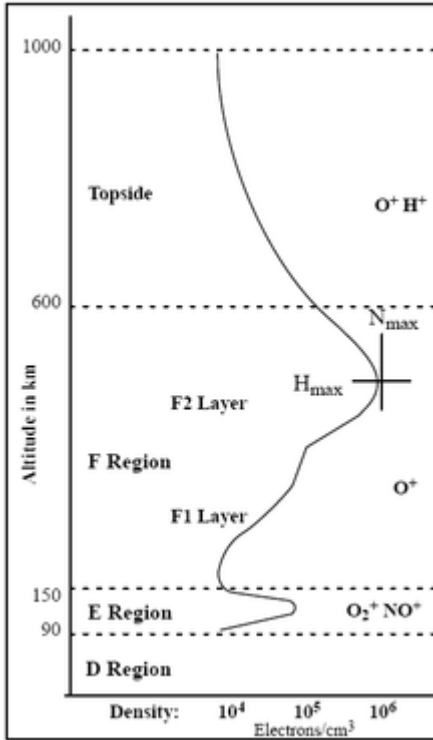


Beziehung von Ionosphäre und [Erdatmosphäre](#)

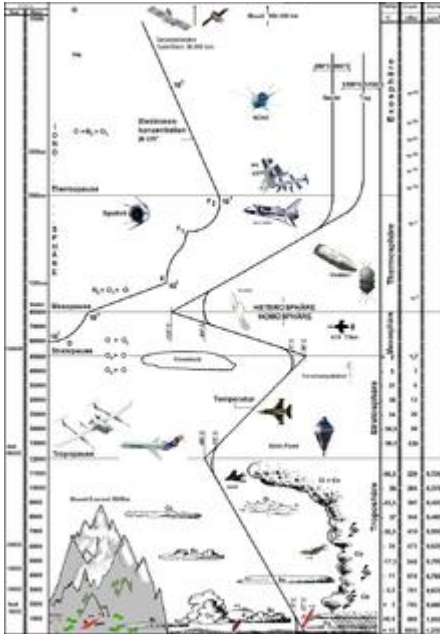
UTC. URL:

<http://de.wikipedia.org/w/index.php?title=Exosph%C3%A4re&oldid=83038830> (Abgerufen: 22. Januar 2011, 13:29 UTC)

Versions-ID der Seite: 83038830.



Elektronendichte und Ionenzusammensetzung in den oberen Ionosphärenschichten



Detailansicht von Atmosphäre und Ionosphäre mit der Verteilung von Temperatur, Druck, Dichte und Elektronenkonzentration

Die **Ionosphäre** (von [altgr.](#) ἰών bzw. ἰόν *ión*, „gehend“ und [gr.](#) σφαῖρα, *sfära* „Kugel“) ist jener Teil der [Atmosphäre](#) eines [Himmelskörpers](#), der große Mengen von [Ionen](#) und freien [Elektronen](#) enthält.

Bei den Planeten des [Sonnensystems](#) macht die Ionosphäre jeweils den Großteil der [Hochatmosphäre](#) aus. Die [Ionisation](#) der Gasmoleküle erfolgt durch energiereiche Anteile der [Sonnenstrahlung](#) (harte [Ultraviolett-](#) und [Röntgenstrahlung](#)). Das physikalische Gegenstück der Ionosphäre ist die [Neutrosphäre](#), die nicht durch solare Aktivitäten ionisiert wird.

Die **Ionosphäre der Erde** beginnt oberhalb der [Mesosphäre](#) bei einer Höhe von ungefähr 80 km, erreicht ihr Ladungsmaximum bei etwa 300 km und geht letztlich in den interplanetaren Raum über. ^[1] Sie liegt somit größtenteils innerhalb der [Thermosphäre](#), mit der sie oft fälschlich gleichgesetzt wird. Ihre praktische Bedeutung erlangt sie für den weltweiten Funkverkehr, weil sie [kurze Funkwellen](#) reflektiert.

Eine „harte“ obere Begrenzung der Ionosphäre existiert nicht, da die Abnahme der Atmosphärendichte und hiermit die Anzahl der möglichen Ladungsträger mit zunehmender Höhe

immer langsamer erfolgt. Die Ionosphäre geht letztendlich in die [Plasmasphäre](#) über, in der nahezu alle vorhandenen Teilchen ionisiert sind. Als Grenze zwischen Ionosphäre und Plasmasphäre kann die sogenannte [Übergangshöhe](#) in einer Höhe von 1000 km betrachtet werden. ^[2]

Inhaltsverzeichnis

[\[Verbergen\]](#)

[1 Entstehung der Ionosphäre](#)

[2 Die Ionosphärenschichten](#)

[2.1 Die D-Schicht](#)

[2.2 Die E-Schicht](#)

[2.3 Die F-Schicht](#)

[3 Nutzung der Ionosphäre](#)

[3.1 Funkwellen](#)

[3.2 Energiegewinnung](#)

[3.3 Erdbebenvorhersage](#)

[4 Kenngrößen der Ionosphäre](#)

[4.1 Kenngrößen](#)

4.1.1 Ausbreitungsgeschwindigkeit, Wellenlänge, Brechung

4.1.2 Plasmafrequenz und kritische Frequenz

4.1.3 Die maximal nutzbare Frequenz (MUF)

4.1.4 Die minimal nutzbare Frequenz (LUF)

4.1.5 Die virtuelle Höhe der Reflexion

4.1.6 Schumann-Resonanzen

4.2 Messung

4.2.1 Ionosonden

4.2.2 Riometer

4.2.3 Raketensonden

4.2.4 Satelliten

4.2.5 Inkohärentes Scatter-Radar

4.3 Modelle

5 Ionosphärenanomalien

5.1 Die erdmagnetische Anomalie

5.2 Die D-Schicht-Winteranomalie

6 Ionosphärenstörungen

6.1 Ionosphärenstörungen durch Strahlungsausbrüche

[6.1.1 Elektromagnetische Strahlung: Sudden Ionospheric Disturbance \(SID\)](#)

[6.1.2 Teilchenstrahlung: Polar-Cap-Absorption \(PCA\)](#)

[6.2 Weitere Ionosphärenstörungen](#)

[6.2.1 Die sporadische E-Schicht \(\$E_s\$ \)](#)

[6.2.2 Ionosphärenstürme](#)

[7 Wissenschaftliche Forschung](#)

[8 Geschichtliches](#)

[9 Literatur](#)

[10 Weblinks](#)

[11 Einzelnachweise](#)

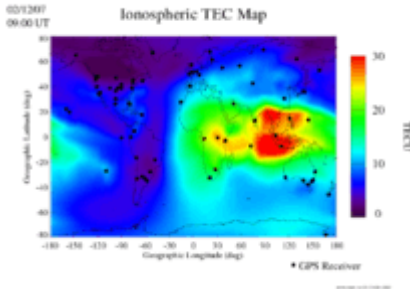
Entstehung der Ionosphäre [[Bearbeiten](#)]



Der [tangentele](#) Blick auf das [Polarlicht](#) veranschaulicht die Höhenabhängigkeit des Energieeintrags in die Atmosphäre durch Korpuskularstrahlung.

Die Ionosphäre entsteht durch solare Strahlungseinflüsse, sowohl in elektromagnetischer Form (insbesondere [Ultraviolett-](#) und [Röntgenstrahlung](#)) als auch als [Teilchenstrahlung](#) ([Korpuskularstrahlung](#)) hauptsächlich in Form von [Protonen](#). Jedoch leisten die kosmische [Hintergrundstrahlung](#) und [Meteoritenströme](#), die pausenlos in der Erdatmosphäre verglühen, ebenfalls einen gewissen Beitrag zur Ionisation. Durch die solare Strahlungsenergie werden [Valenzelektronen](#) von den Atomen gelöst: Es entstehen positive [Ionen](#) und freie [Elektronen](#) und somit ein elektrisch geladener Bereich der Atmosphäre. Ein ionisiertes Gas wird auch als [Plasma](#) bezeichnet. In einem Plasma werden die freien Elektronen von den positiven Ionen angezogen, sind jedoch zu

energiereich, um in einem elektrisch neutralen [Molekül](#) dauerhaft gebunden zu bleiben.



Der Elektronengehalt ([TEC](#)) der Ionosphäre am 12. Februar 2007 um 09:00 [UT](#) = 10:00 [MEZ](#) Dringen die Ultraviolett- und Röntgenstrahlung in die obere Erdatmosphäre ein, ist die Strahlung am energiereichsten, trifft jedoch nur auf wenige ionisierbare Gasmoleküle. Je dichter die Atmosphäre wird, desto mehr Energie wird an die umgebende Materie abgegeben und desto größer ist die dortige [Ionisation](#). Zwei Faktoren wirken jedoch der Ionisation entgegen: Zum einen nimmt durch die Energieabgabe die für tiefere Schichten verfügbare Menge ab, zum anderen verringert

sich durch die Zunahme der Atmosphärendichte die [mittlere freie Weglänge](#) einzelner Gasteilchen, was zu einer stärkeren [Rekombination](#) führt. Der Gleichgewichtszustand der beiden gegenläufigen Prozesse Ionisation und Rekombination bestimmt den Grad der Ionisation für den gegebenen Ort zur gegebenen Zeit.

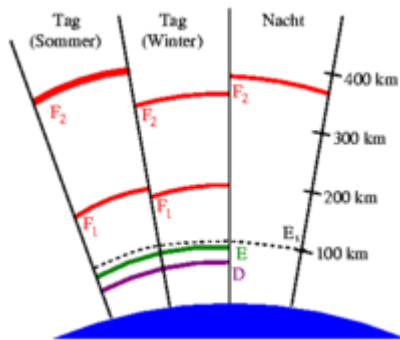
Diesbezüglich lassen sich zwei extremale Zustände unterscheiden, die sich jeweils durch fehlende Ionisation auszeichnen: "Maximale Strahlungsenergie, minimale Teilchenzahl" ([Exosphäre](#)) und "Minimale Strahlungsenergie, maximale Teilchenzahl" ([Neutrosphäre](#)). Zwischen diesen beiden Zuständen bildet sich gemäß der vorgehenden Beschreibung eine theoretische Zone maximaler Elektronendichte, die nach [Sydney Chapman](#) als [Chapman-Schicht](#) bezeichnet wird.

Die Höhe der Chapman-Schicht ist von zwei Faktoren abhängig. Zum einen von der Dichte-Höhen-Verteilung in der Atmosphäre und zum

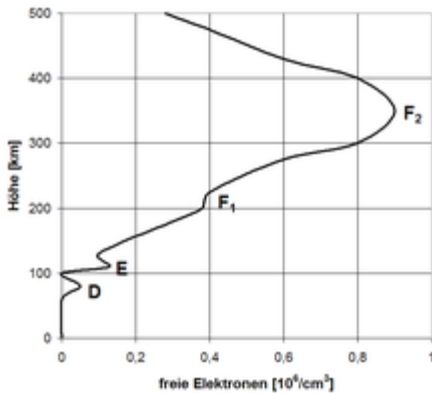
anderen von ihrer Fähigkeit, die solare Strahlung zu absorbieren. Die in der Atmosphäre vorhandenen Atom- und Molekülararten absorbieren Energie in einer für sie jeweils spezifischen [Wellenlänge](#). Somit erfolgt die Energieabsorption gemäß der Verteilung dieser Teilchen in der Atmosphäre. Die Intensität der solaren Strahlung beeinflusst nicht die Höhe der Chapman-Schicht, nur deren Intensität (Elektronendichte).

Der Grad der Ionisation hängt primär von der [Sonnenaktivität](#) ab. Folglich gibt es eine diurnale (tägliche), eine saisonale (jahreszeitliche) und eine geographische (örtliche) Abhängigkeit. Des Weiteren unterliegt die Sonnenaktivität dem elfjährigen [Sonnenfleckenzyklus](#). Sonderfaktoren wie [Sonnenstürme](#) spielen eine weitere Rolle. Weiteren Einfluss auf Form und Ladung der Ionosphäre hat sowohl die [Unipolarinduktion](#) der sich drehenden Erde im Erdmagnetfeld als auch der [Skin-Effekt](#).

Die Ionosphärenschichten [[Bearbeiten](#)]



Aufbau der Ionosphäre in Abhängigkeit von der Jahres- und Tageszeit.



Elektronendichte innerhalb der Ionosphäre auf der Tagseite der Erde mit den Ionisationsmaxima der D-, E- und F-Schicht

Innerhalb der Ionosphäre existieren drei lokale Ionisationsmaxima, weswegen sie in drei Schichten unterteilt wird: die D-, E- und F-Schicht.

Aufbau der Ionosphärenschichten [\[3\]](#)

Schicht	Höhe	Bemerkung
D	ca. 70...90 km	tagsüber vorhanden, Ionisation entsprechend dem Sonnenstand
E	ca. 110...130 km	tagsüber vorhanden, Ionisation entsprechend dem Sonnenstand
E _s	ca. 110 km	dünn, oft lückenhaft, sporadisch, bevorzugt im Sommer
F ₁	ca. 200 km	tagsüber vorhanden, geht nachts mit F ₂ -Schicht zusammen
F ₂	ca. 250...400 km	Tag und Nacht vorhanden

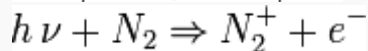
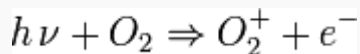
km

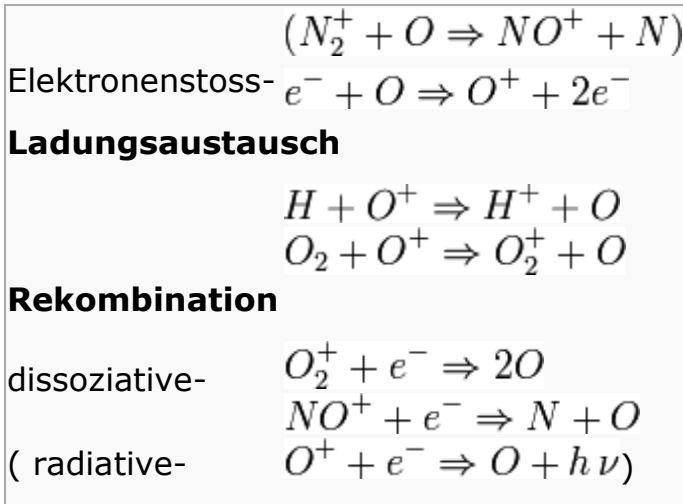
Ionisationsmaxima entstehen durch Energieabsorption an bestimmten Gasteilchenarten. Ab einer Höhe von 100 km ist die Durchmischung der Luft zu einer Gleichverteilung der Gase nicht mehr ausreichend, es stellt sich eine heterogene Verteilung ein. Dieser Bereich wird als [Heterosphäre](#) bezeichnet. Da die Energieabsorption an das Vorhandensein bestimmter Gasteilchen gebunden ist, erfolgt die Energieabgabe bevorzugt in Lagen mit hoher Konzentration der korrespondierenden Teilchenart.

Atomare Prozesse in der Ionosphäre^[4]

Ionisation

[Photo-](#)





Die D-Schicht [[Bearbeiten](#)]

Die D-Schicht ist die der Erde am nächsten gelegene Schicht und existiert nur am Tage in einem Höhenbereich zwischen 70 und 90 km. Ionisation findet durch Strahlung der [Lyman](#)- α -Serie bei 121,6 nm statt, die von [Stickstoffmonoxid](#) (NO) absorbiert wird. In Zeiten mit ausreichend hoher Sonnenfleckenzahl ionisieren zusätzlich harte Röntgenstrahlen (Wellenlänge < 1 nm) die Luftmoleküle (N₂, O₂). In der Nacht verbleibt durch die kosmische Strahlung eine geringe Restionisation.

Wegen der hohen Luftdichte ist einerseits die Rekombination groß, weswegen sich die Schicht bei Sonnenuntergang binnen weniger Minuten nahezu auflöst, andererseits ist die Kollisionsfrequenz zwischen Elektronen und anderen Teilchen während des Tages sehr hoch (ca. 10 Millionen Kollisionen pro Sekunde). Dies bedeutet für [Radiowellen](#) eine starke Dämpfung, die mit wachsender Wellenlänge zunimmt. Im Fernverkehr verhindert dies eine Nutzung der Raumwelle auf Funkfrequenzen kleiner als 10 MHz.

Die E-Schicht [[Bearbeiten](#)]

Die E-Schicht ist die mittlere Ionosphärenschicht, die sich in einer Höhe zwischen 90 und 130 km ausbildet. Ionisation findet auf Grund weicher Röntgenstrahlung (Wellenlänge 1–10 nm) und ultravioletter Strahlung (zwischen 80 und 102.7 nm)^[2] an atomarem [Sauerstoff](#) (O) sowie [Stickstoff](#)- und Sauerstoffmolekülen (N₂, O₂) statt. Sie weist eine mittlere Elektronenkonzentration

von etwa 100.000 je cm^3 auf. Dies entspricht einer Ionisation von nur 0,1 % der vorhandenen Atome. ^[3]

Die E-Schicht bildet sich auf der Tagseite der Erde aus, erreicht ihr Ionisationsmaximum in der Mittagszeit und verschwindet nach Sonnenuntergang innerhalb einer Stunde fast vollständig. Im Sonnenfleckensmaximum liegt die Schicht höher als im Minimum. Innerhalb der E-Schicht kommt es häufig, aber nicht regelmäßig, zu starken lokalen Ionisationen in einer nur wenige km dicken Schicht, die als [sporadische E-Schicht](#) bezeichnet wird.

Für Kurzwellen ist Spiegelung an der E-Schicht höchstens im Nahverkehr interessant, da ihre [kritische Frequenz](#) nur zwischen 2 und 4 MHz liegt. ^[3]

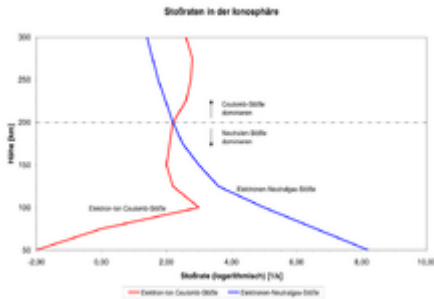
Die E-Schicht wird auch als [Kennelly-Heaviside-Schicht](#) bezeichnet, oder kürzer als Heaviside-Schicht. Die Bezeichnung geht zurück auf [Arthur Edwin Kennelly](#) und [Oliver Heaviside](#), die

unabhängig voneinander nahezu gleichzeitig im Jahr 1902 ihre Existenz vorhersagten.

Nachgewiesen wurde die E-Schicht als erste der Ionosphärenschichten im Jahr 1924 von [Edward Victor Appleton](#), der sie 1927 erstmalig als E(lektrische)-Schicht bezeichnete. Die später entdeckten, weiteren Schichten wurde gemäß ihrer relativen Höhenlage dann als D- und F-Schicht bezeichnet.^[5] (Siehe auch [Geschichtliches](#)).

Die F-Schicht [[Bearbeiten](#)]

Die F-Schicht liegt mit 200 bis 400 km am höchsten und ist die am stärksten ionisierte Schicht. Sie wird durch extreme ultraviolette Strahlung (EUV, Wellenlänge 14 bis 80 nm) ionisiert, die auf atomaren Sauerstoff oder Stickstoff-Moleküle trifft.^[2] Sie ist eine breite Region mit maximaler Ionisation von bis zu einer Million freier Elektronen je cm^3 .^[3]



Vergleich der Häufigkeit der beiden Elektronenstoßarten: elastische Coulomb-Stöße und inelastische Neutralen-Stöße

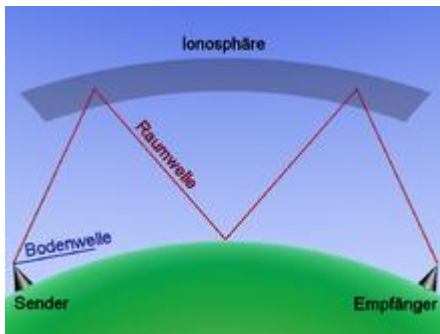
In der F-Schicht finden Elektronenstöße größtenteils elastisch (berührungslos) mit positiven Ionen statt, was als [Coulomb](#)-Stoß bezeichnet wird. Dahingegen überwiegen in den dichteren D- und E-Schichten unelastische Stöße von Elektronen mit dem Neutralgas. Damit stellt die Ionosphäre der Erde eine Ausnahme dar – in den meisten astrophysikalischen Plasmen überwiegen die Coulomb-Stöße.

Die F-Schicht besteht auch nachts weiter, da die freien Elektronen wegen der großen mittleren

freien Weglänge nur sehr langsam rekombinieren. Am Tage zeigt sich im Profil der F-Schicht häufig eine Verformung, die sogenannte F_1 -Schicht, deren Gipfel des Profils liegt aber in der F_2 -Schicht. Die F_1 -Schicht ist der Ort größter Ionenproduktion, die ohne Sonneneinstrahlung stark zurückgeht. Die stärkste Ionenkonzentration dagegen findet sich in der F_2 -Schicht aufgrund der dort schwächeren Rekombination.^[6] Die F_1 -Schicht, die nur bei Tag erscheint, befindet sich in einem photochemischen Gleichgewicht, in dem die Verluste durch schnell verlaufende [Rekombination](#) geschehen. Dahingegen ist der vorwiegende Verlustprozess in der F_2 -Schicht mit der Umwandlung von O^+ -Ionen in NO^+ - und O_2^+ -Ionen verknüpft. Dieser Verlustprozess verläuft langsamer.^[7] Im Sommer liegt der Gipfel der F_2 -Schicht höher als im Winter. Für [Kurzwellen](#) ist sie die wichtigste Schicht, weil Fern-Funkverkehr nur durch wiederholte Reflexion an dieser Schicht zustande kommt.

Die F-Schicht wird auch als [Appleton-Schicht](#) bezeichnet. Die Bezeichnung geht zurück auf [Edward Victor Appleton](#), der 1924 die Existenz der Kennelly-Heaviside-Schicht nachweisen konnte (siehe auch [Geschichtliches](#)).

Nutzung der Ionosphäre [[Bearbeiten](#)]



Bodenwelle und eine an der Ionosphäre reflektierte Raumwelle (mit Multi-Hop)

Funkwellen [[Bearbeiten](#)]

[Elektromagnetische Wellen](#), insbesondere im Bereich der Radiowellen, regen die freien Elektronen der Ionosphäre zum Mitschwingen an. Mit einer Phasenverschiebung strahlen diese als [Dipolstrahler](#) mit gleicher Frequenz. In der

Summe ergibt sich eine Zunahme der Wellenlänge und eine Brechung weg vom Lot: Die Ionosphäre ist ein *optisch dünneres Medium* mit einer Phasengeschwindigkeit $> c$, also Brechungsindex < 1 und geringer Dämpfung. Mit dem Anstieg der Elektronendichte wird die Strahlrichtung immer flacher, bis der Brechungsindex für diesen Einfallswinkel und diese Wellenlänge zu gering wird. Das Snelliussche Brechungsgesetz ergibt dann für den Winkel im dünneren Medium einen imaginären Wert, was bedeutet, dass die Wellenfronten vertikal stehen und ihre Feldstärke nach oben hin abklingt (evaneszente Welle). Der Strahl kehrt um, es gibt Totalreflexion. Dabei ist der Austrittswinkel gleich dem Eintrittswinkel und der Transmissionsgrad Null. Bei steilerem Einfall oder höherer Frequenz dringt die Radiowelle tiefer in die Schicht ein. Wenn bei der maximalen Elektronendichte der Winkel im Medium nicht zu stark imaginär ist, führt die evaneszente Welle jenseits des Maximums wieder zu einer reellen

Welle, die nach oben aus der Schicht austritt, parallel zum einfallenden Strahl (*abgeschwächte Totalreflexion*). Ein gebündelter Strahl wird dabei horizontal versetzt, ein Puls zeitlich verzögert ([Gruppengeschwindigkeit](#) $< c$). Bei weiter steigender Frequenz nimmt der Transmissionsgrad schnell zu, die Verzögerung macht sich aber auch im GHz-Bereich noch störend bemerkbar, siehe [Messfehler bei der Satellitennavigation](#).

Für praxisnahe Aspekte der Reflexion siehe [Kurzwele](#).

Energiegewinnung [[Bearbeiten](#)]





Energiegewinnung mit einem Propulsive Tether System.

Das *Propulsive Small Expendable Deployer System (ProSEDS)* ist ein kabelbasiertes Energiegewinnungssystem für Raumfahrzeuge, das nach dem Funktionsprinzip eines [Space Tethers](#) arbeitet. Sein Start wurde mehrfach verschoben und ist derzeit ungewiss. Ein Vorgängersystem (*Tethered Satellite Systems (TSS)*) wurde 1996 während der Space-Shuttle-Mission [STS-75](#) erfolgreich getestet.

Erdbebenvorhersage [[Bearbeiten](#)]

Es wird vermutet, dass es während und auch vor [Erdbeben](#) zu Auswirkungen in der Ionosphäre kommt. Als mögliche Ursachen werden chemische, akustische und elektromagnetische Mechanismen diskutiert. Z. B. wird die Freisetzung von Ladungsträgern aus [oxidischen Mineralien](#) durch [tektonischen](#) Spannungen angeführt^[8], aber auch Effekte wie die Anregung

von atmosphärischen Schwerewellen durch Ausgasungen (Abb. 12 in [\[9\]](#)). Auch wenn die Ionosphäre seit längerem vom Boden aus [\[10\]](#) und mit Satelliten [\[9\]\[11\]](#) überwacht wird, ist eine Kopplung derzeit nicht als nachhaltig nachgewiesen anzusehen.

Satelliten, die dieses Phänomen näher untersuchen, sind *Demeter* (*Detection of Electro-Magnetic Emissions Transmitted from Earthquake Regions*) der französischen Weltraumorganisation [CNES](#) aus dem Jahr 2004 [\[12\]\[11\]](#) und der 2006 gestartete russische [Kompas 2](#).

Kenngößen der Ionosphäre [[Bearbeiten](#)]

Kenngößen [[Bearbeiten](#)]

Die nachfolgend vorgestellten Kenngößen lassen sich in elementare und abgeleitete Kenngößen unterscheiden. Während sich, zumindest theoretisch, elementare Kenngößen wie Elektronendichte, Ionenzusammensetzung oder [solarer Flux](#) direkt an einem Ort zu einem Zeitpunkt messen ließen, beschreiben abgeleitete

Kenngrößen wie die maximal nutzbare Frequenz eher das äußere Verhalten als die innere Struktur und folgen somit dem [Black Box-Ansatz](#).

Trotzdem ist in vielen Anwendungsfällen (z. B. beim Funkverkehr) das Wissen über das derzeitige äußere Verhalten ausreichend oder aber die exakte Informationsgewinnung beispielsweise durch [Raketensonden](#) zu aufwändig.

Ausbreitungsgeschwindigkeit, Wellenlänge, Brechung [[Bearbeiten](#)]

Die Ausbreitungsgeschwindigkeit v_p einer Funkwelle ist in der Troposphäre, hauptsächlich wegen des Wasserdampfes, etwas kleiner als die Vakuum-Lichtgeschwindigkeit c (300.000 km/s), weshalb auch die Wellenlänge etwas kleiner als im Vakuum ist. Weil die Dichte des Wasserdampfes nach oben abnimmt, wird die Wellenlänge nach oben immer größer, sie nähert sich dem Vakuum-Wert. Das bedeutet: die Welle kommt von einem dichteren in ein dünneres Medium, sodass sie eine

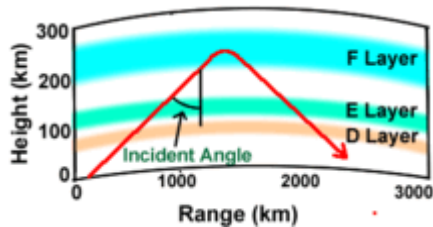
flachere Richtung erhält. Durch diese Brechung vergrößert sich die [UKW](#)-Reichweite.

Im Elektronen-Ionen-Plasma der Ionosphäre sorgen die mitschwingenden Elektronen dafür, dass die Wellenphase sich mit einer Geschwindigkeit größer als c ausbreitet, weshalb die Wellenlänge hier größer als im Vakuum wird. (Das ist kein Widerspruch zur [Relativitätstheorie](#), weil die Geschwindigkeit einer Wellengruppe (Signalgeschwindigkeit) immer kleiner als c bleibt.)

Die Phasengeschwindigkeit hängt von Elektronendichte N und Frequenz f durch folgende Beziehung ab: [\[2\]](#)

$$v_p = \frac{c}{1 - k_p \cdot \frac{N_e}{f^2}}$$

mit k_p =konstanter Faktor (40,3 m^3s^{-2}), N_e = Elektronendichte (Anzahl) pro m^3 , f = Frequenz in Hz



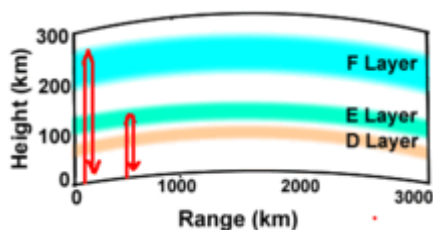
Auftreffwinkel

Fällt eine Welle schräg (z. B. von links unten) in die Ionosphäre ein, in der ja die Elektronendichte mit der Höhe zunimmt, so nehmen Phasengeschwindigkeit wie Wellenlänge mit der Höhe zu. Für die schiefe Wellenfront ist die Wellenlänge links größer als rechts weshalb die Front mit wachsender Höhe sich immer stärker neigt, die Ausbreitungsrichtung nähert sich der horizontalen. Bei ausreichend hoher Elektronendichte erreicht sie diese, was zu Totalreflexion führt. Je flacher der Auftreffwinkel umso geringer ist die zur Totalreflexion erforderliche Richtungsänderung. Für eine hohe Sendefrequenz werden deshalb nur die flach

abgehenden Strahlen reflektiert, die steileren durchdringen die Schicht, d. h., sie können nicht am Boden empfangen werden. Dadurch entsteht dann um den Sender herum eine *tote Zone*. In dieser ist kein Empfang möglich, wohl aber in größerer Entfernung. Der Begriff "Reichweite" verliert hier seinen Sinn.

Plasmafrequenz und kritische Frequenz

[[Bearbeiten](#)]



Vertikales Ausbreitungsverhalten zweier Funksignale unterschiedlicher Frequenz. Die des linken Signals liegt höher als die des rechten, aber niedriger als die kritische Frequenz der F-Schicht.

Weil in der Theorie meist in Frequenzen gerechnet wird, müssen Einflussgrößen wie Magnetfeld bzw. Elektronendichte in entsprechende Frequenzen umgesetzt werden, nämlich Gyrofrequenz bzw. [Plasmafrequenz](#). Die Gyrofrequenz liegt in der irdischen Ionosphäre überall bei Werten nahe 1 MHz, die Plasmafrequenz dagegen ist in der Troposphäre null und kann in der Ionosphäre Werte bis zu 20 MHz annehmen. Sie wird wie folgt berechnet: [\[2\]](#)

$$f_N = \frac{1}{2\pi} \sqrt{\frac{e^2 N_e}{m_e \epsilon_0}}$$

mit f_N =Plasma-Frequenz in Hz,

e =[Elektronenladung](#) in As, N_e =Elektronendichte

(Anzahl) /m³, m_e =[Elektronenruhemasse](#) in kg,

ϵ_0 = [Permittivität](#) in $A^2 s^4 kg^{-1} m^{-3}$.

Durch Einsetzen der Konstanten ergibt sich die folgende vereinfachte Formel: [\[13\]](#)

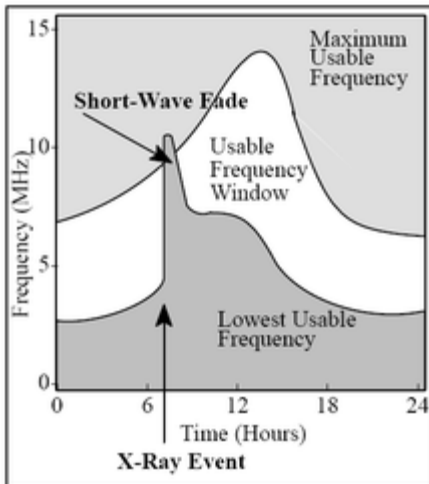
$$f_N = 8,978 \cdot \sqrt{N_e}$$

mit f_N = Plasmafrequenz in Hz und N_e = Elektronendichte pro m^3 .

Die *kritische Frequenz* ist die höchste Frequenz, bei der ein lotrecht nach oben abgestrahltes Signal gerade noch total reflektiert wird. Diese Frequenz ist gleich der Plasmafrequenz im Gipfel der Schicht. Ist die Frequenz höher als diese, so durchdringt die Welle die Schicht, ist die niedriger, so wird sie reflektiert. Für eine schräg auffallende Welle ist die entsprechende Grenzfrequenz, die [Maximum Usable Frequency](#), (abgekürzt MUF) größer als die kritische, umso mehr, je flacher der Einfall erfolgt.

Die maximal nutzbare Frequenz (MUF)

[[Bearbeiten](#)]



Das Frequenznutzungsfenster für Funkwellen liegt zwischen der LUF und MUF. Tritt, als Folge eines Ausbruchs kurzweiliger Strahlung auf der Sonne (Solar flare) ein so genannter Short-wave Fade (out) auf, so schließt sich das Fenster für kurze Zeit.

Die [maximal nutzbare Frequenz](#) (englisch: maximum usable frequency, MUF) ist die obere Grenzfrequenz, die für die Übertragung eines Signals zwischen zwei Punkten zu einem gegebenen Zeitpunkt genutzt werden kann. Sie

kann aus der [kritischen Frequenz](#) der Ionosphäre näherungsweise wie folgt bestimmt werden: [\[14\]](#)[\[15\]](#)

$$f_{muf} \approx \frac{f_{critical}}{\sin \alpha} = \frac{f_{critical}}{\cos \phi} = f_{critical} \cdot \sec \phi = f_{critical} \cdot \sqrt{1 + \frac{d^2}{4h_{virt}^2}}$$

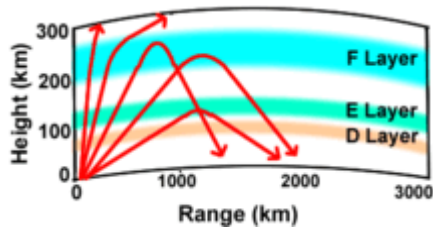
mit α = Abstrahlwinkel der Welle relativ zum Horizont, ϕ = Eintreffwinkel relativ zum Lot, d = Entfernung zwischen Sende- und Empfangsort, h_{virt} = virtuelle Höhe der Reflexion.

Die minimal nutzbare Frequenz (LUF)

[\[Bearbeiten\]](#)

Die [minimal nutzbare Frequenz](#) (englisch: lowest usable frequency, LUF) ist die untere Grenzfrequenz, die für die Übertragung eines Signals zwischen zwei Punkten zu einem gegebenen Zeitpunkt genutzt werden kann. Sie ist abhängig von der Elektronendichte und der Häufigkeit der Zusammenstöße in den dämpfenden unteren Ionosphärenschichten und ist allgemein mittags am höchsten.

Die virtuelle Höhe der Reflexion [\[Bearbeiten\]](#)



Auswirkung unterschiedlicher Abstrahlwinkel: Ein flacherer vergrößert die Sprungweite, kann aber die Reflexionshöhe senken.

Aufgrund der nicht diskreten, kontinuierlichen [Brechung](#) der Funkwellen unterscheidet sich die aus den Ein- und Austrittswinkeln abgeleitete Reflexionshöhe, die als *virtuelle Höhe* bezeichnet wird, von der realen Reflexionshöhe. Der Zusammenhang von virtueller und realer Reflexionshöhe in der Ionosphäre ergibt sich wie folgt:

Virtuelle Höhe:

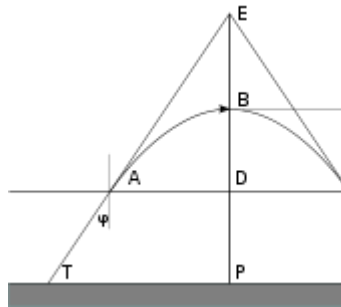
$$h_{virt} = \overline{PE}$$

Reale Höhe:

$$h_{real} = \overline{PB} = h$$

Sprungweite:

$$d = \overline{TR}$$



Rahmenwer

te:

$$\phi \leq \phi_{max} \approx$$

$$h_{F_2} \approx 300 \text{ km}$$

$$d \leq 4000 \text{ km}$$



Zusammenhang

zwischen virtueller

und realer

Reflexionshöhe

Schumann-Resonanzen [[Bearbeiten](#)]

Der Raum zwischen der Erde und der Ionosphäre kann als [Hohlraumresonator](#) fungieren.

[Schumann-Resonanzen](#) heißen diejenigen

Frequenzen, bei denen die Wellenlänge einer elektromagnetischen Schwingung in dem

Hohlleiter zwischen Erdoberfläche und Ionosphäre ein ganzzahliger Teil des [Erdumfangs](#) ist. Bei der

Anregung mit elektromagnetischen Schwingungen solcher Frequenzen entstehen [stehende Wellen](#),

die so genannten *Schumannwellen*. Die Energie für die niederfrequente Anregung stammt aus der weltweiten Gewittertätigkeit. Die Grundwelle der Schumann-Resonanz liegt bei 7,8 Hz, dazu kommen noch verschiedene Oberwellen zwischen 14 und 45 Hz. Aufgrund atmosphärischer Turbulenzen treten Schwankungsbreiten dieser Werte auf.

Messung [[Bearbeiten](#)]

Ionosonden [[Bearbeiten](#)]



Die Antennenanlage der [HAARP](#)-Ionosonde

Eine Ionosonde ist eine nach dem [Echolot](#)-Prinzip arbeitende Messstation zur aktiven Untersuchung

der Ionosphäre. Ionosonden überwachen die Höhe und die kritische Frequenz der Ionosphärenschichten. Dazu senden sie ein senkrecht auf die Ionosphäre treffendes Signal, das gewöhnlich einen Frequenzbereich von 0,1 bis 30 MHz durchläuft, und messen die Laufzeit des empfangenen Echos, aus der die Höhe der Reflexion bestimmt werden kann.

Mit zunehmender Frequenz wird das Signal weniger stark zurückgebrochen und dringt somit tiefer in die Ionosphäre ein, bevor es reflektiert wird. Durch das tiefere Eindringen vergrößert sich die gemessene Höhe der Schicht, die auch [virtuelle Höhe](#) genannt wird. Befindet sich wie in der Abbildung des Mars-Ionogramms die Sonde oberhalb der Ionosphäre (Satellit), verringert sich die virtuelle Höhe. Beim Überschreiten der [kritischen Frequenz](#) ist die Ionosphäre nicht mehr in der Lage, das Signal zu reflektieren.

[Ionogramme](#) heißen die Aufzeichnungen der Laufzeit der an der Ionosphäre reflektierten

Hochfrequenzsignale über der Frequenz. Für deren Auswertung gibt es seit dem [Internationalen Geophysikalischen Jahr](#) international akzeptierte Regeln ^[16].

Befindet sich die messende Station unterhalb der Ionosphäre, bezeichnet man sie als Bottomside-Sounder. Dieser Begriff leitet sich von der Tatsache ab, dass vom Erdboden aus nur der Bereich unterhalb der maximalen Elektronendichte sondiert werden kann, was als Bottomside-Ionosphäre bezeichnet wird. Die Oberseite der Ionosphäre wird von den sogenannten Topside-Soundern untersucht, bei denen es sich meist um [Satelliten](#) handelt.

Eine Ionosonde wird benötigt, um die günstigste Arbeitsfrequenz für Funkverbindungen im Kurzwellenbereich zu finden. In Deutschland gibt es eine Ionosonde in [Juliusruh](#), die Bestandteil eines weltweiten Netzes von miteinander verbundenen Ionosonden ist, welches von der

[University of Massachusetts Lowell](#) geleitet wird.^[17]

Riometer [[Bearbeiten](#)]



HAARP-Empfangsanlagen, oben die der beiden Riometer

→ *Hauptartikel:* [Riometer](#)

Ein Relative Ionospheric Opacity Meter oder kurz *Riometer* ist ein Gerät zur passiven Beobachtung der ionosphärischen [Absorptionsfähigkeit](#).

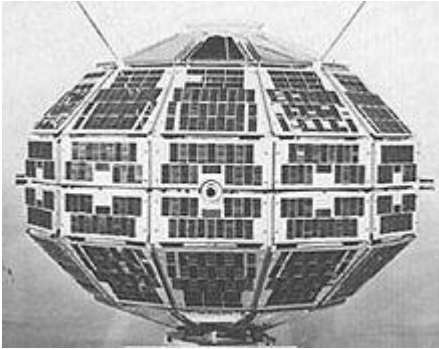
Es misst die Empfangsstärke der [kosmischen Hintergrundstrahlung](#) im Bereich der Radiowellen, die von Sternen oder Galaxien beständig ausgestrahlt wird und nach Durchquerung der Ionosphäre die Erde erreicht ([Radiofenster](#)).

Obwohl die Stärke mit der Erdrotation variiert, ist sie dennoch je nach Himmelsregion für irdische Maßstäbe ausreichend konstant und somit vorhersagbar. Es wird insbesondere die Absorption in Höhen bis zu 110 km gemessen, da der Großteil der Absorption in den unteren Lagen der Ionosphäre wie der [D-Schicht](#) stattfindet.

Raketensonden [[Bearbeiten](#)]

Raketensonden (engl. "Sounding Rockets") sind mit Messinstrumenten bestückte [Forschungsraketen](#), die bevorzugt zur Erstellung von Profilen der Ionenverteilung in der Ionosphäre eingesetzt werden. Sie sind kostengünstig und erlauben Messungen in Höhen, die oberhalb der Maximalhöhe von Ballons (≈ 40 km) und unterhalb der Minimalhöhe von Satelliten (~ 120 km) liegen. Außerdem erreichen sie eine mit anderen Messverfahren nicht mögliche räumliche Auflösung im Zentimeterbereich. ^[18]

Satelliten [[Bearbeiten](#)]



Einer der ersten Satelliten im Auftrag der Ionosphärenforschung: [Alouette 1 Satelliten](#) werden zu zwei Zwecken der Ionosphärenmessung eingesetzt. Zum einen komplettieren satellitengestützte Ionogramme (Topside-Aufnahmen) die Messdaten der Bodenstationen (Bottomside-Aufnahmen), zum anderen werden die Messgrößen nicht wie bei Bodenstationen von der Atmosphäre beeinflusst. Beispielsweise wird der solare Röntgen-Flux von [GOES](#) gemessen. Der [solare Flux](#) bei 10,7 cm Wellenlänge hingegen wird von der Atmosphäre

nicht verändert und täglich von Bodenstationen gemessen.

Die Messverfahren der Satelliten lassen sich in passive (nur Empfangssensoren) und aktive (Signalausendung und -empfang) unterscheiden. Bei den aktiven Verfahren befinden sich Sender und Empfänger meist wie bei einem Radar räumlich nah beinander (im gleichen Satelliten), jedoch muss dem nicht zwangsläufig so sein.

Beispiele hierfür sind das [Radio-Okkultationsverfahren](#) oder die [GPS](#)-gestützte Ionosphärentomographie, bei der Zweifrequenzmessungen genutzt werden, um den entlang des Signalweges integrierten Elektronengehalt (TEC, [Total electron content](#)) zu bestimmen. ^[19]

Einer der ersten Satelliten, der zur Untersuchung der Ionosphäre eingesetzt wurde, war neben dem 1958 gestarteten [Explorer 1](#) der USA der im Jahr 1962 gestartete kanadische Satellit [Alouette 1](#) (frz. *Lerche*). Nach seiner zehnjährigen Mission

wurde er planmäßig abgeschaltet. Er befindet sich auch heute noch im Orbit (Stand: Januar 2006) und seine verantwortlichen Ingenieure sehen sogar eine geringe Chance, dass er reaktiviert werden könnte. Ihm folgten weitere Ionosphären-Satelliten des Programms International Satellites for Ionospheric Studies (ISIS). Das Meßprogramm der beiden deutsch-amerikanischen [Aeros-Satelliten](#) entstand in Zusammenhang mit dem internationalen Projekt [International Reference Ionosphere](#)^[20] und hat wichtige Beiträge dazu geleistet.

Einer der jüngsten Satelliten zur Ionosphärenforschung ist *Demeter* (Detection of Electro-Magnetic Emissions Transmitted from Earthquake Regions) aus dem Jahr 2004, den die französische [CNES](#) unter anderem zur Untersuchung der Möglichkeiten für [Erdbebenvorhersagen](#) entsendet hat. Inkohärentes Scatter-Radar [[Bearbeiten](#)]



Die Standorte aller operativen Scatter-Radarstationen

Hiermit wird eine Technik bezeichnet, die erdgestützt [Radarwellen](#) gegen die Ionosphäre sendet. Dadurch werden dort Valenzelektronen losgelöst, deren Echo ausgewertet wird. Aus dem Echo lassen sich Informationen zur Elektronendichte, Ionen- und Elektronentemperatur, Ionenzusammensetzung und Plasmageschwindigkeit ableiten.

Das Wort [inkohärent](#) bedeutet hier phasenungleich^[21] und bezieht sich auf die Tatsache, dass das zu untersuchende Medium im Verhältnis zu den Beobachtungsmöglichkeiten des

Radars als instabil zu betrachten ist, d.h. das Medium verändert sich so schnell, dass diese Veränderungen nicht im Detail mit dem Radar beobachtet werden können.^[21]

Derzeit existieren weltweit neun solcher Einrichtungen.^[22]

Modelle [[Bearbeiten](#)]

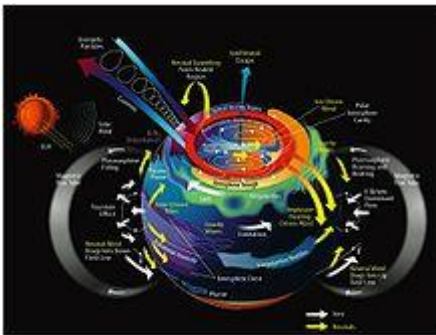
Die genaue Kenntnis über die Parameter der Ionosphäre, insbesondere der Elektronendichte, ist für zahlreiche Anwendungen wie den Funkverkehr, die Bahnverfolgung von Satelliten und die weltallseitige Erdbeobachtung unabdingbar. Aus diesem Grund wurden [Modelle](#) entwickelt, die zur Beschreibung und Analyse der Ionosphäre verwendet werden.

Das mit Blick auf seine Entwicklungszeit und Anzahl an ableitbaren Größen ausgereifteste Modell ist die *International Reference Ionosphere* (IRI)^[23]. Die IRI ist ein gemeinsames Projekt des *Committee of Space Research* ([COSPAR](#)) und der [International Union of Radio Science](#) (URSI), das

auf jährlichen Workshops weiterentwickelt wird. [\[24\]](#)

Weitere Modelle [\[25\]](#) fokussieren auf bestimmte Ionosphärenparameter wie Elektronendichte, maximale Elektronendichte in der F₂-Schicht, [Elektronentemperatur](#) und -drift und Stärke des elektrischen Feldes (siehe auch [Weblinks](#)). Neben weltweiten werden auch regionale Modelle verwendet um geographische Details genauer zu beschreiben.

Ionosphärenanomalien [[Bearbeiten](#)]



Veranschaulichung einiger Prozesse, die den Zustand der Ionosphäre beeinflussen.

Ein [Modell](#) der Ionosphäre geht auf Grund seines vereinfachenden Charakters von einer strukturell homogenen Ionosphäre aus. In der Wirklichkeit ist diese aber chaotisch und weist nicht reguläre Ionisationsstrukturen auf. Ionosphärenanomalien sind Abweichungen vom erwarteten allgemeinen Verhalten der Ionosphäre. Diese Regelwidrigkeiten sind beständig beobachtbar und grenzen die Anomalien von den spontan auftretenden, kurzfristigen Ionosphärenstörungen ab. Einige der bekannten Anomalien werden nun vorgestellt. [\[31\]](#)





Äquatoriale Besonderheit: Sonnenerzeugte, elektrische [Ringströme](#) auf der Tagseite der Ionosphäre (äquatorialer Elektrojet)

Tagesanomalie

Das Maximum der Elektronendichte stimmt nicht mit dem Zeitpunkt des höchsten Sonnenstandes überein, sondern liegt in den frühen

Nachmittagsstunden.

Nachtanomalie

Die Ionisation kann während der Nachtstunden trotz mangelnder Sonneneinstrahlung noch weiter ansteigen.

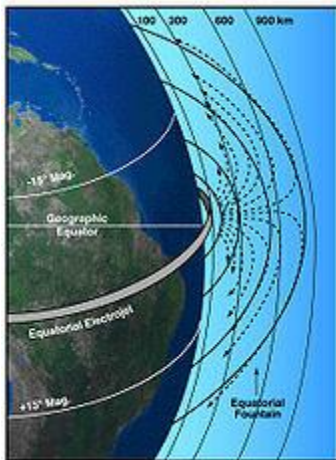
Polaranomalie

Über den Gebieten der Polarnacht ist eine F-Schicht trotz des langzeitigen Fehlens der Sonneneinstrahlung zu finden.

Jahreszeitliche Anomalie

Die Elektronendichte ist im Winter höher als im Sommer. Des Weiteren korreliert das sommerliche Ionisationsmaximum nicht mit dem

höchsten Sonnenstand, sondern ist an den [Äquinoktien](#) (Tagundnachtgleichen) festzustellen. Verantwortlich hierfür sind atmosphärische Vorgänge, die im Sommer zu einer Absenkung der Elektronendichte führen. Insbesondere scheint das Verhältnis O/O_2 und O/N_2 relevant zu sein, das den Aufbau und Verlust von Ionen in der F_2 -Schicht steuert. Ein sommerlicher Überschuss an O_2 durch die globale atmosphärische Zirkulation wird als Ursache für eine Absenkung der Elektronendichte in dieser Jahreszeit gesehen.^[7] Die erdmagnetische Anomalie [[Bearbeiten](#)]





Der Fontäneneffekt verdrängt Elektronen. Das Maximum der Elektronendichte liegt nicht über dem [Äquator](#). Vielmehr bildet sich dort ein Streifen mit erniedrigter Ionisation. Der sogenannte *Fontäneneffekt* am wahren magnetischen Äquator entsteht dort, weil durch ein Zusammenwirken elektrischer und magnetischer Felder (ExB-Drift^[261]) die freien Elektronen der F-Schicht in größere Höhen gedrückt werden, von wo sie dann entlang der nord-südlich verlaufenden magnetischen Feldlinien nach Norden bzw. Süden verschoben werden. Dadurch wird beiderseits des magnetischen Äquators die Elektronendichte erhöht. Die erdmagnetische Anomalie wird auch als äquatoriale Anomalie bezeichnet. Das ursächliche elektrische Feld entsteht durch [thermosphärische Gezeitenwinde](#), die am Tage westwärts gerichtet sind und die vergleichsweise großen Ionen durch Stoßreibung mitreißen,

Elektronen allerdings nur wenig. Da [Feldlinien](#) im [elektrischen Feld](#) in die Richtung der Kraft zeigen, die auf eine positive Probeladung wirkt, ist dieses ostwärts gerichtet. Im [magnetischen Feld](#) verlaufen die Feldlinien in der Umgebung eines Permanentmagneten vom Nord- zum Südpol, d. h. in unserem Fall südwärts. Gemäß der [Drei-Finger-Regel](#) wirkt die [Lorentzkraft](#) am Äquator aufwärts. Lesebeispiel der Drei-Finger-Regel: Mit Blick vom All aus auf den Äquator gilt: rechter Daumen nach links ([technische Stromrichtung](#), d. h. Richtung der positiven Ladungen, hier der positiven Ionen), rechter Zeigefinger nach unten, rechter Mittelfinger zeigt zu uns (von der Erde weg).

Die D-Schicht-Winteranomalie [[Bearbeiten](#)]

Die D-Schicht-Winteranomalie wurde im Jahr 1937 von Edward Victor Appleton entdeckt^[27] und beschreibt das Phänomen, dass oberhalb von 35° [geographischer Breite](#) ([Berlin](#) $\approx 52,5^\circ$) an vielen Wintertagen die [Absorptionsfähigkeit](#) der D-

Schicht wesentlich höher ist, als es der Einfallswinkel der Sonnenstrahlung begründen würde, oft sogar höher noch als an Sommertagen um die Mittagszeit.^[28] Die Anomalie erreicht dabei typischerweise eine Ausdehnung von mehreren tausend Kilometern, weswegen^[29] als Ursache eine meteorologische Komponente vermutet. Die genauen Ursachen sind jedoch bis heute nicht mit Sicherheit erschlossen.

Des Weiteren ist die Tag-zu-Tag-Varianz der Absorptionsfähigkeit im Winter wesentlich höher als im Sommer und scheint sich mit zunehmender geographischer Breite zu verstärken, jedoch wird dieser Trend zu den Polen hin von anderen Ionisationseinflüssen überlagert. Obwohl nicht von solaren Sondereffekten beeinflusst, kann die Absorption innerhalb von zwei Tagen um den Faktor 5 steigen, im Mittel sind allerdings ca. 80 % Dämpfungszunahme wahrscheinlich.^[29]

Ionosphärenstörungen [[Bearbeiten](#)]



Polarlicht über Alaska

Als Ionosphärenstörungen bezeichnet man alle spontan auftretenden Unregelmäßigkeiten im Aufbau der Ionosphäre. Die Ursache einer Ionosphärenstörung ist meist direkt oder indirekt in der solaren Strahlungsaktivität zu finden, jedoch können auch Meteoriten ihre Ionisation beeinflussen. Zu den direkten Faktoren zählen eine erhöhte solare Ultraviolett-, Röntgen- und/oder Teilchenstrahlung (Korpuskularstrahlung) aufgrund einer gestört gesteigerten Sonnenaktivität, zu den indirekten zählen atmosphärisch-elektromagnetische

Vorgänge, die auch bei einer ungestörten Sonne auftreten können.

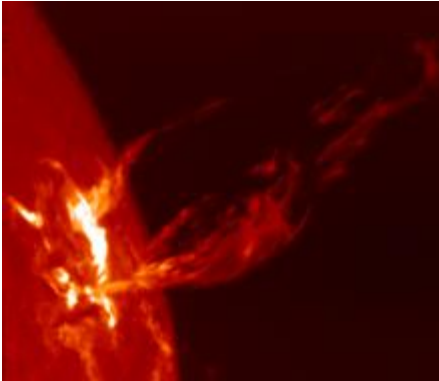
Ionosphärenstörungen sind nur von kurzzeitiger Natur und können von einigen Minuten bis zu mehreren Tagen andauern. Die bekannteste und wohl auch ästhetisch wertvollste Ausprägung einer Ionosphärenstörung ist die Aurora, das

[Polarlicht](#), die durch energiereiche [Sonnenwindpartikel](#) ausgelöst wird. Dagegen ist die von ihr ausgelöste Beeinträchtigung des globalen Kurzwellenfunkverkehrs unerwünscht.

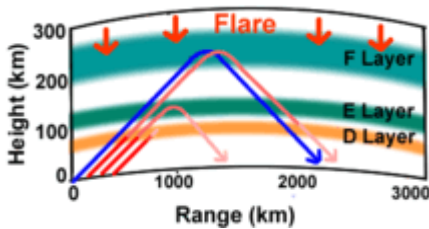
Ionosphärenstörungen sollten nicht mit Ionosphärenanomalien verwechselt werden.

Letztere erfolgen nicht spontan, sondern unterliegen einer Regelmäßigkeit und beschreiben Abweichungen vom erwarteten allgemeinen Verhalten der Ionosphäre.

Ionosphärenstörungen durch Strahlungsausbrüche [[Bearbeiten](#)]



Koronaler Massenauswurf aus einem Flare



Die Ausbreitungsbedingungen bei einem Flare (**rote Strahlen**) verglichen mit denen einer normalen, ruhigen Ionosphäre (**blauer Strahl**): Die Elektronendichte ist in allen Schichten erhöht. Dies führt zu erhöhter Dämpfung in der D-Schicht (**mattes Rot**) bis hin zum totalen Signalverlust oder ungewöhnlicher Brechung an der E-Schicht.

Die Ionosphäre entsteht durch von der [Sonne](#) ausgesandte Strahlungen verschiedener Art, geladene Teilchen (auch Korpuskeln genannt) oder Lichtwellen, und wirken sich direkt auf ihren Zustand aus. Eine sehr intensive Störung kurzer Dauer tritt als Folge einer Eruption auf der Sonnenoberfläche auf, die als [Flare](#) bezeichnet wird (englisch: flare = helles, flackerndes Licht). Auf der Sonne betrifft der Lichtausbruch nur eine sehr kleine Fläche in den häufig besonders strahlungsaktiven Randgebieten von Sonnenflecken (sogenannte Fackelgebiete). Hierbei kommt es oft auch zum Auswurf von geladenen Teilchen, was als [Koronaler Massenauswurf](#) bezeichnet wird.

Ausbrüche von geladenen Teilchen reisen als [Plasma](#)-Wolke von der Sonne zur Erde, wo sie durch das [Magnetfeld der Erde](#) in die polnahen Gebiete geleitet werden. Dort verändern sie die Ionosphäre ganz erheblich, oft für Tage, was im Funkverkehr zu vielen Ausfällen führt. Während

die elektromagnetische Strahlung den Weg zur Erde in etwa 8 Minuten zurücklegt, benötigt die Teilchenstrahlung bis zu 40 Stunden. Die von ihr verursachte Ionosphärenstörung tritt zeitlich versetzt zu Störungen auf, die auf elektromagnetische Strahlung zurückzuführen sind. Für den Funkbetrieb sind längerfristige Störungen gravierender.

Ausprägungen der Ionosphärenstörungen [\[30\]](#)

Ereignis	Ankunftszeit nach Flare	typische Dauer	Strahlung sart	Auswirkungen
Sudden Ionospheric Disturbance (SID)	8,3 Minute	10 bis 60 Minuten	Ultraviolett - und Röntgenstrahlung	Zunahme der D-Schicht-Absorption auf der Tagseite

Polar Cap Absorption (PCA)	15 Minute n bis mehrere Stunde n	≈ 1 bis 2 Tage, manchmal mehrere	hochenergetische Protonen und Alpha- Teilchen	Zunahme der D- Schicht- Absorption, insbesondere in den Polargebiet en
Ionosphärensturm	20 bis 40 Stunde n	2 bis 5 Tage	schwachen energetische Protonen und Elektronen	Zunahme der D- Schicht- Absorption, Abfall der F ₂ MUF , Auroras , Sporadic

Elektromagnetische Strahlung: Sudden

Ionospheric Disturbance (SID) [[Bearbeiten](#)]

Sudden Ionospheric Disturbances (SIDs) haben ihren Ursprung in einer erhöhten Röntgen- und Ultraviolettstrahlung. Diese erhöhte Strahlungsenergie wird von der Ionosphäre absorbiert und führt dort besonders in der D-Schicht zu einem starken Anstieg der Ionisation.

SIDs sind am häufigsten im

Sonnenfleckenmaximum zu beobachten und treten nur an der Tagseite der Erde auf.

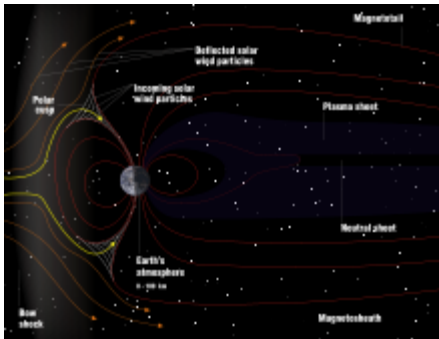
Durch die hohe Plasmadichte nimmt die Fähigkeit der D-Schicht zu, Kurzwellen zu absorbieren bis hin zu deren vollständiger Auslöschung, was als [Mögel-Dellinger-Effekt](#) bezeichnet wird.

Gleichzeitig ist eine Verbesserung der Ausbreitung von [Längstwellen](#) (VLF, engl.: Very Low Frequency) zu beobachten, da die D-Schicht Längstwellen als Reflektor dienen kann. ^[31] Eine

erhöhte Ionisation und damit ein erhöhter Ionisationsgradient verbessert diese Reflexionseigenschaft. Die plötzliche Zunahme der Signalstärke von Längstwellensendern wird als Indikator für SIDs eingesetzt. [\[32\]](#)

Teilchenstrahlung: Polar-Cap-Absorption (PCA)

[\[Bearbeiten\]](#)



Eintritt von Sonnenwindpartikeln über die polaren Trichter



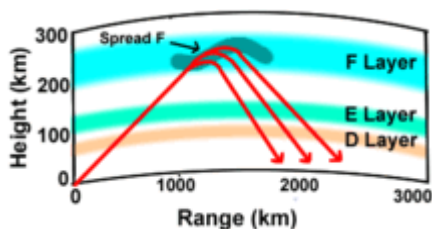
Polar-Cap-Absorption: Änderung der Ausbreitungswege in den Polargebieten

Verbunden mit solaren Flares werden hochenergetische [Protonen](#) ($\approx 10 \text{ MeV}$ ^[33]) ausgeworfen, die dann entlang der magnetischen Feldlinien der Erde nahe den magnetischen Polen in die Atmosphäre eindringen und die Elektronendichte in der unteren Ionosphäre (D-Schicht, E-Schicht) stark erhöhen.

Durch die zusätzlichen Ladungsträger werden [Kurzwellen](#) so stark bedämpft, dass es zu einem vollständigen Ausfall von Funkverbindungen kommen kann, deren Ausbreitungsweg über die

Polkappen verläuft. Funkwellen mit niedrigerer Frequenz, die normalerweise an der unteren Ionosphäre reflektiert würden, werden nun bereits in einer sehr viel niedrigeren Höhe reflektiert, so dass sich deren Ausbreitungswege signifikant ändern. Dieses Phänomen wird als Polar-Cap-Absorption (PCA) bezeichnet.

PCA-Effekte sind meist nur von kurzlebiger Natur. Während der [Rothammel](#) als durchschnittliche Dauer von PCA-Effekten 2–3 Tage nennt, spricht Kenneth Davies^[34] nur von bis zu 5–6 Stunden. Weitere Ionosphärenstörungen [[Bearbeiten](#)]



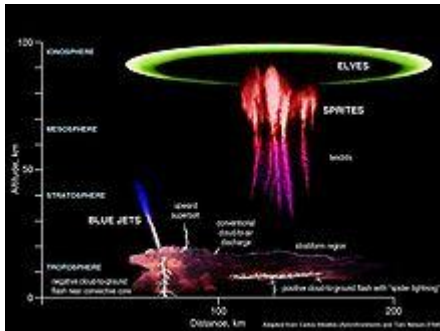
Ausbreitungswege während eines Spread-F-Ereignisses. Die ungleichmäßige Verteilung der freien Elektronen in der F-Schicht streut

Kurzwellen bzw. verursacht ungewöhnliche Ausbreitungswege.

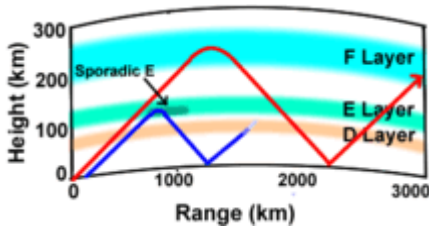
Wie bereits angesprochen sind nicht alle Störungen der Ionosphäre auf solare Strahlungsausbrüche zurückzuführen. Ein solches Beispiel ist das so genannte äquatoriale Spread-F (englisch: Equatorial Spread-F), eine Ungleichverteilung der Elektronendichte der F-Schicht im Äquatorialbereich. Die Ursache hierfür sind elektrische Ströme in der Ionosphäre in Folge von Rotationsdifferenzen zwischen freien Elektronen und Ionen, da letztere einer mechanischen Reibung unterworfen sind, erstere jedoch nicht.^[26] Diese nicht sonneninduzierten Ereignisse werden in zwei Typen unterschieden und zwar hinsichtlich der räumlichen Struktur der Störungen. Nach ^[30] sind dies *transiente Phänomene* (Transient Phenomena) und *wandernde ionosphärische Störungen* (Travelling Ionic Disturbances, TIDs).

Wie ihr Name andeutet sind die transienten Phänomene nur von kurzlebiger, flüchtiger Natur. Des Weiteren traten sie lokal in wolkenförmiger Ausprägung auf und bewegen sich horizontal, also höhengleich, durch die Ionosphäre. Zu diesem Typ zählen beispielsweise *sporadische E-Ereignisse* und Equatorial Spread-F. [\[35\]](#)

Im Gegensatz hierzu sind TIDs wellenartige Schwankungen der Elektronendichte mit einer Frontbreite bis zu mehreren hundert Kilometern. Sie können von wenigen Minuten bis hin zu mehreren Stunden dauern und äußern sich in starken Schwankungen der Reflexionshöhe und der MUF. Auf die Kurzwellenausbreitung wirken sich diese TID-Effekte nicht ernsthaft aus. Die größten TIDs beginnen im Bereich der Polarlichter und breiten sich zum Äquator hin aus.



Leuchterscheinung in der Ionosphäre: Elves
[Gewitter](#) können kleinere TID-Fronten verursachen, die ungefähr 200 km wandern bevor sie sich zerstreuen. ^[30] Gewitter sind ebenfalls die Ursache für eine als *Elves* bezeichnete Leuchterscheinung in der Ionosphäre, die jedoch nur weniger als eine tausendstel Sekunde andauert und somit keine TID ist. ^[36] Ein weiteres Gewitter-Phänomen sind die als [Whistler](#) bezeichneten niederfrequenten elektromagnetischen Signale, die u. a. die Ionosphäre durchwandern.
 Die sporadische E-Schicht (E_S) [[Bearbeiten](#)]



Ausbreitungswege während eines sporadischen E-Ereignisses (**blau**) und ohne (**rot**)

→ *Hauptartikel:* [Sporadic-E](#)

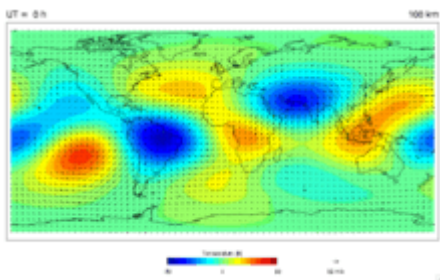
Die sporadische E-Schicht (engl.: Sporadic-E) liegt im Bereich der E-Schicht und tritt nur sporadisch auf. Sie ist stark ionisiert und kann alle höhergelegenen Schichten abdecken. Sie ist im eigentlichen Sinne keine Schicht, vielmehr ist ihre Struktur eher als wolkenartig anzusehen. Sie kann deshalb auch als [Ionosphärenstörung](#) eingeordnet werden.

Normalerweise passieren Funksignale oberhalb der normalen Grenzfrequenz der E-Schicht diese. Während eines sporadischen E-Ereignisses werden die Signale entweder ganz oder teilweise in der E-

Schicht gebrochen, was Weitbereichsverbindungen verschlechtert, aber für besseren Empfang innerhalb der Erstsprungzone bzw. [Toten Zone](#) führt.

Es existieren mehrere Theorien über die Entstehung der E_S-Schicht, jedoch ist sie bis heute nicht völlig aufgeklärt.

Ionosphärenstürme [[Bearbeiten](#)]



Tagesschwankungen von Temperatur und Wind auf 100 km Höhe im September 2005.

Im Verlauf von Ionosphärenstürmen kann es sowohl zu einer anormalen Zu- als auch Abnahme der Elektronendichte kommen. Der erstere Fall

wird als *positiver Ionosphärensturm*, der letztere als *negativer Ionosphärensturm* bezeichnet.

Ionosphärenstürme können solare oder terrestrische Ursachen haben. Beispielsweise kann eine erhöhte Teilchenstrahlung der Sonne die Elektronendichte verringern: Das von einem Flare ausgeworfene solare Plasma bestehend aus Protonen und Elektronen beeinflusst das [Erdmagnetfeld](#) und dringt in die Atmosphäre ein. Dies hat ein Absinken der kritischen Frequenz der F₂-Schicht bis auf deren halben Normalwert und ein Ansteigen der D-Schicht-Absorption zur Folge. Dadurch engt sich der für den Kurzwellenfunk nutzbare Frequenzbereich von beiden Seiten her ein. Intensive Ionosphärenstürme können vollständige [Blackouts](#) für Weitverbindungen verursachen. Dies wird als so genannter Short-wave Fade (out) bezeichnet.

Ionosphärenstürme können auch atmosphärische Ursachen haben: Heute geht man davon aus, dass Zunahmen der Elektronendichte häufig auf

[thermosphärische Winde](#) zurückzuführen sind, während Abnahmen im Wesentlichen durch Änderungen in der Neutralgaszusammensetzung hervorgerufen werden, z. B. durch Abnahme von elementarem Sauerstoff und damit verringerter Ionenproduktionsrate.^[21] Blasen mit einer verminderten Plasmadichte werden als Ursache für die [transäquatoriale Ausbreitung](#) (trans equatorial propagation, kurz TEP) gesehen.^[35] Wissenschaftliche Forschung [[Bearbeiten](#)]



Das Arecibo-Observatorium war ursprünglich zur Erforschung der Ionosphäre konzipiert worden.
Arecibo-Observatorium

Das durch einige Kinofilme ([GoldenEye](#), [Contact](#)) bekannte [Arecibo-Observatorium](#) in [Puerto Rico](#) war ursprünglich zur Erforschung der Ionosphäre konzipiert worden. Es ist das weltweit zweitgrößte [Radioteleskop](#) und dient heute vorwiegend [astronomischen](#) Zwecken. Seine Nutzung steht allen Astronomen offen, über die Anträge entscheidet ein unabhängiges Gremium. Falls die das Observatorium betreibende [National Science Foundation](#) (NSF) keinen Sponsor findet, könnte es 2011 stillgelegt werden.^[37]

HAARP / Sura

Das [High Frequency Active Auroral Research Program \(HAARP\)](#) ist ein US-amerikanisches Forschungsprojekt, bei dem die Ionosphäre durch ein Netzwerk von Sendeanlagen mit intensiven [Kurzwellen](#) bestrahlt wird. Eine ähnliche Forschungsanlage ist die russische [Sura-Forschungseinrichtung](#).



EISCAT Svalbard Radar

EISCAT

Der [European Incoherent Scatter \(EISCAT\)](#) ist ein Forschungsradar, das die Ionosphäre mit Mikrowellenstrahlung nach dem Funktionsprinzip des inkohärenten Scatter-Radars untersucht.

SHARE

Das [Southern Hemisphere Auroral Radar Experiment \(SHARE\)](#) ist ein Forschungsprojekt in der Antarktis, bei dem die elektrischen Felder der Iono- und Magnetosphäre beobachtet werden.

MARSIS

Das [Mars Advanced Radar for Subsurface and Ionospheric Sounding \(MARSIS\)](#) ist eines von

sieben Instrumenten an Bord der 2003 gestarteten Mars-Sonde [Mars Express](#) der [ESA](#), das zur Erforschung der Ionosphäre des [Mars](#) eingesetzt wird. MARSIS sendet hierzu Radiowellen im Bereich von 1,3 bis 5,5 MHz aus und erstellt aus den reflektierten Echos [Ionogramme](#).^[38] Die Messungen haben ergeben, dass die Mars-Ionosphäre zusätzlich zu den beiden bekannten Ionosphärenschichten bei 110 und 135 km Höhe, eine dritte Schicht im Bereich zwischen 65 und 110 km aufweist. Diese Schicht ist sporadisch und örtlich begrenzt.^[39]

Geschichtliches [[Bearbeiten](#)]

1899: [Nikola Tesla](#) forscht nach Möglichkeiten, um Energie drahtlos über große Entfernungen zu übertragen. In seinen Experimenten sendet er extrem niedrige Frequenzen zur Ionosphäre, hinauf bis zur Kennelly-Heaviside-Schicht (Grotz 1997). Tesla kann aus Berechnungen basierend auf den Messergebnissen eine Resonanzfrequenz dieser Schicht voraussagen, die nur 15 % vom

heute angenommenen Wert abweicht (Corum, 1986). In den 1950er Jahren bestätigten Forscher, dass die Resonanzfrequenz bei 6,8 Hz liegt.



Guglielmo Marconi; um 1907

1901: Am 12. Dezember empfängt [Guglielmo Marconi](#) das erste transatlantische Radiosignal in [St. John's \(Neufundland\)](#). Er verwendet eine 400 Fuß lange, durch einen Drachen gespannte

Empfangsantenne. Die Sendestation auf der Halbinsel [The Lizard](#) in [Poldhu, Cornwall](#), verwendet einen [Funkeninduktor](#) zur Erzeugung der Sendefrequenz von ungefähr 500 kHz mit einer Leistung, die 100-mal stärker als die aller zuvor erzeugten Signale ist. Die empfangene Nachricht besteht aus drei Punkten im Morse-Code, einem S. Um Neufundland zu erreichen, musste das Signal zweimal von der Ionosphäre reflektiert werden.



Oliver Heaviside

1902: [Oliver Heaviside](#) sagt die Existenz der [Kennelly-Heaviside-Schicht](#) voraus, die seinen Namen trägt. Sein Vorschlag beinhaltete Ideen, wie Radiosignale entlang der Erdkrümmung übertragen werden könnten. Im gleichen Jahr beschrieb [Arthur Edwin Kennelly](#) einige der radioelektrischen Eigenschaften der Ionosphäre.

1909: [Guglielmo Marconi](#) erhält zusammen mit Karl [Ferdinand Braun](#) den [Physiknobelpreis](#).

1912: Der Kongress der Vereinigten Staaten von Amerika verabschiedet den [Radio Act](#), der den Funkbetrieb der Funkamateure auf Frequenzen oberhalb von 1,5 MHz beschränkt (Wellenlänge kürzer als 200 m).^[40] Diese Frequenzen wurden von der Regierung als nutzlos angesehen. Diese Entscheidung führte im Jahre 1923 zur Entdeckung der ionosphärischen HF-Radiowellenausbreitung.

1924: [Edward Victor Appleton](#) weist die Existenz der [Heaviside-Schicht](#) nach und erhält hierfür im Jahre 1947 den [Nobelpreis](#).

1926: Der britische Physiker [Robert Watson-Watt](#) prägt den Begriff „Ionosphäre“. ^[41]

1926: Der Physiker [Merle Antony Tuve](#) entwickelt eine Methode zur Erforschung der Ionosphäre mit Radiowellen. ^[42]

1932: [Sydney Chapman](#) leitet eine Verteilungsfunktion der Ionisation in der Ionosphäre unter der Annahme [monochromatischer](#) ionisierender Strahlung der Sonne ab.

1932: [Lloyd Viel Berkner](#) misst als erster die Höhe und Dichte der Ionosphäre, was das erste komplette Modell der Kurzwellenausbreitung ermöglichte. ^[43] Er entdeckt hierbei die F_1 -Schicht. ^[44]

1936: [Maurice V. Wilkes](#) promoviert über die Ausbreitung der [Längstwellen](#) in der Ionosphäre. ^[45]

1942: [Vitaly Ginzburg](#) untersucht die Radiowellenausbreitung in der Ionosphäre und entwickelt eine Theorie über die Ausbreitung

elektromagnetischer Wellen in Plasma, wie es auch in der Ionosphäre existiert.^[46] Im Jahr 2003 erhält er den [Nobelpreis](#) für seine Pionierleistungen im Bereich der [Supraleiter](#).

1946: Am 10. Januar gelingt [John Hibbett DeWitt](#) zusammen mit seiner Forschungsgruppe im Rahmen des Project Diana der Nachweis, dass Funkwellen die Ionosphäre durchdringen können. Er nutzt hierzu den Mond als Reflektor und stellt somit die erste [Erde-Mond-Erde](#)-Verbindung her.

1946: Am 23. November weist [Arthur Covington](#) während einer partiellen [Sonnenfinsternis](#) nach, dass sich die Sonnenfleckenaktivität über den [solaren Radioflux](#) bestimmen lässt.

1955: Die [Schumann-Resonanzen](#) werden von dem Physiker W. O. Schumann an der [TU München](#) nachgewiesen.

1958: Im August und September 1958 führt die US Navy während der [Operation Argus](#) drei geheime Atombombentests in der Ionosphäre durch, um den Effekt des elektromagnetischen

Impulses (EMP) auf Radio und Radar zu untersuchen.

1962: Der kanadische Satellit [Alouette 1](#) wird gestartet, um die Ionosphäre zu erforschen. Nach seinem erfolgreichen Einsatz folgen im Jahr 1965 Alouette 2 und zwei Satelliten des ISIS-Programms (International Satellites for Ionospheric Studies) im Jahr 1969 und 1971, alle im Einsatz der Ionosphärenforschung.

1970: [Hannes Alfvén](#) erhält den Physik-[Nobelpreis](#) „für seine grundlegenden Leistungen und Entdeckungen in der [Magnetohydrodynamik](#) mit fruchtbaren Anwendungen in verschiedenen Teilen der [Plasmaphysik](#)“.

1992: Die als *Elves* bezeichnete Leuchterscheinung wird mit Hilfe von Aufnahmen von Bord des [Space Shuttles](#) aus erstmals nachgewiesen. ^[36]

Literatur [[Bearbeiten](#)]

Prölls, Gerd W.: *Physik des erdnahen Weltraums*, [ISBN 3-540-40088-5](#), Springer-Verlag, 2. Auflage 2004, [29]

Rothammel, K.: *Rothammels Antennenbuch*, [ISBN 3-440-07018-2](#), Verlag Franckh-Kosmos, 11.

Auflage 1995, aktualisiert von Alois Krischke

Vogelsang, E.: *Wellenausbreitung in der Funktechnik*, [ISBN 3-486-23731-4](#), Verlag R.

Oldenbourg, 1979

Vogelsang, E.: *Wellenausbreitung in der*

Nachrichtentechnik, [ISBN 3-7723-7381-X](#), Verlag Franzis, 1984

Siegfried J. Bauer: *Die Abhängigkeit der Nachrichtenübertragung, Ortung und Navigation von der Ionosphäre*. Verl. d. Österr. Akad. d.

Wiss., Wien 2002, [ISBN 3-7001-3140-2](#)

Michael C. Kelley: *The earth's ionosphere – plasma physics and electrodynamics*. Acad. Pr.,

Orlando 1989, [ISBN 0-12-404012-8](#)

Leonid S. Alperovich, Evgeny N. Fedorov:

Hydromagnetic waves in the magnetosphere and

the ionosphere. Springer, Dordrecht 2007, [ISBN 978-1-4020-6636-8](#)

Karl Rawer: *Wave propagation in the Ionosphere*. Kluwer, Dordrecht 1993, [ISBN 0-7923-0775-5](#)

R.W.Schunk(ed.): *Solar-Terrestrial Energy Program Handbook of Ionospheric Models*. Utah State University 1996

Weblinks [[Bearbeiten](#)]

Die folgenden Weblinks sind englischsprachig.

Weiterführendes

Grundlagen der ionosphärischen

Wellenausbreitung: [Naval Postgraduate School: HF and Lower Frequency Radiation](#)

Einführung ins Weltall-Wetter: [Space Weather, A Research Perspective](#)

Einführung zur Ionosphäre: [Space Environment Center, Dave Anderson and Tim Fuller-Rowell: The Ionosphere \(1999\)](#)

Aktuelle Daten

Aktuelles Weltall-Wetter: [NOAA: Current Space Weather Conditions](#)

Aktuelle Ionosphären- und Daten: [SEC's Radio User's Page](#)

Aktuelle 2D-Karte der Elektronendichte (TEC):
[NASA: Ionospheric and Atmospheric Remote Sensing](#)

Aktuelle 3D-Ansicht der Elektronendichte (TEC)
via Google Earth: [NASA: 4D Ionosphere](#)

Ionosphären-Modelle

Übersicht über Ionosphären-Modelle: [NASA Space Physics Data Facility: Ionospheric Models index](#)

Ionosphären-Kenngrößen

Übersicht aller Ionosphären-Parameter: [Space Physics Interactive Data Resource: Ionospheric Vertical Incidence Parameters](#)

Ionosphären-Messung

Tutorial zum inkohärenten Scatter-Radar:
[National Astronomy and Ionosphere Center: How does the Arecibo 430 MHz radar make measurements in the ionosphere?](#)

Liste von Ionosonden: [UMass Lowell Center for Atmospheric Research: Digisonde Station List](#)
[Super Dual Auroral Radar Network](#)
[European Incoherent Scatter radar system](#)
[Millstone Hill incoherent scatter radar](#)
[Aktuelle Diagramme der Ionosphärensonde in Juliusruh](#)

Multimedia

 [Commons: Ionosphäre](#) – Sammlung von

Bildern, Videos und Audiodateien

Einzelnachweise [[Bearbeiten](#)]

[↑](#) American Meteorological Society: *Glossary of Meteorology* [[1](#)]

[↑](#) [a](#) [b](#) [c](#) [d](#) [e](#) [f](#) Heise, Stefan: *Die Ionosphäre und Plasmasphäre der Erde*, [[2](#)] [[3](#)]

[↑](#) [a](#) [b](#) [c](#) [d](#) [e](#) Karl Rothammel: *Kapitel 2: Die Ausbreitung der elektromagnetischen Wellen*. In: *Antennenbuch*. 10. Auflage.

[↑](#) W. Suttrop: [Astrophysikalische Plasmen I](#). Seite 7.

[↑](#) Max-Planck-Institut für Aeronomie:

Forschungs-Info (8/98), Seite 2 [\[4\]](#)

[↑](#) E. Chvojková: *Eigenschaften der ionosphärischen F-SchichtII* [\[5\]](#)

[↑](#) [a](#) [b](#) S.J. Bauer: *Physics and Chemistry in Space 6 – Physics of Planetary Ionospheres – Chapter IX: Observed Properties of Planetary Ionospheres*, Springer-Verlag (1973)

[↑](#) Friedemann T. Freund: *Rocks That Crackle and Sparkle and Glow: Strange Pre-Earthquake Phenomena* [\[6\]](#)

[↑](#) [a](#) [b](#) O. Molchanov *et al.*, *Global diagnostics of the ionospheric perturbations related to the seismic activity using the VLF radio signals collected on the DEMETER satellite*, *Nat. Hazards Earth Syst. Sci.* **6** (2006) 745–753, [\[7\]](#)

[↑](#) A. J. Foppiano, E. M. Ovalle, K. Bataille and M. Stepanova: *Ionospheric evidence of the May 1960 earthquake over Concepción?* [\[8\]](#)

↑ [a](#) [b](#) Zhu Rong, Yang Dong-mei, Jing Feng, Yang Jun-ying und Ouyang Xin-yan: *Ionospheric perturbations before Pu'er earthquake observed on DEMETER* [\[9\]](#)

↑ Hanns-Jochen Kaffsack, DPA: *Wenn die Ionosphäre hustet* [\[10\]](#)

↑ UK Solar System Data Centre: *Basic ionosonde theory* [\[11\]](#)

↑ Moltrecht, Eckart K. W., DJ4UF: *Amateurfunklehrgang für das Amateurfunkzeugnis Klasse E*, [\[12\]](#)

↑ Beer, Tom: *The Aerospace Environment*, Seite 80 [\[13\]](#)

↑ W. R. Piggott, K. Rawer (eds.): *URSI Handbook on Ionogram Interpretation and Reduction*. Elsevier Publ.Comp., Amsterdam 1961 (Übersetzungen existieren in Chinesisch, Französisch, Japanisch und Russisch).

↑ UMass Lowell Center for Atmospheric Research: *Ionosonde Station Map* [\[14\]](#)

↑ Leibniz-Institut für Atmosphärenphysik,
Abteilung Radar/Raketen: *Allgemeines* [15]

↑ C. Stolle, S. Schlüter, N. Jakowski, Ch. Jacobi,
S. Heise, A. Raabe: *in der Ionosphäre unter
Einbindung von GPS-Okkultationen*. Abgerufen am
5. März 2010.

↑

[http://ccmc.gsfc.nasa.gov/modelweb/ionos/iri.ht
ml](http://ccmc.gsfc.nasa.gov/modelweb/ionos/iri.html)

↑ ^a ^b Gerd W. Prölss: *Physik des erdnahen
Weltraums* ([Eingeschränkte Vorschau](#) in der
[Google Buchsuche](#))

↑ URSI Incoherent Scatter Working Group:
Incoherent Scatter Radars [16]

↑

[http://ccmc.gsfc.nasa.gov/modelweb/ionos/iri.ht
ml](http://ccmc.gsfc.nasa.gov/modelweb/ionos/iri.html)

↑ *IRI Workshops and Proceedings* [17]

↑ [D. Bilitza](#): *Solar-Terrestrial Models and Application Software*. National Space Science Data Center/WDC-A 1990.

↑ [a](#) [b](#) Tadanori Ondoh, Katsuhide Marubashi: *Science of Space Environment* ([Eingeschränkte Vorschau](#) in der [Google Buchsuche](#))

↑ E. V. Appleton: *The Bakerian Lecture. Regularities and Irregularities in the Ionosphere. I*. In: *Proceedings of the Royal Society of London. Series A, Mathematical and Physical Sciences*. 162, Nr. 911, 1937, S. 451–479 ([\[18\]](#), abgerufen am 5. März 2010).

↑ W. J. G. Beynon, E. R. Williams, F. Arnold, D. Krankowsky, W. C. Bain, P. H. G. Dickinson: *D-region rocket measurements in winter anomaly absorption conditions*. In: *Nature*. 261, Nr. 5556, 1976, S. 118-119, [doi:10.1038/261118a0](#).

↑ [a](#) [b](#) R. W. Knecht: *The Distribution of Electrons in the Lower and Middle Ionosphere*. In: *Progress in Radio Science, 1960-1963 – Volume 3 The*

ionosphere, review papers presented at commission iii on ionospheric radio during the xivth general assembly of ursi. 1965, S. 14–45.

↑ [a](#) [b](#) [c](#) Navy Postgraduate School: *HF and Lower Frequency Radiation* [[19](#)]

↑ J. A .Adcock (VK3ACA): [Propagation of long Radio Waves](#).

↑ The American Association of Variable Star Observers: [Sudden Ionospheric Disturbances](#).

↑ Windows to the Universe: [Polar Cap Absorption Events – Massive Short Wave Communications Blackouts](#).

↑ Kenneth Davies: *Ionospheric radio propagation*. 1965 (US Department of Commerce, National Bureau of Standards).

↑ [a](#) [b](#) NASA: [NASA Experiment May Have Found Trigger For Radio-Busting Bubbles](#).

↑ [a](#) [b](#) NOAA National Severe Storms Laboratory: [Transient Luminous Events](#).

[↑](#) Houston Chronicle: *Huge observatory now needs to spot a rescuer* [20]

[↑](#) ESA: Results from Mars Express and Huygens: *Mars Express radar reveals complex structure in ionosphere of Mars* [21]

[↑](#) ESA: Results from Mars Express and Huygens: *Mars Express discovers new layer in Martian ionosphere* [22]

[↑](#) Text of 1912 Act, Fifteenth [23]

[↑](#) Niels Klussmann, Arnim Malik: *Lexikon der Luftfahrt*, Seite 130 ([Eingeschränkte Vorschau](#) in der [Google Buchsuche](#))

[↑](#) National Academy of Sciences: *Biographical Memoirs Vol. 70* [24]

[↑](#) National Academy of Sciences: *Biographical Memoirs Vol. 61* [25]

[↑](#) Kertz, Walter: *Biographisches Lexikon zur Geschichte der Geophysik* [26]

↑ Virginia Tech, Department of Computer Science: *The History of Computing: Maurice Vincent Wilkes* [27]

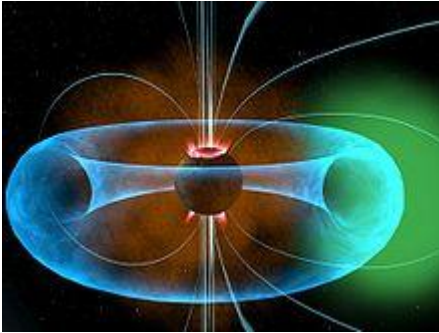
↑ P.N. Lebedev Physical Institute, I.E.Tamm Theory Department: *V.Ginzburg – Selected Scientific Papers* [28]¹⁰⁸

„Plasmasphäre

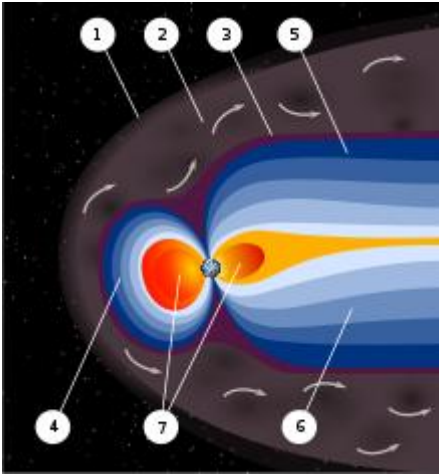
aus Wikipedia, der freien Enzyklopädie

Wechseln zu: [Navigation](#), [Suche](#)

¹⁰⁸ Wikipedia: Seite „Ionosphäre“. In: Wikipedia, Die freie Enzyklopädie. Bearbeitungsstand: 29. Dezember 2010, 21:23 UTC. URL: <http://de.wikipedia.org/w/index.php?title=Ionosph%C3%A4re&oldid=83211929> (Abgerufen: 22. Januar 2011, 23:35 UTC) Versions-ID der Seite: 83211929.



torusförmige Plasmasphäre



Plasma- und Magnetosphäre

Die **Plasmasphäre** ist eine Region der Magnetosphäre der Erde, die aus Plasma niedriger Energie besteht und grob betrachtet die Form

eines Torus hat. Sie wird auch als innere Magnetosphäre bezeichnet.

Die Plasmasphäre befindet sich oberhalb der Ionosphäre. Diese innere Grenze trägt den Namen Übergangshöhe und liegt in ca. 1000 km Höhe. [\[1\]](#)

Die äußere Grenze der Plasmasphäre ist die sogenannte Plasmopause, die sich durch einen rapiden Abfall der Plasmadichte auszeichnet und deren Höhe mit dem Sonnenverlauf zwischen 4 und 6 bis 7 Erdradien liegt.

Die Plasmasphäre wurde 1963 von Don Carpenter während der Analyse von Whistlern entdeckt. [\[2\]](#)

Ursprünglich wurde die Plasmasphäre als wohlgeformtes, kaltes Plasma angesehen, dessen Teilchenbewegung vollständig vom Erdmagnetfeld bestimmt wird und daher mit der Erde korotiert.

Dahingegen haben neuere

Satellitenbeobachtungen gezeigt, dass sich Dichteunregelmäßigkeiten wie Wolken oder Fehlstellen bilden können. Des Weiteren wurde

gezeigt, dass die Plasmasphäre nicht beständig mit der Erde korotiert.

Einzelnachweise [[Bearbeiten](#)]

[↑](#) Heise, Stefan: *Die Ionosphäre und Plasmasphäre der Erde*, [[1](#)] [[2](#)]

[↑](#) The earth's plasmasphere - Von J. Lemaire, K. I. Gringauz, David L. Carpenter, V. Bassolo [[3](#)]

Literatur [[Bearbeiten](#)]

Carpenter, D. L., *Whistler evidence of a 'knee' in the magnetospheric ionization density profile*, J. Geophys. Res., 68, 1675–1682, 1963.

Nishida, A., *Formation of plasmopause, or magnetospheric plasma knee, by combined action of magnetospheric convections and plasma escape from the tail*, J. Geophys. Res., 71, 5669, 1966.

Sandel, B. R., et al., *Extreme ultraviolet imager observations of the structure and dynamics of the plasmasphere*, Space Sci. Rev., 109, 25, 2003.

Weblinks [[Bearbeiten](#)]

[NASA Webseite](#)

[University of Michigan: Beschreibung](#)

[University of Alabama in Huntsville: Forschung](#)

[Southwest Research Institute: Beschreibung](#)

[IMAGE Extreme Ultraviolet Imager](#)

[EUV Bilder der Plasmasphäre](#)¹⁰⁹

¹⁰⁹ Wikipedia: Seite „Plasmasphäre“. In: Wikipedia, Die freie Enzyklopädie. Bearbeitungsstand: 10. März 2010, 09:46 UTC.

URL:

<http://de.wikipedia.org/w/index.php?title=Plasmasph%C3%A4re&oldid=71684987> (Abgerufen: 23. Januar 2011, 00:02 UTC)

Versions-ID der Seite: 71684987.

Superkavitation

„Air Force's Falcon Hypersonic Glider Disappears
Mysteriously



The Air Force's Falcon Hypersonic Technology Vehicle 2—designed to attack global targets at Mach 20—has disappeared nine minutes into its first test flight, just after separating from its

booster. Contact was lost, and it hasn't been found yet.

The Falcon was supposed to splash down in the Pacific Ocean after a 30-minute, 4,100-nautical-mile test flight. Not to be confused with the unmanned X-37B space shuttle—which launched on April 22—the Falcon Hypersonic Technology Vehicle 2 blasted off last week from the Vandenberg Air Force Base on a Minotaur IV rocket.

Instead of completing its flight, however, the Air Force lost all contact with the aircraft. According to DARPA's Johanna Spangenberg Jones:

Preliminary review of data indicates the HTV-2 achieved controlled flight within the atmosphere at over Mach 20. Then contact with HTV-2 was lost. This was our first flight (all others were done

in wind tunnels and simulations) so although of course we would like to have everything go perfectly, we still gathered data and can use findings for the next flight, scheduled currently for early 2011.

Just that: The telemetry data signal vanished, and the aircraft is nowhere to be found. Being a semi-secret project, nothing else has been disclosed. The only logical explanations are 1) a massive structural failure, 2) Nazi UFOs or 3) somebody lost it in a beer garden. I will pick number two for the time being.

The hypersonic glider is built by Lockheed Martin under a DARPA program. It's designed to launch conventional weapons against any target in the planet in just one hour. This capability makes it a perfect substitute for Intercontinental Ballistic Missiles. Unlike ICBMs loaded with conventional heads, the plane can't be mistaken with a nuclear

missile, so it won't make other nuclear powers to hit the red button. Maybe. [Physorg]¹¹⁰

„Halboffizielle Prototypen schieben Sie den Umschlag von strange

Posted In: [FuE täglich](#) | [Militärischer Technologie](#) | [Materials Science](#) | [Engineering](#) | [Material Science](#) | [Raumfahrzeuge](#) | [Air Force Research Laboratory \(DOD\)](#) | [Luft-und Raumfahrt](#)

Von Paul Livingstone

Mittwoch, April 28, 2010

¹¹⁰ Dias, Jesus: Air Force's Falcon Hypersonic Glider Disappears Mysteriously, **Apr 28, 2010 10:20 AM**, in: <
<http://gizmodo.com/5526308/air-forces-falcon-hypersonic-glider-disappears-mysteriously> >.

[...]



Jede Woche für die militärische aeronautical Research Arms beschäftigt ist, aber dies war ein besonderes: eine neue Version von einem Space Shuttle-wie X-Plane flog in die Arktis unter

Fernbedienung und das weltweit schnellste Suborbital "Flugzeug", der Falke fliegen Flügel, stürzte auf die erste von zwei Testflüge. Und es gibt viel mehr Verrücktheit zu kommen.

Hypersonic Wing in Erstflug verloren

Mit der Falcon Hypersonic Technologie Vehicle-2, ist das Streben nach hoher Geschwindigkeit in der Erdatmosphäre auf eine ganz neue Ebene gewölbt. Die Falcon wurde entworfen, um auf der Streifen durch die Atmosphäre in einem flachen Winkel fast buchstäblich wie ein Meteor, durchführen.

Laut DARPAS Sprecher Johanna Jones wie Wired Magazine, berichtet erreichte das Handwerk tatsächlich gesteuerten Flug an mehr als 20 Mach.

Angenommen, einer Höhe von 36.000 FüÙe, das ist ein erstaunlicher 13.000 + mph.

Das Kohlenstoff-Kohlenstoff-Segelflugzeug, entworfen von Lockheed-Martin, war nie beabsichtigt, wiederhergestellt werden. Aber Darpa Forscher verlor den Kontakt mit dem HTV-2 nur neun Minuten nach dem Start, verlassen Forscher ratlos, was geschah.

Die Air Force, Navy, Army und U.S. Missile Defense Agency wurden alle mit der Aufgabe die Analyse der Daten zu bestimmen, was passiert ist, aber es war sicherlich ein Rückschlag in den Bemühungen um eine "Instant-Strike"-Plattform zu bauen, die die USA, um Ziele Tausende von Meilen entfernt schnell zuschlagen erlauben würde. So weit, gibt es drei nichtnukleare Optionen auf dem Tisch:

- Konventionelle Sprengköpfe an Bord Interkontinentalraketen
- X-51 Waverider, ein Mach-5 oder 6 unbemannte Flugzeug, ausgestattet mit Marschflugkörpern
- Falcon HTV-2, ein Mach-20 bewaffnete Glider

Leider Interkontinentalraketen möglicherweise eine nukleare Reaktion aufgefördert, und die X-51 Waverider hat eigene Entwicklungsprobleme hatte. Jetzt hat das HTV-2-Programm in Schwierigkeiten ausgeführt.



Die HTV-2 wurde ins Leben gerufen 22. April von Vandenberg Air Force Base, Kalifornien, ein Orbital Sciences Minotaur IV Lite-Rakete und sollte der Booster auf einer Höhe von mehreren hundert tausend FüÙe zu trennen und dann autonom gleiten mit 13.000 km/h zu einem Wasserung in einem Meer-Bereich in der Nähe von Kwajalein-Atoll, 2.500 km südwestlich von Hawaii.

Die Trennung auftreten, aber der Test endete, bevor HTV-2 ihren Abstieg in die Atmosphäre und seine gleiten über den Pazifik beenden konnte. Die Gesamtstrecke von Ätzmasken Auswirkungen war rund 4.100 nautische Meilen, und der Schirm war soll um sein Ziel in nur 30 Minuten zu erreichen.



Nach waren DARPA die wichtigsten technischen Herausforderungen und Erfolge des Programms HTV-2 das Design einer innovativen hohen Lift-zu-schleppen aerodynamische Form, erweiterte leichte aber hart thermischen Schutzstrukturen, Materialien und Herstellungstechnologien, Autonome Navigation und Aufklärung hypersonic Guidance und Kontrollsysteme, und ein autonomer Flight Safety System.

Bericht von Wired

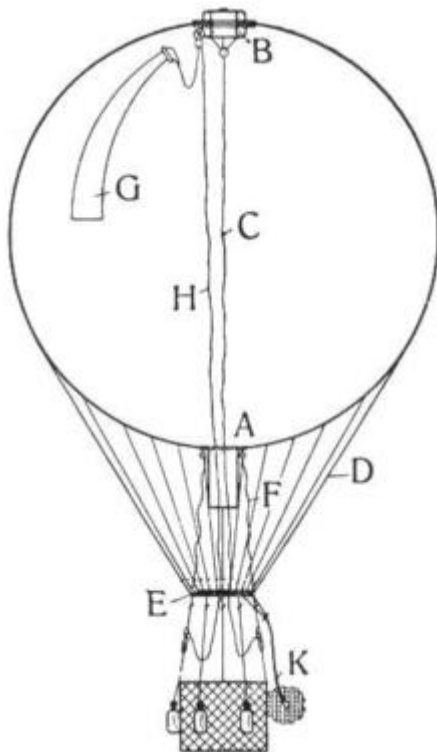
Vollständige Beschreibung der HTV-2 vom DARPA Tactical Technology Office^{v111}

¹¹¹ Livingstone, Paul: Semi-secret prototypes push the envelope of strange, **Wednesday, Apr 28, 2010, in:** <
<http://www.rdmag.com/News/2010/04/Industries-Aerospace-Military-Semi-secret-prototypes-push-the-envelope-of-strange/>> .

„Gasballon

aus Wikipedia, der freien Enzyklopädie

Wechseln zu: [Navigation](#), [Suche](#)



Konstruktion des Freiballons: A Füllöffnung mit Füllansatz, B Ventil, C Ventilleine, D Netzleine, E

Korbring, F Füllansatz-(Distanz) Leine, G
Reißbahn, H Reißleine, K Schleppeil



Gasballon D-OZAM über Gelsenkirchen



Ein Transportballon in der Cargolifter-Werfthalle



Ein gasgefüllter Wetterballon



Startvorbereitungen für 32 Gasballons im September 1985 im [Ostpark](#) in [Frankfurt-Ostend](#), 200jähriges Jubiläum des ersten Ballonstarts auf der [Bornheimer Heide](#) durch [Jean-Pierre Blanchard](#)

Der **Gasballon** ist ein [Ballon](#), der aus einer dünnen, gasdichten Hülle wie zum Beispiel [Latex](#) oder [Seidengewebe](#) mit [Gummihaut](#) besteht. Er wird mit einem [Gas](#) gefüllt, das eine geringere Dichte als die ihn umgebende [Luft](#) besitzt und somit zu einem [Auftrieb](#) führt. Für dieses so genannte [Traggas](#) kommen hauptsächlich [Wasserstoff](#) (H_2) und [Helium](#) (He), in der Vergangenheit aber auch [Leuchtgas](#), in Frage,

wobei Helium bevorzugt wird, da es das leichteste [Edelgas](#) und nicht brennbar ist.

Inhaltsverzeichnis

[[Verbergen](#)]

[1 Gasfüllung](#)

[2 Größe, Tragkraft und Steighöhe](#)

[3 Ballontypen und Einsatzspektrum](#)

[4 Steuerung](#)

[5 Ballonsport](#)

[6 Siehe auch](#)

[7 Weblinks](#)

[8 Quellen](#)

Gasfüllung [[Bearbeiten](#)]

[Wasserstoff](#)-Gas ist nur halb so [dicht](#) wie [Helium](#)-Gas und gibt daher (in trockener Luft) etwa acht Prozent mehr [Auftrieb](#). Ein wasserstoffgefüllter Ballon kann daher etwas mehr Nutzlast im Vergleich zu einem heliumgefüllten Ballon gleicher Größe tragen. Der große Nachteil von Wasserstoff ist, dass es mit dem [Sauerstoff](#) der Luft

[verbrennt](#), was schon mehrfach in der [Geschichte der Luftfahrt](#) zu schweren Bränden geführt hat – bekanntestes Beispiel ist das Unglück des Luftschiffs [Hindenburg](#). Nachteile des ungefährlichen Heliums sind der geringere Auftrieb, die (aufgrund der Tatsache, dass Helium nur als einatomiges Gas vorliegt, also keine Moleküle bildet) größere Leckrate (Diffusion durch Latex und vorbei an Dichtungen), doch vor allem der hohe Preis. Die meisten unbemannten Ballone, wie zum Beispiel die vielen täglichen [Wetterballone](#), werden daher in Deutschland mit H_2 als Traggas betrieben. Gasballon-Startplätze befinden sich meist dort, wo Wasserstoff in ausreichender Menge zur Verfügung steht und die Ballone kostengünstig gefüllt werden können. Hierzu zählen vor allem chemische Werke wie in [Gladbeck](#), [Augsburg](#), [Bitterfeld](#), [Burgkirchen an der Alz](#), [Ibbenbüren](#) und [Marl](#). Das Startgelände Düsseldorf-Eller zählt ebenso dazu, aufgrund einer Wasserstoff-Pipeline, die von Marl nach

Düsseldorf verläuft, um den dort ansässigen Unternehmen eine preiswerte Versorgung mit Wasserstoff zu gewähren. In Gladbeck gibt es seit September 2006 einen neuen Startplatz für Gasballone mit einer Wasserstoff-Pipeline. Angeschlossen ist der Platz an die Hauptleitung der Chemischen Werke Hüls in [Marl](#). Der Startplatz befindet sich im [Schlosspark Wittringen](#).

Kleine Ballons ([Werbe](#)- und Spielzeugballons) füllt man mit einem Ballonfüllventil aus Helium-Druckgasflaschen passender Größe. Die größte, 50 Liter große, tara 49 bis 68 kg schwere 1,60 m hohe Gasflasche enthält bei 200 bar Fülldruck ideal 10 m^3 , real jedoch nur $9,1 \text{ m}^3$ Helium, eine Menge die nur 1,5 kg wiegt und für 600 Ballons zu 30 cm Durchmesser mit je 15 Liter Volumen reicht. Früher wurde dafür auch brennbares [Stadt](#)- beziehungsweise [Leuchtgas](#) verwendet. Wird ein Ballon nur mit [Druckluft](#) gefüllt, entwickelt er keinen Auftrieb und sinkt zu Boden.

Wegen der Verbrennungsgefahr für Haare, Haut und Kleidung ist es heute nicht mehr zulässig, Ballons für Kinder oder Erwachsene mit brennbarem Gas zu füllen. Häufig wird sogenanntes "Ballongas-Helium" verwendet, keine eigene Mischung, sondern nur Helium ungeprüfter Reinheit und daher kostengünstiger. Für das Füllen von Ballons über 50 cm Durchmesser, wenn deren Tragkraft unkritisch ist, wird teils mit Luft und daher kostensparend mit weniger Helium gefüllt. Es gibt dafür auch eigene Mischventile nach dem Venturi-Prinzip.

Flüssiges Helium, das zur Erzeugung tiefster Temperaturen dient, wird etwa in Physikinstitutionen für Supraleitung, Elektronenmikroskopie, Lasertechnik etc. verwendet. Es kühlt durch Verdampfen. Das wertvolle Gas wird abgesaugt und in einer kubikmetergroßen Kautschuk-Textil-Blase drucklos (genaugenommen bei Umgebungsdruck) aufgefangen. Bei der Helium-Produktion werden Gasflaschen auch ausgesaugt

und Leitungen gespült, um Verunreinigungen zu reduzieren. In dieses Gas gelangt dabei auch etwas Umgebungsluft, es wird ebenfalls in einer Blase - einem "Ballon" - aufgefangen und daher "Ballongas" genannt, lautet eine andere Interpretation des Wortes.

Größe, Tragkraft und Steighöhe [[Bearbeiten](#)]

Die [Tragkraft](#) eines Gasballons hängt vor allem von seinem [Volumen](#) und Startgewicht ab (Ballonhülle plus [Nutzlast](#)). Die Hüllen kleiner Forschungsballons und [Radiosonden](#) wiegen zwischen 0,1 bis einige Kilogramm, die Nutzlasten beginnen bei etwa 0,2 kg. Bei einer *gewichtslosen* Hülle wäre der [Auftrieb](#) nur von der Differenz der [Gasdichte](#) außen/innen abhängig. Für [Luft](#) beträgt sie unter Atmosphärendruck etwa 1,16 bis 1,34 kg/m³ (bei +30 bzw. -10 °C [Lufttemperatur](#)), für das Traggas etwa 0,08 bis 0,20 kg/m³ (H₂ bzw. He im selben Temperaturbereich). Damit könnte jeder [Kubikmeter](#) Ballon bis zu 1 kg emportragen – und

zwar umso schneller (*ascent rate*), je weniger die Nutzlast beträgt.

Da mit steigender Höhe der Luftdruck sinkt, dehnt sich das Füllgas beim Aufsteigen eines Ballons aus. Idealisiert bleibt die Auftriebskraft dabei gleich, da zwar Druck und Dichte und damit die Tragkraft der umgebenden Luft sinken, aber gleichzeitig auch die Dichte des Ballongases sinkt und sich sein Volumen proportional vergrößert.

Die maximale Steighöhe eines Gasballons in der Atmosphäre hängt damit vor allem von seiner Fähigkeit ab, die mit der Höhe zunehmende Expansion des Füllgases auszugleichen. Hat sich das Füllgas bis zum maximalen Fassungsvermögen der Ballonhülle ausgedehnt, stoppt der Aufstieg, sobald sich Tragkraft und Gewichtskraft des Gerätes in einem Gleichgewicht befinden.

Ist die Hülle geschlossen und hält sie der Expansion nicht stand, bevor sich dieses Gleichgewicht einstellen kann, platzt der Ballon.

Beim Aufstieg von Wettersonden kann das erwünscht sein, um den Aufstieg in einer grob vordefinierbaren Höhe zu beenden und eine Rückkehr der Sonde per Fallschirm zu ermöglichen. Ein guter 800-Gramm-Ballon platzt erst in rund 33 km [Höhe](#), wo der [Luftdruck](#) nur etwa ein Prozent des Bodendrucks beträgt. Dabei hat er sich auf den vier bis fünffachen Durchmesser (etwa 10 m) ausgedehnt und ist Dutzende Kilometer weit sichtbar. Vom abendlichen [Sonnenlicht](#) beschienen, sind solche Flugkörper mitunter Ursache für [UFO](#)-Meldungen. Ein meteorologischer Ballon trägt eine Kapsel mit den [Messinstrumenten](#) und dem [Telemetrie](#)-Sender und meist auch [Reflektoren](#) zur optischen [Vermessung](#) vom Boden aus; auch kleine [GPS](#)-Empfänger finden zunehmend Verwendung. Um eine gute [Steigrate](#) zu erzielen, muss das Verhältnis Nutzlast zu Ballongröße beziehungsweise [Füllung](#) optimiert werden. Eine

Auftriebskraft von 5 N (ca. 0,5 kp) ergibt Steigraten von 150 bis 300 Meter pro Minute. Ist die Hülle des Ballons geschlossen und fest genug, um der Expansion des Füllgases standzuhalten, kann sich das Volumen des Füllgases ab einer bestimmten Höhe nicht mehr vergrößern und der Aufstieg endet.

Die Hüllen von Großballons bestehen in der Regel aus nichtelastischem Material. Diese Hüllen besitzen an ihrer Unterseite eine Öffnung. Da das Gas nicht unter Überdruck steht und sich im oberen Bereich der Hülle staut, strömt es nicht nach außen. Durch die Öffnung wird die Expansion des Füllgases beim Aufstieg ausgeglichen. Wird eine bestimmte Höhe überschritten, entweicht Gas aus der Öffnung und der Auftrieb nimmt ab bis der Aufstieg stoppt, da sich das Volumen des Füllgases in der Hülle nicht mehr vergrößern kann. Soll ein solcher Ballon eine möglichst große Höhe erreichen, wird die Hülle beim Start nur zu einem kleinen Teil ihres

Maximalvolumens befüllt. Dadurch kann die Ausdehnung des Füllgases bis zu sehr großen Höhen aufgefangen werden. Der bemannte US-amerikanische Höhenforschungsballon *Explorer-2* (1935) war beim Start mit nur 6370 m³ Helium gefüllt, bei einem Gesamtfassungsvermögen von 104.774 m³. Zur Gewichtsersparnis bestehen die Hüllen moderner Stratosphären-Großballons aus nur wenige hundertstel Millimeter dicker Kunststofffolie (z. B. [Polyethylen](#)).^[1]

Ballontypen und Einsatzspektrum [[Bearbeiten](#)]
Große Gasballone werden vor allem als [Wetterballon](#) eingesetzt, bisweilen auch in der [Photogrammetrie](#) und [Archäologie](#) zur Herstellung von [Luftbildern](#) aus niedriger Höhe. In beiden Einsatzbereichen sind Ballongrößen von 1m aufwärts üblich. Kleinere Ballone sind ein häufiges [Kinderspielzeug](#) (siehe "[Luftballon](#)"). Gratis verteilt und mit Aufdruck versehen, sind diese Ballone ein beliebter [Werbeträger](#), etwa für Parteien vor [Parlamentswahlen](#).

In der Schweiz wurde ein Gasballon eingesetzt, um eine Mobilfunkantenne etwa 21 km über der Schweiz zu positionieren.^[2]

Es gab auch Versuche, Ballone als Transportmittel oder [Kran](#) einzusetzen. So baute die [CargoLifter AG](#) den Kranballon [CL75 AirCrane](#) für Lasten bis zu 75 Tonnen. Es gibt jedoch auch [Fesselballone](#) die zu touristischen Zwecken eingesetzt werden, wie zum Beispiel der [HiFlyer](#) in Berlin über dem [Potsdamer Platz](#) („Sat-1-Ballon“).

Zum [Personentransport](#) sind sie jedoch aus Kostengründen den [Heißluftballonen](#) unterlegen. Allerdings können Gasballone bis zu vier Tage ununterbrochen in der Luft sein, gängige Heißluftballone aber nur, je nach Brennstoffvorrat, maximal einige Stunden. Gasballone fahren zudem völlig lautlos.

An einem Netz von Seilen hängt hierbei die Gondel für Passagiere. Soll der Ballon sinken, so lässt man etwas Gas entweichen, soll er steigen, wirft man mit Hilfe einer kleinen Schaufel Ballast

in Form von Sand ab. Von Heißluftballonen sind Gasballone leicht durch ihre Kugelform zu unterscheiden.

Ein [Prallluftschiff](#) ist ein länglich geformter Gasballon mit Antrieb und Steuerflächen. Andere [Luftschiffe](#) besitzen oft zusätzliche Tragstrukturen und/oder mehrere Gaszellen.

Der Überdruckballon bläst beim Übersteigen der [Prallhöhe](#) kein Gas ab, sondern behält es in der Hülle, wobei der innere Überdruck gegen außen allerdings um 1 hPa je 8 m ansteigt. Deshalb hat das Material eine höhere Festigkeit und auch ein höheres Gewicht. Bei etwa 50 hPa (400 m) bläst das Sicherheitsventil ab. Dieser Ballon hat den Vorteil, dass er ohne Gas- oder Ballastverlust um die [Gleichgewichtshöhe](#) pendelt.

Steuerung [[Bearbeiten](#)]

Die Steuerung des Ballons erfolgt entweder über die Reduzierung von Ballast (aufsteigen) oder die Reduzierung des Auftriebsgases. Ballast wird in Form von Sand oder Wasser mitgeführt und bei

Bedarf abgeworfen, wodurch ein Anstieg eingeleitet wird. Soll die Höhe reduziert werden, kann Gas über das Fahrventil abgelassen werden.

Ballonsport [[Bearbeiten](#)]

Wie auch beim [Heißluftballon](#) gibt es Wettbewerbe im Gasballonfahren bis hin zur Weltmeisterschaft.

Dabei geht es zumeist darum, Ziele mit größtmöglicher Genauigkeit zu erreichen.

Aufgrund der längeren Fahrtdauer sind die Distanzen allerdings wesentlich größer als bei entsprechenden Heißluftballonwettbewerben und können durchaus mehrere hundert Kilometer betragen. Ein vollkommen anderer Typ von Wettbewerb ist das [Gordon-Bennett-Rennen](#), bei dem es darum geht, die größtmögliche Distanz zurückzulegen. Die Teilnehmer dieses Rennens sind meist mehrere Tage in der Luft und legen häufig Distanzen von weit über tausend Kilometern zurück.

Siehe auch [[Bearbeiten](#)]

[Geschichte der Gasballons](#)

[Jacques Alexandre César Charles](#)

[Jean-Baptiste Biot](#)

[Höhenforschung](#)

[Stratosphäre](#)

[Heißluftballon](#)

[Luftballon](#)

[Ballonpost](#)

[Luftschiff](#)

[osmotischer Druck](#)

[Zeppelin](#)

[Ballonfahren](#)

Weblinks [[Bearbeiten](#)]



[**Commons: Gasballone**](#) – Sammlung von Bildern, Videos und Audiodateien

[Weltweit modernster Gasballonstartplatz in](#)

[Gladbeck](#)

[Deutscher Freiballonsport-Verband e. V.](#)

[Deutsches Luftfahrtbundesamt](#)

[Ballonmuseum Gersthofen](#)

[Gas Ballone](#)

[Open-PPL](#) – freie und kostenlose Webseite mit den offiziellen Prüfungsfragen für die Pilotenprüfung

Quellen [[Bearbeiten](#)]

[↑](#) Gottfried Kurze: *Leichter als Luft*. 2. Auflage.

Urania, Leipzig 1980, S. 52 ff

[↑](#)

<http://www.20min.ch/news/wirtschaft/story/2194>

[0495](#)^{w112}

¹¹² Wikipedia: Seite „Gasballon“. In: Wikipedia, Die freie Enzyklopädie. Bearbeitungsstand: 28. November 2010, 18:59 UTC. URL: <http://de.wikipedia.org/w/index.php?title=Gasballon&oldid=82043954> (Abgerufen: 23. Januar 2011, 13:07 UTC) Versions-ID der Seite: 82043954: „Die maximale Steighöhe eines Gasballons in der Atmosphäre hängt damit vor allem von seiner Fähigkeit ab, die mit der Höhe zunehmende Expansion des Füllgases auszugleichen. Hat sich das Füllgas bis zum maximalen Fassungsvermögen der Ballonhülle ausgedehnt, stoppt der Aufstieg, sobald sich Tragkraft und Gewichtskraft des Gerätes in einem Gleichgewicht befinden. [...] Ist die Hülle des Ballons geschlossen und fest genug, um der Expansion des Füllgases standzuhalten, kann sich das Volumen des Füllgases ab einer bestimmten Höhe nicht mehr vergrößern und der Aufstieg endet.“

Ionisator

„HAUG entwickelt und produziert Ionisationssysteme zur Beseitigung und Erzeugung elektrostatischer Aufladungen. Unsere jahrzehntelange Erfahrung, bewährte Geräte auf dem Gebiet der Ionisationstechnik und gut geschulte Anwendungstechniker garantieren Ihnen maßgeschneiderte Problemlösungen.

HAUG-Tradition heißt: mehr als fünf Jahrzehnte Erfahrung, Kompetenz und Präzision. Seit der Gründung im Jahre 1957 entwickelte sich HAUG zu einem der weltweit größten und erfolgreichsten Hersteller auf dem Gebiet der Ionisationstechnik.



Produktionsstätte in Biel

Meilensteine in der Geschichte des Unternehmens setzten 1980 die Eröffnung einer neuen Produktionsstätte in Biel (Schweiz), die Erweiterung und Modernisierung des Stammhauses in Leinfelden-Echterdingen 1993 und nicht zuletzt 1997 die Expansion nach Kanada.

Eigene Verkaufsniederlassungen in Deutschland und ein weltweites, Vertriebsnetz gewährleisten

die permanente Verfügbarkeit von HAUG-Produkten und einen hervorragenden Kundenservice.

Was ist Elektrostatik?

Statische Elektrizität

Man versteht darunter eine ruhende elektrische Ladung. Statische Elektrizität kann in Nichtleitern oder in gegen die Erde isoliert aufgestellten Leitern auftreten.

Statische Elektrizität findet man auch in der Natur. Eine Wolke kann sich z.B. in einem Gewitter so stark statisch aufladen, dass es zu einer Entladung gegen die Erde kommt. Eine Entladung kann auch auftreten, wenn eine positiv und eine negativ geladene Wolke zusammentreffen. Diese Entladungsvorgänge nehmen wir als Blitze wahr..

Ionen

Ionisatoren erzeugen Ionen, also elektrisch geladene Atome und Moleküle. Bei einem elektrostatisch neutralen Atom ist die Zahl der Protonen im Atomkern identisch mit der Zahl der Elektronen in der Atomhülle. Bei einem Ion ist dagegen die Zahl der der Elektronen erhöht oder erniedrigt. Da die Elektronen die Träger der negativen Ladung sind, entsteht ein negatives Ion, wenn sich die Zahl der Elektronen in der Atomhülle vergrößert. Ein positives Ion hat ein oder mehrere Elektronen weniger als ein entsprechendes elektrisch neutrales Atom.



Hochspannungsnetzteil

Messung statischer Elektrizität

Statische Elektrizität kann man indirekt messen, indem man die von ihr ausgehenden Wirkungen registriert. Man benutzt heutzutage

Feldstärkemessgeräte, die die Influenz- oder Modulationsmessmethode benutzen.

Diese Geräte arbeiten berührungslos und messen das elektrische Feld nach Betrag und Vorzeichen.

Influenzmessgeräte messen Influenzladungen, die durch die Wirkung des elektrostatischen Feldes eines aufgeladenen Körpers erzeugt werden.

Entbehrlich für die einen ...

Elektrostatische Ladung tritt bei vielen Produktionsprozessen als immenser Störfaktor auf: Insbesondere in der Papier- und Folienverarbeitung, in der Textil- sowie in der Kunststoffverarbeitenden Industrie verursachen unerwünschte Ladungen und statisch angezogene Staubpartikel Produktionsungenauigkeiten, hohe Ausschussquoten und Qualitätsverluste.

... unentbehrlich für die anderen!

In einigen Produktionsabläufen wird dieser physikalische Prozess jedoch gezielt und nutzbringend eingesetzt: Er ermöglicht z.B. das Verkleben unterschiedlichster Materialien oder verhindert beim Aufwickeln von Folien das

Verschieben der Bahnen. Auch für ein passgenaues Positionieren bedruckter Etiketten beim "In Mould Labelling" ist Aufladung die Grundvoraussetzung.

Wir haben die Lösung für beide!

HAUG-Ionisationssysteme messen, neutralisieren oder erzeugen elektrostatische Ladungen zuverlässig, hochwirksam und individuell nach Ihrem Bedarf.

Anwendungsgebiete

Kunststoffverarbeitende Industrie

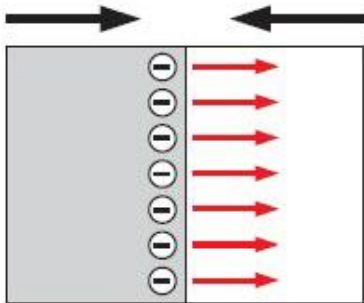
Verpackungsindustrie

Grafische Industrie

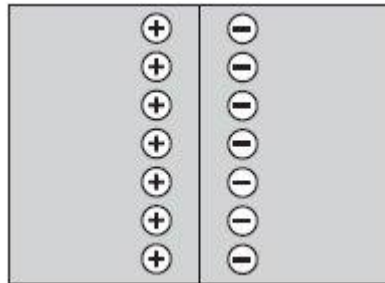
Elektroindustrie

Glasindustrie

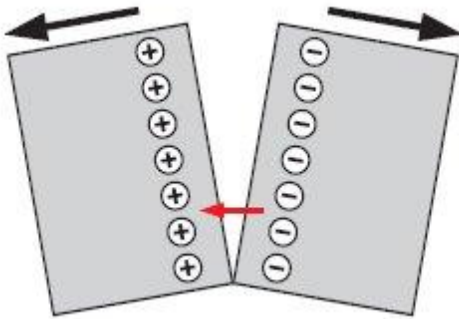
Textilindustrie u.v.a.



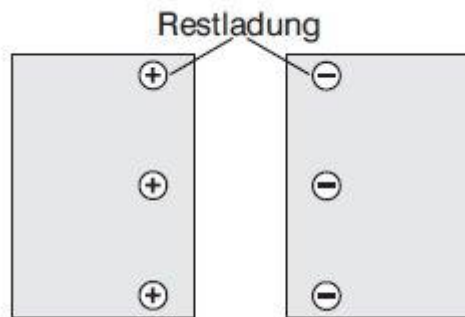
Elektronenübertritt



Bei einer Trennung der beiden Werkstücke vergrößert sich ihr Abstand um mehrere Größenordnungen. Die Kondensatorkapazität verringert sich entsprechend, und die Spannung steigt beträchtlich an (bis 10 kV und mehr), falls es nicht zu einem Ladungsausgleich kommt.



Trennung und Restladung



Es handelt sich um ein Kontaktphänomen. So lässt sich auch der Einfluss der Reibung erklären, da die Reibung die Größe der Kontaktfläche beeinflusst.

Entstehung elektrostatischer Aufladungen

Ladungsverschiebungen entstehen durch den engen mechanischen Kontakt zweier, insbesondere hochisolierender Materialien. Heute liefert die Halbleiterphysik folgende Theorie: Bringt man zwei Materialien in engen mechanischen Kontakt, so kommt es innerhalb der gemeinsamen Grenzschicht aufgrund unterschiedlicher Elektronenaustrittsarbeiten zu einem Elektronenübertritt. An der gemeinsamen Grenzschicht ist eine Spannung von wenigen Millivolt wirksam. Die Grenzschichten der beiden Materialien können als Plattenkondensator aufgefasst werden.

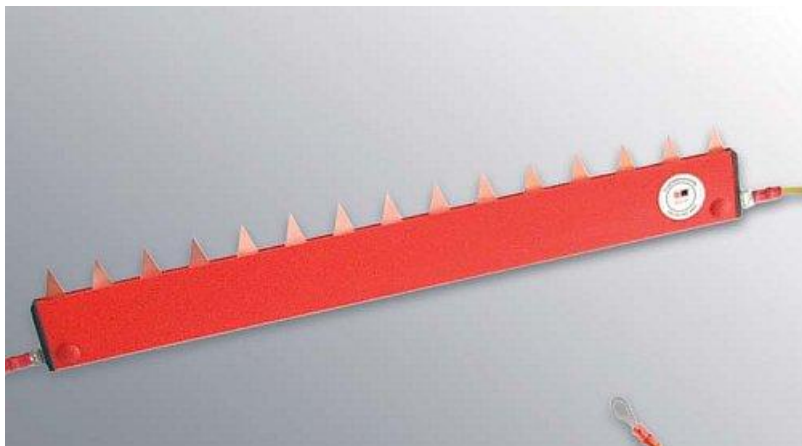
Ionisatoren

Ionisatoren erzeugen Ionen, also elektrisch geladene Atome und Moleküle. Ionisiert werden die gasförmigen Luftbestandteile. Feste Teilchen und Wasserdampf in der Luft werden aufgeladen. Ionisatoren gibt es in vielen verschiedenen Bauformen. Am häufigsten werden stabförmige

Ionisatoren verwendet.

Passive Ionisatoren

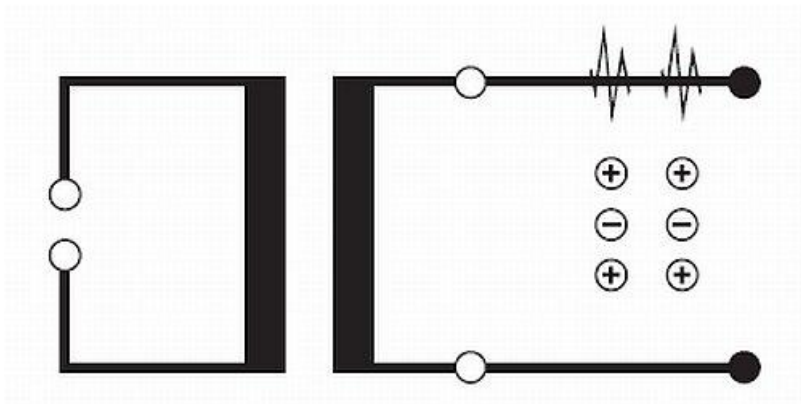
Passive Ionisatoren sind so aufgebaut, dass metallische Spitzen mit der Erde verbunden sind. Wird ein solcher Ionisator in die Nähe eines geladenen Materials gebracht, so wird in den Spitzen des Ionisators eine Corona-Entladung induziert, die wiederum Ionen erzeugt. Die Wirkung von passiven Ionisatoren ist beschränkt. Sie werden in der Regel nur in Verbindung mit aktiven Ionisatoren eingesetzt.



Passiver Ionisator

Aktive Ionisatoren

Aktive Ionisatoren werden nach verschiedenen Bauprinzipien hergestellt. Am häufigsten werden Wechselspannungsgeräte eingesetzt. Die Spannungserzeuger der Firma HAUG arbeiten mit Netzfrequenz (50 – 60 Hz) und generieren eine Spannung von ca. 7 – 8 kV.



Prinzip eines aktiven Ionisators

Bei Ionisationsstäben liegt die Hochspannung an

vielen Spitzen an. Bei HAUG- Ionisationsstäben sind die Spitzen nicht direkt mit der Hochspannung verbunden; sie sind vielmehr galvanisch von ihr getrennt. Dadurch sind die Ionisationsstäbe berührungssicher. An jeder Spitze werden im Takt der Netzfrequenz positive und negative Ionen erzeugt, und zwar in der positiven Halbwelle der Wechselspannung positive Ionen und in der negativen Halbwelle negative Ionen. Diese Ionen neutralisieren Ladungen, die sich auf einem Material unterhalb des Ionisationsstabes befinden, da die Ionen von Ladungen entgegengesetzter Polarität angezogen werden. Überzählige Ionen fließen über den Mantel des Stabes an die Erde ab. Somit können keine unerwünschten Ladungen aufgebracht werden. Ein aktiver Ionisator der beschriebenen Bauart ist also selbstregelnd.



Ionisationsstab (aktiv)

Aktive Ionisatoren mit Luftunterstützung

Ionisatoren der im vorhergehenden Abschnitt beschriebenen Bauart haben einen systembedingten Nachteil; ihre Reichweite ist relativ eng eingeschränkt und liegt bei 10 mm bis ca. 50 mm. Da Ionen beider Polarität erzeugt werden, rekombinieren die generierten Ionen in einer gewissen Entfernung vom Ionisator. Die Ionen werden also in einer größeren Distanz neutralisiert. Dieses Phänomen kann verringert werden, indem man die Ionen mit Druckluft vom

Ionisator wegbefördert. Auf diese Art kann der Wirkungsbereich eines Ionisators auf bis zu maximal ca. 700 mm vergrößert werden.

Druckluft wird vor allem dann eingesetzt, wenn eine Oberfläche zu reinigen ist. Die ionisierte, komprimierte Luft löst besonders wirkungsvoll Staub- und Schmutzpartikel. Die Ionisation hebt dabei die elektrostatischen Bindungskräfte zwischen den Partikeln und der Oberfläche auf.

HAUG bietet Ionisatoren mit Luftunterstützung in vielerlei Bauformen an. Es gibt ringförmige Ionisatoren für Handbetrieb und für den stationären Einbau. Stabförmige Ionisatoren können durch eine Blasluftleiste ergänzt werden, oder man kombiniert sie mit einem Rohr, das mit Düsen versehen ist.



Ringionisator für Handbetrieb / stationären
Einbau¹¹³

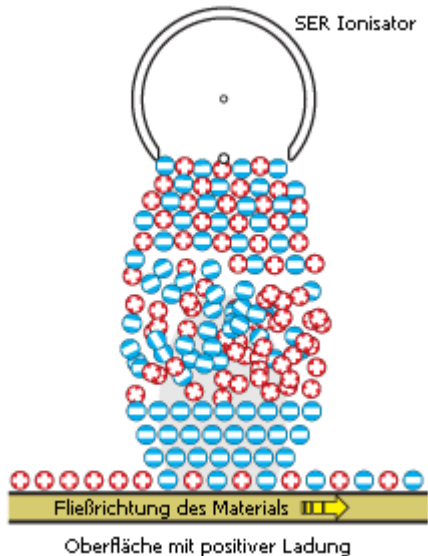
	IONISATOREN FÜR DIE NO STATIC SYSTEMS
--	--

¹¹³ Haug Biel: Ionisation, abgerufen am 23. 1. 2011, in: <
[http://www.kunststoff-
schweiz.ch/Swissplastic/html/haug_biel__sp_10.html](http://www.kunststoff-schweiz.ch/Swissplastic/html/haug_biel__sp_10.html)>.

+ Ionisatoren für

No Static 09

Folgende Ionisatoren können für das NoStatic 09-System verwendet werden. Für jede Anwendung muss die richtige Ionisationslösung gefunden werden, um maximale Neutralisation zu erhalten. Wie z.B. maßgeschneiderte Ionisationsröhren, um eine Materialbreite zu neutralisieren. An diese kann auch Druckluft angeschlossen werden, um die Reichweite des Ionisationsvermögens zu steigern. Oder Ionenblasrohre und Ionenjetmundstücke zur Ionisierung kleinerer Innenräume in Maschinen, ebenfalls mit Druckluftvorrichtung zum Ausrichten



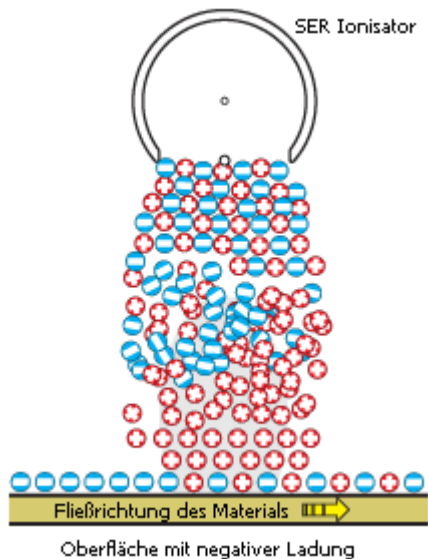
versehen, um die Punktionisierung einer geladenen Stelle innerhalb der Produktion zu ermöglichen. Oder Ionisierungsringe, die im Transportsystem für Granulat und Pulver, z.B. in der Plastikindustrie, oder um die Plastiktube innerhalb einer Abfüllmaschine herum. Der Ionisierungsring wird durch Flanschmontage direkt im Rohrsystem angebracht und das Granulat oder Pulver wird beim Passieren der Ringstation neutralisiert. (Diese Anwendung betreffend, siehe auch LR-Systeme mit losen Elektroden).

Dies ist unser Standardsortiment von Ionisatoren für Anwendungen mit kurzer oder mittellanger Reichweite. Liros kann ebenfalls eine maßgeschneiderte Ionisationslösung für eine Maschine oder Funktion im Herstellungsprozess liefern, wo unser Standardsortiment keine optimale Lösung bietet.

⊕ Ionisatoren für No Static 10 D

Das Sortiment an Ionisatoren für das Na Static 10D-System ist dasselbe wie das für das No Static 09-System.

Der Unterschied besteht lediglich darin, dass der Hochspannungsteil von der Zentraleinheit getrennt ist, entweder als Plug-In-Einheit aus der SER-Ionisationsröhrenserie oder als Einheit mit 3 Ausgängen, an die die übrigen Ionisatoren durch ein kurzes Hochspannungskabel angeschlossen werden können.



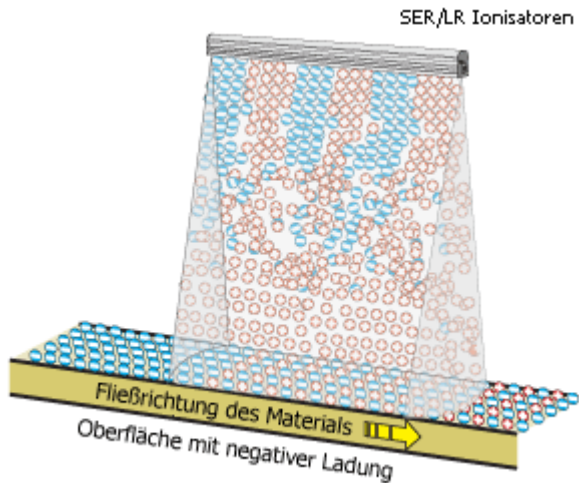


Ionisatoren für das No Static Long Range- System

Die

Ionisatoren

für das LR-System sind entweder der LR-Stab mit eingebautem Hochspannungsteil oder losen Elektroden, die durch einen separaten Hochspannungsteil angeschlossen werden. Auf derselben Weise ist das LR-Aufladungssystem aufgebaut – entweder mit einem eingebauten Ladungsgenerator oder losen Elektroden, die durch einen separaten Ladungsgenerator an das System angeschlossen werden.

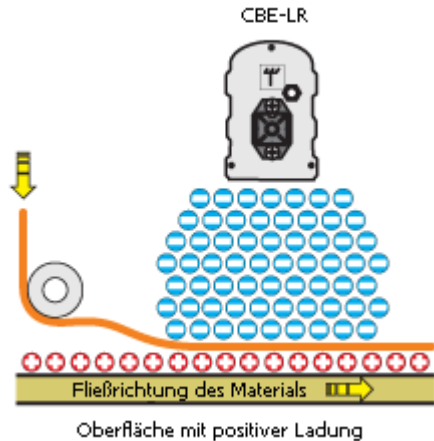


+ Ladungsstab und Ladungselektroden No Static Long Range

Das Ladungssystem
LR kann als ein
separates

Ladungssystem oder

als eine komplette Kombination von 2 Ausgängen
zur Neutralisierung und 2 Ausgängen zur
Aufladung von derselben Zentraleinheit aus
verwendet werden.



Bei einem Aufladungsvorgang, bei dem ein
Produkt zwecks Anheftung aufgeladen werden
soll, z.B. wenn eine Schutzfolie an rostfreies Blech
geheftet werden soll, und es dabei wichtig ist,
dass das Blech bei jedem Aufladungsvorgang
dieselbe Ladung besitzt. Deshalb wird zuerst eine
Neutralisierungsstation montiert, die eventuelle

Ladungen auf beiden Seiten der Plastikfolie entfernt. Wenn die Plastikfolie dann die Aufladungsstation erreicht, wird bei jedem Aufladungsvorgang dasselbe Anheftungsergebnis erreicht.“¹¹⁴

„*neu geregelt in TRBS [2153](#)*

umwelt-online: BGR 132 Vermeidung von Zündgefahren infolge elektrostatischer Aufladungen (2)

[zurück](#)



3.1.2.2 Begrenzung der isolierenden Oberfläche durch leitfähige Netze

Können die höchstzulässigen Abmessungen nach Abschnitt [3.1.2.1](#) nicht eingehalten werden, lassen sich gefährliche Aufladungen mit Hilfe geerdeter Metallnetze oder Metallrahmen vermeiden, die in das isolierende Material eingebaut sind oder dauerhaft die Oberfläche

¹¹⁴ Liros: IONISATOREN FORT HE NO STATIC SYSTEMS , © 2011 Liros, in: <
<http://www.nostaticsystems.de/ns-ionisatoren.html> >.

berühren. Sie sorgen für eine ausreichende Abschirmung, wenn die Größe der gebildeten Teilflächen folgende Kriterien erfüllt:

1. Die von der Masche des Netzes oder vom Rahmen eingeschlossene Fläche überschreitet nicht das vierfache der in Tabelle [1a](#) angegebenen Werte oder, wenn die Masche nicht vollständig aufliegt, das zweifache der in Tabelle [1a](#) angegebenen Werte.
2. Die Stärke isolierenden Materials oberhalb eines eingebauten Metallnetzes überschreitet nicht den Wert nach Abschnitt [3.1.2.3.1](#) und
3. stark ladungserzeugende Prozesse kommen nicht vor.

Ein eingebautes Netz oder ein eingebauter Metallrahmen bieten bei stark ladungserzeugenden Prozessen keinen Schutz gegen Gleitstielbüschelentladungen.

3.1.2.3 Isolierende Beschichtung leitfähiger Gegenstände und Einrichtungen

3.1.2.3.1 Begrenzung der Beschichtungsdicke

Die Dicke isolierender Beschichtungen soll bei von Gasen und Dämpfen

- der Explosionsgruppen IIa und IIB berührten Oberflächen 2 mm und
- der Explosionsgruppe IIC berührten Oberflächen 0,2 mm

nicht überschreiten. Der leitfähige oder ableitfähige Teil des Gegenstandes muss beim Handhaben geerdet bleiben.

Durch diese Maßnahmen werden Büschelentladungen in der Regel verhindert. Bei stark ladungserzeugenden Prozessen können jedoch Gleitstielbüschelentladungen auftreten.

3.1.2.3.2 Begrenzung der Durchschlagspannung

Soll zur Vermeidung von Gleitstielbüschelentladungen die Durchschlagspannung eines Gegenstandes

begrenzt werden, darf sie 4 kV nicht überschreiten.

Beschichtungen mit einer ausreichend geringen Durchschlagsspannung, z.B. Farbanstriche, werden elektrisch durchschlagen, bevor sich eine für eine Gleitstielbüschelentladung ausreichende Ladungsmenge ansammeln kann.

Bei Gasen und Dämpfen der Explosionsgruppe IIC reicht diese Maßnahme zur Vermeidung von Entzündungen nicht aus, sofern ladungserzeugende Prozesse nicht ausgeschlossen sind.

3.1.2.3.3 Trennen isolierender Folien von festen Grundkörpern

Das Abziehen isolierender Folien von festen Grundkörpern muss außerhalb der Zonen 0 und 1 erfolgen.

Bei Arbeitsprozessen, z.B. Abziehen von Schrumpffolien von Packmitteln, können gefährliche Aufladungen auftreten.

Betriebsmäßig zu erwartende Entladungen sind auch in Zone 2 nicht zulässig.

3.1.2.4 Befeuchtung der Luft

Eine Erhöhung der relativen Feuchte darf nicht als alleinige Maßnahme in Zone 0 angewendet werden.

Ist der erforderliche Oberflächenwiderstand nicht gegeben, kann manchmal die Erhöhung der relativen Luftfeuchte auf 65 % - bei 23 °C - den erforderlichen Oberflächenwiderstand ermöglichen. Auch wenn feuchte Luft selbst isolierend ist, kann die Oberfläche vieler isolierender Materialien durch feuchte Luft ableitfähig werden. Während z.B. Glas oder Naturfasern diese Eigenschaft besitzen, trifft dies für viele andere Materialien, z.B. Polytetrafluorethylen oder Polyethylen, jedoch nicht zu.

3.1.2.5 Ionisierung der Luft

Eine gefährliche Aufladung isolierender Gegenstände kann manchmal lokal durch

ionisierte Luft vermieden werden. Dieses Verfahren eignet sich z.B. zur Neutralisation elektrischer Ladungen auf Kunststoffplatten oder -schichten. Die Wirksamkeit der Ionisierungseinrichtungen ist regelmäßig zu prüfen.

3.1.2.5.1 Passive Ionisatoren

Passive Ionisatoren dürfen bei Stoffen der Explosionsgruppe IIC nicht angewendet werden. Sie sind allein keine ausreichende Maßnahme in Zone 0.

Passive Ionisatoren sind geerdete spitze Elektroden, z.B. feine Nadeln, dünne Drähte oder leitfähige Litzen. Sie neutralisieren durch Koronaentladung elektrische Ladungen auf der Oberfläche eines aufgeladenen Gegenstandes nur solange die Anfangsfeldstärke überschritten ist. Stark verschmutzte passive Ionisatoren können zu Entzündungen führen.

3.1.2.5.2 Aktive Ionisatoren

Aktive Ionisatoren eignen sich, lokale Ladungsansammlungen zu neutralisieren. Ihre Wirksamkeit hängt wesentlich von der richtigen Auswahl, Positionierung und regelmäßiger Wartung ab.

Zur Wartung gehört auch die regelmäßige Reinigung der emittierenden Seite der Ionisatoren.

Aktive Ionisatoren dürfen bei Stoffen der Explosionsgruppe IIC und darüber hinaus in Zone 0 nicht angewendet werden.

Bei Anwendung in Zone 1 muss für den Ionisator eine Baumusterprüfbescheinigung vorliegen.

Bei einem aktiven Ionisator wird üblicherweise eine hohe Spannung an koronaerzeugende Spitzen angelegt. Handelsübliche Systeme verwenden in der Regel Wechselspannung in einem Bereich zwischen 5 und 75 kV.

3.1.2.5.3 Radioaktive Ionisierung

Die Dauer der Wirksamkeit radioaktiver Ionisatoren ist wegen der Halbwertszeit der radioaktiven Präparate begrenzt.

Radioaktive Ionisatoren dürfen nicht in Zone 0 verwendet werden.

Radioaktive Stoffe ionisieren die umgebende Luft und können zur Ableitung elektrischer Ladungen von einem aufgeladenen Gegenstand eingesetzt werden.

3.1.2.5.4 Gebläse mit ionisierter Luft

Gebläse mit ionisierter Luft dürfen nicht in Zone 0 verwendet werden.

Zunächst wird die Luft mit einer der vorgenannten Methoden ionisiert und anschließend durch ein Gebläse an den Verwendungsort gebracht. Dieses Verfahren eignet sich zur Ableitung elektrischer Ladungen von Gegenständen mit kompliziert geformter Oberfläche. Innerhalb des Luftstromes ist die schnelle Abnahme der Ionenkonzentration zu berücksichtigen. Die Ionisation der Luft ist

beim Transport über Distanzen > 10 cm oft schwer aufrecht zu erhalten.

3.1.3 Folien- und Papierbahnen

Folien- und Papierbahnen können unter anderem beim Laufen über Walzen gefährlich aufgeladen werden.

Diese Aufladung entsteht beim Abheben oder Trennen des isolierenden Trägermaterials von der Unterlage oder von den Führungs- und Druckelementen, z.B. beim Abwickeln von der Rolle bei Rollenmaschinen, beim Lauf des Trägermaterials über Führungs- und Leitwalzen, beim Austritt der bedruckten bzw. beschichteten Bahn aus dem Druck- bzw. Auftragswerk.

Erfahrungsgemäß ist an Tief- und Flexodruckmaschinen das bedruckte Trägermaterial nach seinem Austritt aus dem Druckwerk, d. h. in unmittelbarer Nähe des Farbkastens, insbesondere beim Einsatz elektrostatischer Druckhilfe am stärksten aufgeladen. Die Farbe selbst wird durch den in ihr

rotierenden Zylinder beträchtlich aufgeladen, wozu ihre dispergierten Feststoffanteile stark beitragen.

Die Aufladung beim Drucken und Beschichten ist so gering wie möglich zu halten. Folgende Parameter beeinflussen ihre Höhe:

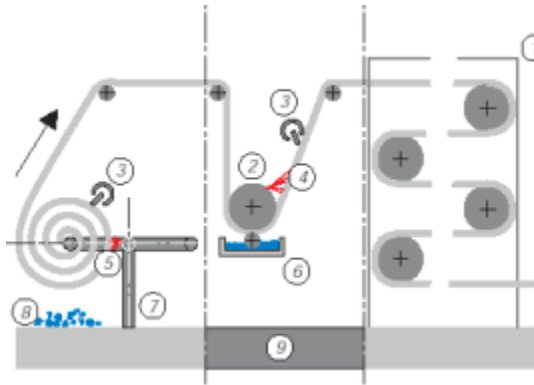
- Art, Oberflächenbeschaffenheit und Leitfähigkeit der Folien- und Papierbahnen, z.B. durch die Feuchte des Trägermaterials sowie der Verarbeitungsgeschwindigkeit,
- Art, Oberflächenbeschaffenheit und Leitfähigkeit der Führungs- und Druckelemente, wie Rollen, Walzen und Zylinder,
- konstruktionsbedingte zusätzliche Reibung zwischen Materialbahn und Rollen, Walzen und Zylindern beim Anlauf oder bei Geschwindigkeitsänderung von Rollenmaschinen oder bei schwergängigen Umlenkwalzen,
- relative Luftfeuchte im Arbeitsraum.

In explosionsgefährdeten Bereichen können gefährliche Aufladungen durch folgende Maßnahmen verringert werden:

- Erdung aller leitfähigen Teile,
- Einsatz ableitfähiger Materialien für Rollen, Walzen und Zylinder,
- Erhöhung der Leitfähigkeit für Farben, Lacke, Klebstoffe, Lösemittel, Schmiermittel oder des Trägermaterials auf mindestens 1000 pS/m,
- Entladung der Papier- oder Folienbahn auslaufseitig in der Mitte zwischen der Ablöselinie vom Presseur und der ersten Umlenkrolle und - falls notwendig - zusätzlich vor Eintritt in das Druck- oder Auftragswerk.

In vielen Fällen reichen die genannten Maßnahmen nicht aus und die explosionsfähige Atmosphäre ist z.B. durch technische Lüftung zu vermeiden.

Beispiel 1: Beschichten und Bedrucken von isolierenden Folien



Bündelentladungen nicht
 vermeidbar
 Ionisatoren als
 alleinige
 Explosionsschutz
 maßnahme in
 Zone 1 nicht
 ausreichend
 Ionisatoren
 vermindern
 Verschmutzung
 und Belästigung
 von Personen
 (1)
 Durchluftrockner
 (2) Presseur
 (3) Ionisator
 (4) Starke

Büschelentladung, wenn (3) nicht installiert

(5)

Büschelentladung

(6) Auftragswerk für

leichtentzündlichen

Beschichtungsstoff

(7)

Wickelstationen zum Ab- und Aufrollen

(8) Staubpartikel

(9) Fußboden, leitfähig oder ableitfähig in

3.1.4 Fördergurte

Der kontinuierliche Trennvorgang zwischen den Trommeln und dem Fördergurt kann beträchtliche Ladungsmengen auf den bewegten Oberflächen und dabei gefährliche Aufladungen erzeugen. Die Aufladung hängt vom spezifischen Widerstand der verwendeten Werkstoffe ab. Sie steigt mit der Geschwindigkeit, der Zugspannung sowie der Breite der Berührungsfläche.

Die vom Gurtband aufgenommene Ladung kann nur über die geerdeten ableitfähigen Rollen oder Trommeln sicher abgeleitet werden, wenn der Fördergurt ausreichend ableitfähig ist.

Normalerweise wird ein Fördergurt aus isolierendem Material gefertigt, wohingegen Antriebstrommel und Tragrollen aus leitfähigem Material bestehen.

Ein Fördergurt heißt ableitfähig, wenn die Oberflächenwiderstände der Ober- und Unterseite

des Bandes weniger als $3 \cdot 10^8$ W, betragen.

Besteht der Gurt aus Schichten unterschiedlicher Materialien, wird er nur als ableitfähig betrachtet, solange sein Durchgangswiderstand 10^9 W nicht überschreitet.

Die Widerstandsmessung erfolgt bei 23 °C und 50 % relativer Luftfeuchte.

Siehe auch DIN EN 1637.

In explosionsgefährdeten Bereichen dürfen nur ableitfähige Fördergurte eingesetzt werden. Diese sind über leitfähige, geerdete Rollen und Trommeln zu führen. Isolierende Fördergurte dürfen nur dann eingesetzt werden, wenn gefährliche Aufladungen ausgeschlossen sind.

Gurtverbinder sind in Bereichen der Zone 0 nicht zulässig. Gleiches gilt in Zone 1 bei Gasen oder Dämpfen der Explosionsgruppe IIC.

Reparaturen ableitfähiger Fördergurte dürfen den Widerstand nicht erhöhen.

Für Fördergurte gelten die

Höchstgeschwindigkeiten der Tabelle [2](#).

Tabelle 2: Höchstgeschwindigkeiten für ableitfähige Fördergurte

Zone	Höchstgeschwindigkeit [m/s] für Explosionsgruppen		
	IIA	IIB	IIC
0	0,5	0,5	0,5
1	5	5	0,5
2	Beschränkungen nur erforderlich, wenn betriebsmäßig zündwirksame Entladungen auftreten.		

In Explosionsgruppe I gelten die gleichen Werte wie für Explosionsgruppe IIA.

Für Bandgeschwindigkeiten > 5 m/s liegen keine Erfahrungen vor.

3.1.5 Antriebsriemen

Der kontinuierliche Trennvorgang zwischen dem Antriebsriemen und der Riemenscheibe kann beträchtliche Ladungsmengen auf den bewegten

Oberflächen und dabei gefährliche Aufladungen erzeugen. Die Aufladung hängt vom spezifischen Widerstand der verwendeten Werkstoffe ab. Sie steigt mit der Geschwindigkeit, der Zugspannung sowie der Breite der Berührungsflächen.

Antriebsriemen sind Keilriemen, Zahnriemen und Flachriemen, die rotierende Teile oder Maschinen antreiben.

Die Materialien, aus denen der Riemen gefertigt ist, sind häufig isolierend, während die Riemenscheiben normalerweise aus Metall sind.

Ein Antriebsriemen heißt ableitfähig, wenn für den Riemen gilt:

$$R \cdot B \leq 10^5 \Omega \text{m}$$

R Widerstand des montierten Antriebsriemens gegen Erde. Der Messpunkt liegt auf der Innenseite des Riemens und in der Mitte zwischen zwei Laufrollen.

B bei Flachriemen die Riemenbreite, bei Keilriemen die doppelte Flankenbreite.

Besteht der Antriebsriemen aus Schichten unterschiedlicher Materialien, wird er nur dann als ableitfähig betrachtet, wenn zusätzlich sein Durchgangswiderstand senkrecht zu den Schichten $10^9 \Omega$ nicht überschreitet.

Die Widerstandsmessung erfolgt bei 23 °C und 50 % relativer Luftfeuchte.

In explosionsgefährdeten Bereichen der Zone 0 dürfen keine, in den Zonen 1 und 2 nur ableitfähige Antriebsriemen eingesetzt werden. Sie sind über leitfähige, geerdete Riemenscheiben zu führen. Isolierende Antriebsriemen dürfen nur dann eingesetzt werden, wenn gefährliche Aufladungen ausgeschlossen sind.

Riemenverbinder sind nicht zulässig.

Haftwachs oder isolierende Klebstoffe dürfen die ableitfähige Eigenschaft der Antriebsriemen nicht herabsetzen.

Reparaturen ableitfähiger Antriebsriemen dürfen den Widerstand nicht erhöhen.

Für Antriebsriemen gelten die Höchstgeschwindigkeiten der Tabelle [3](#).

Tabelle 3: Höchstgeschwindigkeiten für ableitfähige Antriebsriemen

Zone	Höchstgeschwindigkeit [m/s] für Explosionsgruppen		
	IIA	IIB	IIC
0	0	0	0
1	30	30	0
2	Beschränkungen nur erforderlich, wenn betriebsmäßig zündwirksame Entladungen auftreten.		

In Explosionsgruppe I gelten die gleichen Werte wie für Explosionsgruppe IIA.

Erfahrungen bei höheren

Treibriemengeschwindigkeiten liegen nicht vor.

Siehe auch ISO 1813.

3.2 Elektrostatische Aufladungen beim Umgang mit Flüssigkeiten

Durch Füllen und Entleeren von Behältern mit Flüssigkeiten, durch Umpumpen, Rühren, Mischen und Versprühen von Flüssigkeiten aber auch beim Messen und Probenehmen sowie durch Reinigungsarbeiten können sich Flüssigkeiten oder das Innere von Behältern gefährlich aufladen. Die Höhe der Aufladung hängt von den Eigenschaften der Flüssigkeit, ihrer Strömungsgeschwindigkeit, dem Arbeitsverfahren sowie von der Größe und Geometrie des Behälters sowie von den Behältermaterialien ab.

3.2.1 Einteilung von Flüssigkeiten

Die Höhe der Aufladung einer Flüssigkeit steigt mit der Größe vorhandener Grenzflächen, z.B. an Wandungen und mit der Strömungsgeschwindigkeit. Eine zweite, nicht mischbare Phase, z.B. in Dispersionen oder flüssig/flüssig-Mischungen, vergrößert die Aufladung erheblich. Da sich Flüssigkeiten

niedriger Leitfähigkeit stärker aufladen als solche hoher Leitfähigkeit, werden zur Wahl geeigneter Maßnahmen die Flüssigkeiten hinsichtlich ihrer Leitfähigkeit χ wie folgt eingeteilt:

- niedrige Leitfähigkeit $\chi \leq 50 \text{ pS/m}$
- mittlere Leitfähigkeit $50 \text{ pS/m} < \chi \leq 1000 \text{ pS/m}$
- hohe Leitfähigkeit $1000 \text{ pS/m} < \chi$

Die Leitfähigkeit kann nach DIN 51412 Teil 1 oder Teil 2 bestimmt werden. Zur Veranschaulichung der Begriffe siehe auch Anhang 1 Abschnitt [I](#).

Die Leitfähigkeit ist der Kehrwert des spezifischen Widerstandes, z.B. 1000 pS/m entsprechen $10^9 \Omega\text{m}$. Die hier genannten Bereiche stimmen nicht mit den in den Begriffsbestimmungen genannten Grenzen für leitfähig, ableitfähig und isolierend überein.

Ergebnisse von Messungen der Leitfähigkeit einer Flüssigkeit können unterschiedliche Werte bei ruhenden bzw. nicht ruhenden Flüssigkeiten ergeben.

Eine gefährliche Aufladung tritt besonders leicht bei Flüssigkeiten niedriger Leitfähigkeit auf. Bei Flüssigkeiten mittlerer Leitfähigkeit ist beim Strömen durch Rohre und Filter sowie bei Rührprozessen eine gefährliche Aufladung auch noch möglich. Bei Flüssigkeiten hoher Leitfähigkeit ist mit gefährlichen Aufladungen nur bei stark ladungserzeugenden Prozessen, z.B. beim Versprühen oder wenn sie keinen Erdkontakt aufweisen, zu rechnen.

3.2.2 Verfahrenstechnische Maßnahmen

Den Maßnahmen zur Vermeidung von Zündgefahren infolge elektrostatischer Aufladungen ist die Klärung, ob eine gefährliche explosionsfähige Atmosphäre vermieden werden kann, voranzustellen.

Liegt z.B. die Oberflächentemperatur der Flüssigkeit über ihrem Flammpunkt, ist im Dampfraum stets von einer explosionsfähigen Atmosphäre auszugehen. Ist ein Behälter starker Sonneneinstrahlung ausgesetzt, muss - solange

der Flammpunkt der Flüssigkeiten unter 55 °C liegt - bereits von einer explosionsfähigen Atmosphäre im Behälter ausgegangen werden. In Bereichen extrem hoher Umgebungstemperatur oder besonders intensiver Sonneneinstrahlung können explosionsfähige Atmosphären auch bei Flüssigkeiten auftreten, deren Flammpunkt über 55 °C liegt. Beim Umgang mit Flüssigkeiten, deren oberer Explosionspunkt deutlich unter der Umgebungstemperatur liegt, darf nicht generell davon ausgegangen werden, dass die Dampfphase über der Flüssigkeit nicht explosionsfähig ist. Oft entsteht die explosionsfähige Atmosphäre nicht durch die gehandhabte Flüssigkeit selbst, sondern durch Reste aus der vorhergehenden Füllung eines Behälters. Dies ist z.B. der Fall, wenn eine Flüssigkeit mit hohem Flammpunkt in einen Behälter geladen wird, der zuvor eine Flüssigkeit mit niedrigem Flammpunkt, z.B. Benzin enthielt (so genanntes "Switch-Loading").

Die folgenden Maßnahmen gelten für den Umgang mit Flüssigkeiten und organischen Lösemitteln der Explosionsgruppen IIa und IIB mit $MZE \geq 0,2 \text{ mJ}$ sowie mit Mineralölprodukten, die explosionsfähige Atmosphären bilden können. Sie gelten somit z.B. nicht für Schwefelkohlenstoff oder Diethylether.

Alle leitfähigen Stoffe, Einrichtungen und Gegenstände sind zu erden und alle ableitenden mit Erde zu verbinden.

Hinsichtlich Erdung und Potenzialausgleich siehe Abschnitt [3.6](#).

Arbeitsschritte, z.B. Rühren, Umpumpen, Dispergieren, dürfen nur in leitfähigen Behältern durchgeführt werden, es sei denn, die Leitfähigkeit der homogenen Phase beträgt mehr als 1000 pS/m.

Zur Vermeidung gefährlicher Ladungsansammlungen in Flüssigkeiten ist die Erhöhung der Leitfähigkeit durch Additive eine wirksame Maßnahme.

Mit speziellen Additiven kann die Leitfähigkeit einer Flüssigkeit auf über 50 pS/m erhöht werden, z.B. bei Flugzeugkraftstoffen. Oft genügen bereits Konzentrationen im ppm-Bereich.

Beim Umgang mit brennbaren Flüssigkeiten muss oft die Erzeugung elektrostatischer Ladungen begrenzt werden.

Maßnahmen können sein:

- Beim Rühren oder Schütteln z.B.:
 - Begrenzen der Nennleistung des Rührwerks,
 - Vermeiden einer zweiten, nicht mischbaren Phase.
- Beim Befüllen oder Entleeren eines Behälters z.B.:
 - Begrenzen der Strömungsgeschwindigkeit in der Rohrleitung,

Begrenzungen der Strömungsgeschwindigkeit beziehen sich im Folgenden auf Flüssigkeiten im normalen Viskositätsbereich. Bei Flüssigkeiten hoher Viskosität, z.B. Schmierölen, sind darüber hinaus gehende Maßnahmen erforderlich.

Siehe auch Abschnitt [3.2.6](#).

- Ausreichende Verweilzeit hinter Pumpen und Filtern, z.B. durch Berücksichtigen einer Zeitspanne vom mehrfachen der Relaxationszeit gemäß Anhang [1](#) Abschnitt [E](#),
- Vermeiden verspritzender Flüssigkeit, z.B. durch Unterspiegelabfüllung oder durch Füllrohrführung bis zum Boden bei der Kopfbefüllung oder Befüllung von unten mit Ablenkplatte bei der Bodenbefüllung,
- Vermeiden von Gasblasen,
- Vermeiden einer zweiten, nicht mischbaren Phase oder deren Aufwirbelung, z.B. von Wasser am Grund von Öltanks.
- Beim Reinigen von Behältern mit Flüssigkeitsstrahler z.B.:
 - Beschränken des Flüssigkeitsdruckes und -durchsatzes,
 - Vermeiden einer zweiten, nicht mischbaren Phase; insbesondere, wenn die Reinigungsflüssigkeit im Kreislauf geführt wird,
 - Vermeiden der Tankreinigung mit Dampfstrahl.

- Beim Umgang mit Suspensionen z.B.:
- Verringerung der Strömungsgeschwindigkeit.
- Beim Betrieb von Behältern z.B.:
- Beschränkung des Potentials an der Oberfläche der aufgeladenen Flüssigkeit auf Werte unter 58 kV,

Erfahrungsgemäß können Büschelentladungen zwischen der Oberfläche einer gefährlich aufgeladenen Flüssigkeit und Einbauten oder Vorsprüngen in einem Behälter auftreten.

So gilt z.B. bei Kohlenwasserstoffen, dass deren Dampf/ Luft-Gemische entzündet werden können, wenn das Potenzial an der Oberfläche der aufgeladenen Flüssigkeit auf Werte über 58 kV ansteigt.

Siehe auch Handbuch des Explosionsschutzes, Steen et al, Wiley-VCH, Weinheim (2000)

- Vermeiden isolierter, leitfähiger Gegenstände im Behälter.

Zündwirksame Entladungen können auch bei Potentialen unterhalb von 58 kV auftreten, wenn

sich in einem Behälter isolierte leitfähige Gegenstände befinden, z.B. metallene Schwimmkörper.

- Regelmäßige Kontrolle auf schwimmende Gegenstände.

Weitergehende Maßnahmen, insbesondere beim Befüllen oder Entleeren, sind abhängig von der Behältergröße. Im Folgenden werden

- große,
- mittelgroße
und
- kleine

Behälter unterschieden.

3.2.3 Große Behälter

Große Behälter sind Behälter mit einer Diagonalen > 5 m oder einem Behälterinhalt > 50 m³. Dazu gehören z.B. Lagertanks und auch Ladetanks von Schiffen.

Behälter aus ausschließlich ableitfähigem Material werden wie Metallbehälter behandelt.

Große Behälter aus ableitfähigem Kunststoff oder mit ableitfähigen Kunststoffbeschichtungen, sind mit der Aufschrift "elektrostatisch ableitfähig" zu versehen. Ortsfeste große Behälter müssen Erdkontakt besitzen und ortsbewegliche müssen mit Erdungseinrichtungen ausgerüstet sein.

Große Behälter aus nichtmetallischen Werkstoffen erfordern eine gesonderte Beurteilung.

Im Bereich großer ortsfester Behälter unterscheidet man Tanks mit Festdach und Tanks mit Schwimmdach oder innerer Schwimmdecke.

3.2.3.1 Begrenzung der Strömungsgeschwindigkeit

Für die sichere Befüllung großer Behälter kann eine Begrenzung der Strömungsgeschwindigkeit erforderlich sein.

Die Füllgeschwindigkeit [m^3/h] wird durch die Strömungsgeschwindigkeit [m/s] im Füllrohr und den Füllrohrquerschnitt [m^2] bestimmt.

Die Begrenzung der Strömungsgeschwindigkeit hängt unter anderem von folgenden Randbedingungen ab:

- Verunreinigung der Flüssigkeit mit einer anderen, nicht mischbaren Phase,

Eine Flüssigkeit ist verunreinigt, wenn sie mehr als 0,5 Vol.-% freie, nicht mischbare Flüssigkeit, z.B. Wasser in Benzin, oder wenn sie mehr als 10 mg/l suspendierte Feststoffe enthält.

- der Füllvorgang befindet sich noch in der Anfangsphase.

Die Anfangsphase des Füllvorganges endet beim Tank mit Festdach, wenn der Auslauf des Füllrohres und alle weiteren Einbauteile am Boden des Tanks um mindestens das 2fache des Füllrohrdurchmessers überdeckt sind.

Bei Tanks mit Schwimmdach oder inneren Schwimmdecken endet die Anfangsphase beim Aufschwimmen des Daches oder der Abdeckung. Liegt Wasser in den Rohrleitungen vor, endet die Anfangsphase nachdem das vorhandene Wasser

vollständig beseitigt wurde.

Erfahrungsgemäß liegt kein Wasser in den Rohrleitungen mehr vor, nachdem das 2fache des Rohrleitungsinhaltes in den Tank gelaufen ist oder die Befüllung bei niedriger Strömungsgeschwindigkeit 30 Minuten angedauert hat.

Die höchstzulässigen

Strömungsgeschwindigkeiten für das Befüllen großer Metalltanks mit Flüssigkeiten niedriger Leitfähigkeit zeigt Tabelle 4.

Bei Strömungsgeschwindigkeiten < 7 m/s ist erfahrungsgemäß nicht mit gefährlichen Aufladungen zu rechnen.

Tabelle 4: Höchstzulässige Strömungsgeschwindigkeiten v beim Befüllen großer Metalltanks mit Flüssigkeiten niedriger Leitfähigkeit

Randbedingung	Tank mit	Tank mit Schwimmdach oder Schwimmdecke
---------------	----------	--

	Festdach h beim Befüllen	
In der Anfangsphase	$v < 1$ m/s	$v < 1$ m/s
danach ohne Verunreinigungen	$v < 7$ m/s	keine Begrenzung der Strömungsgeschwindigkeit
danach mit Verunreinigungen	$v < 1$ m/s	

Da für mittlere Leitfähigkeiten von 50 pS/m bis 1000 pS/m nur geringe Erfahrungswerte vorliegen, wird empfohlen, die Werte der Tabelle 4 auch für diese Flüssigkeiten anzuwenden.

3.2.3.2 Tanks mit Festdach

Neben den Maßnahmen nach Abschnitt [3.2.2](#) sind alle leitfähigen Teile der Tanks und alle dazugehörenden leitfähigen Ausrüstungen, wie Rohre, Pumpen, Filtergehäuse, zu erden.

Bei Flüssigkeiten niedriger Leitfähigkeit sind zusätzliche Maßnahmen erforderlich:

- Flüssigkeiten dürfen nicht in einen Tank, der bereits eine Flüssigkeit höherer Dichte als die der einzufüllenden enthält, eingefüllt werden.
- Die einfließende Flüssigkeit darf keine gasförmige Phase, z.B. Luft- oder Dampfblasen enthalten.

Diese Maßnahmen vermeiden den Auftrieb aufgeladener Flüssigkeiten an die Oberfläche und verringern das elektrische Potenzial im Totraum des Tanks.

- Hinter Einrichtungen, die Flüssigkeiten aufladen, z.B. Mikrofilter in der Einfüllleitung, ist eine angemessene Verweilzeit zwischen den ladungserzeugenden Bauteilen und dem Tankeinlass erforderlich.

Damit wird die Ansammlung von Ladungen im Tank verringert.

- Die Befüllung ist so durchzuführen, dass Entladungen zwischen der Flüssigkeit und dem Füllrohr oder den Einbauteilen vermieden werden.

- Turbulenz der Flüssigkeiten ist zu vermeiden. *Hierfür wichtige Parameter sind der Querschnitt des Füllrohres, die Füllgeschwindigkeit sowie die Steuerung des Füllrohres bei Unterspiegelbefüllung.*

Vermeiden von Turbulenz bedeutet, dass einfließende, aufgeladene Flüssigkeit eher am Boden des Tanks verbleibt und nicht an die Oberfläche gelangt. Abgesetzte, nicht mischbare Flüssigkeiten, z.B. Bodenwasser, Feststoffe oder Sedimente werden ohne Turbulenz nicht aufgewirbelt.

- Füllgeschwindigkeiten und Durchmesser des Füllrohres sind so zu wählen, dass die Strömungsgeschwindigkeiten sowohl zu Beginn

als auch danach die höchstzulässigen Werte nach Abschnitt [3.2.3.1](#) nicht überschreiten.

3.2.3.3 Tanks mit Schwimmdach oder innerer Schwimmdecke

Das Schwimmdach oder die Schwimmdecke müssen aus leitfähigem Material bestehen und geerdet sein, um Aufladungen oberhalb des Flüssigkeitsspiegels zu vermeiden.

Schwimmkörper, z.B. Schwimmkugeln, dürfen nur bei Flüssigkeiten mit ausreichender Leitfähigkeit eingesetzt werden und müssen aus leitfähigem oder ableitfähigem Material bestehen und mit Erde verbunden sein.

Schwimmkörper werden eingesetzt, um die Verdunstung im Tank zu beschränken. Sie können sich gefährlich aufladen, wenn sie nicht mit Erde verbunden sind. Es sind Anwendungen bekannt, bei denen eine Leitfähigkeit $> 50 \text{ pS/m}$ ausreicht.

Füllgeschwindigkeiten und Durchmesser des Füllrohres sind so zu wählen, dass die Strömungsgeschwindigkeiten sowohl zu Beginn

als auch danach die höchstzulässigen Werte nach Abschnitt [3.2.3.1](#) nicht überschreiten.

In der Anfangsphase ist zu berücksichtigen:

- Hinter Einrichtungen, die Flüssigkeiten aufladen, z.B. Mikrofilter in der Einfüllleitung, ist eine angemessene Verweilzeit zwischen den ladungserzeugenden Bauteilen und dem Tankeinlass erforderlich.
- Eventuell vorhandenes Bodenwasser darf nicht aufgewirbelt werden.

Damit wird die Ansammlung von Ladungen im Tank verringert.

Die einfließende Flüssigkeit darf keine gasförmige Phase, z.B. Luft oder Gasblasen enthalten.

Unter dieser Bedingung liegt bei Tanks mit Schwimmdach oder innerer Schwimmdecke nach der Anfangsphase keine explosionsfähige Atmosphäre oberhalb des Flüssigkeitsspiegels vor.

3.2.4 Mittelgroße Behälter

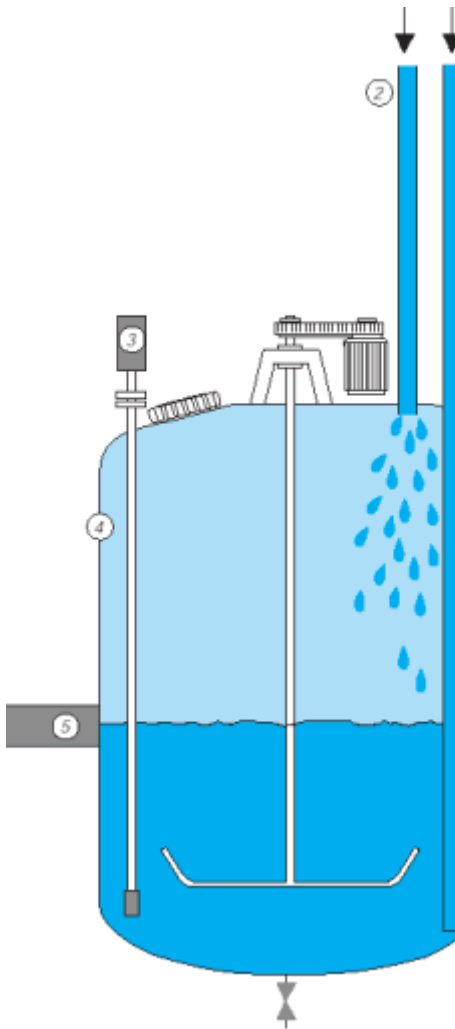
Mittelgroße Behälter sind Behälter mit einer Diagonalen ≤ 5 m oder $1 \text{ m}^3 < \text{Rauminhalt} < 50 \text{ m}^3$. Dazu gehören z.B. Reaktionsbehälter und die Behälter von Straßentank- oder Eisenbahnkesselwagen. Unabhängig von der Leitfähigkeit der Flüssigkeit sind die Maßnahmen zur Begrenzung der Ladungserzeugung nach Abschnitt [3.2.2](#) zu treffen.

Rohrleitungen und Schläuche müssen aus ableitfähigem Material gefertigt sein oder den Anforderungen an Rohre und Schläuche entsprechen.

Siehe auch Abschnitt [3.2.9](#).

Die Leitungen dürfen mit Luft oder anderen Gasen nur dann gereinigt werden, wenn unterhalb der höchst zulässigen Strömungsgeschwindigkeit gearbeitet wird.

Beispiel 2: Befüllen mittelgroßer Behälter



Leitfähiges Füllrohr
 als Tauchrohr bis zum
 Boden
 herabführenoder so
 kurz wie möglich in
 den Gasraum des
 Behälters hineinragen
 lassen
 Beim Befüllen über
 nicht getauchtes
 Füllrohr die nach
 Abschnitt [3.2.4](#)
 höchstzulässige
 Füllgeschwindigkeit
 halbieren
 Messeinrichtungen,
 z.B.
 Widerstandsthermom
 eter entweder
 gesichert unter

Flüssigkeitsspiegel
halten oder eng an
der Wand entlang
führen

Erdung leitfähiger
Flüssigkeit, z.B. in
kunststoffbeschichtet
em Behälter
sicherstellen

(1) Tauchrohr

(2) Füllrohr

(3) Messeinrichtung

(4) Reaktionsbehälter

aus Metall, innen

blank, emailliert **oder**

< 2 mm

kunststoffbeschichtet

(5) Leitfähiger

oder ableitfähiger

Fußboden

3.2.4.1 Begrenzung der Füllgeschwindigkeit

Die Füllgeschwindigkeit ist zu begrenzen. Die höchstzulässige Strömungsgeschwindigkeit hängt von Größe und Form des Behälters, der Füllmethode, z.B. Kopf- oder Bodenbefüllung, dem Durchmesser der Leitung zum Behälter und der Leitfähigkeit der Flüssigkeit ab und darf 7 m/s nicht überschreiten.

Quader- oder kugelförmige Behälter von etwa 5 m³ Rauminhalt - das entspricht in etwa der Größe und Form eines Teilraums bei

Straßentankfahrzeugen - führen auf Grund ihrer Geometrie am ehesten zu gefährlichen Aufladungen.

Bei der Befüllung mit einer zwei- oder mehrphasigen Flüssigkeit ist die Strömungsgeschwindigkeit auf 1 m/s zu begrenzen. Gleiches gilt auch, wenn abgesetztes Bodenwasser im Behälter aufgewirbelt werden kann.

Die Strömungsgeschwindigkeit soll aber auch 1 m/s nicht wesentlich unterschreiten, da sich andernfalls Wasser an tiefen Punkten in der Rohrleitung absetzen kann.

Für höchst zulässige Strömungsgeschwindigkeiten einphasiger Flüssigkeiten niedriger Leitfähigkeit,

z.B. gesättigte kohlenwasserstoffhaltige

Flüssigkeiten ohne freies Wasser, gilt:

$v * d/N = 0,38 \text{ m}^2/\text{s}$ bei Bodenbefüllung ohne zentralen Leiter,

$v * d/N = 0,50 \text{ m}^2/\text{s}$ sonstige Befüllung.

v mittlere, lineare Strömungsgeschwindigkeit im Füllrohr [m/s],

d Füllrohrdurchmesser [m], bei mehreren Füllleitungen zwischen Tankkammern der kleinste Rohrdurchmesser im zu befüllenden Tank bzw. der Tankkammer [m].

Anmerkung: Anstelle des kleinsten Rohrdurchmessers tritt der nächst größere, wenn die Länge des kleinsten Rohres kürzer als

10 m ist und sein Durchmesser mindestens 2/3 des nächst größeren Durchmessers beträgt,

N Geometriefaktor des Tanks

N = 1 für $L < 2,0 \text{ m}$

=

N = $(L/2)^{0,5}$ für $L \leq 4,5 \text{ m}$ {L

= $2,0 \text{ m} \leq$ Tankkammerlänge [m]}

N = 1,5 für $4,5 \text{ m} < L$

= <

Bei der Bestimmung der Länge einer Tankkammer werden Schwallbleche nicht berücksichtigt.

Bei der Kopfbefüllung wirkt das Füllrohr als zentraler Leiter und reduziert das maximale elektrische Potenzial im Tank.

Liegt z.B. bei der Bodenbefüllung der Kammer eines Straßentankwagens kein zentraler Leiter vor, ist die Strömungsgeschwindigkeit nach der zweiten Formel zu bestimmen, die um 25 % niedrigere Strömungsgeschwindigkeiten ergibt.

Da für mittlere Leitfähigkeiten von 50 pS/m bis 1000 pS/m nur geringe Erfahrungswerte vorliegen, wird empfohlen, die Werte der Tabelle 5 auch für diese Flüssigkeiten anzuwenden.¹¹⁵

„Ion Air Cannon™ - Ionen Kanone



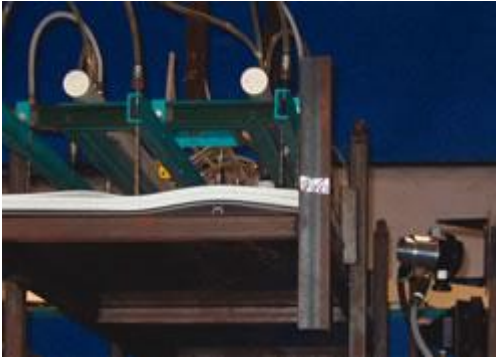
Ion Air Cannon™

(„Ionen-Kanone“)

Ein konzentrierter Strom ionisierter Luft beseitigt
Elektrostatik und Staub!



¹¹⁵ umwelt-online: BGR 132 Vermeidung von Zündgefahren infolge elektrostatischer Aufladungen, Stand 13. 12. 2010, In: <
<http://www.umwelt-online.de/recht/arbeits/uvv/bgr/132b.htm> >.



Das Ion Air Cannon System Modell 7292 beseitigt statische Elektrizität von Plastikfolien, um sie leichter trennen zu können.

Was ist die Ion Air Cannon?

Die Ion Air Cannon neutralisiert statische Elektrizität und reinigt auf Entfernungen bis zu 4,6 m (15 feet) ohne bewegliche Teile. Sie ist ideal für schwer zugängliche Räume oder Engstellen, die einen konzentrierten Ionenfluss zum Beseitigen von statischer Elektrizität benötigen. Mit einem optionalen Druckregler lassen sich Luftvolumen und -geschwindigkeit

über einen weiten Bereich für einfache bis hin zu hochleistungsfähigen Anwendungen einstellen.

Warum die Ion Air Cannon?

Die Ion Air Cannon maximiert den ionisierten Luftstrom und minimiert dabei den Druckluftverbrauch. Es wird eine kleine Menge Druckluft verwendet, um einen großen Volumenfluss an Umgebungsluft mitzureißen. Dieser kombinierte Strom wird durch eine Emitterspitze (ohne elektrischen Schlag) ionisiert und zur geladenen Fläche geführt. Ein Schlauch oder Rohr kann an den Lufteinlass der Ion Air Cannon angeschlossen werden, um Luft hoher Qualität aus einem anderen Bereich anzusaugen. Sie benötigt für die meisten Anwendungen nur 0,7 bar (10 PSIG).

Die kompakte Konstruktion spart Platz und erlaubt die Montage in schwer zugänglichen Bereichen. Der stabile Ständer ist vorgebohrt und kann an der Wand, auf der Werkbank oder der

Maschine montiert werden. Er besitzt eine Schwenkeinstellung zum Ausrichten des Luftstroms.

Anwendungen	Vorteile
Beutelöffnung –	Niedriger
Form- und	Luftverbrauch
Füllvorgänge	h
Reinigung und	Schnelle
Neutralisierung	antistatische
von 3D-Teilen	Wirkung
Neutralisierung	Leise
von	Effektiv bis
Schrumpfverpack	zu 4,6m
ungen	Schutzisolier
Reinigung von	t, nicht
Gussteilen	radioaktiv
Staubentfernung	Variabel in
vor dem Anstrich	Kraft und
Neutralisierung	Luftstrom
bei	Ansaugluft
Längsschnittvorg	kann
ängen	kanalisiert
Antistatische	werden



Das Ion Air Cannon System Modell 7292 beseitigt statische Elektrizität und Staub von Tachometergruppen vor dem Zusammenbau.

Behandlung elektronischer Bauteile
 Keine beweglichen Teile –
 geringere Verpackungsaufwands-
 geringere Wartungsaufwands-
 Behälterneutralisierung
 wandlung
 Kompakt,
 robust,
 einfache
 Installation

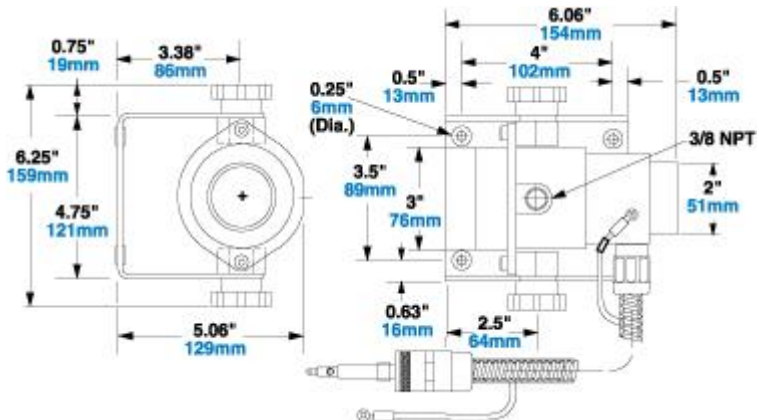
Leistungsdaten

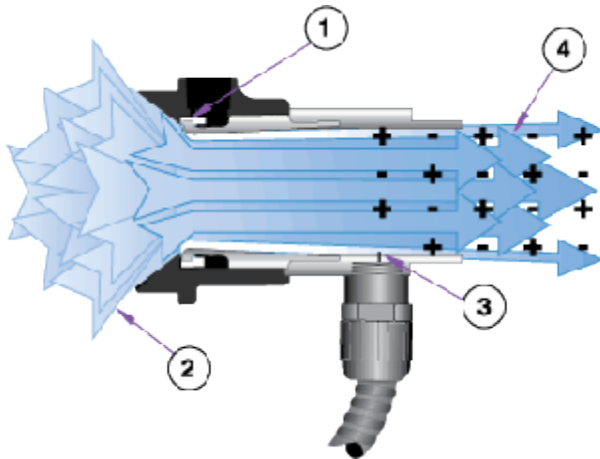
Eingangsdruk		Luftverbrauch		Geräuschpegel	Ableitung 5kV*
PSIG	BAR	SCFM	l/min	dB(A)	Sekunden
20	1.4	5.7	161	58	0.75
40	2.8	9.0	255	64	0.60

60	4.1	12.2	345	70	0.50
80	5.5	15.5	439	72	0.43
100	6.9	18.7	529	74	0.37

* 12" (305mm) vom Ziel entfernt

Abmessungen





Wie die Ion Air Cannon funktioniert

Die Ion Air Cannon enthält einen Super Air Amplifier* (Luftverstärker) und einen ionisierenden Kranz, der von einem Netzteil versorgt wird. Eine kleine Druckluftmenge wird in das Rohr der Kanone (1) injiziert und veranlasst einen hohen Volumenfluss an Umgebungsluft, hindurchzufließen (2). Eine Emitterspitze am Entladungsende der Kanone (3) ionisiert den gesamten Luftstrom. Das Ergebnis ist ein kegelförmiger Fluss hohen Volumens an ionisierter Luft (4), der in der Lage ist, auf

Entfernungen bis zu 4,6m (15 feet) statische Elektrizität zu beseitigen und zu reinigen. Weil mehr als 90 % der ionisierten Luft induziert sind, erzeugt die Ion Air Cannon ein Maximum an Luftstrom bei einem Minimum an Luftverbrauch.

**Patent #5402938*



Elektronischer Strömungsschalter für Druckluft (EFC)

EXAIR's EFC ist ein elektronischer Strömungsschalter, der den Druckluftverbrauch und damit drastisch Kosten senkt, sobald kein Bauteil abzublasen ist. Dies minimiert den Druckluftverbrauch bei Abblas-, Trocknungs-, Kühlungs-, Förder- und Antistatikanwendungen. Der EFC kombiniert einen fotoelektronischen Sensor mit einer Zeitsteuerung, die die

Druckluftnutzung begrenzt, indem sie diese abschaltet, wenn kein Objekt vorhanden ist. Klicken Sie [hier](#), um mehr Informationen zu erhalten.

Modelle

BSP -Gewinde erhältlich - bitte wenden Sie sich an uns

EXAIR Ion Air Cannon

Modell	Beschreibung
7192	Ion Air Cannon inklusive Super Air Amplifier, Emitter, Gestell und abgeschirmtem Kabel (1,5m)

Zubehör

Modell	Beschreibung
7901	Netzanschluss (115V, 50/60Hz), 2 Ausgänge
7907	Netzanschluss (230V, 50/60Hz), 2 Ausgänge
7940	Netzanschluss (115V, 50/60Hz), 4

	Ausgänge
7941	Netzanschluss (230V, 50/60Hz), 4 Ausgänge
7902	Verlängerungskabel (1,52m lang)
7905	Static Meter (Messgerät)



Das EXAIR Modell 7901 oder 7907

Netzanschluss (5 kV) ist für den Betrieb erforderlich.

Zur Nutzung bei 5 kVrms, 5 Milliampere (max.) Netzanschluss, Modell 7901 (115V) oder 7907 (230V). Die Netzanschlüsse sind gemäß US- und kanadischer Sicherheitsnormen geprüft (UL Listed). (Auch mit 4 Ausgängen erhältlich – Modell 7940 oder Modell 7941.)

Installations- und Gebrauchsanweisungen

[Ion Air Cannon](#)

[Netzanschluss - 2 Ausgänge](#)

[Netzanschluss - 4 Ausgänge](#)

Anwendungsbeispiele

[Fallbeispiel Nr.102](#)¹¹⁶

¹¹⁶ Eputec: Ion Air Cannon – Ionen Kanone, abgerufen am 23. 1. 2011, in: <
<http://www.eputec.de/exair-antistatik-ion-aircannon.php> >.

Raumstation

„The Real Blaze

»*Fliegende Artillerie Hitler*«: *Deutschlands Rauminsel - die Sonnenkanone zur Kontrolle der Welt*

Primärquelle: Georg/Mehner, *Atomziel New York*

»Aus unbekanntem Gründen hielten manche Kreise diesen Weltraum-Spiegel für das endgültige Ziel der Peenemünder.«

aus: Ernst Stuhlinger, Frederick I. Ordway III:

Wernher von

Braun - *Crusader for Space*, S. 34, Krieger, 1994

Befand sich die Errichtung einer Orbitalstation unter der wahrscheinlichen Bezeichnung »Fliegende Artillerie Hitler«

schon in Planung?

Deutsche Wissenschaftler erklärten nach dem Krieg dem amerikanischen Colonel Keck, daß das Dritte Reich zusätzlich *zum Zehn-Punkte-Programm an viel schrecklicheren Projekten und Plänen arbeitete*, wie z. B. an der Einrichtung einer sogenannten »**Rauminsel**«, auf der ein **riesiger Auffangspiegel** angebracht werden sollte.



Rauminsel EMW "Fliegende Artillerie Hitler". Mit dieser Rauminsel, für deren Realisierung 50 Jahre angesetzt wurden, wollte die unbestritten alleinige großdeutsche Weltraummacht die Welt unter Kontrolle halten. Durch Lichtblitze aus fokussierten Sonnenlicht, wollten man präventiv Feindstaaten beschießen.

Man wollte damit die Sonnenstrahlen sammeln und auf die Erde gebündelt weiterleiten. Die Wissenschaftler hofften, damit eine Möglichkeit zu erschaffen, um in wenigen Sekunden ***eine feindliche Stadt zu Asche zu verbrennen und sogar den Teil eines Ozeans zum Kochen bringen zu können.***

Der Spiegel basierte auf einer Idee von **Hermann Oberth**, welche dieser noch zu Zeiten der Weimarer Republik **im Jahr 1929** veröffentlicht hatte!



Hermann Oberth erfand die erste militärisch nutzbare Raumstation der Welt und zwar noch zu Zeiten der demokratischen Weimarer Republik!

Nach den Vorstellungen Hermann Oberths sollte es sich dabei um ein im Weltraum zu errichtendes

Leichtmetallgerüst handeln, in das zahlreiche spiegelnde Facetten eingesetzt waren.

Oberth rechnete mit einer Bauzeit **von 15 Jahren** bei Gesamtkosten des Projekts **von 15 Milliarden Reichsmark.**

Mit dem Sonnenspiegel hoffte Oberth allerhand nützliche Zwecke erreichen zu können. So sollten einerseits die normalen Anteile der Sonneneinstrahlung auf der Erdoberfläche erhöht sowie Klima und Wetter günstig beeinflusst werden. ***Andererseits hielt Oberth auch strategische Anwendungsmöglichkeiten für denkbar, und zwar durch Konzentration von Sonnenstrahlen auf eng begrenzte irdische Bereiche.***

Schon relativ bald nach Kriegsbeginn nahm das Peenemünder Planungsbüro diese alte Idee wieder auf. Man hatte deutscherseits sogar

bereits die zum Funktionieren eines solchen Sonnenspiegels notwendigen Dimensionen errechnet:

drei Quadratkilometer Fläche wären vonnöten gewesen.

Die Grundidee für das Rauminself-Projekt war, daß man damit rechnete, daß die Erdanziehungskraft in einer Höhe von 5100 Meilen auf Null schrumpfen würde, so daß es möglich erschien, **einen permanent im Orbit verweilenden Weltraumstützpunkt** zu bauen.

Obwohl beim damaligen Stand der Technik ein so futuristisches Projekt noch nicht machbar war, vertraten die deutschen Wissenschaftler die Überzeugung, daß *genügend methodische Arbeiten über Jahrzehnte* eine erfolgreiche Antwort hervorbringen würden. Man hatte dazu bereits ein festes Programm von im Laufe der Jahre nacheinander zu erreichenden Zielen

formuliert.

Diese langfristige Planung erfolgte übrigens zu einer Zeit, in der Deutschland immer schneller in Schutt und Asche fiel!

Das erste Ziel war, einen Reflektor zu bauen - möglicherweise aus metallischem Natrium in einer Umgebung frei von Luft und anderen korrosionsverursachenden Stoffen -, **um die Sonnenstrahlen zu bündeln und in Richtung einer Empfangsstation zu schicken.**

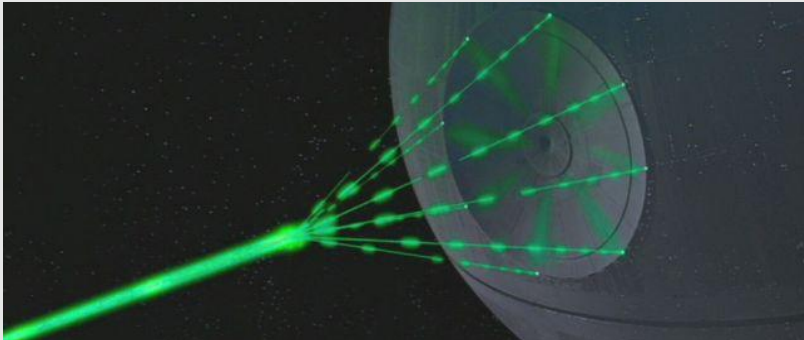
Nach diesem Prinzip arbeitende **kleinere »Sonnenkanonen«** wurden noch **versuchsweise auf Berggipfeln im Bereich der Alpenfestung aufgebaut**, worüber in Zukunft noch zu berichten sein wird.

Später sollte dann eine große Landversion folgen. Diese wäre z. B am Küstenstreifen eines

Kontinents aufgebaut worden, **um dort Dampf und elektrische Energie zu erzeugen.**

Die Wärme-Konzentration eim solchen Anlage sollte nach diesen Berechnungen ausreichen, um einen Ozean zum Kochen zu bringen bzw. große Landflächen im Blitz zu verbrennen.

Nach erfolgreicher Realisierung dieses Vorhabens wäre dann das nächste Ziel die Schaffung **einer Weltraum-»Blitzkanone«** gewesen.



Oberths Spiegelwaffe erinnert an George Lucas *Todesstern* aus den Star Wars Filmen,

über denen ohnehin ein sehr großer Wehrmachtstouch liegt.



George Lucas - offensichtlich steckt in Star Wars sehr viel Peenemünde...

Wir würden uns auch überhaupt nicht wundern, wenn George Lucas deutsche Vorfahren hat. In Deutschland gibt es über 6000 Personen mit dem Namen Lucas, zum

*Beispiel der Berliner Jagdflieger Georg Emil Lucas (1943 nach 109 Luftsiegen gefallen). Schon die Studentenfilme von Lucas wie **Freiheit** (eine deutsches Ost-west-Teilungsdrama) und **Herbie** (über einen VW Käfer) haben deutsche Inhalte.*



Die Peenemünder wollten mit einer Weltraum-»Blitzkanone« feindliche Städte zu Asche verbrennen lassen, Lucas dagegen schon ganze Planeten explodieren lassen. Man kann schon von Ideenverwandschaft sprechen...

Die damit verbundene Vorstellung ging davon aus, daß es so beliebig möglich sein würde, Nationen zu vernichten und die Welt vom Orbit aus zu beherrschen.

Von der *Rauminsel* sollten später auch »Projektilfahrzeuge« (nach dem heutigen Sprachgebrauch »Weltraumfahrzeuge«) ins All starten.

Man hatte sich in Peenemünde sogar schon konkrete Gedanken gemacht, wie die Station in die Umlaufbahn gebracht werden konnte. **Die große Spiegelwaffe sollte errichtet werden, indem man vorgefabrizierte Sektionen Stück für Stück mit mehrstufigen Raketen des Typs EMW A-13 in den Weltraum transportierte und dort zusammenbaute.**

In dem kreisrunden Natriumspiegel waren 30 Fuß große Öffnungen vorgesehen, in

denen die ankommenden Transportraketen andocken konnten. Neben diesen Öffnungen sollten sich Luftschleusen für Besatzungsmitglieder und Nachschubgüter befinden.

Unter fluoreszierendem Licht wollte man Kürbiskulturen wachsen lassen, die den Sauerstoff für die Raumstation liefern sollten. Die notwendige Elektrizität sollte durch Dynamos gewährleistet werden, die solarerzeugter Quecksilberdampf antreiben sollte. Die genaue Ausrichtung des Spiegels wollte man mittels kleiner Lenkraketen koordinieren.

Die Planung sah vor, daß sich die Station im Orbit in **5100 Meilen Höhe** aufhalten und in einer Umlaufbahn um die Erde kreisen sollte.

Bei Kriegsende war das »**Fliegende Artillerie**

Hitler« genannte Orbitalstationsprojekt nur bis zum Reißbrettstadium fortgeschritten...

[...]

[Editiert von Administrator **The Real Blaze** am 02.11.08 13:33]

The Real Blaze

War die Errichtung dieser Raumstation eines der ultimativen Ziele der Peenemünder?

Wahrscheinlich ja, auch wenn sich von Brauns Biographen in der Nachkriegszeit stets **empört** bemühten, diesen ungeheuerlichen Verdacht ins Reich der Phantasie zu verweisen.

Wernher von Braun selbst beschrieb in einem für die Amerikaner bestimmten Bericht vom **15. Mai 1945** eine angebliche *zivile Version* dieser Orbitalstation. Dabei soll es sich um eine Abwandlung des Vorschlags von Prof. Oberth für

eine erdumkreisende »Beobachtungsstation«
gehandelt haben.



*Der Sonnenspiegel von Brauns: die zivile
Variante sollte Städte mit Licht und Strom
versorgen...*

Diese sollte aber - *welch ein Zufall* -**ebenfalls mit
einem gigantischen Spiegel ausgerüstet**

werden. Dieser sollte aus einem übergroßen Netz aus Eisenstangen bestehen, auf die man Metallfolien spannen wollte. ***Der Zweck des Gesamtsystems bestand nach von Brauns Darstellung darin, Städte auch bei Nacht mit Sonnenlicht und Energie zu versorgen.***

Interessant zu wissen ist übrigens, daß US-Wissenschaftler, als sie erstmals nach dem Krieg von dieser neuen deutschen Waffe der Zukunft hörten, *das ganze Projekt ins Lächerliche gezogen.*

B. J. Spence, ein Physikprofessor an der North Western University, nannte das Unternehmen einen »**Jules-Verne-Traum**«.

Ein anderer Fachmann, Prof. Dr. Bergen Davis, ein Physiker an der Columbia-Universität, erklärte, daß es seiner Meinung nach keinen Ort »weit oben« gebe, an dem die Erdanziehungskraft

»neutralisiert« würde. und ein Kollege seiner Fakultät pflichtete ihm bei, daß die ganze Aussage über eine Neutralisierung der Erdanziehungskraft **keinerlei Bedeutung** habe.

Die amerikanischen Fachleute waren aber wenigstens der Meinung, daß in 5000 Meilen Höhe für praktische Zwecke *keine Luft mehr existiere ...*

Diese Beurteilungen zeigen überdeutlich, daß bei Kriegsende Welten zwischen dem Entwicklungsstand beider Länder auf dem Gebiet der Raumfahrt lagen!

Zum Glück für die Alliierten waren die Pläne der deutschen Wissenschaftler dieses Mal der Realisierbarkeit dieses Vorhabens um Jahrzehnte voraus.

Für die Weltöffentlichkeit mag es in der Nachkriegszeit wirklich wie eine dumme Phantasterei

geklungen haben, was da die deutschen Wissenschaftler und Ingenieure einst geplant hatten!

Das darf aber nicht darüber hinwegtäuschen, daß es sich bei diesen Planungen um das berühmte »**Sonnenkanonen**«-Projekt handelte, eine Waffe also, von der Hitler glaubte, *mit ihr die Welt zu kontrollieren*. Dieses Beispiel zeigt, daß es in Deutschland sogar Planungen für den *übernächsten Krieg* gegeben hatte!

Bis zur Verwirklichung der Orbitalstation wurde seitens der deutschen Wissenschaftler ein Zeitraum **von etwa 50 Jahren** angesetzt. Damit bewegen wir uns im gleichen Zeitrahmen, in dem heute die internationale Weltraumstation »ISS« verwirklicht wurde!

Bei Kriegsende wurden die noch nicht vollendeten Projektunterlagen zu Hitlers »Superwaffe« von

den Amerikanern in der westlichen Ostmark erbeutet.

Im Jahre 1966 wurde dem US-Militär während des Vietnam-

Krieges eine Abwandlung des ehemaligen deutschen Projekts vorgeschlagen. Prof. Edgar Everheart von der Universität Connecticut entwickelte daraus das **Projekt »Able«**.

Bei dieser vereinfachten Lösung war vorgesehen, mit Raketen einen riesigen aufblasbaren Plastikballon in den Orbit zu schießen, **der eine Linse mit 600 Metern Durchmesser bilden sollte.**

Die Planer errechneten für dieses Gerät eine Leistung, die ausreichte, **um ein Gebiet von 350 Kilometern Durchmesser bei Nacht mit einer Lichtstärke von zweifacher Vollmondstärke beleuchtet zu können.** Dies wiederum sollte dem Zweck dienen, die natürliche

Bewegungsfreiheit der Vietcong-Guerillas auf ein Minimum zu beschränken.

Allerdings zeigten sich sehr bald Schwierigkeiten, da die nötige Präzision des gigantischen Gerätes via Funkkommando vom Boden aus nicht zu erreichen war. Schließlich stellte man das Projekt ein.

Die Idee des »**Sonnenspiegel**« wurde nochmals im Jahre 1999 von den Russen wiederbelebt. Kosmonauten der Raumstation »Mir« bauten im Februar 1999 einen Reflektorspiegel, genannt »SNAMJA«, zusammen, der zuvor auf die »Progreß«-Raumfähre »M-40« montiert wurde.

Das Experiment sollte zeigen, ob ein Sonnenspiegel im All in Zukunft als Lichtquelle für ganze Regionen - Länder mit langem Winter, große Baustellen oder Katastrophengebiete -

dienen könnte. Der Lichtkegel sollte einen Durchmesser von fünf bis acht Quadratkilometern haben und die Beleuchtungsstärke die fünf- bis zehnfache Stärke des hellen Mondlichtes erreichen.

Leider gab es bei der Durchführung des Experiments jedoch Probleme, da sich der Spiegel der Sonde nicht entfaltete, so daß das Vorhaben letztlich scheiterte.

[...]

The Real Blaze

Die Raumbasis-Berechnungen des SS Sturmbannführers Engel

Primärquelle: Georg, *Mit dem Balkenkreuz zum Mond*

Die SS besaß während des Krieges eine Reihe von Forschungsinstitut für Raketenforschung. Das

älteste befand sich in Grossendorf, wo unter Leitung von Obersturmbannführer Rudolf Engel entscheidende Berechnungen durchgeführt wurden.

Ing. Rudolf Engel war in den letzten Jahren der Weimarer Republik einer der *Hauptgegner* von Dr. Dornberger und Wernher von Braun und hatte sich geweigert, nach der Machtergreifung Hitlers den Weg nach Kummersdorf zu gehen und sich dem Heereswaffenamt zu unterstellen, wie es Wernher von Braun tat. Als ihm daraufhin mit einem Verbot jeglicher privater Tätigkeit auf dem Raketensektor gedroht wurde, gelang es Ing. Engel mithilfe des SA-Führers Röhm, eine »Versuchsabteilung« aufzuziehen. Sie bestand aus Leuten des ehemaligen Rakettenflugplatzes und seinen alten Mitarbeitern.

Dann kam 1934 jedoch der Röhms-Putsch dazwischen, der Engel und seinen Mitarbeitern die Basis ihres Weiterarbeitens entzog.

Später trat Ing. Engel in die Dienste der SS und ging nach Kriegsende zusammen mit seinen Mitarbeitern Bödewadt und Hanisch nach Frankreich.

1947 und 1952 veröffentlichten die drei Experten in Frankreich und Deutschland dann umfangreiche Berechnungen über Aufstiegsbahnen, Umlaufbahnen, Logistik und Projekt- sowie Betriebskosten **einer Raumstation**.

Im Gegensatz zu amerikanischen Berechnungen, die zur gleichen Zeit veröffentlicht wurden, gingen sie in ihren Arbeiten nicht von einer geostationären Umlaufbahn in etwa 36 Kilometern aus, sondern von einer Bahn in etwa **560 Kilometern Höhe**. Dieser Wert war, wie das

moderne Projekt »Skylab« zeigte, **äußerst realistisch**.

Ing. Engels Team wollte nicht ein eigenes Konzept für eine Raumstation vorstellen, sondern grundlegende, **auf den technischen Realitäten der Weltkriegsforschung in Deutschland basierende Aussagen** beisteuern.

Diese Forschungen stellen damit den Grundstein für Überlegungen dar, wie sie uns in den heutigen Raumstationen begegnen.

1950 brachte Die Zeit einen Artikel über Engels Raumstation-Berechnungen:

Ein künstlicher Mond

Die Weltraumstation ist keine Utopie mehr. Der Vorstoß in den Weltenraum ist nicht mehr bloß ein Unternehmen der Phantasie. **Er läßt sich heute technisch und auch nach der Kostenseite genau berechnen.** Das zeigt der Forschungsbericht über die »**Raumstation**“ von dem deutschen Raketeningenieur Rolf Engel, *der zur Zeit in Paris lebt und arbeitet.*

Die Arbeit wurde soeben von der französischen Regierung **freigegeben.**

Gelingt es, einem Körper an der Erdoberfläche die Geschwindigkeit von 11,2 Kilometern in der Sekunde zu erreichen, dann setzt er den Flug in das* Weltall fort. Um ein Gewicht von einem Kilogramm bis nach dem Mond zu bringen, braucht man eine Leistung von 6 300 000 Meterkilogramm. Das schaffen die uns

zur

Verfügung stehenden flüssigen Treibstoffe aber nicht. Die Rakete verringert allerdings während des Steigens

ihr Gewicht, da die Last der Treibstoffe in Bewegungsenergie verwandelt wird. Diese wird um so größer sein, je energiereicher der Treibstoff, je größer der Vorrat und je kleiner die Raketenmasse ist. Aber eine Mondrakete müßte das sechzehn bis achtzehnfache des eigenen Gewichts an energiereichsten Treibstoffen tanken, wenn sie nur die erforderliche Geschwindigkeit für den Vorstoß in den Raum erhalten soll, und das ist nicht möglich.

Etwas näher käme man der Lösung, wenn man das eigentliche Raumschiff von einer größeren Rakete emportragen ließe, deren Geschwindigkeit es dann annähme. Das so entstehende Gebilde

heißt *Stufenrakete*.

Beispielsweise trug eine alte deutsche A-4-Rakete *eine amerikanische WAC Corporal*, so daß diese rund 400 Kilometer Höhe erreichen konnte. *Man kann dabei ebensogut mit drei wie mit sechs und mehr Stufen arbeiten*. Daraus ergeben sich aber Raumschiffe von gewaltiger Größe. **Je nach der Qualität der Treibstoffe läßt es ihr Gewicht zwischen 700 und 30000 Tonnen liegen, wenn nur zwei Mann um den Mond herumfliegen sollen, ohne darauf zu landen.**

Wenn also auch die Fahrt zum Mond vorläufig an der Energiearmut der flüssigen Treibstoffe scheitert, so reichen diese doch aus, eine Rakete wenigstens auf die Kreisbahn um die Erde zu bringen. **Diese**

**Rakete wäre
der Kern einer künftigen Raumstation, wie
sie Rolf Engel berechnet hat.**

Natürlich muß die Station außerhalb der Lufthülle
bleiben. **In über 500 Kilometer Höhe ist diese
Bedingung**

erfüllt. Allzu groß sollte die Entfernung nicht
werden, damit man, vor allem zu Beginn, die
eventuellen

Bahnstörungen besser messen kann. **In 557
Kilometer Höhe würde die Station einen
Umlauf in rund 84**

**Minuten vollenden, in 1669 Kilometer Höhe
würde sie zwei Stunden brauchen.** Ihre Bahn

wird schräg zum

Äquator gelegt, damit sie in 24 Stunden alle
Punkte der Erdoberfläche einmal ins Blickfeld
bekommt.

Die Teile für den Bau werden einzeln durch

Transportraketen herangebracht. Diese bestehen aus sechs Stufen.

Die Grundstufe ist die größte. Sie kann von einem Piloten mit den letzten Treibstoffen unversehrt gelandet

und wieder verwendet werden. Die Stufen zwei bis fünf sind unbemannt. Sie stürzen nach Verbrauch der

Treibstoffe auf vorausberechneter Bahn ab. Die sechste Stufe trägt Passagiere und Nutzlast und erreicht die

Station. Für die Bahn in 557 Kilometer Abstand würde die Transportrakete 220 Tonnen wiegen, für die in

1669 Kilometer Abstand 300 Tonnen. *Dagegen war die deutsche Rakete A 4 (V 2) mit ihren 12,5 Tonnen klein.*

Trotzdem trägt diese Transportrakete nur zwei Tonnen Nutzlast. Über 192 Tonnen dagegen sind

Treibstoffgewicht! Die Raumstation selbst würde aus zwei Forschungshallen oder –Laboratorien, einer

Werkstatt, einer Kraftstation und verschiedenen Räumen für die Mannschaft bestehen.

Einschließlich Einrichtung, Maschinen und Instrumente wären rund 500 Tonnen von den Raketen zu befördern. Das könnten 300 Exemplare bewältigen, deren Starts über einen Zeitraum von drei Jahren zu verteilen wären. Weitere 75

Rückflugraketen werden eingesetzt, um die Mannschaften zurückzubringen oder abzulösen.

Zur Berechnung der Kosten des Projekts bedient sich Engel vergleichender Zahlen aus der Luftfahrtindustrie.

Eine XC-99 kostet bei 68 Tonnen Startgewicht 1500000 Dollar pro Exemplar. Die V 2 kostete rund **73 000**

Dollar. Eine Transportrakete würde 702 000

Dollar kosten, also nur die Hälfte der Kosten für ein großes Transportflugzeug. Man darf sich nicht vom hohen Gewicht täuschen lassen, da daran vor allem sie mit verhältnismäßig billigen Treibstoffe beteiligt sind.

Der Bau von 375 Großraketen käme auf 310 000 000 Dollar. Einschließlich Entwicklung, Bodenstationen, Personal und Material beansprucht das ganze Projekt **500 Millionen Dollar.** Das ist viel, wenn man den geringen ökonomischen Nutzen berücksichtigt, aber es ist wenig, wenn man die Förderung aller Wissenschaften durch das Vorhaben in Erwägung zieht.

The Real Blaze

Raumstation Noordung

Primärquelle: Georg, *Mit dem Balkenkreuz zum*

Mond

Der »Krieg der Sterne« wurde nicht von Ronald Reagan, der das SDI-Projekt propagierte, oder George W. Bush erfunden, sondern von **Wernher von Braun**.

Der Raketenforscher hatte bereits mit der A-4 die erste Großrakete der Welt entwickelt, mit der man den Rand der Atmosphäre erreichen konnte, und mit der A-9/10-Interkontinentalrakete war es ihm gelungen, bis in die niederen Bahnen des Orbits vorzustoßen.

Als wahren Zweck seiner Raumaktivitäten sah Wernher von Braun jedoch die Konstruktion von Weltraumstationen an.

Ein rotierendes Rad als Kernstück einer Raumstation war allerdings nicht von Brauns Erfindung, wie heute meist angenommen wird. In

Wirklichkeit reicht diese Erfindung von Raumstationen auf den Österreicher Hermann Potocnik zurück, der am 22. Dezember 1892 in Pola (damals Österreich) geboren wurde.



Hermann Potocnik im 1. Weltkrieg

Dipl.-Ing. Hermann Potočnik wurde am 22. Dezember 1892 als Sohn eines k. u. k. Marinestabsarztes in Pola/Istrien geboren. Pola war damals Kriegshafen der österreichisch-ungarischen Monarchie. Sein Vater war noch Teilnehmer der Seeschlacht bei Lissa, als 1866 Admiral Tegetthoff einen Sieg über die technisch überlegene italienische Flotte erzielen konnte. Wie in Offizierskreisen üblich, wurde Sohn Hermann ebenfalls für die Offizierslaufbahn bestimmt. Hermann Potočnik absolvierte seine Schulen an verschiedenen Orten der damaligen Donaumonarchie: 5 Jahre Volksschule in Marburg, 4 Jahre Militär-Unterrealschule in Fischau, Niederösterreich, 3 Jahre Militär-Oberrealschule in Mährisch-Weißkirchen. 1910 Maturitätsprüfung an der Staatsrealschule in Prossnitz. Anschließend besuchte er die Technische Militärakademie in Mödling, wo er 1913 als Leutnant ausgemustert wurde. Nach dem Ersten Weltkrieg besuchte er die Technische Hochschule

in Wien, wo er in den Studienjahren 1918/19 bis 1921/22 acht Semester, an der Maschinenbauschule, Unterabteilung für Elektrotechnik, inskribiert war. Am 5. März 1925 bestand er die 11. Staatsprüfung für Elektrotechnik, die ihn zur Führung der Standesbezeichnung "Diplom-Ingenieur" berechtigte.

Im Jahre 1912 und 1913 wird beim Abschluss von einem guten, ernsten und strebsamen Charakter gesprochen und ihm besonderer Fleiß bescheinigt. In all den Jahren seiner schulischen Ausbildung erhielt er von seinen Lehrern durchwegs sehr gute und gute Benotungen.

Am 18. August 1913 wurde er zum Leutnant, am 1. Mai 1915 zum Oberleutnant befördert. **Im Laufe des Krieges wurden ihm mehrere allerhöchste Auszeichnungen und Belobigungen vom Divisionskommando**

zuteil. Militärisch wurde ihm mehrfach eine sehr gute Ausbildung und große Eigeninitiative bestätigt. 1919 wurde er - schon im Rang eines Hauptmanns - wegen einer Tuberkuloseerkrankung aus der Armee in den Ruhestand versetzt. Er begann ein Studium der Elektrotechnik und des Maschinenbaus an der Technischen Universität Wien. **Als Ingenieur widmete er sich ab 1925 ausschließlich der Raketen- und Raumfahrttechnik.** Aufgrund seiner chronischen Krankheit blieb er unverheiratet und ohne Arbeitsstelle; er lebte bei seinem Bruder Adolf in Wien.



*Im zeitgenössischen Wiener Umfeld des Autors wurde das Buch hingegen als **Phantasterei abgetan**.*

Ende 1928 veröffentlichte Potočnik unter dem Pseudonym *Hermann Noordung* sein einziges

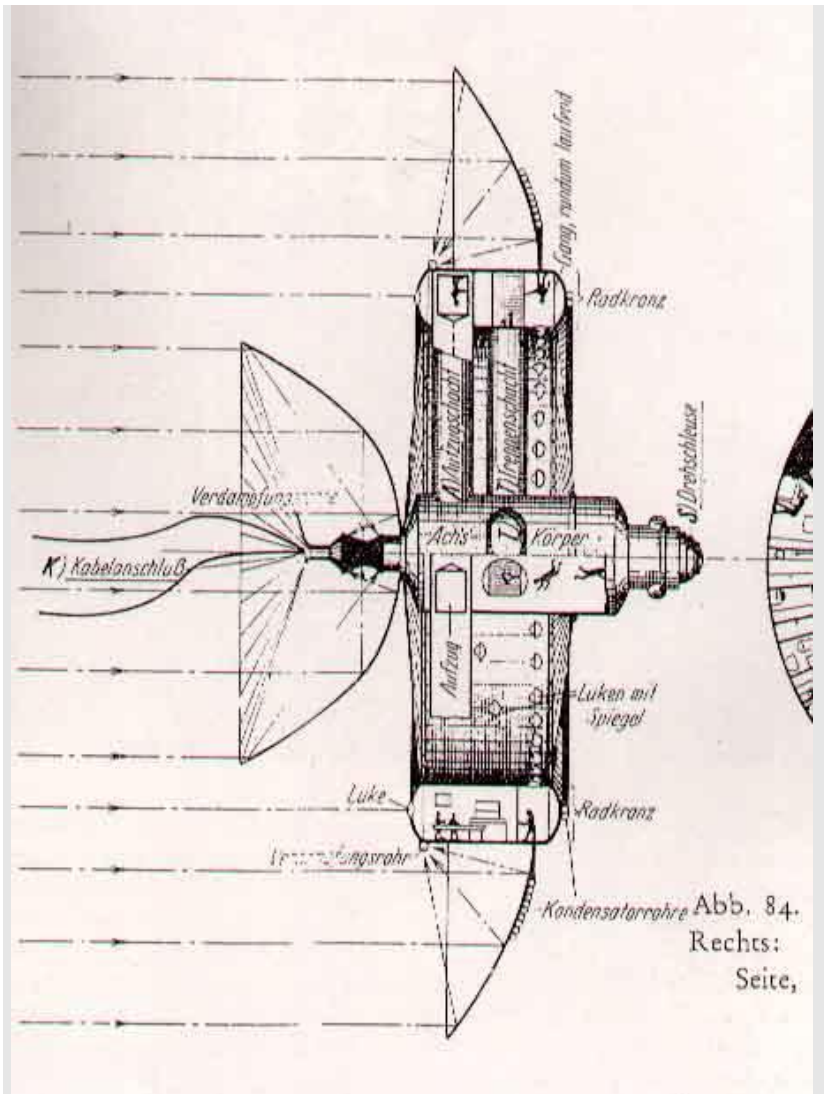
Buch Das Problem der Befahrung des Weltraums - der Raketenmotor, das sein Berliner Verleger Richard Carl Schmidt mit dem offiziellen Erscheinungsjahr 1929 drucken ließ. Auf 188 Seiten und mit 100 Abbildungen macht Potočnik Vorschläge zur Realisierung von Raumstationen und geostationären Satelliten. Detailliert beschrieb er die aus drei Modulen bestehende Raumstation: das "Wohnrad", das zur Erzeugung künstlicher Schwerkraft permanent rotieren sollte, ein Kraftwerk, das über Parabolspiegel Energie aus der Sonnenstrahlung gewinnen sollte; und ein Observatorium. Die drei Teile sollten über Kabel verbunden sein.

Potocniks Idee eines so genannten "stehenden Satelliten" in etwa 36000 Kilometern Höhe, der ständig über einem bestimmten Punkt der Erde zu sehen ist, wurde später in Form der Telekommunikations- und Wettersatelliten in der geosynchronen Umlaufbahn verwirklicht.

1935 wurde das Buch ins Russische, 1986 ins Slowenische und 1999 von der NASA ins Englische übersetzt.

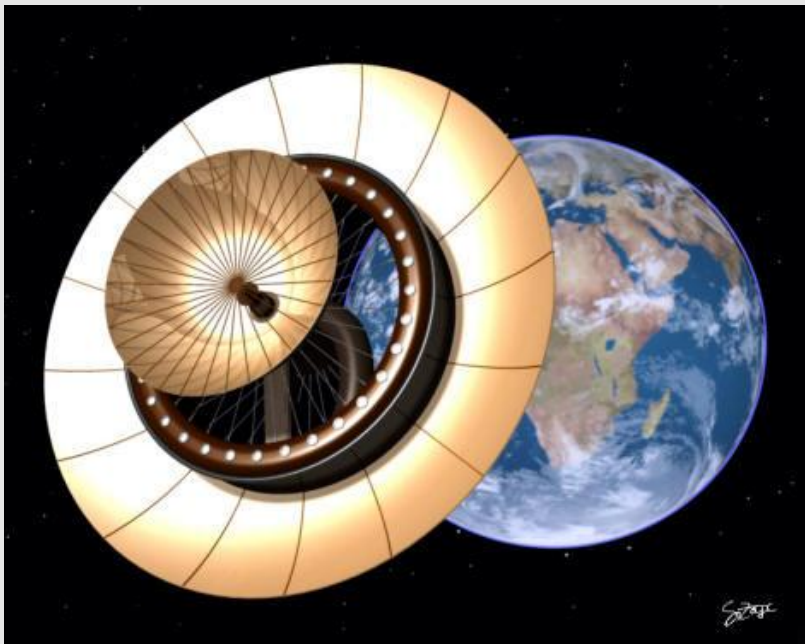
Potočnik starb noch 1929 völlig verarmt im Alter von 36 Jahren an Lungenentzündung in Wien. Seine Todesanzeige, die in Zeitungen in Maribor erschien, würdigte seine militärischen und akademischen Grade, *nicht jedoch seine Arbeiten über Raumfahrt.*

Heute trägt eine Straße in Graz seinen Namen. Vorschläge in den späten 1990er Jahren, eine internationale Raumstation nach Potočnik zu benennen, wurden nicht aufgegriffen.



Potocniks Raumstation Noordung, Potocnik ging dabei von dem in dieser Zeit

verfügbaren Grundlagenwissen über die Raumfahrt aus und ließ bei der Beschreibung seiner aus drei Komponenten Wohnrad, Energiestation und Observatorium bestehenden Raumwarte das raketentechnische Transportproblem unberührt.



Raumstation Noordung

Insbesondere Potocniks »Wohnrad«, die in drei Objekten aufgelöste und durch Kabel verbundene Raumstation mit Parabolspiegel zur Ausnützung der Sonnenenergie, lässt interessante Vergleiche mit heutigen Entwicklungen und Plänen zu.

[...]

[Editiert von Administrator **The Real Blaze** am 05.11.08 20:15]

The Real Blaze

***Wernher von Brauns Raumstationen -
Visionen für eine großdeutsche
Weltraummacht***

Primärquelle: Georg, *Mit dem Balkenkreuz zum Mond*

Zu den deutschen Raumstationen gehörten neben der berühmten Weltraumspiegelwaffe »Fliegende Artillerie Hitler« auch Observationsstationen und **eine radförmige Raumstation als Startrampe für erdumkreisende Geschosse mit Kernsprengköpfen.**



So in etwa stellte sich von Braun den Zusammenbau vor. Die Raumstation ist eine etwas modifizierte Version aus dem Disney Film *Man and the Moon...*

Für das Problem des Transports hatte Wernher von Braun eine Lösung: Vorfabrizierte Sektionen der Raumstation sollten Stück für Stück mit mehrstufigen Raketengleitern des Typs EMW A-13 in den Weltraum transportiert und dort zusammengebaut werden. Die Nutzlast der A-13 sollte **30 Tonnen** betragen. Zum Vergleich: Das Space Shuttle, was ebenfalls deutsche Wurzeln hat, hat auch nur eine Nutzlast von fast 30 Tonnen...



*von Brauns EMW A 13 mit einem
Raketengleiter, der ca 30 Tonnen Nutzlast*

transportieren sollte

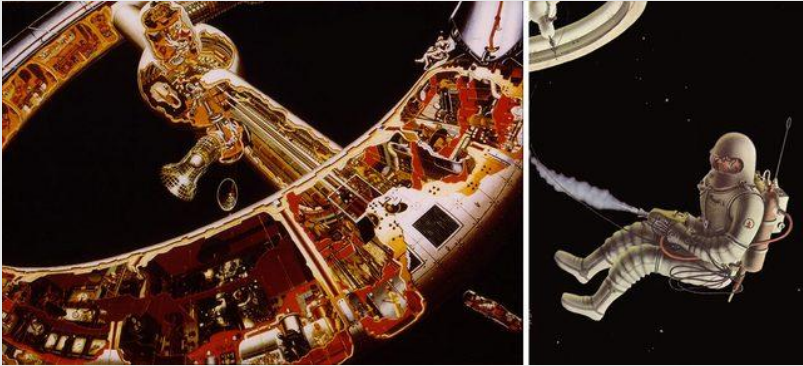
Die geplante Orbitalflugbahn der deutschen Raumstation über den Erdäquator *sollte* in einem Erdoberflächen-Abstand von 36000 Kilometern verlaufen.



*von Brauns Raumstation mit EMW A-13
Zubringer-Raumgleiter nach Chesley
Bonestell*

Wernher von Brauns Raumstation wurde in
ausgeschmückter Form Jahr 1953 im

amerikanischen Colliers Magazin durch
Illustrationen Chesley Bonestell weltberühmt.



*Blick in das Innere der Raumstation,
daneben ein Astronaut nach Bonestell, der
nur von Brauns Vorgaben umsetzte. Der
Astronaut trägt natürlich einen Raumanzug,
der dem Träger-Raumanzug sehr ähnlich
ist...*

In Wirklichkeit handelte es dabei nicht um eine friedliche Konstruktion, sondern vielmehr um eine »**endgültige Waffe**«. Die Weltraumstation sollte ursprünglich nicht als Startrampe für friedliche

Expeditionen in Richtung Mond und Mars dienen, wie es im *Colliers Magazin* dargestellt wurde, sondern Träger und Startrampe für erdumkreisende Geschosse sein, gegen die Abwehrmaßnahmen nicht möglich waren.

Wernher von Braun sagte: »Feuern wir von der Station in rückwärtiger Richtung eine mit Kernsprengkopf und Tragflächen bestückte Rakete ab, so kann das Geschoss in die Erdatmosphäre eintauchen und eine hohe Zielgenauigkeit erreichen. Der Kernsprengkopf lässt sich exakt über Ziel zur Explosion bringen.«



Die Weltraumstation sollte gleichzeitig als Präventivschlagmittel gegen unbotmäßige Weltraumkonkurrenz dienen.



Wernher von Braun, Willy Ley, Walter Disney (deutschstämmig) und Heinz Haber in einer "deutschen Runde". Hinter den Männern hängt von Brauns "Weltraumfestung"-Modell

Wernher von Braun »*Vermögen wir, unseren künstlichen Trabanten zu etablieren Weltraum-Boden-Geschosse einsatzbereit zu machen, dann können wir jeden Versuch des Gegners, unsere Weltraumfestung herauszufordern, im Keim zunichte machen! Weit besser wäre es aber, wir könnten dem*

Gegner ein entschlossenes, machtgestütztes >Nein!< entgegenhalten, wenn er sich erst anschickt, seine bemannten Raumfahrzeuge zu entwickeln, und noch besser wäre es, wir könnten vereiteln, dass er die erforderlichen Teststrecken und Startplätze überhaupt aufbaut. Berücksichtigt man, dass die Station alle bewohnten Gebiete der Erde überfliegt, dann erkennt man, dass eine derartige **Atomkriegstechnik** den Erbauern des Satelliten die bedeutendsten taktischen und strategischen Vorteile bietet, die es in der Kriegsgeschichte je gegeben hat.«

[...]

[Editiert von Administrator **The Real Blaze** am 06.11.08 21:13]

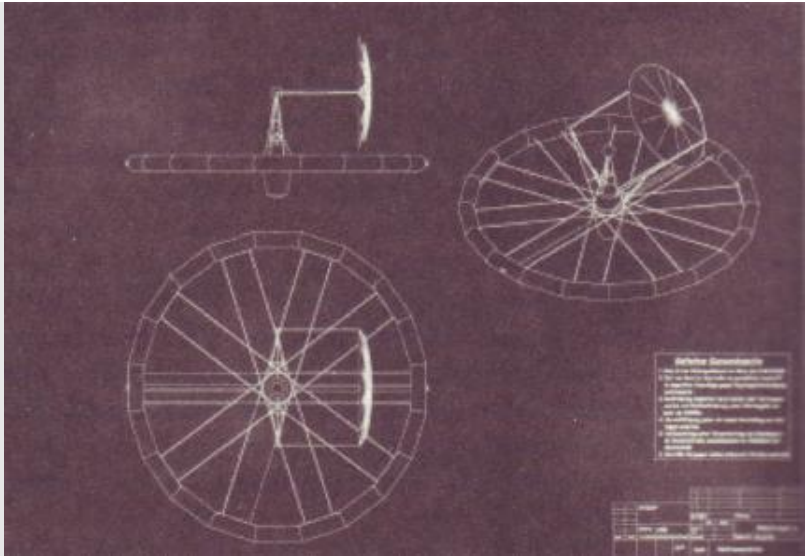
The Real Blaze

Zuerst für die großdeutsche Weltraummacht entwickelt und danach den Amerikanern angeboten: Wernher von Brauns Projekt

Schrecklichkeit

Aus den Erinnerungen und Aufzeichnungen Julius Schaub's geht zudem hervor, dass Hitlers Dokumentenschatz auch viele Planungen für eine großdeutsche Weltraummacht enthalten hatte.

Darunter waren »**Künstliche Monde**«, von denen gewaltige Raketen gegen feindliche Länder hätten abgeschossen werden können. Hitler, so Schaub, habe viel davon gehalten. **Er habe unter seinen Denkschriften eingehende Berechnungen gegeben, die bewiesen, dass Raketenlandungen auf solchen künstlichen Weltrauminseln ohne Bruch möglich seien.**



Originalplan der deutschen Raumstation aus der Kriegszeit

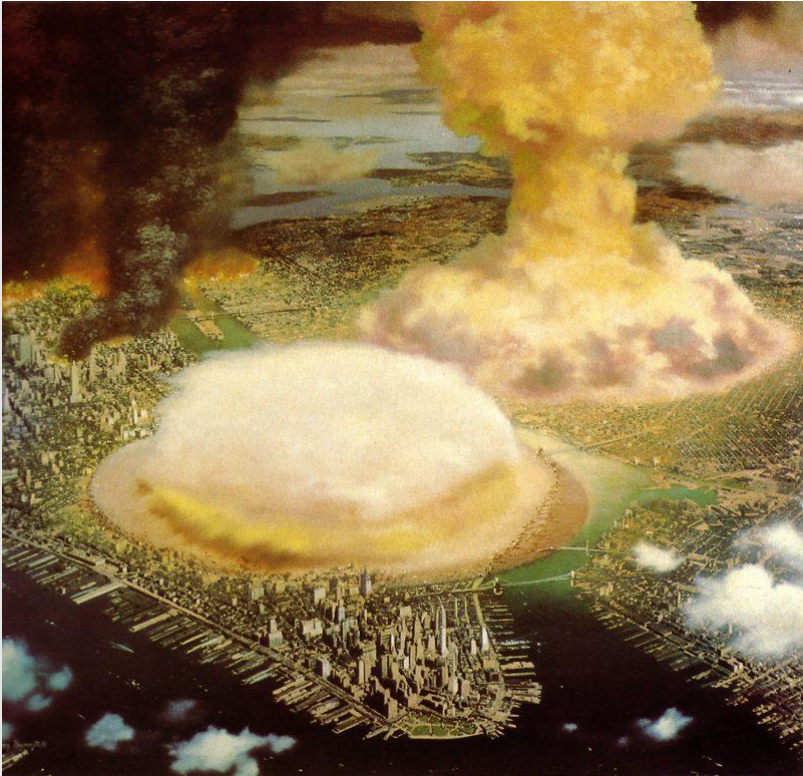


Wernher von Brauns Raumstation mit einem Zubringer-Raumgleiter von Kraft von Ehricke. Diese Visionen wären ohne Weltkriegsniederlage Wirklichkeit geworden und es wären Jahrzehnte vergangen ehe es ein weiteres Land geschafft hätte den Weltraum überhaupt zu erreichen. Dieser

Vorsprung hätte bis in heutiger Zeit niemals eingeholt werden können, die Welt hätte keine Gagarins oder Armstrongs kennengelernt, sondern nur die deutsche Raumfahrt!

Dass es bei dem ehemaligen **Kriegsprojekt** »**Schrecklichkeit**« um nichts anderes als um die Weltherrschaft ging, wird klar, wenn man die Äußerungen von General John W. Medaris betrachtet, dem ehemaligen Chef der Army Ballistic Missile Agency.

Medaris schrieb, dass es ihm und Wernher von Braun schon seit Jahren klar gewesen sei, dass der erste Staat, dem es gelingen würde, eine ständige bemannte Weltraumstation zu errichten, einen riesigen Schritt zur Beherrschung des ganzen Planeten hätte.



*Bonestells Szenario eines
Doppelatomschlags gegen New York, der
auch von einer deutschen Weltraumfestung
aus geführt werden konnte.*



Lange vor dem Twin Tower Desaster hatte Bonestell schon ein atomares Ground Zero

*für Manhattan zu Papier gebracht - Bonestell
der von Brauns Weltraumvisionen grafisch
umsetzte, könnte dabei auch vom
Kriegsprojekt "Schrecklichkeit" erfahren
haben...*

Das Konzept von Wernher von Brauns *Kampfstern
Galaktika* hat bis heute nie etwas von seiner
Faszination auf die Generäle der Großmächte
verloren.

Diese Idee aus dem Dritten Reich tauchte später
bei den Siegern immer wieder auf. Als die US Air
Force im Mai 1959 militärische Anwendungen des
»Orion«-Projekts plante, entwarf man einen 1651
Tonnen schweren »Continent-Buster«
(»Kontinent-Zerstörer«), der als Abschreckung
mit multiplen Atomsprengköpfen über den Köpfen
des Orbit »hängen« sollte.

Der Name dieses Waffensystems lautete «The Horrible Weapon«. Zu Deutsch: **»Projekt Schrecklichkeit«!** **Nicht einmal den Namen hatte man geändert!**

Während Russland lange die finanziellen Mittel zur alleinigen Verwirklichung eines derartigen Projektes fehlten, erzählte der ehemalige Chef der amerikanischen NORAD, General Joseph W. Ashy, schon im Jahr 1996: **»Wir werden im Weltraum kämpfen. Wir werden sowohl aus dem Weltraum herauskämpfen als auch in das Weltall hinein.«**

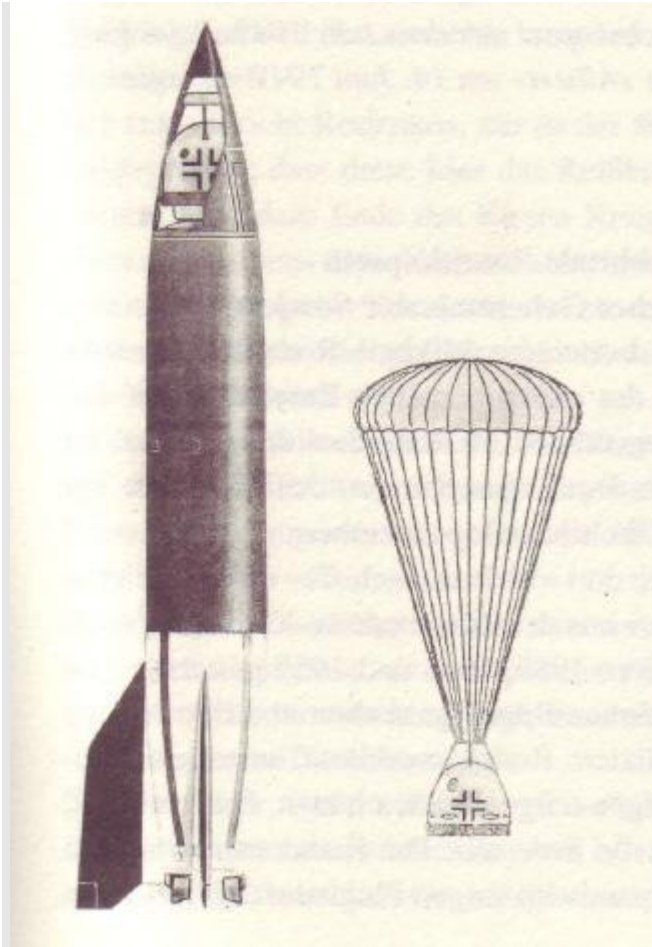
Dazu ergänzte die »Weltraumkommission« des Verteidigungsministers Donald Rumsfeld im Jahr 2001: »Es ist auch möglich, Macht im und aus dem Kosmos zu projizieren, um auf Vorkommnisse überall in der Welt zu reagieren«. Das Ganze war und ist nichts anderes als die Wiederaufnahme alter deutscher Kriegspläne!

[...]

[Editiert von Administrator **The Real Blaze** am
08.11.08 14:17]

The Real Blaze

***Von der Tierversuchskapsel zu von Brauns
Baby Space Station***



EMW-A-4-Höhenrakete mit Tierversuchskapsel (Hamster, Hasen) für Raketenflugversuche in die obere Atmosphäre und in den erdnahen Weltraum. 1951 wurde diese Idee von den

Sowjets für ihre R-1-Rakete, die eine Kopie der A-4 war, verwirklicht.



von Brauns "Baby Space Station"... (1953)



...ausschließlich für Tierversuche

Und weil Tierversuche im Dritten Reich für die künftige bemannte deutsche Raumfahrt unerlässlich waren, hat von Braun diese Vorarbeiten in den USA weiterentwickelt und eine sogenannte "Baby Space Station" daraus entwickelt und 1953 den USA vorgeschlagen. Die Raumstation sollte primär für Tierversuche dienen und scheint optisch mit der Endstufe einer EMW A-13 verwandt. **Nicht Amerikaner und auch keine Russen hätten zu dieser Zeit sich mit diesen Dingen befasst, wenn es keine deutsche Niederlage gegeben hätte, sondern ausschließlich nur die deutsche Raumfahrt.**

[Editiert von Administrator **The Real Blaze** am 08.11.08 14:38]¹¹⁷

¹¹⁷ nexusboard: Deutsche Raumstationen, Copyright © 1998 - 2010, in: < <http://www.nexusboard.net/sitemap/6365/deutsche-raumstationen-t297514/> >.

„www.scinexx.de

Das Wissensmagazin



Weltraumkolonie

"Stanford-Torus"

© NASA/Ames

Wohnen im All

**Lebensform der Zukunft
oder teure Utopie?**

**Können Menschen im All
leben? Wird man eines
Tages dauerhafte
menschliche Siedlungen
außerhalb unseres**

**Planeten bauen und bewohnen? Vor nicht
allzu langer Zeit wären Fragen dieser Art als
pure Science-Fiction, Fantasien oder
bestenfalls als Wunschdenken angesehen
worden.**

Aber inzwischen hat sich diese Einstellung
geändert. Private Initiativen von
Raumfahrtenthusiasten weltweit, aber auch die

staatlichen Raumfahrtbehörden diskutieren Konzepte über Langstreckenflüge zu anderen Planeten, aber auch zu dauerhaften Raumstationen im All. Die ersten Weltraumtouristen waren bereits im Orbit.

Eine Studie der Beratungsgesellschaft Eurospace prognostizierte im Juli 2006 einen regelmäßigen Mond-Tourismus spätestens im Jahr 2100. Eine dauerhafte Besiedelung des Alls erwarteten die 150 befragten Fach- und Führungskräfte aus der Luft- und Raumfahrtbranche allerdings frühestens in 500 Jahren. Angesichts sinkender Unterstützung der bemannten Raumfahrt und drastischen Sparmaßnahmen scheint momentan ohnehin offen, ob die Pläne jemals mehr als nur virtuelle Konstrukte sein werden...

Orangerien, Orbitalräder und Kolonisten
**Frühe Vorstellungen von
Weltraumsiedlungen**

"Es ist Teil der menschlichen Natur, mit einer Fantasie zu beginnen und die Wirklichkeit werden zu lassen." Diese Einschätzung des Science-Fiction Autors Ray Bradbury trifft in besonderem Maße auf die Eroberung des Weltraums durch den Menschen zu. Wie wenige andere Gebiete der Technik oder Wissenschaft hat die Raumfahrt schon immer von Ideen und Impulsen aus dem Reich der Utopien profitiert.



Traumziel Mond

© NASA

Als Jules Verne 1865 seinen Roman "Von der Erde zum Mond" schrieb, glaubte niemand ernsthaft daran, dass eine Reise zum Mond irgendwann einmal möglich sein könnte. Sein Buch gab jedoch einigen späteren Raumfahrtpionieren, wie Herrmann Oberth oder Wernher von Braun, den Anstoß, sich mit den technischen Möglichkeiten einer solchen Reise zu

beschäftigen. Und 1969, gut hundert Jahre später, wurde die Utopie Wirklichkeit: Neill Armstrong und "Buzz" Aldrin betraten den Erdtrabanten. Auch die Idee von Siedlungen im Orbit und auf anderen Planeten wurde als erstes von Zukunftsromanen und der Science-Fiction Literatur aufgegriffen.

Orangerien im Orbit

Anfang des Jahrhunderts befasste sich bereits Konstantin Ziolkowski, einer der geistigen Väter der Raumfahrt, mit der Idee künstlicher Welten in einer Erdumlaufbahn. Diese "Außenstationen", so postulierte der russische Mathematiker, würden zwar in der Anfangszeit noch von der Erde abhängig sein, aber schon bald autark werden, indem sie ihren Sauerstoff und Lebensmittel durch "Orangerien" im Orbit selbst produzieren. Auch die Idee, diese künstlichen Monde eines Tages als Weltraumbahnhöfe für Flüge zu anderen Planeten

einzusetzen, tauchte bereits in seinen Aufsätzen auf. Sein Zeitgenosse Potocnik führte 1929 zum ersten Mal das Konzept einer radförmigen Station ein. In "Das Problem der Befahrung des Weltraums" schlug er vor, eine 30 Meter große "Wohnrad"- Station in eine geosynchrone Erdumlaufbahn zu bringen.

Von Brauns "Baby-Satellit"

In den fünfziger Jahren erschien im Magazin "Collier's" eine Serie zur Eroberung des Weltraums, an der auch Wernher von Braun mitwirkte. Nach dem zweiten Weltkrieg war der Mitentwickler der berühmten deutschen V2-Raketen mit einem Teil seiner Forschungsgruppe nach Amerika gewechselt und wurde dort Leiter des Raketen-Entwicklungsteams der amerikanischen Armee. Auch von Braun glaubte an eine Zukunft mit künstlichen Erdtrabanten. Den ersten Schritt sah er in einem kleinen "Baby-

Satelliten" mit drei Affen an Bord. Später würde dann, so glaubte er, eine 75 Meter große, radförmige Raumstation im Orbit gebaut und von 80 Astronauten bewohnt werden. Neben der Erd- und Wetterbeobachtung sollte diese Raumstation vor allem als Stützpunkt für den Bau von interplanetaren Raumfahrzeugen dienen. Eine bemannte Mission zum Mars könnte dann von diesem Weltraumbahnhof aus starten.

Venus, Mars und Kolonisten

Die Fortschritte in Raketentechnik, Astronomie und Kernforschung sorgten in den fünfziger Jahren auch in der Science-Fiction Literatur für neue Impulse.



So könnte der Mars nach dem "Terraforming" aussehen

© NASA

Menschliche Siedlungen auf anderen Planeten wurden zu einem der zentralen Themen. 1951 beschreibt Arthur C. Clarke in seinem Roman "The Sands of Mars" (Projekt Morgenröte), wie Kolonisten auf dem Mars die Rohstoffe des Planeten und seines Mondes Phobos nutzen, um Energie für ihre Stationen zu gewinnen und dem Roten Planeten langsam irdische Eigenschaften zu geben. Unter anderem setzen sie dazu den im Marsregolith gebundenen Sauerstoff frei.

In Isaac Asimovs Buch "The Martian Way" (Wasser für den Mars) spielen ebenfalls die Methoden, mit deren Hilfe Kolonisten in der lebensfeindlichen Umgebung des Mars überleben können, eine entscheidende Rolle. Die fiktiven Marssiedler stehen vor dem nicht unrealistischen Problem, für ihr Überleben Wasser gewinnen zu müssen, ohne auf die Vorräte der Erde zurückgreifen zu können.

Der übernächste Schritt...

Die ersten konkreten Überlegungen

In den 1960er Jahren überließ die Wissenschaft die Zukunftsvisionen von einem Leben im All nicht mehr nur den Science-Fiction Autoren.

Ingenieure, Physiker und Astronomen begannen, sich mit den technischen Grundlagen von Orbitalstationen und Planetenbasen zu beschäftigen. In zahlreichen Veröffentlichungen wurde über neue Antriebssysteme, Konstruktionen und die günstigste Lage für Weltraumsiedlungen debattiert.



Rohstoffabbau auf einem Asteroiden

Inseln im All

Dandridge Cole, ein Ingenieur der Raketen- und Raumfahrtabteilung von General Electric hatte schon vor der ersten Mondlandung die Pläne für den übernächsten Schritt des Weltraumprogramms parat. In seinem 1964 erschienen Buch "Islands in Space" (Inseln im All) trat er mit Nachdruck dafür ein, zuerst eine Expedition zu den erdbahnkreuzenden Asteroiden und Kleinplaneten auszurüsten. Ein solcher Flug könne nicht nur eine wichtige Vorstufe zu einer Erkundung anderer Planeten sein, sondern auch eine entscheidende Rohstoffquelle für weitere Flüge eröffnen.

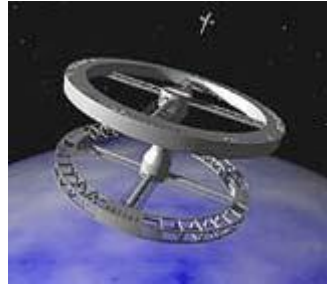
Zusammen mit dem Astronomen Brian O'Leary entwarf Cole ein Konzept, das vorsah, zunächst die Rohstoffe der Asteroiden und des Mondes auszubeuten und aus diesen dann

Weltraum- und Mondstationen zu errichten. Beide vertraten das Prinzip, dafür möglichst wenig Material von der Erde zu nutzen und auf die Sonne als Energielieferanten zurückzugreifen.

Orbit als erste Wahl?

1969 lernte O'Leary bei einem Auswahlverfahren für Astronauten den Physiker Gerard O'Neill kennen. Der an der Princeton Universität als Professor angestellte Hochenergiephysiker war zu dieser Zeit bereits für seine Entwicklung des ersten Teilchenbeschleunigerrings bekannt und hatte unter anderem am amerikanischen Apollo-Program mitgearbeitet. Die Begegnung mit O'Leary gab ihm den Anstoß, sich noch intensiver mit den möglichen Formen und Konstruktionen von menschlichen Siedlungen im All zu beschäftigen.

Wenig später konfrontierte O'Neil die Physikstudenten seines Kurses mit der Frage, ob die Oberfläche eines anderen Himmelskörpers der optimale Ort für die Errichtung einer Station sein könne. Nach längeren Überlegungen bestätigten die Studenten den Schluss, zu dem auch O'Neil schon gekommen war: Da keiner der Planeten in Bezug auf Atmosphäre, Temperatur oder Schwerkraft ideale Bedingungen für eine Besiedelung bietet, stellen völlig neu geschaffene künstliche Raumkolonien die bessere Alternative dar. Solche Kolonien in einer Umlaufbahn oder frei im Raum schwebend hätten nicht nur 24-stündigen Zugang zur Sonnenenergie, sondern auch alle Vorteile der Schwerelosigkeit. Auf einem Planeten dagegen



Raumstation aus
"Odyssee im
Weltraum"

© NASA

wären die Siedler mit unterschiedlichen
Nachtlängen und einer nicht regulierbaren
Schwerkraft konfrontiert.

Die NASA schaltet sich ein

Trotz anfänglicher Ablehnung durch seine
Fachkollegen gelang es O'Neill 1974, seine
Überlegungen in dem angesehenen Fachmagazin
"Physics Today" zu veröffentlichen. Eine im
gleichen Jahr von ihm organisierte Tagung über
Weltraumkolonien weckte nicht nur das Interesse
der Medien und der Öffentlichkeit, sondern ließ
auch die NASA aufhorchen...

Lagrange-Punkte und Rohstoffe vom Mond...

Ein NASA Sommerworkshop bastelt Weltraumkolonien

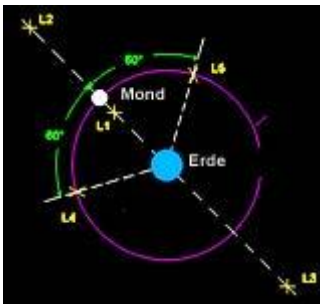
Das Jahr 1975 lieferte einen der ersten
Höhepunkte der ernsthaften Erforschung von

Raumkolonien. Angeregt durch die Überlegungen Gerard O'Neills veranstaltete die NASA in Zusammenarbeit mit der amerikanischen Stanford University einen zehnwöchigen Sommerworkshop für "Engineering Systems Design". Ziel des interdisziplinären Symposiums war es, eine möglichst überzeugende und realisierbare Lösung für die Besiedlung des Weltalls zu entwickeln.

Die kleine Gruppe von Professoren und Studenten aus Physik, Technik, Sozialwissenschaften und Architektur hatte dabei die Vorgabe, sich bei ihrem Konzept an bereits vorhandenen oder in der Entwicklung befindlichen Technologien zu orientieren. Außerdem sollten die Raumstationen so ausgelegt sein, dass sie mindestens 10.000 Menschen dauerhaft Platz und Lebensmöglichkeiten bieten könnten.

Nach zehn Wochen des Rechnens, Diskutierens und Entwerfens präsentierten die Teilnehmer der

Öffentlichkeit ihre Lösungen. Herausgekommen waren drei Koloniemodelle, die zwar jeweils unterschiedlich geformt waren, aber sich in ihrer Lage, den verwendeten Baumaterialien und den lebenserhaltenden Systemen glichen.



Die Lagrange-
Punkte

© Podbregar

Zwischen Erde und Mond

Als günstigste Lage ergab sich eine Position zwischen Erde und Mond, da an einem der so genannten Lagrange-Punkte Erd- und Mondanziehungskraft im Gleichgewicht stehen und

eine Raumstation dort ohne eigenen Antrieb in einer stabilen Lage bleiben kann.

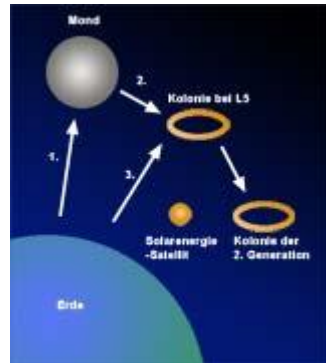
Im System von Mond und Erde existieren fünf solcher Punkte. Die ersten drei liegen auf einer gedachten Linie durch die Mitte der beiden

Himmelskörper. L2 von der Erde aus gesehen hinter dem Mond, L1 zwischen Mond und Erde und L3 auf der dem Mond gegenüberliegenden Erdseite. Alle drei Punkte gelten als instabil, das bedeutet, dass schon kleinste Störungen ein Objekt aus dem stabilen Ruhezustand herausschleudern können.

Im Gegensatz dazu sind L4 und L5 stabile Lagrange-Punkte. Sie liegen in der Mondumlaufbahn, der eine um 60 Grad in Flugrichtung des Mondes versetzt, der andere der Bewegung um 60 Grad hinterherhinkend. Sie gelten als wahrscheinlichste und günstigste Kandidaten für eine stationäre Raumkolonie.

Rohstoffe vom Erdtrabanten

Voraussetzung für alle drei Koloniformen war der Rohstoffabbau auf dem Mond. Nutzt man die auf dem Erdtrabanten vorhandenen Vorräte an Aluminium, Titan und Silikaten, müssen die Baumaterialien für die Stationen nicht mit großem Geld- und Materialaufwand gegen die Schwerkraft von der Erdoberfläche herauftransportiert werden. Das beim Erzabbau auf dem Mond anfallende Geröll könnte, so schlugen die Forscher vor, für die Abschirmung der Kolonien gegen die ionisierende Strahlung des Weltraums genutzt werden.



Schritte zum
Aufbau einer
Raumkolonie
© Podbregar

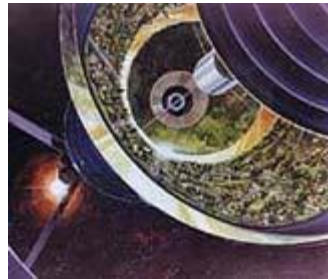
Weltraumräder und Zylindersiedlungen...

Wie könnte eine Weltraumkolonie aussehen?

Unter der Bedingung, möglichst viele Leute und funktionierende biologische Systeme unterzubringen und das ganze so einfach wie möglich zu halten, kamen die Teilnehmer des Workshops auf drei Grundformen für die Kolonie:

Die "Bernal Sphere"

Das einfachste System ist ein fast kugelförmiges Habitat mit außenliegenden Ringen. Diese sogenannte "Bernal Sphere" mit einem Durchmesser von einem Kilometer ist so angelegt, dass sie eine Bevölkerung von 10.000 Menschen auf Dauer erhalten könnte. Ein spezielles Kreislaufsystem ermöglicht es den Kolonisten, aus Sonnenlicht



"Bernal Sphere"
im Anschnitt
© NASA/Ames

und mithilfe der Pflanzen der äußeren Gewächshäuser nicht nur Nahrung, sondern auch Wasser und Atemluft zu gewinnen.

Die gesamte Kugel rotiert um die zentrale Achse, so dass an den Innseiten der Wände irdische Schwerkraft erzeugt wird, während in der Nähe der Mittelachse Schwerelosigkeit herrscht. Große Solarsegel an den Enden der Achse und Spiegelringe um die Kugel herum fangen das Sonnenlicht auf, damit es zur Beleuchtung des Kugelinneren und zur Energiegewinnung genutzt werden kann.

"Island Three"

Eine Weiterentwicklung stellte "Island Three" dar, ein riesiger Zylinder von mehr als sechs Kilometern



"Island Three"

© NASA/Ames

Breite und 30 Kilometern Länge. Die 400 Quadratkilometer Innenfläche bieten mehreren Millionen Menschen und ausgedehnten Plantagenanlagen Platz. Auch hier ist der Lebensraum der Kolonisten die Innenseite der Außenwände, der gesamte Komplex rotiert um seine Längsachse und erzeugt dadurch Schwerkraft.

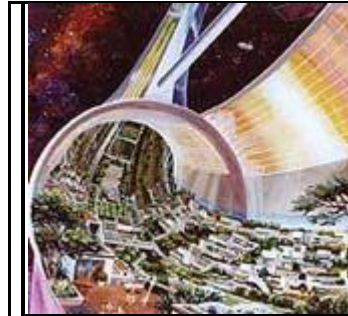
Drei große Fenster über die gesamte Länge des Zylinders lassen genug Licht einfallen, um fast irdische Lichtverhältnisse zu schaffen. Die Spiegel an den Außenringen lenken in jeder Position die optimale Lichtmenge ins Innere. Die Ausmaße des "Innenhimmels" ließen sogar "natürliche" Wetterveränderungen wie Regen oder Sturm und einen blauen Himmel entstehen.

Der "Stanford-Torus"

Das dritte Modell greift auf die klassische Form des "Weltraumrades" zurück. Habitat dieses "Stanford-Torus" war ein durch sechs Speichen verbundener Ring,

in dem 10.000 Menschen arbeiten, wohnen und leben könnten. Um eine erdähnliche Schwerkraft zu erzeugen, dreht sich der gesamte äußere Ring mit einer Geschwindigkeit von einer Umdrehung pro Minute um die innere Nabe. Im schwerelosen Zentrumsbereich der Station liegen Andockstationen für Raumfahrzeuge.

Der Ring ist auf seiner Außenseite mit einer dicken Schicht aus Mondmaterial bedeckt, um die Bewohner vor der Raumstrahlung zu schützen. Ein riesiger Spiegel, der in einem Winkel von 45



"Stanford-Torus"
im Anschnitt
© NASA/Ames

Grad gegenüber der Drehachse der Station angebracht ist, lenkt das Sonnenlicht über ein weiteres Spiegelsystem in das Innere der Kolonieröhre. Das so umgelenkte Licht reicht aus, um den Torus zu beleuchten, die Pflanzen im Inneren des Rings wachsen zu lassen und die Station mit Energie zu versorgen.

Keine reine Fantasie...

So fantastisch diese Zukunftsentwürfe auch klingen mögen, ein Teil der technischen Details, die die Sommerworkshop-Teilnehmer erarbeiteten, bilden auch heute noch die Basis für Raumfahrtentwürfe der Zukunft. Die Idee, Rohstoffe des Mondes und der Asteroiden als Baumaterialien zu nutzen, findet ihren Nachklang in Initiativen wie dem Artemis-Projekt, in dem private Unternehmen und Organisationen eine kommerzielle Nutzung des Mondes vorantreiben und unterstützen wollen. Die NASA selbst bezieht

den Mond als Rohstofflieferanten und Stützpunkt für eine eventuelle Marskolonie mit ein und auch das Prinzip der Baustelle im All wird momentan bei der internationalen Raumstation ISS realisiert.

Außentanks zu Wohnhüllen...

Konzepte für die nähere Zukunft?

Kreative Ideen und Konzepte zum Thema Weltraumkolonien gibt es viele, und nicht wenige davon werden in ferner Zukunft möglicherweise einmal realisiert werden können, aber was sind die realistischen Aussichten für die nähere Zukunft? Gibt es Formen von Raumkolonien oder Stationen, die innerhalb der nächsten Jahrzehnte oder Jahrhunderte denkbar sind?



Shuttle-Außentank
beim Transport

© NASA

Durchaus - wenn es nach den Aussagen von Apollo-Astronaut Edwin Aldrin und einigen anderen

Weltraumenthusiasten geht. Ihre Idee beruht auf einem simplen Recycling-Prinzip: Bisher ist der einzige Teil des Space Shuttles, der nicht wiederverwendet werden kann, der riesige Außentank. Der aus Aluminium bestehende Zylinder liefert den Shuttledüsen den Treibstoff in Form von flüssigem Sauerstoff und Wasserstoff. Er wird abgekoppelt, wenn das Shuttle 97 Prozent der Orbitgeschwindigkeit erreicht hat. Der abgestoßene Tank verbrennt zum großen Teil in der Atmosphäre, übrigbleibende Teile landen im Indischen Ozean - letztendlich weder besonders ökonomisch noch sonderlich umweltfreundlich.

Eine Alternative, die inzwischen auch von Raumfahrtunternehmen erwogen wird, wäre es, die Tanks im Orbit zu belassen und beispielsweise

als kommerzielle Raumstationen oder sogar Weltraumhotels zu nutzen. Jeder dieser Tanks ist groß genug, um ein elfstöckiges Gebäude aufzunehmen, bietet also genügend Platz für Zwischendecks, Wohn- und Schlafräume. Koppelt man zwei oder mehrere dieser Tanks zusammen, kann der Raum beliebig erweitert und der gesamte Komplex in Rotation versetzt werden um dadurch künstlich Schwerkraft zu erzeugen.

Start mit oder ohne Ausrüstung

Wie aber kommt die Ausrüstung für die Tanks ins All? Denkbar und ökonomisch sinnvoll wäre ein sogenannter "Wet Launch". Dabei wird das Innere des Tanks mit den gewünschten Zwischenböden, Möbeln und anderen fixierbaren Gegenständen ausgerüstet und dann mit den normalen Raketentreibstoffen gefüllt. Einmal im All angekommen, werden die Treibstoffreste (Sauerstoff und Wasserstoff) abgepumpt und

nach und nach weitere Module angekoppelt und die Ausrüstung ergänzt.

Eine zweite Variante, der sogenannte "Dry Launch", ist nicht neu: Das Weltraumlabor Skylab das ebenfalls aus einem externen Tank bestand, wurde auf der Erde mit allen Laborutensilien ausgerüstet und dann leer als Nutzlast einer Transportrakete in den Orbit geschossen.

Die NASA reagiert

Auf Drängen verschiedener privater Initiativen hatte Ende der 1990er auch die NASA das Konzept einer kommerziellen

Wiederverwertung der externen Tanks untersucht. Das Ergebnis war erheblich positiver als zunächst



Station aus Shuttle-
Außentanks

© NASA

angenommen. Allerdings müsste das Space Shuttle für das Manöver zum gezielten Abstoßen der Außentanks mehr von dem kompakten, aber sehr schweren Hydrazin-Treibstoff an Bord haben. Diese Tonne mehr Gewicht aber ginge zu Lasten der Nutzlast - wertvoller und bezahlter Ladung.

Die amerikanische Weltraumbehörde bot sich damals sogar an, ihre Tanks kostenlos für Weiternutzung im All zur Verfügung zu stellen. Allerdings knüpfte sich dieses Entgegenkommen an feste Bedingungen: Im Orbit muss der Tank von einem automatischen oder bemannten System eingesammelt und in Empfang genommen werden, das Abpumpen des restlichen Treibstoffes muss gesichert sein und die Innenausstattung darf erst im Orbit erfolgen.

Ende der Shuttle-Ära, Ende der Außentank-Träume?

Angesichts des nahen Endes der Space Shuttle-Ära scheinen sich diese Überlegungen heute weitestgehend erledigt zu haben. Allerdings haben zwei Angehörige eines der wichtigsten Raumfahrtunternehmen der USA, der "Martin Marietta Manned Space Systems", ein Konzept entwickelt, um einen "Wet Launch" eines "möblierten" Außentanks auch ohne Zuhilfenahme des NASA Space Shuttles zu bewerkstelligen.

Die Realisation einer Außentankkolonie scheint zumindest privaten Investoren offenbar weitaus weniger fantastisch als sie vielleicht klingt: Immerhin kündigte der Hotelkonzern Hilton bereits im Oktober 1999 an, er werde sich als erster Sponsor an einem zukünftigen Weltraumhotel beteiligen. Auch die Fluglinie British Airways meldete bereits Interesse an...

Pflanzen statt Vorratstanks

Bioregenerative Systeme als Voraussetzung

für Daueraufenthalte im All

In der Frühzeit der Raumfahrt konzentrierten sich alle Anstrengungen der Ingenieure und Techniker darauf, die Raketen und Raumsonden überhaupt ins All und zu ihren Zielen zu bringen. Nachdem inzwischen die nahen Ziele wie Orbit und Mond erreicht sind, und Space Shuttle Flüge fast schon zum Alltag gehören, steht die Raumfahrttechnik nun einer zweiten großen Herausforderung gegenüber: der Dauerversorgung von Astronauten im All.



Wohnraum der
russischen

Raumstation Mir

© NASA

Auf den relativ kurzen Flügen zum Mond und auch in den bisherigen

Raumstationen beruhten alle Versorgungssysteme mehr oder weniger auf dem Wegwerfprinzip: Sauerstoff und Wasser wurden in Tanks mitgeführt, ein ausreichender Vorrat an Astronautennahrung sorgte für abwechslungsreiche Menüs an Bord, Batterien oder Brennstoffzellen lieferten die nötige Energie. Anfallender Abfall wurde ins All abgegeben oder in Tanks gelagert, das Kohlendioxid der verbrauchten Atemluft auf rein chemischen Wege durch Lithiumwasserstoff absorbiert.

Bei Langstreckenflügen wie zum Mars oder gar bei Daueraufenthalten im All stößt dieses bewährte System allerdings an seine Grenzen. Bedingt durch den begrenzten Platz können nicht mehr alle Vorräte einfach mitgenommen werden. Diese müssen entweder aus den Abfallprodukten

wiedergewonnen oder aus im All vorhandenen Stoffen neu synthetisiert werden.

Dass keines der bisher gängigen physikalisch-chemischen Systeme eine solche Unabhängigkeit von irdischen Quellen erreichen kann, war der Wissenschaft sehr bald klar. Auch, dass ein funktionierendes geschlossenes System auf biologischen Prozessen beruhen muss, war bekannt. Das Vorbild für ein selbsterhaltendes System hatte man schließlich unmittelbar vor Augen - die Erde selbst.

Aber wie läßt sich ein so komplexes Netz aus Interaktionen ins All übertragen? Welche Bestandteile sind entscheidend, welche entbehrlich oder gar schädlich? Diese konkreten Fragen sind bis heute noch nicht vollständig gelöst.

Klar ist bisher nur, dass in jedem Falle Pflanzen

die Basis für ein selbsterhaltendes Versorgungssystem sein müssen. Einerseits produzieren sie sowohl Sauerstoff als auch Biomasse und damit potenzielle Nahrung für die Astronauten. Andererseits sind sie in der Lage, Kohlendioxid und einige Schadstoffe aus der Luft zu filtern, Wasser zu reinigen und die meisten organischen Abfälle abzubauen. Welche Pflanzen für diese Aufgaben am besten geeignet sind, ist zur Zeit Gegenstand zahlreicher Experimente und Laborversuche der verschiedensten Universitäten und Forschungseinrichtungen.

Algen, CELSS und Bios-3

Sibirien als erstes Testlabor für Weltraumbedingungen

Vorreiter auf dem Gebiet der bioregenerativen Lebenserhaltungssysteme war Russland, das schon in den fünfziger und sechziger Jahren mit ersten Versuchen zu so genannten "Controlled

Ecological Life Support Systems" (CELSS) begann. Als aussichtsreichste Kandidaten für die Rolle der "lifesaver" galten zu dieser Zeit einzellige Algen, die in flachen Wasserbecken gezüchtet und untersucht wurden.

Das erste bemannte CELSS Experiment fand 1965 im Institut für Biophysik im russischen Krasnojarsk statt. Es zeigte sich, dass ein Algentank von acht Quadratmeter Fläche ausreichte, um in einer geschlossenen Stahlkammer die Atemluft für einen Menschen im Gleichgewicht zu halten. Allerdings war das getestete System nur bedingt geschlossen, da sowohl Wasser als auch Nährstoffe für die Algen von außen zugeführt wurden. In späteren Versionen des Experiments erreichte man aber immerhin eine Wiederverwertungsrate von 80 bis 85 Prozent.

Bios-3: Sechs Monate Isolation

Der nächste Schritt war es, dieses geschlossene System um verschiedene Getreide- und Gemüsepflanzen zu ergänzen, die als Nahrungsgrundlage für die Astronauten dienen sollten und echte Langzeittests durchzuführen. Bios-3 war geboren. Die luftdicht abgeschlossene Versuchsstation bestand aus vier gleichen Einheiten. Zwei für Weizen und Gemüse, eine dritte mit dem Algentank und die vierte mit den Wohnquartieren der dreiköpfigen Besatzung.

Sechs Monate lang blieben drei Menschen im Inneren dieses "Raumschiffs auf festem Boden". Sie waren darauf angewiesen, von dem zu leben, was sie selbst anpflanzten und ernteten und hatten nur die Luft zum Atmen, die die Pflanzen für sie reinigten und aufbereiteten.

Balance kippt

Nach einiger Zeit zeigte sich, dass die biologischen Systeme zur Lufterneuerung zwar funktionierten, aber nicht ganz ausreichten, um alle organischen Gase zu absorbieren. Ein zusätzlicher Katalysefilter mußte daher eingebaut werden. Außerdem traten negative Wechselwirkungen zwischen den Algen und den höheren Pflanzen auf.

Offensichtlich produzierten die Algentanks einen bisher unbekanntem Stoff, der einige der Pflanzenarten abtötete. Für die Besatzung der Bios-3 stellte diese Wechselwirkung noch keine Gefahr dar, das bestätigte auch Versuchsleiter Gitelson: "Bei der Besatzung, die für sechs Monate in dem Komplex geblieben ist, sind keinerlei Gesundheitsschäden oder Mangelerscheinungen aufgetreten." Auf einem Langstreckenflug beispielsweise zum Mars könnten diese für sich genommen kleineren Probleme für die Crew allerdings zu einer echten

Bedrohung werden.

Alaska, die NASA und Biosphere II

Private Initiativen auf dem Vormarsch

Im Gegensatz zu den intensiven russischen Forschungen an Lebenserhaltungssystemen für Daueraufenthalte im All, hielt sich die NASA lange Zeit sehr zurück. Der Schwerpunkt ihrer Forschungen lag vor allem auf der Züchtung und Erforschung verschiedener Pflanzenarten, die geeignet wären, Astronauten in einem geschlossenen System sowohl mit Luft als auch mit Nahrung zu versorgen. In den letzten Jahren wurde das Testprogramm allerdings intensiviert, so dass mittlerweile drei NASA Institute an eigenen CELSS Systemen arbeiten.

Die Aufmerksamkeit für die Möglichkeiten bemannter Langstreckenflüge wächst. Immerhin hat auch George W. Bush bemannte Flüge zum

Mars inzwischen wieder zu einem - wenn auch eher längerfristige - Ziel erklärt. Damit verbunden müssen auch die Forschungen an technischen Systemen, die ein solcher Langzeitaufenthalt im All erfordert, intensiviert werden. Dies schlägt sich jedoch keineswegs nur in staatlichen Projekten nieder, sondern hat bereits in den 1990ern auch zu einer Reihe von privaten Initiativen geführt.



Biosphere-II

© Biosphere-II

Biosphere II

Vorreiter der privat finanzierten CELSS-Experimente war sicherlich der texanische Multimillionär Edward P. Bass. Er errichtete

in der Wüste von Arizona das mit 13.000 Quadratmetern Fläche größte geschlossenen System, das je gebaut wurde. Unter luftdicht verschlossenen Glaskuppeln wurden sieben unterschiedliche Lebensräume, vom Regenwald

bis zum Korallenriff, eingerichtet und insgesamt 3.000 Pflanzen- und Tierarten eingesetzt. 1991 schloss sich die Luftschleuse hinter den acht "Bionauten", die erst zwei Jahre später wieder aus ihrem künstlichen Ökosystem herauskommen sollten.

Nachdem zu Beginn einige der Pflanzen- und Tierarten ausstarben, stellte sich im Laufe der Zeit zwar wie geplant ein Gleichgewicht ein, aber auch dieser Versuch eines komplett selbsterhaltenen Systems war kein voller Erfolg. Nach etwa einem Jahr musste ein zusätzlicher Kohlendioxidfilter eingebaut werden, und auch die Nahrungsbedürfnisse der Bionauten ließen sich nur zu rund 90 Prozent abdecken.

Aber trotz des extrem negativen Pressechos war Biosphere II zumindest nach Ansicht der Beteiligten kein völliger Fehlschlag. Einer der eingeschlossenen Wissenschaftler schrieb: "Wir

sind überrascht von der Anpassungsfähigkeit der Natur. Wenn wir solche Miniwelten für die Erschließung und Besiedlung des Weltraums bauen können, wird es eines Tages eine Vielzahl von neuen und wunderbaren Welten geben, die es so auf der Erde niemals hätte geben können. Jede Miniwelt nimmt ihren eigenen einzigartigen Weg der Evolution und passt sich den jeweiligen Gegebenheiten an."

Nauvik und Mars Base Zero

Bereits 1989 hat ein weiterer privat finanzierter Versuch begonnen, ein eigenständiges "Ökosystem unter Glas" zu errichten. Die ISECCo (International Space Exploration and Colonization Co.) unterhält in der Nähe von Fairbanks in Alaska ein solches CELSS unter einer Kuppel mit zwölf Metern Durchmesser. Das nach einem Inuitausdruck "Nauvik - Nährender Ort" getaufte System ist, so die ISECCo Vertreter: "...

besonders für Planetenbasen oder dauerhaft bemannte Raumsationen geeignet."

Während der Aufbauperiode sollten in der Kuppel zwar schon Pflanzen angebaut und Tiere gezüchtet, auch einige Vorversuche durchgeführt werden. Im Gegensatz zu Biosphere II wollen die Initiatoren das System aber erst nach einer längeren Übergangsphase schließen: "Wenn die Kuppel fertig ist und Nauvik zum Leben erwacht, wird unser ökologisches System ein bis zwei Jahre brauchen, um sich in einem Gleichgewicht einzupendeln. Einen Beweis für das Funktionieren ist es, wenn wir ein Jahr lang in völliger Isolation überdauert haben."

Da die Initiative jedoch chronisch unter Geldmangel leidet, ist die Kuppel bisher nicht aus dem Planungsstadium herausgekommen. Stattdessen errichtete ISECCo mithilfe von Freiwilligen "Mars Base Zero", eine kleinere

Ausgabe von Nauvik. Diese Kuppel wurde 2004 zwar für 39 Tage geschlossen - Wasser und Sauerstoff kamen aber auch hier von außerhalb.

Ein langfristig funktionierendes autonomes Versorgungssystem wird angesichts leerer Kassen sowohl bei privaten als auch bei staatlichen Organisationen wohl noch etwas auf sich warten lassen müssen...

Der Columbus Effekt

Was treibt den Menschen zur Erschließung des Alls?

Der Weltraum ist kein sehr einladender Ort. Seine Hauptcharakteristika scheinen vor allem aus Negativen zu bestehen: keine Luft, keine Schwerkraft und kaum Wasser. Und zu allem Überfluß ist das wenige, das im All vorhanden ist, meistens auch noch schädlich: Kometen und selbst winzigste Gesteinsbröckchen rasen mit

großer Geschwindigkeit quer durch das Sonnensystem. Ein Treffer dieser kosmischen Geschosse genügt, um eine Raumstation zu gefährden.



Röntgenansicht
der Sonne

© NASA

Die Sonne und der gesamte Hintergrund des Alls geben außerdem kontinuierlich gesundheitschädliche Gamma-, Röntgen- und UV-Strahlung ab. Auf der Erde schirmen das Magnetfeld und die Atmosphäre einen

Großteil dieser kosmischen Strahlen ab, Raumstationen im All sind ihnen jedoch schutzlos ausgesetzt.

Ähnlich lebensfeindlich sieht es auch auf den Himmelskörpern in der Nachbarschaft der Erde aus. Der Mond ist eine Wüste aus Geröll und Staub, trocken und ohne Atmosphäre. Die Venus, der Zwillingplanet der Erde, hüllt seine mehr als

400 Grad heiße und unter hohem Druck stehende Oberfläche in giftige Schwefelsäurewolken und könnte damit gut als Vorbild für neuzeitliche Höllendarstellungen dienen. Und auch der Mars, auf dem frühe Astronomen Wasserkanäle und Spuren von Zivilisationen zu entdecken glaubten, ist alles andere als ein Paradies. Kalt, trocken und von gewaltigen Staubstürmen heimgesucht, bietet auch seine dünne Atmosphäre nur begrenzten Schutz vor der Strahlung des Alls.

Was also treibt immer wieder Menschen dazu, sich die Besiedlung und Erkundung dieser unwirtlichen Weiten vorzustellen? Bloße Neugier und Abenteuerlust? Der Drang nach Höherem? Vielleicht. Aber wohl kaum bei den nationalen Raumfahrtbehörden, die Jahr für Jahr große Summen in die Entwicklung immer neuer Techniken und Methoden stecken. Bei ihnen scheint der Vergleich mit der Entdeckung Amerikas passender: Nur mit der Aussicht auf

Mehrung ihres Reichtums und politischen Einflusses konnte damals Christoph Columbus das spanische Königspaar dazu bewegen, seine Expedition zu finanzieren. Auch Cortez und Pizarro ertrugen die Strapazen in den Dschungeln Südamerikas keineswegs aus Idealismus. Was sie bewegte war sehr viel greifbarer: Kupfer, Gold und andere wertvolle Metalle hofften sie am Ende ihrer Reise zu gewinnen.

Die Projekte zur Erschließung des Weltraums folgen ähnlich greifbaren Zielen. Auch wenn zunächst die Forschung im Vordergrund steht, müssen die Raumfahrtbehörden

ihren Geldgebern, sowohl den staatlichen als auch den privaten, immer häufiger auch einen wirtschaftlichen Nutzen der Expeditionen in Aussicht stellen. Gelder fließen heute fast nur noch dort, wo in Zukunft Gewinne zu erwarten



NEAR Sonde

© NASA

sind.

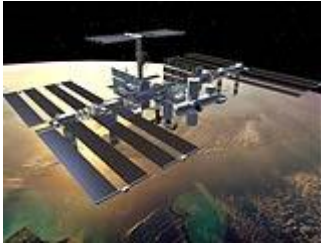
Das aber könnte der Weltraum durchaus bieten. Denn bei aller Lebensfeindlichkeit und Unzugänglichkeit bietet das All wertvolle Ressourcen und Rohstoffe, die sich für die Menschheit auszubeuten lohnen. Asteroiden und Kometen bringen Eisen, Kupfer, Nickel und Kobalt aus den Tiefen des Alls, die steinigen Wüsten von Mond und Mars sind ebenfalls reich an Erzen und nutzbarem Gestein.

Brauchen wir Menschen im All?

Raumstationen, irdische Probleme und Eskapismus

Den Befürwortern der bemannten Raumfahrt und erst recht einer "Kolonialisierung" des Alls weht heute ein kalter Wind entgegen: Abgesehen von dem politischen Prestige der beteiligten Staaten sei beispielsweise von der Internationalen

Raumstation ISS nicht viel mehr zu erwarten als Geld für die Raumfahrtindustrie, bunte Bilder aus dem All und noch mehr Müll in der Umlaufbahn, kritisieren viele.



Internationale
Raumstation ISS

© NASA

Interessanterweise scheinen in den letzten Jahren sowohl die Pro- als auch die Contra-Stimmen gleichermaßen lauter zu werden. Die Zahl der Raumfahrtenthusiasten sowie der privaten Initiativen und Organisationen, die für

eine Förderung der bemannten Erschließung des Alls eintreten, steigt deutlich an. Erste Kooperationen von staatlichen Raumfahrtbehörden mit privaten Gruppierungen haben Weltraumprojekte wie das Asteroidenerkundungsprogramm NEAR erst ermöglicht.

Andererseits wächst jedoch der Druck, angesichts

leerer Staatskassen und immer rigiderer Sparmaßnahmen, die nicht gerade geringen Ausgaben für bemannte Raumfahrtprojekte zu rechtfertigen. Statt die Gelder in die teure Raumfahrt zu stecken, solle man lieber direkt an die Lösung der irdischen Probleme gehen, so die verbreitete Kritik. Zwar soll die Arbeit auf der Raumstation ISS dem wissenschaftlichen Fortschritt und damit dem Wohl der Allgemeinheit dienen, aber ob tatsächlich brauchbare Ergebnisse geliefert werden, kann niemand garantieren.

Noch größer ist der Widerstand gegenüber den Ideen, dauerhafte Raumkolonien im All zu errichten. Die Ablehnung setzt dabei weniger an der finanziellen Seite an, als vielmehr im sozial-ethischen Bereich. Der von der NASA viel strapazierte Vergleich mit der Entdeckung und Eroberung Amerikas erweist sich tatsächlich als ein zweischneidiges Schwert: Mit wem genau sollen die ersten Kolonisten verglichen werden?

Mit Columbus, Cortez und Pizarro, den Eroberern auf der Suche nach Reichtümern? Oder doch eher mit den ersten Pionieren, die als Flüchtlinge aus Europa in die neue Welt aufbrachen, weil sie zu Hause keine Möglichkeit zum Überleben sahen? Der erste Fall widerspräche den so nachdrücklich proklamierten humanistischen Idealen der Raumfahrtkolonie-Enthusiasten. Träfe der zweite Vergleich zu, dürften die ersten Siedler nicht privilegierte Astronauten aus den reichen Industrienationen der Erde sein, sondern die sozial Benachteiligten der Entwicklungsländer.

Allerdings greift auch der Vorwurf des Elitären etwas zu kurz. Angesichts der engen und spartanischen Lebensumstände und der harten Arbeit, die die ersten Kolonisten erwarten würde, will das Szenario der reichen glücklichen Siedler auf geräumigen Raumkolonien, die die eine verarmte und verschmutzte Erde hinter sich lassen, einfach nicht passen...

(Nadja Podbregar, 22.09.2006)¹¹⁸

¹¹⁸ Podbregar, Nadja / Scinexx: **Wohnen im All, Lebensform der Zukunft oder teure Utopie?**, Stand 22.09.2006, Copyright (c) 1998 – 2010, **Springer-Verlag**, Heidelberg - **MMCD NEW MEDIA**, Düsseldorf, in: <
http://www.scinexx.de/inc/artikel_drucken_komplett.php?f_id=320&a_flag=2>.