

2

Raumschiffkonstruktion

Jetzt geht es ans Eingemachte. Will man in den Weltraum fliegen, braucht man dafür das notwendige Werkzeug. Zuerst – und das ist am allerwichtigsten – ist es nötig, sich ein Gerät zu beschaffen, das einen in den Weltraum befördert und einen dort überleben lässt: ein Raumschiff.

2.1 Raumschifftypen

Zunächst eine Klarstellung der Begriffe: Wenn man die kirchturm-großen Raketen der bemannten Raumfahrt auf der Startrampe stehen sieht, kommt davon nur ein sehr kleiner Teil wirklich im Weltraum an. Die unteren Stufen, die quasi nur aus Treibstofftanks und Triebwerken, Stufentrennern und Boostern bestehen, werden für den Aufstieg durch die Atmosphäre benötigt und danach wieder abgeworfen. Das *eigentliche* Raumschiff, also der Teil, in dem Raumfahrer tatsächlich durch den Weltraum fliegen und navigieren, ist nur ein kleiner Teil an der Spitze ([Abb. 2.1](#)).

Doch auch Raumschiff ist nicht gleich Raumschiff. Es gibt eine Vielzahl verschiedener Anwendungen, Umgebungsbedingungen und Sonderfälle, in denen Raumschiffe zum Einsatz kommen, und ebenso vielfältig sind ihre Bauformen. [Abb. 2.2](#) zeigt eine ganz grobe Übersicht darüber, welche primären Klassen von Raumschiffen bisher

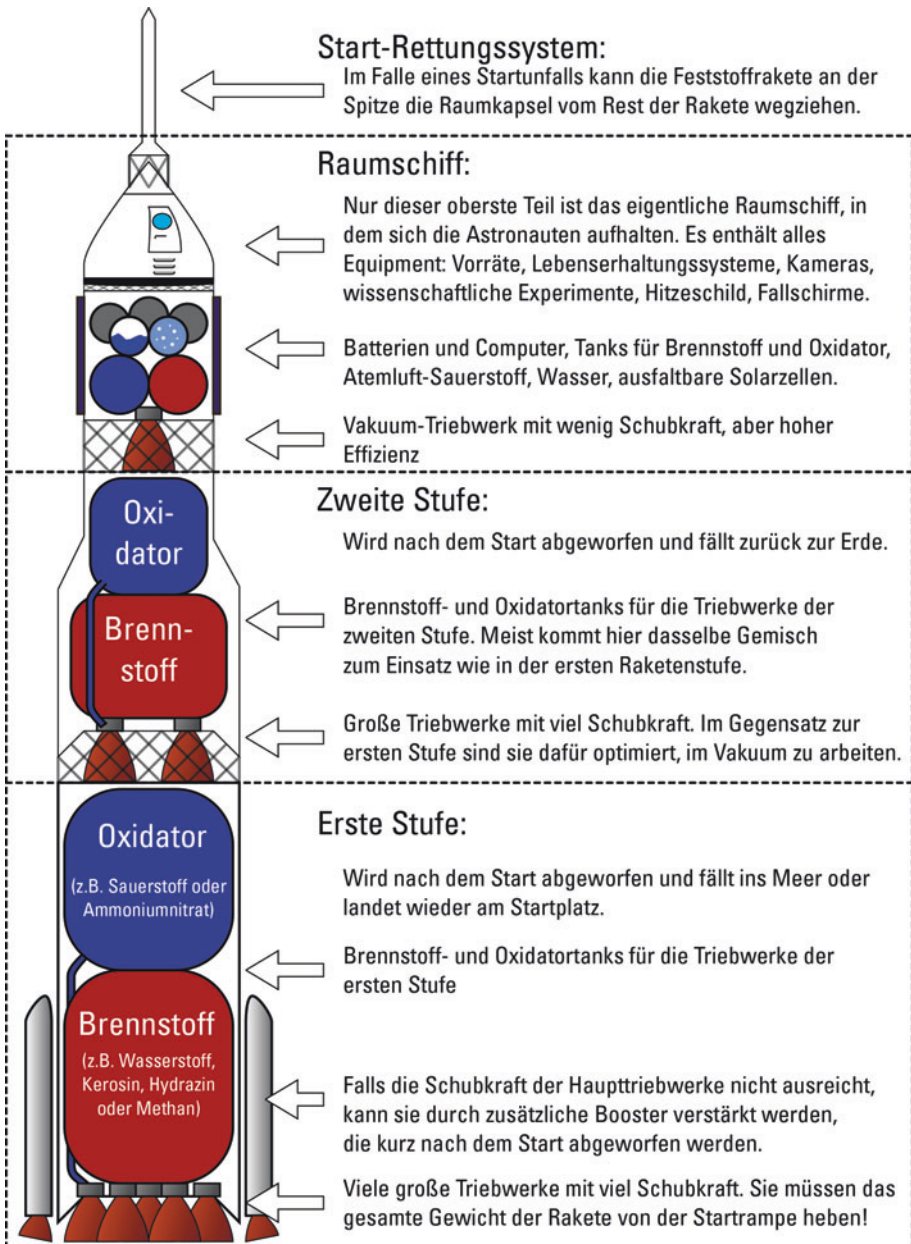


Abb. 2.1 Schematischer Aufbau einer typischen mehrstufigen Flüssigtreibstoffrakete, mit der bemannte Raumschiffe in den Weltraum befördert werden. Das Raumschiff selbst ist nur die oberste Stufe, der Rest der Rakete fällt nach dem Start auf die Erde zurück

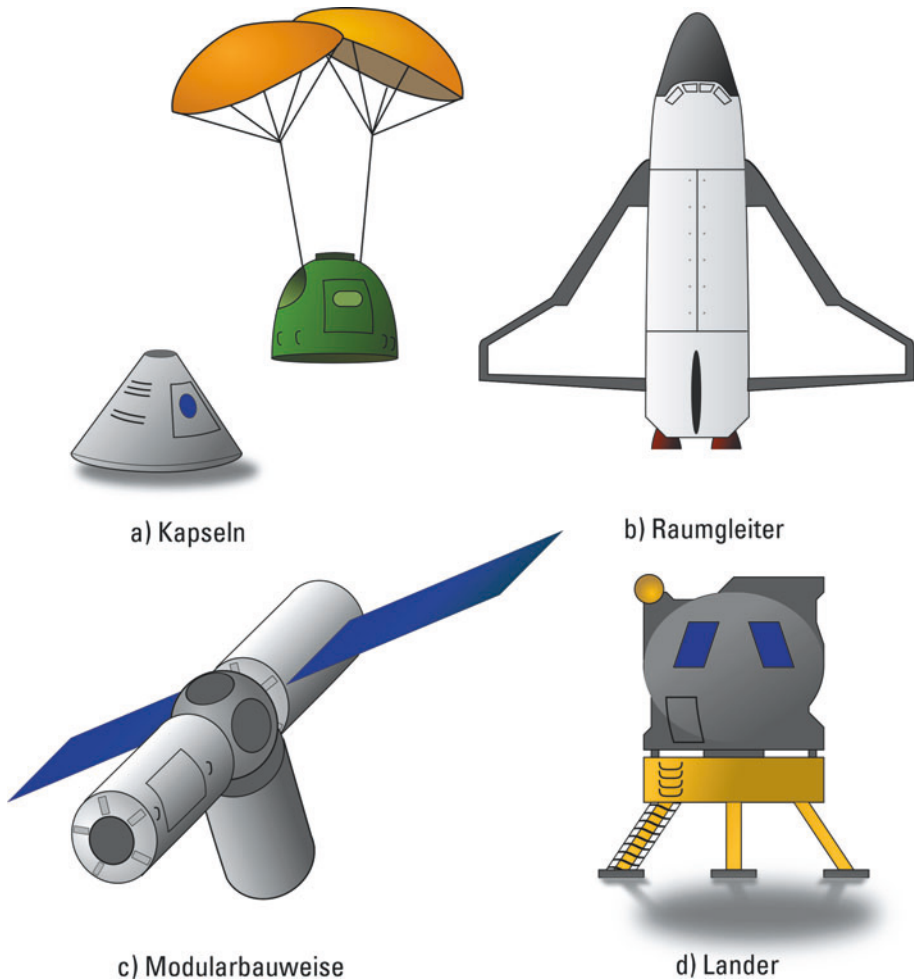


Abb. 2.2 Typische Bauformen von Raumschiffen, wie sie heutzutage tatsächlich eingesetzt werden (nicht maßstabsgetreu): **(a)** Raumkapseln sind die gängigste Bauform, um Menschen in den Weltraum und von dort wieder zurückzubringen (sie sind, bis auf die letzte Flugphase, normalerweise mit weiteren Bauteilen verbunden); **(b)** Raumgleiter wie das Spaceshuttle können zum Transport von Menschen und Fracht eingesetzt werden und aufgrund ihrer aerodynamischen Form wie ein Flugzeug landen; **(c)** Größere Raumschiffe und Strukturen werden in Modulbauweise im Weltraum zusammengedockt, wobei die Module nacheinander mit getrennten Raketen gestartet werden; **(d)** Lander wie der Apollo-Mondlander sind speziell dafür ausgelegt, auf anderen Himmelskörpern zu landen und (insbesondere in der bemannten Raumfahrt) von ihnen wieder zu starten. Ihre genaue Bauform hängt stark von den Eigenschaften des Zielkörpers ab!

von Menschen gebaut und eingesetzt wurden. Es ist hierbei nicht prinzipiell ausgeschlossen, diese Klassifikation zu durchbrechen und beispielsweise einen Raumgleiter zu bauen, der auch auf anderen Himmelskörpern landen kann. Aber bei allen Raumschiffdesignvorgängen muss man stets im Hinterkopf haben, dass jedes Kilogramm mehr an Gewicht riesige Kosten mit sich bringt, dass jedes zusätzlich verbaute elektronische oder mechanische System überlebenswichtig ist, ausfallen kann, wartbar sein muss und in aufwendigen Vorgängen auf der Erde entwickelt und getestet wird.

Um also den Bau eines Raumschiffs überhaupt in ökonomisch vertretbarem Rahmen halten zu können, ist das grundlegende Designprinzip stets: Das einfachste, unkomplizierteste, robusteste und billigste Verfahren wird benutzt.

Dieses Kapitel gibt einen Überblick über viele Subaspekte des Raumschiffbaus, in dem immer wieder dieses selbe Konzept auftreten wird, von der Außenhülle über die Triebwerke bis hin zu Möbeln und Innenausstattung.

2.2 Die Hülle

Der Weltraum ist kalt, luftleer, erfüllt von Strahlung, voller kleiner sowie großer Meteoroiden. Möchte man sich als Mensch in dieser Umgebung aufhalten, so ist es absolut unerlässlich, sich zunächst Gedanken darüber zu machen, wie man die Unannehmlichkeiten des Weltraums außerhalb und die lebenswichtigen und angenehmen Dinge wie Luft und Wärme innerhalb des Raumschiffs hält. All diese Funktionen erfüllt die Hülle des Raumschiffs. Die große Herausforderung ist, diese Anforderungen optimal zu erfüllen und gleichzeitig eine leichtestmögliche Konstruktion zu erreichen, denn letztendlich ist jedes Kilogramm Hülle, das man mehr mitnimmt, ein Kilogramm Nutzlast, das man weniger transportieren kann.

Das gängigste Baumaterial für Raumkapseln ist Aluminium, wie es auch in Flugzeugen verwendet wird. Es hat den Vorteil, dass die Bearbeitungstechniken aus der Luftfahrt sehr ausgereift sind, es sich leicht in beliebige Formen biegen, gießen und zerspanen lässt und aufgrund seiner guten Wärmeleitfähigkeit thermische Spannungen schnell von selbst abbaut. In jüngster Zeit kommen jedoch vermehrt auch Verbundwerkstoffe aus Kohlefasern zum Einsatz, z. B. im SpaceShipOne und SpaceShipTwo der Firma Scaled Composites.

Eine besondere Form des Einpersonenraumschiffs ist der Raumanzug: Auch hier erfüllt die Hülle den Zweck, den Menschen vor den Einflüssen des Weltraums zu schützen, mit der Besonderheit, dass sie aus elastischen, formbaren Materialien bestehen muss. Häufig erfüllt hierbei Kevlar (bekannt aus schusssicheren Westen) die Funktion der Schutzschicht gegen Mikrometeoroiden, Mylarfolie die vakuumdichte Versiegelung und spezielle Unterwäsche mit eingearbeiteten Flüssigkeitsschläuchen die Thermoregulation (vgl. [Abschn. 4.5](#))

Da die Materialentwicklung bei Raumanzügen über viele Jahrzehnte optimiert und verfeinert wurde, stellen inzwischen Raumschiff- oder Raumstationsmodule, die aus denselben flexiblen Materialien hergestellt sind, eine echte Alternative zu starren Aluminiumkonstruktionen dar. Die von der amerikanischen Firma Bigelow Aerospace gefertigten, aufblasbaren Raumstationsmodule (bspw. das BEAM-Modul an der internationalen Raumstation) sind die wohl bekanntesten Beispiele hierfür.

Strahlung, Hitze, Meteoroiden

Die Sonne ist die Licht-, Wärme- und Strahlungsquelle im Zentrum des Sonnensystems. Permanent erreichen 1.6 kW/m^2 an Strahlungsleistung die Erde, ein Großteil davon in Form von infrarotem, sichtbarem und ultraviolettem Licht. Die Erdatmosphäre (insbesondere die Ozonschicht) schützt uns auf der Erde vor einem Großteil der UV-Strahlung und absorbiert ebenfalls einen Teil des sichtbaren und infraroten Lichtes, sodass hiervon auf der Erdoberfläche noch etwa 1 kW/m^2 übrigbleiben. Fliegt man näher an die Sonne heran, nimmt die Strahlungsleistung der Sonne pro Quadratmeter im selben Maße zu, wie sich die Sonnenscheibe aus der Sicht des Raumschiffs vergrößert; fliegt man in die äußeren Bereiche des Sonnensystems, nimmt die Strahlungsleistung im gleichen Maße ab.

Im extremen Gegensatz zur Sonne sind alle anderen Richtungen, in die man im Weltraum schauen kann, sehr, sehr dunkel und kalt. Vergleicht man das Lichtspektrum des Weltalls mit dem eines aufgrund seiner eigenen Wärme leuchtenden schwarzen Körpers, so ergibt sich eine Temperatur, die gerade mal $2,73 \text{ Kelvin}$ über dem absoluten Temperaturnullpunkt liegt, also bei $-270^\circ \text{ Celsius}$. Während die sonnenzugewandte Seite eines Raumfahrzeugs also permanent aufgeheizt wird, strahlt die sonnenabgewandte Seite ihre Wärme in das kalte

Weltall hinaus ab. Es ist daher notwendig, sich über Wärmeleitung im Raumschiff sowie eventuelle Kühlung oder Heizung Gedanken zu machen – tut man das nicht, können Materialverspannungen auftreten, es kann zu Materialermüdung kommen und die Hülle könnte undicht werden.

Ist die Hülle nicht selbst ausreichend wärmeleitend, kann entweder ein flüssigkeitsbasiertes System zum Wärmetransport zum Einsatz kommen (in der Internationalen Raumstation arbeitet dieses System auf Basis von Ammoniak) oder verteilte Heiz- und Kühlelemente, die thermische Verspannungen des Materials durch temperaturbedingte Ausdehnung und Schrumpfung des Materials minimieren. Bei den Apollo-Flügen zum Mond hingegen nahm man sich der Problematik höchst pragmatisch an: In der ereignislosen Flugphase zwischen niedrigem Erdorbit und dem Erreichen der Mondumlaufbahn drehte sich die Raumkapsel einfach langsam um ihre Längsachse, um eine gleichmäßige Wärmeverteilung zu erreichen.

Für Raumfahrzeuge, die sich eine lange Zeit am Stück im Weltraum aufhalten sollen, sollte man zudem die Wirkung der ungefilterten solaren UV-Strahlung im Hinterkopf behalten: Nicht UV-resistente Farbstoffe werden von ihr rapide ausgebleicht und einige Plastiksorten können spröde werden. Beispielsweise sind die von den Apollo-Missionen auf dem Mond hinterlassenen amerikanischen Flaggen inzwischen vollkommen weiß, da die darin verwendeten Farbstoffe der 60er-Jahre der permanenten Sonnenstrahlung nicht standhielten.

Exkurs

Die Fenster der Internationalen Raumstation sind alle mit UV-Filtern ausgestattet. Bei einigen Fenstern im russischen Teil der Station sind die Filter jedoch getrennt wegklappbar, sodass die Fenster komplett UV-durchlässig gemacht werden können. Dies war ursprünglich für wissenschaftliche Zwecke vorgesehen, um bspw. die Erdatmosphäre mit UV-Instrumenten aus der Station heraus untersuchen zu können.

Sehr schnell zeigte sich jedoch: Wenn menschliche Haut mit ungefiltertem UV-Licht der Sonne in Kontakt kommt, bekommt man innerhalb weniger Sekunden wirklich schlimmen Sonnenbrand! Inzwischen werden die UV-Filter nicht mehr weggeklappt.

Doch Licht (ob sichtbar oder unsichtbar) ist nicht die einzige Sorte Strahlung, die ein Raumschiff abschirmen können muss, denn auch die *kosmische Strahlung*, die auf der Erdoberfläche quasi vollständig

von der Atmosphäre abgeschirmt wird, ist im Weltraum ständig präsent. Die Leistungsdichte dieser Strahlung liegt mit ungefähr einem Watt/cm^3 zwar deutlich unter der des Sonnenlichtes, sie ist jedoch aufgrund ihrer Eigenschaft, tief in Materie (und auch menschliches Gewebe) einzudringen, besonders schwer abzuschirmen (s. hierzu auch [Abschn. 5.7](#)).

Für Missionen im niedrigen Erdorbit dient das magnetische Feld der Erde als relativ effiziente Abschirmung, zumindest für niederenergetische geladene Teilchen. Diese folgen den Erdmagnetfeldlinien zu den magnetischen Polen und sind schließlich für die Erzeugung von Nordlichtern in der oberen Erdatmosphäre verantwortlich. Bewegt man sich jedoch außerhalb der Van-Allen-Strahlungsgürtel (zwischen 1000 und 60.000 km über der Erdoberfläche, s. [Abb. 2.3](#)), so hat das Erdmagnetfeld keine Abschirmungswirkung mehr. Wie auch auf der Erde gilt für die Abschirmung dieser Strahlung, dass eine möglichst dichte, möglichst dicke Wand vonnöten ist. Ideal wären hierbei Materialien wie Blei oder Wolfram, die jedoch aufgrund ihres großen

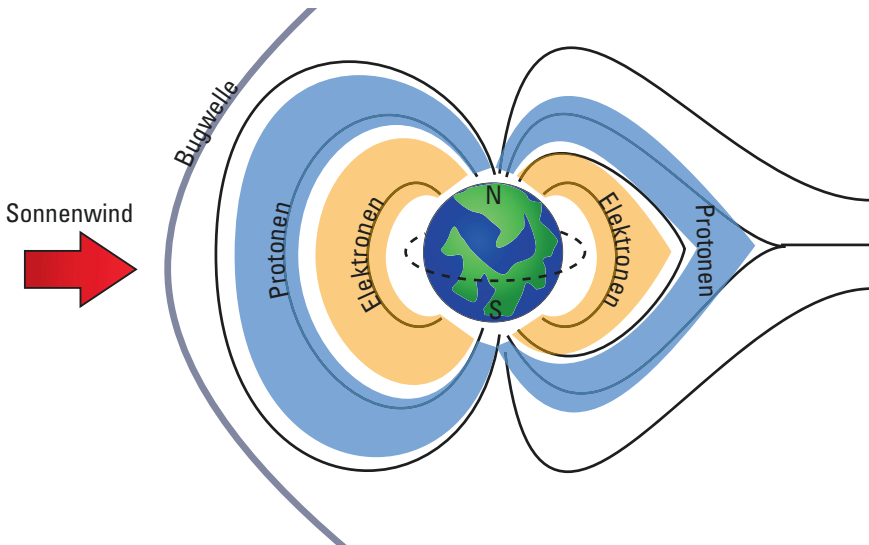


Abb. 2.3 Erdmagnetfeld und Van-Allen-Strahlungsgürtel (nicht maßstabsgetreu). Elektronen bevölkern den inneren Strahlungsgürtel (zwischen 1000 und 6000 km über der Erdoberfläche) und Protonen den äußeren Gürtel (zwischen 13.000 bis 60.000 km). Bemannte Raumfahrt im niedrigen Erdorbit (gestrichelte Linie) spielt sich unterhalb dieser Strahlungsgürtel ab und ist somit durch das Erdmagnetfeld abgeschirmt

Gewichts unbeliebt sind, das ja gerade bei der Raumschiffkonstruktion möglichst eingespart werden sollte. Für eine gewichtseffiziente Strahlungsabschirmung auf längeren Raumflügen empfiehlt es sich daher, andere Materialien, die man ohnehin mitführen muss, in doppelter Funktion einzusetzen: So gibt es z. B. Vorschläge, die Treibstoff- und Wassertanks eines Raumschiffs als Hohlzylinder um die Crew-Abteile herum auszulegen, sodass diese gleichzeitig zur Abschirmung von Strahlung dienen.

Abgesehen von Elementarteilchen fliegen im Weltraum auch größere Teile von Materie umher: Von Staubkörnern, die kaum die Größe eines Zigarettenraucherosols aufweisen, über murmel-, tennisball- bis hin zu stadtgroßen Meteoroiden gibt es natürlich auftretende Projektile. Im Erdorbit gesellt sich eine zunehmende Menge an Weltraumschrott hinzu: Von ausgebrannten Raketenstufen, über Schrauben und Bolzen bis hin zu gefrorenen Treibstofftropfen und abgeplatzten Farbflecken gibt es auch hier ein weites Größenspektrum. Die enormen Geschwindigkeiten, mit denen diese Objekte durch den Weltraum fliegen, stellen dabei ein großes Problem dar: Die Orbitalgeschwindigkeiten im niedrigen Erdorbit liegen um die 7 km/s, die Bahngeschwindigkeit der Erde um die Sonne gar bei 100 km/s, und Meteoroiden begegnet man typischerweise mit Geschwindigkeiten, die in derselben Größenordnung liegen. Dies ist ein Vielfaches der Geschwindigkeit, mit der panzerbrechende Munition verschossen wird! Wie man leicht errahnen kann, bräuchte man eine Panzerung von vielen Metern Stahl, um sich tatsächlich vor einem Aufprall von Meteoroiden schützen zu können. Dies ist aufgrund des benötigten Gewichts vollkommen unrealistisch. Stattdessen versucht man größere Brocken schon frühzeitig mit einem Radarsystem zu erkennen und ihnen auszuweichen – es wird jedoch nicht möglich sein, einem erbsengroßen Projektil, das sich mit 100 km/s bewegt, auszuweichen.

Für sehr kleine Mikrometeoroiden mit Größen von Staub- bis hin zu Reiskörnern jedoch gibt es eine leichte und gleichzeitig sehr effektive Abschirmungstechnik: Das *Whipple-Shield* besteht aus einer dünnen Folie (meist Aluminiumfolie oder eine keramische Gewebestruktur), die einige Zentimeter außerhalb der eigentlichen Raumschiffhülle gehalten wird. Trifft ein Meteoroid mit Geschwindigkeiten von 3–18 km/s auf eine solche Folie, so wird er beim Durchschlagen dieser durch die enorme Aufprallenergie vollständig zerstäubt und in Plasma verwandelt. Bis das Plasma den Hohlraum zur eigentlichen Hülle überwunden hat, hat es sich auf eine ausreichend große Fläche verteilt, um dort keine Zerstörung mehr anrichten

zu können. Noch schnellere Teilchen können abgefangen werden, indem dieselbe Konstruktion in mehreren Schichten wiederholt wird, sowie Lagen aus reißfestem Material wie z.B. Kevlar eingebracht werden.

Bleibt noch das Problem der mittelgroßen Projektile, zwischen Reiskorn- und Tennisballgröße. Bei einem solchen Treffer lässt sich nur hoffen, dass es das Raumfahrzeug sauber durchschlägt, keine wichtigen Systeme beschädigt und die entstehenden Lecks schnell abgedichtet werden. [Abb. 2.4](#) zeigt ein Beispiel eines solchen Einschlags, der ein Radiatorpaneel des Spaceshuttles „Endeavour“ glatt durchschlug, aber glücklicherweise keine sonstige Beschädigung hervorrief. Im Design einiger Raumschiffhüllen sind heutzutage selbstversiegelnde Materialien, wie sie schon aus Treibstofftanks bekannt sind, für genau solche Fälle integriert.

Hitzeschild für den Wiedereintritt

Der Wiedereintritt in die Erdatmosphäre hat ziemlich genau die entgegengesetzten Bedingungen, wie sie im Weltraum selbst herrschen:

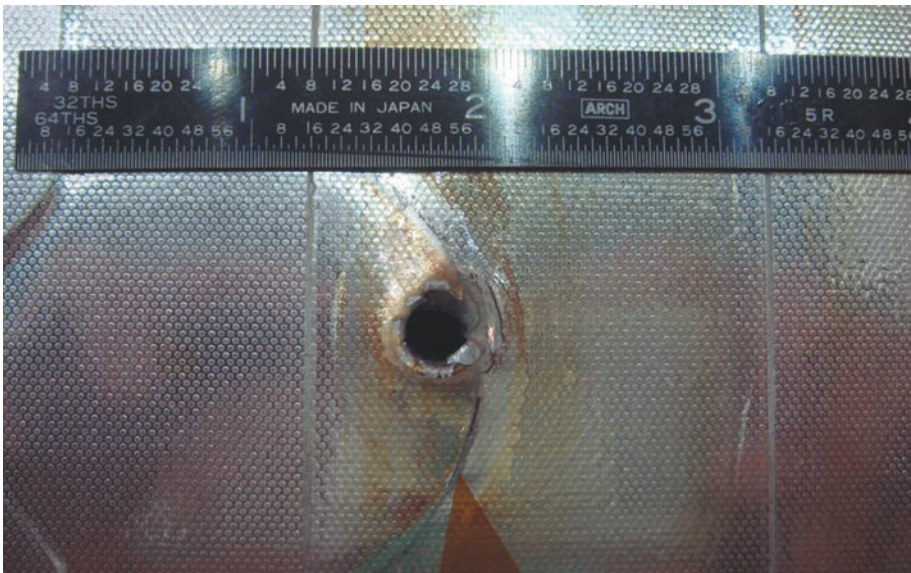


Abb. 2.4 Einschlagskrater eines Mikrometeoroiden oder Weltraumschrottteilchens in einem Radiatorpaneel des Spaceshuttles „Endeavour“. Das ursprüngliche Einschlagteilchen war vermutlich etwa erbsengroß, das Loch hat einen Durchmesser von ungefähr einem halben Zentimeter. (Bildquelle: NASA)

Während im Weltraum Unterdruck, Vakuum, geringe von außen wirkende Kräfte das Hüllendesign bestimmen, gibt es beim Wiedereintritt einen Übergang zu sehr heißem, dichten Material, durch turbulente Strömung bestimmte äußere Kräfte und starke Beschleunigungen. Am Ende des Wiedereintritts stehen dann „Normalbedingungen“, wie man sie von der Erde kennt.

Die größte technische Herausforderung hierbei stellt die Aufheizung dar, die das Raumfahrzeug beim atmosphärischen Wiedereintritt erfährt, da durch Reibung an der Atmosphäre Wärme übertragen wird. Die gesamte Bewegungsenergie des Raumschiffs, für die beim Start große Mengen Treibstoff verbraucht wurden, muss für eine Landung auf der Erde wieder abgegeben werden. Prinzipiell könnte das wie schon beim Start durch den Einsatz von Raketen bewerkstelligt werden, indem also mit großen Bremsraketen alle Bewegung gestoppt würde. Jedoch ist es deutlich ökonomischer, die Energie an die Atmosphäre abzugeben. Eine Möglichkeit dafür wäre, in einem aerodynamisch geformten Raumschiff mit der Nase voran in die Atmosphäre einzutauchen und die Bewegungsenergie durch Luftreibung vollständig in Wärme umzuwandeln. Die dabei entstehende Wärmemenge wäre jedoch extrem groß, weshalb aufwendige Kühl- und Wärmedämmungssysteme benötigt würden, sodass der atmosphärische Wiedereintritt tatsächlich *nicht* nach diesem Schema erfolgt – denn es gibt einen besseren Ansatz.

Als Ende der 50er-Jahre erstmalig Windkanaltests zur Konstruktion von Wiedereintrittskörpern ausgeführt wurden, stellten die Ingenieure fest, dass die Aufheizung ihrer Testobjekte in überschallschnellen Luftströmungen nicht wie erwartet mit der Reibung zunahm, sondern umgekehrt proportional zu dieser war – d. h. dass sich Objekte mit einem größeren Reibungskoeffizienten weniger schnell aufheizten als die mit geringer Reibung. Der Grund dazu fand sich in der Eigenschaft überschallschneller Luftströmungen, an Hindernissen Schockwellen auszubilden. In diesen Schockwellen findet ein sprunghafter Übergang der Strömungsgeschwindigkeit von Über- zu Unterschallgeschwindigkeit statt, die mit einer starken Verdichtung und Aufheizung der Luft einhergeht. In einem aerodynamisch geformten Körper, der darauf optimiert ist, dass eine unterschallschnelle Luftströmung seinen Oberflächenkonturen möglichst laminar folgt, haben diese Schockwellen direkten Kontakt mit der Oberfläche (vgl. die Pfeilform in [Abb. 2.5a](#)) und es kommt zu einem starken Wärmetransfer der aufgeheizten Luft an das Objekt, zusätzlich zur direkten Reibung an der Oberfläche.

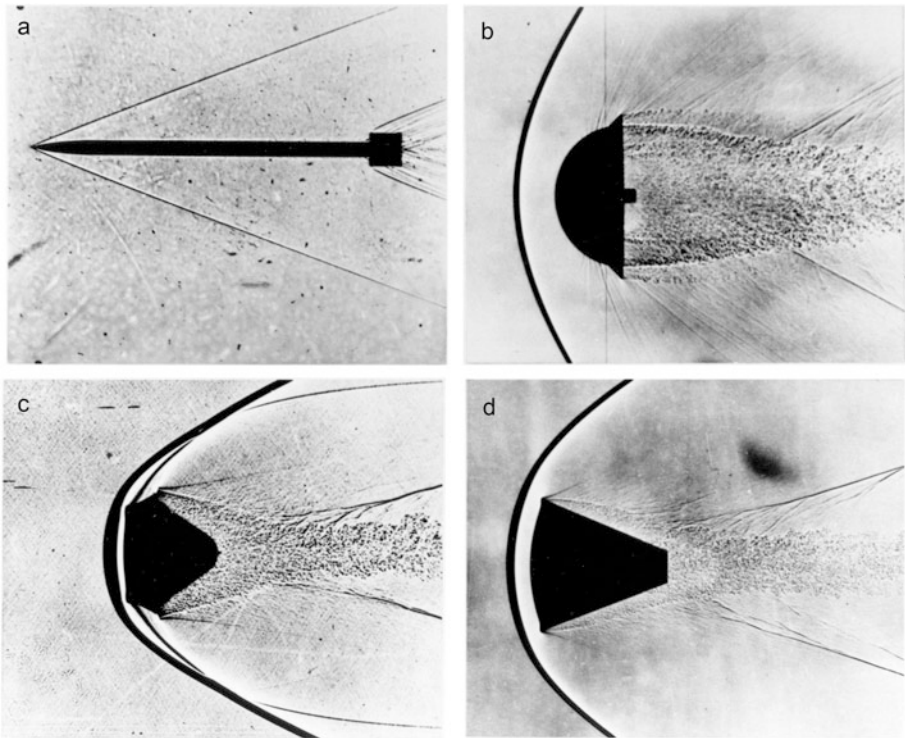


Abb. 2.5 Windkanalaufnahmen verschiedener Wiedereintrittskörperformen bei Überschallgeschwindigkeit. Während bei einem aerodynamisch geformten Körper (a) die überschallschnelle Luft direkt mit dem Fahrzeug in Kontakt tritt und es somit zu großer Reibungshitze kommt, bilden sich bei den stumpfen Bauformen (b–d) kontaktlose Schockwellen vor dem Wiedereintrittskörper, die verhindern, dass ein direkter Kontakt zum heißen Plasma stattfindet. Die Bilder zeigen die Entwicklung der Bauform im amerikanischen Raumfahrtprogramm von 1953 (a, b) bis 1957 (d) (Bildquelle: NASA)

Ein stumpfes Objekt hingegen, wie z. B. die weiteren Bauformen, die in [Abb. 2.5](#) b–d gezeigt werden, führt zu einer Anstauung der Luft vor dem Objekt, wodurch die Schockwelle die Form einer Bugwelle annimmt, die nirgendwo in direktem Kontakt mit dem Wiedereintrittskörper steht. Die Luft trifft zunächst mit überschallschneller Geschwindigkeit auf diese Schockwelle, wird darin auf Unterschallgeschwindigkeit relativ zum Objekt abgebremst und verlangsamt sich schließlich weiter, bis die Strömung direkt an der Oberfläche quasi stagniert. Somit gibt es nur einen vernachlässigbar kleinen Betrag an tatsächlicher Reibung an der Schiffsoberfläche! Ein Großteil der

aufgeheizten Luft folgt weiterhin dem Verlauf der Schockwelle um das Raumschiff herum und verteilt ihre Wärme letztlich an die Umgebungsluft. Lediglich die direkte Wärmestrahlung, die von der Schockwelle auf die stumpfe Seite des Wiedereintrittskörpers trifft, führt zu einer Aufheizung desselben.

Im ersten bemannten Raumschiff, „Wostok 1“, mit dem Juri Gagarin als erster Mensch die Erde umkreiste, war der Wiedereintrittskörper kugelförmig. Diese Form war insofern von Vorteil, als durch die Rotation der Kugel stets eine andere Seite aufgeheizt wurde und sich die Wärme somit gleichmäßig auf die gesamte Außenhülle verteilte. Jedoch ist genau diese Rotation ein großer Nachteil für die darin befindlichen Astronauten, da die starken Beschleunigungskräfte nun in unvorhersehbare Richtungen wirken. Neuere Wiedereintrittskörper haben daher meist eine *Sphere-Cone* (Kugel-Kegel) genannte Bauform, in der ein Kugelsegment nahtlos in einen Kegelstumpf übergeht. Diese Bauform hat eine stabile Vorzugsrichtung, sodass die Beschleunigung hierbei stets in dieselbe Richtung zeigt. Durch leicht asymmetrische Auslegung dieser Bauform lässt sich außerdem eine begrenzte Steuerfähigkeit erzielen, indem das Raumschiff beim Wiedereintritt um seine Längsachse gedreht wird.

Eine besonders eigentümliche Bauform des Wiedereintrittskörpers wies das Spaceshuttle auf: Hier trat der gesamte, prinzipiell flugzeugförmige und somit aerodynamisch geformte Orbiter wieder in die Erdatmosphäre ein. Um dennoch die zuvor genannten Vorteile einer stumpfen Wiedereintrittsform und der damit verbundenen geringeren Aufheizung zu haben, flog es beim Wiedereintritt keinesfalls mit der Nase voraus, sondern mit der Unterseite in Flugrichtung. Diese instabile Ausrichtung konnte beibehalten werden, indem vom Bordcomputer genaueste Steuerbewegungen durchgeführt wurden. Im Fall der Raumfähre „Columbia“ führte beim letzten Flug (STS-107) eine Beschädigung des Hitzeschildes dazu, dass die Steuerflächen auf der Steuerbordseite ausfielen, das Shuttle in eine unkontrollierte Trudelbewegung überging und somit keine geeignete Ausrichtung mehr hatte, um die Schockwelle von der Hülle fernzuhalten – es folgte die Zerstörung des Raumschiffs und der Verlust der gesamten Besatzung. Unter anderem deswegen entschied die NASA, wieder zu „gewöhnlichen“ Raumkapselbauformen zurückzukehren, auch wenn damit andere Vorteile der Raumgleiterbauform, wie die punktgenaue Landemöglichkeit, damit aufgegeben wurden.

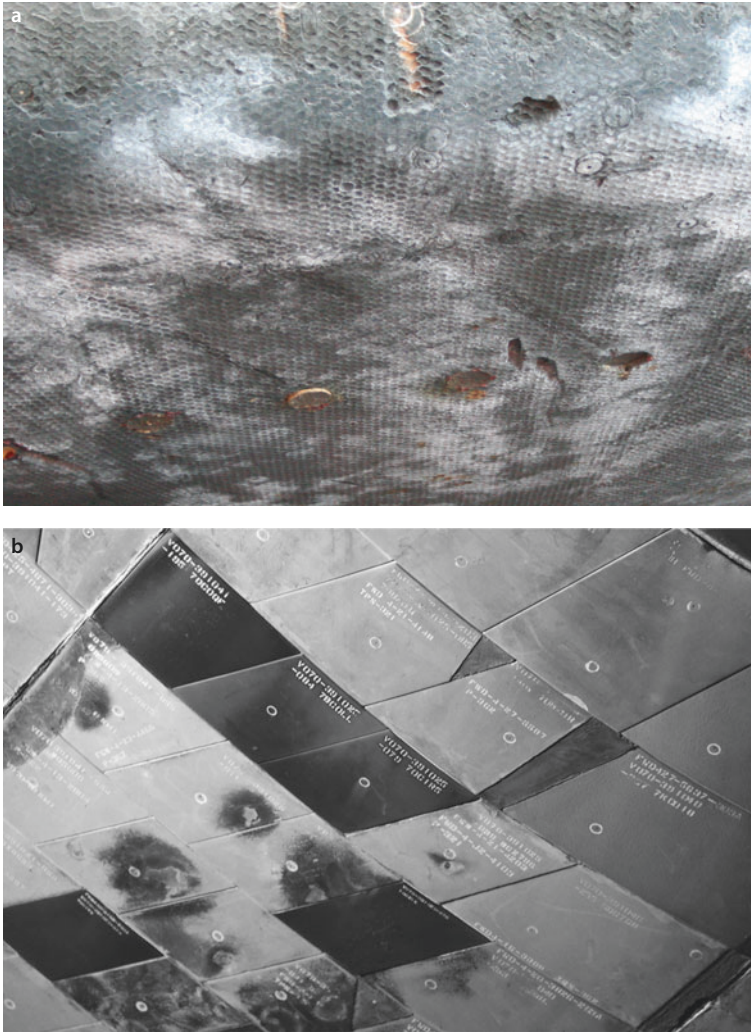


Abb. 2.6 (a) Hitzeschild der Apollo-12-Kapsel nach der Rückkehr auf die Erde (Bildquelle: NASA) sowie (b) die Kacheln des Hitzeschilds des Spaceshuttles „Atlantis“, fotografiert im Kennedy Space Center

Neben der Geometrie des Raumfahrzeugs und Hitzeschilds gibt es auch bei der Wahl des Materials mehrere Möglichkeiten, die sich grob in zwei Technologien einteilen lassen (vgl. [Abb. 2.6](#)):

1. *Ablative Hitzeschilde* bestehen aus Materialien, die sich aufgrund der wirkenden Hitze pyrolytisch zersetzen und ausdampfen

(Abb. 2.6a). Der austretende Dampf an der Oberfläche wirkt der ankommenden Luftströmung entgegen und drückt somit die Schockwelle noch einmal weiter vom Raumschiff weg. Zusätzlich hat dieses Gas nur grob die Verbrennungstemperatur des Hitzeschildmaterials und ist somit deutlich kälter als die aufgeheizte Umgebungsluft. Im amerikanischen Mercury-Programm kamen erstmalig solche ablativen Schilde aus Fiberglas und Epoxidharz zum Einsatz.

Modernere Hitzeschilde bestehen aus einer Mischung von Kohlenstoff und Phenolharzen, die entweder als gesinterte Pulvermischung oder, im Fall des PICA-X-Hitzeschildes der Firma SpaceX, als Kohlefaserlagen, die in Harz getränkt sind, ausgelegt werden. Bei der Zersetzung des Phenolharzes werden Kohlenstoffpartikel mit aus dem Hitzeschild hinausgetragen, heizen sich ähnlich wie in der Flamme eines Feuers bis zur Weißglut auf und haben so die Eigenschaft, die Strahlungswärme der Schockwelle noch außerhalb des eigentlichen Hitzeschildes zu absorbieren und wegzutransportieren.

Während die verwendeten Materialien leicht und relativ günstig sind, haben ablativ Hitzeschilde den Nachteil, nur einmal eingesetzt werden zu können.

2. Thermal-Soaking-Hitzeschilde hingegen verfolgen einen anderen Ansatz: hier wird nicht versucht, durch Abgabe von Material den Hitzepuls möglichst schnell vom Raumfahrzeug wegzutransportieren, sondern er wird in besonderen Materialien möglichst vollständig absorbiert und danach über längere Zeit wieder abgegeben. Dies erfordert Materialien mit sehr hoher Wärmekapazität, die jedoch nur sehr wenig Wärmetransport ins Innere des Raumschiffs bewirken.

Während die ersten Mercury-Kapseln zu genau diesem Zweck aus einer speziellen Nickellegierung gebaut wurden (die später zugunsten eines ablativen Hitzeschildes aufgegeben wurde), ist das aus keramischen Kacheln bestehende Hitzeschild eines Spaceshuttle-Orbiters (Abb. 2.6b) das wohl bekannteste Beispiel dieses Prinzips. Die hier zum Einsatz kommende Spezialkeramik ist in der Lage, die komplette Wiedereintrittshitze aufzunehmen und dabei auf der Innenseite nicht mehr als handwarm zu werden; gleichzeitig ist sie weniger dicht als Styropor! Nach jedem Flug dauerte es jedoch mehrere Wochen, bis auch das Innere der Kacheln wieder auf Umgebungstemperatur abgekühlt war. Die weniger stark aufgeheizte



Abb. 2.7 Hitzeschutz auf der Oberseite des Space Shuttles Atlantis. Die stärker aufheizenden Regionen (links) sind mit Hitzeschutzkacheln belegt, die weniger stark aufheizenden (rechts) mit Nomex-Gewebe abgeschildert

obere Seite des Spaceshuttles wurde hingegen mit Matten aus Nomex, demselben Material, aus dem auch die Schutzanzüge für Feuerwehrleute gefertigt werden, belegt (Abb. 2.7).

Die mehrfache Wiedereinsetzbarkeit solch eines Hitzeschildsystems hat sich jedoch gegenüber den Nachteilen, wie der teureren Herstellung, der leichten Zerbrechlichkeit des verwendeten Materials und des größeren Gesamtgewichts, nicht langfristig durchsetzen können, sodass heutzutage primär wieder auf ablative Schilde zurückgegriffen wird.

Es gibt zusätzlich noch die Möglichkeit, den Hitzeschild durch eine aktive Kühlung zu verstärken, in der z. B. Wasser aus Düsen im Hitzeschild direkt in die Schockwelle gesprüht wird. Details über die Bauweise solcher Systeme und ihrer Effektivität sind jedoch geheim. Es kann davon ausgegangen werden, dass bei den Wiedereintrittskörpern von Kernwaffen derartige Kühlsysteme zum Einsatz kommen.

Desweiteren gibt es derzeit sehr aktive Forschung an *Hot Structures*, also Baugruppen, die auch ohne Hitzeschild ihre Funktion beim

Wiedereintritt problemlos ausüben können. Da sie außerhalb der abgeschirmten Fläche bleiben können, wird die benötigte Hitzeschildfläche und somit auch dessen Gewicht verringert.

Den extremsten je durchgeführten atmosphärischen Wiedereintritt führte die Raumsonde „Galileo“ im Juli 1995 durch, als sie in die Atmosphäre des Gasplaneten Jupiter eindrang. Sie erreichte die Atmosphäre mit einer Geschwindigkeit von sage und schreibe 47 Kilometern pro Sekunde und wurde innerhalb von nur zweieinhalb Minuten bis auf Unterschallgeschwindigkeit abgebremst. Bei diesem Vorgang verdampften 80 Kilogramm des Hitzeschildmaterials, die Sonde konnte erfolgreich von einem Fallschirm weiter gebremst werden und Messungen in den tieferen Schichten des Jupiters ausführen.

Landung

Nachdem die Bewegungsenergie des Orbits abgebaut und die durch Aufheizung gefährliche Region des atmosphärischen Wiedereintritts überstanden ist, befindet man sich immer noch in einigen Kilometern Höhe in einem wie ein Stein fallenden Raumschiff. Jetzt sind weitere technische Lösungen gefragt, um auch den verbliebenen Weg bis zum Erdboden (oder der Oberfläche eines anderen Himmelskörpers) angenehm zu gestalten und bei der Landung keinen Krater zu erzeugen.

Raumgleiter wie das amerikanische *Spaceshuttle*, die sowjetische *Buran* und privat betriebene Designs wie das *SpaceShipOne* oder *Dream Chaser* setzen hierbei auf die aerodynamischen Flugeigenschaften ihrer Hüllenform und landen wie gewöhnliche Flugzeuge. Dem Vorteil einer sehr kontrollierten, exakt steuerbaren Landung stehen dabei die Komplikationen im Hitzeschild (s. vorheriger Abschnitt) und das größere Gewicht, das Flügel und Steuerflächen mit sich führen, gegenüber.

Die Alternative für nichtaerodynamisch geformte Raumkapseln und Wiedereintrittskörper stellen *Fallschirme* dar, und diese sind heutzutage die bei Weitem dominierende Technik, um ein Raumschiff vor der Landung abzubremesen. In kompakter Bauform zusammengepackt werden diese Fallschirme zunächst durch einen kleinen Vorschirm herausgezogen, bevor sie sich auffalten. Doch Vorsicht: Ein zu früh geöffneter Fallschirm droht abzureißen, ein zu spät geöffneter sich nicht rechtzeitig zu entfalten und daher nicht ausreichend Bremswirkung zu erzielen. Hier sind tiefgreifende Erfahrung im Fallschirmbau und

gründliche Tests notwendig. Es empfiehlt sich zudem, mehr als nur einen Fallschirm einzusetzen, um auch bei einer unvollständigen Entfaltung eines Schirms noch eine ausreichende Wirkung zu erreichen.

Eine interessante Kompromisslösung aus aerodynamischer Landung und kompakter Bauweise stellt ein *Gleitschirm* dar, der sich ebenfalls im freien Fall auffaltet, dann jedoch eine aktive Steuerung der Fallrichtung ermöglicht. Eine solche Gleitschirmlandung war ursprünglich für das amerikanische Gemini-Programm vorgesehen, wurde jedoch nicht verwirklicht, da die eingesetzten Fallschirme für zuverlässiger gehalten wurden. Auch das russische Kliper-Design (ein im Vergleich zum Spaceshuttle kleinerer Raumgleiter, der jedoch ohne Flügel auskommen sollte und lediglich eine aerodynamische Rumpfform aufwies) sah eine Gleitschirmlandung vor, wurde jedoch nie umgesetzt.

In beiden Formen von Schirmlandung ist es sinnvoll, nach der Ausfaltung des Schirms alle potenziell gefährlichen oder explosiven Stoffe (wie verbliebenen Treibstoff oder giftige Kühlmittel) aus der Landekapsel abzulassen und sonstiges unnötiges Gewicht, wie den nun nicht mehr nötigen Hitzeschild, abzuwerfen.

Alle bisher erwähnten Landetechniken gehen von einer dichten Atmosphäre aus, wie sie auf der Erde oder auch auf der Venus oder dem Saturnmond Titan anzutreffen ist. Auf Himmelskörpern mit einer deutlich dünneren oder gar keiner Atmosphäre ist man hingegen darauf angewiesen, seine Geschwindigkeit anderweitig abzubauen. Der offensichtlichste Ansatz hierfür ist, Triebwerke einzusetzen und eine *Powered Landing* durchzuführen. Die Mondlandungen des Apollo-Programms sind die einzigen bisher durchgeführten bemannten Landungen dieser Art, aber auch quasi alle Landungen von Raumsonden auf anderen Himmelskörpern setzten Landetriebwerke ein. Auch die Sojus-Kapseln setzen in den letzten drei Metern der Landung kleine Feststoffraketen ein, um bei der Landung auf dem harten Steppenboden mit einer möglichst geringen Geschwindigkeit aufzusetzen. Das Konzept der bemannten Dragon-Kapsel von SpaceX sieht ebenfalls die Möglichkeit einer Triebwerkslandung ganz ohne Fallschirmeinsatz vor. Die vertikale Landung eines länglichen Objektes (wie einer Raketenstufe, oder auch einer Landekapsel in länglicher Bauform) stellt allerdings immernoch ein herausforderndes steuerungs- und regelungstechnisches Problem dar, das erst seit kurzer Zeit überhaupt lösbar und noch immer mit Unsicherheit und unzufriedenstellenden Erfolgsquoten belastet ist.

Wenn man nicht gerade in Wasser, Schnee oder einem sonstigen weichen Medium landet, sollte man sich Gedanken über die Bauform seiner Landebeine machen. Diese sollten in der Lage sein, jegliche verbliebene Bewegungsenergie zu absorbieren und – gerade bei einer Landung auf einem Körper mit geringerer Schwerkraft – nicht dazu führen, dass das Landefahrzeug wieder von der Oberfläche abprallt.

Die am weitesten verbreitete Bauform enthält *Crush Cores*. Das sind Segmente aus einem leichten, aus Sechsecken aufgebauten Aluminiumgitter, das sich unter Belastung plastisch verformt und zusammenschiebt (Abb. 2.8). Sowohl die Beine der Mondlandefähre in den Apollo-Missionen als auch die Landebeine der SpaceX Falcon-9-Rakete funktionieren nach diesem Prinzip. Jedoch sind sie jeweils nur ein einziges Mal verwendbar und müssen nach der Landung ausgetauscht (oder einfach auf dem Himmelskörper, auf dem man gelandet ist, zurückgelassen) werden. Für wiederverwendbare Stoßdämpfer lassen sich beispielsweise pneumatische Systeme, wie sie in Pkw verbaut werden, verwenden. Diese jedoch im Vakuum funktionstüchtig zu bekommen, ist deutlich komplizierter, als es in der Erdatmosphäre



Abb. 2.8 Beispiel für ein Crush-Core-Material, das sich bei Belastung plastisch verformt und somit Bewegungsenergie absorbiert. Dieses Aluminiumbauteil stammt aus dem Landebein eines Prototypen einer unbemannten Surveyor-Mondsonde. (Bildquelle: NASA)

wäre. Eine Alternative stellen Wirbelstrombremsen dar, wobei diese nur schwer in ähnlich kompakter Form gebaut werden können, wie die einmal verwendbaren *Crush Cores*.

Umgekehrt kann es für Landungen auf Asteroiden oder Kometen nötig sein, beim Aufsetzen eine Harpune oder eine Erdschraube in den Boden zu rammen, um nicht wieder von der Oberfläche abzuprallen und wegzudriften. Es gibt hier jedoch keine zuverlässigen Erfahrungswerte, welche Techniken tatsächlich gut funktionieren. Sowohl bei der japanischen „Hayabusa“-Sonde, die auf dem Asteroiden Itokawa landen sollte, als auch beim „Philae“-Lander der europäischen „Rosetta“-Sonde auf dem Kometen Tschurjumow-Grassimienko versagten die Verankerungsversuche.

Für Landungen kleiner Raumsonden auf dem Mars wurden mehrfach Airbagsysteme eingesetzt, mit denen der gesamte Landekörper umgeben war und in mehreren Sprüngen von der Oberfläche abprallte, bis er schließlich seine Bewegungsenergie abgebaut hatte. Dies ist jedoch für bemannte Raumschiffe kaum praktikabel, da das Ballonmaterial extrem stabil sein müsste und das unkontrollierte Abprallen bei einer Landung die Beschleunigungskräfte nur schwer handhabbar macht.

All diese Aspekte sind selbstverständlich unnötig, wenn das Raumschiff nie dafür vorgesehen ist zu landen. Raumstationen und Kommunikationssatelliten, Raumsonden und Raketenzwischenstufen können große Mengen an Gewicht einsparen, wenn sie auf aerodynamische Bauform, Wind- und Wetterempfindlichkeit (z. B. durch spezielle Beschichtungen), Hitzeschilde und Landevorrichtungen verzichten können.

Typische Bauformen

Nicht nur für den Wiedereintrittskörper eines Raumschiffs geben die Gesetze der Physik bestimmte, besonders geeignete Bauformen vor, sondern auch für Raumfahrzeuge, die nur für einen Aufenthalt im Weltall konzipiert sind, haben sich bestimmte Konstruktionsschemata etabliert.

Grundlegend sind Raumschiffe in ihrer Bauform dadurch begrenzt, dass sie auf einer Rakete von der Erde aus gestartet werden – selbst wenn sie im Orbit zusammengebaut werden, muss doch jedes grundlegende Bauelement einzeln in die grob zylindrische Form passen, die

an der Spitze einer Rakete für die Nutzlast zur Verfügung steht. Dies führt zu einer charakteristischen Modulbauweise.

Sowohl die russischen (Saljut, Mir) und chinesischen (Tiangong)-Raumstationen, als auch die ISS bestehen aus einer Mehrzahl zusammengedockter Module, in deren Inneren sich jeweils Aufenthaltsraum für die Besatzung befindet; außen herum, je nach Funktion, sind Labor-, Lebenserhaltungs- oder Antriebssysteme angeordnet. Eine besonders häufig anzutreffende Form dieses Modulkonzepts stellt hierbei das russische *TKS-Raumschiff* (*Transportny Korabl Snabschenija*, übersetzt: Transportschiff für Versorgungszwecke) dar. Ursprünglich als größeres Nachfolgeprogramm der Sojus-Kapsel für die russische bemannte Raumfahrt vorgesehen, handelt es sich hierbei eigentlich um ein für sich allein voll ausgestattetes Raumfahrzeug mit Wiedereintrittskapsel, Steuerdüsen, Lebenserhaltungssystemen und Stromversorgung (Abb. 2.9). Es kam jedoch nie zu einem tatsächlichen Einsatz in dieser Funktion. Stattdessen wurde es nach anfänglichen Versuchsflügen als Frachtraumschiff für die Saljut- und Almas-Raumstationen zunehmend als logistischer Grundbaustein für modulare Raumfahrzeuge eingesetzt. Bei der Raumstation Mir basierten die Module Spektr, Kwant-2, Priroda auf dem TKS-Design, bei der Internationalen Raumstation ist es das Swesda-Modul und das (aktuell noch nicht gestartete) Nauka-Modul. Auch für das zukünftige Mir2-Konzept ist wieder ein TKS-basiertes Servicemodul vorgesehen.

Auch für Langstreckenflüge zu anderen Planeten dürfte ein modulares Raumschiffkonzept zum Einsatz kommen, bei wirklich langen

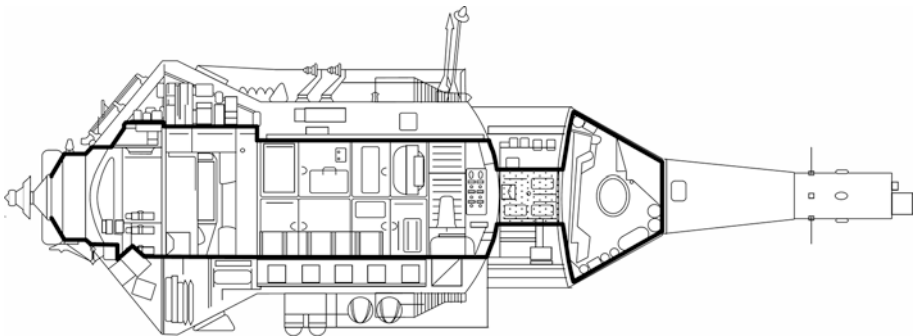


Abb. 2.9 Schnittbild eines TKS-Raumschiffs, das als Basisdesign für eine große Anzahl von Raumstationsmodulen dient. In seiner ursprünglichen, hier gezeigten Bauform enthält es ein abtrennbare Wiedereintrittsmodul, hier rechts im Bild gezeigt. (Bildquelle: NASA)

Aufenthalten im Weltraum werden jedoch statt einfachen linear zusammengesteckten Bauformen vor allem ringförmige Raumschiffe bzw. mit ringförmigen Segmenten ausgestattete Konzepte interessant, bei denen durch Rotation und Zentrifugalkraft eine künstliche Schwerkraft aufgebaut wird. Während Science-Fiction-Darstellungen voll mit solchen ringförmigen Raumschiffen sind, wurde jedoch noch kein einziges tatsächlich gebaut, und die Praktikabilität ist weitestgehend unerforscht.

Dieser Vorgang wäre bereits heutzutage technologisch praktikabel und könnte gerade bei Langzeitaufenthalten auf Raumstationen sehr hilfreich sein. Um tatsächlich zu einer Erdbeschleunigung an simulierter Schwerkraft zu gelangen, muss ein Raumschiff jedoch noch einmal ein ganzes Stück größer sein als die Internationale Raumstation oder sich mit einer sehr hohen Geschwindigkeit drehen, was Andockvorgänge nicht unbedingt einfacher machen würde. Raumschiffkonzepte, in denen Teile des Schiffes stationär bleiben und andere (zumeist ringförmige) Teile sich als Zentrifuge drehen, wären selbstverständlich ebenfalls möglich. Hierbei ist nur ein zuverlässiger, luftdichter Übergang des Innenraums vom stationären in den rotierenden Teil eine Herausforderung.

2.3 Triebwerke, Düsen und Raketen

Der Weltraum ist vor allem eines: sehr, sehr leer. Selbst das beste Laborvakuum, das heutzutage auf der Erde herstellbar ist, enthält mehr Atome pro Kubikzentimeter als der Weltraum. Alle von der Erde bekannten Möglichkeiten, sich zu bewegen, fallen somit weg: Man kann weder rudern noch rollen noch mit einem Propeller gezogen oder geschoben werden. Es ist schlicht und ergreifend nichts um einen herum, auf das man eine Kraft ausüben könnte – außer der Masse, die man selbst in seinem Raumschiff mitbringt. Es gibt also nur eine Möglichkeit, sich im Weltraum in eine gewünschte Richtung fortzubewegen: Man muss einen Teil der mitgebrachten Masse mit möglichst hoher Geschwindigkeit in die entgegengesetzte Richtung wegwerfen!

Das physikalische Konzept dahinter ist das der Impulserhaltung: Angenommen, man sitzt am Anfang im Vakuum in Ruhe ($\text{Impuls} = 0$) und wirft einen massiven Gegenstand in eine Richtung, so muss als Reaktion darauf der entgegengesetzte Impuls auf den Werfenden

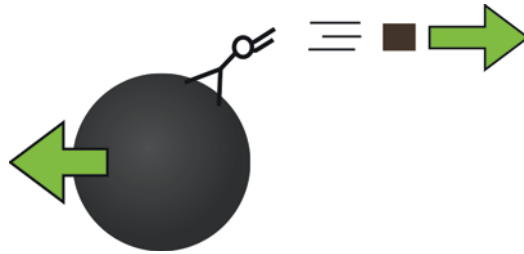


Abb. 2.10 Rückstoßprinzip: Wirft man eine kleine Masse mit hoher Geschwindigkeit davon, dann drückt man sich selbst in die entgegengesetzte Richtung weg. Das Produkt aus Masse und Geschwindigkeit, also der Impuls, ist auf beiden Seiten gleich groß. Raketentriebwerke stoßen daher mit möglichst hoher Geschwindigkeit ihre Masse aus

selbst wirken, um weiterhin einen Gesamtimpuls von 0 zu erhalten (Abb. 2.10).

Tatsächlich ein Raumschiff durch das Herumwerfen schwerer Steine anzutreiben, ist allerdings, wie man sich sicher vorstellen kann, wenig praktikabel. Stattdessen verwendet man gängigerweise Raketendüsen, aus denen die Verbrennungsabgase des Raketentreibstoffs mit hoher Geschwindigkeit ausströmen. Erst die Erfindung des Raketenantriebs ermöglichte es Menschen, in den Weltraum zu reisen. Im Vakuum des Weltraums, und somit in Abwesenheit eines umgebenden Mediums, besteht die beste uns bekannte Möglichkeit, sich fortzubewegen darin, Masse mit möglichst hoher Geschwindigkeit auszuwerfen.

Rechenübung: Die Raketengleichung

Die Frage, welche Ziele man mit einem Raumschiff im Sonnensystem erreichen kann, ist gleichbedeutend mit der Frage, wieviel Geschwindigkeit man auf- bzw. abbauen kann. Die Antwort hierauf wird durch die bereits 1897 von Konstantin Ziolkowski aufgestellte *Raketengleichung* gegeben:

$$\Delta v = v_e \ln \frac{m_{\text{Anfang}}}{m_{\text{Ende}}} \quad (2.1)$$

Mit ihr lässt sich die Geschwindigkeitsänderung Δv berechnen, wenn man einen Teil der Raumschiffmasse (den Triebwerksausstoß) mit der Geschwindigkeit v_e ausströmen lässt. Es gehen sowohl die Anfangsmasse m_{Anfang} als auch die Endmasse m_{Ende} des gesamten Raumschiffs in die Gleichung mit ein – und zwar logarithmisch. Dies bedeutet: Wenn man mehr Masse mit sich führt, muss man auch entsprechend mehr Masse auswerfen, um dieselbe Geschwindigkeitsänderung zu erreichen! Dies ist der Grund, warum Raketen schnell sehr groß werden müssen, wenn sie Menschen zu anderen Himmelskörpern transportieren wollen:

Für jedes Kilo Nutzlast müssen gleich mehrere zusätzliche Kilo Treibstoff mitgenommen werden. Bemerkenswert ist, dass in dieser Gleichung die Schubkraft des Triebwerks nicht von Relevanz ist, sondern nur die Ausströmgeschwindigkeit. Daher sind im Weltraum kleine Triebwerke, die lange laufen, besser als große. In der Erdatmosphäre kommt jedoch die Reibung der Atmosphäre hinzu, sodass man hier möglichst schnell und mit viel Schubkraft aufsteigen sollte.

Eine weitere Konsequenz aus dieser Gleichung war die Erfindung der mehrstufigen Rakete. Man könnte zwar prinzipiell eine Rakete aus einer einzigen Stufe bauen, die in großen Tanks das gesamte Treibstoffvolumen für den gesamten Flug mitführt, das damit verbundene große Gewicht der Tankstrukturen würde aber dazu führen, dass m_{Anfang} und m_{Ende} stets nah beieinanderliegen und die resultierende Geschwindigkeitsänderung nicht sehr hoch ausfällt. Wirft man die unbenutzten Stufen jedoch ab, so bleibt am Ende der Rechnung nur noch die Nutzlast selbst übrig und m_{Ende} ist somit viel kleiner.

Wenn man als Beispiel die Saturn-V-Rakete in einer Einstufenvariante gebaut hätte (aber ansonsten Treibstoffzuladung und Gewicht gleich geblieben wären), so hätte sie eine maximale Geschwindigkeitsänderung von

$$\Delta v = 2.58 \text{ km/s} \ln \frac{2970 \text{ Tonnen}}{261 \text{ Tonnen}} = 6.1 \text{ km/s} \quad (2.2)$$

erreichen können. Die tatsächliche Geschwindigkeitsänderung der mehrstufigen Saturn-V allerdings berechnet sich als Summe der einzelnen Stufen:

$$\begin{aligned} \Delta v &= 2.58 \text{ km/s} \ln \frac{2970 \text{ Tonnen}}{810 \text{ Tonnen}} \\ &+ 4.13 \text{ km/s} \ln \frac{680 \text{ Tonnen}}{224 \text{ Tonnen}} \\ &+ 4.13 \text{ km/s} \ln \frac{184 \text{ Tonnen}}{91 \text{ Tonnen}} \\ &= 10.2 \text{ km/s.} \end{aligned} \quad (2.3)$$

Da zum Erreichen des Erdorbits etwa $\Delta v = 9.5 \text{ km/s}$ benötigt werden, wäre die Einstufenversion dazu nicht in der Lage, während die tatsächliche Saturn-V-Rakete danach noch genügend Treibstoff übrig hat, um eine Nutzlast Richtung Mond zu befördern.

Die Raketengleichung gilt allerdings nur – wie der Name es andeutet – für Raketen. Sonnensegel, Weltraumfahrstühle und andere Antriebsmethoden, die nicht durch den Ausstoß von Masse funktionieren, sind nicht durch sie beschränkt.

Große Raketen für den Start

Ein Raumfahrzeug in den Weltraum zu bekommen bedeutet, es auf mindestens 100 km Höhe über die Erdoberfläche anzuheben.

Prinzipiell ist es möglich, hierbei eine ganze Reihe verschiedener Antriebssysteme in Kombination zu verwenden: Von Heißluftballons über strahltriebwerkgetriebene Flugzeuge bis hin zu Raketen gibt es eine ganze Reihe von Ideen und Möglichkeiten, mit denen man ein Fahrzeug anheben kann, um es schließlich in den Weltraum zu befördern. Allerdings ist ein Raketenantrieb hierbei die einzige Technologie, die durchgängig von Meereshöhe bis in das Vakuum des Weltraums funktionsfähig ist. Anstatt mehrere verschiedenartige Antriebstechnologien zu kombinieren (was technologisch aufwendiger ist und die Wartung und Instandhaltung komplizierter macht), ist es üblich, ausschließlich mit Raketenantrieb den Weltraum zu erreichen. Eine bedeutsame Ausnahme stellen hierbei die Pegasus-Raketen der amerikanischen Firma Orbital ATK dar, die zunächst von einem Frachtflugzeug auf ungefähr 12 km Höhe getragen werden und erst dort ihre Raketendüsen zünden, sowie SpaceShipOne und SpaceShipTwo der Firma Virgin Galactic, die ebenso von einem eigens dafür entwickelten Trägerflugzeug befördert werden.

Im Wesentlichen besitzt jedes Raketentriebwerk die gleichen grundlegenden Bauelemente: eine Brennkammer, in der der Verbrennungsprozess stattfindet, sowie eine Düse, durch die die heißen Verbrennungsgase ausströmen, um somit Schub zu erzeugen. Je nach Art des Treibstoffs, der zum Einsatz kommt, sind die genaue Bauform und die weitere benötigte Technologie jedoch stark unterschiedlich (s. [Abb. 2.11](#)):

- *Feststofftriebwerke* verwenden Treibstoffe, die unter Normalbedingungen einen Feststoff bilden. Dieser ist fest im Innern der (relativ großen) Brennkammer montiert, wird an einem Ende gezündet und brennt dann, möglichst gleichmäßig, über die Brenndauer des Triebwerks ab. Von der Silvesterrakete bis hin zum Spaceshuttle-Booster gibt es alle erdenklichen Größen hiervon. Diese technologisch simplen Triebwerke haben eine ganze Reihe von Vorteilen: Sie sind günstig in der Herstellung, haben eine hohe Zuverlässigkeit und lassen sich lange lagern.

Einen großen Nachteil von Feststoffraketen stellt jedoch die Tatsache dar, dass sie, einmal gezündet, nicht wieder abgeschaltet werden können, bis sie vollständig ausgebrannt sind.

- *Flüssigraketen* hingegen verwenden einen flüssigen oder gasförmigen Treibstoff, der außerhalb der Brennkammer in Tanks gelagert

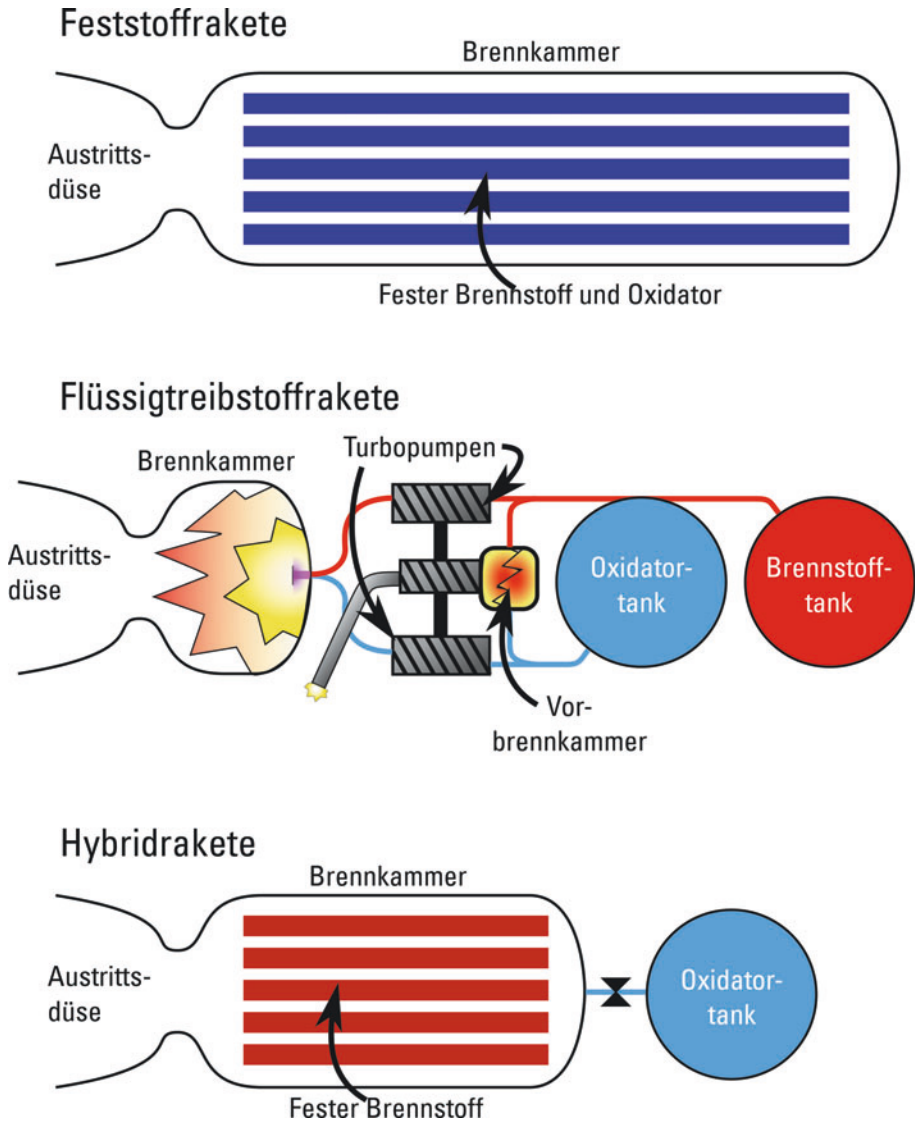


Abb. 2.11 Die drei primären Bauformen von Raketentriebwerken: Feststoffraketen, Flüssigkeitsraketen und Hybridraketen. In der Feststoffrakete wird das Gemisch aus Treibstoff und Oxidator lediglich angezündet und brennt in der Brennkammer ab. In einer Flüssigkeitsrakete pressen Turbopumpen, die typischerweise von einer Vorverbrennungsstufe angetrieben werden und wie ein Abgasturbolader in einem Auto funktionieren, Brennstoff und Oxidator aus getrennten Tanks in die Brennkammer. In einer Hybridrakete hingegen liegt der Brennstoff in fester und der Oxidator in gasförmiger oder flüssiger Form vor, und der Verbrennungsprozess kann mittels eines Ventils gesteuert werden

und während des Brennvorgangs kontinuierlich in diese hineingepumpt wird, dort verbrennt und wiederum mit hoher Geschwindigkeit austritt. Der große Vorteil dieser Triebwerke, nämlich dass sie drossel-, abschalt- und wiederzündbar sein können, wird durch die bedeutend höhere technische Komplexität aufgewogen: In der Brennkammer eines typischen Starttriebwerks herrschen Drücke von deutlich über 100 Bar, in die das Treibstoffgemisch dennoch mit einer Flussgeschwindigkeit hineingepresst werden muss, die oberhalb seiner Flammgeschwindigkeit liegt – komplexe Turbopumpen und äußerst stabile Konstruktionen sind daher unerlässlich. Diese Turbopumpen funktionieren grundlegend wie der Abgasturbolader in einem Auto: In einer kleineren Vorbrennkammer werden Brennstoff und Oxidator verbrannt und das Abgas treibt ein Schaufelrad an, das über eine Achse die Pump-Schauflerräder dreht, die den Treibstoff zur Hauptbrennkammer vortransportieren. Da auch die Vorbrennkammer schon ein Raketentriebwerk ist, werden bei großen Triebwerken auch diese Pumpen schon mit vielen Tausend PS betrieben!

Dennoch sind Flüssigkeitstriebwerke, sobald man ihre Technologie zu einem stabilen und verlässlichen Produkt entwickelt hat, gegenüber Feststofftriebwerken in Effizienz und Gesamtschubleistung klar überlegen und bestimmen daher die bemannte Raumfahrt als dominante Triebwerkstechnologie.

Es gibt hier eine riesige Anzahl möglicher Treibstoffkombinationen, wobei die in der bemannten Raumfahrt wichtigsten einerseits die Mischung von flüssigem Sauerstoff und Wasserstoff (LOX/LH2), flüssigem Sauerstoff und Kerosin (LOX/RP-1), oder Distickstofftetroxid und Dimethylhydrazin (N2O4/UDMH) sind. Für eine gründliche und sehr unterhaltsame Abhandlung über die Vor- und Nachteile unterschiedlicher Treibstoffgemische sowie ihrer historischen Entwicklung sei dem Leser das Buch *Ignition!* des US-amerikanischen Chemikers und Schriftstellers J. D. Clark ([Clark 1972](#)) ans Herz gelegt.

- **Hybridraketen** stellen einen Zwischenweg zwischen Feststoff- und Flüssigkeitsraketen dar, indem eine der Treibstoffkomponenten in fester Form innerhalb der Brennkammer und die zweite als Gas oder Flüssigkeit vorliegt. Die Vorteile von Feststoff- und Flüssigkeitstriebwerk sind hierbei kombiniert: Die technische Komplexität liegt nur geringfügig über der einer Feststoffrakete und erfordert weder Turbopumpen noch sonderlich viele bewegliche Teile, das

Triebwerk ist jedoch zu einem beliebigen Zeitpunkt abschalt-, und in begrenztem Rahmen auch drosselbar.

Allerdings sind auch Hybridraketen nicht ohne Nachteile: Die in Frage kommenden Treibstoffgemische haben deutlich geringere spezifische Verbrennungsenergien und sind somit weit weniger effizient als eine Flüssigkeitsrakete selber Masse. Dennoch sind sie insbesondere im semiprofessionellen Bereich, also bei Hobby-Raketenbauern oder für Entwicklungsprototypen, aufgrund ihrer geringen Komplexität beliebt (die einfachste Hybridraketenbauform, die quasi vollständig aus Haushaltsmitteln gebaut werden kann, besteht aus einer Edelstahlflasche als Brennkammer, Lachgas als Oxidator und einer Salamiwurst als Brennstoff!).

Anekdote

Ein wichtiges Bauteil einer Flüssigrakete ist der Injektor, also der Punkt, an dem sich Treibstoff und Oxidator durchmischen und in die Brennkammer gepresst werden. Er sieht so ähnlich aus wie ein Duschkopf. Heutzutage wird dieser durch gründliche Computersimulationen so entworfen, dass eine optimale Durchmischung stattfindet und die Verbrennung möglichst gleichmäßig ablaufen kann, doch im Apollo-Programm der 1960er-Jahre war dies noch nicht möglich.

Stattdessen wurden für das F1-Triebwerk der Saturn-V-Rakete verschiedene Injektor-Bauformen gebaut, auf dem Teststand getestet und verglichen. Aufgrund der enormen Leistung dieses Triebwerks führten aber schon geringe Probleme bei der Durchmischung zu einer sofortigen Triebwerksexplosion!

Schließlich nahm ein Ingenieur einen Bohrer in die Hand, bohrte von Hand eine große Anzahl von Löchern in die Injektorplatte des Triebwerks und es funktionierte einwandfrei. Von dem Moment an wurden alle weiteren F1-Triebwerke mit einer exakt identischen Injektorplatte gebaut, bei der sogar die falsch gebohrten Löcher aus der Handanfertigung exakt übernommen wurden.

Nachdem die Verbrennung in der Brennkammer stattgefunden hat, treten die heißen Verbrennungsabgase mit hoher Geschwindigkeit aus dem hinteren Ende des Raketentriebwerks aus – und je höher diese Geschwindigkeit ist, desto effizienter arbeitet das Triebwerk. Durch Verengung der Brennkammer am hinteren Ende und anschließender Wiederaufweitung bildet sich eine sog. Laval-Düse, die zu einer überschallschnellen Strömung führt.

Je nach Umgebungsdruck ist die optimale Form jedoch verschieden: Beim Start auf Meereshöhe (1 Bar Umgebungsdruck) sollte die Düsenform etwas schlanker und im Vakuum (0 Bar Druck) deutlich weiter sein. Verwendet man ein Triebwerk in einem Druckbereich, für den

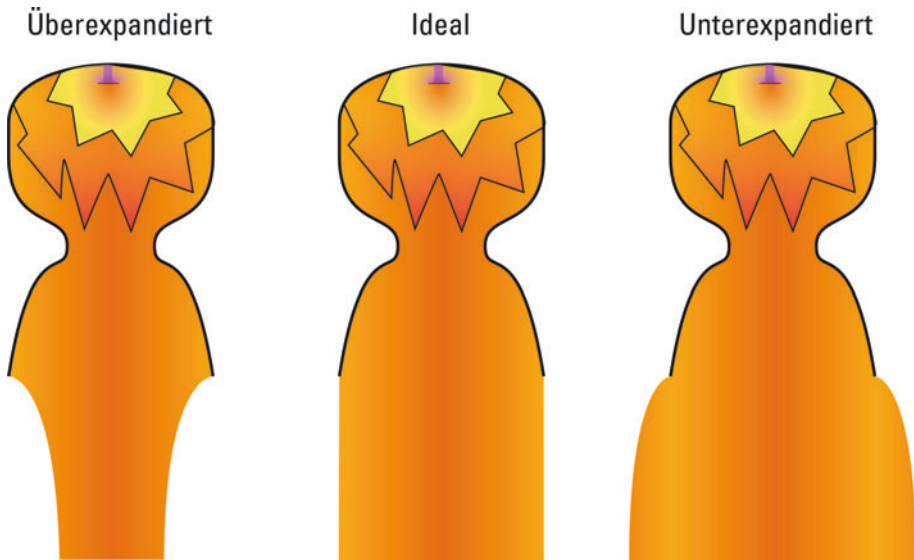


Abb. 2.12 Triebwerksstrom in überexpandiertem, idealem oder unterexpandiertem Betrieb, abhängig vom Umgebungsdruck

es nicht korrekt geformt ist, kommt es zu Unter- oder Überexpansion des Treibstoffstrahls und Effizienz geht verloren (vgl. [Abb. 2.12](#)). Dies ist einer der Gründe für den Bau mehrstufiger Raketen: Die Triebwerke der ersten Stufe sind für den Betrieb mit hohem Umgebungsdruck, die für die weiteren Stufen für den Betrieb im Vakuum vorgesehen.

Bei der Sojus-Rakete hingegen werden alle Triebwerke bereits beim Start gezündet, da beim Design dieser Rakete in den 50er-Jahren noch kein zuverlässiges Luftstartverfahren für Raketentriebwerke existierte. Die äußeren Triebwerke an den Boostern haben dabei ein Expansionsverhältnis, das für die niedrige Atmosphäre optimal ist, während die mittleren, länger brennenden Triebwerke für den Vakuumbetrieb ausgelegt sind und somit beim Start stark unterexpandiert laufen. Aus diesem Grund starten die mittleren Triebwerke mit stark reduzierter Drosseleinstellung und gehen erst nach dem Abwurf der äußeren Booster auf vollen Schub. Auch wenn inzwischen für diese technischen Probleme längst bessere Lösungen vorliegen, bleibt die Sojus-Rakete aufgrund ihrer Verlässlichkeit weiterhin in ihrer Triebwerkskonfiguration unverändert im Betrieb. Lediglich die leichte Frachtvariante *Soyuz 2-1v*, die im Jahr 2013 zum ersten Mal flog, basiert auf einem moderneren 2-Stufen-Design.

Gleichgültig, welche Raketentechnologie nun zum Einsatz kommt, um die Verbrennung zu erreichen, in jedem Fall haben die Verbrennungsabgase eine extrem hohe Temperatur, wenn sie durch die Düse austreten. Da eine höhere Temperatur zu einer höheren Austrittsgeschwindigkeit und somit zu einem effizienteren Triebwerk führt, wird die Reaktionschemie dabei gerade so gewählt, dass die Düse nicht schmilzt oder zu stark abgetragen wird. Je besser die Triebwerksdüse gekühlt wird, umso höhere Verbrennungstemperaturen kann man sich also erlauben (das Kühlsystem sollte allerdings kein großes Eigengewicht mitbringen, das dem Effizienzgewinn entgegensteht). Ein typisches Kühlverfahren für flüssigkeitsgetriebene Triebwerke mit kryogenen, also gekühlten Treibstoffen besteht darin, den kalten Treibstoff zunächst einmal durch Kühlkanäle um die Triebwerksdüse fließen zu lassen, bevor er in die Brennkammer geleitet wird. Dies kühlt nicht nur die Düse, sondern baut auch durch die thermische Ausdehnung des Treibstoffs höheren Druck auf! [Abb. 2.13](#) zeigt ein F1-Triebwerk einer Saturn-V-Rakete, indem die mit flüssigem Sauerstoff durchflossenen Kühlrippen an der Düsenglocke sichtbar sind.

Bei Triebwerken mit Feststofftreibstoffen oder weniger komplexen Flüssigtriebwerken hingegen kommt es häufig zu einer ablativen Kühlung der Düse, die mit speziellen Materialien beschichtet ist. Diese sind absichtlich so gewählt, dass sie verdampfen und dabei Wärme wegtransportieren, ähnlich wie es das Material eines Hitzeschildes beim Wiedereintritt eines Raumschiffs tut (vgl. [Abschn. 2.2](#)).

Ein Phänomen, das bei jeder Sorte von Raketentriebwerken, die innerhalb der Atmosphäre eingesetzt werden, auftritt, ist das der *Mach'schen Knoten* (engl. *Shock Diamonds*): Im Abgasstrahl zeigen sich in regelmäßigen Abständen kegel- oder scheibenförmige Aufhellungen, die vom Triebwerk weg schwächer werden (s. [Abb. 2.14](#)). Der Grund für dieses Phänomen liegt, erstaunlicherweise, in Schallwellen: Der Verbrennungsprozess im Innern des Triebwerks ist sehr laut, und die Schallwellen verlassen zusammen mit dem überschallschnellen Triebwerksstrahl die Brennkammer. Gerade *weil* sich der Triebwerksstrahl aber gegenüber der Umgebung überschallschnell bewegt, können Schallwellen nicht einfach in diese übergehen – schließlich bewegen sie sich mit Schallgeschwindigkeit. Stattdessen kommt es also zu einer Reflektion der Schallwellen am Rand des Strahls und sie werden an einem Punkt in dessen Mitte wiederum fokussiert. In diesem Fokuspunkt deponieren die Dichteschwankungen in den Schallwellen dann dermaßen viel Energie, dass sich das heiße Abgas

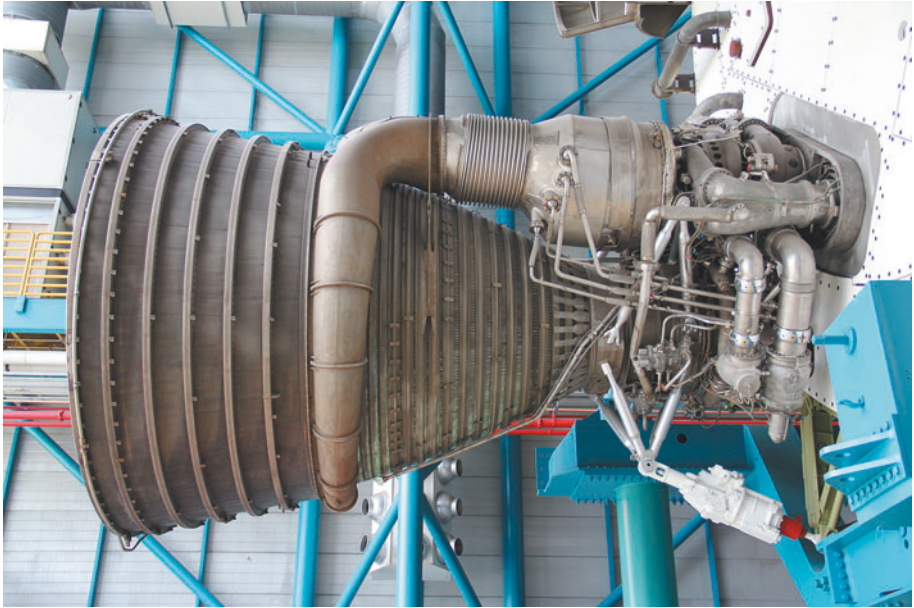


Abb. 2.13 Das F1-Triebwerk der ersten Stufe der Saturn-V-Rakete, das Leistungsstärkste je eingesetzte Flüssigraketenantriebwerk. Die Treibstoffleitungen für flüssigen Sauerstoff und Kerosin sind rechts in der Mitte zu erkennen, die zu den Turbopumpen führen, die wiederum von der Vorverbrennerstufe (großer zylindrischer Kasten oben in der Mitte) betrieben werden. Unten rechts ist der Aktuator-Arm zu sehen, mit dem das Triebwerk um eine Achse geschwenkt werden kann, um die Rakete beim Aufstieg zu steuern. In den Ringen um die Triebwerksglocke selbst wird flüssiger Sauerstoff zur Kühlung herumgeleitet

ein weiteres Mal aufheizt und somit heller leuchtet als zuvor. Derselbe Prozess wiederholt sich potenziell mehrfach, bis sich entweder der Triebwerksstrahl auf Unterschallgeschwindigkeit verlangsamt hat oder die Schallwellen durch Turbulenz so weit auseinandergefallen sind, dass sich kein scharf umgrenzter Fokuspunkt mehr bildet.

Raketen, die von der Erde aus starten, sind aus aerodynamischen Gründen meist längliche Zylinder (die vorn spitz zulaufen) oder Gruppen solcher Zylinder, die zusammengehalten werden. Die Triebwerke befinden sich am unteren Ende und drücken die gesamte Konstruktion nach oben, was eine ziemlich instabile Balance-Konfiguration darstellt. Was also verhindert, dass der gesamte Raketenanbau schon kurz nach dem Start umkippt und in der Nähe des Startplatzes in den Boden einschlägt? Bei Hobby-Raketen oder Silvesterböllern helfen kleine



Abb. 2.14 Mach'sche Knoten sind in den Triebwerksstrahlen der wasserstoffbetriebenen Spaceshuttle Haupttriebwerken sichtbar, in denen sich Schallwellen innerhalb des Triebwerksstrahls refokussieren. (Bildquelle: NASA)

Stabilisierungsflügel bzw. der Holzstab, der an der Rakete befestigt ist, hierbei, indem sie jeglicher Querbewegung durch Luftströmung entgegenwirken. Bei größeren Raketen ist jedoch auf jeden Fall ein aktives Steuerungssystem notwendig, das die Ausrichtung misst und einer Abweichung von der idealen Flugbahn entgegenwirkt! Man kann diese Steuerwirkung dann auf mehrere Arten erreichen: In den niedrigen und dichten Schichten der Atmosphäre sind Steuerflügel sehr effektiv (da sie keinen Treibstoff verbrauchen), scheiden jedoch in der oberen Atmosphäre schnell aus. Schwenkbare Triebwerke sind der heutzutage übliche Ansatz für die Steuerung von Raketenstufen, verkomplizieren jedoch die Triebwerksbauform deutlich (da nun alle Rohre und Leitungssysteme biegsam sein müssen, während sie weiterhin extreme Temperaturen und Drücke aushalten). Hat man lediglich ein einzelnes Triebwerk an der Raketenstufe, kommt es zum weiteren Problem, dass man hiermit zwar die Raketenflugbahn in zwei Richtungen nach Belieben kippen kann, jedoch keinerlei Rollkontrolle erreicht. Frühe Bauformen der Atlas-Rakete (Atlas 1-3) verbauten daher zusätzlich zum Haupttriebwerk am unteren Ende der ersten Stufe zwei kleine, seitlich schwenkbare Vernier-Triebwerke, die seitlich auf etwa halber Höhe des Treibstofftanks montiert waren und die Rollsteuerung möglich machten.

Exkurs

Die Sojus-Raketen hatten lange Zeit überhaupt keine Rollsteuerung (also Steuerung für die Drehung um die Längsachse) in der ersten Stufe. Sie waren offenbar durch ihre Form von selbst rollstabil genug, dass kein weiterer Mechanismus dafür vonnöten war. Dennoch muss auch für eine Sojus-Rakete die Flugrichtung nach dem Start wählbar sein, und so ist schlicht die gesamte Startrampe drehbar gebaut worden.

Erst mit der Einführung der Sojus-2-Raketengeneration, die auch vom europäischen Weltraumbahnhof in Französisch-Guyana starten kann, ist nun eine Rollkontrolle durch Schwenken der Auslassdüsen für die Abgase der Turbopumpen in der ersten Stufe möglich.

Wenn man eine Rakete mit beeindruckend großen Triebwerken auf einer Startrampe stehen hat, wo sich hochexplosive Stoffe mischen und zu einer kontrollierten Verbrennung kommen sollen, stellt sich nun noch die Frage: Wie zündet man diese zuverlässig, sodass sie alle möglichst gleichzeitig Schub aufbauen und sich nicht gar explosive unverbrannte Treibstoffmengen in oder unter der Rakete sammeln? Es gibt hierbei unterschiedlich komplizierte Vorgänge:

Wie so oft in der bemannten Raumfahrt hat die russische (bzw. sowjetische) Behörde eine praktikable und doch ungemein preisgünstige Low-Tech-Lösung gefunden: Durch die Raketendüse ragt vor dem Start von unten eine Holzstange in jede einzelne Brennkammer einer Sojus-Rakete, an deren oberem Ende eine pyrotechnische Zündladung und ein Elektrozünder angebracht sind – quasi ein überdimensionales Streichholz! Durch ein elektrisches Signal zünden all diese Streichhölzer gleichzeitig und schmoren zunächst einen feinen Messingdraht durch. Erst wenn in allen Brennkammern der Stromfluss durch diesen Draht unterbrochen ist und somit ein sicher brennendes Streichholz in jeder Kammer vorhanden ist, öffnen sich die Treibstoffventile und der Start wird eingeleitet.

So simpel und zuverlässig dieses Verfahren auch ist, hat es den großen Nachteil, dass es nur auf der Startrampe durchgeführt werden kann. Für die oberen Raketenstufen, die in der Luft gezündet werden sollen, muss daher ein anderer Vorgang verwendet werden. Für Flüssigkeitstriebwerke hat sich spezielles Zündflüssigkeitsgemisch durchgesetzt, das sich bei Kontakt mit Sauerstoff sofort selbst entzündet: Eine Mischung aus 10 % Triethylaluminium und 90 % Triethylboran, auch als *TEA+TEB* bekannt, wird in die Brennkammer eingespritzt. Diese beiden wirklich unangenehmen Stoffe entzünden sich dort

sofort (oder bei Kontakt mit Luftsauerstoff oder spätestens bei Kontakt mit Treibstoff) und sorgen somit für ein zuverlässiges und geordnetes Einsetzen der Zündung, wenn die ersten Mengen an Brennstoff und Oxidator einströmen. Sowohl in den Saturn-V-Raketen des Apollo-Programms als auch bei den Falcon-Raketen von SpaceX kommt dieses Verfahren zum Einsatz.

Kleine Triebwerke im Weltraum

Die Funktionsweise von Raketentriebwerken, die im Weltraum zum Einsatz kommen, unterscheidet sich nicht fundamental von denen, die zum Start von der Erdoberfläche verwendet werden. Es gibt jedoch aufgrund der Tatsache, dass sie in Schwerelosigkeit benutzt werden, einige technische Details, die besondere Beachtung erfordern.

Steuerdüsen ([Abb. 2.15](#), genauer beschrieben in [Abschn. 3.2](#)), die in den allermeisten Fällen als Flüssigkeitstriebwerke ausgeführt sind, haben beispielsweise in der Schwerelosigkeit das Problem, dass sich



Abb. 2.15 Steuerdüsen, Vernier-Düsen und Hitzeschildkacheln am Heck des Space-shuttles „Atlantis“

die Treibstoffe nicht mehr „unten“ in einem Tank sammeln, sondern typischerweise eine kugelförmige Flüssigkeitsblase in der Tankmitte bilden. Es ist daher in Schwerelosigkeit nicht möglich, die Treibstoffkomponenten einfach in die Brennkammer fließen zu lassen; auch ein zuverlässiger Transport mittels Pumpen stellt sich als schwierig dar. Wie bekommt man stattdessen den Treibstoff ins Triebwerk?

Die tatsächlich zum Einsatz kommende Technologie ist den heutzutage immer größere Verbreitung findenden E-Zigaretten nicht unähnlich: Ein Docht (meist aus Glasfasern oder Metallgewebe gefertigt) hält im Innern der Treibstofftanks Kontakt mit der dort schwebenden Flüssigkeit und wird durch die Oberflächenspannung durchgehend von dieser benetzt. Auf diese Art transportiert er die Flüssigkeit bis in die Brennkammer. Hier allerdings gibt es ein weiteres Problem: Wie bringt man zwei Flüssigkeiten und einen Zündfunken in Schwerelosigkeit zuverlässig miteinander in Kontakt, sodass die Zündung kontrolliert und oft wiederholbar stattfindet? Um dieses Problem zu umgehen, verwenden diese Triebwerke zumeist *hypergole* Treibstoffe, bei denen sich die beiden Treibstoffkomponenten schon bei Kontakt, ohne einen Zündfunken, selbst entzünden. Ein beliebtes Treibstoffgemisch stellt hierbei Distickstofftetroxid und Hydrazin (oder ein Derivat davon) dar. Für ein solches Gemisch müssen die beiden Döchte aus den Treibstofftanks lediglich in der Brennkammer in Kontakt gebracht werden, um die Triebwerkszündung herbeizuführen. Werden sie wieder auseinanderbewegt, stoppt der Brennvorgang.

Ionentriebwerke und Plasmajets

Alle bisher erwähnten Triebwerkstypen basierten auf chemischer Verbrennung – durch einen Verbrennungsvorgang wird das Treibstoffmaterial aufgeheizt, dehnt sich aus und wird durch eine Düse mit großer Geschwindigkeit ausgeworfen. Doch auch andere Methoden, Materie mit hoher Geschwindigkeit auszuwerfen, können als Antriebsprinzip Verwendung finden. Insbesondere sind Antriebskonzepte, in denen zumindest ein Teil der Energie elektrisch zugeführt wird, von großem Interesse, da mittels Solarpaneele eine quasi-unendliche Stromversorgung zur Verfügung steht und somit die Energiequelle für den Antrieb nicht in Form von Masse mitgeführt werden muss.

Es gibt hierbei verschiedene Bauformen elektrischer Raumschiffantriebe ([Abb. 2.16](#)):

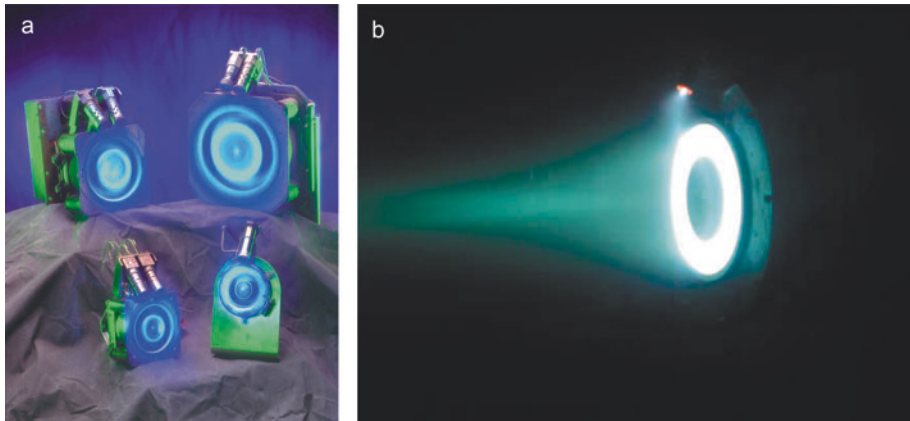


Abb. 2.16 Ionentriebwerke in Hall-Effekt-Bauform. **a:** Einige russische Modelle von Ionentriebwerken. **b:** Ein Ionentriebwerk im Testbetrieb in einer Vakuumkammer. In beiden Bildern ist die Elektronenkanone zu sehen, mit der die Gesamtladung des Ausstoßes neutral gehalten wird. (Bildquellen: NASA, Dstaack)

- In einem *Arcjet* heizt ein Lichtbogen, statt einer Flamme, ein gasförmiges Material (wie z. B. Stickstoff) auf, das daraufhin wie gehabt durch eine Düse austritt. Dieses Verfahren bewirkt eine ähnliche Ausdehnung des Materials wie eine Verbrennung es täte, führt somit zu ähnlichen Austrittsgeschwindigkeiten und bietet daher keinen Effizienzvorteil gegenüber chemischen Triebwerken, kommt jedoch mit weit weniger explosiven und giftigen Materialien aus als diese. Desweiteren könnte ein solches Triebwerk prinzipiell auch innerhalb der Atmosphäre mit Luft betrieben werden. Es mangelt nur an einer ausreichend starken und leichten Stromquelle!
- Ein *Ionentriebwerk* beschleunigt direkt elektrisch geladene Treibstoffteilchen in einem elektrischen Feld. Um eine hohe Effizienz zu erreichen, also viel Impulsübertrag pro ausgeworfenem Teilchen, empfehlen sich hierbei schwere Atomkerne, die sich leicht ionisieren lassen, wie z. B. Quecksilber. Die hierbei erreichbare Schubkraft liegt zwar nur im Millinewton-Bereich, aber die erzielte Effizienz ist um mehrere Größenordnungen höher als bei chemischen Triebwerken. Daher kommen solche Triebwerke häufig bei interplanetaren Raumsonden zum Einsatz, bei denen Kurskorrekturen mit geringem Schub über mehrere Monate durchgeführt werden können.

- *Magnetoplasmadynamische* oder Hall-Effekt-Triebwerke stellen Unterarten von Ionentriebwerken dar, die eine Kombination aus elektrischen und magnetischen Feldern benutzen, um wiederum Ionen auf hohe Geschwindigkeiten zu beschleunigen. Ein großer Vorteil dieser Bauformen liegt darin, dass der Treibstoff, während er in ionisierter Form beschleunigt wird, primär durch das Magnetfeld gehalten wird, das eigentliche Triebwerksmaterial dabei nicht berührt und somit zu sehr geringer Abnutzung führt.

Diese Antriebskonzepte sind keinesfalls eine Zukunftsvision – bereits seit den 60er-Jahren verwenden Spionagesatelliten Ionentriebwerke, um mit relativ geringem Treibstoffverbrauch steuern zu können, welche Teile der Erde sie überfliegen (und somit überwachen) können. In der zivilen Nutzung waren die russischen „Meteor“-Wettersatelliten die ersten, die diese Technologie einsetzten. Inzwischen ist es üblich, in geostationären Satelliten zur Lageregelung Hall-Effekt-Triebwerke zu verbauen.

Nukleare Triebwerke

Chemische Verbrennungsvorgänge oder Solarpaneele als Energiequelle für den Raumschiffantrieb zu benutzen ist schön und gut, doch es gibt eine etablierte Form der Energiegewinnung mit einer weit höheren Energiedichte pro Masseinheit: Kernenergie. Und warum die große Energiemenge, die bei nuklearen Reaktionen freigesetzt wird, erst umständlich in einem Reaktor auffangen und in elektrische Leistung umsetzen, wenn man auch direkt die Reaktionsprodukte als Triebwerksausstoß verwenden könnte? Wie man sich leicht vorstellen kann, kam diese Idee zum ersten Mal im Rahmen militärischer Kernwaffenforschung auf, als Stanislaw Ulam im amerikanischen Forschungszentrum Los Alamos den *Orion-Antrieb* vorschlug. Dieses Konzept sah ein Raumschiff vor, das an seiner Rückseite eine mehrere Meter dicke Kupferplatte trägt, bei der aus einer zentralen Öffnung Atomsprengköpfe ausgeworfen werden, die dann in wenigen Metern Abstand hinter dem Raumschiff detonieren sollten. Die Kupferplatte dient dabei sowohl zur Strahlungsabschirmung als auch als Hitzeschild und Reaktionsmasse. Aufgrund der Abwesenheit von Umgebungsluft im Weltraum würde sich die mechanische Belastung des Raumschiffs tatsächlich in erträglichen Grenzen halten!

Dieser Antrieb ist das einzige bisher vorgeschlagene, prinzipiell technisch umsetzbare Design, um eine Marskolonie mit einem einzigen Flug zum Mars zu befördern. Berechnungen ergaben, dass damit eine Nutzlast von 800 Tonnen innerhalb eines Monats zum Mars gebracht werden könnte... dies würde jedoch erfordern, dass jede Sekunde eine Atombombe mit 0,15 kt Sprengkraft hinter dem Raumschiff gezündet werden müsste, und allein der Start von der Erde würde weltweit die Hintergrundstrahlung um grob 5 % erhöhen. Verständlicherweise wurde dieses Konzept niemals umgesetzt und wird es wohl auch niemals werden.

Einen deutlich weniger extremen Ansatz stellt die *nukleare Salzwasserrakete* dar. Diese ist vom grundlegenden Aufbau einer gewöhnlichen Flüssigkeitsrakete sehr ähnlich, nur dass der Treibstoff hierbei in Wasser gelöste Uran-, Thorium- oder Plutoniumsalze darstellen, deren Konzentration gerade so gewählt ist, dass es in den Tanks (die aus neutronenfangenden Materialien wie Borkarbid gebaut werden müssten) nicht zu einer nuklearen Kettenreaktion kommen kann. In der „Brennkammer“ würde die kritische Masse dann überschritten werden. Die Kernreaktion lässt das Wasser verdampfen und heizt den Dampf noch weiter auf, sodass dieser mit hoher Geschwindigkeit die Düse verlässt. Aber auch wenn diese Methode weit weniger explosiv und beängstigend ist als der Orion-Antrieb, ist es immer noch prinzipiell waffenfähiger Kernbrennstoff, der in der Rakete zum Einsatz kommt. Ein Startunfall einer solchen Rakete wäre eine große ökologische Katastrophe, sodass diese Bauform bestenfalls zum Einsatz kommen kann, wenn die Menschheit die benötigten Rohstoffe z. B. von Asteroiden abbauen und zwischen weiter entfernten Himmelskörpern hin- und herfliegen kann.

Noch eine Stufe realistischer wäre das sogenannte NERVA-Triebwerk (*Nuclear Engine for Rocket Vehicle Application*). Hierbei handelt es sich grundlegend um einen kompakten Kernreaktor, der anstelle einer Brennkammer in einem Flüssigtriebwerk montiert ist und von einem Kühlmittel (z. B. flüssigem Wasserstoff) umströmt wird. In vollem Leistungsbetrieb heizt dies den Wasserstoff deutlich stärker auf, als ein Verbrennungsprozess es tun würde – das Gas expandiert somit stärker und tritt mit höherer Geschwindigkeit aus der Triebwerksdüse aus. In den 70er-Jahren wurde ein solches Triebwerk tatsächlich bis zur Einsatzreife entwickelt und sollte in der Saturn-C5N-Rakete, dem Nachfolger der Saturn-V-Rakete, die für eine Landung auf dem Mars vorgesehen war, verbaut werden. Nach dem

Ende des Apollo-Projektes wurde die Arbeit aus Kostengründen jedoch eingestellt.

Neben der Kernspaltung von schweren Atomkernen ist die Kernfusion, also die Verschmelzung leichter Kerne, eine weitere potenzielle Energiequelle, die in Raumschiffen eingesetzt werden könnte. Auch wenn die Reaktionsprodukte wie Helium oder Lithium sehr leichte Kerne sind und daher als Triebwerksausstoß einen weit geringeren Impulsübertrag liefern können als schwere Kerne, ist die Energiemenge pro Masse phänomenal hoch. Da jedoch selbst auf der Erde der Betrieb eines Fusionsreaktors mit positiver Energiebilanz bisher an einer Vielzahl technischer Probleme gescheitert ist, bleibt ein solcher Antrieb wohl noch für geraume Zeit eine Zukunftsvision.

Sonnensegel, Fahrstühle, Warptriebwerke und die Zukunft

Die Annahme, dass der Weltraum komplett leer sei, es kein Reaktionsmedium gäbe und man daher sämtliche Reaktionsmasse in Form von Treibstoff mitführen müsse, lag allen bisher dargestellten Antriebskonzepten zugrunde – doch völlig richtig ist sie nicht. Schließlich liefert innerhalb unseres Sonnensystems die Sonne einen ständigen Strom von elektromagnetischer Strahlung (Licht!) sowie geladenen Teilchen, den sog. Sonnenwind, die ins Sonnensystem hinausströmen und somit einen konstanten, wenn auch kleinen Impulsstrom mit sich führen. Schafft man es, diesen Impulsstrom in einer ausreichend großen Fläche abzulenken und sich somit davon abzurücken, so kann man sich wie ein Segelschiff durch den Wind bewegen!

Die ersten Vorschläge für solche Sonnensegel kamen bereits in den 70er-Jahren auf. Die Idee war, Segel aus extrem dünner Metallfolie im Weltraum auszurollen, um mit ihnen das Sonnenlicht zu reflektieren. Doch um überhaupt eine messbare Beschleunigung zu erzielen, müssen solche *photonischen* Sonnensegel viele Quadratkilometer Größe aufweisen und aus hauchdünnem Material gefertigt sein (Abb. 2.17a). Die Logistik eines solchen Segels stellt sich jedoch als sehr kompliziert heraus, da es zuverlässig im Vakuum ausgerollt oder -gefaltet werden muss und auch gegen Steuerbewegungen stabil bleiben sollte. Alle bisher angegangenen Versuche, Prototypen dieses Antriebskonzepts herzustellen, scheiterten bereits beim Ausfalten des Segels.

Eine alternative Idee stellt das *elektrische* Sonnensegel dar: An diesem sollen nicht die Photonen des Sonnenlichts, sondern die positiv

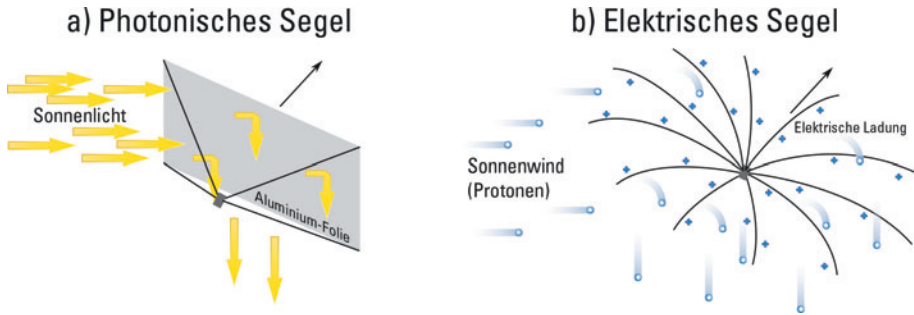


Abb. 2.17 Photonisches und elektrisches Sonnensegel. Beim photonischen Segel (a) wird mittels einer großen, spiegelnden Fläche das Sonnenlicht abgelenkt und somit ein (sehr kleiner) Nettoimpuls erzeugt. Das elektrische Segel (b) hingegen nutzt eine positive Aufladung der Segeldrähte rund um das Raumfahrzeug, um Protonen des Sonnenwinds zu reflektieren

geladenen Protonen des Sonnenwinds reflektiert werden. Zu diesem Zweck muss das Raumschiff selbst auf eine sehr hohe Spannung positiv elektrostatisch aufgeladen werden, sodass es sich nach dem Prinzip „gleichnamige Ladungen stoßen sich ab“ vom Sonnenwind selbst abstoßen kann. Dies hat gegenüber dem photonischen Sonnensegel den großen Vorteil, dass das Segel selbst gar nicht aus solidem Material (z. B. einer Folie) bestehen muss, sondern einzelne Drähte durchaus ausreichend sind. Ein Vorschlag für solch eine Segelkonstruktion besteht daher beispielsweise aus einem rotierenden Raumschiff, aus dem rein durch Zentrifugalkraft die Segeldrähte herausgezogen und in ihrer Form gespannt gehalten werden (Abb. 2.17b). In dieser Bauform bietet sich der weitere Vorteil an, dass die Ladung der Drähte variiert werden kann und somit eine begrenzte Steuerfähigkeit des Raumschiffs erreicht wird.

Beiden Weltraumsegeltechnologien ist jedoch gemein, dass die erreichte Schubstärke äußerst gering ist und sie sich insofern für die bemannte Raumfahrt nicht eignen dürften. Für Langzeit-Raumsonden oder gar zum Ablenken von Asteroiden, deren Umlaufbahnen in ferner Zukunft eine Kollisionsgefahr mit der Erde aufweisen, stellen sie jedoch sehr interessante Ansätze dar.

Völlig anders, aber nicht weniger unkonventionell ist das Konzept des *Weltraumfahrstuhls*. Wie der Name andeutet, soll hierbei der Aufstieg aus der Erdatmosphäre in den Erdborbit deutlich erleichtert und verbilligt werden, indem sich ein Fahrsystem an einer sehr langen, fixen Struktur (quasi einem langen Kabel) mittels eines

einfachen Motors hochzieht. Am oberen Ende würde dieses Fahrstuhl-kabel durch ein Gegengewicht, das sich ein kleines Stück oberhalb des geostationären Orbits befindet, straff gehalten. Auch wenn diese Idee logisch und praktisch erscheint, ist sie mit außerordentlichen Konstruktionsschwierigkeiten verbunden: Es beginnt schon mit dem Material, aus dem das Kabel gefertigt werden würde, das gleichzeitig leicht und stabil genug sein muss, um sein eigenes Gewicht über viele Tausend Kilometer (bis jenseits des geostationären Orbits) halten zu können. Zusätzlich stellt sich die Frage, wie der Konstruktionsvorgang aussehen soll: von unten nach oben? Mit einem Kran, der dieselben Probleme hat? Oder von oben nach unten, wobei ein Seil aus dem geostationären Orbit heruntergelassen wird? Wenn man weiterhin die starken Seitenwinde in den oberen Atmosphärenschichten und die Gefahr der Kollision von Weltraumschrott oder Flugzeugen mit dem Fahrstuhlseil im Hinterkopf hat, ist leicht zu verstehen, warum diese Idee bisher rein theoretisch geblieben ist. Dennoch ist der Weltraumfahrstuhl nicht fundamental physikalisch unmöglich und könnte insbesondere auf kleineren Himmelskörpern ohne Atmosphäre, wie z. B. dem Mond, eine praktikable Startmethode für Raumschiffe darstellen.

Und dann gibt es noch, als Idee für die wirklich ferne Zukunft, den *Warpantrieb*, in technischen Kreisen auch als *Alcubierre-Metrik* bezeichnet. Mit diesem, bisher rein auf dem Papier existierenden Antrieb sollte es prinzipiell möglich sein, sich schneller als mit Lichtgeschwindigkeit durch den Weltraum zu bewegen! Doch wie soll das funktionieren? Die Relativitätstheorie untersagt es, sich schneller als das Licht relativ zu seiner Umgebung durch den Raum zu bewegen – die Alcubierre-Metrik allerdings bewegt gar nicht das Raumschiff selbst, sondern beschreibt eine Verformung der Raumkrümmung um dieses herum, sodass sich der Raum vor dem Raumschiff zusammenzieht und dahinter ausdehnt, während es selbst ohne „eigentliche“ Geschwindigkeit in einer flachen Raumzeitblase sitzt. Um den Raum derart zu krümmen, bedarf es allerdings nicht nur enormer Energiemengen, die weit jenseits der menschlichen Fähigkeiten liegen, sondern es erfordert insbesondere eine Form von *negativer Energiedichte* für die Wiederausdehnung des Raums hinter dem Raumfahrzeug. Niemand hat eine Ahnung, wie man eine solche negative Energiedichte herstellen könnte, sodass der Warpantrieb wohl noch eine lange Zeit ein reines Hirngespinnst bleiben wird.

Lage- und Positionsregelung

Um mit einem Raumschiff effektive Steuerungsmanöver durchführen zu können, erfordert es nicht nur die zuvor schon diskutierten Triebwerke, sondern es ist mindestens genauso wichtig, eine genaue Vorstellung über die Position und Fluglage des Flugkörpers zu haben. Während beim ersten Raumflug von Juri Gagarin die Zündung der Wiedereintrittsraketen noch nach Augenmaß beim Überflug von Südamerika durchgeführt wurde, ist heutzutage eine ausgefeilte Kombination von Systemen üblich, die Flugplanung, Navigation und Kontrolle (engl. *Guidance, Navigation and Control*, GNC) ermöglichen.

Zentrales Bauteil ist hierbei der Navigationscomputer, der aus Sensordaten eine ständig aktualisierte Information über Position, Geschwindigkeit, Ausrichtung und Drehverhalten des Raumfahrzeugs erhält. Diese Information wird zusammengefasst als Zustandsvektor des Raumfahrzeugs bezeichnet.

Auch ohne externe Sensordaten kann der Navigationscomputer diesen Zustandsvektor durch Simulation des physikalischen Verhaltens auf aktuellem Stand halten, bewegt sich dabei aber durch numerische Ungenauigkeit und unvorhersehbare externe physikalische Einflüsse langsam von der tatsächlichen Situation weg. Daher müssen Abweichungen aus den Messdaten stets rückgeführt werden, um die Genauigkeit ausreichend zu halten. Für automatische Andockmanöver ist z. B. eine millimetergenaue Positionsbestimmung vonnöten!

Hierzu gibt es mehrere technische Lösungen:

Gyroskope, also im Raum frei drehbar aufgehängte Kreisel, liefern kontinuierlich eine Information über die räumliche Ausrichtung des Raumfahrzeugs. Wird das Raumschiff einer Drehung ausgesetzt, bleibt der Kreisel weiterhin stabil im Raum und bildet eine Referenzplattform (Abb. 2.18). Allerdings driften Kreisel mit der Zeit durch Kreiselscheinkräfte (Präzession und Nutation, dieselben Kräfte, die einen Tischkreisel wackeln lassen) der Drehachse, sodass eine Rekalibrierung durch andere Messmethoden vonnöten ist.

Exkurs

Die Apollo-Missionen benutzten primär Kreiselssysteme, um die Raumschiffausrichtung an den Navigationscomputer zu melden und darüber Navigationsentscheidungen zu treffen. Um sich beliebig im Raum drehen zu können, waren sie in einem 3-Achsen-Lagerungssystem aufgehängt. Hierbei gibt es jedoch

ein Problem: Bei jedem 3-Achsen-Lagerungssystem gibt es zwangsweise eine Richtung im Raum bei der sich zwei der Achsen aufeinanderlegen, und das Lagerungssystem verklemmt (dies wird als *Gimbal Lock* bezeichnet, s. Abb. 2.18b). Die Apollo-Kreiselaufhängung wurde extra so konstruiert, dass diese Richtung in Nord- bzw. Südpolrichtung liegt, da davon ausgegangen wurde, dass im Rahmen einer Mondlandungsmission die Nase des Raumschiffs niemals in Polrichtung zeigen müsse – wäre dies doch passiert, hätten sich die Achsen der Lagerung verklemmt, der Kreisel wäre unbrauchbar geworden und der Navigationscomputer hätte nicht mehr sinnvoll genutzt werden können.

Bei der Apollo-13-Katastrophe, bei der ein Sauerstofftank im Raumschiff explodierte und es zu einer unkontrollierten Taumelbewegung kam, kam das Raumschiff tatsächlich dieser Ausrichtung gefährlich nahe, ein Alarmsignal ertönte und sie mussten schnell die Fluglage stabilisieren.

Normalerweise wird dieses Problem in Lageregelungssystemen umgangen, indem die 3-Achsen-Plattform noch um eine weitere, vierte Achse erweitert wird, die in der Lage ist, das System aus diesen „gefährlichen“ Ausrichtungen wegzudrehen. Für die Apollo-Missionen wurde dies jedoch als zu schwer, zu kompliziert und zu teuer erachtet. Die Astronauten der Apollo-Missionen waren sich dessen sehr wohl bewusst: Michael Collins wünschte sich während der Apollo-11-Mission eine vierte Lageregelungsachse als Weihnachtsgeschenk.

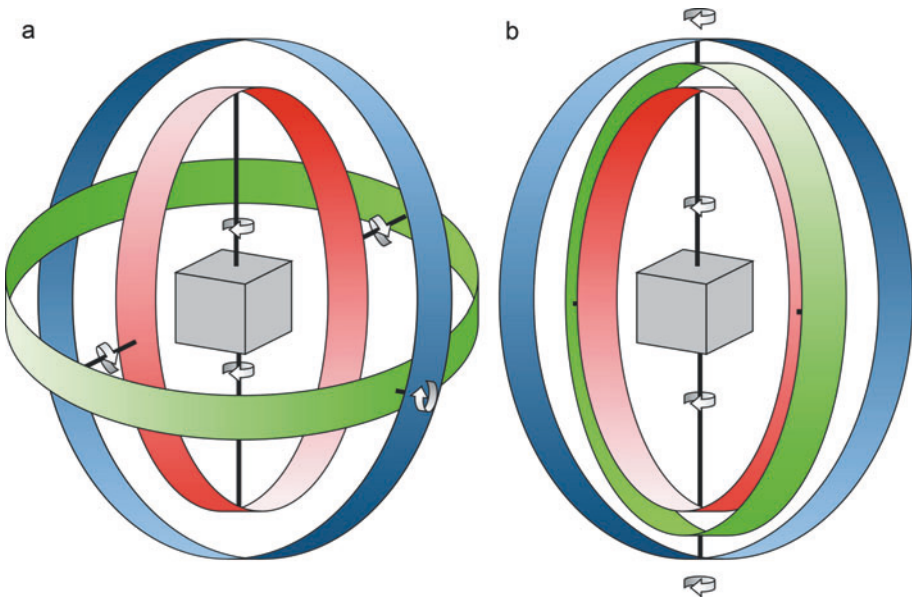


Abb. 2.18 a: Ein Gyroskop wird zur Lagefeststellung im Raum verwendet. Eine in der Mitte montierte, rotierende Masse übt Kreiselkräfte auf die umgebenden Ringe aus, wenn der Aufbau gedreht wird, b: In einem Gyroskop mit nur 3 Achsen kann es zu einer Situation kommen, in der mehrere Achsen in dieselbe Richtung zeigen, womit das Gerät unbenutzbar wird (sog. *Gimbal Lock*)

Die Fixsterne am Himmel sind, wie der Name bereits sagt, fix. Sie eignen sich daher ganz hervorragend zur Lagefeststellung. Bei frühen Raumflügen (bis hin zum Apollo-Programm) befand sich daher an Bord jedes Raumschiffs ein fest installiertes Navigationsteleskop, mit dem bestimmte Fixsterne angepeilt wurden, die genaue Ausrichtung des Teleskops abgelesen und somit die Fluglage ausgerechnet werden konnte. Heutzutage erfolgt derselbe Vorgang automatisch mittels *Star Tracker*. Dies ist grundlegend nichts Weiteres als eine Digitalkamera, die das aufgenommene Bild mit einer zuvor eingespeicherten Sternumgebung um einen hellen Fixstern vergleicht und die Winkelabweichung dem Navigationscomputer mitteilt. Typischerweise werden mehrere dieser Geräte, ausgerichtet auf verschiedene, weit voneinander getrennt stehende Fixsterne ausgerichtet, um auch dann eine stabile Lagebestimmung zu ermöglichen, wenn ein Referenzstern von der Erde verdeckt wird oder sich so nah an der Sonne befindet, dass er unzureichend aufgelöst werden kann. Wichtig für die Funktion eines Star Trackers ist allerdings, dass die Fluglage bereits zumindest grob ausgerichtet ist, sodass die Kamera den Referenzstern überhaupt in ihrem Sichtfeld hat. Wenn das Raumschiff taumelt, hilft auch die beste Kamera nicht!

Exkurs

Die Rosetta-Mission zum Kometen 67P/Tschurjumow-Gerassimenko verließ sich für ihre Lageregelung lange Zeit auf ihre Star Tracker, die auf einige Referenzsterne ausgerichtet waren. Als die Sonde jedoch nah um ihren Zielkometen kreiste und dieser sich aufgrund der Annäherung an die Sonne aufwärmte, begann die Raumsonde plötzlich, selbstständige und unvorhersehbare Steuerbewegungen auszuführen.

Es stellte sich heraus: Herausgelöste Staub- und Eisteilchen aus der Kometenoberfläche flogen mit geringer Geschwindigkeit an der Raumsonde vorbei, kreuzten das Sichtfeld der Star Tracker und verwirrten diese. „Rosetta“ musste daher einen größeren Sicherheitsabstand vom Kometen einhalten, und die Software für die Star-Tracker-Auswertung wurde überarbeitet.

Als deutlich einfachere Lichtquelle zur Ausrichtungsbestimmung eignet sich selbstverständlich auch die Sonne. Für diese braucht man keine sonderlich ausgefeilte Kamera; eine Handvoll Photodioden, die auf der Raumschiffoberfläche angeordnet sind, reichen vollkommen aus, um eine grobe Lagebestimmung zu erreichen.

Gegenüber der eigenen Lagebestimmung, also der Drehung des Raumschiffs, ist die Bestimmung der Position im Weltraum um einiges

komplizierter. Die Höhe, mit der man über den Zentralkörper fliegt, zu bestimmen ist hierbei das kleinere Problem: Durch Messung des scheinbaren Radius des Körpers (indem man von Horizont zu Horizont peilt und den Winkel dazwischen misst) oder, im Falle von Planeten oder Monden ohne Atmosphäre, mittels Radarhöhenmessung lässt sich eine recht genaue Flughöhe feststellen. Längen- und Breitengrad hingegen genau zu bestimmen stellt ein weit schwierigeres Problem dar, insbesondere wenn einfach identifizierbare geologische Features wie auf der Erde regelmäßig von Wolken verdeckt sind.

Umgekehrt ist jedoch ein Raumschiff im Erdorbit von der Erdoberfläche selbst aus leicht zu erkennen und anzupeilen, wie jeder, der schon einmal die Internationale Raumstation am Abend hat vorbeifliegen sehen, bestätigen kann. Ob nun optisch oder via Radar gepeilt: Diese Richtungsinformation kann von einer Bodenstation zum Raumschiff heraufgefunkt werden und bietet zusammen mit der Höheninformation eine komplette dreidimensionale Lokalisierung.

Eine weitere, relativ ungewöhnliche Möglichkeit der Positionsbestimmung bieten die GPS-Satelliten, wie sie aus Autonavigationssystemen auf der Erde bekannt sind. Das GPS-System ist *eigentlich* dafür ausgelegt, dass es nur sehr nahe an der Erdoberfläche verwendet wird und die Geschwindigkeiten gegenüber den Satellitenbahnen relativ langsam sind. Doch mit ein paar mathematischen Tricks ist es auch möglich, weit oberhalb der GPS-Satellitenumlaufbahnen seine Position aus ihren Signalen zu triangulieren, wie es der Amateurfunksatellit Oscar-40 im Jahr 2000 aus einem Orbit von 58.700 km Höhe erstmals bewies.

2.4 Stromversorgung und Temperaturregelung

Die ersten bemannten Raumflüge verließen sich vollständig auf Batterien für die Energieversorgung und mussten sich aufgrund ihrer kurzen Flugzeiten keine großen Sorgen um die Temperaturregelung machen. Sobald man jedoch mehr als nur ein paar Minuten im Weltraum verbringen möchte, ist es nötig, sich über Stromerzeugung und Wärmeverteilung Gedanken zu machen.

Konzepte der Energiegewinnung

Während des Startvorganges können die Triebwerke, beispielsweise über ihre Turbopumpenwellen, einen Generator antreiben und somit

die Stromversorgung bereitstellen. Sobald jedoch ein Orbit erreicht wurde und die Triebwerke abgeschaltet worden sind, müssen andere Methoden zum Einsatz gebracht werden, bevor die Batterien leer sind.

Bevor die offensichtliche Frage an dieser Stelle aufkommt: Hamster in Laufrädern eignen sich leider nicht zur Energiegewinnung in Schwerelosigkeit, da sie keinen Halt in ihrem Rad aufbauen. Um eine künstliche Schwerkraftwirkung zu erzeugen, müsste man das Laufrad selbst in eine Zentrifuge einbauen – und damit wäre der Nutzen desselben nicht mehr gegeben.

Da keine Atmosphäre mit Ozonschicht und Streuung an Staubteilchen zwischen einem Raumschiff und der Sonne sitzt, enthält das Sonnenlicht einen größeren kurzwelligen Lichtanteil (UV-Licht), sodass Solarzellen ein ganzes Stück effizienter arbeiten als auf der Erde. Schon im Jahr 1958 verwendete der amerikanische Satellit „Vanguard 1“ daher Solarzellen zur Stromversorgung, und diese stellen für Raumfahrzeuge in einer Erdumlaufbahn weiterhin die dominante Form der Stromerzeugung dar. Die ISS erzeugt mit ihren großen Solarpaneelen (Abb. 2.19) eine nominelle Maximalleistung von 120 kW. Dies entspricht ungefähr einem Zehntel der Leistung, die ein modernes Windrad unter günstigen Bedingungen erreicht, und weniger als einem Zehntausendstel der Leistung eines modernen Kernkraftwerks. Dies ist zwar um etliche Größenordnungen mehr, als ein durchschnittliches Einfamilienhaus verbraucht, betreibt aber auch viele Funktionen, die ein Einfamilienhaus niemals elektrisch durchführen muss: Luftaustausch und -aufbereitung, Fluglagesteuerung und nicht zuletzt der Betrieb vieler wissenschaftlicher Experimente.

Vergleicht man den Einsatz von Solarzellen im Weltraum mit dem Einsatz auf der Erde, so gibt es zwei wichtige Effekte, die man beim Design im Hinterkopf halten sollte:

- Durch die geladenen Teilchen des Sonnenwindes kommt es zu einer Oberflächenaufladung des Raumfahrzeugs, die aufgrund der exzellenten Isolationseigenschaften des Weltraumvakuums nicht abfließen kann. An Stellen, wo die Oberfläche aus leitfähigem Material (z. B. Metall) besteht, stellt dies üblicherweise kein Problem dar, auf Solarzellenoberflächen hingegen können Spannungen von einigen hundert Volt entstehen, die deren Funktionalität beeinträchtigen oder, bei einer plötzlichen Entladung, sogar beschädigen können. Leider kann man diese Oberflächenladung, ähnlich wie einen Kriechstrom auf der Erde, nicht selbst zur Stromerzeugung benutzen, da die tatsächlich darin enthaltene Leistung sehr gering

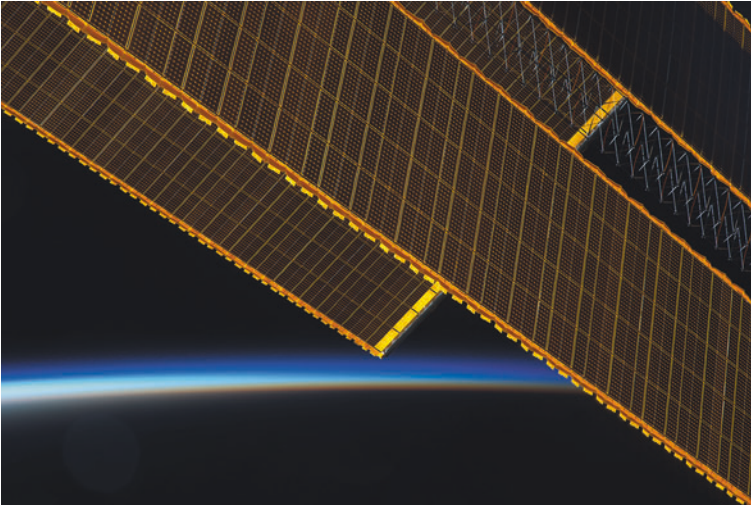


Abb. 2.19 Solarzellen der Internationalen Raumstation. Die Sonnensegel setzen sich aus einzelnen Modulen zusammen, die wiederum aus einzelnen Zellen bestehen. Die Flügel sind als Ganzes drehbar montiert, sodass sie stets für optimale Effizienz auf die Sonne ausgerichtet werden können. (Bildquelle: NASA)

ist – es dauert mehrere Tage bis Wochen, bis sich die Ladung aufgebaut hat, und sobald ein elektrischer Kontakt hergestellt wird, fließt sie vollständig ab.

- Die Dauerbestrahlung mit kosmischer Strahlung führt nach und nach zu Veränderungen der Halbleiterstrukturen in den Solarzellen, die ihre Effizienz graduell herabsetzen. Als Daumenregel sagt man, dass Silizium-basierte Solarzellen innerhalb von 10 Jahren etwa 30 % ihrer Maximalleistung einbüßen. Diese Veränderungen sind irreparabel, sodass die Solarzellen von Raumstationen nach einigen Jahrzehnten ausgetauscht werden müssen.

Während für Weltraummissionen im Erdorbit und zu den inneren Planeten Solarzellen eine hervorragend funktionierende und erprobte Methode der Energiegewinnung sind, sieht es im äußeren Sonnensystem, also jenseits des Jupiters, nicht mehr so rosig mit der Sonneneinstrahlung aus: Die von der Sonne gelieferte Leistungsdichte reicht dort schlicht nicht mehr aus, um mit Solarpaneelen noch eine ausreichende Menge Strom zu erzeugen. Dasselbe gilt für Raumschiffe oder -stationen, die sich längere Zeit im Schatten um einen Himmelskörper, wie z. B. auf der Rückseite des Mondes, aufhalten sollen.

Eine weitere, kompakte Möglichkeit, Strom zu erzeugen, stellt die *Brennstoffzelle* dar. Es handelt sich dabei um eine elektrochemische Reaktionskammer, in der Wasserstoff und Sauerstoff an einer dünnen Membran zu Wasser reagieren. Grundlegend ist dies dieselbe Reaktion wie bei der Verbrennung in einem Triebwerk, nur dass sie hier ohne eine Flamme stattfindet und die Membran dazu führt, dass die Elektronen „einen Umweg“ durch einen elektrischen Leiter nehmen müssen, also ein Stromfluss erzeugt wird. Die tatsächliche Zelle kann dabei sehr klein sein (nicht größer als ein Mobiltelefon), und die Energiedichte des Treibstoffs ist sehr hoch und liegt fast eine Größenordnung oberhalb der besten Lithium-Ionen-Batterien. Für Raumfahrzeuge, die sowieso bereits Wasserstoff und Sauerstoff als Raketentreibstoff mit sich führen, ist diese Technik daher äußerst praktisch und wurde während der Apollo-Missionen zur primären Stromversorgung benutzt.

Für Langstreckenflüge über mehrere Jahre allerdings ist auch die Energiemenge, die man in Form von Wasserstoff und Sauerstoff mitführen kann, nicht mehr praktikabel. Es bleiben für die Energieversorgung von Raumsonden in diesem Bereich nur noch nukleare Quellen als mögliche Alternativen.

Die technisch am wenigsten komplizierte nukleare Energieversorgungstechnik stellen die *Radioisotopenbatterien* (engl. *Radioisotope Thermal Generator*, *RTG*) dar. In ihnen zerfällt ein langlebiges Radioisotop, für gewöhnlich Plutonium-238, und heizt sich durch seine eigene Zerfallsenergie auf. Durch den Wärmeunterschied zwischen dem Radioisotop und dem kalten Weltraum (bzw. dem Kühlsystem des Raumfahrzeugs) kann ein Thermoelement Strom erzeugen. Die erreichbaren Leistungen liegen hierbei zwar nur im Bereich weniger Watt, aufgrund der 87-jährigen Halbwertszeit von Plutonium-238 können solche Generatoren jedoch für eine sehr lange Zeit betrieben werden. [Abb. 2.20](#) zeigt ein solches Plutonium-Pellet, das die Raumsonde „Cassini“, die den Saturn und seine Monde erforschte, mit Strom versorgte. Baugleiche Generatoren wurden auch in den Sonden des Voyager-Programms, der „Galileo“-Sonde und dem Mars-Rover „Curiosity“ verbaut.

Für eine langfristige Energieversorgung mit hoher Leistung gibt es eine weitere Möglichkeit: Kernreaktoren. In unbemannten Raumsonden können diese mit minimaler Abschirmung betrieben werden (es müssen lediglich Elektronikkomponenten gegen Strahlungseffekte abgeschirmt werden) und sind daher deutlich leichter als Reaktoren,

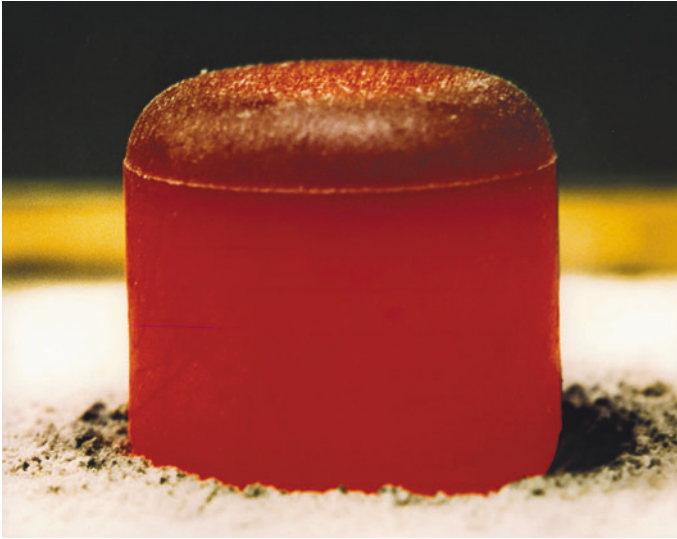


Abb. 2.20 Ein Plutonium-238-Pellet, das in der Radioisotopenbatterie der Raumsonde „Cassini“ verbaut wurde. Durch seine eigene Zerfallsenergie so heiß, dass es rot glüht, kann der Temperaturunterschied zum Kühlsystem der Raumsonde für die Stromerzeugung genutzt werden. (Bildquelle: NASA)

wie sie auf der Erde verbaut werden. Der Einsatz solcher Reaktoren ist jedoch äußerst unpopulär, sodass es lediglich zu einem einzigen Testeinsatz der Amerikaner in der SNAP-10A-Mission kam. Die Sowjetunion hingegen verbaute in 33 Satelliten, primär Spionagesatelliten, verschiedene Kernreaktorbauformen.

Temperaturregelung und Radiatoren

Wie bereits in [Abschn. 2.2](#) beschrieben, gibt es einen starken Temperaturunterschied zwischen sonnenbeschienener und sonnenabgewandter Seite eines Raumfahrzeugs. Hinzukommt, dass das Vakuum des Weltraums wie eine perfekte Thermoskanne ein sehr guter Wärmeisolator ist und die Abwärme aller Geräte im Innern zunächst einmal im Innern des Raumschiffs bleibt. Wie also regelt man im Vakuum die Temperatur, wenn man kein umgebendes Medium hat, an das man Wärme abgeben kann?

Eine Möglichkeit besteht darin, das Medium, an das die Wärme abgegeben werden soll, selbst mitzuführen: Eine Flüssigkeit, zu meist Wasser oder Ammoniak, wird in einem Wärmetauscher

aufgewärmt und verdunstet in den Weltraum hinaus, wobei es die Verdunstungswärme mitnimmt und das Raumfahrzeug somit kühlt. Hierbei wird allerdings die Flüssigkeit mit der Zeit verbraucht, so dass dieser Vorgang typischerweise nur bei Start- und Landephase Verwendung findet, in denen strahlungswärmebasierte Kühlmethoden impraktikabel sind. Das Spaceshuttle verwendete zwei verschiedene „Flash-Evaporator“-Systeme: ein wasserbasiertes im Vakuum, und ein ammoniakbasiertes für die Start- und Landephase in der Erdatmosphäre unterhalb von 100.000 Fuß Flughöhe.

Für den Langzeiteinsatz, z. B. auf einer Raumstation oder für einen Langzeitflug zu einem anderen Himmelskörper, ist jedoch eine Kühlung vonnöten, die ohne Verbrauchsgüter auskommt und ausschließlich auf Wärmestrahlung basiert. In die kalte, sonnenabgewandte Seite des Weltraums haben dunkle Oberflächen einen Netto-Wärmeverlust, da sie mehr Infrarotstrahlung abgeben, als sie von dort her aufnehmen. [Abb. 2.21](#) zeigt als Beispiel die Kühlpaneele an der Internationalen Raumstation. Der Ammoniak-Kühlkreislauf der Station fließt durch diese Paneele hindurch und durch ihre große Oberfläche strahlen sie



Abb. 2.21 Kühlpaneele (weiß) an der Internationalen Raumstation. Der Ammoniak-Kühlkreislauf der Station fließt durch diese Paneele, die die Wärme in den Weltraum hinaus als Infrarotstrahlung abstrahlen. (Bildquelle: NASA)

einen Teil der Wärme in den Weltraum hinaus. Da Strahlungswärme jedoch umso effizienter wird, je größer der Temperaturunterschied ist, kann dieses System lediglich von „heiß“ auf „warm“ hinabkühlen. Es gibt auf der Raumstation daher für den Alltagsbedarf nur die Wahl zwischen heißem und lauwarmem Wasser, kaltes Wasser kann für Experimente in einem weiteren, wesentlich weniger energieeffizienten Kühlschranksystem hergestellt werden.

2.5 Lebenserhaltungssysteme

Atemluft

Menschen benötigen Sauerstoff zum Leben. Auf der Erde hat die Luft einen Sauerstoffgehalt von etwa 21 %, den verbleibenden Anteil machen 78 % Stickstoff und etwa 1 % andere Gase wie Helium und Argon aus, die jedoch für den menschlichen Körper nicht relevant sind. Zu starke Abweichungen des Sauerstoffgehalts sind in beide Richtungen schlecht: Bei einem Sauerstoffgehalt von unter 15 % droht eine Unterversorgung, bei einem weit höheren Sauerstoffgehalt kommt es langfristig zu Vergiftungserscheinungen und erhöhter Zellalterung. Aber nicht nur die Luftzusammensetzung ist wichtig, sondern auch der Druck. Mehr zum Thema Atmosphäre, was Menschen zum Atmen brauchen und was passiert, wenn dies nicht gegeben ist, ist in [Abschn. 6.4](#) nachzulesen.

Die einfachste Methode der Atemluftversorgung geschieht – wie in einem Taucheranzug – aus Pressluftflaschen. Hierbei wird die eingeatmete Luft direkt aus einer Flasche über einen Druckminderer zugeführt und die ausgeatmete Luft über ein Ventil in den Weltraum hinausgeblasen. Dies ist leicht und unkompliziert zu bauen, aber auch ausgesprochen ineffizient: Auch die abgeatmete Luft eines Menschen enthält noch ungefähr 14 % Sauerstoff, der prinzipiell wiederverwendet werden könnte. Für die ersten, kurzen Raumflüge wurde dieser Ansatz gewählt, inzwischen ist man jedoch dazu übergegangen, die Luft in einem geschlossenen Zyklus zu bearbeiten und wiederzuverwenden.

Um die Atemluft in einem Raumschiff für Menschen verträglich zu halten, müssen grundlegend zwei Prozesse durchgeführt werden: Zum einen muss von Menschen verbrauchter Sauerstoff nachgefüllt

werden, zum anderen das ausgeatmete CO_2 aus der Atemluft entfernt werden.

Sauerstoff zu erzeugen ist relativ leicht: Man kann einfach Strom durch Wasser leiten und es somit elektrolytisch in Wasserstoff und Sauerstoff auftrennen. Das Wasser für diesen Zweck muss auch gar nicht wertvolles Trinkwasser sein, es kann genauso gut gefiltertes Wasser aus dem Abwassersystem sein. Sowohl das russische „Elektron“-System als auch das ECLSS-System im amerikanischen Segment der Internationalen Raumstation funktionieren nach diesem Prinzip.

Eine weitere Möglichkeit ist das Abbrennen einer *Sauerstoffkerze*, in der Eisenpulver und Lithium- oder Natriumchlorat bei einer Temperatur von grob 600°C zu Natriumchlorid (Kochsalz) und Eisenoxid (Rost) verbrennen und dabei für mehrere Stunden Sauerstoff abgeben. Diese technologisch unkomplizierten Sauerstoffquellen, die ohne Stromversorgung auskommen, bilden üblicherweise die Notversorgung, falls das primäre Sauerstoffsysteem ausfallen sollte.

Würde man in einem Raumschiff zwar Sauerstoff in der Atemluft nachfüllen, sich aber sonst nicht um die atmosphärische Aufarbeitung kümmern, dann käme es zum einen zu einem ständigen Anwachsen des Luftdrucks und zum anderen zu einer steigenden Konzentration an Kohlendioxid (CO_2), das Menschen ausatmen, in der Atemluft. Schon bei einem Atemluftgehalt von 1 % CO_2 kommt es zu Müdigkeit und Konzentrationsschwäche, bei 7–10 % zu Erstickungssymptomen und Bewusstlosigkeit. Es ist daher ungemein wichtig, das ausgeatmete CO_2 aus der Luft zu entfernen. Hierzu wird ein *CO_2 -Scrubber* eingesetzt, den es in verschiedenartigen Bauformen gibt:

- Durch chemische Bindung an eine alkalische Base, wie Natriumhydroxid (Natronlauge) oder Lithiumhydroxid, in wässriger Lösung. Hierbei neutralisiert das Kohlendioxid als Kohlensäure die Base und wird dabei chemisch gebunden und aus der Luft entfernt. Damit dieser Prozess effizient und auch in Schwerelosigkeit erfolgreich ablaufen kann, muss die Kontaktfläche zwischen Atemluft und der basischen Lösung möglichst groß sein es werden also Filtersysteme mit möglichst großen fraktalen Oberflächen verwendet, auf denen dieser Austausch stattfinden kann. Die Filter sind hierbei ein Verbrauchsmittel, die nach einigen Tagen ausgetauscht werden müssen, haben jedoch den Vorteil geringen Gewichts und unkomplizierter Funktionsweise. Sie finden daher in Raumfähren und Raumanzügen Anwendung.

- Durch Adsorption auf eine Oberfläche. Einige Materialien, wie Aktivkohle oder Metalloxide, haben die Eigenschaft, dass sich auf ihrer blanken Oberfläche bevorzugt CO_2 -Moleküle anlagern, die aber lediglich eine Schicht von einem einzelnen Molekül Dicke bilden. Da diese Materialien jedoch aufgrund ihrer Rauigkeit eine sehr große innere Oberfläche bilden, können sie einige Stunden lang CO_2 aufnehmen, bevor sie „voll“ sind. Danach können sie vom Atemluftkreislauf des Raumfahrzeugs abgekoppelt und zum Vakuum des Weltalls hin geöffnet werden, wohin sie durch Aufheizung auf ungefähr 200°C die angehafteten CO_2 -Moleküle wieder abdampfen. Ein solches System ist beliebig lange wiederverwendbar.

Sowohl das russische *Vozdukh*-System, als auch die amerikanische *Carbon Dioxide Removal Assembly* auf der Internationalen Raumstation arbeiten nach diesem Prinzip, wobei sie automatisch zwischen mehreren Filtercontainern im CO_2 -Aufnahme- und Abgabebetrieb hin- und herwechseln. Das ausgeatmete Kohlendioxid wird somit komplett in den Weltraum abgedampft.

- Durch die Sabatier-Reaktion kann Kohlendioxid plus Wasserstoff zu Methan und Wasser verwandelt werden, indem es bei Temperaturen von $300\text{--}400^\circ\text{C}$ über einen Nickel- oder Ruthenium-Katalysator geleitet wird. Das Wasser kann dann wiederum dem Frischwassersystem zugeführt werden, während das Methan entweder in den Weltraum abgelassen werden kann oder sogar als Treibstoff zum Einsatz kommt. Insbesondere für Langzeitmissionen zum Mars, dessen Atmosphäre fast ausschließlich aus CO_2 besteht, wird diese Reaktion als Treibstoffquelle in Erwägung gezogen. Ein experimentelles Luftaufarbeitungssystem auf Basis dieser Reaktion befindet sich seit 2010 auf der Internationalen Raumstation im Probebetrieb.

Exkurs

Auf dem Weg zum Mond explodierte an Bord der Apollo-13-Mission, die eigentlich zum Mond fliegen sollte, ein Sauerstofftank (da aufgrund von Undichtigkeit flüssiger Sauerstoff in die Isolation um einen gewickelten Heizdraht eingedrungen war, der dazu dienen sollte, durch Verdampfung den Druck innerhalb des Tanks zu regeln). Um dennoch zur Erde zurückkehren zu können, stiegen die drei Astronauten komplett auf das Lebenserhaltungssystem der angedockten Mondlandefähre um, die jedoch nur dafür vorgesehen war, zwei Menschen für zwei Tage zu versorgen und somit nur mit einmal benutzbaren CO_2 -Absorbern ausgestattet war (Abb. 2.22a). Als diese schließlich nach etwas über einem Tag aufgebraucht waren, fing der CO_2 -Gehalt in der Luft an, gefährlich anzusteigen,

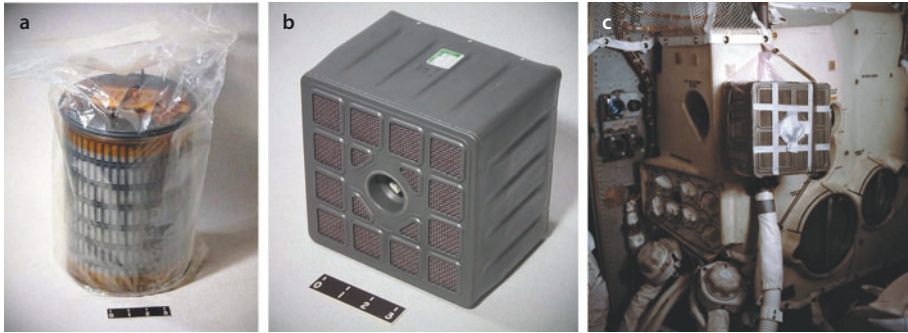


Abb. 2.22 Lithiumhydroxid-Kanister zum Aufnehmen von Kohlendioxid, wie sie im Apollo-Programm zum Einsatz kamen. (a) Kanister für das Mondlandemodul; (b) Kanister des Kommandomoduls; (c) Adapterkonstruktion von Apollo 13, um behelfsmäßig die Kanister des Kommandomoduls im Landemodul einzusetzen. (Bildquelle: NASA)

sodass die Ersatzkanister aus dem Kommandomodul eingesetzt werden mussten – nur war dieses von einer anderen Firma gebaut worden und verwendete eine völlig andere Bauform (Abb. 2.22b).

Aus verschiedenen an Bord befindlichen Materialien, Schläuchen, der Pumpe eines Raumanzugs und einer großen Menge Panzertape wurde schließlich ein Adapter gebastelt (Abb. 2.22c), mit dem die CO_2 -Konzentration wieder gesenkt werden konnte.

Zusätzlich gehören noch Staub- und Geruchsfilterung zu den Aufgaben eines Atemluftsystems. Noch auf der russischen Raumstation Mir wurde bei der Planung dem Geruch wenig Beachtung geschenkt, was dazu führte, dass die Raumstation in ihren 15 Betriebsjahren einen signifikanten Eigengeruch entwickelte, der vor allem durch einen unerwarteten Keimbefall des Luftaufbereitungssystems erzeugt wurde. Sowohl bei Andockmanövern neuer Raumschiffe als auch nach Weltraumspaziergängen, bei denen sie saubere Atemluft bekamen, erwähnten Astronauten beim Wiederbetreten der Station, dass der Geruch geradezu erdrückend gewesen sei. Für die Internationale Raumstation wurde aufgrund dieser Erfahrungen deutlich mehr Wert auf antibakterielle Oberflächen und geruchsarme Materialien gelegt, und durch Aktivkohlefilter werden Geruchsstoffe aus menschlichem Schweiß aus der Luft entfernt.

Dennoch gibt es anscheinend auch auf der ISS immer noch einen sehr charakteristischen Eigengeruch. Wann immer neue Besatzungen die Raumstation betreten, fällt ihnen sofort, wenn sie die Luke öffnen,

der „typische ISS-Geruch“ auf. Berichten zufolge handelt es sich um einen seltsamen, metallisch wirkenden Geruch, der sich nicht durch Geruchseindrücke von der Erde beschreiben lässt. Dieser Geruch ist vermutlich eine der exklusivsten Sinneswahrnehmungen, die man haben kann.

Wasser

Eine weitere lebensnotwendige Ressource für menschliches Leben ist Wasser, und zwar nicht nur in flüssiger Form, sondern auch als Luftfeuchtigkeit in der Atemluft. Es sollte frei von Bakterien oder giftigen Chemikalien sein. Für kurzfristige Raumflüge kann es einfach, wie andere Nahrungsmittel, fertig verpackt mitgeführt werden. Deutlich komplizierter wird es bei Langzeitmissionen wie Raumstationen oder Flügen zu anderen Himmelskörpern: Hier muss eine Wasserwiederaufbereitung stattfinden.

Das Abwasser in einem Raumschiff kann hierbei aus höchst unterschiedlichen Quellen kommen: von wissenschaftlichen Experimenten, durch Kondensation aus der Luftentfeuchtungsanlage und nicht zuletzt aus dem Astronautenbadezimmer. In einem mehrstufigen Prozess wird dieses Wasser zunächst destilliert (in einer Zentrifuge, die die fehlende Schwerkraft ersetzt; diese ist in [Abb. 2.23](#) als großes zylinderförmiges Objekt sichtbar). Dann werden sowohl Feststoffe als auch Gasanteile abgefiltert und durch einen Hochtemperaturkatalysator geleitet. Ein automatisches Messsystem entscheidet, ob das Wasser nach dieser Aufbereitung gut genug ist, um als Trinkwasser Verwendung zu finden, oder ob es denselben Vorgang ein weiteres Mal durchlaufen muss.

Auf der ISS wird jedoch ein Großteil des resultierenden Nutzwassers nicht als Trinkwasser wiederverwertet, sondern (insbesondere im russischen Teil der Station) dem Sauerstoffversorgungssystem zugeführt, wo es elektrolytisch in Wasserstoff und Sauerstoff aufgespalten und der Atemluft zugeführt wird. Auf die immer wieder gestellte Frage, ob man im Rahmen der Wasserwiederaufbereitung auf der Internationalen Raumstation denn im Endeffekt seinen eigenen Urin trinkt, kann also eindeutig geantwortet werden: Nein, man atmet ihn!

Das Badezimmer

Neben Trinkwasser und Luftfeuchtigkeit gibt es eine dritte wichtige Anwendung für Wasser am menschlichen Körper: waschen und



Abb. 2.23 Das *Environmental Control and Life Support System* (ECLSS), Lebenserhaltungssystem der Internationalen Raumstation. Bestehend aus Sauerstoffversorgung, CO₂-Entfernung, Luftfilterung und Wasseraufbereitung. (Bildquelle: NASA)

baden. Doch wie badet man in Schwerelosigkeit? Eine wassergefüllte Wanne ist völlig ausgeschlossen. Das Wasser hätte keinen Grund, in der Wanne zu bleiben, würde ziellos im Raum herumschweben und vermutlich sogar eine Erstickungsgefahr bilden.

Eine Dusche in Schwerelosigkeit ist allerdings im Prinzip möglich. An Bord der amerikanischen Raumstation „Skylab“ gab es eine und für die Internationale Raumstation wurde ebenfalls eine solche Duschkabine, in der Wasser aus einem Duschkopf an der einen Seite ausströmt, und an der anderen Seite wieder abgesaugt wird, entwickelt und gefertigt (in [Abb. 2.23](#) ist sie das Rack ganz links. Sie ist direkt mit dem Wasserversorgungssystem verbunden). Da jedoch Wasserverbrauch, Gewicht und Platzverbrauch letztlich als zu groß eingeschätzt wurden, ist sie nie zur ISS geliefert worden. Zudem stellte sich während der „Skylab“-Missionen sowohl das Absaugen des Wassers als auch das Abtrocknen in Schwerelosigkeit als umständlich heraus. Bleiben also nur nasse Lappen als Waschmöglichkeit übrig. In diesen ist das Wasser durch die Oberflächenspannung am Stoff gebunden und kann deutlich einfacher umherbewegt werden, ohne dabei das

gesamte Raumschiffinnere mit Tropfen zu füllen (wie es z. B. bei einem Wasserschlauch der Fall wäre).

Auch ein Waschbecken macht in seiner klassischen Form in Schwerelosigkeit keinen Sinn – wiederum würde das Wasser keinen Grund haben, im Becken zu bleiben, und stattdessen einfach umherfliegen. Wasserhähne für heißes und lauwarmes Wasser gibt es aber direkt an der Wasseraufbereitungsanlage der ISS. Für gewöhnlich füllt man



Abb. 2.24 Die Toilette auf der ISS (hier Nachbau im Kennedy Space Center) funktioniert mit Unterdruck. Spitzname: *orbital outhouse*

das Wasser aus ihnen in Plastikbeutel, um sie von dort zum Trinken, Kochen, Waschen, Zähneputzen etc. zu verwenden.

Bleibt als weiteres Badezimmermöbel noch die Toilette ([Abb. 2.24](#)). Jeder, der schon einmal auf einer Flugzeugtoilette war, wird sich erinnern, dass diese nur sehr wenig Wasser einsetzt. Ein Großteil der Spülwirkung wird durch Unterdruck erzielt, der den Inhalt der Kloschüssel absaugt und in einem Tank sammelt. Ebenso funktioniert es im Weltraum, wobei ein permanenter Luftsaugstrom die Schwerkraft ersetzt. Das ISS-Tour-Video von Sunita Williams (s. QR-Code [Abb. 4.2](#)) erklärt Bedienung und Funktion des dortigen Klos ausführlich.

2.6 Bordcomputer und Datenmanagement

Gleichgültig, ob man nun rein zum Spaß in den Weltraum fliegt oder zu primär wissenschaftlichen Zwecken (wie es heutzutage hauptsächlich der Fall ist), es fallen dabei eigentlich immer große Datenmengen an: Dies können Photos und Videos sein, die man macht, Experimente, die durchgeführt werden, Erdbeobachtungen oder Beobachtungen der Astronauten selbst (mit anfallenden Gesundheits-, Sport- oder Gefühlsdaten). Gleichzeitig gibt es verschiedenste Telemetrieparameter des Raumfahrzeugs selbst, die in Bodenstationen analysiert werden sollen. In all diesen Prozessen fallen Daten an, die teilweise gesichert, teilweise sofort übertragen und teilweise direkt an Bord analysiert werden sollen. Um diese Datenflut nicht in ein heillooses Chaos ausufern zu lassen, sollte man sich schon vor dem Flug Gedanken darüber machen, wie die Daten strukturiert, priorisiert, gespeichert und übertragen werden.

In der NASA-Terminologie wird dies als *On-board Data Handling* bezeichnet und involviert eine große Menge an standardisierten Interfaces und Datenformaten, mit denen verschiedene Computersysteme an Bord und auf dem Boden miteinander kommunizieren.

Beispiele für die vielen Computer an Bord sind z. B. der Navigationscomputer (engl. *Guidance and Navigational Computer*, GNC), der für die Fluglage und Steuerung verantwortlich ist, und der Nutzlastcomputer (engl. *Payload Computer*, PC), der die mitgeführten wissenschaftlichen Experimente überwacht und ihre Daten verwaltet. Diese beiden teilen sich üblicherweise die Kommunikationskanäle des Raumfahrzeugs (was von einer einzelnen, simplen Funkverbindung bis zu einer Vielzahl von gleichzeitig verbundenen Bodenstationen und

Satellitenverbindungen im Falle der ISS reichen kann). In einem bemannten Raumschiff können diese Computer direkt von Astronauten bedient, Datenübertragungen eingeleitet oder Experimente gesteuert werden; primär werden beide allerdings durch funkübertragene „Telekommandos“ von Bodenstationen aus bedient.

Solch ein Telekommando kann beispielsweise das Einleiten eines Datentransfers, das Zünden eines Triebwerks oder die Löschung eines erfolgreich transferierten Datensatzes sein – und nicht immer sind sie für die sofortige Ausführung vorgesehen. Ein Telekommando kann auch mit einer Zeitverzögerung oder mit einer bestimmten Zielposition oder Geschwindigkeit zusammenhängen, um z. B. Fotos von der Erdoberfläche an der richtigen Stelle aufzunehmen oder am höchsten Punkt des Orbits ein Beschleunigungsmanöver durchzuführen. Auf diese Art und Weise wird auch der Datenrücktransfer aus dem Raumfahrzeug auf die Erde gehandhabt: Mittels genau angegebener Zeitpunkte für die Transfertelekommandos werden Datenpakete in der Reihenfolge ihrer Priorität transferiert.

Die Bordcomputer selbst sind ebenfalls auf die Bedingungen des Weltraums optimiert: Aufgrund der höheren Strahlungsbelastung im Weltraum kommt es deutlich häufiger zu Rechenfehlern oder zufällig umkippenden einzelnen Bits im Speicher, mit denen das Gesamtsystem umgehen können muss. Häufig sind die Computer mehrfach redundant ausgelegt, wobei mehrere Rechner dieselbe Berechnung durchführen und zunächst das Ergebnis vergleichen, bevor die Berechnung in die Tat umgesetzt werden. Auch die Wahl der Speichermedien ist aufgrund der Strahlungsumgebung anders als auf der Erde: Magnettrommeln, -bänder und magnetische Blasenspeicher, die auf der Erde schon längst durch Flash-Speicher ersetzt worden sind, haben aufgrund ihrer deutlich geringeren Anfälligkeit für Strahlungsstörungen immer noch einen wichtigen Rang in Weltraumanwendungen. Die Mars-Rover „Spirit“ und „Opportunity“ setzen in ihren Bordcomputern allerdings Flash-Speicher ein, die aufgrund von Strahlenbeschädigungen während des langen Flugs zum Mars immer wieder Datenverluste aufweisen und daher von der Software mit besonderer Vorsicht verwendet werden.

Zwei Beispiele für Bordcomputer, mit denen jeder selbst zu Hause einmal spielen kann, sind der *Apollo Guidance Computer* (AGC), und der *Neptun-M*, der in Sojus-Raumschiffen zum Einsatz kommt:

- Der komplette Quelltext des Apollo-Computers wurde in den Archiven der NASA gefunden, von einer großen Gruppe Freiwilliger in

mühevoller Kleinarbeit abgetippt, und das Virtual-Apollo-Guidance-Computer Projekt hat einen Emulator dafür entwickelt, den man auf einem gewöhnlichen PC ausführen und die gesamte Funktionalität mit der Originalsoftware selbst benutzen kann. [Abb. 2.25a](#) zeigt den Bordcomputer selbst und [Abb. 2.26](#) enthält einen Link dazu.

- Der Neptun-M-Bordcomputer aus dem Sojus-Programm (seit der Sojus-TMA-Bauform des Jahres 2002 im Einsatz) ist selbst ein PC-kompatibler Rechner, der unter DOS läuft. In [Abb. 2.25b](#) ist ein Screenshot sichtbar, [Abb. 3.9](#) zeigt diesen Computer im Betrieb in einer Sojus-Kapsel und auch das Swesda-Modul der ISS setzt diesen Computer für die Lageregelung der Raumstation ein. Eine Variante der Software zum Astronautentraining (die größtenteils fiktive Daten anzeigt) kann unter der URL heruntergeladen werden, die [Abb. 2.27](#) zeigt. Doch Achtung: Sowohl die Website zum Download als auch die Software selbst sind vollständig auf Russisch gehalten!

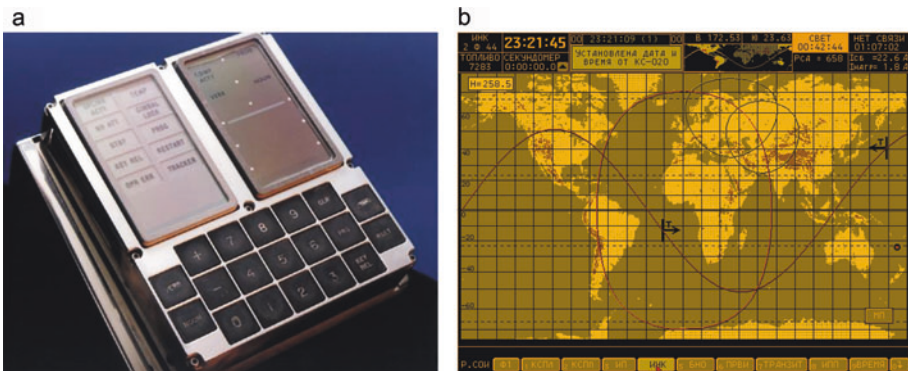


Abb. 2.25 (a) Instrumentenpanel des Bordcomputers einer Apollo-Kapsel (Bildquelle: NASA) (b) Screenshot aus der Software des Sojus-Bordcomputers (vgl. [Abb. 3.9](#))



Abb. 2.26 Das Virtual-Apollo-Guidance-Computer Projekt bietet unter der URL <http://www.ibiblio.org/apollo/> den gesamten Quelltext des Apollo-Bordcomputers sowie eine virtuelle Umgebung an, um diesen virtuell zu benutzen



Abb. 2.27 Unter der URL <http://astronaut.ru/bookcase/prog.htm> findet sich eine komplett auf Russisch gehaltene, etwas spartanisch aussehende Website. Hier gibt es die Astronauten-Trainingsversion der Bordcomputersoftware der Sojus-Raumschiffe zum Download!

Anekdote

Beim Design des Bordcomputers des Apollo-Programms wurden viele neuartige Probleme zum ersten Mal mit einem Computer angegangen und einige Programmierkonstrukte zum ersten Mal erfunden, die teilweise erst Jahrzehnte später in anderer Software wiederentdeckt wurden. Ein Beispiel dafür ist die Einführung von dynamischer Speicherverwaltung bei mehreren gleichzeitig laufenden Prozessen und das damit einhergehende Problem des „Speicherlecks“ (*Memory Leak*):

Um bei den Computerbauformen der späten 60er-Jahre Gewicht einzusparen, musste für die Landung auf dem Mond ein einziger Computer mehrere unterschiedlich wichtige Operationen gleichzeitig durchführen: die Triebwerkschubsteuerung regeln, mit dem Radar die Höhe messen, Drücke und Spannungen überwachen und Instrumentenanzeigen aktuell halten. Für all diese Funktionen gab es getrennte Programme, zwischen denen schnell hin- und hergeschaltet werden musste, wobei einige wichtiger waren als andere. Eigentlich war das gesamte System so designt worden, dass alle für die Landung benötigten Programme auf diese Art laufen konnten, ohne sich in die Quere zu kommen.

Allerdings hatte die Crew beim Beginn des Landevorgangs vergessen, das Rendezvous-Radar (das eigentlich erst beim Wiederankoppeln an den Orbiter viel später benötigt würde) abzuschalten, sodass der Computer ein Programm mehr (Auslesen der Radardaten) ausführen musste, als ursprünglich vorgesehen war. Da jedoch wichtigere Funktionen (der Höhenmesser) Vorrang hatten, wurde dieses Programm im Speicher quasi „auf die Wartebank geschoben“ und fing somit mit der Zeit an, den knapp bemessenen Speicher zu füllen, bis kein weiterer mehr zur Verfügung stand... woraufhin der Computer mit dem „Fehler 1201“ abstürzte, sich automatisch neu startete und eine laute Warnung im Raumschiff ertönte.

Ein Ingenieur in der Leitstelle verstand das Problem glücklicherweise sehr schnell und begriff, dass es lediglich die in dem Moment nicht benötigte Rendezvous-Radarfunktion betraf, und der Fehler daher ignoriert werden konnte. Daher landete Apollo 11 schließlich mit lautem Alarmgepiepse und einem Computer, der alle paar Sekunden abstürzte, dennoch sicher auf dem Mond.

Von missionskritischen Steuerungsaufgaben abgesehen gibt es natürlich auch im Weltraum weniger sensible Computersysteme, die zur Planung, aber auch zur Unterhaltung benutzt werden. Diese unterscheiden sich nicht großartig von den normalen Geräten, wie man sie auf der Erde kennt, und sind teilweise nur geringfügig modifiziert: Ein Beispiel sind die Schutzsysteme für Festplattenköpfe, die automatisch den Lesekopf parken, wenn sich das Gerät im freien Fall befindet. Diese müssen in Schwerelosigkeit ausgeschaltet sein, da Notebooks ansonsten niemals einen Festplattenzugriff erlauben, da sie sich permanent im freien Fall wähnen!

Auch Digitalkameras können ganz normal in einem Raumschiff benutzt werden (mit einem etwas höheren Rauschniveau aufgrund der kosmischen Hintergrundstrahlung), und es gibt CD-Player, Laptops, Tablets und sogar ein WLAN auf der ISS.

Funkverbindungen

Es empfiehlt sich außerdem, sich vor seinem Raumflug Gedanken über die Funkkommunikation mit der Erde zu machen, denn Mobiltelefone funktionieren im Weltraum vermutlich¹ nicht. Gegenüber Funkverbindungen zwischen zwei erdgebundenen Stationen hat die Kommunikation im Weltraum den Vorteil, dass es keine Funkhindernisse und (für einen Großteil der Funkstrecke) keine atmosphärische Beeinflussung des Signals gibt. Man kann daher schon mit kleinen Sendeleistungen enorme Entfernungen überbrücken: Das primäre Sendersystem der Voyager-Sonden hat lediglich eine Leistung von 36 Watt und kommuniziert damit vom Rand des Sonnensystems mit der Erde! Eine gute Richtantenne auf beiden Seiten der Funkstrecke, also bevorzugt eine Schüssel, die die gesendeten Funkwellen zum Empfänger bündelt, und dort eine weitere Schüssel, die diese einsammelt, sind dabei zu empfehlen, um nicht einen Großteil der Sendeleistung in den leeren Raum hinaus zu verlieren – doch üblicherweise werden mehrere Antennen verbaut, von denen mindestens eine auch dann in der Lage ist, eine Verbindung aufrecht zu erhalten,

¹ Die Autoren würden gern einen Erfahrungsbericht hören, ob das Telefonieren mit Satellitentelefonen möglich ist! Die offizielle Aussage dazu ist „Nein“, doch es wurde unseres Wissens noch nie probiert.

wenn das Raumfahrzeug z. B. taumelt und keine stabile Ausrichtung zur Erde halten kann.

Doch auch im Weltraum muss man stets eine Sichtverbindung zu einer Bodenstation haben, um mit dieser kommunizieren zu können. Dies bedeutet zum einen, dass man diese an ausreichend vielen Punkten auf der Erde verteilt aufbauen und betreiben muss, und zum anderen, dass keine Kommunikation möglich ist, wenn man sich gerade auf der Rückseite eines anderen Himmelskörpers (wie z. B. des Mondes) befindet – es sei denn, man verfügt über ein Relais-Satellitennetzwerk, wie dem *Tracking and Data Relay Satellite System* (TDRSS) der NASA, oder den äquivalenten *European Data Relay Satellites* EDRS. Diese können Funksignale von einem Satelliten zum nächsten weiterreichen und ermöglichen so stabile Kommunikation auch außerhalb der direkten Sichtlinie einer Bodenstation.

Für den Mond gibt es aktuell keine solchen Satelliten im Orbit. Ein Raumschiff, das auf der Rückseite des Mondes langfliegt (oder dort gar landet), hat keine Möglichkeit, mit der Erde zu kommunizieren! Dies ist einer der Gründe, warum diese auch weiterhin als die *dunkle Seite des Mondes* bezeichnet wird, selbst wenn sie jeden halben Monat von der Sonne beschienen wird. Für den Mars bilden die Raumsonden „Mars Odyssey“, „Mars Reconnaissance Orbiter“ und „ExoMars Trace Gas Orbiter“ neben ihrer eigentlichen Beobachtungsfunktion auch ein provisorisches Weiterleitungsnetzwerk, mit dem u. a. die Kommunikation der Mars-Rover übertragen wird.

2.7 Sonstige Ausstattung

Sitzen, Liegen, Stehen – Möbel in Raumschiffen

Eigentlich braucht man in der Schwerelosigkeit keine Tische, Stühle oder Betten. Einfach im freien Raum herumzuschweben ist tatsächlich genauso komfortabel, wie es sitzen oder liegen auf der Erde wäre. Dennoch gibt es auch in Schwerelosigkeit einige bauliche Hilfsmittel, die dem Menschen den Aufenthalt komfortabler gestalten.

So lustig das Herumschweben im Raumschiffinneren auch ist, für die meisten Vorgänge möchte man lieber ein wenig an Ort und Stelle fixiert sein. Daher empfiehlt es sich, die Wände mit Griffen oder Schlaufen zu versehen, an denen man sich mit den Händen festhalten oder sogar mit den Füßen einhaken kann, um einen stabilen Halt zu haben.

Obwohl sich eigentlich beliebige Oberflächen in Schwerelosigkeit als Arbeitsfläche eignen, haben Tische dennoch in mehrfacher Hinsicht eine wichtige Funktion: Zum einen ist es für viele Aufgaben für den Menschen komfortabler, in einer Körperhaltung zu arbeiten, die dem Stehen an einem Tisch entspricht, und zum anderen bildet die gemeinsame Essstelle das soziale Zentrum eines Raumfahrzeugs oder einer Raumstation.

Tische müssen nicht besonders stabil konstruiert sein – schließlich übt nichts auf sie eine Gewichtskraft aus – und können daher in verschiedensten Klapp- oder Schiebebauweisen auftreten. [Abb. 2.28](#) zeigt beispielsweise den Esstisch im Crew-Quartier der Raumstation „Skylab“, in dem Essenstabletts an eine zentrale ausfahrbare Säule eingehängt wurden.

Sitze oder Stühle sind in der Schwerelosigkeit selbst komplett nutzlos, schließlich *sitzt* man ohne Schwerkraft nicht wirklich auf ihnen, sondern würde schlicht in einer geringen Entfernung über ihnen schweben, sodass man sich das Möbelstück selbst auch gleich sparen kann. Lediglich beim atmosphärischen Wiedereintritt werden besondere Sitzmöbel benötigt, um die beim Abbremsen in der Atmosphäre sowie schließlich bei der Landung potenziell auftretenden starken Beschleunigungskräfte auf die unter Umständen seit längerer Zeit an Schwerelosigkeit gewöhnten Astronauten abzdämpfen und



Abb. 2.28 Der Esstisch in einer Kopie der amerikanischen „Skylab“-Raumstation auf der Erde. An die zentrale, im Boden versenkbare Säule konnten Essenstabletts eingehängt werden. Die Konstruktion von Tischen und Stühlen hat sich als überflüssig erwiesen. In Schwerelosigkeit braucht man so etwas nicht! (Bildquelle: NASA)

gleichmäßig zu verteilen. Es handelt sich hierbei typischerweise um speziell an die Körperform angepasste Schalensitze in Leichtbauweise, die nicht nur gut gepolstert sind, sondern für die Landung zusätzlich mit Schockabsorbern, ähnlich einem Autostoßdämpfer, ausgestattet sind.

Schließlich gibt es noch eine Menge von Sportgeräten, die in der Schwerelosigkeit zum Einsatz kommen, um Muskel- und Knochenabbau (s. [Abschn. 5.3](#)) entgegenzuwirken. Von gewöhnlichen, auf der Erde verwendeten Sportgeräten unterscheiden sie sich darin, dass wiederum keine Sitzflächen notwendig sind (so besteht ein Fahrradergometer in Schwerelosigkeit beispielsweise quasi nur aus Pedalen, an denen man seine Füße befestigt) und zudem keine Gewichte gehoben oder gezogen werden – schließlich sind diese schwerelos. Die Funktion der Gewichte, eine Gegenkraft auszuüben, wird stattdessen entweder durch Gummibänder, Unterdruckzylinder (Kraftaufwendung durch Herausbewegen des Stempels) oder in modernen Geräten durch Elektromotoren erfüllt. Details zu den Trainingsgeräten auf der Internationalen Raumstation gibt es in [Abschn. 5.4](#).

Zu guter Letzt gibt es bei der Innenausstattung eines Raumschiffs etwas zu bedenken, das man in einem normalen Wohnhaus auf der Erde vermutlich nicht so oft sieht: Wegweiser. Denn gerade in den ersten Wochen nach dem Start, wenn man sich noch nicht an die Schwerelosigkeit gewöhnt hat, ist die Orientierung in 3-D doch sehr verwirrend. Insbesondere in einer Raumstation, die aus vielen aneinandergedockten, ähnlich aussehenden Modulen besteht, sind diese dringend nötig, um die Übersicht zu behalten.

Müllentsorgung

Die Versorgung eines Raumschiffs oder einer Raumstation mit Verbrauchsgütern ist für sich allein schon ein großes logistisches Problem, doch es bringt zwangsweise noch ein weiteres mit sich: Wohin mit dem Abfall, der naturgemäß anfällt? Zunächst könnte man denken, dass man Abfall einfach aus dem Fenster werfen kann und somit nicht weiter darüber nachzudenken braucht. Leider macht die Orbitalmechanik hierbei jedoch einen Strich durch die Rechnung (vgl. [Kap. 3](#)): Jedes Stück Müll, dass man aus einem Raumschiff herauswirft, wird zu einem potenziell gefährlichen Stück Weltraumschrott, und wenn man nicht sehr genau aufpasst, wird es genau einen halben Orbit später wieder mit dem eigenen Raumschiff kollidieren!

Müll ungerichtet aus einem Raumschiffenster zu werfen, ist also keine gute Idee. Ebenso wenig kann man ihn allerdings auf immer und ewig im Innern des Raumschiffs ansammeln (es sei denn, der Raumflug dauert sowieso nur eine kurze Zeit). Für Raumstationen ist die einfachste und üblichste Methode der Müllentsorgung, die Transportraumschiffe, die Verbrauchsgüter zur Station hinbringen, auf dem Rückflug mit Müll zu füllen, sodass dieser in der Erdatmosphäre verbrennt.

Für zukünftige, längere Flüge allerdings, wie z. B. zum Mars, wird dieses Verfahren nicht wirklich praktikabel sein, da auf dem Weg keine Versorgungsraumschiffe an- oder abdocken. Es wird daher entweder nötig sein, sämtlichen Müll für die gesamte Missionsdauer mitzutransportieren oder speziell dafür vorgesehene, abtrennbare Müllkapseln mit kleinen Triebwerken zu haben, die gezielt auf Flugbahnen gelenkt werden, in denen sie z. B. auf dem Mars abstürzen. Eine weitere Möglichkeit wäre es, den Müll zu verbrennen und somit seinen Feststoffanteil stark zu reduzieren. Die anfallenden Abgase können leicht an den Weltraum abgegeben oder sogar für Steuermanöver verwendet werden, und die verbliebene Asche stellt kein großes Platzproblem mehr dar. Allerdings sind Verbrennungsprozesse in Schwerelosigkeit, sofern sie nicht gerade in Triebwerken stattfinden, immer noch ein gefährliches Unterfangen und die technischen Erfordernisse hierfür weitestgehend unerforscht.

Anekdote

Bei einem Außeneinsatz an der ISS im November 2008 vergaß die amerikanische Astronautin Heidemarie Stephashyn-Piper eine Werkzeugtasche, die sie mit sich herumtrug, korrekt an einer Halterung der Raumstation einzuhaken. Die Tasche driftete langsam davon, und die Astronautin bemerkte es erst, als diese bereits außerhalb ihrer Griffweite war. Einen halben Erdborbit (45 min) später driftete die Tasche allerdings wieder näher heran und wäre wieder greifbar gewesen, die Astronautin war jedoch nicht schnell genug darin, an der Außenseite der ISS entlangzuklettern, um sie zu greifen.

So umkreiste noch mehrere Monate lang diese Werkzeugtasche die Erde, entfernte sich langsam von der ISS und wurde von Hobbyastronomen mit Teleskopen mehrfach fotografiert, bis sie im August 2009 schließlich, durch die Rest-Luftreibung verlangsamt, in die Erdatmosphäre eintrat und verglühte.

Redundanz der Systeme

Wenn alle bisher beschriebenen Systeme korrekt funktionieren und alles wie am Schnürchen läuft, dann ist alles wunderbar. Doch was

tut man, wenn etwas ausfällt? Zwar sind die Systeme im Innern des Raumschiffs (wie z. B. die Lebenserhaltungssysteme) prinzipiell wartbar, für Triebwerke und Luftschleusen, die Außenhülle und Landevorrichtungen ist dies aber bei Weitem nicht so einfach. Zudem gibt es Flugphasen wie den Start oder den Wiedereintritt, in denen schlicht keine Zeit für eine Reparatur ist. Die Systeme müssen einfach funktionieren. Und um ausfallsicher zu sein, ist die beste Methode, sie redundant zu bauen, also mindestens zwei davon verbaut zu haben.

Beispiele hierfür sind die Raketentriebwerke, mit denen bemannte Raketen starten: Alle Raketen sind dafür ausgelegt, dass eine, oder gar mehrere davon ausfallen können und trotzdem eine kontrollierte Fluglage beibehalten werden kann. Steuerdüsen sind in Gruppen angeordnet, in denen der Ausfall einer einzelnen Düse die Steuerfähigkeit nicht beeinträchtigt. Und nicht zuletzt gibt es auch für Lebenserhaltungssysteme stets ein Ersatzsystem, das zumindest eine zeitweilige Überbrückung ermöglicht, wenn das Primärsystem ausfällt.

Es ist, wann immer möglich, eine gute Idee, die redundanten Systeme in unterschiedlicher Bauweise und/oder von verschiedenen Herstellern bauen zu lassen. Schließlich wäre es reichlich schlecht, wenn sich ein systematischer Defekt in beiden Systemen herausstellt, während man sich gerade auf der Rückseite des Mondes befindet und dort beide gleichzeitig ausfallen.

Eine interessante Ausnahme stellte die Mondlandefähre des Apollo-Programms dar: Hier bewegte man sich auf Messers Schneide, da weder für die Lebenserhaltungssysteme noch die Triebwerke der Aufstiegsstufe noch viele der elektrischen Systeme aus Gewichtsgründen Redundanz vorlag. Durch einen abgebrochenen Schalter am Instrumentenpaneel wäre Apollo 11 beinahe nicht wieder vom Mond weggekommen. Man kann von Glück reden, dass es während der Mondlandungen zu keinen signifikanteren Ausfällen gekommen ist. Eine heutzutage durchgeführte Mondlandungsmission wird deutlich bessere Ausfallsicherheit mit sich bringen müssen!

Literatur

Clark JD (1972) Ignition! an informal history of liquid rocket propellants. Rutgers University Press, New Brunswick. ISBN 0-8135-0725-1

<http://www.springer.com/978-3-662-54410-5>

Das kleine Handbuch für angehende Raumfahrer

Raketen, Hyper-G und Shrimpscocktail

Ganse, B.; Ganse, U.

2017, XI, 292 S. 136 Abb., 98 Abb. in Farbe., Softcover

ISBN: 978-3-662-54410-5