Raketenantriebe - von Ziolkowski bis Warp-Antrieb (Teil1/3)

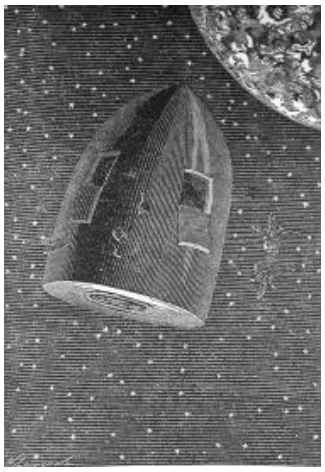

Bild 1 Illustration aus „Reise um den Mond“ von Jules Verne [1]

Die Vorstellung, die Erde auf dem Weg zu anderen Welten zu verlassen, hat schon lange die Phantasie der Menschen beflügelt. Jules Verne beschrieb z.B. ein mit einer riesigen Kanone abgefeuertes Hohlgeschoss, in dem 3 Passagiere Platz fanden (**Bild 1**). Heute wissen wir, dass so ein Flugmanöver sehr schwierig zu realisieren ist. Um das Schwerefeld der Erde mit einer Rakete zu verlassen (**Bild 2**), muss man mindestens die Fluchtgeschwindigkeit (auch zweite kosmische Geschwindigkeit genannt) von 11,2 km/s (ca. 40.000 km/h) erreichen. Bei bemannten Raumfügen muss dabei die Beschleunigung und damit der Anpressdruck innerhalb kritischer Grenzen bleiben.

Bild 2 Start einer Saturn V-Rakete [2]

Das Grundprinzip des Raketenantriebs besteht darin, eine bestimmte Menge an Treibstoff (Stützmasse) mit einer vorgegebenen Austrittsgeschwindigkeit auszustoßen und die Geschwindigkeit der Rakete in die entgegengesetzte Richtung zu erhöhen. Dieses Rückstoßprinzip beruht auf dem Newtonschen Axiom: jede Kraft erzeugt eine gleich große Gegenkraft. Einer der herausragendsten Vordenker der Raketentechnologie war der russische Physiker Konstantin Ziolkowski, der auch als „Vater der modernen Raumfahrttheorie“ gilt. Eine wichtige Grundlage der heutigen Raumfahrttechnik ist seine 1903 veröffentlichte **Raketengrundgleichung** (nachfolgend in der einfachsten Form für einstufige Raketen):

$$V_r = v_a * \ln (m_0 / m_e)$$

v_r: Endgeschwindigkeit der Rakete
v_a: Ausströmgeschwindigkeit der Verbrennungsgase
m_0: Startmasse der Rakete
m_e: Endmasse der Rakete (nach Verbrauch des Treibstoffs)

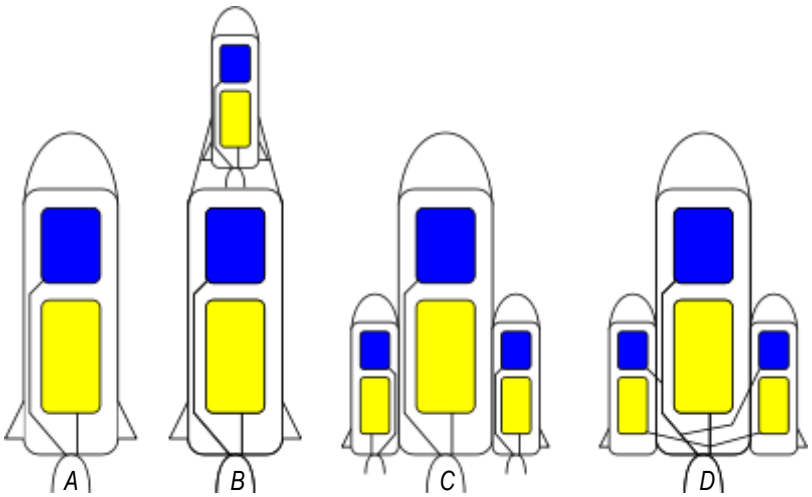

Bild 3 Raketenkonfigurationen
A = Einstufige Rakete , B = gestapelte Zweistufenrakete, C = Einstufige Rakete mit Boostern, D = Rakete mit abwerfbaren Außentanks [3]

Auch bei extremer Leichtbauweise kann bei einstufigen Raketen, die durch chemische Treibstoffe angetriebenen werden, kein ausreichendes Verhältnis m_0/m_e für die notwendige Fluchtgeschwindigkeit erreicht werden. Schon Ziolkowski schlug deshalb das Stufenprinzip vor, das durch separates Abbrennen und Abwerfen der einzelnen Stufen eine wesentlich höhere Endgeschwindigkeit erlaubt. **Stufenraketen** bestehen aus mehreren (2 bis 5)

Raketenstufen, die unterschiedlich konfiguriert sein können, wie **Bild 3** zeigt. Um die immensen Kosten für Raketenstarts zu verringern, gibt es seit Jahren Bestrebungen, zumindest einzelne Stufen der Raketen wiederzuverwenden.

Heute erfolgen alle Raketenstarts nach diesem Prinzip. Die Raketenstarts erfolgen dabei hauptsächlich von stationären **Startplätzen** auf dem Land. Die bekanntesten sind

- Cape Canaveral (USA), von der auch die Mondmissionen sowie alle anderen amerikanischen bemannten Raumflüge gestartet wurden (**Bild 4**)
- Baikonur, die sowjetische/russische Basis für bemannte Raumflüge
- Jiuquan, der chinesische Weltraumbahnhof für bemannte Flüge
- Kouroru in Französisch-Guyana, der Startplatz der europäischen Ariane
- Tanegashima, der wichtigste japanische Startplatz
- Sriharikota, der größte indische Raketenstartplatz.

Weitere Startplätze finden Sie hier [4].

Bild 4 NASA: Startplätze in Cape Canaveral [5]

Bei der Auswahl der Standorte spielt die Effektivität hinsichtlich des Treibstoffverbrauchs sowie der gewünschte Bahnneigung des Satelliten zum Äquator eine Rolle. Die Startplätze nahe dem Äquator (Bsp. Kourou) sind sehr beliebt. Auf diesen Startlätzen kann man die maximale Eigenrotation der Erde ausnutzen. Durch die Eigenrotation entsteht eine Fliehkraft, die der Rakete einen zusätzlichen Schub mitgibt, wenn man die Rakete in Richtung Osten also mit der Rotation startet. Die Rotationsgeschwindigkeit der Erde am Äquator beträgt etwas weniger als 1.700 km/h (ziemlich schnell). Deshalb werden auch fast alle Raketen in Richtung der aufgehenden Sonne gestartet. Eine Ausnahme bilden die israelischen Raketen, die alle Richtung Westen über das Mittelmeer gestartet werden. Damit soll verhindert werden, dass bei Fehlfunktionen Raketenmaterial auf arabischen Boden niedergehen kann und diese Staaten an der israelischen Technologie partizipieren können.

Es wurde in geringem Maße auch seegestützte mobile Plattformen genutzt. Die bekannteste ist die Sea-Launch-Plattform. Sie wird zum optimalen Standort (Breitengrad) für die Rakete geschifft, so dass ein minimaler Treibstoffverbrauch für den Flug garantiert ist. Der Startplatz kann an alle Stellen im Meer (außer Eis, Tornados und dgl.) transportiert werden.

Eine dritte Variante ist der Start vom Flugzeug. Mit einer Lockheed L-1011 TriStar „Stargazer“ [6] wird die Pegasus-Rakete vom Erdboden in die Erdatmosphäre gebracht, dort dann ausgeklinkt und dann wie eine normale Rakete gezündet. Die Vorteile sind: es ist jeder Breitengrad der Erde erreichbar und die Rakete hat eine Anfangsgeschwindigkeit von ca. 800km/h bevor sie ihren Treibstoff angreifen muss. Flugzeuge haben außerdem den Vorteil, dass sie keinen Sauerstoff zur Verbrennung mitnehmen müssen, sondern diesen aus der Atmosphäre direkt beziehen. Der Nachteil ist, dass das Flugzeug nur eine begrenzte Tragkraft für kleine Satellitenstarts hat.

Bereits Eugen Sänger war ein Vordenker für die Kombination von Flugzeug und Rakete. Bei seinem Vorschlag bringt ein Hyperschallflugzeug einen Raumgleiter auf hohe Geschwindigkeit. Der Raumgleiter wird dann von einem Raketentriebwerk in die Erdumlaufbahn gebracht. Interessant ist in diesem Zusammenhang die Verwendung eines sogenannten Staustahltriebwerk. In diesem Treibwerk wird allein durch den Druck ohne Zuhilfenahme von Turbinen der Treibstoff entzündet. Das Staustrahltriebwerk hat einen einfachen Aufbau (ein Rohr mit spezieller Formgebung ohne rotierende Teile) und außerdem den Vorteil, dass es entgegen normalen Flugzeugtriebwerken sowohl in der Atmosphäre als auch im Weltraum benutzt werden kann. Ein Nachteil ist, dass es aufgrund der notwendigen hohen Drücke und damit der hohen Eigengeschwindigkeit nur im hohen Ultraschallbereich eingesetzt werden kann und eine Starthilfe benötigt. Aktuell laufen Studien und Versuche dazu.

Um Treibstoff zu sparen, wird auch an Magnetschlitten gearbeitet. Dabei wird die Rakete mit Hilfe dieses magnetisch angetriebenen Schlittens auf Überschall beschleunigt. Nach Freigabe der Rakete zündet diese ihre Triebwerke und beginnt den Flug. Das Prinzip des magnetischen Antriebs kennt man vom Transrapid. Auch hier ist man bisher über das Versuchsstadium nicht hinausgekommen.

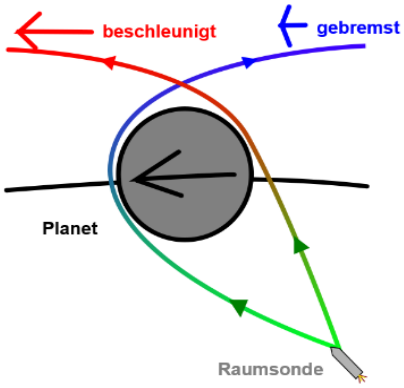

Bild 5 Swing-by-Prinzip [7]

Während des Fluges wird noch eine andere Variante verwendet, um Satelliten zu beschleunigen und höhere Endgeschwindigkeiten zu erreichen sowie Bahnänderungen vorzunehmen (**Bild 5**). Durch die Anwendung sogenannter **Swing-by-Manöver** (gravitatives Schwungholen) ergeben sich größere Treibstoffeinsparungen. Dabei wird der Raumflugkörper (z.B. eine Raumsonde) dicht an einem sehr viel größeren Körper (Planet) vorbeigeführt. In Abhängigkeit von der Bewegung beider Körper erfährt der Flugkörper eine Änderung der

- Geschwindigkeit (Beschleunigen oder Abbremsen) und der
- Flugrichtung innerhalb der Ekliptik (Planetenbahnebene) bzw. er verlässt die Ekliptik.

Die zusätzliche Bewegungsenergie stammt aus der Bahnbewegung des Planeten um die Sonne. Der Energieverlust für den Planeten ist wegen des gewaltigen Masseunterschiedes gegenüber dem Flugkörper vernachlässigbar.

Raketenantriebe dienen einerseits zum Betreiben von Trägerraketen (Verlassen des Erdschwerefeldes) und andererseits zur Geschwindigkeits- und Richtungsänderung unbemannter und bemannter

Flugkörper nach Erreichen des Erdorbits. Im Folgenden werden einige wesentliche Raketenantriebssysteme kurz vorgestellt:

Chemische Antriebe, die wichtigste und meist verwendete Antriebsart, werden nach dem Aggregatzustand von Treibstoff (z.B. Wasserstoff, Kerosin, Aluminium oder andere leicht oxidierbare Medien) und Oxidator (z.B. Sauerstoff oder Sauerstoff abgebende Medien) eingeteilt in:

- Flüssigkeitsantriebe
- Feststoffantriebe
- Hybridantriebe (Kombinationen o.g. Antriebe)

Flüssigkeitsantriebe ermöglichen einen besonders hohen spezifischen Impuls, eine lange Brenndauer und einen kontrollierbaren Schub. Allerdings sind die meist tiefgekühlten (verflüssigten) Treibstoffe nicht lagerfähig und oft toxisch und korrosiv. Feststoffantriebe sind durch ihre einfache Konstruktion besonders zuverlässig. Brennzeit und spezifischer Impuls sind allerdings geringer als bei Flüssigkeitsantrieben. Schubregelung und Wiederzündung sind nicht möglich. Hybridantriebe verbinden die genannten Vor- und Nachteile.

Die meisten Trägersysteme verwenden Flüssigkeitsantriebe als Haupttriebwerke. **Bild 6** und **Tabelle 1** zeigen die bisherigen 4 stärksten Raketen. Die Startraketen (Booster) waren Flüssigraketen (Energija) und/oder Feststoffraketen (Space Shuttle).

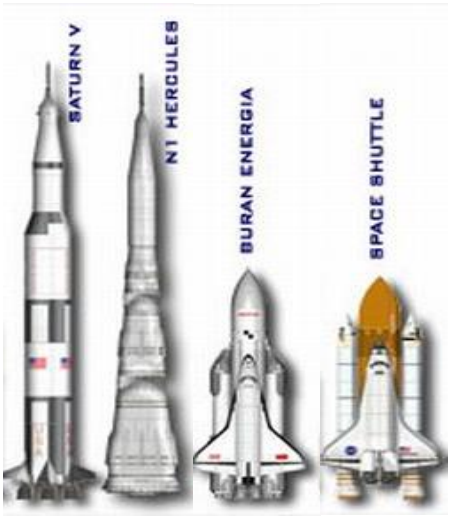

Bild 6 Größenvergleich der vier stärksten Raketen [8]

Name	Startmasse in t	Startschub in kN [1)]	Länge in m	Nutzlast [2)] in t	Land	Einsatzzeit
Saturn V	2.962	34.480	110,6	130; 44 (Mond)	USA	1967-73
N1	2.800	41.400	105	90	SU	1969-72 [3)]
Energija Buran	2.375	34.832	58,8	105	SU	1987-88
Space Shuttle	2.055	25.760	56	24,4	USA	1981-2011

[1)] 1 kN = 0,102 t [2)] für erdnahe Umlaufbahn [3)] nur Testflüge

Tabelle 1 Die stärksten Raketen der Welt [9]

Quellen:

1 https://de.wikipedia.org/wiki/Reise_um_den_Mond
2 https://supernova.eso.org/exhibition/images/0214_saturn_V-CC/
3 https://de.wikipedia.org/wiki/Stufenrakete
4 https://de.wikipedia.org/wiki/Raketenstartplatz
5 https://commons.wikimedia.org/wiki/File:Cape_Canaveral_Air_Force_Station.jpg
6 https://de.wikipedia.org/wiki/Lockheed_L-1011_TriStar
7 https://www.kerbalspaceprogram.de/lexicon/entry/117-swing-by/
8 https://www.bernd-leitenberger.de/traegerraketen.shtml
9 https://www.flugrevue.de/raumfahrt/kraftpakete-der-raumfahrt-top-10-die-staerksten-raketen-der-welt/

Fortsetzung folgt …