

Physikalische Bedingungen im Weltraum

Ein uralter Menschheitstraum ging in Erfüllung: Am 21. Juli 1969 um 3 Uhr mitteleuropäischer Zeit betrat Neil Armstrong als der erste Mensch den Mond. Wovon so viele träumten wurde durch jahrelange Forschungen, Experimente und teils scheinbar verrückten Thesen wahrgeworden.

Das Raketenprinzip

Mit "Raketen" sollte es geschehen. Die Wirkung des Raketenantriebs beruht auf Newtons fundamentalen Gesetz von "Aktion" und "Reaktion". Jede Kraft (Aktion) löst eine gleich große entgegengesetzt gerichtete Kraft (Reaktion) aus. Dieses Reaktionsprinzip läßt sich anhand eines Luftballons im freien Flug darstellen. Läßt man einen Luftballon aufgeblasen und unverschlossen los, so wird der Ballon in wilden Spiralen umherfliegen. Dabei steht die im Ballon enthaltene Luftmasse durch die Spannung der Ballonhülle gegenüber der Umgebung unter Überdruck, der sich im Moment des Loslassens ausgleicht. Es trennt sich also ein Teil der ursprünglichen Gesamtmasse (Luft- und Ballonmasse) mit einer der Druckdifferenz proportionalen Geschwindigkeit ab, wodurch ein Kraftstoß (Impuls) entsteht. Stellt man sich nun unter m_1 die Rakete und unter m_2 die vom Triebwerk abgestoßene Gasmasse vor, ist die Fluggeschwindigkeit der Rakete

$$v_1 = \frac{m_2}{m_1} * v_2$$

Ihr Schub F errechnet sich nach der ausgestoßenen Gasmasse m_2 pro Zeiteinheit t und der Gasgeschwindigkeit v_2 :

$$F = \frac{m_2}{t} * v_2$$

Der Schub (-kraft, Rückstoß) einer Rakete wird in der Einheit Newton (N) angegeben.

1 N ist diejenige Kraft, die notwendig ist, um eine Masse von 1 kg um 1 m/s² zu beschleunigen.

Diese Zusammenhänge gelten allerdings nur für den vereinfachten Fall das die Rakete einen einmaligen Ausstoß von Gas und somit einen einmaligen Schub hat. Dem sowjetischen K. E. Ziolkowski gelang es die Gleichung

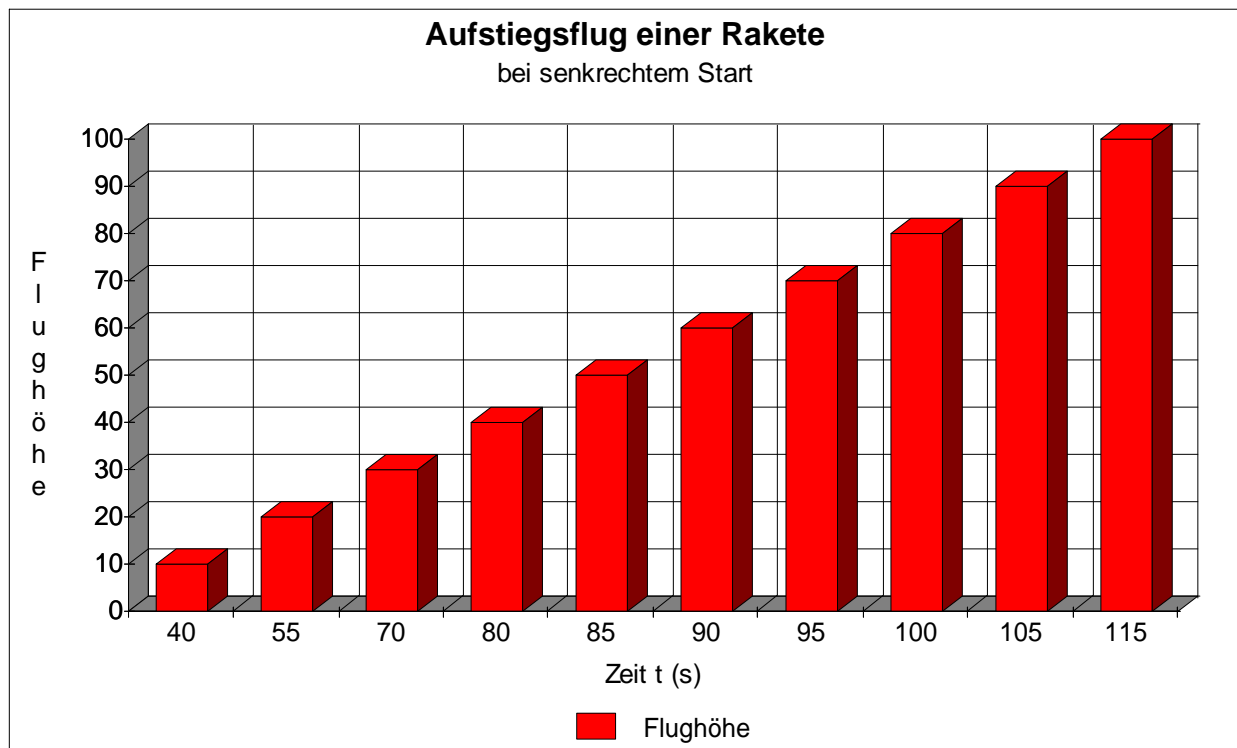
$$v_b = c * \ln(m_0/m)$$

aufzustellen. Wobei V_b die Brennschlußgeschwindigkeit, c die Ausströmgeschwindigkeit des Verbrennungsgases, m_0 die Anfangsmasse und m die Endmasse darstellt. Für die Raumfahrt reicht es aber noch nicht ganz. Hierfür kommen noch die Faktoren der Brennzeit (t) und der Fallbeschleunigung (g) hinzu. Wobei erwähnt werden müßte das g an der Erdoberfläche = $9,81 \text{ m/s}^2$ ist. Die Einwirkung durch die Atmosphäre wird hierbei wieder nicht berücksichtigt da dies stark von den örtlichen Verhältnissen abhängig ist. Die praxistaugliche Formel lautet:

$$v_b = c * \ln (m_0/m) - gt$$

Das Massenverhältnis m_0/m veranlasst die Techniker immer wieder nach noch leichterem Material für Tanks und Einzelteilen zu suchen. Die Ausströmgeschwindigkeit ist vom Molekulargewicht (M) und der Verbrennungstemperatur abhängig. Die Formel für die Ausströmgeschwindigkeit lautet:

$$c \sim \sqrt{T/M}$$



Die Raketentypen

Nach der Raketengrundgleichung ergibt sich für z.B. eine zweistufigen (\Rightarrow Rakete mit abkapselbaren Triebwerksteilen inkl. Treibstoff) Rakete bei gleicher Ausströmgeschwindigkeit folgende Endgeschwindigkeit der oberen Stufe, wenn Q_1 das

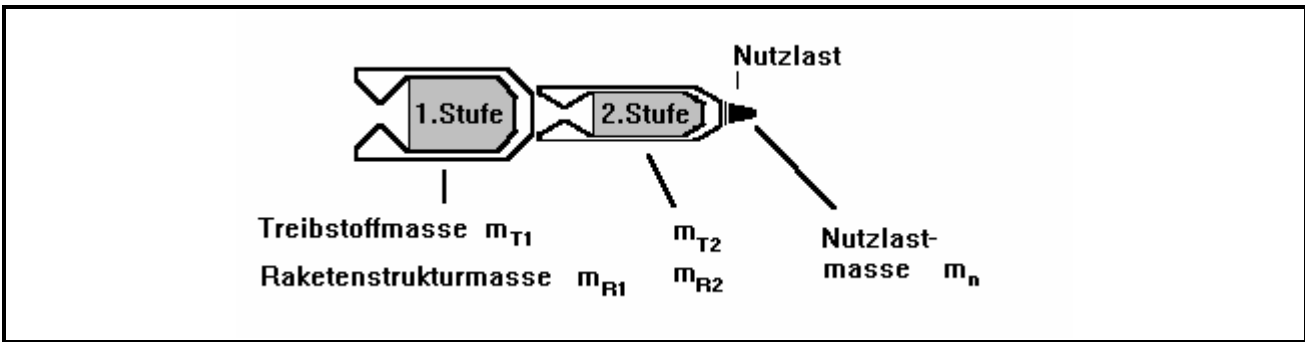
Massenverhältnis der ersten und Q_2 jenes der zweiten Stufe ist: $v_b = c * \ln(Q_1 * Q_2)$

Mit in der untenstehenden Abbildung Bezeichnungen für Raketenstrukturmasse (Index R), Treibstoffmasse (Index T) und Nutzlast (Index N) ist:

$$Q_1 = \frac{m_{R1} + m_{T1} + m_{R2} + m_{T2} + m_N}{m_{R1} + m_{R2} + m_{T2} + m_N}$$

und:

$$Q_2 = \frac{m_{R2} + m_{T2} + m_N}{m_{R2} + m_N}$$



Das Stufenverfahren und dem damit verbundenen Geschwindigkeitsgewinn kommt ein unerwünschter Nebeneffekt zugleich: Der Nutzlastanteil (wie z.B. Satellit oder Raumkapsel) nimmt mit zunehmender Stufenanzahl stark ab. Dies führt zum Bau sehr großer Raketen wie z.B. Saturn V oder ARIANE.

Ein besonderes technisches Problem in der Raumfahrttechnik ist die Stufen-trennung, die im allgemeinen programm-gesteuert ist. Die Trennung erfolgt mittels Sprengbolzen, Federn oder Sprengschnüren. Besonders wichtig dabei ist daß die Trennung an allen Punkten gleichzeitig erfolgt und daß sie erst ein paar Sekunden nach der Abtrennung erfolgt, da die vorzeitige Zündung katastrophale Folgen haben könnte.

Die Feststoffraketen sind recht einfach aufgebaut: Sie bestehen im wesentlichen aus Gehäuse, Treibsatz und Düse. Die Brennkammerwände bestehen aus Metall- oder glasfaserverstärktem Epoxid- oder Phenolharzen. Metallische Wände werden innen mit Epoxid- oder Phenolharzen überzogen.

Der gut vermischte Brennstoff wird entweder direkt eingegossen. oder in Blöcken eingeschoben. Man unterscheidet hierbei zwei Brennstoffarten: homogene oder doppelbasige (mit Nitrozellulose und Nitroglyzerin als Hauptbestandteile) und heterogene (zusammengesetzte) Treibstoffe. Letztere, auch Composite-Treibstoffe

genannt, bestehen aus einem Oxidator (meist kristalline Salze), der in den sogenannten Binder eingebettet ist.

Das Feststofftriebwerk gestattet die Kurskorrektur oder Lagestabilisierung nicht mit sich selber, hierbei müssen schwenkbare, hitzegeschützte Düsen eingesetzt werden. Die Hitzeeinwirkung auf die Kammerwände wird durch den noch nicht verbrannten Brennstoff gemindert. Häufig ist der Düsenhals mit einem hitze- und erosionsbeständigen Stoff versehen. (wie z.B. Wolfram) Je nach Verwendungszweck beträgt die Brenndauer solche Raketen zwischen einigen Sekunden und Minuten.

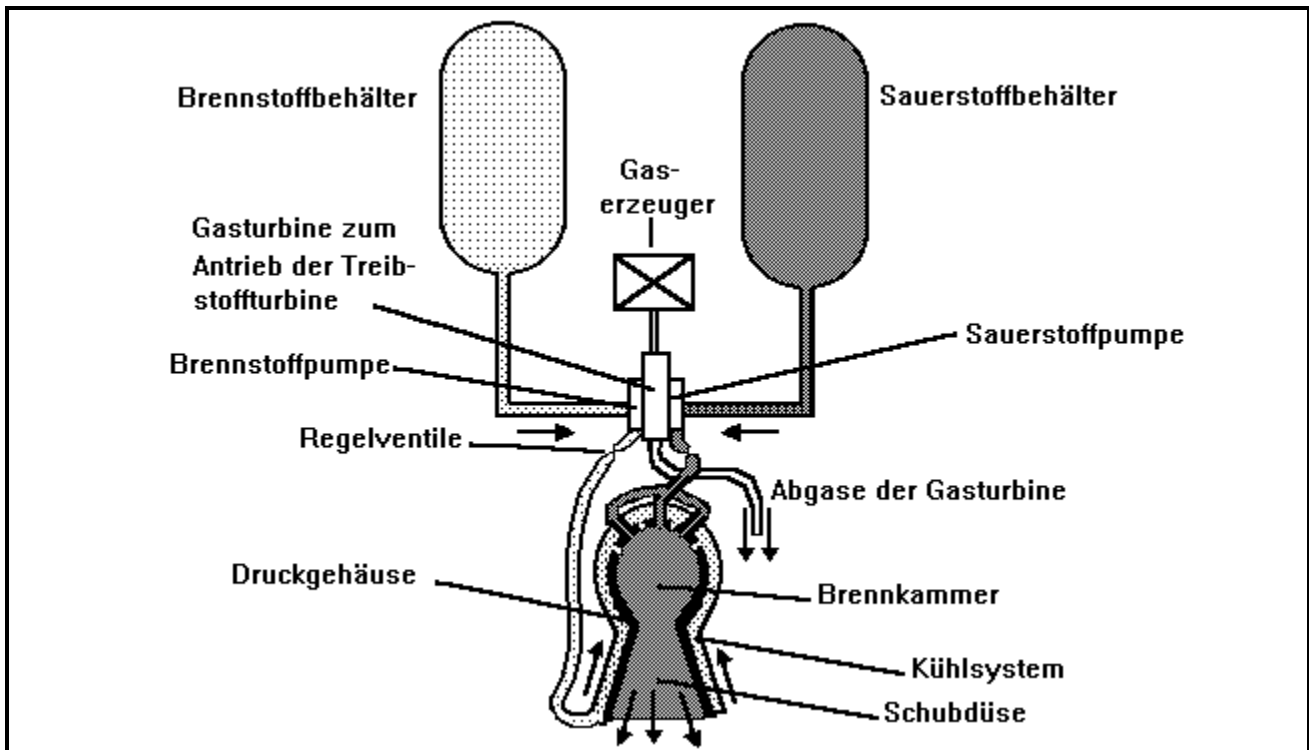
Feststoffrakete



Flüssigkeitsraketen sind um einiges komplizierter: Sie bestehen aus Treibstoffbehälter, Energieversorgungsanlagen, Steuereinric u.ä..

Die in getrennten Behältern untergebrachten Treibstoffe (Brennstoff und Oxidator) werden durch Druckgas oder Pumpenanlagen in die Brennanlage transportiert. Beim druckgasgeführten Raketensystem hält man mit Gas die Tanks unter Innendruck. Das Gas (Helium oder Stickstoff) kann in eigenen Behältern unter einem Speicherdruck bis zu 200 bar mitgeführt werden. Oder es kann durch Verdampfen des Treibstoffes selbst entstehen. In größeren Raketen wird allerdings fast ausschließlich das Pumpensystem angewandt. Aufgrund der hohen Verbrennungstemperaturen (bis 4500 K) besteht die meist zylindrisch ausgeführte Brennkammer großer Triebwerke fast ausschließlich aus längsverlaufenden Kühlröhrchen, durch die der Brennstoff vor der Einspritzung zwecks Kühlung der Brennkammerwände geleitet wird (Regenerativkühlung). Bei den kleineren Triebwerken, vor allem kleinerer Triebwerke, ist auch die Strahlungskühlung sinnvoll; bei ihr wird die auf die Brennkammerwände übergehende Wärme als Temperaturstrahlung abgegeben. Bei den Flüssigkeitstriebwerken ist die Wiederezündung und der Brennstoffzufuhr relativ leicht zu regeln. Nachteilig ist die Handhabung aggressiver Treibstoffe (große Tanks, chemische Aggressivität) sowie die Tatsache daß die Rakete vor dem Start aufgetankt werden muß. Die bekanntesten Brennstoffe sind Wasserstoff und Kerosin, von dem die (meist) fünfstrahligen Raketen bis zu 12,9 t/s (!) Treibstoff verbrauchen.

Flüssigkeitsrakete



Es gibt noch zwei andere Triebwerkssysteme: Hybrid- und elektrische Raketen. Hybridraketen verwenden feste Brennstoffe und in getrennten Tanks mitgeführte, durch ein Fördersystem eingespritzte flüssige Oxidatoren, z.B. Sauerstoff, Wasserstoffperoxid oder Salpetersäure. Diese Treibstoffkombination werden als *Lithergole* bezeichnet.

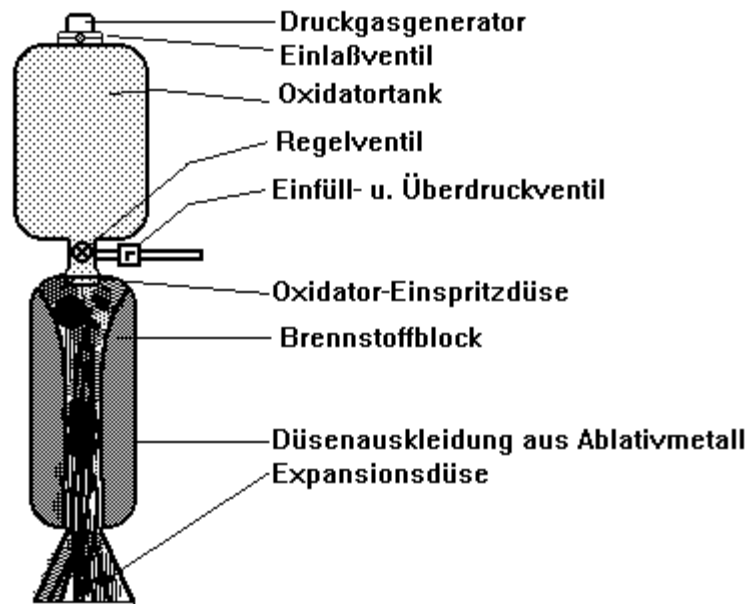
Ähnlich wie bei Feststoffraketen besteht das Triebwerk aus einem zylindrischem Behälter, der gleichzeitig Vorratsbehälter für den festen Brennstoff und Brennkammer ist. Über der Brennkammer ist der Flüssigkeitstank. Die Förderung der flüssigen Komponente erfolgt mittels Druckgas.

Die Verbrennung setzt vorzugsweise hypergol, daß heißt durch den Kontakt der beiden Treibstoffe selbstentzündend ein.

Die Leistung der Triebwerke sind im allgemeinen größer als die der Feststofftriebwerke und reichen teilweise an die Leistungen von Flüssigkeitstriebwerken heran. Ein besonderer Vorteil ist die Möglichkeit des Einsatzes von Metallzusätzen wie z.B. Aluminium oder Lithium im Brennstoff, was die Ausströmgeschwindigkeit der Gase merklich steigert.

Nachteilig ist, daß sich das Mischungsverhältnis von Oxidator und Brennstoff ständig ändert. Wegen ihrer vielen Vorteile haben Hybridtriebwerke noch durchaus Zukunftschancen.

Grundform der Hybridrakete

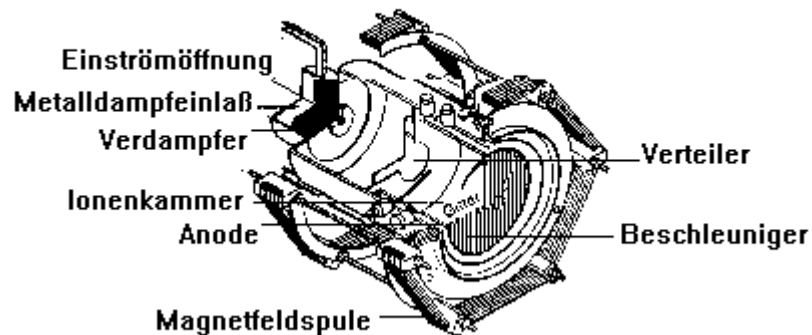


Die letzte Form der Raketentriebwerke wäre das elektrische Triebwerk.

Elektrische Raketen haben gute Zukunftschancen da sie auf einem relativ hohen Entwicklungsstand sind. Bei ihnen wird die sog. Primärenergie , z.B. solare oder nukleare Energie, zunächst in Elektrizität umgesetzt und mit ihr die Stützmasse elektr. beschleunigt. Damit sind Teilchenausströmungsgeschwindigkeiten möglich, die bis zum Faktor 15 höher sind als bei chemischen Raketentriebwerken. Da der Massendurchsatz allerdings sehr niedrig bleibt sind auch die Schubkräfte wesentlich geringer als das Gewicht derartiger Raketen. Aus diesem Grund sind diese Triebwerke für den Start von der Erdoberfläche nicht geeignet; Ihr Einsatzgebiet ist im Weltraum.

Je nach Art des Beschleunigungsmechanismus der Stützmassen unterscheidet man drei Typen der elektr. Raketen: beim *elektrothermischen* Triebwerk wird der Treibstoff, z.B. flüssiger Wasserstoff mit Hilfe eines Lichtbogens, durch Zufuhr von Wärme also, aufgeheizt. Die auf diese Weise entstehenden hoch erhitzten Treibstoffgase expandieren anschließend in einer Düse. Die beiden anderen, die *elektromagnetischen* und die *elektrodynamischen* nutzen den sog. Plasmazustand der Gase aus, um sie mit Hilfe elektromagnetischer Felder weiter zu beschleunigen. Alle elektr. Raketentriebwerke sind in der Anfangszeit ihrer Entwicklungen. Ein großer Vorteil bei dieser Art von Triebwerk liegt in der großen Reichweite.

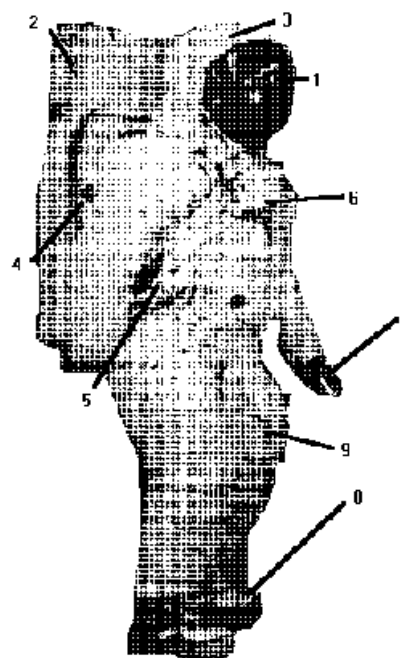
Kaufman - Ionentriebwerk



Die Bedingungen für die Astronauten im Weltall

Die sog. "Rückstoßpistole" ist ein im Weltraum beim Verlassen des Raumfahrzeuges ein sehr wichtiges Hilfsmittel. Sie arbeitet nach dem gleichen Prinzip wie die großen Triebwerke: ein Gas tritt durch eine Düse aus und erzeugt einen Vortrieb in entgegengesetzter Richtung, der auf den Körper des Astronauten übertragen wird. Astronauten benötigen allerdings einiges mehr: Die goldbeschichtete Sonnenblende (1); Das Sauerstoff-Notsystem (2); der druckfeste Helm (3); das Lebenserhaltungssystem mit Sauerstoff und Kühlanlage (4); Der Sauerstoffschlauch (5); Das Kontroll- und Bedienungsgerät für das Lebenserhaltungssystem (6); Die Schutzhandschuhe (7); die druckfesten Mondstiefel (8) und die Werkzeug- und Gerätetaschen (9)

Der Astronaut



Die Raumanzüge müssen elastisch, strahlungsabweisend und vakuumdicht sein. Sie bestehen aus dem eigentlichen Anzug, Helm und den Handschuhen. Die Verbindungen müssen ebenfalls den Bedingungen des luftleeren Raumes, des Vakuums, angepaßt sein. Eingearbeitet sind Anschlüsse für die Leitungen der Meßfühler, die zur Kontrolle der Körperfunktionen am Körper der Astronauten angebracht werden, sowie Anschlüsse für das Sprechfunksystem. Beim Aufenthalt außerhalb des Raumschiffes, im freien Raum oder auf dem Mond trägt der Astronaut auf dem Rücken das Lebenserhaltungssystem, das ihm über Schlauchleitungen ständig Atemluft zuführt. Da diese Luft aus reinem Sauerstoff besteht, kann sie einen niedrigeren Druck haben, als wir ihn auf der Erde gewohnt sind.

Einmal Mond und zurück - der Flugverlauf

Beispiel Apollo - 1.Start in Kap Kennedy - Zündung der ersten Stufe; 2.Zündung der 2.Stufe; 3.Abwurf des Rettungssystems; 4.Zündung der dritten Stufe; 5.Eintritt in die Parkbahn (Umlaufbahn); 6. zweite Zündung der dritten Stufe; 7. zweiter Brennschluß der dritten Stufe - Eintritt in die Flugbahn zum Mond; 8.Lösung,Drehung und Wiederankoppeln von Kommando- und Triebwerksteil; 9.Abtrennen der dritten Stufe; 10. bis zu 13 Bahnkorrekturen; 11.Bremszündung; 12.Abschalten des Apollo Triebwerkes - Eintritt in die kreisförmige Mondumlaufbahn; 13.Abtrennen der Mondfähre; 14.Landetriebwerkzündung der Mondfähre; 15.Bremsmanöver der Mondfähre in 15 km Höhe; 16.Drehmanöver der Mondfähre in 3 km Höhe; 17.Anflug aus 150 m Höhe; 18.Abschalten des Triebwerks; 19.Aufsetzen auf der Mond-berfläche; 20.Start des Oberteils der Mondfähre; 21.Eintritt in die elliptische Mondumlaufbahn; 22.Bahnkorrekturen; 23.Kopplung Mondfähre und Kommandoteil; 24.Abtrennung der Mondfähre; 25.Zündung des Apollo-Triebwerkes; 26.Bahnkorrekturen; 27.Abtrennung des Triebwerks- und Versorgungsteil; 28.Eintritt in die Erdatmosphäre; 29.Entfaltung der Fallschirme; 30.Wasserung und anschließende Bergung durch Helikopter.

Wenn die Raumkapsel in rund 100 km Höhe in dichtere Atmosphäreschichten eintritt, entstehen an ihrer Breitseite Temperaturen von über 2000°.Der Wiedereintritt muß unter ganz bestimmten Anflugswinkeln erfolgen. Ist er zu flach "schliddert" die Kapsel wieder aus der Atmosphäre in den Weltraum hinaus, ist er zu steil wird die Aufheizung zu stark. Die Bahnkurven ergeben sich aus dem Wechselspiel der Anziehungsfelder von Erde und Mond mit der Bewegungsenergie des Raumfahrzeuges. Die Kapsel umgibt ein Schutzschild aus einer wabenartigen,64 cm starken Kunstharz und Glasfaser-Schicht. Die Flucht- oder *Entweichgeschwindigkeit* der Erde beträgt 11,2 km pro Sekunde - das sind rund 40.000 km/h. Diese

Geschwindigkeit müßte ein Körper erreichen um (von der Anziehungskraft anderer Himmelskörper einmal abgesehen) sich unendlich weit ins Weltall hinausbewegen zu können. Die Entfernung zum Mond ist nicht "unendlich". Sie beläuft sich auf ca. 384.000 km. Die Geschwindigkeit zum Mond muß auf Bruchteile eines Winkelgrads erfolgen. Um dies gewährleisten zu können wird die Rakete zuerst in die Parkbahn, die Umlaufbahn, gebracht, die sich in rund 185 km Höhe befindet. Ein bis zwei Umläufe, sprich: 90 bis 180 Minuten verbleibt es dort bis die dritte Stufe gezündet wird, die das Raumfahrzeug auf Mondkurs bringt. Der Treibstoffverbrauch bis zur Umlaufbahn ist gigantisch: Bereits

2 1/2 Minuten nach Zündung der ersten Stufe ist selbige bereits aufgebraucht. Sie wird in rund 60 km Höhe abgetrennt und fliegt in weitem Bogen zur Erde zurück und schlägt über 550 km vom Startort entfernt auf der Wasseroberfläche des Atlantik auf. Die Triebwerke der zweiten Stufe brennen für etwa 6 1/2 Minuten, dann ist auch ihr Treibstoff verbraucht. Sie wird von der dritten Stufe, auf der das Raumfahrzeug sitzt, getrennt und fällt ebenfalls zur Erdoberfläche zurück. Nur die dritte Stufe und die Nutzlast (Kommandokapsel) erreichen die notwendige Umlaufgeschwindigkeit von 28.000 Km/h.

Die Temperatur in der Brennkammer liegt bei 3200° und es herrscht ein Druck von 60 (!) Atmosphären. Neben der o. erwähnten Kühlung der Brennkammer durch Herumleiten eines Teils des Treibstoffes besitzt das F-1 Triebwerk einen zusätzlichen Wärmeschutz aus asbesthaltigem Material. Hierdurch soll die Hitze gemildert werden, die von den feurigen Austrittsstrahlen der fünf Triebwerke zurückschlägt. Die Turbine die die gewaltigen Treibstoffmassen befördern muß, hat eine Leistung von 55.000 PS - genausoviel wie die eines Ozeandampfers ! Im Vollbetrieb drehen sich die Turbinen-schaufeln mit 5550 U/m.

Ein wichtiger Teil der Rakete stellt der Rettungsturm dar. Er wird, sofern alles planmäßig verläuft, nach Brennschluß der ersten Stufe mittels Explosivbolzen von der Rakete getrennt. Sollte der Fall eintreten daß z.B. eine zu hohe dynamische Belastung, der Ausfall von zwei oder mehr Triebwerken oder etwa durch eine zu starke Drehbewegung der Rakete, trennt der Computer automatisch die Kapsel mitsamt Rettungsturm von der Trägerrakete. Der 10 Meter lange, 1,2 m im Durchmesser breite und 3600 kg schwere Turm besteht aus einem Feststoffraketenmotor der eine Schubkraft von 66000 Kilopond erzeugt, das ihn mitsamt der Kapsel im Notfall von der Rakete wegzieht und sicher im Atlantik wassern läßt. Tritt die Katastrophe früher, etwa beim Start oder in niedriger Höhe auf, so zündet eine zusätzliche Feststoff-Rakete die im Raketenteil des Rettungsturms untergebracht ist, und für eine halbe Stunde einen seitlichen Schub von 1000 kp aufbringt, die das Raumfahrzeug über den Atlantik bringt, wo es ebenfalls zur Wasseroberfläche kommt. Sollte irgendeine Katastrophe die Abtrennung der Raumkapsel notwendig werden lassen, nachdem der Rettungsturm abgetrennt worden ist, so wären die Astronauten auch dann nicht schutzlos, denn dann würden sie für die Rückkehr den Triebwerksteil des Raumfahrzeuges nutzen.

Die Vorbereitungen

Bei den Brennversuchen mit dem F-1 Triebwerk in der Mojave-Wüste in Kalifornien, die während der Entwicklung des Triebwerkes vorgenommen wurden, wird das Triebwerk in einem statischen Prüfstand fest verankert. Wasser, das zur Kühlung über den Sand gesprüht worden ist verdampfte sofort. Als Treibstoff verwandte man Kerosin und flüssigen Wasserstoff. Es verbrauchte von beiden Substanzen 152.000 L/m. Mit dieser Menge hätte eine Boeing 707 mit 148 Passagieren von Hamburg nach Nordafrika fliegen können.

Die Astronauten müssen härtesten Tests trotzen: Schläge, Stöße, Kälte, Hitze, Lärm sowie Über- und Unterdruck müssen sie standhalten. Auch Überlebenstraining wird durchgeführt. Das Überleben in der Wüste, im Falle einer nicht planmäßigen Landung, oder das richtige Verhalten im Falle eines unkontrollierbarem Trudeln der Rakete müssen die Astronauten unbedingt erlernen. Auch andere physische Voraussetzungen müssen erfüllt werden wie z.B. Größe: max. 1,80 m oder Alter: jünger als 40 Jahre. Der Gesundheitszustand des einzelnen muß absolut perfekt sein. Die Astronauten werden rechtzeitig an die Schwerelosigkeit mit Hilfe von Wasserbecken und bestimmten Flugarten eines Flugzeugs in selbigen Innern gewöhnt.

Beim Wiedereintritt in die Erdatmosphäre müssen sie einem Spitzenwert von 6,3 g (!) aushalten können. Eine außerordentliche Belastung nach mehrtägiger Arbeit unter Schwerelosigkeit im All.

Die Kapsel selber wird vor dem Einsatz im All auch Tests unterzogen. Größter Hitze muß sie strotzen, genauso wie Stürzen und Aufschlagen auf Wasser als auch auf das Festland.

Eine neue Art der Raumfahrt - das Space shuttle

Alle vorangegangenen Raketen haben einen gravierenden Nachteil: Sie sind nicht wiederverwendbar, und kosten eine ganze Menge Geld. Ganz im Gegensatz zum Space Shuttle. Am 12. April 1972 startete es zu seinem ersten Testflug. Es handelt sich hierbei um ein größtenteils wiederverwendbares zweistufiges Fluggerät, dessen bemannte obere Stufe, der deltageflügelte Orbiter, nach dem Einsatz im erdnahem Raum (max. Flughöhe etwa 1100 km; max. Aufenthaltsdauer in der Erdumlaufbahn 30 Tage) im Gleitflug zur Erde zurückkehrt und wie ein Flugzeug auf einer Landepiste aufsetzt. Die max. Nutzlast beträgt nahezu 30 t und für die Landung ist diese Nutzlast auf 14,5 t beschränkt.

Der flugzeugähnliche Orbiter "sitzt" auf einem rund 47 m langem, externen Treibstofftank mit einem Durchmesser von 8,40 m. Der rund 604 t flüssigen Sauerstoff und 102 t flüssigen Wasserstoff (zusammen also rund 2 Mio Liter) enthält. An

seinen Seiten sind zwei zusätzliche Feststoffraketen von rund 45 m Länge und 3,70 m Durchmesser befestigt, die jeweils 504 t Festtreibstoff enthalten.

Beim Start (in senkrechter Position) werden drei Haupttriebwerke des Orbiters und die beiden Feststoffraketen gezündet; sie erteilen dem rund 2000 t schweren Gesamtgerät einen Schub von 31000 kN, das entspricht dem Startschub von 135 Stahltriebwerken eines Jumbo Jets. Bei Wiedereintritt in die Erdatmosphäre, der unter einem Winkel von 40° erfolgt, entstehen an Rumpfspitze, Tragflächenkanten und Leitwerkskanten Temperaturen von über 1400°C auf, denen nur Spezialmaterialien widerstehen. Es wird keramisches Material verwendet, das mit Spezialglas in Form von Kacheln auf besonders gefährdete Stellen aufmontiert wird. Die Landegeschwindigkeit nach einem Gleitflug der in 18000 m Höhe beginnt, setzt der Orbiter mit einer Geschwindigkeit von 370 km/h auf, die von Fallschirmen aufgefangen wird.

Er hat eine Länge von 37,24 m und seine Leermasse (ohne Nutzlast) beträgt 68 t. An das Cockpit grenzt der rund 18 m lange, aufklappbare Nutzlastraum. In diesem werden oft Satelliten oder Labore transportiert und im All ausgesetzt.

So komme ich zum Schluß zur Meinung daß die Raumfahrt ein noch lange nicht abgeschlossenes Thema ist in der sicher noch viele Entdeckungen gemacht, und Fortschritte erreicht werden.

