

Raketentechnik

Physikalische und technische Grundlagen
und
Modellversuche

Fachbereichsarbeit

von

Peter Casapicola

RAKETENTECHNIK

Physikalische und technische Grundlagen

und

Modellversuche

Fachbereichsarbeit in Physik

von

Peter Casapicola

unter der Betreuung von

Mag. Stefan Götz

Akademisches Gymnasium

Wien I, Beethovenplatz 1

Schuljahr 1996/1997

Ich erkläre hiemit, dass ich diese Fachbereichsarbeit selbstständig verfaßt und außer der angegebenen Literatur keine weitere verwendet habe.

Peter Casapicola

Danksagung

Besonderen Dank möchte ich an meinen langjährigen Chemieprofessor Herrn **Mag. Friedrich Hochmeister** richten, der mir jederzeit mit seinem Wissen und seinem Rat zur Seite stand und mich vermutlich vor so manchen gefährlichen Dummheiten bewahrt hat.

Weiters möchte ich meinem Freund und Fliegerkameraden **Tibor Kulcsar** danken, dass er mir einerseits bei den Flugtests von ALPHA 3 und andererseits bei den Vergleichsflügen mit seinen selbstkonstruierten Raketen half.

Ein herzliches Dankeschön auch an meinen treuen Schulfreund und Bergkameraden **Matthias Jonke**, der mich aufbaute, wenn die Erstellung der Fachbereichsarbeit nicht so recht nach Plan lief.

Last - but not least, Herr **Mag. Stefan Götz**, mein Physik- und Mathematikprofessor, der mich beim Erstellen dieser Fachbereichsarbeit betreute und unterstützte: vielen Dank!

Inhaltsverzeichnis

1. GRUNDLAGEN DES RAKETENANTRIEBS	5
1.1. Das Rückstoßprinzip	5
1.2. Antriebsvermögen und Leistungskriterien	6
2. DER RAKETENANTRIEB	7
2.1. Antriebstypen	7
2.2. Leistungsgrößen und Kennwertdefinitionen.....	8
2.3. Die Düse.....	10
2.4. Raketentreibstoffe im Überblick.....	14
2.5. Festtreibstoffe.....	15
2.6. Flüssigtreibstoffe	16
2.6.1. Oxydatoren	18
2.6.2. Brennstoffe	19
2.7. Hybrid- und Tribidrtreibstoffe	20
2.8. Feststofftriebwerke	21
2.8.1. Treibsatz und Brennkammer	22
2.9. Flüssigkeitstriebwerke.....	24

1. Grundlagen des Raketenantriebs

1.1. Das Rückstoßprinzip

Ausgehend vom Kraft- oder Beschleunigungsgesetz, dem zweiten Newtonschen Axiom,

$$F = m \cdot a, \quad (1)$$

wobei a die Beschleunigung darstellt, ergibt sich bei konstanter Kraft F für einen Körper mit konstanter Masse m im luft- und gravitationsleerem Raum nichtrelativistisch eine gleichmäßig beschleunigte Bewegung. Wirkt diese äußere Kraft F während der Zeit t , dann erhält m die Geschwindigkeit $v = a \cdot t$, vorausgesetzt die Anfangsgeschwindigkeit $v_0 = 0$. Betrachtet man nun die Zeitwirkung der Kraft, die in dieser Arbeit (um vom Druck p zu unterscheiden) allgemein Impuls I genannt wird, so erhält man nach Newton:

$$I = F \cdot t = m \cdot v \quad (2)$$

wobei das Produkt $m \cdot v$ auch *Bewegungsgröße* genannt wird. Weiters erkannte Newton, dass der Impuls eines Körpers unveränderlich bleibt, solange keine äußeren Kräfte einwirken:

$$I = m \cdot v = \text{const.} \quad (3)$$

Von elementarer Bedeutung für das Rückstoßprinzip ist nun, dass dieser *Impulserhaltungssatz* auch dann seine Gültigkeit behält, wenn innere Kräfte in dem Körper mit der Masse m freiwerden, der dann auch zweckmäßigerweise als abgeschlossenes System bezeichnet werden kann.

Das Auftreten von inneren Kräften in einem abgeschlossenen System kann technisch als Modell verschiedenster Form dargestellt werden. So kann man sich z.B. vorstellen, dass der Körper m aus zwei unterschiedlich großen Teilmassen m_1 und m_2 besteht, die sich anfänglich berühren, und dann durch eine vorgespannte Feder auseinandergetrieben werden:

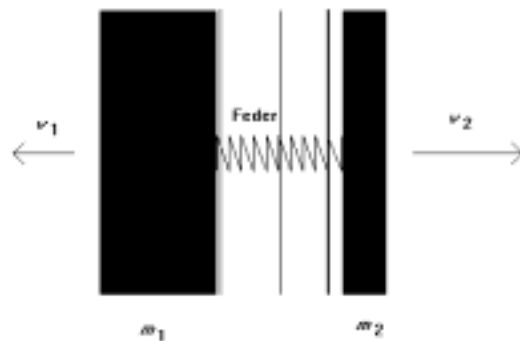


Abb. 1: Mögliche Modellvorstellung des Rückstoßprinzips

Sind v_1 und v_2 die auf den ursprünglichen Schwerpunkt des Systems bezogenen Geschwindigkeiten der beiden Teilmassen, dann ergibt sich

$$m_1 \cdot v_1 = m_2 \cdot v_2, \quad (4)$$

sodass die Geschwindigkeiten dem Verhältnis der Teilmassen umgekehrt proportional sind. Gleichung (4) zeigt, dass erstens der Satz von der Erhaltung des Schwerpunktes gültig ist und zweitens der Gesamtimpuls des Systems tatsächlich unverändert bleibt, da jede Teilmasse einen zwar gleich großen, aber entgegen gerichteten Impuls erhält. Für Gleichung (4) läßt sich auch das dritte Newtonsche Axiom

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

setzen. Hieraus ergibt sich der für den Rückstoßantrieb grundlegende Satz:

In einem abgeschlossenen System steht der Wirkung innerer Kräfte (actio) auf eine davon betroffene Teilmasse immer eine gleich große Gegenwirkung (reactio) auf die restlichen Masseteile gegenüber. Die Bewegung dieser Restmasse m_2 bei der Trennung von m_1 wird durch eine *Reaktivkraft* verursacht, die man auch als *Rückstoß* bezeichnet.

Das Prinzip des *Rückstoßantriebs* besteht darin, durch Fortschleudern einer Teilmasse des Gesamtsystems der Restmasse einen bestimmten Impuls und damit die gewünschte Geschwindigkeit zu verleihen. Nach Gleichung (4) läßt sich durch Variation von m_1 und v_1 die Stärke des Rückstoßeffects beeinflussen. Soll die Restmasse m_2 eine (astronautisch) hohe Geschwindigkeit erreichen, dann führt der Weg aus physikalisch-technischen Gründen nur an einem Austoß der Teilmasse m_1 als ständiger Strom von möglichst kleinen Teilchen hoher Geschwindigkeit vorbei. Solche Teilchen sind in der Idealform von Gasmolekülen und -atomen (chemischer Raketenantrieb, Normalform) oder geladener Elementarteilchen (elektrischer Raketenantrieb, derzeit noch in Entwicklung) durchaus praktisch verfügbar. Sie müssen jedoch streng gerichtet ausgestoßen werden, um einen möglichst effizienten Rückstoßeffect zu erzeugen. Dieser gerichtete Teilchenstrom trennt sich somit als Partikelstrahl von der (durch Rückstoß) zu beschleunigenden Restmasse, was auch die Bezeichnung als *Strahlantrieb* zuläßt. Daher wird dieser Teilchenstrom auch allgemein als *Antriebsstrahl* bezeichnet. Gehören die abzustoßende Masse, die allgemein als *Treibstoff* oder *Stützmasse* bezeichnet wird, sowie der Energievorrat für die Trennung der beiden Teilmassen von Anfang an zu dem abgeschlossenen System, spricht man von einem autogenen Strahlantrieb. Beispiele für nicht-autogene Strahlantriebe wären die luftatmenden Antriebssysteme der Flugzeugtechnik.

1.2. Antriebsvermögen und Leistungskriterien

Da die Rakete im Flug ständig an der Masse verliert, die sie zum Antrieb benötigt, kann die Raketengeschwindigkeit nicht nach (4) berechnet werden. Wenn man die Einflüsse des Luftwiderstandes außer Acht läßt (was im Weltraum durchaus zulässig ist) und wenn man den Einfluß der Schwerkraft als konstant ansieht, so ergibt sich nach dem russischen Raketenpionier K.E. ZIOLKOWSKI (1857-1935) die *Brennschlußgeschwindigkeit* v_R , die auch als *Antriebsvermögen* bezeichnet wird :

$$v_R = v_e \cdot \ln Q = v_e \cdot \ln (m_0 / m_L), \quad (7)$$

wobei Q das *Massenverhältnis* der Startmasse m_0 (zur Zeit der Zündung) zur Endmasse m_L (zur Zeit des Brennschlusses), darstellt. Daraus erkennt man, dass die Brennschluß-

geschwindigkeit der Gasausströmgeschwindigkeit v_e proportional ist, aber aufgrund der Logarithmusfunktion nur in geringerem Maße mit zunehmendem Q steigt. Die tatsächlich erreichte Endgeschwindigkeit ist aufgrund von Einflüssen des Luftwiderstands der Atmosphäre und des, wie bei allen thermischen Maschinen, relativ geringen Wirkungsgrades des Triebwerks etwas niedriger als die theoretische Brennschlußgeschwindigkeit. Da die Ausströmgeschwindigkeit begrenzt ist und da das Massenverhältnis auch nicht beliebig vergrößert werden kann, ohne Probleme mit der Raketenstrukturstabilität zu erhalten, bedient man sich zum Erreichen astronautisch hoher Geschwindigkeiten, bei gleichbleibendem Treibstoffverbrauch, des *Stufenprinzips*. Praktisch alle Trägerraketen bedienen sich dieses Prinzips. Jede einzelne Stufe einer solchen Rakete hat ihre eigene Zelle mit dem erforderlichen Treibstoffvorrat und ihr eigenes Triebwerk. Die Nutzlast befindet sich in der letzten Stufe. Zunächst erfolgt die Zündung der ersten Stufe. Wenn ihr Treibstoff verbraucht ist, wird diese Stufe abgeworfen. Es erfolgt dann die Zündung der zweiten Stufe. Da die Zelle und das Triebwerk der ersten Stufe jetzt abgetrennt sind, hat die Masse der Rakete abgenommen, sodass der Schub jetzt nur noch auf eine kleinere Masse wirkt und ihr eine größere Beschleunigung erteilt, als dies bei der ganzen Rakete möglich gewesen wäre. Der gleiche Vorgang wiederholt sich, wenn die zweite Stufe ausgebrannt ist usw. Für die Endgeschwindigkeiten der einzelnen Stufen gilt analog zu Gleichung (7):

1. Stufe: $v_{i,1} = v_e \cdot \ln(m_{0,1} / m_{L,1})$
2. Stufe: $v_{i,2} = v_{i,1} + v_e \cdot \ln(m_{0,2} / m_{L,2})$
3. Stufe: $v_{i,3} = v_{i,2} + v_e \cdot \ln(m_{0,3} / m_{L,3})$ usw.

Normalerweise werden bei Trägerraketen drei Stufen verwendet.

Die neueste Entwicklung der Raumfahrt entfernt sich aber vom Stufenprinzip. Das kürzlich erst vorgestellte neue Space Shuttle der NASA, mit der Bezeichnung X-33 VentureStar, verzichtet gänzlich auf das Stufenprinzip und erreicht auch mit nur einer Stufe, aufgrund neuartiger Triebwerke, astronautisch hohe Geschwindigkeiten.

2. Der Raketenantrieb

2.1. Antriebstypen

Es gibt verschiedene physikalische und technische Möglichkeiten eine Rakete anzutreiben. Die verschiedenen Triebwerkstypen unterscheiden sich grundsätzlich durch das *Arbeitsmedium*, durch welches die Rakete den für ihren Flug benötigten Rückstoß erlangt. Erzeugt das Arbeitsmedium selbst oder dessen Reaktionen sowohl Masse als auch Energie des Antriebsstrahls, so nennt man es (wie schon erwähnt) Treibstoff. Wenn stattdessen das Arbeitsmedium nur die Strahlmasse beisteuert und eine separate Energiequelle benötigt wird, deren primäre Energie durch einen speziellen Vorgang auf das Arbeitsmedium übertragen werden muß, dann wird es *Stützmasse* genannt. Die Antriebssysteme für Raketen lassen sich folglich nach der Erzeugung des Antriebstrahls klassifizieren.

Man kann in erster Linie zwischen *thermochemischen (chemischen)* und *kernenergetischen Triebwerken* unterscheiden.

Die kernenergetischen Triebwerke sind aufgrund ihrer niedrigen Schubwerte, dafür aber langen Laufzeiten, nur für Langzeitanwendungen im All geeignet (z.B. Lageregelung von

Satelliten), wohingegen die thermochemischen Triebwerke aufgrund ihrer hohen Schubwerte in Transportraketen, die zwischen Erde und All eingesetzt werden, Anwendung finden. Im folgenden soll nur die Arbeitsweise der thermochemischen Triebwerke behandelt werden. Die Untergruppen der thermochemischen Triebwerke werden je nach dem Aggregatzustand des Treibstoffs oder seiner Komponenten sowie nach deren Anzahl gegliedert in *Feststoff-Triebwerke*, *Flüssigkeits-Triebwerke*, *Hybrid-Triebwerke* und *Tribrid-Triebwerke*. Bei allen Raketentriebwerken dieser Gattung liefern thermochemische Reaktionen des Treibstoffs oder seiner Komponenten die kinetische Energie des Antriebsstrahls. Bekanntester und weitverbreitetster Vorgang ist die *Verbrennung*, aber man kann auch die *Zerfallenergie* bestimmter chemischer Substanzen, wie z.B. Wasserstoffperoxid und Braunstein (Walter-Motor), ausnützen. Die Reaktion findet in einer besonderen *Brennkammer* statt, wobei die chemische Energie zunächst als innere Energie (Temperatur, Druck) in Erscheinung tritt. Die Atome und Moleküle des so entstandenen *Arbeitsgases* entspannen sich beim Ausströmen aus einer düsenförmigen Öffnung in der Brennkammerwand, wobei die thermische Energie in kinetische Energie der Antriebsstrahlteilchen umgewandelt wird. Die Zusammenfassung der ausströmenden Gasteilchen zu einem gerichteten Strahl ergibt sich aus der speziellen Formgebung der *Ausströmdüse (Expansionsdüse)*. Die erzielbare Ausströmgeschwindigkeit hängt primär vom Energieinhalt des verwendeten Treibstoffs ab. Bei chemischen Raketentriebwerken ist der *theoretischen Ausströmgeschwindigkeit* aus physikalisch-chemischen Gründen eine obere Grenze gesetzt. Sie beträgt ca. 4800 m/s. Diese theoretische Ausströmgeschwindigkeit könnte jedoch nur erreicht werden, wenn die Verbrennungsprodukte als ideales Gas mit optimalen (Gas-) Eigenschaften anzusehen wären und beim Austritt durch die Expansionsdüse vollständig in den absolut leeren Raum entspannen könnten. Das heißt, sie würden sich von der Verbrennungstemperatur, ohne flüssig zu werden, bis zum absoluten Nullpunkt abkühlen und dabei die gesamte innere Energie restlos in kinetische Energie des Arbeitsgases umwandeln. Derartig ideale Voraussetzungen sind allerdings in der Praxis nicht erfüll- bzw. erreichbar.

2.2. Leistungsgrößen und Kennwertdefinitionen

Die wichtigste Leistungsgröße eines Raketentriebwerks ist der *Schub*.

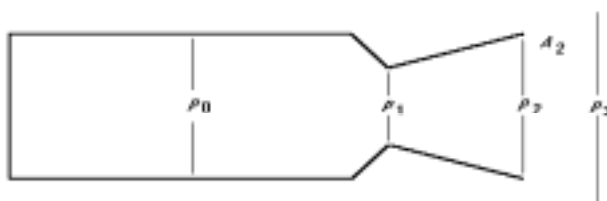


Abb. 2: Druck in Brennkammer (p_0) und Düse (p_1, p_2)

Es ist, wie oben beschrieben, leicht einzusehen, dass aus konstruktiven Gegebenheiten niemals Expansionsdüsen verwirklicht werden können, bei denen das Arbeitsgas in der Düsenmündung bis auf den Druck $p_2 = 0$ entspannt wird. Der Mündungsdruck $p_2 > 0$ bewirkt aber eine explosionsartige Ausbreitung des Gasstrahls nach Passieren der Mündungsfläche A_2 . Die so entstehende Kraft $p_2 \cdot A_2$ addiert sich zu dem Grundwert für den Schub S , wenn man den Schub in einfachster Form wie folgt berechnet :

$$S = m' \cdot v_e \quad (8)$$

wobei m' den zeitlichen *Massen-* oder *Treibstoffdurchsatz* darstellt. Ferner übt der äußere Atmosphärendruck (sofern vorhanden) p_3 eine Kraft von der Größe $p_3 \cdot A_2$ auf die Mündungsfläche des Triebwerks aus, die der Austrittsarbeit des Arbeitsgases entgegenwirkt und daher von Gleichung (8) zu subtrahieren ist. Damit erhält man für den - mit einem Dynamometer auf dem Prüfstand meßbaren - effektiven *Schub* S_e eines Triebwerks den Ausdruck:

$$S_e = m' \cdot v_e + (p_2 - p_3) \cdot A_2. \quad (9)$$

Diese vollständige Schubformel dient als Grundlage aller einschlägigen Triebwerksberechnungen.

Die Berücksichtigung des *Druckterms* $(p_2 - p_3) \cdot A_2$ ist bei allen Groß- und

Hochleistungstriebwerken unerlässlich, da sie meistens beträchtliche Düsenmündungsflächen besitzen. Für den Fall, dass der Mündungsdruck gleich dem Umgebungsdruck ist, wird der Druckterm Null, und man erhält den durch Gleichung (8) dargestellten *Nennschub*. Eine entsprechend ausgelegte Expansionsdüse wird als Düse mit *optimalem Expansionsverhältnis* bezeichnet. Der Nennschub kann aber voraussetzungsgemäß immer nur für einen einzigen Außendruck (*Nennndruck*) und demzufolge auch nur für eine bestimmte Höhe (*Nennndruckhöhe*) über der Erdoberfläche gelten. In der Großraketen-technik werden die Triebwerke meistens für einen Mündungsdruck von 7 bis 8 N/cm² ausgelegt, sodass der Nennschub erst in einer bestimmten Höhe erreicht wird. Entspricht der Mündungsdruck dem Bodenluftdruck, so bezeichnet man den Nennschub auch als *Mündungsschub*. Bleibt für ein am Boden arbeitendes Triebwerk der Druckterm erhalten, so spricht man allgemein vom *Bodenschub*. Für eine vertikal aufsteigende Rakete besagt die Gleichung (9) ganz universell, dass der Schub mit der Höhe wächst, da der Außendruck ja ständig abnimmt und p_3 gegen Null strebt. Im luftleeren Raum erhält man schließlich den *Vakuumschub* S_{vac} :

$$S_{vac} = v_e \cdot m' + p_2 \cdot A_2. \quad (10)$$

Eine als Leistungsparameter für den Vergleich von Treibstoffen oder Triebwerken besonders geeignete und darum bevorzugt benutzte Größe ist der *spezifische Impuls* I_{sp} . Nach der grundlegenden Definition ist der spezifische Impuls der Quotient aus dem Schub, den der betreffende Treibstoff bzw. das betreffende Triebwerk liefert, und dem Treibstoffdurchsatz, weshalb der manchmal verwendete Begriff *spezifischer Schub* als korrekt erscheint. Man erhält also:

$$I_{sp} = S / m' (= v_e) \quad \text{bzw.} \quad I_{sp} = S_e / m'. \quad (11)$$

Nach Einsetzen des reinen *Impulschubs* aus Gleichung (8) für S lautet für I_{sp} die Maßeinheit N·s/kg oder m/s. Während N·s/kg in der Tat einem spezifischen (auf die Masse bezogenen) Impuls entspricht, stellt m/s im Grunde nichts anderes als die theoretische oder effektive Ausströmgeschwindigkeit des betreffenden Treibstoffs oder Triebwerks dar. Die Einheit N·s/kg wird aber, um Mißverständnisse auszuschließen, häufiger verwendet.

Ein weiterer Kennwert, der für die Auslegung von Raketen oder Raketenstufen besondere Bedeutung hat, ist der *volumenspezifische Impuls* I_v , auch *Impulsdichte* genannt. Er entsteht als Produkt aus dem spezifischen Impuls und der Dichte des betreffenden Treibstoffs in der Maßeinheit N·s/m³. Nach dem volumenspezifischen Impuls sind Treibstoffe mit höherer Dichte anderen mit gleichem I_{sp} insofern überlegen, als von ihnen bei gleichem Tankvolumen

eine größere Masse untergebracht werden kann. So schränkt die geringe Dichte mancher Treibstoffe oder Treibstoffkomponenten - wie es bei Flüssigwasserstoff mit $0,0695 \text{ kg/dm}^3$ besonders extrem der Fall ist - die Vorteile eines möglicherweise hohen spezifischen Impulses (wegen hoher Ausströmgeschwindigkeit) wieder etwas ein. Soll die Auslegung eines Antriebssystems mit den Antriebsforderungen abgestimmt werden, muß in vielen Fällen auch der *Gesamtimpuls* bekannt sein. Setzt man den Schub als konstant voraus, so ergibt sich

$$I = S \cdot t \quad (12)$$

wobei t die gesamte Brenndauer darstellt.

Die technisch bedingte Unvollkommenheit eines jeden Triebwerks sowie die nicht-idealen Bedingungen bei den thermodynamischen Prozessen führen zu entsprechenden Abweichungen der aus den Prüfstandversuchen hervorgehenden Werte für I_{sp} und v_e von den Werten des theoretischen spezifischen Impulses und der theoretischen Ausströmgeschwindigkeit des jeweiligen Treibstoffs. Die Gesamtheit der Verluste schlägt sich im *inneren Wirkungsgrad* η_i eines Raketentriebwerks nieder, der somit auch als Güteparameter für das Triebwerk angesehen werden kann. Die im inneren Wirkungsgrad zum Ausdruck kommenden Verluste haben ihre Ursache in der unvollständigen Verbrennung des Treibstoffs, in der Wärmeabgabe an den Wänden von Brennkammer und Düse, in Strömungsverlusten in der Düse, sowie dem Restenergiegehalt der ausströmenden Verbrennungsgase. Der Wert von η_i liegt normalerweise zwischen 40% - 70%. Er kann verbessert werden, wenn hohe Brennkammerdrücke und Ausströmdüsen mit größerer Expansion, also größeren Düsenmündungsflächen, zum Einsatz kommen.

2.3. Die Düse

Die Düse hat die Aufgabe, die innere Energie der Verbrennungsgasteilchen mit möglichst optimalem Wirkungsgrad in kinetische Energie des Antriebsstrahls umzuwandeln. Dieser Prozeß beruht im wesentlichen auf der Entspannung der Verbrennungsgase.

Geht man zunächst davon aus, dass das Arbeitsgas durch eine gut gerundete, sich bis auf einen bestimmten minimalen Querschnitt verjüngende (konvergente) Düse aus der Brennkammer ausströmt, dann zeigt sich, dass die ausströmende Menge vom Druckverhältnis zwischen Brennkammer und Düsenmündung abhängt. Es ergibt sich ein *kritisches Druckverhältnis*, bei dem sich ein optimaler Wert für die ausströmende Gasmenge einstellt.

deren beträchtliche Schallenergie den Hauptanteil der in der in der Düse nicht genutzten Strahlenergie ausmacht.

Man ersieht daraus, dass bei konvergenten Düsen nur der Druckabfall oberhalb des kritischen Mündungsdrucks, der auch als *Lavaldruck* p_1 bezeichnet wird, in kinetische Energie des Antriebsstrahls umgewandelt wird. Das restliche Druckgefälle läßt sich weitgehend dadurch ausnutzen, indem man an den engsten Querschnitt der konvergenten Düse einen sich erweiternden konischen Teil anschließt. Eine Düse nach dieser Art wird nach ihrem Erfinder de Laval als *Lavaldüse* bezeichnet. Die gesteigerte Entspannung von p_1 auf den Druck p_2 in der nunmehr größeren Düsenmündungsfläche A_2 hat zur Folge, dass die Gasströmung eine zusätzliche Beschleunigung erhält.

Eine wichtige Kennzahl einer Raketendüse ist der *Schubkoeffizient* ζ_0 :

$$\zeta_0 = S / (p_0 \cdot A_2). \quad (13)$$

Einen Teil der Verluste in der Düse machen radiale Strömungsanteile, also Strömungen, die nicht dem normalen (axialen) Weg durch die Düse folgen, sondern teilweise quer zur normalen Strömung stehen, aus. Diese Strömungsanteile lassen sich für die klassische Lavaldüse in einem *Teilverlustfaktor* λ ausdrücken, der vom halben *Düsenöffnungswinkel* α abhängt:

$$\lambda = 1/2 \cdot (1 + \cos \alpha). \quad (14)$$

Gleichung (14) (der Winkel α) weist auf den Einfluß der Düsenkonfiguration hin. Diesem technisch-konstruktiven Detail kommt in der Tat eine maßgebliche Bedeutung für den Entwurf eines Triebwerks zu.

Für Lavaldüsen mit großem Öffnungswinkel und geringer Baulänge bewirkt die Reibung der Strömung an der Düsenwand nur kleine Verluste, ebenso sind aerodynamischer Widerstand und Triebwerksmasse bei kurzen Düsen geringer als bei anderen Düsen. Mit wachsendem Öffnungswinkel verringert sich aber im Düsenbereich der Wärmeübergang an das Kühlmittel - ein in der Praxis außerordentlich wichtiger Vorgang - [zu(un)gunsten des Übergangs an die Wände], da ein Energieverlust durch Wärmeabstrahlung nie ausgeschlossen werden kann und man zumindest erreichen möchte, dass diese Wärmeabstrahlung gut von dem Kühlmittel absorbiert und wegtransportiert wird. Gleichzeitig ergibt ein größerer Divergenzwinkel nach Gleichung (14) Schubverluste. Erfahrungsgemäß liefern Düsen mit einem halben Öffnungswinkel zwischen 12° und 18° die besten Ergebnisse. Ferner sollte der Übergang von Brennkammer zum konvergenten Düsenteil, auf jeden Fall aber der Düsenhals, gut gerundet und glatt ausgebildet sein. Unebenheiten der Wandung können nämlich leicht eine mit Strömungsverlusten verbundene Ablösung des Gasstrahls von der Düsenwandung zur Folge haben. Insgesamt sollte die Oberfläche der inneren Düsenwandung hervorragend geglättet sein, damit die Reibungsverluste der Gasströmung so klein wie möglich bleiben, zumal spiegelglatte Düseninnenflächen den Wärmeübergang auf die Düsenwandung vermindern. Das Verhalten des Antriebsstrahls bei einem Triebwerk mit Lavaldüse zeigt, wie schon früher am Beispiel der konvergenten Düse angedeutet, eine für die Triebwerksleistung wesentliche Abhängigkeit vom Außendruck. Am einfachsten liegen die Dinge, wenn der Außendruck gleich dem Mündungsdruck ist, weil dann die Gase als annähernd zylindrischer Strahl die Düse verlassen. Die Leistungsabgabe einer solchen Düse ist optimal. Sinkt der Außendruck unter den Mündungsdruck, so ergibt sich das gleiche Bild wie bei der konvergenten Düse mit unterkritischem Außendruck; der Gasstrahl expandiert außerhalb der Düse weiter. Steigt der Außendruck jedoch über den Mündungsdruck, so kann sich, wie auch im Fall eines zu großen Öffnungswinkels, der Gasstrahl von der Düsenwandung ablösen (Strahlablösung).

Das strömende Arbeitsgas hat nämlich wegen der unvermeidbaren Reibung in der unmittelbaren Nähe der Düsenwandung nur Unterschallgeschwindigkeit. In diese sog. *Grenzschicht* dringt die umgebende Atmosphäre infolge des höheren Außendrucks ein und löst sie bis zu einer Tiefe ab, die von der relativen Größe des Außendrucks abhängt. Dadurch bleibt ein Teil der Düse für die Schubzeugung ungenutzt. Dieser Zusammenhang zwischen Außendruck und Mündungsdruck, der sich in der Auslegung der Entspannungsdüse niederschlagen muß und letztlich Einfluß auf die Antriebsleistung eines Triebwerks erhält, hat demzufolge für freifliegende Raketen einige Bedeutung. Für die Erzeugung eines möglichst hohen Schubs sind nach den vorangegangenen Ausführungen Entspannungsverhältnisse mit sehr niedrigem Mündungsdruck anzustreben. Da Trägerraketen an der Erdoberfläche starten, wäre aber ein Mündungsdruck, der viel niedriger ist als der Bodenluftdruck, sehr ungünstig, weil bei einer solchen *überexpandierenden* Düse ein erheblicher Schubverlust infolge Strahlablösung stattfindet. Ein Mündungsdruck, der gleich dem Bodenluftdruck ist, würde jedoch in größeren Höhen infolge des abnehmenden Außendrucks (*unterexpandierende* Düse) wiederum zu ungenügender Energieausnutzung führen, weil der Gasstrahl dann zum Teil erst außerhalb der Düse expandiert.

Da eine konventionelle Düse, die sich mit ihrem Entspannungsverhältnis ständig an den mit der Höhe abnehmenden Außendruck automatisch anpaßt, aus technischen Gründen nicht zu verwirklichen ist, geht man für die Start- oder Startstufentriebwerke von Trägerraketen zu dem schon vorher erwähnten Prinzip über, die Triebwerke bzw. deren Entspannungsdüsen für eine bestimmte Nenndruckhöhe auszulegen. Der so erzielbare Schubgewinn gegenüber einer dem Bodendruck angepaßten Düse kann beträchtlich sein.

Die an den Besonderheiten der Lavaldüsenform deutlich werdenden Probleme führten zur Entwicklung anderer Formen von Entspannungsdüsen. So entstand aus der Forderung nach kürzerer Baulänge bei gleichem Schubkoeffizienten die Parabol Düse unmittelbar aus der konischen Düse. Die glockenförmige Kontur des Erweiterungsteils dieser Düse, deren optimale Form nur im rechen-technisch aufwendigen Näherungsverfahren ermittelt werden kann, ergibt hinter dem Düsenhals einen wesentlich größeren Divergenzwinkel als bei der konischen Düse, sodass das Arbeitsgas zunächst stärker expandieren kann. Der Divergenzwinkel nimmt dann zum Düsenende hin laufend ab und unterschreitet in der Düsenmündung den der Laval Düse, wodurch es insgesamt gelingt, die nach Gleichung (13) anfallenden Verluste zu vermeiden, also $\lambda = 1$ zu machen. Außerdem beträgt der Verkürzungsfaktor gegenüber der konischen Düse 0,7 und weniger. Fast alle modernen Großtriebwerke sind mit derartigen Parabol Düsen ausgestattet.

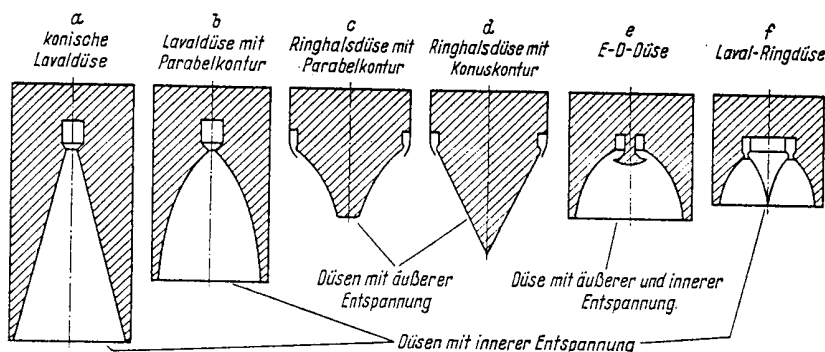


Abb.3: Verschiedene Düsenvarianten

Eine Variante der Parabol Düse stellt die *Ringhalsdüse mit Parabelkontur* (*Parabolringdüse*) dar, die auf den Konstruktionsgedanken der Ringbrennkammer zurückgeht. Eine solche Brennkammer ist torusförmig und besteht aus einzelnen Segmenten, die voneinander

unabhängig sind, wodurch sich der Verbrennungsablauf besser kontrollieren läßt, als es bei einem einheitlichen ringförmigen Verbrennungsraum der Fall wäre. Der gesamte Erweiterungsteil bildet ebenfalls einen Ring, aber mit parabelförmiger Innen- und Außenwandung, wodurch im Kern des Triebwerks ein von der heißen Gasströmung ganz umschlossener Kegel mit parabolisch gekrümmter Oberfläche entsteht. Die Kühlung dieses Innenkegels bereitet zwar einige Schwierigkeiten, dieser Triebwerkstyp verdient aber wegen der günstigen Möglichkeit einer Schubvektorsteuerung mit der segmentierten Brennkammer ein gewisses Interesse.

Alle bis jetzt behandelten Düsen-Formen gehören zur Gruppe der *Düsen mit innerer Entspannung*, für die eine Entspannung des Arbeitsgases an allseits geschlossenen Wandungen charakteristisch ist.

Ihnen steht die Gruppe der *Düsen mit äußerer Entspannung*, bei denen die Gasströmung nach Passieren des Düsenhalses auf der einen Seite nicht mehr von einer festen Wandung eingeschlossen ist, sondern nach dem Prinzip der Prandtl-Meyer-Strömung (Strömung, die aufgrund von Wechselwirkungen zwischen Gas- und Oberflächenteilchen an einer Oberfläche haftet) frei an die umgebende Atmosphäre grenzt. Die dadurch gewollte, einseitige äußere Entspannung führt dazu, dass sich der Gasstrahl automatisch auf den Außenluftdruck und damit auf die richtige Entspannung einstellt, was somit einen, von der Höhe stets unabhängigen, Wirkungsgrad bedingt. Bei allen Triebwerken mit Düsen dieser Gruppe geht man von Ringbrennkammern aus.

Für die *Ringhalsdüse mit Parabolkegel (Parabelkontur)* ist die Formgebung des Düsenhalses kennzeichnend. Sie erteilt der Gasströmung zunächst eine merkliche, radial nach innen gerichtete Komponente, die dann von der parabolisch gekrümmten Innenwandung der Düse, die einen Zentralkegel bildet, in rein axiale Richtung umgelenkt wird. Die fehlende Außenwandung des Erweiterungsteils läßt eine äußere Entspannung der Antriebsgase zu. Ähnlich aufgebaut ist die *Ringhalsdüse mit geradem Kegel (Konuskontur)*, bei der statt des parabolischen Innenkegels ein Kegel mit geraden Seitenflächen eingebaut ist. Dieser Düsentyp bietet weniger fertigungstechnische Schwierigkeiten als Düsen mit parabolischem Kegel, der übrigens auch abgestumpft sein kann. Die Kühlung des Innenkegels bereitet zwar einige Schwierigkeiten, dieser Triebwerkstyp, der wegen seiner Form auch "Aerospikes-Düse" genannt wird, hat aber einige entscheidende Vorteile:

- 1.) Die - für eine Flüssigrakete benötigte - Pumpenanlage für die Treibstoffe können in dem Innenkegel untergebracht werden, wodurch die Gesamtbaulänge wesentlich kürzer als die konventioneller Triebwerke sein kann und
- 2.) Die Flugsteuerung der Rakete kann einfach durch eine einseitige Unterbrechung bzw. Störung des Gasstrahls bewerkstelligt werden.

Ein weiterer wichtiger Vorteil ist, dass das Triebwerk nicht rund sein muß, sondern "gestreckt" ausgeführt sein kann, in dem Sinn, dass aus dem Innenkegel ein Prisma wird. Dadurch findet in manchen speziellen Raketenkörpern eine bessere Platzausnutzung statt. Eine dritte Gruppe bilden die *Düsen mit innerer und äußerer Entspannung*, deren Prototyp, die sog. *E-D-Düse*, in ihrer äußeren Form der Paraboldüse ähnelt. Sie stellt sozusagen eine umgekehrte Ringhalsdüse mit Parabolkegel dar; sie hat also eine äußere feste Wandung mit Parabelkontur, aber keine Wandung nach innen. Die Bezeichnung E-D-Düse geht darauf zurück, dass mit der Expansion des Arbeitsgases eine Deflexion (Ablenkung) durch die mantelförmige Außenwandung verbunden ist. Die Brennkammer ist wiederum ringförmig, hat aber gegenüber den Düsen mit äußerer Entspannung einen wesentlich geringeren Abstand von der Hauptachse des Triebwerks. Die besondere Formgebung des Düsenhalses bei der E-D-Düse sorgt zunächst dafür, dass die Gasströmung radial von der Düsenachse weg verläuft, bis sie durch den Außenmantel abgelenkt und axial ausgerichtet wird. Die äußere Entspannung findet bei diesem Düsentyp - in der Atmosphäre - an dem Innenkegel aus Luft statt, der sich hinter dem zentralen pilzförmigen Konstruktionsteil ausbildet. Infolge der Ent-

spannung gegen diesen Luftkegel kann sich die Expansion wiederum automatisch auf den umgebenden Luftdruck einstellen. Obwohl in dem Luftkegel - der selbstverständlich ein arbeitendes Triebwerk voraussetzt - zwar stets ein etwas geringerer Luftdruck

(Aerodynamisches Paradoxon: Der Druck in einer Strömung ist umso kleiner, je größer die Strömungsgeschwindigkeit wird) als in der Umgebung herrscht, ist dieser Effekt aber nur von geringem Einfluß auf die Leistung der Düse, wenn man den zentralen Umlenkpilz flach auslegen möchte. Mit sinkendem Außendruck nähert sich der zunächst ringförmige Gasstrahl mit seinem Innenrand immer mehr der Düsenachse, bis er schließlich einen geschlossenen zylindrischen Strömungsverlauf erreicht. Die Baulänge dieser E-D-Düsen kann bis zu 60% kürzer sein, als die konventioneller konischer Düsen.

2.4. Raketentreibstoffe im Überblick

Der Grunddefinition entsprechend handelt es sich bei allen Treibstoffen um chemische Substanzen, deren Verbrennungs- oder Zerfallsreaktion in der Brennkammer eines Triebwerks das mit innerer Energie ausgestattete Arbeitsgas liefert.

Nach dem Prinzip des autogenen Strahlantriebs muß dabei jeder verbrennende Treibstoff einen bestimmten Anteil an *Verbrennungsstoff* (*Oxydator*, *Sauerstoffträger*) aufweisen, der mit dem speziellen *Brennstoff*-Anteil die exotherme chemische Reaktion ermöglicht. Jeder thermochemische Treibstoff besteht also im Prinzip aus mindestens zwei Komponenten:

Treibstoff = Oxydator + Brennstoff,

wobei zunächst offen bleiben soll, ob diese beiden verschiedenartigen Treibstoffanteile schon vor der thermischen Reaktion, also bei der Lagerung, miteinander vereinigt sind oder nicht.

	fest
physikalischer Zustand	flüssig
	hybrid, tribrid
Anzahl der Komponenten	Einstoffsystem
	Mehrstoffsystem
Raketentreibstoffe	
Art der Zündung	hypergol
	nichthypergol
Oxydator	Sauerstoff
	Salpetersäure
	Fluor
	*
	*
	*

Tabelle 1: Klassifikationsschema der Raketentreibstoffe

Bei den Mischtypen liegt in der Regel der Brennstoff in fester Form vor, während der Oxydator (Ausnahme bei seltenen Hybridtriebwerken: dort genau umgekehrt) als Flüssigkeit vorhanden ist. Darüber hinaus lassen sich die Raketentreibstoffe allgemein in *Einstoffsysteme* (*Monergole*), *Zweistoffsysteme* (*Diergole*) und *Dreistoffsysteme* (*Triergole*) einteilen, wobei diese Gliederung jedoch eigentlich meist nur auf flüssige Treibstoffe angewendet wird. Je nachdem in welcher Form die Treibstoffe vorliegen, unterscheidet man *Fest-* und *Flüssigtreibstoffe* sowie die daraus abgeleiteten Mischtypen der *Hybrid-* und *Tribridtreibstoffe*.

2.5. Festtreibstoffe

Alle Festtreibstoffe stellen von der äußeren Erscheinungsform her scheinbar Einstoffsysteme dar, da Oxydator und Brennstoff - sowie verschiedene Zusätze - schon vor der Reaktion zu einer einheitlichen Masse vereinigt sind. Dennoch kann man diese Treibstoffmischungen nicht zu den Monergolen rechnen, sondern muß sie als Mehrstoffsysteme betrachten. Man unterscheidet dabei zwischen *homogenen* und *heterogenen* Treibstoffen, von denen letztere häufig auch unter der Bezeichnung *Composites* geführt werden.

Die homogenen Treibstoffe bestehen aus chemischen Substanzen, die Oxydator und Brennstoff im gleichen Molekül gebunden enthalten. Bekanntestes Beispiel dafür ist das Zellulosenitrat (Schießbaumwolle), ein anderes das Glycerintrinitrat (Nitroglycerin, $C_3H_5(ONO_2)_3$). Jeder dieser Stoffe wäre für sich also ein echtes Monergol, findet jedoch als *einbasiger* (Einbasis-) *Treibstoff* wegen seiner hochexplosiven Reaktionsfähigkeit praktisch keine Verwendung in der Raketentechnik. Mischt man aber Zellulosenitrat und Glycerintrinitrat auf kolloidaler (feinzerteilter) Basis zu einem dann *doppelbasigen Treibstoff*, so erhält man besonders energiereiche und raketentechnisch vielfach verwendete Gemische. Dabei müssen allerdings bestimmte *Zusätze* (sog. *Additive*) diesen Gemischen verlangsamte und gesicherte Abbrandeigenschaften geben. Andere notwendige Zusätze verbessern die Lagereigenschaften sowie eine leichtere Handhabung bei der Herstellung der Treibstoffmasse (Stabilisatoren bzw. Weichmacher u.a.). An die Stelle des Glycerintrinitrats in Doppelbasis-Treibstoffen können auch noch andere Salpetersäureester (z.B. Diglykoldinitrat, Triglykoldinitrat) treten, von denen besonders Diglykoldinitrat in verschiedenen Punkten vorteilhafter als Glycerintrinitrat ist. Homogene Treibstoffe liefern spezifische Impulse von maximal 2500 N·s/kg und werden fast ausschließlich für kleinere bis mittlere Feststofftriebwerke verwendet, bei denen ein relativ schneller Abbrand des Treibstoffs eine hohe bis sehr hohe Schubbeschleunigung erzeugen soll.

Die heterogenen (zusammengesetzten) Treibstoffe entstehen durch mechanische Mischung fester separater Oxydatoren und separater Brennstoffe. Das klassische Beispiel dieser Gruppe ist das gewöhnliche Schießpulver (oder Schwarzpulver, ein Gemisch aus Kaliumnitrat KNO_3 , Schwefel S und Kohlenstoff C).

Im Gegensatz zu homogenen Treibstoffen, deren hohe Abbrandgeschwindigkeiten auch stets hohe Brennkammerdrücke bedingen und dementsprechend hohe Brennkammermassen erfordern, lassen heterogene Treibstoffe im allgemeinen bei niedrigeren Abbrandgeschwindigkeiten (längere Brennzeiten) auch geringere Verbrennungsdrücke zu. Moderne Treibstoffe dieser Gruppe haben als Sauerstoffträger meist einen Oxydator auf Perchlorat- oder Nitratbasis (z.B. Ammoniumperchlorat NH_4ClO_4 , Natriumnitrat $NaNO_3$).

Der Oxydator ist in Form feingemahlener kristalliner Salze in eine Brennstoffsubstanz eingelagert. Diese befindet sich nach dem Mischen in meist zähflüssig gießbarem Zustand. Man füllt diese Masse - aufgrund ihrer zweiten Funktion als Fixierung für die anderen Treibstoffkomponenten auch *Binder* genannt - dann in eine bestimmte, äußerlich meist zylindrische Form und erhält nach dem Aushärten einen einheitlich festen, im Endzustand mehr oder weniger gummiartigen plastischen Körper, der als *Treibsatz* bezeichnet wird. So werden im übrigen auch alle anderen genau dosierten Treibstoffladungen für Feststofftriebwerke genannt. Der Brennstoff muß außer der plastischen Verformbarkeit und der Aushärtbarkeit noch gute Verbrennungseigenschaften aufweisen. Bestimmte Zusätze verleihen dem Brennstoff die für Herstellung und Lagerung wünschenswerten technischen Eigenschaften. Als Binder-Brennstoffe bevorzugt man heute allgemein wasserstoffreiche organische Hochpolymere (z.B. Polybutadiene, Polyurethane), von denen die Polyurethane besonders vorteilhaft sind, weil sich ihre mechanischen Eigenschaften zwischen der Härte von Polyamiden und der Elastizität von gummiartigen Stoffen verändern lassen. Die flüssige Ausgangsform der einschlägigen Bindersubstanzen macht die gesamte Handhabung sehr einfach. Hinzu kommt, dass die meisten von ihnen eine relativ große Menge feinzerteilter Festkörper aufnehmen können, ohne in ihren mechanischen Grundeigenschaften (Plastizität usw.) beeinträchtigt zu werden. Als solche Beimischungen kommen außer den obligatorischen Oxydatoren auch noch Aluminiumpulver oder andere pulverisierte Leichtmetalle als Zusatzbrennstoffe in Betracht. Die hohe Verbrennungswärme dieser metallischen Zusätze - neben Aluminium sind noch Beryllium, Bor und Magnesium zu nennen - erlaubt es, die spezifischen Impulse von heterogenen Treibstoffen auf 2600 N·s/kg und darüber anzuheben. Allerdings läßt die bei der Verbrennung von Metallen in der Entspannungsdüse auftretende Zweiphasenströmung (Beteiligung fester Partikel, die an dem Entspannungsvorgang nicht teilnehmen) im allgemeinen nur einen sehr schlechten Wirkungsgrad und daher eine niedrige Ausnutzung der freiwerdenden Gesamtenergie zu.

2.6. Flüssigtreibstoffe

Abgesehen von der wichtigen Forderung, möglichst hohe spezifische Impulse zu liefern, ist die raketentechnische Eignung chemischer Substanzen für Treibstoffe und Treibstoffkombinationen an eine Reihe zusätzlicher Bedingungen gebunden. Diese sind teilweise sogar so bestimmend, dass bei Nichterfüllung einzelner Punkte oder bei Schwächen in mehreren anderen eine ansonsten recht aussichtsreiche Substanz für raketentechnische Anwendungen ausgeschlossen werden muß. Zu diesen Bedingungen gehören zum Beispiel:

- 1.) Die Treibstoffkomponenten sollten eine möglichst hohe Dichte haben, damit man hohe volumensspezifische Impulse erhält.
- 2.) Schmelz- und Siedepunkt der Komponenten sollten möglichst weit voneinander entfernt sein und außerdem so liegen, dass man die Stoffe in einem großen Temperaturbereich um die Normaltemperatur handhaben kann.
- 3.) Um Förderprobleme zu minimieren sollten die Treibstoffkomponenten eine möglichst geringe Viskosität aufweisen. Diese sollte sich außerdem nicht mit der Temperatur ändern, damit sich im Betrieb keine Veränderungen im Mischungsverhältnis zwischen Oxydator und Brennstoff einstellen.
- 4.) Die Treibstoffkomponenten dürfen sich bei längerer Lagerung nicht zersetzen, keine gefährlichen Dämpfe bilden und bei Kontakt mit der Atmosphäre keine Feuchtigkeit aufnehmen.
- 5.) Das Zündverhalten soll weitgehend sicher sein, wobei als günstigster Fall spontane Zündung (hypergole Zündung) bei Kontakt der Treibstoffkomponenten in der Brennkammer erwünscht ist.

- 6.) Die Neigung der Komponenten zu chemischen Reaktionen mit konventionellen und daher billigen Werkstoffen für Behälter, Zuleitungen u.a. soll möglichst gering sein.
- 7.) Die Herstellung des Treibstoffs sollte möglichst billig sein und eine Erzeugung großer Mengen zulassen.

Bei der Entwicklung leistungsfähiger Raketenantriebe muß also auch den speziellen Eigenschaften der Treibstoffe besondere Aufmerksamkeit gewidmet werden. Ein kritischer Vergleich dieser Punkte, zu denen sich noch einige weitere, eher unwichtige, hinzufügen ließen, läßt es als ziemlich unmöglich erscheinen, einen Treibstoff zu finden, der alle Voraussetzungen gleichermaßen erfüllt. Man ist deshalb mehr oder weniger auf Kompromisse zwischen den einzelnen Forderungen angewiesen.

Die in der Raketentechnik verwendbaren Monergole sind ausschließlich Zerfallstreibstoffe und nehmen daher eine Sonderstellung ein. Um sie zur Reaktion zu bringen, ist stets ein Katalysator erforderlich, weshalb sie auch *Katergole* genannt werden.

Bei einigen dieser Substanzen wird noch ein zusätzliches Zündmittel für die Einleitung des Zerfallsprozesses benötigt. Bisher erlangten nur Wasserstoffperoxid (H_2O_2) und Hydrazin (N_2H_4) größere Bedeutung für raketentechnische Anwendungen. Die Handhabung des

Wasserstoffperoxids ist wegen seiner in hochprozentigen Lösungen besonders großen spontanen Zerfallsneigung äußerst gefährlich. Schon geringste Verunreinigungen reichen aus, um eine explosionsartige Zersetzung einzuleiten.

Als Katalysator für Wasserstoffperoxid (70% - 90% in wässriger Lösung) kommen vor allem Kalziumpermanganat ($Ca(MnO_4)_2$) oder silberplattierte Gaze (Gewebe) in Betracht; diese

Gaze macht den Aufbau und den Betrieb eines entsprechenden Triebwerks besonders einfach. Die Reaktionstemperaturen sind im allgemeinen relativ niedrig - 80prozentiges H_2O_2 liefert

62,4% überhitzten Wasserdampf und 37,6% Sauerstoff bei etwa $480^\circ C$ -, was für raketentechnische Anwendungen den Begriff *kalter Betrieb* geprägt hat. Wasserstoffperoxid wird auch als Arbeitsmittel für Turbinen in Treibstoffördersystemen verwendet.

Hydrazin erfordert außer dem Katalysator (Aluminiumoxid, Al_2O_3) einen besonderen Zündstoff (Stickstofftetroxid, NO_4), wodurch der verfahrenstechnische Aufwand

entsprechend größer wird. Dennoch wird Hydrazin aufgrund der guten Handhabungs- und Lagerungseigenschaften für kleine Bahnkorrekturtriebwerke bevorzugt. Ebenso wie

Wasserstoffperoxid kommt Hydrazin als Einstoffsystem für Hauptantriebe von Trägerraketen aufgrund seines niedrigen spezifischen Impulses (unter $2000 N\cdot s/kg$) nicht in Betracht.

Alle Mehrstoffsysteme unter den Flüssigtreibstoffen setzen eine räumliche Trennung der Treibstoffkomponenten nach Oxydator und Brennstoff(en) bis zur Einleitung der Verbrennungsreaktion voraus. Zünden diese Treibstoffe beim Aufeinandertreffen der

Komponenten spontan, so werden sie *hypergol* genannt. Den Zeitraum zwischen dem ersten Kontakt der Komponenten und dem Einsetzen der Zündung nennt man *Zündverzug*. Er ist ein raketentechnisch äußerst wichtiger Kennwert für Treibstoffkombinationen und sollte im Hinblick auf betriebssicheres Zündverhalten des Gemisches so klein wie möglich sein.

Außerdem muß mit steigendem Zündverzug die Brennkammer länger werden, damit die Treibstoffe vor der Reaktion nicht zu weit von der Einspritzeinrichtung weggetrieben werden und somit die Hauptreaktion nicht mehr an der optimalen Stelle abläuft.

Für Hypergole gelten besonders strenge Bedingungen für die Trennung der Reaktionspartner vor dem Zusammentreffen in der Brennkammer. Nichthypergole Treibstoffe erfordern in jedem Fall ein besonderes Zündverfahren; allerdings darf der Zündverzug ebenfalls nur sehr kleine Werte erreichen. Häufig leitet man die Hauptreaktion zwischen zwei nichthypergolen Treibstoffkomponenten durch kurzzeitige Zuführung einer Hilfssubstanz ein, welche mit einer der Hauptkomponenten hypergol reagiert.

Alle Zweistoffsysteme besitzen bei entsprechenden Betriebsbedingungen spezifische Impulse

von 2500 N·s/kg und darüber, was sie für Hauptantriebe in Trägerraketen und Raumfahrzeugen geeignet macht. Man unterscheidet zwischen niederenergetischen ($I_{sp} < 3400$ N·s/kg), mittelergetischen ($3400 < I_{sp} < 4000$ N·s/kg) und hochenergetischen bzw. exotischen ($I_{sp} > 4000$ N·s/kg) Treibstoffen. Diese Werte beziehen sich auf eine Entspannung unter Weltraumbedingungen und ein Entspannungsverhältnis von 1000:1.

2.6.1. Oxydatoren

Die Oxydatoren (in weiterem Sinne auch *Aktivatoren* genannt) bilden den chemisch aktiven Bestandteil der Zweistoffsysteme. Der Sauerstoffgehalt des Oxydators bestimmt die übrigen Bedingungen des Reaktionsprozesses (Mischungsverhältnis, Gemischheizwert u.a.) mit dem jeweiligen Brennstoff. Grundsätzlich kann man mit jedem Oxydator stets mehrere Brennstoffe zu einem Treibstoff kombinieren, wobei für jede Kombination sehr unterschiedliche Leistungsdaten resultieren können. Als *Mischungsverhältnis* wird das Verhältnis von Brennstoffmasse m_{Bf} zur Oxydatormasse m_{Ox} definiert. Der Einfluß von m_{Bf}/m_{Ox} auf die Triebwerksdaten kann durchaus maßgebliche Werte erreichen.

In der Praxis haben sich als Oxydatoren fast ausschließlich Sauerstoff und Fluor sowie Verbindungen, die einen dieser Stoffe oder beide in hoher Konzentration enthalten, bewährt. Um einen möglichst hohen volumensspezifischen Impuls zu erhalten, muß man Sauerstoff und Fluor vom gasförmigen Zustand in den flüssigen Zustand überführen (*kryogene Treibstoffe*), was auch bei anderen normalerweise gasförmigen Treibstoffkomponenten (z.B. Wasserstoff) notwendig ist.

Flüssigsauerstoff wird seit den Anfängen der Flüssigkeitstriebwerke bevorzugt, da er sich in großen Mengen relativ leicht und billig (durch Luftverflüssigung) herstellen läßt und keine giftigen Dämpfe entwickelt. Durch moderne Wärmedämmungstechniken wurde das Problem der Verdampfungsverluste von kryogenen Treibstoffen (Sauerstoff wird bei einer Temperatur von ca. -180°C gelagert) bei der Lagerung und beim Transport sowie beim Betanken der Raketen verringert; ebenso ergeben die Eisbildung an Ventilen und die Einwirkung der Tieftemperatur auf Werkstoffe im Bereich der Treibstoffförderanlage und des Triebwerks heute keine Komplikationen mehr. Ganz im Gegenteil werden flüssiger Sauerstoff und flüssiger Wasserstoff sogar als Selbstschmiermittel in den jeweiligen Treibstoffförderpumpen verwendet. Vor allem aber ist Sauerstoff als Verbrennungsstoff sehr reaktionsfähig und liefert mit verschiedenen Brennstoffen hohe spezifische Impulse, mit Wasserstoff sogar eine hochenergetische Kombination (I_{sp} bis ca. 4300 N·s/kg). Ein gewisser Nachteil ist, dass Sauerstoff mit allen möglichen Brennstoffen nur nichthypergole Treibstoffsysteme ergibt, sodass in jedem Fall besondere Zündeinrichtungen nötig sind.

Fluor und Fluorverbindungen sind Aktivatoren, die mit den meisten Brennstoffen sehr hochenergetisch reagieren. Allerdings sind die Verbrennungsprodukte chemisch extrem aggressiv und giftig, sodass eine Verwendung nur in Raketenoberstufen in Betracht gezogen werden kann. Die Herstellung von flüssigem Fluor ist zwar großtechnisch relativ leicht möglich, aber die Kosten sind trotzdem enorm hoch.

Als Oxydator für extrem hochenergetische Treibstoffkombinationen wäre noch das Ozon (O_3) zu nennen. Mit ihm wären in Zweistoffsystemen spezifische Impulse von über 5000 N·s/kg erreichbar, doch verhindert seine, in hohen Konzentrationen besonders riskante, Explosionsneigung den Einsatz als Oxydator. Er ist gegenüber den meisten Werkstoffen äußerst aggressiv. Überdies sind die Kosten bei großen Herstellungsmengen sehr hoch.

Zu den schon seit längerem in der Praxis eingeführten und häufig verwendeten Oxydatoren zählt die Salpetersäure (HNO_3). In der Höchstkonzentration von 98% ist sie aufgrund ihres hohen Sauerstoffgehalts von ca. 76% ein hervorragender Verbrennungsstoff.

Die besonderen Vorteile der Salpetersäure sind die billige großtechnische Herstellung sowie ihre hohe Dichte, die für alle damit angesetzten Treibstoffkombinationen zu hohen volumensspezifischen Impulsen führt. Außerdem bildet Salpetersäure mit vielen Brennstoffen hypergole Treibstoffsysteme, sodass zusätzliche Zündmittel entfallen können. Nachteilig ist die korrosive Wirkung auf viele metallische und organische Werkstoffe, weshalb sie als Oxydator für Raketen mit länger dauerndem Aufenthalt der Treibstoffe in den Tanks ausscheidet. Die giftigen Dämpfe und die stark ätzende Wirkung zwingen bei der Handhabung zu größter Sorgfalt.

2.6.2. Brennstoffe

Flüssige Brennstoffe für raketentechnische Zwecke sind relativ zahlreich. In der Praxis erlangte jedoch nur eine verhältnismäßig kleine Auswahl größere Bedeutung.

Am Anfang der Flüssigraketentechnik wurde besonders Ethanol ($\text{C}_2\text{H}_5\text{OH}$) eingesetzt, da

Alkohol-Sauerstoffgemische, im Gegensatz zu gewöhnlichen Kohlenwasserstoffen (z.B. Benzinderivate), von vornherein keine allzu hohen Brennkammertemperaturen liefern.

Außerdem läßt sich Alkohol beliebig mit Wasser mischen, was eine weitere

Temperatursenkung möglich macht. Außerdem war Ethanol damals schon billig und in großen Mengen herzustellen. Ein weiterer Vorteil ist, dass Ethanol praktisch ungiftig ist und überdies keine korrosive Wirkung besitzt.

Ein wichtiger Vertreter aus der Gruppe der Treibstoffe auf Kohlenwasserstoffbasis ist

Kerosin. In Verbindung mit Flüssigsauerstoff hat Kerosin einen Heizwert von 9218 kJ/kg.

Es ist über einen großen Temperaturbereich hinweg flüssig, was es zu einem sehr guten

Brennkammerkühlmittel macht. Außerdem ist es sehr billig und in großen Mengen verfügbar.

Der praktisch einzige Nachteil des Kerosins ist seine geringe Dichte von ca. 0,80 kg/dm³.

Von allen Brennstoffen genießt Wasserstoff eine gewisse Sonderstellung. In energetischer

Hinsicht steht er absolut an der Spitze aller Reaktionspartner für Verbrennungsstoffe, was

eine Folge seiner sehr geringen Molmasse ist. Mit Sauerstoff und Fluor sowie fluorhaltigen

Oxydatoren bildet er hochenergetische Treibstoffkombinationen (I_{sp} etwa 4300 bis 4500

N·s/kg), während er mit anderen Oxydatoren in den mittlere energetischen Bereich gelangen

kann. Da Wasserstoff nach Helium an zweiter Stelle der schwer zu verflüssigenden Gase

steht, bot die großtechnische Herstellung von Flüssigwasserstoff lange Zeit sehr große

Schwierigkeiten. Heutzutage ist kryogener Wasserstoff in nahezu beliebiger Menge

herstellbar. Abgesehen von dem extrem niedrigen Wasserstoffsiedepunkt, der für die

Handhabung und Triebwerkstechnologie nicht unwesentliche Probleme aufwirft, besteht sein

raketentechnisch schwerwiegendster Nachteil jedoch darin, dass Wasserstoff auch im

verflüssigten Zustand nur die außerordentlich niedrige Dichte von ca. 0,07 kg/dm³ aufweist,

wodurch seine volumensspezifischen Impulse mit allen Oxydatoren ungewöhnlich klein

werden. Der hohe spezifische Impuls gleicht diesen Nachteil allerdings mehr als aus.

Außerdem entsteht bei der Reaktion mit Sauerstoff als Verbrennungsprodukt reines Wasser

(Wasserdampf). Das stellt einen entscheidenden Vorteil im Hinblick auf die

Umweltverträglichkeit der Raumfahrt dar. Durch die wohlbekanntes gegenwärtigen (Umwelt-)

Probleme ist dieser Vorteil großteils daran beteiligt, dass die Wasserstoff-

Sauerstoffkombination den derzeitigen Standard-Flüssigtreibstoff für große Trägerraketen

darstellt. Daran wird sich mit größter Wahrscheinlichkeit auch in Zukunft nichts ändern.

Eine interessante Möglichkeit, die Verbrennungstemperatur und damit die Ausströmgeschwindigkeit zu erhöhen, was in weiterer Folge den spezifischen Impuls erhöht, stellt die Zufügung von Metallstaub (sog. *Metallbrand*) zu den normalen Treibstoffen dar. Als Metalle eignen sich Leichtmetalle, wie z.B. Aluminium oder Magnesium. Reiner Metallstaub als Brennstoff eignet sich praktisch nicht, da die Metalle zum Verdampfen einen Großteil der durch die Reaktion freigesetzten und eigentlich zum Antrieb benötigten Energie benötigen. Die Folge ist, dass unter anderem während des gesamten Verbrennungs- und Ausströmvorganges auch die flüssige und die feste Phase der Metalle im Arbeitsgas anzutreffen ist. Der Antriebsstrahl zeigt dann, je nach dem Anteil von flüssigen und festen Bestandteilen, ähnlich wie bei Festtreibstoffen mit Metallzusätzen eine mehr oder weniger starke charakteristische Nebel- und Rauchbildung. Außerdem verhindern bei den Metallbränden beträchtliche Dissoziationsverluste (Verluste, die beim Zerfall von Molekülen entstehen), die zu Lasten der teilweise sehr hohen Verbrennungstemperatur gehen, das Erreichen größtmöglicher Ausströmgeschwindigkeiten. Darüber hinaus führen diese extremen Reaktionstemperaturen aber auch noch zu bedeutenden zusätzlichen Schwierigkeiten bei der Brennkammerkühlung.

Um dennoch die Vorteile aus den hohen Heizwerten dieser Elemente nutzbar zu machen, verwendet man eine Treibstoffkombination aus einer Dispersion oder Suspension aus Mineralölen (z.B. Gasöl) und dem feinstzerteiltem Leichtmetallstaub als Brennstoff und einen der üblicherweise verwendeten Oxydatoren.

Triergole sind Treibstoffsysteme, bei denen für eine extrem hochenergetische Treibstoffreaktion eine dritte Komponente zum eigentlichen Treibstoffsystem in die Brennkammer gespritzt wird. Diese nimmt überwiegend nicht an der Verbrennungsreaktion mit dem Oxydator teil, sondern dient als aufheizbares Verdünnungsmittel und senkt dabei die ansonsten kaum zu beherrschende Brennkammertemperatur sowie die relative mittlere Molekülmasse des Arbeitsgases. Triergole sind also ausnahmslos hochenergetische Treibstoffkombinationen. Besonders hohe Leistungen können mit Dreistoffsystemen erzielt werden, die Sauerstoff oder Sauerstoffträger mit Aluminium oder Beryllium bzw. Fluor und Fluorträger mit lithiumhaltigen Brennstoffen reagieren lassen und bei denen Wasserstoff als Verdünnungsmittel verwendet wird. Allerdings liegen bei allen Triergolen, wegen der durchweg niedrigen Gesamtdichte dieser Systeme, die volumenspezifischen Impulse nicht wesentlich über denen von Flüssigsauerstoff-Flüssigwasserstoff. Damit bleibt ihr Einsatz ausschließlich auf Oberstufen von Trägerraketen sowie Apogäumstriebwerke (Raketentriebwerke, die an einen Satelliten angeflanscht sind und ihn von einer niedrigen in eine hohe Umlaufbahn bringen sollen) und Raumsondenantriebe beschränkt.

2.7. Hybrid- und Tribidtreibstoffe

Von der chemischen Beschaffenheit ihrer Bestandteile her bilden Hybrid- und Tribidssysteme keine selbstständige Gruppe von Raketentreibstoffen. Im Prinzip handelt es sich um die gleichen Substanzen, die schon bei Fest- und Flüssigtreibstoffen genannt wurden.

Der klassische Hybridtreibstoff setzt sich aus einem flüssigen Oxydator und einem festen Brennstoff zusammen. Der feste Brennstoff wird dabei, wie auch sonst die Festtreibstoffe, unmittelbar in die Brennkammer eingebracht, die damit zugleich die Funktion eines Brennstoffbehälters übernimmt. Der Oxydator wird in einem separaten Treibstofftank mitgeführt und bei Einleitung der Treibstoffreaktion in die Brennkammer gefördert.

Als feste Komponenten der auch als *Lithergole* bezeichneten Hybridtreibstoffe bieten sich im nieder- und mittelenergetischen Bereich vor allem Polymerisatplaste (plastische Kunststoffe, z.B. Kunstharze) an, denen durch Zusätze - wie bei Feststofftreibstoffen - die erforderlichen mechanischen Eigenschaften gegeben werden können. Geeignete Oxydatoren für diese

Leistungsbereiche sind z.B. Salpetersäure oder Wasserstoffperoxid. Wenn die entsprechenden Kombinationen nicht schon von vornherein hypergol sind oder der Zündverzug unerwünscht groß ist, können dem Brennstoff auch spezielle Hypergolisierungsmittel zugefügt werden. Es muß bei der Auswahl der entsprechenden Zusätze darauf geachtet werden, dass sie bei längerer Lagerung keine unerwünschten Brennstoffveränderungen hervorrufen. Die volumenspezifischen Impulse der Lithergole liegen durchwegs über denen der Diergole und teilweise sogar über denen der Festtreibstoffe.

Hochenergetische Hybridtreibstoffe ergeben sich bei Verwendung von Fluor oder Fluor-Sauerstoff-Gemischen als Oxydatoren schon mit Polymerisat-Brennstoffen. Die höchsten spezifischen Impulse liefern Kombinationen von Fluor und Fluor/Sauerstoff mit den Hydriden (Wasserstoff-Metall-Verbindungen) des Lithiums und Berylliums. Im übrigen kann auch eine Zumischung von Leichtmetallen zu Polymerisat-Brennstoffen eine Leistungssteigerung der anfangs genannten Kombinationen wirken. Als *Quasi-Hybride* bezeichnet man Treibstoffsysteme, bei denen ein hochenergetischer Festtreibstoff mit einzuspritzendem Wasserstoff als Verdünnungsmittel kombiniert wird.

Wendet man das Prinzip der Einspritzung von Wasserstoff als Verdünnungsmittel auf echte Hybridsysteme an, so erhält man die *Tribride*, also Dreistoffsysteme, bei denen jedoch eine Komponente als feste Substanz von vornherein in der Brennkammer untergebracht ist, während bei den Triergolen alle drei Komponenten in die Brennkammer gefördert werden müssen. Die Tribride stehen nach der Leistung (I_{sp}) auf einer Stufe mit den Triergolen, vor allem was die höchstenergetischen Kombinationen betrifft. Auch in Bezug auf die volumenspezifischen Impulse erhält man etwa ähnliche Werte, es sei denn, man verwendet als Brennstoffe feste Binder, die stark mit Leichtmetallzusätzen angereichert sind, und setzt nur geringe Mengen Wasserstoff zu.

Die vorangegangenen drei Kapitel handelten von den Raketentreibstoffen. Die nächsten Kapitel handeln von den eigentlichen Raketentriebwerken.

2.8. Feststofftriebwerke

Die Verwendung von festen Treibstoffen geht davon aus, dass sich der Treibstoff von vornherein in Form eines Treibsatzes direkt in der Brennkammer befindet. Diese Lösung macht die Feststofftriebwerke zu den einfachsten aller Raketentriebwerke. Bei ihnen entfallen spezielle Treibstoffbehälter, Treibstofffördersysteme und Treibstoffzuführungselemente. Die technischen Komponenten eines Feststofftriebwerks sind im wesentlichen die Brennkammer, die Düse und das Zündsystem. Die Treibstofffüllung stellt meistens einen in die Brennkammer gepreßten oder gegossenen und daher direkt an der Brennkammerwand anliegenden Treibsatz dar. Werden mehrere stab- oder röhrenförmige Treibsätze geringeren Querschnitts in Parallelanordnung gemeinsam in einer Brennkammer untergebracht, fixiert man ihre Lage im allgemeinen durch Halteroste im Brennkammerkopf und am Brennkammerende.

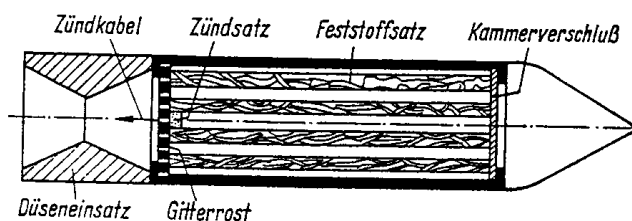


Abb. 4: Schematischer Aufbau eines Feststofftriebwerks

Außer dieser Einfachheit im Aufbau haben Feststofftriebwerke noch zahlreiche andere

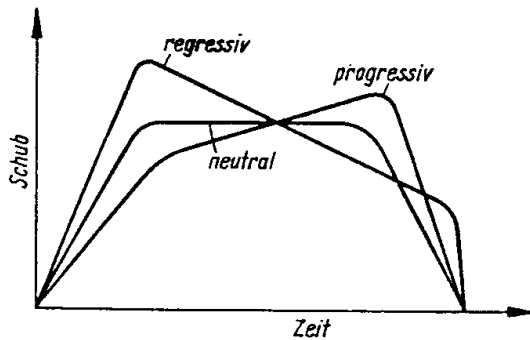


Abb. 5: Schub-Zeit-Diagramme

Je nachdem, wie der Treibsatz geformt ist und an welcher Fläche des Treibsatzes sich die Verbrennung abspielt, ergibt sich ein *neutraler*, ein *progressiver* oder ein *regressiver* Abbrand. Wenn der Schub während der Betriebszeit konstant bleibt, spricht man von einem neutralen Abbrand. Bei einem regressiven Abbrand steigt der Schub nach der Zündung stark an, um dann während dem Betrieb stetig abzufallen. Der progressive Abbrand ist das Gegenteil des regressiven Abbrands, der Schub ist nach der Zündung relativ gering und vergrößert sich bis zum Ende der Betriebszeit.

Die einfachste Treibsatzform stellt einen massiven Zylinder dar, der den gesamten Brennkammeraum bis nahe an den Düsenansatz ausfüllt. Der Abbrand findet in diesem Fall nur am freien Zylinderende statt (*Endbrenner*, *Zigarettenabbrand*), wodurch sich ein neutraler Schubverlauf ergibt. Ein neutraler Abbrand läßt sich aber auch mit einem Treibsatz erreichen, der röhrenförmig geformt ist und an den Enden mit einer *Verzögerungs-* oder *Hemmschicht* versehen ist, und der sowohl auf der Innenseite als auch auf der Außenseite gleichermaßen abbrennt. Die Verzögerungs- oder Hemmschicht verzögert bzw. verhindert den Abbrand an dieser Stelle. Ein regressiver Abbrand wird erreicht, wenn ein zylinderförmiger Treibsatz nur an der Außenfläche abbrennt, wodurch sich die Brennfläche mit der Zeit verkleinert. Nachteilig ist aber, dass die Brennkammerwand dann direkt von der Flamme berührt wird, wodurch sich u.U. Kühlprobleme ergeben. Aufgrund dieser Tatsache werden Treibsätze mit regressivem Schubverlauf in der Praxis nur sehr selten verwendet. Wird ein progressiver Abbrand angestrebt, so muß die Brennfläche mit der Zeit zunehmen. Man kann dies dadurch erreichen, dass ein fest an der Brennkammerwand anliegender Treibsatz mit einem zylindrischen Axialkanal (*Axialbrandkanal*, *Brennkanal*) versehen wird. Die Verbrennung beginnt an der eingeschlossenen Zylinderfläche und wandert dann von innen nach außen. Soll der Abbrand besonders schnell ablaufen, dann läßt man in den Treibsatz mehrere zylindrische Brennkanäle ein. Eine besondere Querschnittsform des Abbrandkanals erlaubt beim einfachen *Röhrenbrenner* ziemlich weitgehende Abwandlungen des Schubverlaufs zwischen neutral und progressiv. Eine sehr häufige Variante ist der *Stern-Innenbrenner*, dessen Brennkanal einen sternförmigen Querschnitt hat. Bei diesem geht meist eine annähernd neutrale Schubphase gegen Ende der Brennzeit in einen progressiven Schubverlauf über.

Eine besondere Möglichkeit zur Veränderung des Schubverlaufs stellt die Kombination von verschiedenen Treibsätzen dar. Diese unterscheiden sich in der Abbrandgeschwindigkeit und zwar entweder durch unterschiedliche Form oder durch unterschiedliche Treibstoffe. Bei der ersten Variante werden die unterschiedlichen Treibsätzen übereinander angeordnet. Dies wird z.B. bei den Feststoffboostern des Space Shuttle angewendet. Bei der zweiten Variante werden die verschiedenen Treibsätze nebeneinander in radialer Richtung angeordnet. Bei Verwendung der Form des Innenbrenners brennt also zunächst der innere Treibsatz ab und entzündet am Ende seiner Brennzeit dann den zweiten Treibsatz, der normalerweise einen

geringeren, dafür aber länger andauernden Schub als der erste Treibsatz liefert. Der Nachteil dieser Variante ist, dass der zweite Treibsatz möglichst an allen Stellen gleichzeitig entzündet werden sollte, was unter praktischen Bedingungen (Zündung setzt nicht an allen Stellen gleichzeitig ein, Treibstoffinhomogenitäten des ersten Treibsatzes etc.) nicht erreichbar ist. Eine wichtige Kennzahl von Feststofftriebwerken ist die *Klemmung*, die das Verhältnis zwischen der Treibstoffbrennfläche und dem engsten Düsenquerschnitt darstellt. Je größer die Klemmung ist, umso höher ist der Brennkammerdruck und in weiterer Folge die Abbrandgeschwindigkeit. Die Klemmung darf einen, vom verwendeten Treibstoff abhängigen, Wert nicht übersteigen, da sonst der Brennkammerdruck zu hoch wird und die Brennkammer explodiert.

2.9. Flüssigkeitstriebwerke

Die für flüssige Raketentreibstoffe charakteristische Unterbringung der Treibstoffkomponenten in separaten Behältern macht den Aufbau von Flüssigkeitsraketen wesentlich komplizierter als den von Feststoffantrieben. Bei einer Flüssigkeitsrakete hat man also auch die Treibstoffbehälter zur vollständigen Antriebsanlage zu rechnen, zu der jedoch oft nur das eigentliche Triebwerk und das Triebwerkszubehör gezählt werden. Das Triebwerk besteht aus der Brennkammer - einschließlich der Treibstoffzuführungsorgane und des Kühlsystems - und der anschließenden Entspannungsdüse. Als Triebwerkszubehör bezeichnet man die Treibstoffförderanlage mit Leitungen, Ventilen und Regeleinrichtungen.

Der Hauptwert der Flüssigkeitsantriebe liegt in der Möglichkeit, auch sehr hochenergetische Treibstoffkombinationen zu nutzen. Dabei besteht der entscheidende Vorzug gerade darin, dass das Triebwerk eine von den übrigen Baugruppen der Rakete (Treibstoffbehälter, Zubehör) getrennte und strukturmäßig vergleichbar kleine Einheit bildet. Dadurch bleiben die hohen Druck- und Temperaturbelastungen auf eine relativ kleine technische Anlage (Brennkammer und Düse) beschränkt, was vom Prinzip und Aufwand her tragbare technische Lösungen ermöglicht.

Als weiterer großer Vorteil der Flüssigkeitstriebwerke erweist sich allgemein die leichte Regelbarkeit ihres Schubprogramms, wobei die grundsätzlichen Möglichkeiten sowohl die stufenlose Schubregelung bei speziellen Triebwerkstypen als auch die exakte Abschaltung und Wiederzündung sehr großer Einzeltriebwerke einschließen. Die daraus erwachsenden Vorzüge für die Flugführung auch bei kompliziertesten Antriebs- und Flugprogrammen, besonders aber die mögliche Feinregelung des Schubs von Trägerraketenendstufen sowie der Bahnkorrekturtriebwerke von bemannten und unbemannten Raumflugkörpern, machen Flüssigkeitstriebwerke - trotz deren Kompliziertheit wegen der spezifischen Eigenschaften der Treibstoffe (u. a. komplizierte und langwierige Startvorbereitungen) - den Feststofftriebwerken überlegen.

2.9.1. Treibstoffreaktion und Brennkammer

Die zunächst grobschematisch betrachtete *Treibstoffverbrennung* in Flüssigkeitstriebwerken - länger andauernde, getrennte Zuführung zweier Treibstoffkomponenten mit anschließender thermochemischer Reaktion und permanentem Ausstoß von hochtemperierten Gasen - gibt der Brennkammer den Charakter eines Hochleistungsgasgenerators. Damit ist auch der Rahmen der konstruktiven und sonstigen technischen Lösungen vorgegeben, wobei die jeweils sehr plötzlich einsetzenden, teilweise extrem hohen Verbrennungstemperaturen und die zwangsläufig großen Wärmeübergangsraten an die Brennkammerwandung sowie die

verschiedentlich sehr starke Korrosionswirkung der Treibstoffe besonders schwierige, vor allem metallurgische und kühlungstechnische Probleme aufwerfen.

Da die Treibstoffreaktion in der Brennkammer einen bestimmten Gasdruck erzeugt, müssen die Treibstoffkomponenten mit einem entsprechend höheren Druck in die Brennkammer eingebracht werden. Dieser *Förderdruck* bewirkt zugleich, dass die Treibstoffzuführung einen *Einspritzvorgang* darstellt. Dazu wird bei modernen Triebwerken derjenige Teil der Brennkammer, in dem sich die Einspritzöffnungen befinden, als separater *Einspritzkopf* ausgebildet, der der Düsenöffnung gegenüber liegt. Dennoch bildet der Einspritzkopf im Prinzip ein Bestandteil der Brennkammer, deren übriger Teil normalerweise meist als fertigungstechnische Einheit mit der Entspannungsdüse konstruiert ist.

Die Einzelheiten und das Zusammenwirken der in der Brennkammer ablaufenden Vorgänge sind außerordentlich vielschichtig. Es gibt für konstruktive Lösungen bis heute keine befriedigende und umfassende theoretische Grundlage. Deshalb stützen sich Konstrukteure von Flüssigtriebwerken im wesentlichen auf experimentelle Erprobungen, wobei auch theoretische Grund- oder Modellvorstellungen einbezogen werden. Eine Rolle spielt in jedem Fall die *Gemischbildung*. Unter diesem Begriff faßt man alle Prozesse zusammen, welche die über die Einspritzöffnungen in die Brennkammer gelangten Treibstoffkomponenten in ein für die Verbrennung optimales Gemisch verwandeln. Dazu gehört erstens die Auflösung des Treibstoffstroms in mehr oder weniger feinzerteilte Tröpfchen, falls nicht eine vorverdampfte Treibstoffkomponente (z.B. Wasserstoff) schon gasförmig in die Brennkammer gelangt, und zweitens die gleichzeitige und möglichst intensive Vermischung von Brennstoff und Oxydator. Die feinzerteilten Treibstoffsubstanzen bieten die besten Voraussetzungen für die über eine Verdampfungsphase einsetzende Reaktion, deren Intensität und damit auch die Verbrennungstemperatur bei einer idealen *Gemischaufbereitung* nur vom *Mischungsverhältnis* Oxydator/Brennstoff bestimmt werden. Ändert man das Mischungsverhältnis, kann man also die Brennkammertemperatur und in weiterer Folge die Leistungsdaten entscheidend beeinflussen. Weiterhin bedingt eine richtige Gemischaufbereitung zugleich ein günstiges Zündverhalten der Treibstoffkombination bzw. des Triebwerks sowie eine ruhige Verbrennung und die beste energetische Ausnutzung des Treibstoffdurchsatzes.

Die Gemischaufbereitung sollte unbedingt auf einen möglichst kleinen Teil des Brennkammerraums, das heißt auf den Bereich unmittelbar hinter den Einspritzöffnungen, beschränkt bleiben, um die Gesamtdimension und damit die Masse der Brennkammer nicht unnötig zu erhöhen. Der weitaus größere Teil der Brennkammer hat dem eigentlichen Verbrennungsprozeß zu dienen, sollte aber aus Gründen der Masseersparnis einen entsprechenden Minimalwert nach Möglichkeit nicht überschreiten. Den entscheidenden äußeren Einfluß auf die Gemischbildung üben in erster Linie Typ und Anordnung der *Einspritzorgane* aus, wovon in weiterer Folge Wirkungsgrad und Leistung eines Flüssigkeitstriebwerks abhängen.

Um die oben genannten Voraussetzungen für eine optimale Gemischaufbereitung bei flüssig in die Brennkammer eingebrachten Treibstoffkomponenten zu erfüllen, versieht man den Einspritzkopf, der bei modernen Triebwerken in der Regel eben ist, mit einer Vielzahl von Bohrungen, durch die beide Treibstoffkomponenten getrennt eingespritzt werden. Größe und Anzahl der Bohrungen müssen in Verbindung mit dem *Einspritzdruck* auf den erforderlichen Treibstoffdurchsatz abgestimmt sein. Im einzelnen wirken die Einspritzöffnungen je nach Größe, Form und Konfiguration - in Abhängigkeit vom Einspritzdruck - als *Zerstäuber* mit unterschiedlicher Strahldichteverteilung. Je größer der Druckabfall im Zersträuber, desto besser ist im allgemeinen die Auflösung des Treibstoffstrahls.

Nach der Art der Strahlaulösung unterscheidet man hauptsächlich zwischen *Strahlzerstäuber* und *Drall-* oder *Zentrifugalzerstäuber*.

Beim einfachen Strahlzerstäuber werden die Treibstoffkomponenten durch glatte und zueinander parallel angeordnete Bohrungen in die Brennkammer gebracht. Die Strahlaflösung beginnt erst in einem gewissen Abstand zur Öffnung; da die mechanischen Kräfte für den Zerfall des Treibstoffstrahls nicht sehr groß sind, ist die Strahldichte- und Treibstoffverteilung der Treibstofftröpfchen im Hinblick auf eine stabile und effektive Verbrennung ungünstig. Eine heute übliche Variante ist der *Prallzerstäuber*, der eigentlich eine Untergruppe der Strahlzerstäuber darstellt. Im Prinzip besteht er ebenfalls aus einfachen Bohrungen; diese sind jedoch entweder in einem besonderen Mischkopf oder als Schrägbohrungen in der Platte des Einspritzkopfes so angeordnet, dass die Treibstoffstrahlen unter einem bestimmten Winkel aufeinanderprallen. Dadurch werden die Strahlen wesentlich besser zerteilt als bei der Paralleleinspritzung, und wenn man die beiden Treibstoffkomponenten noch unmittelbar gegeneinander führt, werden sie in der *Mischungszone* gleichzeitig intensiv miteinander vermischt. Eine Variante des Prallzerstäuber-Verfahrens besteht darin, dass man vor der schräg durch die Einspritzplatte geführten Bohrung eine rippenförmige Erhöhung auf der Platte stehen läßt, sodass der austretende Strahl dort bei seinem Aufprall zerstäubt (*Prallplatten-Technik*).

Weil Einspritzköpfe mit Schrägbohrungen, die sich noch dazu in großer Zahl (durchaus einige Tausend!) in dem Einspritzkopf befinden, fertigungstechnisch einige Schwierigkeiten bereiten und die auch in Bezug auf die Ausnutzung der Einspritzkopffläche erhebliche Nachteile zeigen, geht man - besonders bei Hochleistungstriebwerken - dazu über, eine Treibstoffkomponente in axialer Richtung und die andere mehr oder weniger unmittelbar unterhalb des Einspritzkopfes in radialer Richtung in die meist zylinderförmige Brennkammer einzuspritzen. In diesem Falle wäre also eigentlich auch das betreffende Stück der Brennkammerwand zum Einspritzsystem, wenn auch nicht zum Einspritzkopf, zu rechnen. Diese Variante hat den Vorteil, dass sie keine Flammeninhomogenitäten bedingt, welche zu Brennkammerschwingungen führen können.

Wesentliche seltener - wegen der komplizierten Herstellung - werden Drallzerstäuber verwendet, obwohl sie ebenso günstige Bedingungen für die Strahlaflösung bieten wie die Prallzerstäuber. Ihre besondere Gestaltung (tangentialer Einströmöffnung in einer Vorkammer oder schraubenförmiger Verlauf des Treibstoffkanals) versetzt den austretenden Treibstoffstrahl in eine rotierende Bewegung, sodass er infolge der Zentrifugalkräfte auseinandergezogen wird und sehr schnell in Tröpfchen aufgelöst wird. Die Verwirbelung sorgt gleichzeitig für eine Vermischung der Treibstoffkomponenten. Die Strahlaflösung ist bei Drallzerstäubern außerordentlich intensiv und beginnt unmittelbar hinter der Einspritzöffnung, sodass die Mischungszone nur einen kleinen Teil des Brennkammervolumens benötigt.

Bei nichthypergolischen Treibstoffen laufen die weiteren Vorgänge in der Brennkammer etwa wie folgt ab: In dem düsenseitigen Randbereich der Mischungszone werden die Gemischteilchen durch Wärmeaufnahme aus dem schon reagierenden Gasvolumen zumindest teilweise verdampft bzw. vorgewärmt. Ist die gasförmige Umwandlung schließlich groß und die Temperatur hoch genug, setzt die exotherme Treibstoffreaktion in vollem Umfang ein. Das hier sehr schmale und in seinem Verlauf von der örtlichen Turbulenz abhängige Gebiet wird als *Flammenfront* bezeichnet. Das sprunghafte Anwachsen der Temperatur in der Flammenfront erhöht stark die Reaktionsgeschwindigkeit; dann kommt es zu einer sehr schnellen, im Idealfall praktisch augenblicklichen Verbrennung aller bis dahin noch nicht von der Reaktion erfaßten Anteile des Treibstoffgemischs. Da aus verschiedenen Umständen ideale Bedingungen nicht erreicht werden können, muß man den letzten Bereich des Verbrennungsraums auf jeden Fall hinreichend groß auslegen, um eine vollständige Verbrennung innerhalb der Anlage sicherzustellen.

Wichtig für das Betriebsverhalten und die Leistungsfähigkeit eines Triebwerks ist auch das Brennkammervolumen. Ist es zu klein, wird die Verbrennungsenergie nur unvollständig

ausgenutzt, ist es zu groß, erhöht sich die Triebwerksmasse. Um das günstigste Brennkammervolumen zu ermitteln verwendet man normalerweise Modelltriebwerke, deren Brennkammer aus ringförmigen Segmenten zusammengesetzt ist. Dadurch kann man die Anzahl und damit das Volumen, genauer die Länge, der Brennkammer verändern. Je nach Anzahl der Segmente zeigt das Triebwerk ein anderes Betriebsverhalten und andere Leistungsdaten. Die Ergebnisse werden dann bei der Konstruktion des eigentlichen Triebwerks verwendet.

Die *Gasaufenthaltsdauer* oder *Verweilzeit* ist ein wichtiger Faktor in der Triebwerksauslegung. Diese gibt an, wie lange die Treibstoffbestandteile von der Einspritzung bis zur vollständigen Verbrennung in der Brennkammer verweilen müssen.

Sie ist von der Art des Treibstoffs abhängig. Manche Autoren geben Werte zwischen 0,003 und 0,008 s an, während andere solche zwischen 0,002 und 0,040 s nennen, wobei die Art des Treibstoffs maßgeblich ist.

Die Form und die Proportionen der Brennkammer-Düsen-Einheit haben im Laufe der Zeit einige Veränderungen erfahren, wobei die Fortschritte im Bau der Einspritzsysteme und deren Einfluß auf die Verkürzung der Verweilzeit eine große Rolle spielt. Besonders augenscheinlich ist, dass mit Vergrößerung der Schubwerte der Volumenanteil der Brennkammer gegenüber dem der Düse zurückgeht. Bei der Brennkammer sind sehr unterschiedliche Formen möglich. Die anfänglich mehrfach erprobte Kugelform bietet den Vorteil der kleinsten Innenfläche bei vorgegebenem Volumen, was günstige Bedingungen im Hinblick auf eine gute Brennkammerkühlung schafft.

Außerdem haben sphärische Brennkammern gute Festigkeitseigenschaften. Ihr entscheidender Nachteil besteht in den komplizierten oder konstruktiv ungünstigen Lösungen für Einspritzsysteme.

Daneben wurden anfangs verschiedentlich auch birnenförmige Brennkammern erprobt, deren gewölbte Brennkammerböden ebenfalls technologische Schwierigkeiten bereiteten.

Inzwischen haben sich allgemein die zylindrischen Brennkammerformen durchgesetzt.

2.9.2. Zündung und Kühlung

Sieht man von der hypergolen Zündung einiger Treibstoffkombinationen ab, so gibt es noch drei wesentliche Zündsysteme:

- 1.) *Schmelzzünder*, bei denen ein Draht durch Stromfluß erhitzt wird, und dessen Schmelzwärme ausreicht, um die jeweils gewählte Treibstoffkombination zu entzünden; eine Variante der reinen Schmelzzündung sieht einen Kondensator vor, der mit Stromstärken von mehreren 1000A zuerst einen Draht in sehr kurzer Zeit zum Schmelzen bringt und dann einen Funkenüberschlag erzeugt. Häufig wird ein Drahtzünder noch von einem kleinen Pulverzünsatz umgeben, und letzterer bewirkt erst dann die Einleitung der Verbrennung der Treibstoffkombination.
- 2.) *Kerzenzünder*, die in derselben Weise wie die Zündkerzen bei Kraftfahrzeugen arbeiten. Diese Zündung wird vor allem beim Einsatz von Flüssigsauerstoff/Benzin angewendet.
- 3.) *Hilfsstoffeinspritzung*. Hierbei wird zur Einleitung der Zündung ein mit einem der beiden Treibstoffkomponenten hypergol reagierender Hilfsstoff eingespritzt. In ähnlicher Weise könnte dieser Hilfsstoff auch eine katalytisch reagierende Zündflüssigkeit sein.

Da die unter 1.) und 2.) genannten Zünder entweder nur einmal funktionsfähig wären oder durch ihre ständige Anwesenheit in der Brennkammer nach kurzer Zeit durch thermische oder chemische Einwirkungen die für ihre Funktion benötigte Form verlieren würden, sieht man für wiederholt zündbare Raketenantriebe in einer kleinen Ausbuchtung in der eigentlichen

Brennkammer eine gesonderte Vorbrennkammer vor. Hierbei wird zur Zündung in der Ausbuchtung ein Teil des Treibstoffes durch einen Zündmechanismus entzündet. Diese Reaktion zündet in weiterer Folge die Hauptreaktion in der Brennkammer. Wenn sich die Verbrennung in der Brennkammer selbständig erhält, wird die Treibstoffzuführung zu der Ausbuchtung abgeschaltet und somit das Zündsystem kaum noch von der Hauptbrennkammertemperatur beaufschlagt.

Bei Flüssigkeitsraketen, wie bei allen anderen Raketentypen, kommt der *Kühlung* von Brennkammern und Düsen allergrößte Bedeutung zu. Immerhin werden in jedem Raketentriebwerk auf engstem Raum enorme Wärmemengen erzeugt, deren Durchfluß den Wärmedurchgang von Höchstleistungsschmelzöfen um ein Vielfaches übertrifft. Darüber hinaus verstärkt das Bemühen, die Triebwerke bei gesteigerten Leistungen ständig kleiner und leichter zu machen, naturgemäß die Schwierigkeiten, den gewaltigen Wärmestrom zu bändigen, der während des Betriebs ununterbrochen auf die Wandung von Brennkammer und Düse übergeht.

Bei Triebwerken mit relativ kurzer Betriebszeit kommt man, wie bei den Feststofftriebwerken, in der Regel mit der *Ablations-* oder *Schmelzkühlung* aus. Dabei kleiden Materialien, die unter hoher Temperatureinwirkung in genau dosierter Schichtdicke schmelzen und verdampfen, die Brennkammer aus, wobei das Abströmen des verdampften Materials die Abführung der bei dem Umwandlungsprozeß angenommenen großen Wärmemenge bewirkt und somit in der Grenzschicht zwischen Gasströmung und Düsenhalswandung einen Kühlungseffekt erzielt (s. Abb. 6). Diese Kühlung verwendet man auch bei geringer Temperaturbelastung (z.B. Steuertriebwerke mit Monergoltreibstoff).



Abb. 6: Zur physikalischen Wirkungsweise der Schmelzkühlung: Typisches Schmelzdiagramm (Q steht für die Wärmemenge, T für die Temperatur).

Bei geringen Temperaturbelastungen kann die Wärmemenge ebenso durch einfache *Strahlungskühlung* abgeführt werden. Allerdings hat die Strahlungskühlung eine Anwendbarkeitsgrenze, die von der Warmfestigkeit des betreffenden Materials sowie von dessen Abstrahlungsvermögen und damit der Größe der verfügbaren Kühlfläche bestimmt wird. Man kann sie dennoch unter anderem auch bei größeren Triebwerken anwenden, wenn man als Düsenerweiterung ein mehr oder weniger großes Ansatzstück aus Titanblech benutzt, dessen Wärmeabstrahlung an die Umgebung einen hinreichenden Kühlungseffekt erzeugt. Für das Ansatzstück der Düse und die Brennkammer kommt bei solchen größeren Flüssigkeitstriebwerken, nicht zuletzt wegen ihrer meist längeren Brennzeiten, nur ein

wesentlich effektiverer Kühlmechanismus in Betracht, nämlich die *Regenerativkühlung* (*Umlaufkühlung, Flüssigkeitskühlung*).

In diesem Falle leitet ein Flüssigkeitsstrom, der in einem *Kühlmantel* um diese Triebwerksteile herumgeführt wird, die Wärme von der hochtemperaturbelasteten Innenwandung der Brennkammer bzw. der Düse ab. Die früher recht erheblichen technologischen Schwierigkeiten bei der Fertigung des Kühlmantels konnten vor allem dadurch überwunden werden, dass Brennkammer und Düse aus in Längsrichtung parallel angeordneten und miteinander verschweißten Röhrcchen hergestellt werden. Das Kühlmittel tritt entweder über eine ringförmige Zuführung an der Düsenmündung in diese Röhrcchen ein oder auch etwas oberhalb, sofern das Endstück der Düse aus einem strahlungsgekühlten Ansatz besteht bzw. das Kühlmittel zunächst erst in Richtung Düsenmündung und dann in Gegenstromkanälen zum Brennkammerkopf fließen soll. Da aus Gründen der Masseersparnis kein besonderes Kühlmittel verwendet werden kann, muß eine Treibstoffkomponente diese Rolle übernehmen, bevor sie in die Brennkammer gelangt. Das Kühlmittel tritt entsprechend vorgewärmt oder sogar in Dampf- bzw. Gasform in den Brennkammerkopf ein, der meist mit dem Einspritzkopf identisch ist, oder gelangt über Einspritzöffnungen in der Brennkammerwand in den Verbrennungsraum. Das Kühlsystem muß mit größter Sorgfalt ausgelegt werden, damit Kavitation (Hydrodynamisches Paradoxon: Durch starke Druckabsenkung der Flüssigkeit infolge hoher Strömungsgeschwindigkeit kommt es zu Dampfblasen- (Hohlraum-)bildung; fällt die Geschwindigkeit dann ab, implodieren diese Dampfblasen unter Erzeugung von Stoßwellen, welche zu einer Materialzerstörung führen können) in den Kühlungsrohrcchen und eine zu langsame Wärmeabführung vermieden werden, da beide mit Sicherheit zum Versagen des Triebwerks führen.

Eine besondere Rolle spielen in der Kühlungstechnik für Raketenbrennkammern solche Verfahren, mit denen die Temperatur in der Grenzschicht an einer regenerativ gekühlten Brennkammerwand zusätzlich herabgesetzt werden kann. Sie werden unter der Bezeichnung *Schleier-* oder *Filmkühlung* zusammengefaßt. Im einfachsten Fall werden dabei die Einspritzdüsen im Brennkammerkopf so angeordnet, dass unmittelbar an der Brennkammerwand eine möglichst weit in die Brennkammer hineinreichende Schicht mit einem Überschuß an Brennstoff entsteht. Dieser Brennstoffüberschuß setzt in dem wandnahen Bereich die Gastemperatur wesentlich herab und wirkt so wie ein teils flüssiger, teils gasförmiger Kühlschleier. Zur Verstärkung dieses Effekts kann man, besonders in der Nähe des hochtemperaturbelasteten Düsenhalses, die Wandung zwischen Brennraum und Kühlkanälen ringförmig mit kleinen Bohrungen versehen, durch die das Kühlmittel direkt in die Brennkammer eintreten kann. An der Brennkammerinnenwand bildet sich dann wieder - unter Einfluß der Gasströmung - ein Kühlfilm bzw. -schleier aus.

Eine Sonderform der Schleierkühlung ist die *Schwitzkühlung*, bei der das Kühlmittel durch einen Einsatz aus einem porösem Werkstoff in die Brennkammer gelangt und so die heißen Gase von der Wandung fernhält. Dieses Verfahren wendet man hauptsächlich für Düsenhalsteile an. Bei Einspritzköpfen kann man auf diese Weise das Ausbrennen der Einspritzöffnungen verhindern.

Die Schleierkühlung ist ganz allgemein ein außerordentlich effektiver Bestandteil der Kühltechnik für Raketentriebwerke und macht praktisch auch extrem hochenergetische Treibstoffkombinationen in jedem Maße anwendbar.

Als letzte Kühlungsmöglichkeit, die aber nur bei (sehr) kleinen Triebwerken einsetzbar ist, sei noch die *Kapazitivkühlung* erwähnt, bei der die Triebwerkswandung etwas dicker gestaltet wird und die während dem (kurzen) Betrieb anfallende Abwärme aufnimmt. Sie hat praktisch jedoch fast keine Bedeutung.

2.9.3. Treibstoffförderanlagen

Die zum Triebwerkszubehör zählenden Treibstoffförderanlagen arbeiten im Prinzip nach zwei Verfahren.

Bei der *Druckgasförderung* wird der Treibstoff unter dem Druck eines Gases aus den Behältern in die Treibstoffleitung gepreßt. Angesichts des im allgemeinen ziemlich hohen Förderdrucks müssen die Treibstoffbehälter entsprechend stabil bzw. mehr oder weniger dickwandig ausgeführt werden. Für große Raketen würden sich dadurch untragbare Leermassen ergeben, weshalb man die Druckgasförderung ausschließlich bei kleineren oder einzelnen Endstufen (z.B. Kick-Stufen, d.h. Stufen mit besonders kurzer Brennzeit) von größeren Raketen anwendet. Als Druckgase dienen vor allem inerte Gase wie Helium oder Stickstoff. Verschiedentlich leitet man das Druckgas auch nicht frei in den Treibstoffbehälter, sondern in eine Verdrängerblase bzw. ein andersartiges Verdrängersystem, die infolge ihrer Ausdehnung den Treibstoff aus seinem Behälter befördern. Die separat mitzuführenden Druckgase werden meist in kugelförmigen Behältern untergebracht, die aus Gründen der Masseersparnis bei hoher Druckfestigkeit (Speicherdrücke etwa 200 bis 300 bar) in der Regel aus faserverstärkten Kunststoffen hergestellt werden.

Obwohl die *Pumpenförderung* technisch erheblich aufwendiger ist als die Druckgasförderung, bietet sie vor allem für größere Antriebseinheiten erhebliche Vorteile. Das Kernstück des Fördersystems ist in jedem Fall ein *Turbopumpenaggregat*, das man meist unmittelbar an die Brennkammer anbaut, um möglichst kurze Zuleitungen zu erhalten und um bei Schwenktriebwerken eine komplizierte Führung von Druckleitungen zu vermeiden. Die Turbine erhält ihr Arbeitsgas nach der klassischen Methode von einem Dampf- oder Gasgenerator und wirkt entweder direkt oder über ein Pumpengetriebe auf die Antriebsachse der ein- oder mehrstufigen Treibstoffpumpen. Bei Hochleistungstriebwerken vermeidet man meist ein besonderes Pumpengetriebe und setzt Turbine und Pumpen auf eine Welle. Da jedoch in der Mehrzahl für beide Pumpen (Brennstoff und Oxydator) verschiedene Drehzahlen gefordert werden, braucht jede Pumpe eine eigene Turbine. Es werden Axial- oder Radialpumpen mit bis zu sieben Stufen verwendet, die bei Drehzahlen bis zu 2000 U/min unbedingt kavitationsfrei sein müssen und meist mit der jeweils zu fördernden Treibstoffkomponente geschmiert werden.

Für Turbopumpenaggregate gegenwärtiger Hochleistungstriebwerke, wie z.B. O₂/H₂-Triebwerke, kann man ggf. auch auf einen Gasgenerator verzichten, wenn man den als Kühlmittel verwendeten - und im Kühlsystem der Brennkammer verdampfenden - Wasserstoff zum Antrieb der Turbine heranzieht und ihn erst dann dem Einspritzsystem zuleitet. Im Normalfall gelangen die Turbinenabgase durch einen Turbinenabgasstutzen in der Nähe der Düsenmündung ins Freie. In Großtriebwerken leitet man das Turbinenabgas mitunter über eine Filmkühlungszuführung in den Düsenteil und damit in die Düsenströmung, um so die meist nicht unerhebliche Abgasmasse (bis 50kg/s und mehr) zusätzlich für den Antrieb auszunutzen. Die Schubregelung von Flüssigkeitstriebwerken mit Pumpenförderung ist erforderlichenfalls relativ einfach, da sie über die Turbinendrehzahl vorgenommen werden kann. Der Anlaßvorgang ist dagegen manchmal recht kompliziert, vor allem, wenn auf einen Gasgenerator mit speziellem Arbeitsmedium verzichtet wird und eine der Treibstoffkomponenten als Turbinengas dienen soll oder wenn die Turbine extrem kurzzeitig auf volle Leistung gebracht werden muß. Dann wird die Turbine mit dem von einem Feststoffgasgenerator gelieferten Arbeitsgas "angeschossen", bis der eigentliche Prozeß für die Bildung des Turbinengases voll angelaufen ist.

Der Auslegung und der technischen Detaillösung des Turbopumpenaggregats kommt beträchtliche Bedeutung zu, da es nicht nur die Leermasse, sondern auch die Leistung der Antriebsanlage beeinflußt. Besondere Aufmerksamkeit widmet man daher auch der Erhöhung der Saugleistung der Pumpen, um auf diese Weise die Pumpenmasse zu verringern. Das

Gewicht all dieser Bemühungen wird daran deutlich, dass etwa 30 bis 40 Prozent des technischen Aufwandes für die Entwicklung eines Flüssigkeitstriebwerkes auf die Turbopumpenaggregate entfallen.

2.10. Hybridtriebwerke

Das klassische Aufbauschema eines Hybridtriebwerks geht davon aus, dass der Oxydator in flüssiger und der Brennstoff in fester Form verwendet wird. So ergibt sich ein System mit einer Brennkammer, in der - wie in einem Feststofftriebwerk - der Brennstoff in Treibstoffform untergebracht ist. Die flüssige Treibstoffkomponente gelangt aus einem Behälter mit Hilfe von Druckgas oder eines Turbopumpenaggregats über Einspritzorgane im Brennkammerkopf in die Brennkammer. Bei der Druckgasförderung sind zwei Varianten gebräuchlich. Die erste arbeitet mit Druckgas, das in einem besonderen Behälter mitgeführt wird, und die zweite enthält einen Feststoffgenerator, der mit besonders langsamem Abbrand den für das Austreiben der Flüssigkeit benötigten Gasdruck liefert. Die Druckgasförderung eignet sich auch hier nur für kleine bis mittlere Antriebseinheiten.

Die Kombination flüssiger Oxydator/fester Brennstoff hat gegenüber der Kombination fester Oxydator/flüssiger Brennstoff den Vorteil, dass die Verbrennung stabiler und kontrollierbarer abläuft.

Aus dieser grundsätzlichen Konfiguration und den übrigen Eigenschaften heraus haben die Hybridtriebwerke gegenüber den bisher bevorzugten Feststoff- bzw. Flüssigkeitsantrieben im wesentlichen folgende Vorzüge:

- 1.) Gegenüber Flüssigkeitstriebwerken mit Turbopumpenförderung reduziert sich der Aufwand für die Förderanlage im allgemeinen auf die Hälfte.
- 2.) Gegenüber Feststofftriebwerken ist die Schubsteuerung infolge Änderung der Einspritzmenge einfach.
- 3.) Die Kühlungsprobleme sind klein, da im Normalfall nur der Düsenteil zusätzlich gekühlt werden muß.
- 4.) Zündung und Wiederzündung bereiten bei der Wahl von hypergolischen Treibstoffkombinationen keine Probleme.
- 5.) Die Verbrennungsreaktion bleibt auch bei niedrigen Brennkammerdrücken stabil.
- 6.) Die Verbrennung ist im allgemeinen weich und stabil.
- 7.) Fehlfunktionen infolge irregulärer Oberflächenvergrößerung bei fehlerhaftem Brennstoffsatz sind praktisch ausgeschlossen, da immer nur so viel Brennstoff an der Reaktion teilnehmen kann, wie Oxydator eingespritzt wird.
- 8.) Ein Leck im Oxydatorbehälter ruft nicht die Gefahr einer Triebwerksexplosion hervor, solange der zusätzliche Oxydatorausfluß nicht in die Brennkammer gelangt.

Die Punkte 7 und 8 lassen erkennen, dass Hybridtriebwerke ganz allgemein aus prinzipiellen Gründen außerordentlich betriebssicher sind.

Ein nicht unwesentlicher Grund für die relativ geringen Entwicklungsfortschritte bei Hybridtriebwerken ist zweifellos die Tatsache, dass die theoretischen Einblicke in ihren Verbrennungsmechanismus bislang noch weitaus dürftiger sind als bei den Feststoff- und Flüssigkeitstriebwerken. Die äußeren Bedingungen für die Einleitung der Brennkammerreaktion (Einspritzvorgang, Gemischbildung u. a.) und die davon beeinflussten Vorgänge (z.B. Strömungsverlauf in der Brennkammer, Erosion) erweisen sich bei Hybridtriebwerken im einzelnen als noch viel komplexer und demzufolge schwerer durchschaubar. Wie praktische Erfahrungen gezeigt haben, sind außer anderen Faktoren offensichtlich die Gemischbildung und der Strömungsverlauf in der Brennkammer von ausschlaggebender Bedeutung, da beides

den Verbrennungswirkungsgrad und damit die spezifische Leistung des Triebwerks maßgeblich beeinflusst. Beispielsweise hängt die für die Triebwerksleistung mitentscheidende Ausbildung des optimalen Mischungsverhältnisses vornehmlich von den Strömungsbedingungen im Nahbereich der verdampfenden Brennstoffoberfläche ab. Die dortige Strömung unterliegt ihrerseits aber wieder den Einflüssen von Einspritzmenge, Einspritzdruckgefälle, Einspritzgeometrie sowie der Form des Brennstoffsatzes.

Die Brennstoffsätze werden im allgemeinen als Röhrenbrenner ausgelegt, wobei der zylindrische Satz auch mehrere Brennkanäle haben kann. Dieses führt dennoch zu keinem progressiven Abbrand mit entsprechendem Schub- und Druckverlauf, weil infolge des konstant gehaltenen Oxydationsdurchsatzes auch der maximale Brennstoffabbrand konstant bleibt. Von den Einspritzsystemen erweisen sich solche mit einfachen Strahlzerstäubern nur für sehr lange Brennstoffsätze als zweckmäßig, da sie relativ lange Flammenkegel erzeugen. Grundsätzlich liefern jedoch, wegen der meist bevorzugten kurzen Brennsatzlängen, alle Prallzerstäuber-Verfahren die besseren Ergebnisse. Auch Drallzerstäuber sind hier besonders vorteilhaft, da deren Wirbelströmungen zu einer optimalen Gemischbildung beitragen können. Bei Verwendung von Prall- und/oder Drallzerstäubern brennt somit der Satz überwiegend von der Seite des Brennkammerkopfes her ab.

Um aber auch für die gesamte Brennkanallänge eine bessere Durchmischung der brennstoffreicheren Zone über der Brennsatzoberfläche mit dem stets oxydatorreicheren Kerngebiet der Strömung zu erreichen, kann man außerdem auch sogenannte *Wirbelplatten* zur Verengung des Brennkanalquerschnitts hinter dem Brennstoffsatz in die Brennkammer einfügen. Die extrem hohe Temperaturbelastung der Wirbelplatten wirft allerdings beträchtliche werkstofftechnologische Probleme auf. Darüber hinaus ändert der Einbau von Wirbelplatten die Brennkammerauslegung, die ansonsten auch hier wieder im wesentlichen von der Abbrandgeschwindigkeit abhängt, für die sich jedoch - wegen der schon angedeuteten komplexen Einflüsse - bisher kein einfacher, praktisch nutzbarer theoretischer Ansatz machen läßt. Der Einbau einer Wirbelplatte fordert nun aber in jedem Fall eine Vergrößerung der Brennkammer durch einen gewissen freien Raum hinter der Platte, der meist als *Nachbrennraum* bezeichnet wird und in dem die verwirbelten Gase ausreichend Gelegenheit zur vollständigen Verbrennung haben sollen.

Die Bemühungen um eine Verbesserung der Gemischbildung und damit des Verbrennungswirkungsgrades haben ferner zu dem Verfahren geführt, den Oxydator nicht von der Brennkammerkopfseite her einzuspritzen, sondern am düsenseitigen Ende des Brennsatzes. Dadurch entsteht in den Brennkammerkanälen eine Gegenläufigkeit von Einspritzströmung und Gasströmung zur Düsenmündung. Aber auch hier erweist es sich zur Erreichung eines hohen Verbrennungswirkungsgrades als notwendig, hinter der Oxydator-Einspritzebene einen Nachbrennraum vorzusehen.

Die bisherigen praktischen Versuche zeigten unter anderem, dass die Leistung eines Triebwerks mit der Größe des Nachbrennraums wächst, wobei jedoch mit zunehmender Länge die Energieverluste durch Wärmeabgabe an die Kammerwandung steigen, sodass hier eine Optimierung notwendig ist. Außerdem sind größere Triebwerke bzw. solche mit höherem Durchsatz kleineren Triebwerken in der spezifischen Leistung überlegen. Der spezifische Impuls von Hybridtriebwerken kann bei Zumischung von Leichtmetallpulver zum Brennstoff und bei Verwendung von sehr reaktionsfreudigen Oxydatoren über jenen von Hochleistungsflüssigtriebwerken angehoben werden. Der volumenspezifische Impuls übertrifft sogar teilweise jenen von Feststofftriebwerken.

3. Aerodynamik

Eine gute aerodynamische Auslegung ist speziell bei Raketen mit hohen Geschwindigkeiten in der unteren bis mittleren Atmosphäre notwendig. Bei der aerodynamischen Auslegung handelt es sich um eine Optimierung zwischen möglichst niedrigem Luftwiderstand und hohem Raketenzellenvolumen, um bei niedrigem Luftwiderstand ein Maximum an Nutzlast zu transportieren.

Den Hauptteil des Luftwiderstandes macht neben den Leitwerken der Rumpf aus. Um also einen möglichst geringen Luftwiderstand des Rumpfes zu erzielen, muß die Rumpfform der Fluggeschwindigkeit der Rakete angepasst werden. Grundsätzlich wird in der Luftfahrt zwischen Überschall- und Unterschallgeschwindigkeit unterschieden.

Der Raketenbug hat, weil er der Luftströmung als erstes ausgesetzt ist und seine Form daher die Strömung über den restlichen Raketenkörper bestimmt, maßgebliche Bedeutung am Luftwiderstand. Der Bug sollte so gestaltet sein, dass die laminare (gleichförmige), widerstandsarme Strömung, die aufgrund ihrer Instabilität leicht in die turbulente, widerstandsreiche Strömung umschlägt, über einen möglichst langen Bereich des Raketenkörpers geführt wird. Während der Raketenbug im Unterschallbereich durch eine Form, die einem Kegel mit abgerundeter Spitze gleicht, einen geringen Luftwiderstand verursacht, ist ein Raketenbug mit der Form eines schlanken, spitzen Kegels mit leicht nach aussen gewölbter Mantelfläche (ogivale Form) im Überschallbereich widerstandsgünstiger. Der weitere Bereich des Raketenkörpers wird, um herstellungstechnische Schwierigkeiten, die man bei den Maßen von Großraketen leicht einsieht, nicht unnötig kompliziert ausgelegt. So besteht er normalerweise aus einzelnen Zylindersegmenten, bei Übergängen oder Verbreiterungen aus Kegelsegmenten, die zu Ende der Herstellung zusammengebaut werden. Bei Raketen, deren Antrieb während des Fluges ständig in Betrieb ist - also bei Trägerraketen oder raketenangetriebenen Marschflugkörpern - fällt der Luftwiderstand, der an ihrem Rumpfheck aufgrund des Abreissens der Luftströmung an der Kante entsteht, fast nicht auf, da der austretende Gasstrahl eine Quasi-Fortführung des Raketenrumpfes darstellt, und so die Luftströmung von dem Gasstrahl mitgetragen wird.

Der zweite Bereich, der, wie oben schon erwähnt, einen Anteil am Luftwiderstand hat, ist das Leitwerk. Das Leitwerk dient der Stabilisierung und der Lenkung von Luftfahrzeugen. Damit es seine Funktion erfüllen kann, braucht es eine Atmosphäre. Bei Großraketen wird diese Funktion normalerweise, aufgrund ihrer Hauptbetriebszeit in hohen, also luftarmen Regionen der Atmosphäre und im luftleeren Raum, durch computergesteuerte Steuertriebwerke übernommen, sodass sich der Einsatz von Leitwerken auf militärische Raketen, Höhenforschungsraketen und diverse Anwendungen von Raketen beschränkt.

Bei der aerodynamischen Auslegung der Leitwerke handelt es sich wieder um eine Optimierung zwischen Luftwiderstand und Steuer- bzw. Stabilisierungsfähigkeit.

Diese beiden Punkte werden von der Form des aerodynamischen Profils, des Querschnitts eines Flügels, bestimmt. Um einen geringen Luftwiderstand zu erzielen, sind Profile mit geringer Dicke günstig, während dickere Profile aufgrund ihres stärkeren Auftriebsanstiegs bei Änderungen ihres Anstellwinkels stabilisierender wirken und eine bessere Steuerleistung aufweisen.

4. Aufbau der Rakete und die eingesetzten Werkstoffe

4.1. Anforderungen an die Werkstoffe

Außerordentlich extreme Umweltbedingungen einerseits und der zur Erzeugung sehr großer Vortriebsenergien, also der Zwang zu extremen Bedingungen im Antriebssystem andererseits stellen Forderungen an die Werkstoffe für Raketen und Raumflugkörper, die normalerweise

nicht an die üblichen Land-, See- und Luftfahrzeugen gestellt werden. Speziell die Weltraumfahrt hat die Forschung und die Industrie im Bereich der Werkstoffwissenschaften zu einem Ausbau bewegt. Im einzelnen werden etwa die folgenden extremen Bedingungen an die Werkstoffe gestellt:

1. Temperatur:

Die Temperatur der Verbrennungsgase beträgt bei chemischen Antrieben etwa 2700 bis 3200°C, sinkt aber beim Ausströmen entsprechend dem Entspannungsverhältnis der Düse etwa auf 2000 bis 2500°C. Im Düsenhals selbst können je nach eingesetztem Treibstoff bis zu 3500°C auftreten. Die Temperaturen in der Hilfsturbine zum Antrieb der Förderpumpen betragen etwa 1000°C. Diesen im Inneren eines Flugkörpers auftretenden maximalen Temperaturen stehen die (bei Flüssigraketen) extrem niedrigen Temperaturen des Tanksystems, der Treibstoffbehälter, des Fördersystems und des Regelungssystems gegenüber. Außerdem wird die Außenhülle einer (mit Überschall fliegenden) Rakete, speziell die eines wiedereintretenden Raumflugkörpers, durch die Reibung an den Luftteilchen, abhängig von der Flughöhe und der Geschwindigkeit, mehr oder weniger stark erhitzt. Bei Mach 10, also der 10fachen Schallgeschwindigkeit, beträgt die Temperatur der Flugkörperoberfläche stellenweise bis zu 3870°C. Die aerodynamische Aufheizung zeigt sich besonders stark an den Vorderkanten von Leitwerk- und Tragflächen und dem Flugkörperbug.

2. Raumvakuum:

Im leeren Raum müssen in erster Linie die Wirkungen der Verdampfungen und Sublimation flüssiger und fester Stoffe beachtet werden. Zweckmäßig ist die Verwendung von Werkstoffen mit niedrigem Dampfdruck. Viele Kunststoffe zersetzen sich im Raumvakuum schnell, z.B. Nylon und Neopren, aber auch die Elemente Cadmium, Zink, Selen, Magnesium etc. Andere Kunststoffe, wie Polyethylen und Polyisopren sind auch bei höheren Temperaturen weniger flüchtig, und Metalle wie Aluminium, Beryllium, Titan, Blei, Silber und Gold haben wegen ihres niedrigen Dampfdrucks eine sehr gute Eignung im luftleeren Raum. Auf der Erde übliche Schmiermittel verdampfen unter Vakuumbedingungen, weshalb sie oft durch dünne, trockene Filme aus reinstem Blei oder Silber ersetzt werden.

3. Dichten:

Die Bedeutung des Massenverhältnisses (s. Kapitel 1.2.) zeigt bereits, wie wichtig es ist, die Flugkörper-Leermasse möglichst gering zu halten. Bei Satelliten z.B. hat eine um 1kg höhere Satellitenmasse den 100fachen Betrag an Treibstoff zur Folge; und bei einer Einsparung von 1kg Konstruktionsmasse bei Großraketen ergibt sich eine Vergrößerung der Reichweite um ca. 3,5 km.

4. Strahlungsresistenz:

Im Weltraum herrschen extremste Strahlungsverhältnisse (IR-, UV-, Röntgen-, γ -Strahlung, kosmische Strahlung). Diese haben nicht nur Auswirkungen auf den sich im Weltraum, z.B. an Bord des Space Shuttle, befindlichen Menschen, sondern auch auf die Raketenbauteile. So verändern besonders Kunststoffe ihre physikalischen und Halbleiter ihre elektrischen Eigenschaften.

5. Chemische Beständigkeit:

Alle Raketenteile, die mit aggressiven Treibstoffen in Berührung kommen, müssen gegenüber Korrosion beständig sein. Besonders Wasserstoff hat auf Metalle eine stark korrosive Wirkung.

4.2. Mögliche Werkstoffe, ihre Eigenschaften und Einsatzgebiete

Besonders die Leichtmetalle werden in der Weltraumfahrt eingesetzt. Reine Leichtmetalle aber weisen in den meisten Fällen auf der einen Seite zwar eine geringe Dichte, auf der anderen Seite aber nur eine mehr oder weniger geringe Festigkeit und geringe Hochtemperaturresistenz auf. Leichtmetalle, die Ausnahmen bilden, wie z.B. Beryllium, sind aber extrem teuer. Um also die mechanischen Eigenschaften der Leichtmetalle zu verbessern, werden sie legiert.

Oft werden Beryllium-Aluminium-Legierungen (Lockalloy), Titan-Aluminium-Legierungen (Titanal) und Magnesium-Legierungen eingesetzt. Ein interessantes Beispiel der Festigkeitsverbesserung durch Legieren sei im folgenden aufgezeigt: Für die geplante Raumstation ALPHA werden für die Außenhülle Bleche aus einer Aluminiumlegierung verwendet, die bei einer nur etwas höheren Dicke als bei einer handelsüblichen Alu-Getränkedose eine 750000mal(!) so große Festigkeit aufweisen.

Leichtmetalle werden speziell beim Strukturaufbau, also beim "Skelett" der Rakete verwendet. Aluminiumlegierungen werden auch für die Außenhaut verwendet. Stahl und Stahlegierungen finden nur in Form von dünnen Blechen oder kleinen Bauteilen Einsatz als Werkstoffe bei Raketen. Sie widerstehen zwar einer höheren Temperatur und haben eine höhere Festigkeit als manche Leichtmetalle, sind dafür aber um ein Vielfaches schwerer.

Bei den keramischen Werkstoffen handelt es sich um gesinterte, also verdichtete, Metalloxide, die durch die Verdichtung mechanisch belastbar werden. Zwar ist diese wegen der Sprödigkeit von Keramiken nur gering, dafür widerstehen einige aber Temperaturen bis ca. 3500°C. Sie werden sowohl bei mehrfach wiederverwendbaren Raumflugkörpern (z.B. Space Shuttle, keramische Bauteile aus Österreich) außerhalb der Rakete als Hitzeschild gegen die beim Wiedereintritt entstehende Temperatur als auch als innerhalb von Raketen als Brennkammerverkleidung verwendet.

Immer mehr an Bedeutung gewinnen die faserverstärkten Werkstoffe (FVW). Dabei werden Glas-, Kohlenstoff- oder Kunststofffasern in eine Matrix (meistens Kunststoffe, Kunstharz) eingebettet. Die Versteifung und Kraftaufnahme bei Bauteilen aus FVW wird von den Fasern übernommen. Die Matrix hat die Aufgabe, die Fasern in der ihnen gegebenen Form zu fixieren und trägt praktisch nichts zur Festigkeit bei. Das Verwendungsfeld von FVW ist sehr umfangreich: Sie können in der Raketentechnik praktisch bei allen Bauteilen als Werkstoffe Verwendung finden (Ausnahme z.B. Turbopumpenaggregate). Sogar die Temperaturbeständigkeit, trotz der meistens verwendeten Kunststoffe, ist gewährleistet: So sind Verbundstoffe aus z.B. in Epoxidharz eingebetteten Glasfasern über längere Zeit bis zu 1100°C, kurzzeitig sogar über 3000°C belastbar, und sie halten solche Erwärmungen etwa 15mal länger aus als Stahl. Ein besonders temperaturbeständiger Werkstoff ist mit Kohlenstofffasern verstärkter Kohlenstoff (CFC, carbon fibre reinforced carbon). Um CFC herzustellen, werden Kohlenstofffasern mit Phenolharz imprägniert und in einer inerten Atmosphäre aufgeheizt. Dadurch pyrolysiert (verkohlt) Phenolharz, sodass ein Rückstand aus Kohlenstoff verbleibt. Dieser Werkstoff wird für Bugspitzen von Raumflugkörpern (z.B. Space Shuttle) verwendet. Da Kohlenstoff, besonders bei hohen Temperaturen, leicht oxidiert und Bauteile aus CFC daher stark korrosionsgefährdet sind, werden sie mit Siliciumcarbid (SiC) überzogen.

Der Vorteil von faserverstärkten Werkstoffen ist, dass sie trotz ihrer enormen Festigkeit und ihren anderen herausragenden mechanischen Eigenschaften eine relativ geringe Masse besitzen, sodass bei ihrem Einsatz ein niedriges Strukturgewicht erreicht werden kann.

Nachteilig fällt auf, dass die Fasern, um eine größtmögliche Festigkeit zu erreichen, immer genau in Richtung der mechanischen Belastung zeigen müssen. Quer zur Belastungsrichtung weisen sie praktisch keine Festigkeit auf.

5. Erfahrungen aus eigenen Raketenexperimenten

5.1. Vorbemerkung

Es wurden sowohl Versuche mit kleinen *selbstentworfenen* Feststofftriebwerken durchgeführt, die der Untersuchung von verschiedenen Triebwerksformen dienen, als auch mit der Miniatur-Feststoffrakete "ALPHA 3" von "Das Modell"-Modellbau. Weiters wurden die Flugeigenschaften von ALPHA 3 mit anderen, von einem Freund entworfenen, Raketen verglichen.

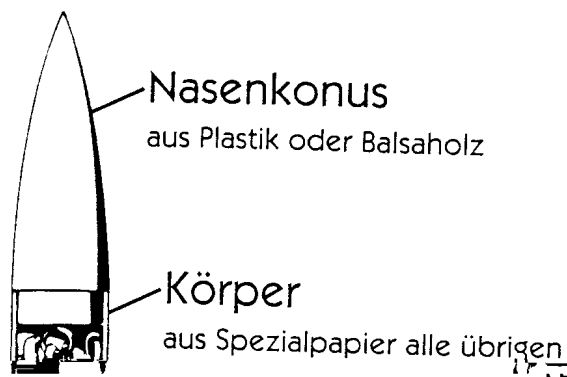


Abb. 7: Aufbau einer typischen Modellrakete nach dem Prospekt "Freifliegende Raketenmodelle" von "Das Modell"-Modellbau.

5.2. Erfahrungen aus dem Bau von Feststofftriebwerken

Die verschiedenen Triebwerke, die untersucht wurden, hatten eine maximale Länge von 10cm und einen maximalen Durchmesser von 2cm. Als Oxydator wurde Natriumchlorat (NaClO_3), auch "Unkrautvertilgungssalz" genannt, verwendet. Das Brennstoffgemisch bestand aus Schwefel, Kohlenstoffstaub, Paraffin, Glyzerin und Aluminiumpulver. Da diese Treibstoffkomponenten meistens, mit Ausnahme von Glyzerin und Paraffin, pulverförmig waren, wurden sie mit Hilfe von Haarfestiger, der den Vorteil hat, die Verbrennung, wie andere Binder, nicht zu verlangsamen, in der Brennkammer verhärtet. Außerdem wurde, in kleinen Mengen, als zusätzlicher Oxydator Kaliumpermanganat verwendet, da es den in ihm gebundenen Sauerstoff schon bei geringem Erhitzen abgibt und so die Brennzeit verkürzt. Da Treibstoffkombinationen mit Natriumchlorat eine sehr lange Brennzeit haben und (daher) einen relativ geringen Schub liefern - teilweise war er so gering, dass bei Testflügen Raketen mit solchen Motoren nicht abhoben - diente die gesamte Versuchsreihe dazu, den Schub zu maximieren und die Brennzeit zu minimieren.

Die Brennstoffhüllen (Brennkammerwandung) bestanden aus Hartkarton und hatten eine Wanddicke von ca. 0,2cm.

Die Düsen wurden aus Ton gefertigt. Ihre Form erhielten sie durch Einsatz von speziell geformten Schablonen. Im einfachsten Fall waren die Düsen ein zylindrischer Tonstopfen, der in der Mitte mit einer einfachen Bohrung versehen wurde.

Die ersten Versuche wurden mit Treibsätzen durchgeführt, deren Abbrandfläche konstant war, also Stirnbrenner (Abb. 8a). Sie hatten eine relativ lange Brennzeit (ca. 5s) und einen so geringen Schub, dass die Raketen, die mit solchen Triebwerken ausgestattet waren, nicht abhoben.

Der nächste Schritt war, die Abbrandfläche zu vergrößern. Dazu wurde an dem Ende, wo die Zündung stattfindet, eine kleine kegelförmige Aushöhlung in den Treibsatz gemacht (Abb. 8b). Die Raketen mit diesen Triebwerken hoben vom Starttisch ab, glitten ca. 20cm am Führungsstab empor, und verharrten dort, bis der Treibstoff verbrannt war. Dieses Phänomen ist darauf zurückzuführen, dass die Schubvergrößerung durch die kegelförmige Aushöhlung tatsächlich stattfand, aber wegen der geringen Größe der Aushöhlung eben nur kurz nach dem Start, da sich der Treibsatz mit Bohrung in einen normalen Stirnbrenner umwandelte.

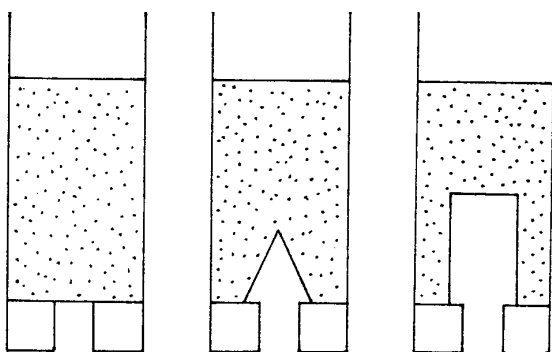


Abb. 8abc: Verschiedene selbstentworfene Treibsätze

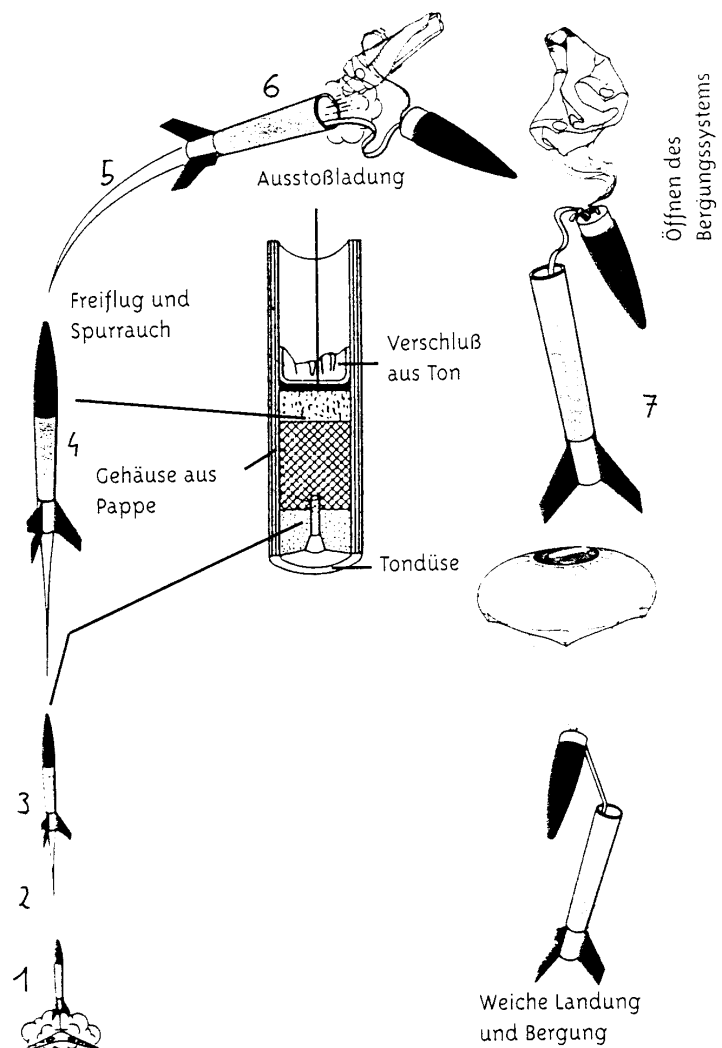
Nun war klar, dass eine Vergrößerung der Abbrandfläche zum Ziel führen musste. Das nächste Triebwerk war ein Semi-Röhrenbrenner, da die zylinderförmige Bohrung nur bis zur Hälfte der Treibsatzlänge reichte (Abb. 8c). Um eine weitere Schubsteigerung zu erlangen, wurde die Fläche des engsten Düsenquerschnittes nicht gemäß der vergrößerten Abbrandfläche vergrößert, sondern im Gegenteil noch verringert. Das dies andererseits ein Fehler war,

sollte sich bei der Zündung herausstellen. Da nämlich wurde der Motor explosiv zerstört. Durch diesen Rückschlag geschockt verzögerte sich der Bau der nächsten Rakete mit einem ähnlich ausgelegten Triebwerk um ein paar Wochen.

Das für diese Rakete eingesetzte Triebwerk war das Größte der Versuchsreihe. Der Treibsatz war zwar auch ein Semi-Röhrenbrenner mit sehr großer Brennfläche, doch wurde der Düsenquerschnitt etwas vergrößert.

Die Rakete startete nicht ganz senkrecht, sondern etwas zur Lotrechten geneigt. Kurz nach der Zündung hob sie ab, flog ca. 30m (ansteigend) weit und setzte dann, vermutlich zu der Zeit, wo der röhrenförmige Teil des Treibsatzes abgebrannt war, bei noch arbeitendem Triebwerk zum Sturzflug an, um dann in ca. 50m Entfernung am Boden aufzuschlagen. Obwohl man durch eine weitere Vergrößerung der zylinderförmigen Treibsatzaushöhlung eine bis zum Brennschluß aufsteigende Rakete bauen könnte, wurde mit diesem Flug die Versuchsreihe beendet, da das Ziel eine flugfähige Rakete zu bauen, erreicht war.

- 1 Zündung**
Der Raketenmotor wird elektrisch gezündet.
- 2 Abheben**



5.3. Flugerfahrungen mit ALPHA 3

Die Rakete ALPHA 3 ist eine wiederverwendbare Modellfeststoffrakete. Damit die Rakete nach dem Aufstieg sicher zur Erdoberfläche zurückkehrt, wird ein Fallschirm verwendet, welcher nach dem Brennschluß durch eine kleine Sprengladung, die sich im auswechselbaren Treibsatz befindet, ausgestoßen wird. Die Rakete hat eine Länge von 39cm, einen Durchmesser von 2,5cm und eine Masse von ca. 30g. Die Raketenspitze hat eine Länge von 6cm und besteht aus Kunststoff. Der mittlere Teil der Rakete ist rohrförmig und besteht aus einem speziellen Hartpapier. Das Leitwerk aus drei Flügeln ist aus Kunststoff und ist direkt mit dem Heck aus demselben Material gespritzt. Für den Antrieb stehen drei Motoren mit unterschiedlichen Schubwerten und Brennzeiten zur Auswahl. Der bei den meisten Versuchen verwendete Treibsatz ist der Typ A8-3, wobei das A für den Gesamtimpuls von 2,5N·s (B stünde für 5,0N·s, also den doppelten Wert), 8 für den Schub in Newton und 3 für die Zeitdauer zwischen Brennschluß und Ausstoß des Fallschirms in Sekunden steht. Als Treibstoff werden beim Treibsatztyp A8-3 3,61g Schwarzpulver verwendet.

Mit dieser Ausstattung erreicht ALPHA 3 eine Geschwindigkeit von ca. 200km/h und steigt bis in eine Höhe von ca. 150m. Entscheidend für die Erreichung dieser Höhe sind die Windverhältnisse, da das Leitwerk relativ groß ist und sich die Rakete bei längerer Anströmung des Leitwerks von der Seite direkt in den Wind dreht und dann eine mehr oder weniger horizontale Flugbahn einnimmt. Dafür ist bei Windstille die Böenstabilität sehr groß, und die Rakete steigt schnurgerade in den Himmel. Andere, selbstgebaute, Raketen mit derselben Masse wie ALPHA 3, steigen nur auf ca. 80m, da sie aufgrund von Bauungenauigkeiten einen im Vergleich zu ALPHA 3 hohen Widerstand aufweisen. Dieser Vergleich zeigt, wie wichtig zum Erreichen von großen Höhen, großen Geschwindigkeiten oder großen Weiten die Luftwiderstandsverringering bei schnellfliegenden Raketen ist. Eine kleine Rechnung zeigt, dass sich die Flugleistungen von ALPHA 3 wie jene von großen Raketen berechnen läßt: Setzt man die Formel für die kinetische Energie gleich der für die potentielle Energie und formt nach h um, so erhält man für $h = v^2/(2 \cdot g)$. Nimmt man nun die durchschnittliche Fluggeschwindigkeit von ALPHA 3 mit 55m/s (200km/h) an, so erhält man eine Höhe von ca. 150m. Diese Rechnung hat allerdings keine praktische Bedeutung, da sie nicht den Einfluß des Luftwiderstands und die von der Höhe (richtig: der Entfernung zum Erdmittelpunkt) abhängige Erdbeschleunigung berücksichtigt.

6. Literaturverzeichnis

Breuer, H.: Atlas zur Chemie. Deutscher Taschenbuchverlag, München 1991.

Engmann, K.: Technologie des Flugzeugs. Leuchtturm-Verlag, Alsbach 1994.

Feodosiev, V. I. u. Siniarev, G. B.: Introduction to Rocket Technology. Academic Press, New York 1959.

Höfling, O.: Physik. Band II, Teil 1: Mechanik-Wärme. Dümmler, Bonn 1992¹⁵.

Mielke, H.: Raumflugtechnik. transpress VEB Verlag für Verkehrswesen, Berlin 1974.

Pfefferkorn, D.: Faserverbundwerkstoffe im Flugmodellbau. Neckar-Verlag, Villingen-Schwenningen 1988.

Shorr, M. u. Zaehring, A. J.: Solid Rocket Technology. John Wiley and Sons, New York 1967.

Staritz, R. F.: Einführung in die Technik der Flugkörper (Raketentechnik). Fachverlag Schiele & Schön GMBH, Berlin 1961.