

Bernd Leitenberger



# Internationale Trägerraketen

Die Trägerraketen Russlands, Asiens und Europas



Edition Raumfahrt

# Inhaltsverzeichnis

[Vorwort](#)

[Grundlagen](#)

[Feste Treibstoffe - Alt und doch neu](#)

[Erdumlaufbahnen](#)

[Steuerung von Raketen](#)

[Die Aufstiegsbahn einer Rakete](#)

[Russische Trägerraketen](#)

[R-7 Semjorka](#)

[Sputnik](#)

[Wostok L \(Luna\)](#)

[Wostok](#)

[Sojus](#)

[Sojus Ikar](#)

[Sojus Fregat](#)

[Sojus 2 / Sojus ST](#)

[Sojus 2.1-v](#)

[Molnija](#)

[Gesamtübersichten R-7 Familie](#)

[Kosmos 11K63](#)

[Kosmos 3M / 11K65](#)

[Proton](#)

[Proton 2](#)

[Proton K](#)

[Proton K / Block D](#)

[Proton K / Block D-1](#)

[Proton K / Block D-2](#)

[Proton K / Block DM](#)

[Proton K / Block DM-2](#)

[Proton K / Block DM-2 Modifikationen](#)

[Proton M / Breeze M](#)  
[Proton M / Block DM-3](#)

[Zyklon](#)

[R-36O / FOBS](#)

[Zyklon 2](#)

[Zyklon 3](#)

[Zyklon 4](#)

[Dnepr](#)

[N-1](#)

[N1-F](#)

[Zenit](#)

[Zenit 2](#)

[Zenit 3SL](#)

[Zenit 3SLB / Zenit Fregat](#)

[Energija](#)

[Energija M](#)

[Rockot](#)

[Strela](#)

[Start-1](#)

[Start](#)

[Shtil](#)

[Wolna](#)

[Angara](#)

[Angara 1.1 / Baikal](#)

[Angara 1.2](#)

[Angara A3](#)

[Angara A5 und 5P](#)

[Angara 7](#)

[Russische Raketenprojekte](#)

[Triebwerke](#)

[Europäische Trägerraketen](#)

[Diamant](#)

[Diamant A](#)

[Diamant B](#)

[Diamant BP4](#)  
[Black Arrow](#)  
[OTRAG](#)  
[Europa](#)  
    [Europa I](#)  
    [Europa II](#)  
    [Europa III](#)  
[Ariane 1](#)  
    [Ariane 2 und 3](#)  
    [Ariane 4](#)  
[Ariane 5](#)  
    [Ariane 5G](#)  
    [Ariane 5E](#)  
    [Ariane 5 ME](#)  
[Ariane 6](#)  
[Vega](#)  
    [Vega C](#)

## [Chinesische Trägerraketen](#)

[Feng Bao FB-1](#)  
[Langer Marsch 1](#)  
    [Langer Marsch 1D](#)  
[Langer Marsch 2 / 2C](#)  
    [Langer Marsch 2D](#)  
    [Langer Marsch 2E](#)  
    [Langer Marsch 2F](#)  
[Langer Marsch 3](#)  
    [Langer Marsch 3A](#)  
    [Langer Marsch 3B](#)  
    [Langer Marsch 3C](#)  
[Langer Marsch 4A](#)  
    [Langer Marsch 4B](#)  
    [Langer Marsch 4C](#)  
[Langer Marsch 5](#)  
[Langer Marsch 6](#)

[Langer Marsch 7](#)  
[Langer Marsch 8 - 10](#)  
[Langer Marsch 11](#)  
[Kaituozhe 1 und 2](#)  
[Kuaizhou](#)  
[Stufen und Triebwerke](#)  
[Starts chinesischer Trägerraketen](#)

## [Japanische Trägerraketen](#)

[Lambda](#)  
[My Serie / My 4S](#)  
    [My 3C](#)  
    [My 3H](#)  
    [My 3S](#)  
    [My 3S-II](#)  
    [My-V](#)  
[J-1](#)  
[Epsilon](#)  
[N Serie](#)  
    [H-1](#)  
[H-II](#)  
    [H-IIA](#)  
    [H-IIB](#)  
[H-3](#)  
[J-1A / Galaxy Express \(GX\)](#)

## [Indische Trägerraketen](#)

[SLV 3](#)  
[ASLV](#)  
[PSLV](#)  
[GSLV](#)  
    [GSLV Mark II](#)  
[LVM3](#)

## Der Rest der Welt

Sparta Redstone

Shavit / Leolink

VLS

Naro-1

Paektusan-1 / Taepodong 1

Unha

Safir und Simourgh

Electron

Weitere Trägerraketenprojekte

Aktuelle Trägerraketen

# Vorwort

Seit ich mich für Raumfahrt interessiere, faszinieren mich Trägerraketen. Sie nehmen auch auf meiner Website einen hohen Stellenwert ein. Doch wie es so kommt - in dem Bestreben, möglichst viele Informationen über die verschiedenen Typen zusammenzutragen, geht sehr oft der Blick auf das Wesentliche verloren. Deswegen entschloss ich mich, dieses Buch zu schreiben. Es basiert auf den Daten, die ich schon für meine Website gesammelt habe, konzentriert sich aber auf die wesentlichen Fakten. Diese Angaben wurden aufbereitet, aktualisiert und die Datenblätter in ein einheitliches Format gebracht. Jeder Eintrag zu einer Rakete soll separat lesbar sein, daher sind einige Wiederholungen von grundlegenden Prinzipien (Stufentrennung, Nebenstrom- und Hauptstromverfahren) unvermeidlich. Ich habe diese Erklärungen aber jeweils auf einen oder zwei Sätze beschränkt.

2009 erschienen so die Bände „Raketenlexikon 1+2“. Ich habe weiter an den Büchern gearbeitet und 2013 den ersten Band neu als „US-Trägerraketen“ herausgebracht. Nun folgt auch eine Neuauflage des zweiten Bandes unter neuem Namen.

Neu in Auflage 2 sind, neben der Aktualisierung der Daten und der Aufnahme neuer Träger, auch die Ergänzung der Daten vor allem durch Tabellen über die verwendeten Triebwerke.

Die Angaben über Anzahl der Flüge und Fehlschläge stammen von Jonathan McDowell's Space Report (<http://www.planet4589.org/space/jsr/jsr.html>). Dies ist die wohl umfangreichste Website auf diesem Gebiet. Die Startlisten enthalten nur die orbitalen Startversuche.

Redaktionsschluss für die Angaben von Starts war der 1.1.2016. Die daraus erstellten Diagramme stammen von meinem Program Launchlog Converter.

Für viele Raketen war es schwierig, an qualitativ gutes und hochauflösendes Bildmaterial zu kommen. Wenn sich ein Träger äußerlich kaum von einem anderen Modell unterscheidet, wie dies etwa bei den verschiedenen Versionen der Proton mit Block/DM der Fall ist, habe ich auf ein Foto verzichtet.

Die Schreibweise von Eigennamen entspricht der im deutschen Sprachraum üblichen Form. Im Zweifelsfall wurde die Schreibweise der deutschen Wikipedia verwendet. Im Web ist oft auch die englische Schreibweise gängig („Soyuz“ anstatt „Sojus“).

Besonderen Dank schulde ich Norbert Brügge, der mir Grafiken mit Schnittzeichnungen in hoher Qualität und das Cover erstellt hat. Seine Webseite <http://www.b14643.de> ist ein heißer Tipp für alle, die sich für Trägerraketen interessieren. Es gibt dort Informationen zu jedem Trägerraketenprojekt der Vergangenheit, Gegenwart und Zukunft.



# Grundlagen

Dieses Buch soll kein Lehrbuch für Raumfahrttechnik sein. Eine kleine Einführung in die Grundlagen wie Raketentriebwerke funktionieren, ist auch wichtig für ein Nachschlagewerk um das Lesen der folgenden Seiten zu erleichtern. An dieser Stelle daher eine Einführung die Funktionsweise von Antrieben, Treibstoffen und die wichtigsten Bahnen.

## Treibstoffkombinationen

Flüssiger Sauerstoff (LOX - **L**iquid **O**xxygen) ist eines der stärksten bekannten Oxidationsmittel (Oxidator). Die Verbrennung mit dem Schweröl Kerosin, in den physikalischen Eigenschaften vergleichbar mit Heizöl, ist die älteste, heute noch verwendete Treibstoffkombination.. Die als Raketentreibstoff verwendete Kerosinfraktion (der Name steht für eine Erdölfraktion mit hohem Siedepunkt) wird als RP-1 (**R**ocket **P**ropellant **1**) bezeichnet. RP-1 wird durch die Destillation des Treibstoffs JP-4 für Düsenflugzeuge erhalten. Dadurch erhält man die Fraktion mit dem höchsten Siedepunkt und der höchsten Wärmekapazität (wichtig für die Kühlung von Brennkammern)

Die Kombination von Sauerstoff und Kerosin ist ungiftig, Sie gehört zu den mittelenergetischen Treibstoffen. Obwohl Sauerstoff nur bei Temperaturen unter -183 Grad Celsius flüssig bleibt, ist er dennoch gut handhabbar. Kerosin eignet sich gut zur Kühlung der Brennkammer und Düse, da es über einen größeren Temperaturbereich flüssig ist und beim Erhitzen nicht zerfällt.

Auch heute noch werden neue Trägerraketen entwickelt, die LOX und Kerosin einsetzen, wie die Falcon Serie oder

Antares. Die Kombination gilt auch als relativ umweltfreundlich, obwohl Kerosin als Erdöl-Derivat natürlich bei seiner Freisetzung das Grundwasser belastet. Kerosin ist jedoch nicht so giftig wie Hydrazin und nicht so ätzend wie Stickstofftetroxid. Der Sauerstoff verdampft bei der Freisetzung einfach.

Der spezifische Impuls im Vakuum erreicht je nach Druck und Mischungsverhältnis etwa 3100 bis 3300m/s. Etwas höhere Werte werden beim Verbrennen von Methan erreicht. Da es jedoch nur eine niedrige Dichte und einen niedrigen Siedepunkt aufweist, stellt es an die Technik die gleichen Anforderungen wie flüssiger Wasserstoff, ohne dessen hohen spezifischen Impuls aufzuweisen. Bisher wurde es nur in Experimentaltriebwerken eingesetzt. Da das Kerosin meist im Überschuss eingesetzt wird (LOX / Kerosin = 2,5 bis 2,8; das stöchiometrische Verhältnis beträgt 3,5 bis 3,8), entsteht bei der unvollständigen Verbrennung Ruß. Dieser Ruß färbt die Flamme des Triebwerks orange-rot und ist beim Start manchmal als Rußwolke sichtbar. Die meisten russischen Träger setzen LOX/Kerosin ein.

Stickstofftetroxid (englisch Nitrogentetroxid - NTO, eigentlich Distickstofftetroxid) ist das gemischte Anhydrid der Salpetersäure und der salpetrigen Säure. Anders als flüssiger Sauerstoff ist NTO bei 20°C flüssig. Eine weitere besondere Eigenschaft von Stickstofftetroxid ist, dass es sich mit Hydrazinen spontan entzündet. Derartige Kombinationen werden als „hypergol“ bezeichnet. Das vereinfacht die Konstruktion eines Antriebs, da eine Zündvorrichtung überflüssig ist. Antriebe können durch gleichzeitiges Öffnen der Ventile beliebig oft erneut gestartet werden.

Die Lagerfähigkeit von Stickstofftetroxid und Hydrazinen führte dazu, dass sie bei militärischen Raketen eingesetzt

wurden. Die Zyklon, Rockot und Dnepr setzen diese Treibstoffkombination ein. Diese Träger wurden aus ICBM entwickelt. Weiterhin sind sie aus dem gleichen Grund die Standardkombination für Satellitenantriebe. Der große Nachteil ist ihre Giftigkeit. Stickstofftetroxid ist ätzend und bildet mit Wasser Salpetersäure.

Alle Hydrazine sind stark fischgiftig und schwer abbaubar. Aus diesem Grund wird diese Kombination heute für die ersten Stufen nicht mehr eingesetzt. Es werden drei Varianten dieses Treibstoffs eingesetzt:

- Das Hydrazin ( $\text{H}_2\text{N-NH}_2$ ) ist der einfachste Vertreter der Reihe und liefert die höchsten spezifischen Impulse. Allerdings zerfällt es durch Hitze in ein Gemisch aus Stickstoff, Wasserstoff und Ammoniak. Deshalb ist es in reiner Form für Zwecke der Raketentechnik nicht geeignet, wenn mit dem Treibstoff die Brennkammer gekühlt werden soll. Verwendet wird daher meist ein Gemisch mit UDMH, z. B. UH25, das aus je 25% Hydrazin und 75% UDMH besteht. Es wurde in der Ariane 2-4, GSLV und PSLV eingesetzt. Von Vorteil ist weiterhin, dass Hydrazin die höchste Dichte aller Hydrazine besitzt. Reines Hydrazin wird als monergoler Treibstoff (nur eine Komponente erforderlich) für Satellitenantriebe verwendet. Dort zersetzen es Katalysatoren.
- UDMH, das unsymmetrische Dimethylhydrazin  $(\text{CH}_3)_2\text{-N-NH}_2$ , wird öfters eingesetzt als das reine Hydrazin. Es zersetzt sich nicht durch Hitze. Der spezifische Impuls und die Dichte von UDMH sind geringer als bei Hydrazin. Seine Herstellung ist relativ teuer.
- Vor allem bei Satellitenantrieben wird das Monomethylhydrazin, MMH  $(\text{CH}_3)\text{H-N-NH}_2$  eingesetzt. Der spezifische Impuls vom MMH ist etwas geringer als

derjenige von UDMH und Hydrazinen. Dafür gibt es aber bei der Anwendung von MMH einen sehr praktischen Vorteil. Bei dem üblichen Mischungsverhältnis von MMH und NTO von 1 zu 1,6 nehmen beide Treibstoffe gleiche Volumina ein. Die Tanks können daher gleich groß sein, dies erleichtert die Fertigung. Den gleichen Vorteil hat auch das Aerozin 50 (eine Mischung von 50% Hydrazin und 50% UDMH), welche in der Astris-Oberstufe als Treibstoff eingesetzt wurde.

Charakteristisch bei der Zündung eines Triebwerks mit Stickstofftetroxid als Oxidator ist eine braune Wolke. Bei Treibstoffen, die bei Kontakt zünden, muss die Entstehung eines explosiven Gemisches vermieden werden. Dies wird bewerkstelligt, indem erst die eine Komponente zuerst in die Brennkammer strömt. So kann kein explosives Gemisch entstehen. Die Komponente, die zuerst einströmt, verbrennt zum Anfang nur unvollständig und der unverbrannte Rest wird freigesetzt. Genutzt wird dazu das Stickstofftetroxid, da es die billigere und weniger giftige Komponente von beiden Treibstoffen ist. Beim Erhitzen zerfällt Stickstofftetroxid in Stickstoffdioxid ( $\text{NO}_2$ ), das als rotbraune Wolke beim Start zu sehen ist.

Der spezifische Impuls von NTO und Hydrazin liegt in der gleichen Größenordnung wie derjenige von Kerosin (2900 bis 3200m/s). Ein Vorläufer des NTO ist die Salpetersäure. Salpetersäure zersetzt sich bei der Verbrennung zu Wasser und NTO. Der nutzbare Energiegehalt ist daher geringer, doch war Salpetersäure früher verbreiteter und einfacher verfügbar. Diese Kombination wurde bei der Kosmos B, Diamant A und Langer Marsch 1 eingesetzt.

Von allen heute verwendeten Treibstoffen liefert die Verbrennung von flüssigem Wasserstoff (**Liquid Hydrogen** -

LH2) mit flüssigem Sauerstoff am meisten Energie. Nur wenige Kombinationen sind noch leistungsfähiger, doch bei diesen gibt es entweder Bedenken wegen der Giftigkeit (Fluor oder Fluor/Sauerstoff als Oxidator verbrannt mit Wasserstoff) oder sie sind extrem teuer (Verbrennung von Lithium oder Beryllium zusammen mit Wasserstoff als Verbrennungsträger und Sauerstoff als Oxidator).

Wasserstoff als Treibstoff wird erst seit den frühen sechziger Jahren genutzt. Die Nutzung dieses Treibstoffs sagt viel über die technologische Kompetenz einer Raumfahrtation aus. Die technischen Schwierigkeiten liegen in vielen Bereichen. Bei den Tanks liegen die Herausforderungen darin, dass Wasserstoff eine geringe Dichte von unter 0,07kg/l hat, also vierzehnmal kleiner als die von Wasser. Benötigt werden daher sehr großräumige Tanks, die aber sehr gut isoliert sein müssen, da Wasserstoff nur in einem sehr kleinen Temperaturbereich zwischen -259 und -253 °C flüssig ist. Bei Sauerstoff sind es dagegen -219 und - 182 °C, also ein Intervall von 37 Grad. Die Kombination von tiefen Temperaturen und großen Tankwänden stellt hohe Anforderungen an die Werkstofftechnologie.

In den Triebwerken wird der Wasserstoff zur Kühlung verwendet. Er verdampft dabei, nimmt aber im Vergleich zu Kerosin weitaus weniger Wärme auf. Entsprechend leistungsfähig muss die Kühlung ausgelegt sein, zumal die Verbrennung von Wasserstoff und Sauerstoff höhere Temperaturen erzeugt und bestimmte Metalle den Wasserstoff binden und dann spröde werden.

Bei den Förderpumpen für den Wasserstoff besteht die Herausforderung, dass durch die geringe Dichte die zu fördernden Volumina viel größer sind, als dies bei anderen Treibstoffen der Fall ist. Die Turbinen, welche die Pumpen antreiben, müssen dadurch sehr hohe Drehzahlen von

teilweise über 40.000 U/min erreichen. Das stellt sehr hohe Anforderungen an das Material der Turbinenblätter, die enormen Belastungen durch Fliehkräfte standhalten müssen. Sich zerlegende Turbinenblätter waren ein Grund für die langsame Entwicklung der Space-Shuttle Haupttriebwerke. Problematischer ist auch, dass zwei unterschiedliche Drehzahlen in den Pumpen benötigt werden, da die Sauerstoffpumpe viel geringere Anforderungen hinsichtlich des Fördervolumens als die Wasserstoffpumpe hat. Bei Kerosin/LOX und NTO/Hydrazin liegen die notwendigen Drehzahlen näher beieinander, dadurch können die Förderpumpen auf einer gemeinsamen Antriebswelle sitzen. Bei den meisten Antrieben mit LOX/LH2 werden zwei getrennte Pumpen benötigt. Oftmals ist die Wasserstoffpumpe auch zweistufig ausgelegt, weil eine Stufe alleine die hohen Drehzahlen nicht erbringen kann. Weiterhin müssen alle beweglichen Teile mit Wasserstoff geschmiert werden, da jeder andere Stoff bei den tiefen Temperaturen nicht mehr flüssig sein würde.

Der Lohn für diese Mühe sind sehr hohe spezifische Impulse, welche im Vakuum heute bei 4350 bis 4550m/s liegen, also 50% besser als bei Verwendung von LOX/Kerosin oder NTO/Hydrazinen. Durch die großen Tanks für den Wasserstoff sind Raketen mit diesem Treibstoff aber zwangsläufig immer voluminöser und schwerer als solche mit anderen Kombinationen. Das eingesetzte Mischungsverhältnis von Sauerstoff zu Wasserstoff liegt heute meist bei 5-6 zu 1. Das stöchiometrische Verhältnis beträgt 8.

### **Der spezifische Impuls**

Eine wichtige Kenngröße für die Effizienz eines Antriebs ist sein spezifischer Impuls. Vereinfacht gesagt, ist der spezifische Impuls ein Maß für die Energie, die vom Antrieb

in nutzbaren Schub umwandelbar ist. Dies ist von vielen Faktoren abhängig. Die drei Wichtigsten sind:

- Energiegehalt des Treibstoffs
- Brennkammerdruck
- Düsenmündungsdruck

In diesem Buch wird die Ausströmgeschwindigkeit der Gase beim Verlassen der Düse als Maß für den spezifischen Impuls genommen. Das hat den Vorteil, dass die Geschwindigkeit einer Rakete sehr leicht nach der Ziolkowskiformel (Raketengrundgleichung) berechnet werden kann, denn es gilt:

Geschwindigkeit der Gase = Ausströmgeschwindigkeit \*  $\ln$  (Startmasse / Leermasse)

Daraus folgt, dass eine Steigerung des Massenverhältnisses, also eine Reduktion der Nutzlast oder der Strukturmasse, weitaus weniger effektiv zur Nutzlaststeigerung ist, als eine Erhöhung der Ausströmgeschwindigkeit (spezifischer Impuls). Das zeigt sich vor allem bei hohen Geschwindigkeiten.

In der Tabelle werden die Nutzlasten einer Titan 3C und einer Titan 3E verglichen. Der einzige Unterschied zwischen beiden Trägern ist, dass die letzte (vierte) Stufe bei der Titan 3E durch die Centaur mit 50% höherer Ausströmgeschwindigkeit der Gase ersetzt wurde. Wie deutlich zu erkennen ist, nimmt die Nutzlast bei der Titan 3C bei höheren Geschwindigkeiten (höhere Umlaufbahnen, Fluchtbahnen) stärker ab als bei der Titan 3E, obwohl die beiden Raketen fast gleich viel wiegen.

	<b>Titan 3C</b>	<b>Titan 3E</b>
Letzte Stufe:	Transtage	Centaur D
Startgewicht letzte Stufe:	12,4 t	15,9 t
Startgewicht Trägerrakete:	635 t	638 t
Spez. Impuls letzte Stufe:	3051m/s	4354m/s
Nutzlast 185km Bahn:	13.150kg	15.422kg
Nutzlast GTO Orbit:	4.770kg	7.130kg
Nutzlast Fluchtgeschwindigkeit:	3.100kg	5.150kg
Nutzlast GEO Orbit:	1.600kg	3.550kg

In der Tat ist der Einfluss des spezifischen Impulses auf die Nutzlast sehr groß, sie steigt exponentiell an. Eine zweistufige Rakete mit der Kombination Hydrazin/NTO in beiden Stufen kann etwa 2,4% ihres Startgewichts als Nutzlast in eine 200km hohe Erdbahn befördern. Werden dagegen in beiden Stufen Wasserstoff/Sauerstoff Antriebe genutzt, steigt der Nutzlastanteil auf 6,5%, also auf mehr als das Doppelte, obwohl der spezifische Impuls nur etwa 40% höher ist.

In den USA ist es üblich, die Ausströmgeschwindigkeit der Gase durch die Erdbeschleunigung ( $9.81\text{m/s}^2$ ) zu teilen. Amerikanische Werte für den spezifischen Impuls haben somit als Maßeinheit die Sekunde [s] und sind etwa zehnmal kleiner als die Werte, die Sie in diesem Buch finden und welche die Dimension einer Geschwindigkeit [m/s] haben.

## **Treibstoffförderung**



Ein Raketentriebwerk verbrennt Treibstoff unter hohem Druck. Dabei muss der Druck beim Einspritzen in die Brennkammer größer sein, als der durch die Verbrennung erzeugte Druck in der Brennkammer. Anhand des Verfahrens, wie der Treibstoff gegen den Verbrennungsdruck in die Brennkammer eingespritzt wird, werden verschiedene Typen von Raketentriebwerken unterschieden.

Bei der **Druckgasförderung** stehen die Treibstofftanks selbst unter Druck. Dies limitiert den Brennkammerdruck auf niedrige Werte, und die Tanks werden schwer, vor allem, wenn sie nicht kugelförmig sind. Zylindrische Tanks müssen versteift werden, um nicht durch den Druck auszuheulen. Diese Art der Treibstoffförderung ist zwar technisch sehr einfach und zuverlässig, kann aber nur bei kleineren Stufen eingesetzt werden. Die Tanks müssen, damit der Treibstoff gegen den Brennkammerdruck eingespritzt werden kann einen höheren Druck als die Brennkammer aufweisen. Typischerweise haben die Tanks einen Betriebsdruck von 15-20 bar, der Brennkammerdruck beträgt dann 8-10 bar. Das beschränkt die Energieausbeute aus dem Treibstoff.

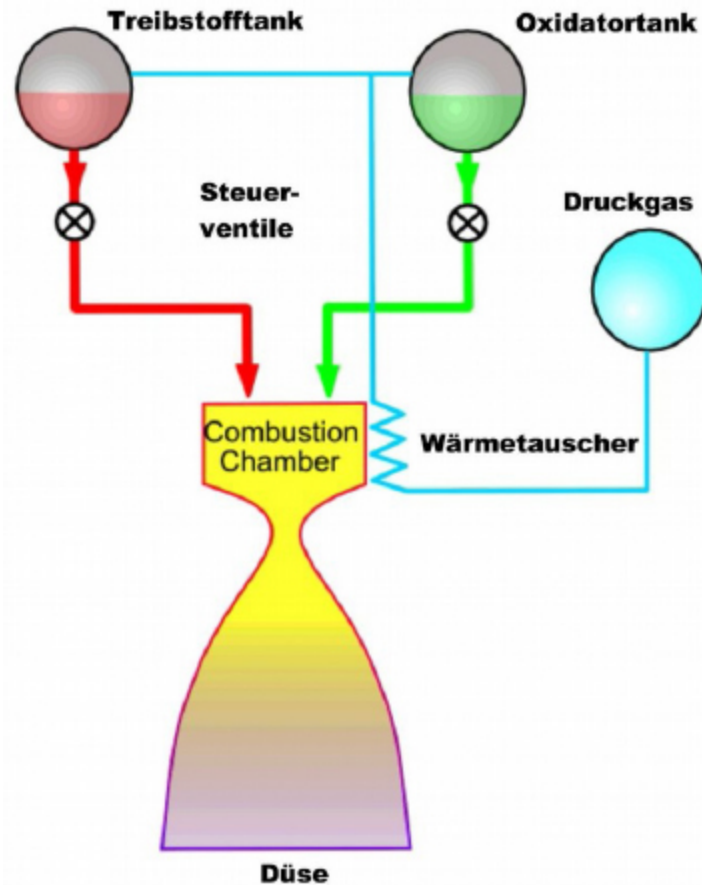


Abbildung 1: Druckgasförderung

Sie ist bei Satellitantrieben die einzige Form der Treibstoffförderung, auch weil es bei hypergolen Triebwerken reicht, die Ventile zu den Treibstoffleitungen zu öffnen, um das Triebwerk zu zünden. Unter **hypergolen** Antrieben versteht man Kombinationen, die sich bei Kontakt selbst entzünden. Das ist der Fall bei Stickoxiden und Hydrazinen. Andere Zündmethoden sind elektrische Zündung durch Funken, Fackeln, kleine Festtreibstoffzünder oder der Einsatz einer hypergolen Flüssigkeit als Starter (dies wird vor allem bei LOX/Kerosin eingesetzt). Es entfällt bei druckgeförderten Triebwerken eine komplexe Anlassequenz, die bei den anderen Verfahren nötig ist. Der Tankdruck wird gewährleistet, indem Helium aus einem Hochdrucktank vor der Zündung den Tankdruck erhöht und während der Entleerung der Tanks Druckgas nachgefüllt wird.

Druckgeförderte Triebwerke mit MMH und Stickstofftetroxid sind auch heute noch der Antrieb der meisten Satelliten und Raumfahrzeuge. Auch für das Orion-Raumschiff war diese sehr zuverlässige Technik geplant, da die einzigen beweglichen Teile die Ventile sind. Die Zahl der Fehlermöglichkeiten ist daher gering. Die Astris Oberstufe und Aestus Oberstufe waren druckgasgefördert. Die OTRAG Rakete war komplett druckgasgefördert, wobei der Tankdruck absank (Blowdown-Verfahren). Die Coralie und Diamant-Erststufen setzten auch das Verfahren ein, jedoch wurde das Druckgas während des Betriebs durch einen Gasgenerator aus dem Treibstoff erzeugt.

Auch wenn ein Antrieb keine Druckgasförderung einsetzt, also die Tanks unter sehr hohem Druck stehen, so werden Treibstofftanks bei fast allen Trägern „druckbeaufschlagt“. Der Grund ist relativ einfach: ein Tank unter Druck hat mehr Steifheit und eine höhere strukturelle Integrität, das erlaubt es, die Wände so dünn zu fertigen, dass der Tank ohne Druckstabilisierung unter seinem eigenen Gewicht kollabieren würde. Dies ist so bei der alten Atlas Stufe, der Centaur oder der Ariane 5 EPC. Ein weiterer Vorteil ist, das Treibstoffe mit Druck in den Gasgenerator / Vorbrenner / Triebwerk gepresst werden. Um den Druck bei Abnahme der Treibstoffvorräte aufrechtzuerhalten, wird dann Druckgas nachgefüllt. Üblich sind zwei Verfahren: Das Verdampfen der Treibstoffkomponenten, um damit die Tanks unter Druck zu setzen (oft beim Sauerstoff und Wasserstoff praktiziert) oder der Einsatz von Helium aus einer Druckgasflasche (angewandt bei Kerosin, lagerfähigen Treibstoffen). Helium wird genommen, weil der Druck nur von der Molekülzahl, aber nicht deren Masse abhängt und Helium hat die kleinste Molmasse aller Gase.  $1\text{m}^3$  Helium wiegt  $0,178\text{kg}$ ,  $1\text{m}^3$  Luft dagegen  $1,3\text{kg}$ . Weiterhin ist es auch bei den Temperaturen des flüssigen Wasserstoffs noch gasförmig. Das Verdampfen

von Treibstoff erfolgt meist mit einem Wärmetauscher am Triebwerk, wo genügend Abwärme vorhanden ist.

Beim klassischen **Nebenstromverfahren** wird ein Teil des Treibstoffes in einem Gasgenerator verbrannt. Er bildet einen zweiten Treibstofffluss, den „Nebenstrom“. Das dabei entstehende Druckgas treibt eine Gasturbine an, welche die Leistung für die Treibstoff-Turbopumpe aufbringt. Der Förderdruck kann so viel höher als der Tankdruck sein. Damit nicht zu hohe Temperaturen entstehen, wird üblicherweise der Verbrennungsträger im Überschuss verbrannt. Der Gasgenerator ist eine Brennkammer im Kleinen. Eine Kühlung ist wegen der geringeren Temperaturen von typischerweise 800 – 900K nicht nötig. Das Nebenstromverfahren ist zuverlässig und erprobt, hat aber technologische Grenzen. Bei hohen Brennkammerdrücken sinken die Wirkungsgrade der Turbopumpen stark ab, und der Aufwand für die Treibstoffförderung steigt. Das Vulcain-Triebwerk setzt hier mit 120 bar einen Rekord, die meisten anderen Triebwerke mit Gasgenerator Betrieb arbeiten mit 60 – 80 bar Brennkammerdruck. Das Vulcain arbeitet schon jenseits des Optimums, das bei etwa 90 – 100 bar liegt.

Hinzu kommt, dass beim Nebenstromverfahren das Gas für den Gasgenerator nicht für die Verbrennung genutzt werden kann. Die Menge des Treibstoffs, die vom Gasgenerator benötigt wird, steigt mit steigendem Förderdruck stark an. Das Abgas des Gasgenerators wird zum Teil für andere Aufgaben genutzt, z. B. um die Triebwerke zu schwenken (als Pneumatikgas) oder um mit Düsen die Rollachse zu stabilisieren. Der größte Teil wird aber über einen "Auspuff" neben dem Triebwerk abgelassen, bei manchen Triebwerken auch in die Düse injiziert zur Nachverbrennung. Die meisten Triebwerke, welche die USA entwickelt haben, nutzen den Gasgeneratorantrieb, auch bei den Trägern vieler anderer

Nationen dominiert es. So bei allen Ariane Versionen, der Langer Marsch 1-4 Serie, der R-7 und Zyklon.

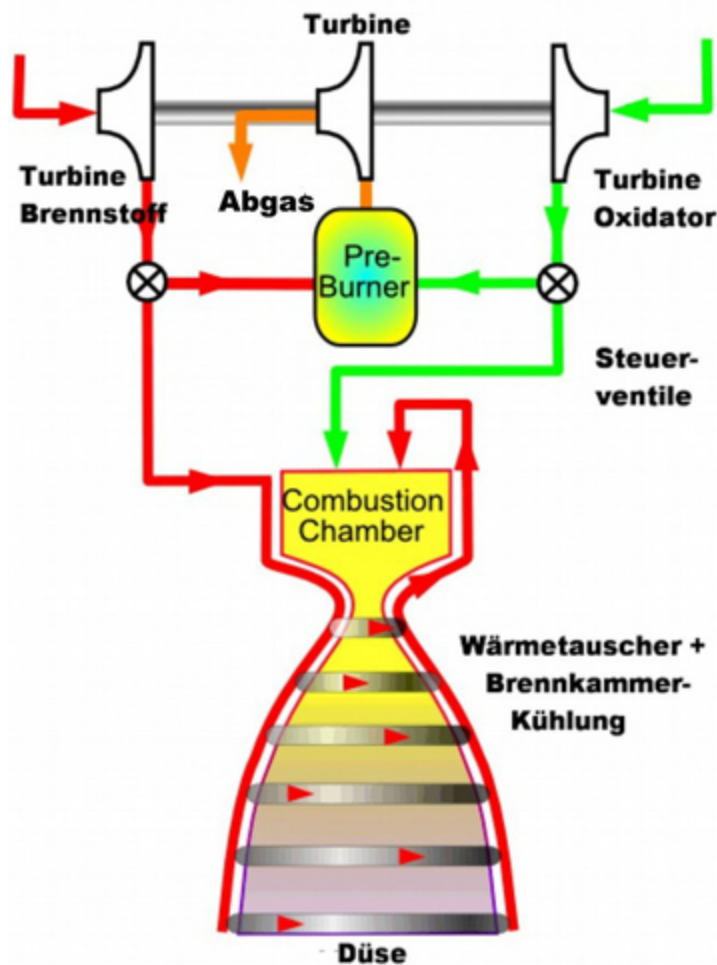


Abbildung 2: Antriebsschema des Gasgeneratorbetriebs

Beim **Hauptstromverfahren** wird der gesamte Treibstoff in der Brennkammer verbrannt, und es wird kein Gasgenerator benötigt. Etabliert haben sich zwei Verfahren: Expander Cycle und Staged Combustion Verfahren.

Beim **“Staged Combustion“** Verfahren wird der Treibstoff teilweise in einem Vorbrenner verbrannt (zum Beispiel der ganze Verbrennungsträger mit einem Teil des Oxidators). Der Vorbrenner entspricht hier dem Gasgenerator beim Nebenstromverfahren. Das erzeugte heiße Gas treibt dann die Turbopumpe an. Dabei werden sehr hohe Förderdrücke

durch die große Gasmenge erreicht und dieses Gas mit dem Rest des Oxidators dann in die Brennkammer zur vollständigen Verbrennung eingespritzt. Turbopumpen können so sehr hohe Leistungen bei einem hohen Wirkungsgrad erreichen. Als Folge ist der Brennkammerdruck sehr hoch. Triebwerke dieses Typs haben Brennkammerdrücke zwischen 150 und 270 bar. Dies ist besonders vorteilhaft beim Betrieb von Erststufen, da hier der Düsenmündungsdruck nicht viel unter 1 bar liegen darf. Düsen mit hohen Entspannungsraten erfordern daher einen hohen Brennkammerdruck. Weiterhin sind durch den hohen Druck die Brennkammern sehr kompakt und die Triebwerke leichter als Konstruktionen mit dem Nebenstromverfahren.

Durch den hohen Brennkammerdruck wird der Treibstoff besonders gut ausgenützt, und es gibt kein unverbranntes Gas wie beim Nebenstromverfahren. Dieses Verfahren setzen die meisten russischen Triebwerke ein. Auch das SSME (**S**pace **S**huttle **M**ain **E**ngine) arbeitet nach diesem Verfahren. Das Verfahren ist technisch sehr effizient und die Triebwerke für ihren Schub sehr kompakt. Die hohen Anforderungen führen aber dazu, dass die Triebwerke sehr teuer sind. Russland entwickelte zahlreiche Triebwerke mit gestaffelter Verbrennung, vor allem aber mit der Kombination Kerosin/Sauerstoff. Auch die neuesten wie das RD-191 setzen das Verfahren ein. Es wird auch beim LE-7 in der japanischen H-II Erststufe und dem YF-100 Triebwerk der Langer Marsch 5 eingesetzt.

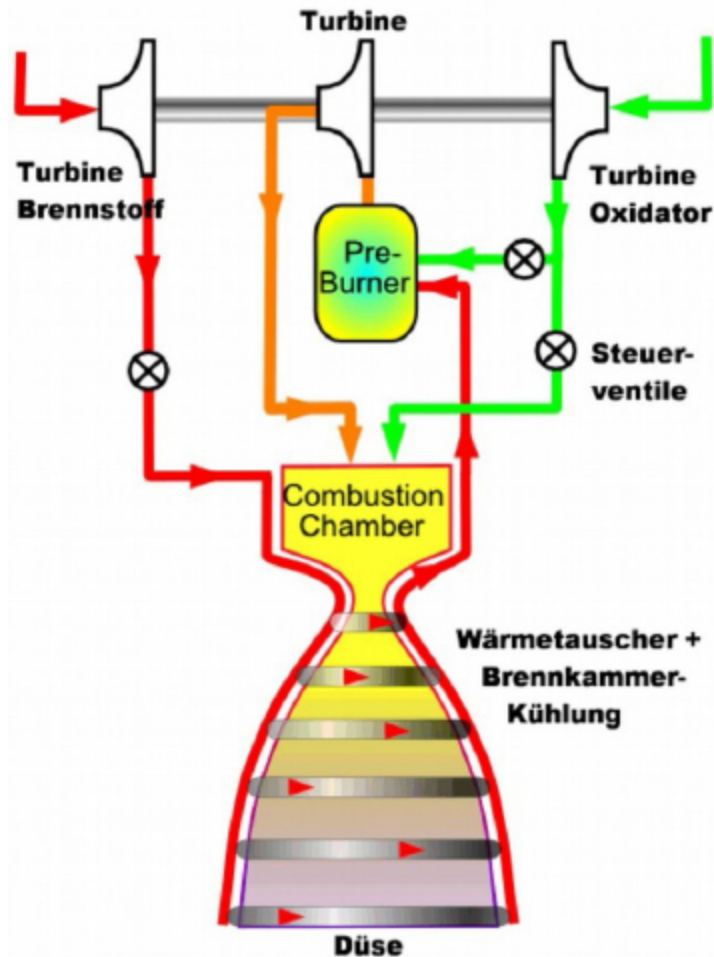


Abbildung 3: Antriebsschema des „Staged Combustion“Prinzips

Beim **„Expander Cycle“**-Verfahren durchströmt der gesamte Verbrennungsträger zuerst die Brennkammerwand zur Kühlung, erwärmt sich durch die bei der Verbrennung entstehenden Temperaturen und verdampft. Das Gas treibt dann die Turbine direkt an. Ein Gasgenerator oder Vorbrenner entfällt komplett. Anwendbar ist das Verfahren nur bei Wasserstoff und Methan, da andere Treibstoffe bei der Kühlung nicht so weit erwärmt werden, dass sie verdampfen. Da erzeugte Gasmenge und Temperaturanstieg von der aufgenommenen Wärmemenge abhängen, eignet sich dieses Verfahren nur für kleine bis mittelgroße Triebwerke bis etwa 300kN Schub. Dies ist dadurch bedingt, dass die Oberfläche der Brennkammer quadratisch zum Durchmesser ansteigt, der Schub aber in der dritten Potenz.

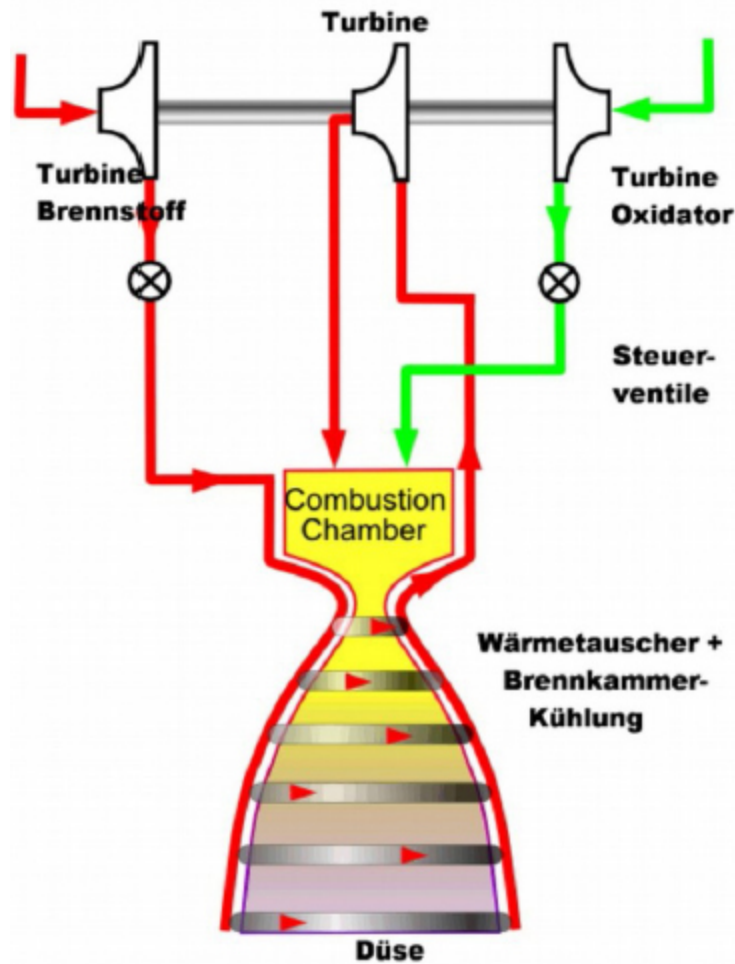


Abbildung 4: Antriebsschema „Expander Cycle“

Erstmals wurde das Expander Cycle Verfahren es im RL10, welches die Centaur Oberstufe antreibt, erprobt. Es ist das effizienteste Verfahren für Oberstufen (für Erststufen ist der erreichbare Schub zu gering). Die Wiederezündung ist ebenfalls einfacher als beim Gasgeneratorprinzip. Bei diesem muss zeitlich präzise abgestimmt zuerst der Gasgenerator in Betrieb genommen und danach die geförderten Gase in der Brennkammer entzündet werden. Beim Expander Cycle Verfahren reicht es, aus einem Hochdrucktank Startgas zu den Turbinen zu leiten, um sie auf niedrige Umdrehungszahlen zu bringen. Damit wird etwas Treibstoff gefördert, der durch die hohe Oberfläche der Brennkammerwand verdampft und dann eine höhere



Turbinenleistung ermöglicht, welche wiederum die Treibstoffmenge erhöht. Diese Vorgehensweise wird daher auch als „Bootstrap Cycle“ bezeichnet. Weiterhin ist das Triebwerk durch den fehlenden Gasgenerator einfacher aufgebaut und hat weniger Fehlerquellen. Das Vinci der Ariane 6, das für die Angara geplante RD-0146 und das japanische LE-5 setzen den Expander Cycle ein.

Bei russischen Triebwerken ist auffällig, dass selbst kleine Triebwerke nicht druckgasgefördert sind, sondern eine Turbopumpenförderung einsetzen, so die Triebwerke von Fregat und Breeze mit weniger als 20kN Schub. Bei großen Triebwerken dominiert das Staged Combustion Verfahren selbst beim RD-56, einem LOX/LH2 Triebwerk mit niedrigem Schub. Das Expander Cycle-Verfahren ist erst in der Erprobung. Russland setzt auch bei neuen Triebwerken mehr auf Hochdrucktriebwerke mit mittlereenergetischen Treibstoffen (LOX/Kerosin oder LOX/Methan) anstatt hochenergetischen Treibstoffen und Technologien mit niedrigeren Anforderungen an das Triebwerk wie LOX/LH2 und Turbopumpenförderung.

## **Feste Treibstoffe - Alt und doch neu**

Feste Treibstoffe sind zwar in Pulverraketen bereits seit Hunderten von Jahren im Einsatz, doch erst in den letzten Jahrzehnten wurden die modernen Feststoffantriebe entwickelt. Bisher haben nur wenige Nationen die Fähigkeit zum Bau großer und leistungsfähiger Feststoffantriebe erworben; China und Russland haben diesen Schritt bei zivilen Trägerraketen noch nicht getan. Die USA haben schon Mitte der sechziger Jahre begonnen feste Treibstoffe für militärische Raketen einzusetzen. Die Start, Vega, SLV, ASLV, My-Serie und Epsilon sind reine Feststoffraketen.

Die heute verwendeten, modernen Festtreibstoffe bestehen aus drei Komponenten:

- Dem Oxidator Ammoniumperchlorat, der etwa zwei Drittel der Gesamtmasse ausmacht. Er liefert den Sauerstoff für die Verbrennung.
- Dem Verbrennungsträger Aluminium, der die Energie liefert (etwa 14 - 20%) und
- Dem Binder, einem Kunstharz, das aushärtet und dabei die beiden anderen Komponenten fest bindet.

Dieser Binder ist die wichtigste Neuerung bei den modernen festen Treibstoffen. Er erlaubt es, Mischungen zu erzeugen, die kontrollierbar und linear abbrennen. Der spezifische Impuls konnte gegenüber früheren Mischungen deutlich gesteigert werden und liegt heute bei einem Spitzenwert von etwa 2900m/s - nur wenig unterhalb des Wertes von NTO/Hydrazin, einem typischen lagerfähigen Treibstoff. Dabei entschärft der Binder den Treibstoff. Die früher verwendete heterogene Mischung von Stoffen, wie dem klassischen Schwarzpulver, konnte explodieren, wenn es nicht gleichmäßig in die Form gepresst war. Als Binder werden Polymere verwendet, die durch einen Radikalstarter bei der Produktion vernetzt werden. Dabei werden in Mischern Aluminium und Ammoniumperchlorat zugemischt und die Mischung gerührt, bis sie zähflüssig ist und sich das schwere Aluminiumpulver nicht mehr abtrennen kann. Nach einigen Tagen des Aushärtens wird eine gummiartige Masse erhalten. Diese brennt nur an der Oberfläche. Selbst bei einer Explosion, wie sie bei der Selbstzerstörung eines Boosters vorkommt, explodiert der Treibsatz nicht. Im Gegenteil: Wenn der Brennkammerdruck unter einen Mindestdruck sinkt, verlöscht er.

Der Schubverlauf eines Feststoffantriebs kann auf zwei Arten beeinflusst werden. Beide Möglichkeiten bestehen

allerdings nur während der Herstellung.

Der erste Ansatzpunkt liegt darin, den Treibsatz in eine passende Form zu gießen, sodass sich eine geeignete Geometrie der Öffnung des Treibsatzes ergibt. Der Schub eines Feststofftriebwerks ist proportional zur abbrennenden Oberfläche. Ein fester Treibsatz weist üblicherweise in der Mitte ein Loch auf, welches sich vom Anfang bis zum Ende des Treibsatzes erstreckt. Durch die Form dieser Öffnung im Treibsatz sind Form und Größe der Oberfläche bestimmt, weil der Treibsatz von innen nach außen abbrennt. Während der Herstellung befindet sich in der späteren Höhle ein Zapfen, der nach dem Aushärten entnommen wird.

Große Booster werden aus Segmenten hergestellt, die dann separat befüllt werden. Es ist auch möglich, große Segmente schrittweise zu befüllen.

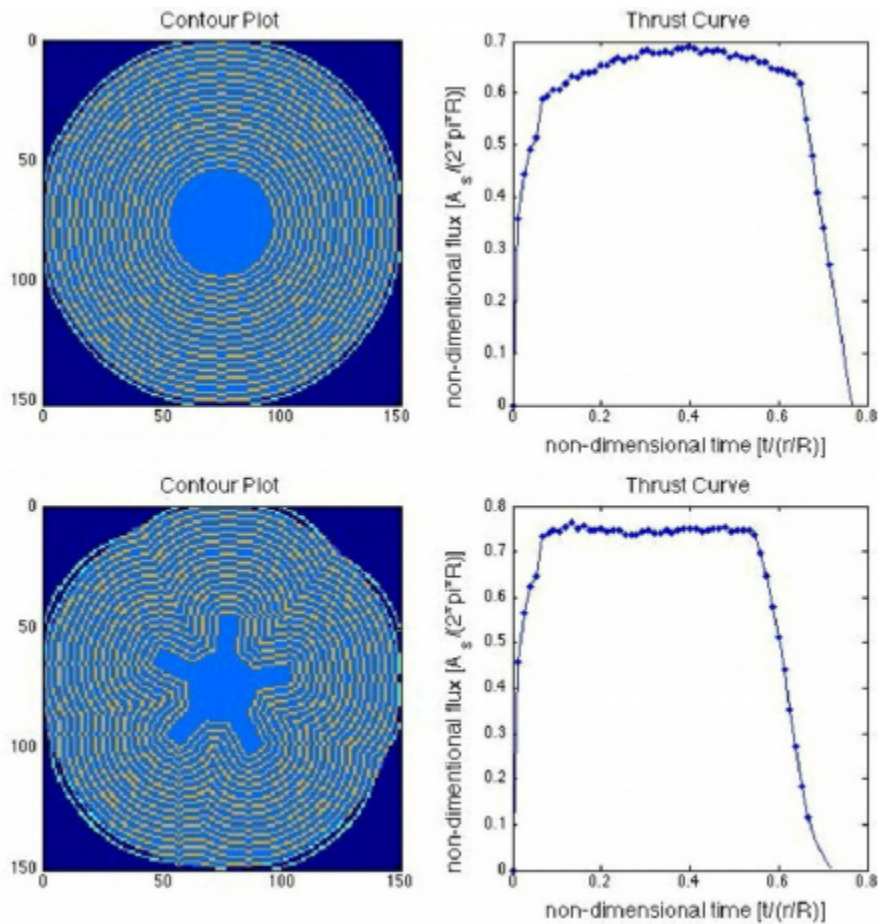


Abbildung 5: Schub/Zeitverhalten beim Sterninnenbrenner und normalen Innenbrenner

Es gibt es zwei verbreitete Geometrien für die Öffnung im Treibsatz: den sogenannten Sterninnenbrenner, bei dem die Öffnung im Treibsatz eine Sternform aufweist und den normalen Innenbrenner. Der Innenbrenner hat eine kreisförmige Öffnung in der Brennkammer, der Treibstoff befindet sich in einem Kreiszyylinder und schließt mit der Wand ab. Da die Höhle beim Abbrand immer größer wird, steigt der Schub beim Kreisinnenbrenner langsam an. Sterninnenbrenner haben eine sternförmige Oberfläche. Je nach geometrischer Form kann der Schubverlauf sehr komplex sein. In der Regel sind Sterninnenbrenner aber Antriebe mit kurzer Brennzeit und gleichmäßigen Schub. Die Variante ohne zentrale Öffnung, der Stirnbrenner, mit konstantem Schub wird nicht eingesetzt. Er hat den

Nachteil, dass die Brennkammerwand über die ganze Brennzeit hohen Temperaturen ausgesetzt wird. Bei den Innenbrennern erreicht die Flammenfront die Gehäusewand erst zum Brennschluss. Die Ariane 5 EAP setzen in einem Segment einen Sterninnenbrenner ein, der einen hohen Startschub aufweist. Er sinkt durch Verringerung der Oberfläche ab, wenn die Ariane 5 die Zone maximaler aerodynamischer Belastung durchquert. Die anderen Segmente haben normale Innenbrenner.

Die zweite Möglichkeit zur Steuerung des Schubverlaufs besteht darin, durch die Zusammensetzung des Binders die Abbrandrate zu verringern oder zu beschleunigen. Werden verschiedene Mischungen schichtenweise aufgetragen, so sind mit dieser Methode komplexe Schubverläufe möglich. Zugesetzt werden Katalysatoren, welche die Abbrandrate beschleunigen (z. B. Eisen). Möglich ist auch der Einsatz von Inhibitoren, welche wie Flammlöschmittel den Abbrand verlangsamen.

Technisch möglich ist es den Abbrand von Feststofftriebwerken zu stoppen, indem in der Nase bei Erreichen der Zielgeschwindigkeit Öffnungen frei gesprengt werden, durch die der Druck im Booster abnimmt, was bei Unterschreiten eines Mindestdrucks von typischerweise 2,5 bar zum Verlöschen führt. Doch eingesetzt wurde dies bisher noch nicht. Gängiger ist es, wenn eine geringere Performance benötigt wird, aus der Füllung wieder Treibstoff herauszuschneiden, man bezeichnet dies als „Off-Loading“. Bei vielen Antrieben kann bis zu 10% der Treibstoffmenge entfernt werden.

### **Wie funktionieren Feststoffbooster?**

Feststoffbooster bestehen aus einer stabilen Hülle, einer Düse und einem Zünder. Die Hülle muss massiver als die

Treibstofftanks einer Stufe mit flüssigen Treibstoffen sein, da sie dem Verbrennungsdruck widerstehen muss. Er liegt bei 50 bis 100 bar, entsprechend haben große Booster Stahlgehäuse von 8 bis 12mm Wandstärke.

Der Zünder ist ein kleines Feststofftriebwerk im Kopf des Boosters, das bei der Zündung eine Flamme in den Verbrennungsraum schickt und diesen entzündet. Auf der Oberfläche befindet sich eine Schicht feines Pulver, das sich schnell entzündet. So baut sich innerhalb eines Bruchteils einer Sekunde der Schub auf. Die Oberfläche brennt dann langsam ab, wobei die Abbrandrate abhängig vom Innendruck und der Mischung ist. Da sich der Innenraum laufend vergrößert, nimmt der Druck im Laufe der Brennzeit ab und damit auch Abbrandrate und Schub. Wenn die Flammenfront die Wand erreicht, stoppt die Verbrennung. Unterschreitet der Druck im Booster einen Minimalwert, so verlöscht der Booster. Es verbleiben daher immer unverbrannte Reste in einem Triebwerk.

Je länger ein Booster ist, desto größer ist die Abbrandfläche und desto dünner ist die Schicht, die als Treibsatz fungiert. Ein sehr langer und schmaler Booster hat daher einen hohen Schub und eine kurze Brennzeit. Der Rekord liegt bei Erststufenantrieben bei 145 s Brennzeit bei den Titan IVB SRM.

Es gibt eine Reihe von Besonderheiten. Die Düsen können nicht aktiv gekühlt werden. Sie bestehen daher aus hochtemperaturfesten Material (Stahl, Niob) oder sind mit einem hochtemperaturfesten Schutz belegt, der ablativ verbrennt (z. B. Graphit, Epoxidharze mit Silikaten). Damit ist auch der Düsenenghals belegt, bei dem die höchsten Temperaturen auftreten. Ein Problem, das beim Entwurf berücksichtigt werden muss, ist, dass sich das Verbrennungsprodukt Aluminiumoxid schon in der