



Leseprobe

Handbuch der Raumfahrttechnik

Herausgegeben von Wilfried Ley, Klaus Wittmann, Willi Hallmann

ISBN: 978-3-446-42406-7

Weitere Informationen oder Bestellungen unter

<http://www.hanser.de/978-3-446-42406-7>

sowie im Buchhandel.

mechanischen Antworten an allen relevanten stufeninternen Positionen bestimmt. Das Ergebnis der Rechnung liefert die dort auftretenden lokalen Lasten z. B. zwischen Leitungen und Komponenten, die wiederum Grundlage für weitere lokale mechanische Auslegungen sind.

Weiterhin sind bei der mechanischen Auslegung von Raketenstufen auch Lasten zu berücksichtigen, die durch **Schocks, Vibrationen** oder **akustische Anregungen** verursacht werden. Diese Lasten stellen häufig eine besondere Herausforderung dar und sind für empfindliche Bauteile manchmal nur mit speziell konzipierten Dämpfungselementen lösbar. Die Gültigkeit der erstellten Modelle wird in späteren Bauteil-, Subsystem- oder Systemtests unter möglichst realistischen Belastungen, Umgebungs- und operationellen Bedingungen nachgewiesen (siehe Kapitel 3.5).

Auslegung der Flugregelung und -steuerung

Die Flugregelung und -steuerung wird meistens von einer **zentralen Steuereinheit** (Onboard-Computer) für den gesamten Träger durchgeführt. Die Steuereinheit arbeitet nach einem Soll-Ist-Vergleich der vorher errechneten Flugbahn und gleicht Abweichungen infolge von Störungen durch Korrekturen aus, die von Steuerelementen umgesetzt werden. Die wichtigsten Steuerelemente sind die Schubvektorsteuerung und das Lageregelungssystem (siehe Kapitel 3.2.3). Die Anforderungen werden vom Trägersystem festgelegt und beinhalten Vorgaben zum Schubniveau, minimalen Schubimpuls sowie Gesamtimpuls.

Das System erfasst ständig Informationen, die Auskunft über den ordnungsgemäßen **Betriebszustand** der Stufe geben. Hierzu gehört die Überwachung der Trägerbeschleunigung, des Brennkammerdrucks, des Tankfüllstands und der Flugbahnregelung. Sind diese Parameter außerhalb des vorhergesehenen Bereichs, kann ein vorzeitiger Brennschluss der betroffenen Stufe eingeleitet werden.

Stufenoptimierung und Leistungsberechnung

Die Leistungsberechnung eines Trägers beruht auf der **Nutzlastmasse** in einem vorgegebenen Orbit. Dazu werden die relevanten Daten wie Trockenmasse, Schwerpunkt, Schubcharakteristik etc. sämtlicher Stufen in ein **Trajektorie-Programm** eingegeben und die Flugbahnparameter ermittelt. Wenn die vorgegebene Nutzlastmasse nicht erreicht ist, wird nach Maßnahmen zur Erhöhung der Trägerleistung gesucht, z. B. die Reduktion der Trockenmasse und die Optimierung von Betriebsparametern wie Schubniveau, Mischungsverhältnis, Treibstoffrestmassen oder spezifischer Impuls. Ziel der Optimierung wird es sein, die Masse jeder Raketenstufe bei Brennschluss zu minimieren. Neben der Trockenmasse sind auch die Treibstoffrestmengen bei Brennschluss von großem Einfluss. Dies betrifft besonders kryogene Stufen, da sie infolge von Wärmeeinträgen thermische Restmengen bilden.

3.3 Antriebssysteme

*Dirk Rüdiger Albat, Oskar Josef Haidn und
Günter Langel*

Raketenantriebe werden nach der Treibstoffart unterschieden: **Flüssigkeits- und Feststoffantriebe** sowie, als Kombination der beiden, **Hybridantriebe**, wobei sich Erstere in Einstoff- und Zweistoffsysteme untergliedern. Einstoffsysteme existieren als reine Kaltgasantriebe oder bedienen sich einer katalytischen, exothermen Zersetzung des Treibstoffs, z. B. Hydrazin (N_2H_4) oder Distickstoffmonoxid (N_2O). Zwar unterscheiden sich einzelne Systeme durchaus deutlich, gleichwohl kann man sie abhängig von Missionsprofil und Stufung des Trägers grob in vier Klassen unterteilen: **Booster, Haupt- und Oberstufenmotoren** sowie **Satelliten- und Lageregelungsantriebe**. Generell sind Raketenmotoren Höchstleistungsgeräte, in denen Energien freigesetzt werden, die jene in Kraftwerken um ein Mehrfaches übertreffen können. Während in Feststoffantrieben über 30 GW erzielt werden, erreichen Flüssigkeitsmotoren Leistungen zwischen 3 und 10 GW. Ermöglicht wird dies nur durch hohen Treibstoffdurchsatz von über 1000 kg/s.

3



Bild 3.3.1: Vulcain-2-Triebwerk am Prüfstand P5 (Bild: ESA).

3.3.1 Theorie des chemischen Antriebs

Das Grundkonzept des chemischen Raketenantriebs beruht letztlich in der Freisetzung der in den zugeführten Treibstoffen gespeicherten Energie in einer Brennkammer sowie der Beschleunigung und dem anschließenden Ausstoß der entstehenden Verbrennungsprodukte in einer sich an die Brennkammer anschließenden Düse.

3.3.1.1 Grundlagen

Die **Raketengleichung**, erstmals aufgestellt 1903 von Ziolkowski, beschreibt die Gesetzmäßigkeiten des Raketenantriebs. Unter Annahme einer idealen, reibungsfreien, stationären und eindimensionalen Strömung eines idealen Gases mit vernachlässigbarer Eintrittsgeschwindigkeit, Wärmefreisetzung bei konstantem Druck und adiabaten Wänden, siehe Bild 3.3.2, ergibt sich der **Schub** F zu:

$$F = \dot{m} u_a + (p_a - p_\infty) A_a \quad [\text{N}] \quad (3.3.1)$$

u_a Geschwindigkeit der Gase im Austrittsquerschnitt der Düse
 A_a der dort vorliegende Druck,
 p_a Umgebungsdruck,
 p_∞ Treibstoffdurchsatz pro Zeiteinheit.

Der erste Term in (3.3.1) stellt den **Impulsbeitrag** und der zweite den **Druckbeitrag** zum Schub F dar. Weiter gelangt man mit $c = u_a + (p_a - p_\infty) A_a / \dot{m}$ oder $c = C_F c^*$ zu:

$$F = \dot{m} c \quad \text{oder} \quad F = \dot{m} C_F c^* \quad (3.3.2)$$

F Schub in N,
 C_F Schubbeiwert,
 c effektive Austrittsgeschwindigkeit in m/s, wird auch als idealer spezifischer Impuls in Ns/kg bezeichnet, ein Maß für den Energieinhalt der Treibstoffe und ihre Umwandlung in Schub,
 c^* charakteristische Geschwindigkeit.

Der häufig im angelsächsischen Sprachraum verwendete Begriff **gewichtsspezifischer Impuls** ist

$$I_{sp} = c / g_0 \quad [\text{s}] \quad (3.3.3)$$

g_0 Gravitationskonstante.

Es ist sinnvoll, die charakteristische **Geschwindigkeit** c^* und den **Schubbeiwert** C_F genauer zu betrachten, da

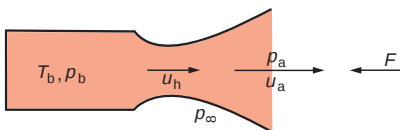


Bild 3.3.2: Prinzip einer idealen Rakete.

Tabelle 3.3.1: Wertebereiche typischer Kenngrößen.

T_b [K]	p_b [MPa]	M [kmol/kg]	c^* [m/s]
2000 ... 3900	1 ... 26	2 ... 30	900 ... 2500
ε [-]	k [-]	C_F [-]	I_{sp} [Ns/kg]
15 ... 280	1,1 ... 1,6	1,3 ... 2,9	1500 ... 4800

daraus detaillierte Hinweise über relevante Stoffdaten und Betriebsparameter gewonnen werden können. So setzt c^* den Brennkammerdruck ins Verhältnis zu den Treibstoffen und gibt Auskunft über den erzielten Verbrennungswirkungsgrad. Gl. (3.3.4) verdeutlicht, dass c^* mit steigender Temperatur T_b der Brennkammergase zunimmt, mit wachsendem Molekulargewicht M und Isentropenexponenten k aber abnimmt.

$$c^* = \left[\frac{1}{k} \left(\frac{k+1}{2} \right)^{\frac{k+1}{k-1}} \frac{R T_b}{M} \right]^{\frac{1}{2}} \quad (3.3.4)$$

$$C_F = \left\{ \frac{2 k^2}{k-1} \left(\frac{2}{k+1} \right) \left[1 - \left(\frac{p_a}{p_b} \right)^{\frac{k-1}{k}} \right] \right\}^{\frac{1}{2}} + \left(\frac{p_a}{p_b} - \frac{p_\infty}{p_b} \right) \varepsilon \quad (3.3.5)$$

ε Expansionsverhältnis der Querschnittsflächen Düsenende zu Brennkammerdüsenhals,
 R allgemeine Gaskonstante.

Der Schubbeiwert C_F wächst mit sinkendem k . Ausschlaggebend sind das Verhältnis von Austritts- zu Brennkammerdruck und die Differenz zwischen Austritts- und Umgebungsdruck. Obwohl hohe Austrittsgeschwindigkeiten wünschenswert sind, mindert eine Expansion der Gase unterhalb des Umgebungsdrucks letztlich den Schubbeiwert.

Tabelle 3.3.1 zeigt typische Wertebereiche der aufgeführten Kenngrößen für verschiedene Raketentriebwerke.

3.3.1.2 Treibstoffe

Anhand der oben abgeleiteten Zusammenhänge für die charakteristische Geschwindigkeit und den Schubbeiwert kann eine erste **Klassifizierung von Raketentreibstoffen** vorgenommen werden. Anzustreben ist also eine hohe Verbrennungstemperatur, ein geringer Isentropenexponent sowie ein kleines Molekulargewicht der Verbrennungsgase. Aus Systemgründen können darüber hinaus noch andere Größen wie Dichte und Temperatur der Treibstoffe sowie die Art des Triebwerks oder der Mission von Bedeutung für die

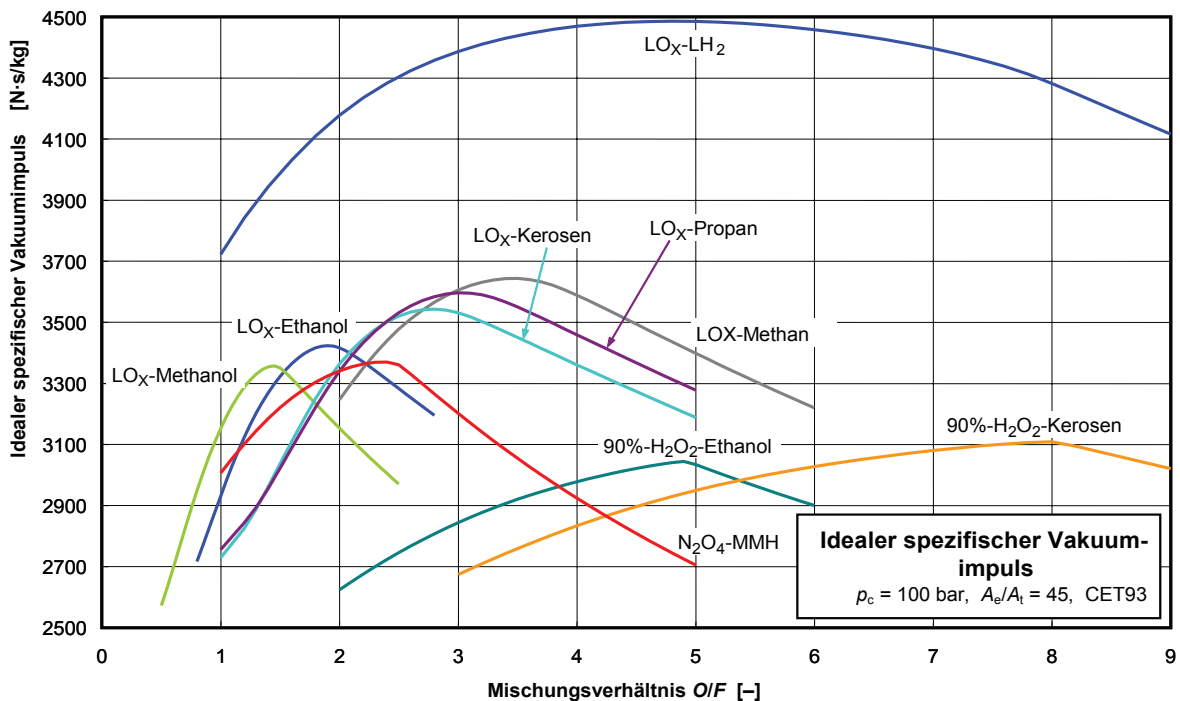


Bild 3.3.3: Spezifischer Impuls verschiedener Treibstoffkombinationen.

Treibstoffwahl sein. Generell gilt für Oberstufentriebwerke die **Treibstoffkombination H_2/O_2** als optimal, während für Boostertriebwerke, die überwiegend bei Umgebungsdruck arbeiten, entweder die Kombination **Kerosin/ O_2** oder **Feststofftriebwerke** bevorzugt werden.

Obwohl viele Treibstoffkombinationen möglich sind, werden hier nur die gebräuchlichsten genannt. Für weitergehende Daten wird auf [3.3.1] verwiesen. Hypergole Kombinationen aus N_2O_4 und Mischungen von N_2H_4 und dessen Derivaten wurden trotz ihres gegenüber anderen Kombinationen schlechteren spezifischen Impulses lange Zeit wegen der guten Lagereigenschaften und der nicht benötigten Zünder bevorzugt, obwohl sie wegen ihrer toxischen und aggressiven Eigenschaften durchaus Handhabungsprobleme haben. Für Flüssigbooster hat sich jedoch mittlerweile die Kombination **LOX/Kerosin** (LOX: flüssiges O_2) durchgesetzt, und deren imposantesten Vertreter sind das F1-Triebwerk der Saturn V oder die RD-170-Triebwerksfamilie. Sowohl in den USA und Japan als auch in Europa wird seit einigen Jahren Methan als Treibstoff für die Anwendung in Raketentriebwerken untersucht. Dies gilt sowohl für die Trägersysteme als auch für Orbital-Antriebssysteme.

Gründe für diese Überlegungen liegen darin, dass es sich bei „LOX-Methan“ um eine sog. „Green Propellant“-Treibstoffkombination handelt, die aufgrund der physikalischen Eigenschaften von Methan in der Handhabung sowohl im Betrieb als auch am Boden als weniger komplex und damit kostengünstiger im Vergleich zu Wasserstoff

oder klassischen lagerfähigen Treibstoffen gesehen wird. Es ist jedoch zu bedenken, dass für den Einsatz dieser Treibstoffkombination eine komplett neue Infrastruktur zu erstellen ist. Der spezifische Impuls von LOX-Methan liegt zwischen dem von LOX-Kerosin und LOX-Wasserstoff.

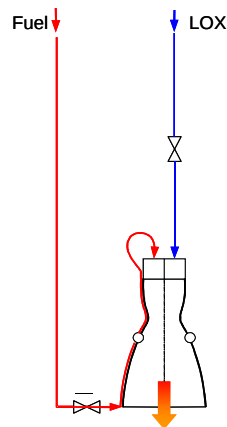
In den nächsten Jahren wird sich zeigen, ob diese neue Variante als Raketentreibstoff Anwendung findet. Zurzeit laufen Studien und Vorversuche auf experimenteller Basis, die allerdings sehr vielversprechend sind.

Der Einfluss von **Mischungsverhältnis und Treibstoffkombination** auf den **spezifischen Impuls** eines Triebwerks ist in Bild 3.3.3 dargestellt. Deutlich sind drei unterschiedliche Treibstoffklassen auszumachen. Mit weitem Abstand führt H_2/O_2 gefolgt, von den einfachen Kohlenwasserstoffen, wobei mit steigendem Kohlenstoffgehalt der spezifische Impuls sinkt. Daran schließen sich die Alkohole an, deren Leistungseinbußen weitere 10 % betragen und die in etwa gleichwertig sind mit den hypergolen Kombinationen. Zum Vergleich sind auch zwei Kombinationen mit 90 % Wasserstoffperoxid eingetragen, die wiederum einen etwa 10 % schlechteren spezifischen Impuls aufweisen.

3.3.2 Triebwerkstypen

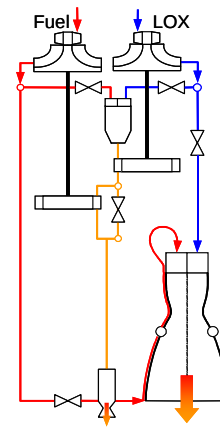
Die Triebwerkstypen werden hinsichtlich der **Treibstoffförderung** unterschieden, die drei wesentlichen Typen sind in Bild 3.3.4 dargestellt. Während die Mehrzahl der Trieb-

Druckgassystem



Pumpensysteme

Gas generator cycle



Staged combustion cycle

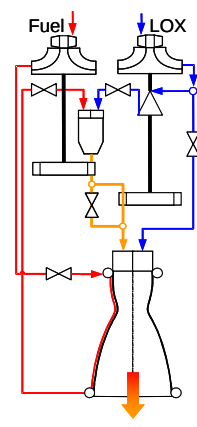


Bild 3.3.4: Triebwerkssysteme.

Komplexität:

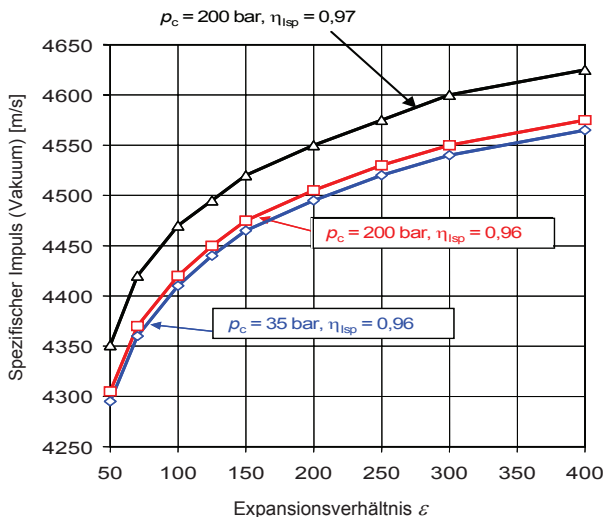


Bild 3.3.5: Spezifischer Impuls als Funktion des Expansionsverhältnisses ε (Druck und Wirkungsgrad als Parameter).

werke mit **Turbopumpen** arbeitet, fördern nur Triebwerke kleiner Leistung durch **Lagertankbedrückung**. Wichtig für die Beurteilung ist der Einfluss der Parameter Kammerdruck, Expansionsverhältnis und Impulswirkungsgrad auf die Leistung (spez. Impuls). Expansionsverhältnis und Impulswirkungsgrad bestimmen die Motorleistung, nicht der Brennkammerdruck. Letzterer dimensioniert jedoch die Triebwerksabmessungen, siehe Bild 3.3.5.

3.3.2.1 Druckgassysteme

Druckgasbetriebene Motoren unterscheidet man nach **Eigen- oder Fremdbedrückung**. Erstere geschieht durch Verdampfung einer Treibstoffkomponente durch Wärme-

zufuhr und wird häufig bei Einstoffsystemen angewandt, letztere durch ein Hochdruckgas (Helium), welches in Lagertanks gespeichert wird. Derartige Triebwerke sind durch die Tanktechnologie begrenzt und werden nahezu ausschließlich in Oberstufen mit hypergolen Treibstoffen verwendet.

3.3.2.2 Pumpensysteme

Tabelle 3.3.2 vergleicht verschiedene Triebwerksversionen. Das **Expandertriebwerk** ist ein Sonderfall, weil die Energie für den Turbinenbetrieb nicht über einen Gasgenerator, sondern durch den in den Brennkammerkühlkanälen aufgeheizten Treibstoff erzeugt wird. Für den **Pumpenantrieb** benutzt man das Turboladerprinzip. In einer Brennkammer (Gasgenerator) wird ein Heißgas erzeugt, das über eine Turbine entspannt wird, welche die meist auf der gleichen Welle sitzende Pumpe antreibt und die Treibstoffe auf den nötigen Druck bringt. Wird das Turbinenabgas auch durch die Hauptbrennkammer geleitet, spricht man von einem Hauptstromtriebwerk, sonst von einem Nebenstromtriebwerk. **Gasgeneratoren** unterscheidet man nach oxidator- und treibstoffreicher Betriebsweise. Üblich ist treibstoffreicher Betrieb. Allein russische Systeme, die LOX/Kerosin verwenden, arbeiten sauerstoffreich, und es gab weltweit nur das RD-270-Triebwerk, welches beide Betriebsmodi benutzte. Im Folgenden werden typische Triebwerksklassen näher erläutert.

Boostertriebwerke

Boostertriebwerke werden am Boden gezündet, haben eine Brenndauer von 1 ... 3 min und stellen sehr hohe Anforderungen an den Schub (bis zu 8000 kN). Die erzielten spezifischen Impulse sind eher moderat und liegen bei Fest-

Tabelle 3.3.2: Vergleich von Triebwerkskreisläufen.

	Nebenstromtriebwerk, Gasgeneratorzyklus	Hauptstromtriebwerk, Gestufte Verbrennung	Expandertriebwerk
Vorteile	• Einfache Schnittstelle zwischen Brennkammer und Turbine • Unabhängige Subsystementwicklung möglich • Moderater Pumpenaustrittsdruck	• Hoher Brennkammerdruck möglich ohne Verlust von spez. Impuls • Kompakte Turbinenbauweise • Kein getrennter Turbinenauslass	• Einfaches Triebwerkdiseign • Nur Zündung der Hauptbrennkammer; • Geringe Turbineneintrittstemperatur
Nachteile	• Impulsverlust wegen Gasgenerator • Geringer Turbinenwirkungsgrad • Zusätzlicher Leistungsverlust durch höheres Mischungsverhältnis	• Nur integrale Entwicklung wegen komplexer Schnittstellen zwischen Turbopumpe und Brennkammer • Hoher Pumpenenddruck • Komplexer Triebwerksstart	• Brennkammerdruck < 100 bar • Nur integrale Entwicklung wegen komplexer Schnittstellen zwischen Turbopumpe und Brennkammer • Hoher Pumpenenddruck

Tabelle 3.3.3: Kennwerte typischer Flüssigbooster.

Typ	Treibstoff	Schub [MN]	Impuls [Ns/kg]	Druck [MPa]	Zyklus
RD-170	LO ₂ /Kerosin	7,65	3 040	25,1	HS
RD-180	LO ₂ /Kerosin	3,82	3 050	25,5	HS
RD-107	LO ₂ /Kerosin	0,81	2 520	5,9	HS
F-1	LO ₂ /RP1	6,91	2 590	6,6	GG
MA-5A	LO ₂ /RP1	1,84	2 580	4,4	GG
RS-27	LO ₂ /RP1	0,91	2 580	4,8	GG
RD-253	N ₂ O ₄ /UDMH	1,47	2 796	14,7	HS
YF-20	N ₂ O ₄ /UDMH	0,76	2 540	7,4	GG
Viking 6	N ₂ O ₄ /UH25	0,68	2 473	5,9	GG
RS-68	LO ₂ /LH ₂	2,91	3 532	9,7	GG

Zyklus-Abkürzungen siehe Tabelle 3.3.5.

stoffsystemen im Bereich 250 ... 295 s, bei Flüssigantrieben können auch 330 s erreicht werden. Die meist paarweise angeordneten Feststoffbooster haben hohe Anforderungen an ein übereinstimmendes Schubprofil, um einen gleichmäßigen Brennschluss zu erreichen. Charakteristische Daten typischer Booster finden sich in Tabelle 3.3.3.

Hauptstufentriebwerke

Hauptstufentriebwerke arbeiten vom Boden bis ins Vakuum mit Brennzeiten zwischen 400 und 600 Sekunden, jedoch häufig mit einem etwas geringeren Schub (≈ 2000 kN), aber bei deutlich höherem spezifischem Impuls als Boosterantriebe. Tabelle 3.3.4 zeigt Kennwerte typischer Triebwerke und Bild 3.3.1 mit dem Vulcain 2 einen typischen Vertreter eines Hauptstufenmotors. Zu erkennen sind die **Schubdüse** und die **Zuführung der Turbinenabgase**, die zwei Gründe hat: Erzeugung eines Films zur Kühlung der Düsenerweiterung und Erhöhung der Triebwerksleistung. Während die Turbopumpen links und rechts noch an den Rohren der Turbinenabgase zu erkennen sind, bleiben Brennkammer und Einspritzkopf hinter Rohrleitungen und Messkabeln verborgen.

Tabelle 3.3.4: Kennwerte typischer Hauptstufentriebwerke.

Typ	Treibstoff	Schub [MN]	Impuls [Ns/kg]	Druck [MPa]	Zyklus
RD-108	LO ₂ /Kerosin	0,78	2 433	5,1	HS
RD-191	LO ₂ /Kerosin	2,05	3 306	25,6	HS
Viking V	N ₂ O ₄ /UH25	0,68	2 443	5,9	GG
SSME	LO ₂ /LH ₂	1,834	3 551	20,5	HS
RD-0120	LO ₂ /LH ₂	1,45	3 473	20,6	HS
LE-7	LO ₂ /LH ₂	1,080	4 346	14,5	HS
Vulcain 2	LO ₂ /LH ₂	1,35	4 248	11,5	GG

Tabelle 3.3.5: Kennwerte typischer Oberstufentriebwerke.

Typ	Treibstoff	Schub [kN]	Impuls [Ns/kg]	Druck [MPa]	Zyklus
11D58M	LO ₂ /Kerosin	84	3 855	4,4	HS
RD-0210	N ₂ O ₄ /UDMH	582	3 208	14,8	HS
AESTUS	N ₂ O ₄ /MMH	30	3 188	1,0	DG
YF-75	LO ₂ /LH ₂	79	4 316	3,7	GG
LE-5	LO ₂ /LH ₂	122	4 436	3,8	Exp
HM7B	LO ₂ /LH ₂	63	4 356	3,5	GG
VINCI	LO ₂ /LH ₂	180	4 562	6,1	Exp
RL-10B	LO ₂ /LH ₂	110	4 571	4,4	Exp

Abkürzungen:
HS: Hauptstromkreislauf GG: Gasgeneratorkreislauf
DG: Druckgasförderung Exp: Expandertriebwerk

Oberstufentriebwerke

Oberstufentriebwerke werden im Vakuum gezündet und haben einen deutlich geringeren Schub (typisch < 200 kN), aber sehr hohe Anforderungen an den spezifischen Impuls (> 4 600 Ns/kg für H₂/O₂). In Tabelle 3.3.5 sind wesentliche Kennwerte einiger Triebwerke zusammengefasst, Bild 3.3.6 zeigt mit dem HM7B ein typisches Oberstufentriebwerk.



Bild 3.3.6: Oberstufentriebwerk HM7B (Bild: ASTRIUM).



Bild 3.3.7: VINCI-Triebwerk für ARIANE 5 ME (Bild: ASTRIUM).

Bild 3.3.7 zeigt das VINCI-Triebwerk, das sich zurzeit in der Entwicklung befindet. Es wird in der neuen Oberstufe der Ariane 5 – AR 5 ME – zum Einsatz kommen, ist wiederzündbar und besitzt eine ausfahrbare Expansionsdüse. Neuartig für europäische Entwicklungen ist der gewählte „Expander“-Triebwerkskreislauf.

Der Erstflug ist für das Jahr 2016 geplant. Die Nutzlastkapazität der Ariane 5 in GTO wird dann 12 t betragen.

Satelliten- und Lageregelungstriebwerke

Das Anforderungsprofil für Satelliten- und Lageregelungstriebwerke wird weniger von der Leistung als von der Zuverlässigkeit bestimmt. Den höchsten Schub haben **Apo-gäumsmotoren** (< 600 N), wesentlich kleinere Leistung (< 10 N) werden von **Lageregelungstriebwerken** verlangt, die zudem mit einer sehr langen Lebensdauer im Puls- und Dauerbetrieb arbeiten. Satelliten- und Lageregelungsantriebe sind im Kapitel 4.4 beschrieben.

3.3.2.3 Feststoffantriebe

Feststoffantriebe werden dort eingesetzt, wo hohe Zuverlässigkeit und Verfügbarkeit sowie einfache Lagerung gefordert sind. Sie werden genutzt als **Gasgeneratoren** zum Anfahren der Turbopumpen von Flüssigkeitstriebwerken, als **Beschleunigungsraketen** zur Trennung ausgebrannter Raketenstufen oder als Zusatz- oder **Hauptantriebsstufen** des Trägersystems. Ihr Hauptvorteil liegt im einfachen Aufbau aus nur wenigen Komponenten: Motorgehäuse, Thermalschutz, Treibstoff, Düse und Zündsystem; ihr Nachteil ist der geringe spezifische Impuls. Typische Werte von 250 ... 295 s liegen etwa 40 % unter denen kryogener Systeme. Außerdem ist das Strukturgewicht von Feststoffsystemen relativ hoch, da die Motorgehäuse sowohl als Tank als auch als Brennkammer dienen und daher für hohe Arbeitsdrücke ausgelegt werden. Das Haupteinsatzgebiet der Feststoffantriebe liegt deshalb im **Hochschubbereich** und bei Erststufen: Die hohe Energiedichte von Feststoffantrieben erlaubt hohe Massenströme und damit hohen Schub bei relativ kompakten Abmessungen. Dies ist bei Erststufen oft wichtiger als der spezifische Impuls.

Treibstoffkomponenten und -erzeugung

Feststoffantriebe sind **Einstoffsysteme** – Treibstoff und Sauerstoffträger werden gemeinsam in einer gummiartigen Masse gemischt, welche nach der Zündung autonom, also ohne äußeren Einfluss, abbrennt. Die Ariane 5, siehe Bild 3.3.8, benutzt Ammoniumperchlorat (NH_4ClO_4) als Oxidator, Kunstharz (Polybutadien) als Brennstoff und Aluminium als energiesteigerndes Element zur Erhöhung der Gastemperaturen und des spezifischen Impulses. Abbrandgeschwindigkeiten von bis zu 8 mm/s sind häufig.