

Städt. Heinrich-Heine-Gymnasium  
Max-Reinhardt-Weg 27  
81739 München

Schuljahr 2018/19

**Seminararbeit**

**Im W-Seminar „Astrophysik“**

**Evaluation verschiedener Raketenmotortypen**

von  
Simon Fritsch

Betreuende Lehrkraft                      StD Mike Lausmann

Abgabetermin:                                      6. November 2018

Punktzahl für die abgelieferte Arbeit (3x): .....

Punktzahl für die Präsentation mit Prüfungsgespräch (1x): .....

Gesamtleistung in der Seminararbeit (Arbeit x 3+Präsentation): .....

---

(Unterschrift des Kursleiters)

## **Inhaltsverzeichnis**

### **1 Einleitung**

### **2 Hauptteil**

#### **2.1 Fundamentale Eigenschaften von Raketenmotoren**

##### **2.1.1 Physikalische Größen**

##### **2.1.2 Anwendungsgebiete von Raketenmotoren**

#### **2.2 Chemische Raketenmotoren**

##### **2.2.1 Feststoffraketenantriebe**

##### **2.2.2 Flüssigkeitsraketenantriebe**

##### **2.2.3 Hybridraketenantriebe**

#### **2.3 Elektrische Raketenmotoren**

##### **2.3.1 Elektrothermische Raketenmotoren**

##### **2.3.2 Elektrostatische Raketenmotoren**

##### **2.3.3 Elektromagnetische Raketenmotoren**

### **3 Fazit**

## 1 Einleitung

Die Raumfahrt steht vor einem neuen Zeitalter. Sie ist nicht mehr alleine das Aufgabengebiet nationaler Raumfahrtagenturen, sondern wird zunehmend auch von privaten Unternehmen betrieben. Dies führt zu neuen Anforderungen an die Raumfahrttechnologie: Sie muss nicht mehr nur zuverlässig funktionieren, sondern unterliegt zunehmend auch wirtschaftlichen Kriterien. Die infolgedessen mehrfache Nutzung eines Transportfahrzeugs führt zu neuen Anforderungen an die Langlebigkeit der Komponenten. Doch auch bei nur einfacher Nutzung werden gegenwärtig neue Standards für Produktionskosten und Leistung gesetzt.

Eine der Komponenten, die die größten Auswirkungen auf die Wirtschaftlichkeit einer Raummission hat, sind die Antriebe eines Flugkörpers. Die Motortechnologie entwickelt sich schnell weiter. Viele Konzepte werden zum ersten Mal genutzt und aus Ideen entwickeln sich erprobte Technologien. Mit futuristischen Antrieben wie Arcjets, Hybridraketenmotoren und Ionentriebwerken stellt sich vielen Außenstehenden die Frage, ob seit fast hundert Jahren erprobte Technologien, wie Flüssigkeitsraketenantriebe, schon veraltet sind und nur noch aus mangelnder Experimentierfreudigkeit genutzt werden. Einen Einblick in dieses Thema zu bekommen, kann sehr kompliziert sein. Deshalb wird sich diese Arbeit mit der Frage beschäftigen, *welche Art von Raketenmotoren in einer zum Zeitpunkt dieser Arbeit geplanten Mission verwendet werden würden*. Da eine vollständige Beantwortung dieser Frage den Rahmen dieser Arbeit übersteigt, soll diese Arbeit einem nicht ingenieurwissenschaftlich gebildeten Leser einen Überblick über Entscheidungskriterien und Auswahlmöglichkeiten für Raketenmotoren geben.

Hierzu wird zunächst ein Überblick über definierende Eigenschaften und Kenngrößen eines Raketenmotors gegeben. Anschließend werden die spezifischen Anforderungen verschiedener Anwendungen behandelt. Nach der Klärung dieses Grundwissens werden zunächst chemische und daraufhin elektrische Raketenmotortypen erläutert und nach den zuvor etablierten Kriterien bewertet.

## 2. Hauptteil

### 2.1 Fundamentale Eigenschaften von Raketenmotoren

Raketenmotoren sind eine Untergruppe der Rückstoßantriebe. Wie alle Rückstoßantriebe erzeugen Raketenmotoren Schub, indem sie eine Stützmasse beschleunigen. Der Unterschied zwischen Raketenmotoren und anderen Rückstoßantrieben ist, dass die Stützmasse eines Raketenmotors nicht aus der Umgebung angesaugt wird, wie es zum Beispiel bei Turbinen der Fall ist, sondern von der Rakete seit dem Start mitgeführt wird. Dies ermöglicht die Verwendung von Raketenmotoren in einer Vielzahl von Umgebungen, einschließlich des im Weltall herrschenden Vakuums<sup>1</sup>.

#### 2.1.1 Physikalische Größen

Da Raketenmotoren Rückstoßantriebe sind, lässt sich die Schubkraft mit der Änderung des Impulses der Stützmasse über Zeit gleichsetzen. Es gilt somit für die Schubkraft  $F$ :

$$F = m \cdot a$$

Wobei  $m$  die Stützmasse und  $a$  die Beschleunigung ebenjener ist. Da die Stützmasse meist als Fluid vorliegt, wird sie nicht im Ganzen beschleunigt, weshalb es kompliziert ist, mit der Masse zu rechnen. Stattdessen wird in der Aerodynamik meist mit dem Massestrom, also der Masse, die sich pro Zeit durch einen Querschnitt bewegt, gerechnet. Der Massestrom  $\dot{m}$  entspricht dem Produkt der Dichte eines Mediums  $\rho$ , der Geschwindigkeit  $V$ , mit der es durch einen Querschnitt fließt, und der Fläche des Querschnitts  $A$ :

---

<sup>1</sup> Vergleiche Sutton S. 1-5

$$\dot{m} = \frac{dm}{dt} = r \cdot V \cdot A$$

Da der Massestrom schon von der Zeit abhängig ist, ergibt sich für die Änderung des Impulses der Stützmasse und somit auch der Schubkraft, die auf die Rakete wirkt:

$$\dot{p} = F = \dot{m} \cdot V_e$$

Wobei  $V_e$  die Austrittsgeschwindigkeit ist. Falls der Austrittsdruck  $p_e$  nicht mit dem Umgebungsdruck  $p_0$  äquivalent ist, führt dies zu einer weiteren Kraft, die auf die Rakete entlang der Austrittsfläche  $A_e$  wirkt:

$$F = \dot{m} \cdot V_e + (p_e - p_0) \cdot A_e$$

Die äquivalente Austrittsgeschwindigkeit  $V_{eq}$  wird definiert als:

$$V_{eq} = \frac{\dot{p}}{\dot{m}} = \frac{F}{\dot{m}} = V_e + \frac{(p_e - p_0) \cdot A_e}{\dot{m}}$$

Die äquivalente Austrittsgeschwindigkeit ist eine Möglichkeit, den spezifischen Impuls  $I_{sp}$  zu definieren. In diesem Fall ist die Einheit des spezifischen Impulses  $\frac{m}{s}$ , oder  $\frac{ft}{s}$ . Der spezifische Impuls  $I_{sp}$  wird jedoch meist in Sekunden angegeben, da dies einige Formeln vereinfacht und im imperialen und metrischen System äquivalent ist. Für diese Definition wird Impulsänderung pro Gewichtsstrom nicht wie zuvor Massestrom betrachtet:

$$I_{sp} = \frac{V_{eq}}{g_0}$$

Wobei  $g_0$  die Normfallbeschleunigung ist. Im Folgenden wird, um Verwechslungen zu vermeiden, der spezifische Impuls in Sekunden als  $I_{sp}$  und die äquivalente Austrittsgeschwindigkeit als  $V_{eq}$  angegeben. Durch Integration der Schubkraft kann man nun den totalen Impuls  $I$  berechnen:

$$I = \int \dot{m} \cdot V_{eq} dt$$

Unter der Annahme, dass die äquivalente Austrittsgeschwindigkeit konstant bleibt, kommt man auf

$$I = m_p \cdot g_0 \cdot I_{sp}$$

Der spezifische Impuls gibt somit an, welcher Impuls von einem Raketenmotor pro Stützmasse generiert werden kann. Er ist eine der wichtigsten Größen für Raketenmotoren, da er ein Anzeichen für die Effizienz eines Raketenmotors ist und die mathematische Analyse der Thermodynamik eines Raketenmotors vereinfacht.

Durch Gleichsetzen der Schubgleichung und dem zweiten newtonschen Gesetz lässt sich die Raketengrundgleichung ableiten:

$$\frac{d(M \cdot u)}{dt} = F = \dot{m} \cdot V_{eq}$$

Wobei M die Masse und u die Geschwindigkeit einer Rakete ist. Weitere Kräfte auf die Rakete, zum Beispiel aerodynamische Kräfte werden in dieser Ableitung vernachlässigt, können jedoch in der finalen Gleichung hinzugefügt werden. Der Massefluss lässt sich durch die Änderung der Stützmasse  $m_p$  ausdrücken:

$$\dot{m} = -\frac{dm_p}{dt}$$

$$d(M \cdot u) = -dm_p \cdot V_{eq}$$

$$dM \cdot u + du \cdot M = -dm_p \cdot V_{eq}$$

Da die Rakete als Bezugspunkt verwendet wird, ist  $u$  Null:

$$du \cdot M = -dm_p \cdot V_{eq}$$

Nun lässt sich die Masse M in Abhängigkeit von der Zeit t aufstellen:

$$M(t) = m_e + m_p(t)$$

Wobei  $m_e$  die Leermasse ist. Solange sich die Leermasse nicht verändert gilt:

$$dM = dm_p$$

$$du = -V_{eq} \cdot \frac{dM}{M}$$

Durch Integration von der vollen Masse der Rakete  $m_f$  bis zur Leermasse der Rakete  $m_e$  lässt sich die Änderung der Geschwindigkeit  $\Delta u$  berechnen:

$$\Delta u = \int_{m_f}^{m_e} -V_{eq} \cdot \frac{dM(t)}{M(t)} dt$$

$$\Delta u = V_{eq} \cdot \ln \frac{m_f}{m_e}$$

Diese Formel wird als Raketengrundgleichung bezeichnet und ermöglicht, die Geschwindigkeitsveränderung durch einen Raketenmotor zu schätzen. Für eine genaue Berechnung ist diese Formel jedoch unzureichend, da weder äußere Kräfte wie Gravitation oder Luftwiderstand noch relativistische Effekte, die bei manchen Raketenmotortypen auftreten, berücksichtigt werden. Die volle Masse einer Rakete  $m_f$  geteilt durch die Leermasse dieser Rakete  $m_e$  wird als Stützmassenverhältnis (propellant mass ratio) MR bezeichnet.<sup>2 3 4 5</sup>

$$MR = \frac{m_f}{m_e}$$

### 2.1.2 Anwendungsgebiete von Raketenmotoren

Es gibt zahlreiche Anwendungsgebiete für Raketenmotoren, die jeweils spezifische Anforderungen und Limitationen haben. Die deutlichsten Unterschiede zwischen Anwendungen zeigen sich bei den Anforderungen an die Schubkraft und den spezifischen Impuls sowie in der Anzahl der Starts, die der Motor während seiner Lebenszeit überstehen muss. Ein weiterer Unterscheidungsfaktor ist die benötigte Größe, da nicht jeder Motor gut skalierbar ist. Bei kleineren Motoren kommt es

<sup>2</sup> Vergleiche NASA: <https://spaceflightsystems.grc.nasa.gov/education/rocket/rktwtp.html>

<sup>3</sup> Vergleiche NASA (2015): <https://spaceflightssystemswww.grc.nasa.gov/education/rocketWWW/k-12/airplane/thrsteq.html>

<sup>4</sup> Vergleiche NASA: <https://spaceflightsystems.grc.nasa.gov/education/rocket/specimp.html>

<sup>5</sup> Vergleiche NASA (2015): <https://spaceflightsystems.grc.nasa.gov/education/rocket/specimprkt-pow.html>

zum Beispiel zu Einschränkungen bei der Produktion von sehr kleinen Komponenten, wie Ventilen, Schaltern oder Sensoren<sup>6</sup>, während größere Motoren unter anderem höhere Anforderungen an die verbauten Materialien stellen.

Die wohl bekannteste Anwendung von Raketenmotoren sind Trägerraketen; ihre Aufgabe ist es, eine möglichst große Nutzlast möglichst günstig und zuverlässig in einen bestimmten Orbit zu bringen. Die maximale Nutzlast und der angestrebte Orbit sind hierbei meist feste Größen, die schon bei der Konzeption einer Rakete feststehen, während Kosten und Zuverlässigkeit gegeneinander, meist unter Einbezug des Wertes der Nutzlast, abgewogen werden müssen.

Bei einer Trägerrakete wird eine Vielzahl verschiedener Motoren verbaut, die sich in verschiedene Gruppen aufteilen lassen. Die Hauptmotoren einer Trägerrakete haben die Aufgabe, der Nutzlast den für den angestrebten Orbit benötigten Impuls zu verleihen. Für einfach genutzte Raketen oder Booster-Raketen, die vor der Wiederverwendung gewartet werden, wie es zum Beispiel bei den Boostern des Space Shuttle der Fall war, benötigt diese Anwendung meist nur eine einzige zuverlässige Zündung. Um den benötigten Impuls bereitzustellen, werden meist mehrere Raketenstufen genutzt, da die meisten Motoren weder über einen weiten Druckbereich effektiv sind, noch den gesamten für die Mission benötigten Impuls bereitstellen können. Trotzdem ist der spezifische Impuls eine der wichtigsten Größen für die Hauptmotoren einer Trägerrakete, da durch einen höheren spezifischen Impuls weniger Treibstoff benötigt wird und eine größere Nutzlast möglich wird. Eine andere ausschlaggebende Größe ist die durch den Motor erzielte Schubkraft. Um eine Rakete zu beschleunigen, muss diese größer als die Gewichtskraft der Rakete in diesem Moment sein. Je größer die Schubkraft, desto kürzer verweilt eine Rakete unter dem Einfluss der Fallbeschleunigung, da größere Schubkraft zu einer höheren Beschleunigung führt. Je kürzer die Rakete unter dem Einfluss der Fallbeschleunigung steht, desto weniger Geschwindigkeit verliert sie durch eben jene.

$$\Delta u = V_{eq} * \ln \frac{m_f}{m_e} - \int g dt$$

---

<sup>6</sup> Vergleiche Sutton S. 22

Zusätzlich zu den Hauptmotoren benötigt eine Trägerrakete auch Raketenmotoren für ein Lageregelungssystem, also für die Balance und Steuerung der Flugrichtung. Dieses benötigt vergleichsweise geringe Schubkraft<sup>7</sup> und der spezifische Impuls der Motoren ist relativ zum Gewicht der Motoren unwichtiger, da gewöhnlich sehr viele Lageregelungsmotoren in einer Rakete verbaut werden. So waren im Space Shuttle 44 der 67 Raketenmotoren dem Lageregelungssystem zugeteilt<sup>8</sup>. Lageregelungsmotoren durchlaufen während eines Starts mehrere Tausend Zündungen mit sehr kurzen Brennzeiten.<sup>9</sup>

Die zweite bedeutende Anwendung von Raketenmotoren sind Raumschiffe. Es gibt eine Vielzahl verschiedener Einsatzzwecke für Raumschiffe, sowohl Satelliten als auch interplanetare oder transsolare Raumfahrtzeuge zählen dazu.<sup>10</sup> Die in einem Raumschiff verbauten Motoren werden in primäre und sekundäre Antriebssysteme aufgeteilt.

Primäre Antriebssysteme haben die Aufgabe, ein Raumschiff entlang einer Flugbahn zu beschleunigen, etwa um in einen Orbit zu kommen oder den Orbit zu verändern.<sup>11</sup> Die Anzahl der Zündungen variiert hierbei zwischen Anwendungen: Der Hauptmotor einer Sonde zur Erforschung des tiefen Weltraums benötigt mitunter nur eine oder zwei Zündungen, um auf möglichst hohe Geschwindigkeit zu beschleunigen, während komplexere Flugbahnen deutlich mehr Zündungen der Hauptmotoren benötigen.

Die für primäre Antriebssysteme bereitstehende Masse ist meistens durch die verwendete Trägerrakete limitiert. Die Schubkraft spielt in der Schwerelosigkeit eine deutlich geringere Rolle, kann aber die für Manöver benötigte Zeit reduzieren. Die wichtigste Größe für Raketenmotorenanwendungen im Weltall ist der spezifische Impuls. Insbesondere beim primären Antrieb eines Raumschiffes bewirkt ein höherer spezifischer Impuls eine bedeutende Erhöhung der erreichten

---

<sup>7</sup> Vergleiche Sutton S. 21

<sup>8</sup> Vergleiche Sutton S. 20

<sup>9</sup> Vergleiche Sutton S. 22

<sup>10</sup> Vergleiche Sutton S. 21

<sup>11</sup> Vergleiche Sutton S. 22

Endgeschwindigkeit oder eine Senkung der Anforderungen an eine Trägerrakete durch niedrigere Treibstoffmasse (siehe Raketengrundgleichung).

Sekundäre Antriebssysteme sind alle Antriebssysteme, deren Aufgabe es nicht ist, das Raumschiff entlang einer Flugbahn zu beschleunigen. Hierzu zählen unter anderem die schon angesprochenen Lageregelungssysteme, Orbit-Kontroll-Systeme Spin-Kontroll-Systeme und Stufentrennung.<sup>12</sup>

Für sekundäre Antriebssysteme ist die möglichst geringe Masse des Antriebssystems meistens der wichtigste Faktor. Für die meisten Anwendungen ist hingegen die Schubkraft weniger wichtig als bei Trägerraketen, da Manöver im Weltall typischerweise längere Zeiträume umfassen. Ein höherer spezifischer Impuls der sekundären Motoren kann oft die Lebenszeit von Satelliten erhöhen, da sie weniger Stützmasse verbrauchen, um den Satelliten in einer Umlaufbahn zu halten.<sup>13 14</sup>

In der folgenden Arbeit werden Raketenmotortypen tabellarisch auf Basis mehrerer Kriterien für ihre Tauglichkeit für verschiedene Anwendungen beurteilt. Hierzu werden numerische Kriterien, wie zum Beispiel der spezifische Impuls, auf einer linearen Skala von Null, dem schlechtesten Wert, der in dieser Arbeit auftritt, bis Eins, dem besten Wert, der in dieser Arbeit auftritt, bewertet. Diese Werte werden dann mit einer basierend auf dem Inhalt dieses Abschnitts und der referenzierten Quellen entschiedene Gewichtung addiert.

Binäre Kriterien werden bei den Motortypen als Eins, also gegeben oder Null, also nicht gegeben und bei den Anwendungen als Eins, also benötigt, und Null, also nicht benötigt, angegeben. Falls alle von einer Anwendung benötigten binären Kriterien von einem Motortyp gegeben sind, bekommt diese Kombination die Summe der numerischen Kriterien mal ihrer Gewichtung als Wert zugeordnet. Falls nicht alle benötigten Kriterien gegeben sind, bekommt die Kombination den Wert 0 zugeordnet und die Spalte wird rot gefärbt. Aufgrund des Rahmens dieser Arbeit kann dieser Wert weder aus datenwissenschaftlicher noch aus systemtechnischer Sicht

---

<sup>12</sup> Vergleiche Sutton S. 22

<sup>13</sup> Vergleiche Sutton S. 14-26

<sup>14</sup> Vergleiche Sutton S. 131-153

begründet werden. Er dient als Überblick, nicht als einziges Entscheidungskriterium.

Numerische Kriterien sind der maximale spezifische Impuls  $I_{sp}$  in Sekunden, die maximale Schubkraft  $F$  in Newton, die maximale Schubkraft pro Gewicht  $\frac{F}{G}$  und die benötigte externe Energie pro erzeugter kinetischer Energie  $\frac{E_{ex}}{E_{kin}}$ . Binäre Kriterien sind, ob ein Motortyp unter Umgebungsdruck operieren kann und ob er kontrollierbar ist, man ihn also mehrfach starten, stoppen und den Schub spontan verändern kann.

Tabelle 1 Gewichtungen

	$I_{sp}$	$F$	$\frac{F}{G}$	$\frac{E_{ex}}{E_{kin}}$	Unter Druck Operier- bar	Kontrollier- bar
Null-Wert	290	0.01	$10^{-4}$	10		
Eins-Wert	8000	7,9E6	120	0		
Trägerraketenhauptmotor	0,6	2	0,4	2	1	0
Trägerraketenlagerege- lung	0,2	0,3	3,5	1	1	1
Orbit Kontrolle	2	0,2	2,5	0,3	0	1
Interplanetare Antriebe	3,6	0,2	1	0,2	0	0
Deep Space Antrieb	4,5	0	0,2	0,3	0	0

## 2.2 Chemische Raketenmotoren

Chemische Raketenmotoren sind Raketenmotoren, die die zum Beschleunigen der Stützmasse benötigte Energie aus chemischen Reaktionen gewinnen. Dies führt dazu, dass sie keine externe Energiequelle benötigen.

Jeder chemische Raketenmotor enthält eine Brennkammer, einen Zünder und eine Düse<sup>15</sup>. Gewöhnlich werden zwei verschiedene Treibstoffe in der chemischen Reaktion verwendet. Diese reagieren, nachdem sie vom Zünder gezündet wurden, stark exotherm in der Brennkammer. Die dadurch entstehenden heißen Gase (2000-3500 °C) dehnen sich in der Düse aus und werden auf hohe Geschwindigkeiten beschleunigt (2000-4500 m/s)<sup>16</sup>. Die Düse muss für maximale Leistung nicht nur an den Motor, sondern auch an die Umgebung angepasst sein.<sup>17</sup>

Für den Vergleich zwischen Raketenmotortypen werden chemische Raketenmotoren üblicherweise als Basistechnologie herangezogen, mit der andere Motoren verglichen werden. Dies liegt unter anderem daran, dass sie die älteste Form von Raketenmotoren sind<sup>18</sup>. Es lässt sich generell sagen, dass chemische Raketenmotoren mehr Schubkraft pro Gewicht und weniger spezifischen Impuls als andere Motoren bieten. Zudem können sie sehr hohe maximale Schubkräfte erreichen, da chemische Treibstoffe sehr energiedicht sind und die generierte Energie proportional zum Massefluss ist. Will man mehr Stützmasse beschleunigen, muss man dem Motor nicht mehr externe Energie zuführen.

---

<sup>15</sup> Vergleiche El-Sayed S. 945

<sup>16</sup> Vergleiche ebd. S. 945

<sup>17</sup> Vergleiche ebd. S. 945-946

<sup>18</sup> Vergleiche ebd. S. 946

## 2.2.1 Feststoffraketentriebwerke

Feststoffraketentriebwerke sind die ältesten Raketenmotoren und lassen sich bis zur Erfindung der ersten Raketen in China zurückführen. Heute werden sie für militärische Raketen, Modellraketen und als Booster-Stufen für Trägerraketen verwendet.<sup>19</sup>

In einem Feststoffraketentriebwerk wird der Treibstoff in fester Form in der Brennkammer gelagert. Dies ermöglicht, ein Raketentriebwerk mit Brennstoff in einer hermetisch verschlossenen Brennkammer herzustellen, der mehrere Jahre gelagert werden kann, bevor er verwendet wird.<sup>20</sup> Des Weiteren reduziert die Lagerung von Brennstoff in der Brennkammer die Anzahl der benötigten beweglichen Teile. Im Gegensatz zu Flüssigkeitsraketentriebwerken benötigt ein Feststoffraketentriebwerk keine externen Tanks oder Rohrleitungen, was die Komplexität, das

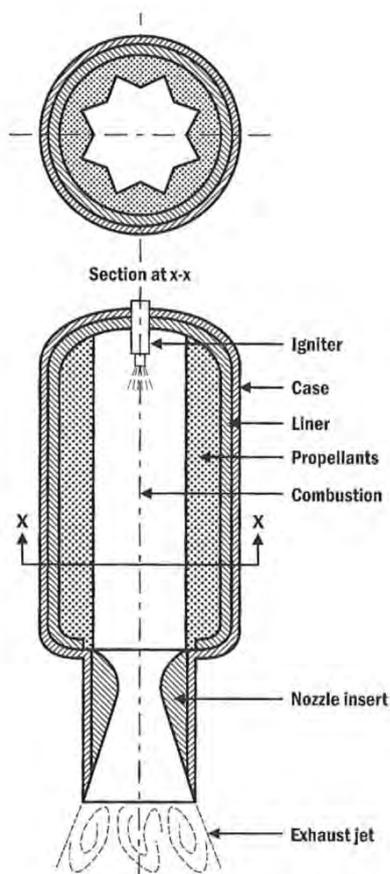


Abbildung 2 Feststoffraketentriebwerk

<sup>19</sup> Vergleiche ebd. S. 946

<sup>20</sup> Vergleiche Sutton S.435

Ausfallrisiko, die minimale Größe und das Leergewicht des Motors reduziert. Ein einfaches Feststoffraketenantriebssystem besteht aus einer mit Treibstoff, im Englischen „grain“, gefüllten Brennkammer einem Zünder und einer Düse.<sup>21</sup> Die Brennkammer übernimmt hierbei mehrere Aufgaben: Sie dient als Druckkammer und in vielen Fällen auch als äußere Struktur der Rakete. Dies führt dazu, dass sie einer Vielzahl verschiedener Kräfte unter extremen Temperaturen standhalten muss. Um die Temperatur der strukturellen Hülle, die aus Metall oder faserverstärkten Verbundwerkstoffen besteht<sup>22</sup>, zu regulieren, ist die Innenseite der Brennkammer mit einer Dämmschicht ausgelegt. Leichtere, thermisch widerstandsfähigere Materialien könnten die Masse der Brennkammer reduzieren und somit das Stützmassenverhältnis von Feststoffraketenantriebssystemen verbessern. Derzeit ist es möglich, Feststoffraketenantriebssysteme zu bauen, bei denen 82 bis 94 % der Motormasse Treibstoff ist.<sup>23</sup> Dies entspricht einem Stützmassenverhältnis von 5,5 – 16,6. Der spezifische Impuls eines Feststoffraketenantriebssystems ist abhängig vom Treibstoff und liegt typischerweise zwischen 220 und 290 Sekunden.

Der größte Nachteil bei der Verwendung von Feststoffraketenantriebssystemen ist, dass ihr Schub nicht mehr variiert werden kann, sobald ein Motor gezündet wurde. Sie können im Normalfall nicht ausgeschaltet und nur einmal gezündet werden. Dies verhindert auch einen vollständigen Test der Motoren vor einem Start. Ein brennender Motor produziert Schub bis er ausgebrannt ist.

Diese Unkontrollierbarkeit während des Fluges schließt Feststoffraketenantriebssysteme für viele Anwendungen aus. Nichtmilitärisch werden sie hauptsächlich als Boosterstufe für Trägerraketen, als primärer Antrieb, der keine hohe Präzision benötigt, oder für Manöver, die keine größeren oder komplexeren Motoren erlauben, verwendet.<sup>24 25</sup>

---

<sup>21</sup> Vergleiche El-Sayed S. 946

<sup>22</sup> Vergleiche Sutton S.436

<sup>23</sup> Vergleiche Sutton S.435

<sup>24</sup> Vergleiche Sutton S.435-471

<sup>25</sup> Vergleiche El-Sayed S. 946-959

Tabelle 2 Feststoffraketenriebwerke

Feststoffraketenriebwerke	$I_{sp}$	$F$	$\frac{F}{G}$	$\frac{E_{ex}}{E_{kin}}$	Unter Druck Operier- bar	Kon- trol- lier- bar	Kenn- wert
Wert in absoluten Zahlen	290	8,9E5	120	0	1	0	
Wert auf Skala	0	0,11	1	1	1	0	
Trägerraketenhauptmotor	0	0,22	0,4	2	1	0	2,62
Trägerraketenlageregelung	0	0,03	3,5	1	1	1	0
Orbit Kontrolle	0	0,02	2,5	0,3	0	1	0
Interplanetare Antriebe	0	0,02	1	0,2	0	0	1,22
Deep Space Antrieb	0	0	0,2	0,3	0	0	0,5

26

## 2.2.2 Flüssigkeitsraketenriebwerke

Ein Flüssigkeitsraketenriebwerk ist ein Raketenriebwerk, dass durch die chemische Reaktion eines oder mehrerer flüssiger Treibstoffe angetrieben wird. Typischerweise reagieren zwei getrennt gelagerte Treibstoffe miteinander, dies wird als Bipropellant-Triebwerk bezeichnet. In selteneren Fällen wird nur ein einzelner Treibstoff verwendet, ein solches Triebwerk wird als Monopropellant-Triebwerk bezeichnet. Im Folgenden werden Bipropellant-Triebwerke besprochen, da diese häufiger verwendet werden.

Ein Bipropellant-Triebwerk benötigt mindestens zwei Tanks, in denen die Treibstoffe gelagert werden, ein Einspeisesystem für beide Treibstoffe, eine Energiequelle für das Einspeisesystem, eine oder mehrere Brennkammern mit Düsen, Rohrleitungen, um die Brennkammern mit den Tanks zu verbinden, strukturelle

---

<sup>26</sup> Vergleiche Sutton S.442-443

Komponenten, um den generierten Schub auf das Fahrzeug zu übertragen, und Steuervorrichtungen einschließlich Ventilen, um den Motor zu starten, stoppen oder den Treibstofffluss, und somit auch den Schub, anzupassen.<sup>27</sup> Jede dieser Komponenten hat eigene technische Herausforderungen und Limitationen, die das Entwickeln eines Flüssigkeitsraketenriebwerks sehr kompliziert machen.

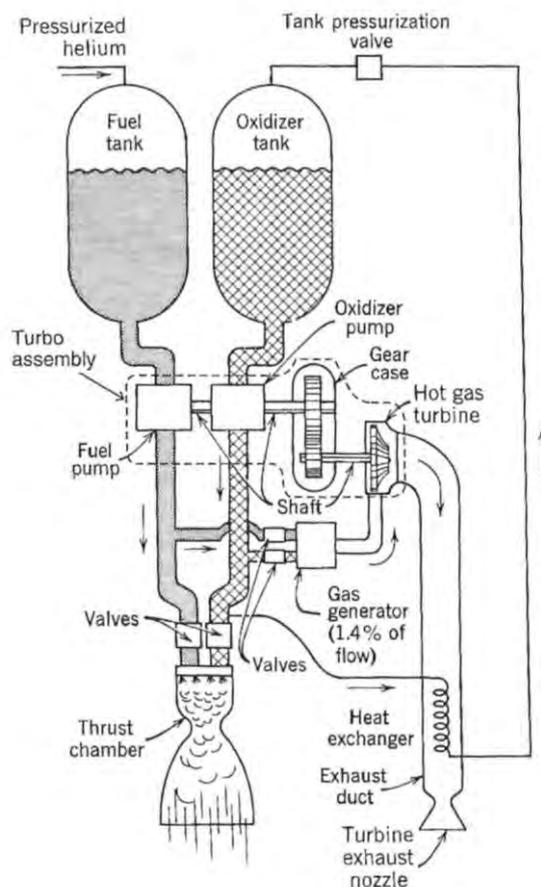


Abbildung 3 Flüssigkeitsraketenriebwerk

Die Anforderungen an die Treibstofftanks hängen von den verwendeten Treibstoffen ab. Wie jede Raketenkomponente muss auch ein Tank so leicht wie möglich sein, was zu hohem Stress im Material führt.<sup>28</sup> Für treibstoffführende Komponenten ist Sicherheit eine Priorität, da schon geringe Mengen der oft hochgradig giftigen, entflammbaren und korrosiven Treibstoffe andere Komponenten missionsgefährdend beschädigen können. Gel-förmige Treibstoffe können dieses Risiko

<sup>27</sup> Vergleiche Sutton S.194

<sup>28</sup> Vergleiche Sutton S.201

reduzieren.<sup>29</sup> Kryogen, also bei extrem niedrigen Temperaturen, gelagerte Treibstoffe benötigen spezielle Tanks, die thermisch isoliert und an Kondensation angepasst sind.<sup>30</sup>

Das Treibstoff-Einspeise-System hat die Aufgabe die Treibstoffe mit einem bestimmten Massestrom in die Brennkammern zu bewegen. Es muss hierzu der Druck in der Brennkammer überwunden werden. Dies führt dazu, dass das Einspeisesystem den Druck in der Brennkammer limitiert; eine Größe, die großen Einfluss auf die Eigenschaften des Motors hat. Des Weiteren muss das Einspeisesystem so leicht und zuverlässig wie möglich sein. Man unterscheidet zwischen unter Druck stehenden Systemen und gepumpten Systemen.<sup>31</sup>

Durch Gas unter Druck gesetzte Systeme sind einfacher, günstiger, zuverlässiger und einfacher zu starten oder zu stoppen. Doch können sie auch weniger Druck aufbauen als Pumpensysteme und benötigen schwere Tanks für das unter Druck stehende Gas. Sie werden hauptsächlich in sekundären Schubanwendungen verwendet, die viele präzise Starts, mit niedrigem Schub brauchen, zum Beispiel Lageregelungssysteme von Trägerraketen oder Manövermotoren von Raumschiffen.<sup>32</sup> Gepumpte Systeme sind kompakter, leichter und haben einen höheren spezifischen Impuls, benötigen jedoch mehr bewegte Teile, die abnutzen oder ausfallen können, und verbrauchen bei jedem Start des Motors Treibstoff.<sup>33</sup>

Flüssigkeitsraketen haben den höchsten spezifischen Impuls aller chemischer Raketentriebwerke mit bis zu 455,2 Sekunden.<sup>34</sup> Im Gegensatz zu Feststoffraketen-triebwerken können sie spontan reguliert, vor dem Start getestet und mehrfach verwendet werden. Insbesondere bei großem Gesamtimpuls und gepumpten Systemen lässt sich ein hohes Stützmasseverhältnis erzielen. Dies kehrt sich allerdings um, wenn man kleinere Motoren mit niedrigerem Gesamtimpuls betrachtet. Des

---

<sup>29</sup> Vergleiche Sutton S. 697

<sup>30</sup> Vergleiche Sutton S.201-208

<sup>31</sup> Vergleiche Sutton S.208-216

<sup>32</sup> Vergleiche El-Sayed S. 961-962

<sup>33</sup> Vergleiche El-Sayed S. 968-976

<sup>34</sup> Vergleiche Zandbergen [https://www.researchgate.net/profile/Btc\\_Zandbergen/publication/267047129\\_Modern\\_Liquid\\_Propellant\\_Rocket\\_Engines\\_2000\\_Outlook/links/5444b3dc0cf2a76a3ccd7b48/Modern-Liquid-Propellant-Rocket-Engines-2000-Outlook.pdf](https://www.researchgate.net/profile/Btc_Zandbergen/publication/267047129_Modern_Liquid_Propellant_Rocket_Engines_2000_Outlook/links/5444b3dc0cf2a76a3ccd7b48/Modern-Liquid-Propellant-Rocket-Engines-2000-Outlook.pdf) S. 5

Weiteren ist es komplizierter eine stabile Reaktion aufrecht zu halten und die Motoren sind deutlich komplexer als Feststoffraketen.<sup>35</sup> Wegen der zuvor genannten Vorteile sind Flüssigkeitsraketenantriebe die am meisten in der Raumfahrt verwendeten Motoren.<sup>36</sup>

Tabelle 3 Flüssigkeitsraketenantriebe

Flüssigkeitsraketenantriebe	$I_{sp}$	$F$	$\frac{F}{G}$	$\frac{E_{ex}}{E_{kin}}$	Unter Druck Operierbar	Kontrollierbar	Kennwert
Wert in absoluten Zahlen	455	7,9E6	84	0	1	1	
Wert auf Skala	0,02	1	0,7	1	1	1	
Trägerraketenhauptmotor	0,01	2	0,28	2	1	0	4,29
Trägerraketenlageregelung	0	0,3	2,45	1	1	1	3,75
Orbit Kontrolle	0,04	0,2	1,75	0,3	0	1	1,84
Interplanetare Antriebe	0,07	0,2	0,7	0,2	0	0	1,17
Deep Space Antrieb	0,09	0	0,14	0,3	0	0	0,53

<sup>37</sup>

### 2.2.3 Hybridraketenantriebe

Hybridantriebe sind eine Gruppe von Raketenmotoren als Mischform von Feststoff- und Flüssigkeitsraketenantrieben. Eine der Komponenten der chemischen Reaktion ist in flüssiger, die andere in fester Form vorhanden. In der „klassischen“

<sup>35</sup> Vergleiche Sutton S. 696-697

<sup>36</sup> Vergleiche El-Sayed S. 960

<sup>37</sup> Vergleiche Zandbergen [https://www.researchgate.net/profile/Btc\\_Zandbergen/publication/267047129\\_Modern\\_Liquid\\_Propellant\\_Rocket\\_Engines\\_2000\\_Outlook/links/5444b3dc0cf2a76a3ccd7b48/Modern-Liquid-Propellant-Rocket-Engines-2000-Outlook.pdf](https://www.researchgate.net/profile/Btc_Zandbergen/publication/267047129_Modern_Liquid_Propellant_Rocket_Engines_2000_Outlook/links/5444b3dc0cf2a76a3ccd7b48/Modern-Liquid-Propellant-Rocket-Engines-2000-Outlook.pdf) S. 5

oder „typischen“ Konfiguration wird ein fester Brennstoff mit einem flüssigen Oxidationsmittel verbrannt. Eine umgekehrte Konfiguration wird als invers bezeichnet.

Verglichen mit anderen chemischen Raketenmotoren sind Hybridtriebwerke deutlich sicherer, da die Reaktionskomponenten im Falle eines Unfalls sich nicht vollständig mischen und explodieren können. Des Weiteren sind Hybridmotoren meist weniger komplex und leichter als Flüssigkeitsraketenantriebe, während sie im Idealfall einen ähnlichen spezifischen Impuls und ähnliche Kontrollierbarkeit bieten. Hybridmotoren können ihren Schub gleichmäßig anpassen, jedoch führt dies zu einem ungleichmäßigen Reaktionsverhältnis, da nur eine der Reaktionskomponenten angepasst werden kann. Ein ungleichmäßiges Reaktionsverhältnis kann auch durch Fluktuationen im Einspeisesystem hervorgerufen werden, die bei Flüssigkeitsraketenantrieben beide Reaktionskomponenten betreffen würden. Ein

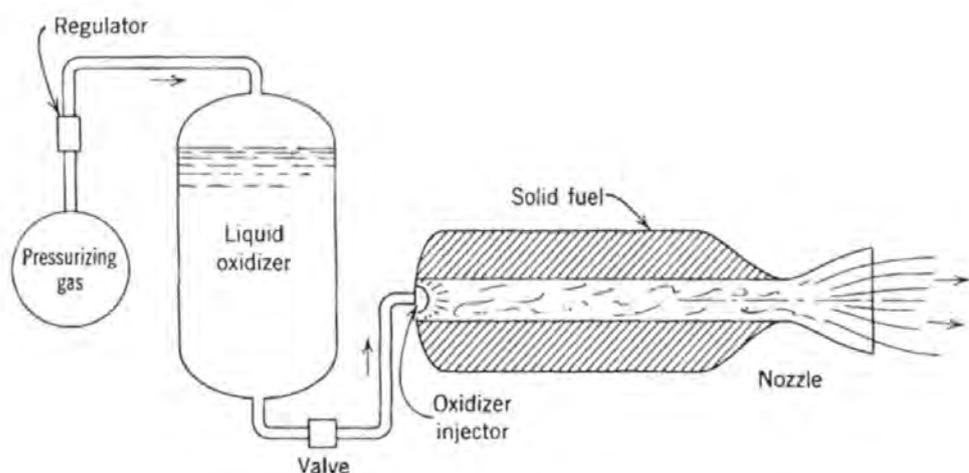


Abbildung 4 Hybridtriebwerk

unerwünschtes Reaktionsverhältnis kann zu negativen Veränderungen der Motoreigenschaften führen.<sup>38</sup> Hybridmotoren erfordern auch kompliziertere theoretische Beschreibungen, was Vorhersagen über die Motoreigenschaften erschwert.

Hybridtriebwerke profitieren sowohl von Entwicklungen im Bereich der Feststoffraketenantriebe, als auch im Bereich der Flüssigkeitsraketenantriebe. Hybridtriebwerke wurden schon an mehreren experimentellen Flugkörpern getestet, allerdings wurde sie noch in keiner in Serie gebauten Anwendung verwendet.<sup>39 40</sup>

<sup>38</sup> Vergleiche Sutton S. 178

<sup>39</sup> Vergleiche Sutton S.594-597

<sup>40</sup> Vergleiche El-Sayed S. 976-981

Tabelle 4 Hybridrakentriebwerke

Hybridrakentriebwerke	$I_{sp}$	$F$	$\frac{F}{G}$	$\frac{E_{ex}}{E_{kin}}$	Unter Druck Operier- bar	Kon- trol- lier- bar	Kenn- wert
Wert in absoluten Zahlen	295	2,7E6	5	0	1	1	
Wert auf Skala	0	0,34	0,04	1	1	1	
Trägerraketenhauptmotor	0	0,68	0,02	2	1	0	2,7
Trägerraketenlageregelung	0	0,1	0,14	1	1	1	1,24
Orbit Kontrolle	0	0,07	0,1	0,3	0	1	0,47
Interplanetare Antriebe	0	0,07	0,04	0,2	0	0	0,33
Deep Space Antrieb	0	0	0,01	0,3	0	0	0,31

<sup>41</sup> <sup>42</sup> <sup>43</sup> Diese Werte treffen auf eine frühe Entwicklungsstufe von Hybridmotoren zu und reflektieren nicht unbedingt das Potential der Technologie.

<sup>41</sup> Vergleiche Story: <https://ntrs.nasa.gov/archive/nasa/casi.ntrs.nasa.gov/20150016546.pdf> S.4

<sup>42</sup> Vergleiche Story: <https://ntrs.nasa.gov/archive/nasa/casi.ntrs.nasa.gov/20150016546.pdf> S.36

<sup>43</sup> Vergleiche Story: <https://ntrs.nasa.gov/archive/nasa/casi.ntrs.nasa.gov/20150016546.pdf> S.31

## 2.3 Elektrische Raketenmotoren

Elektrischen Raketenmotoren verwenden zum Beschleunigen von Stützmasse externe elektrische Energie. Dies führt dazu, dass Flugkörper, in denen elektrische Antriebssysteme verbaut sind, leistungsstarke Stromquellen benötigen. Dies schränkte die Verwendung von elektrischen Raketenmotoren lange ein.

Verglichen mit chemischen Raketenmotoren zeichnen sich elektrische Raketenmotoren durch ihren hohen spezifischen Impuls aus. Sie haben jedoch auch eine deutlich niedrigere Schubkraft, die sie für viele Anwendungen ausschließt. Zudem funktionieren sie meist im nahezu Vakuum des Weltalls besser als unter Druck<sup>44 45 46</sup>

### 2.3.1 Elektrothermische Raketenmotoren

Elektrothermische Raketenmotoren sind Raketenmotoren, die elektrische Energie verwenden, um Stützmasse zu erhitzen. Die erhitzte und in Folge dessen unter Druck stehende Stützmasse wird ähnlich wie bei einem chemischen Raketenmotor durch eine Düse beschleunigt und übt so eine Kraft auf den Motor aus. Verglichen mit anderen elektrischen Raketenmotoren generieren elektrothermische Raketenmotoren relativ viel Schubkraft. Sie verlieren jedoch Energie durch Wärmeabgabe, zudem ist ihre Lebenszeit durch die Erosion der Düse begrenzt.<sup>47 48 49</sup>

Es gibt zwei typische Modelle zum Erhitzen der Stützmasse: *Resistojet* und *Arcjet*.

Bei einem Resistojet Thruster wird die Stützmasse mit einem stromdurchflossenen Bauteil in Kontakt gebracht, das einen hohen elektrischen Widerstand hat. Die

---

<sup>44</sup> Vergleiche Sutton S. 622- 628

<sup>45</sup> Vergleiche Sutton S. 11

<sup>46</sup> Vergleiche El-Sayed S. 982-983

<sup>47</sup> Vergleiche Sutton S. 636-639

<sup>48</sup> Vergleiche Sutton S. 622-626

<sup>49</sup> Vergleiche Sutton S. 633

durch den durchfließenden Strom generierte Hitze wird an die Stützmasse abgegeben und von ihr in der Düse in kinetische Energie umgesetzt.

Resistojets zeichnen sich durch ihre Einfachheit und Flexibilität aus. Ihr Schub ist einfach zu kontrollieren und ein Resistojet kann mit verschiedenen Gasen als Stützmasse betrieben werden. Sie können außerdem mit einem breiten Spektrum an AC- und DC-Spannungen betrieben werden.

Resistojets haben jedoch einen für elektrische Raketenmotoren geringen spezifischen Impuls (200-350s), da die Temperatur der Stützmasse durch das Material des Heizwiderstandes limitiert ist. Mit einer Effizienz von 65 bis 90 % sind Resistojets relativ effizient.<sup>50</sup>

In einem Arcjet wird die Stützmasse durch einen Lichtbogen erhitzt. Der Lichtbogen heizt hierbei nur einen kleinen Teil der durchfließenden Stützmasse direkt. Die restliche Stützmasse wird durch Vermischung erhitzt. Auch wenn der Aufbau eines Arcjets einfach wirkt, sind die dort auftretenden physikalischen Phänomene sehr komplex, da sowohl der Lichtbogen als auch das Strömungsverhalten der Stützmasse instabil und chaotisch sind.<sup>51</sup>

Verglichen mit Resistojets können Arcjets die Stützmasse auf höhere Temperaturen erhitzen, da kein Bauteil dieselbe Temperatur wie die Stützmasse haben muss. Dies führt dazu, dass sie einen höheren spezifischen Impuls von 400-1000 Sekunden erzielen können. Dieser ist jedoch immer noch deutlich niedriger als der spezifische Impuls nichtthermischer Raketenmotoren. Arcjets könnten potentiell höhere Schubkräfte als andere Raketenmotoren erreichen. Heutige Arcjets erreichen bis zu 1 N Schubkraft.

Arcjets sind jedoch deutlich ineffizienter, da sie nicht nur Energie durch Wärmeabgabe verlieren, sondern auch viel Energie in der ausgestoßenen Stützmasse vorhanden ist. Dieser Verlust liegt unter anderem an der zusätzlichen Energie, die zum Ionisieren der Stützmasse aufgebracht wird. Moderne Arcjets haben eine Effizienz von 30-50%.

---

<sup>50</sup> Vergleiche Sutton S. 633-636

<sup>51</sup> Siehe Abbildung 8 MDP Thruster

Arcjets brauchen außerdem genauere und höhere Spannungen als ein Resistojet und schwere Kabel. Die benötigte Spannung ist niedriger als bei nichtthermischen Raketenmotoren.

Tabelle 5 Resistojet

Resistojet	$I_{sp}$	$F$	$\frac{F}{G}$	$\frac{E_{ex}}{E_{kin}}$	Unter Druck Operierbar	Kontrollierbar	Kennwert
Wert in absoluten Zahlen	350	0,3	0,001	1.11	1	1	
Wert auf Skala	0	0	0	0,89	1	1	
Trägerraketenhauptmotor	0	0	0	1,78	1	0	1,78
Trägerraketenlageregelung	0	0	0	0,89	1	1	0,89
Orbit Kontrolle	0	0	0	0,27	0	1	0,27
Interplanetare Antriebe	0	0	0	0,18	0	0	0,18
Deep Space Antrieb	0	0	0	0,27	0	0	0,27

Tabelle 6 Arcjet

Arcjet	$I_{sp}$	$F$	$\frac{F}{G}$	$\frac{E_{ex}}{E_{kin}}$	Unter Druck Operierbar	Kontrollierbar	Kennwert
Wert in absoluten Zahlen	1200	1	0,001	2	1	1	
Wert auf Skala	0,12	0	0	0,8	1	1	
Trägerraketenhauptmotor	0,07	0	0	1,6	1	0	1,67
Trägerraketenlageregelung	0,02	0	0	0,8	1	1	0,82
Orbit Kontrolle	0,24	0	0	0,24	0	1	0,48
Interplanetare Antriebe	0,43	0	0	0,16	0	0	0,59
Deep Space Antrieb	0,54	0	0	0,24	0	0	0,78

52 53

---

<sup>52</sup> Vergleiche Sutton S. 32

<sup>53</sup> Vergleiche Sutton S. 624

### 2.3.2 Elektrostatische Raketenmotoren

Ionentriebwerke beschleunigen nichtneutral geladene Teilchen mithilfe des Coulombschen Gesetzes, um Schub zu erzeugen. Hierzu benötigen sie einen Stützmasse tank, mehrere Stromquellen, eine Ionisierungskammer, eine Beschleunigungsregion und einen Weg, die ausgestoßene Stützmasse zu neutralisieren.

Die Ionisierung der Stützmasse ist ein komplexer Prozess, der den Rahmen dieser Arbeit überschreiten würde und deshalb hier als geschlossenes System betrachtet wird. Neben den üblichen Kriterien der Langlebigkeit und Zuverlässigkeit sollte ein Ionisierungssystem konstant möglichst viele gleichmäßig geladene Teilchen produzieren, während es möglichst wenig Energie pro Teilchen verbraucht.<sup>54</sup> Nach der Ionisierung werden die Teilchen zu einem ihnen entgegengesetzt geladenes Gitter beschleunigt. Daraufhin werden sie neutralisiert, um zu verhindern, dass sich eine elektrische Ladung im Flugkörper aufbaut.

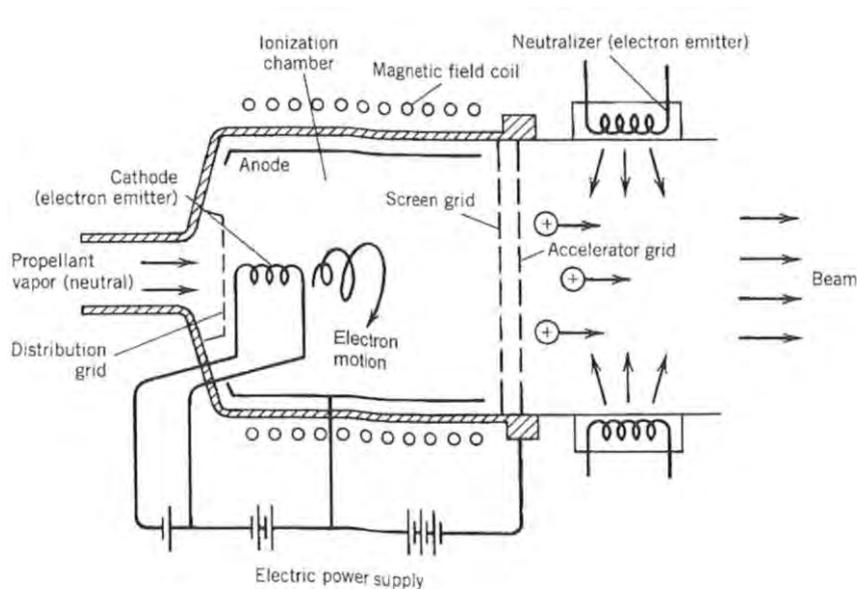


Abbildung 5 Ionentriebwerk

Ionentriebwerke zeichnen sich durch ihren hohen spezifischen Impuls von bis zu 8000 Sekunden und ihre hohe Effizienz von 60 bis 80 % aus. Sie sind jedoch sehr komplex und benötigen spezifische hohe Spannungen. Ihre Schubkraft ist meist

<sup>54</sup> Vergleiche Sutton S. 642

sehr niedrig (0.01- 500mN), insbesondere relativ zu ihrem Gewicht und sie funktionieren nur im Vakuum.<sup>55 56</sup>

Eine Sonderform der elektrostatischen Raketenmotoren sind Hall-Thruster. Ein Hall-Thruster besteht aus einem Ringspalt mit einer inneren Anode, einem magnetischen Feld über dem Ringspalt und einer externen Kathode. Da die Stützmasse elektrostatisch beschleunigt wird, werden Hall-Thruster hier zu den elektrostatischen Raketenmotoren gezählt. Je nach Quelle werden sie oft auch zu den elektromagnetischen Raketenmotoren gezählt. Die Kathode generiert ein Elektronenplasma vor dem Ringspalt. Vereinfacht dargestellt hält das magnetische Feld im Ringspalt die Elektronen davon ab, die Anode zu erreichen. Dadurch wird ein elektrisches Potential zwischen der Anode und der Öffnung des Ringspalts aufgebaut, welches die durch die Anode geleitete, ionisierte Stützmasse beschleunigt. Diese Ionen werden von dem Elektronenplasma neutralisiert, sobald sie den Ringspalt verlassen. Es wird auch eine geringe Menge Gas durch die Kathode ausgestoßen, um ihre Effizienz zu verbessern.<sup>57 58</sup>

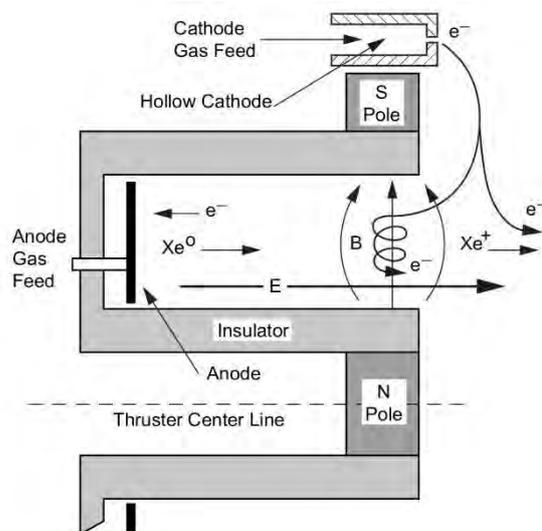


Abbildung 6 Hall-Thruster

Verglichen mit Ionentriebwerken haben Hall-Thruster einen niedrigeren spezifischen Impuls (1500-2000 Sekunden), eine kürzere Lebenszeit und niedrigere

<sup>55</sup> Vergleiche Sutton S. 641-647

<sup>56</sup> Vergleiche Sutton S. 624-626

<sup>57</sup> Vergleiche Sutton S. 652-656

<sup>58</sup> Vergleiche Goebel: [https://descanso.jpl.nasa.gov/SciTechBook/series1/Goebel\\_\\_cmprsd\\_opt.pdf](https://descanso.jpl.nasa.gov/SciTechBook/series1/Goebel__cmprsd_opt.pdf) S.325-329

Effizienz (30-50%). Hall-Thruster können jedoch höhere Schubkräfte (0.01-2000mN) erreichen und sind generell einfacher aufgebaut. Des Weiteren haben sie geringere Anforderungen an die Stromquelle und sind kompakter.<sup>59 60</sup>

Tabelle 7 Ionentriebwerke

Ionentriebwerk	$I_{sp}$	$F$	$\frac{F}{G}$	$\frac{E_{ex}}{E_{kin}}$	Unter Druck Operierbar	Kontrollierbar	Kennwert
Wert in absoluten Zahlen	8000	0.5	$10^{-4}$	1,25	0	1	
Wert auf Skala	1	0	0	0,88	0	1	
Trägerraketenhauptmotor	0,6	0	0	1,76	1	0	0
Trägerraketenlageregelung	0,2	0	0	0,88	1	1	0
Orbit Kontrolle	2	0	0	0,26	0	1	2,26
Interplanetare Antriebe	3,6	0	0	0,17	0	0	3,77
Deep Space Antrieb	4,5	0	0	0,26	0	0	4,76

Tabelle 8 Hall-Thruster

Hall-Thruster	$I_{sp}$	$F$	$\frac{F}{G}$	$\frac{E_{ex}}{E_{kin}}$	Unter Druck Operierbar	Kontrollierbar	Kennwert
Wert in Absoluten Zahlen	2000	2	$10^{-4}$	2	0	1	
Wert auf Skala	0,22	0	0	0,8	0	1	
Trägerraketenhauptmotor	0,13	0	0	1,6	1	0	0
Trägerraketenlageregelung	0,04	0	0	0,8	1	1	0
Orbit Kontrolle	0,44	0	0	0,24	0	1	0,68
Interplanetare Antriebe	0,79	0	0	0,16	0	0	0,95
Deep Space Antrieb	0,99	0	0	0,24	0	0	1,23

61 62

<sup>59</sup> Vergleiche Goebel: [https://descanso.jpl.nasa.gov/SciTechBook/series1/Goebel\\_cmprsd\\_opt.pdf](https://descanso.jpl.nasa.gov/SciTechBook/series1/Goebel_cmprsd_opt.pdf) S. 4

<sup>60</sup> Vergleiche Sutton S. 624-626

<sup>61</sup> Vergleiche Sutton S. 32

<sup>62</sup> Vergleiche Sutton S. 624

### 2.3.3 Elektromagnetische Raketenmotoren

In einem typischen elektromagnetischen Raketenmotor wird Stützmasse erhitzt, bis sie bei rund 5000 K zu einem leitfähigen Plasma wird. Daraufhin wird ein starker Strom durch dieses Plasma geleitet, während es sich in einem Magnetfeld befindet. Die dadurch hervorgerufene Lorentzkraft beschleunigt das Plasma auf hohe Geschwindigkeiten. Bei konventionellen elektromagnetischen Raketenmotoren unterscheidet man zwischen magnetoplasmadynamischen (MPD) und pulsed-plasma (PPT) Thrustern.

Ein PPT produziert keinen kontinuierlichen Schub, sondern einzelne Pulse und funktioniert ähnlich wie eine Railgun. Ein leitendes Projektil, im Fall eines PPTs Plasma, schließt einen Stromkreis zwischen zwei Schienenelektroden und induziert dabei ein starkes Magnetfeld. Da das Projektil nun ein stromdurchflossener Leiter in einem Magnetfeld ist, erfährt es eine Kraft und wird entlang der Schienen beschleunigt. Als Stützmasse wird hierbei meist Teflon verwendet. Bei jedem Puls wird ein Teil des Teflons verdampft.<sup>63</sup>

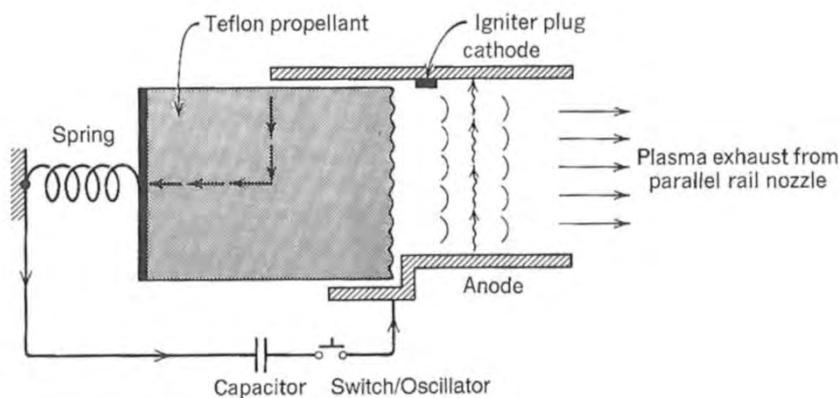


Abbildung 7 Pulsed Plasma Thruster

Vorteile eines PPTs sind die relative Einfachheit des Motors und die Lagerung des Teflons, da es als Festkörper gelagert werden kann und deshalb keine

<sup>63</sup> Vergleiche Taylor S.179

komplizierten, schweren und anfälligen Rohrleitungen, Tanks oder Einspeisesysteme benötigt. Außerdem benötigen sie relativ wenig Leistung, um betrieben zu werden.

Nachteile eines PPTs sind die sehr niedrige Schubkraft (0.05-10mN) und die sehr schlechte Effizienz von rund 10 %. Des Weiteren sind die beim Verdampfen von Teflon entstehenden Produkte giftig und könnten den Motor beschädigen.

Der spezifische Impuls von PPTs liegt zwischen 600 und 2000 Sekunden.<sup>64</sup>

Ein MPD Thruster produziert kontinuierlichen Schub und ist eine modifizierte Version eines Arcjets. Der Unterschied zu einem rein elektrothermischen Arcjet ist, dass ein MPD Thruster die Stützmasse im Lichtbogen zusätzlich durch ein magnetisches Feld beschleunigt. Verglichen mit konventionellen Arcjets arbeiten MPD Thruster unter relativ niedrigem Druck und starken elektrischen und magnetischen Feldern.

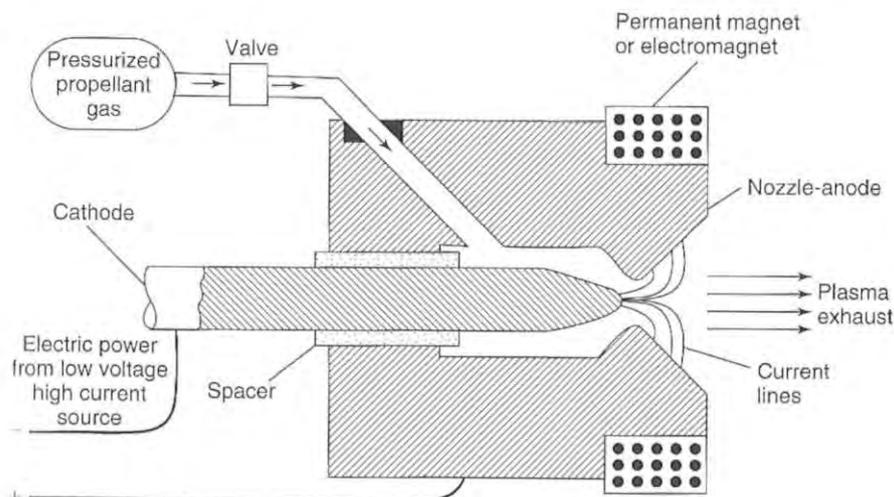


Abbildung 8 MDP Thruster

Vorteile von MPD Motoren sind ihr hoher spezifischer Impuls von 2000-5000 Sekunden und die relative Einfachheit ihres Aufbaus. Nachteile von MPD Motoren sind ihre hohen Anforderungen an die Stromquelle und ihre begrenzte Lebenszeit. Außerdem ist es sehr kompliziert, sie analytisch zu simulieren.<sup>65,66</sup>

<sup>64</sup> Vergleiche Sutton S. 624-626

<sup>65</sup> Vergleiche Sutton S. 649-653

<sup>66</sup> Vergleiche Sutton S. 624-626

Tabelle 9 PPT

PPT	$I_{sp}$	$F$	$\frac{F}{G}$	$\frac{E_{ex}}{E_{kin}}$	Unter Druck operier- bar	Kon- trol- lier- bar	Kenn- wert
Wert in absoluten Zahlen	2000	0.01	$10^{-4}$	10	0	1	
Wert auf Skala	0,22	0	0	0	1	1	
Trägerraketenhauptmotor	0,13	0	0	0	1	0	0
Trägerraketenlagerege- lung	0,04	0	0	0	1	1	0
Orbit Kontrolle	0,44	0		0	0	1	0,44
Interplanetare Antriebe	0,79	0	0	0	0	0	0,79
Deep Space Antrieb	0,99	0	0	0	0	0	0,99

Tabelle 10 MPDT

MPDT	$I_{sp}$	$F$	$\frac{F}{G}$	$\frac{E_{ex}}{E_{kin}}$	Unter Druck operier- bar	Kon- trol- lier- bar	Kenn- wert
Wert in absoluten Zahlen	5000	2	$10^{-4}$	2	0	1	
Wert auf Skala	0,61	0	0	0,8	0	1	
Trägerraketenhauptmotor	0,37	0	0	1,6	1	0	0
Trägerraketenlagerege- lung	0,12	0	0	0,8	1	1	0
Orbit Kontrolle	1,22	0	0	0,24	0	1	1,46
Interplanetare Antriebe	2,20	0	0	0,16	0	0	2,36
Deep Space Antrieb	2,75	0	0	0,24	0	0	2,99

67 68

---

<sup>67</sup> Vergleiche Sutton S. 32

<sup>68</sup> Vergleiche Sutton S. 624

## 3 Fazit

Tabelle 11 Fazit

	Trägerraketen-hauptmotor	Trägerraketenlage-regelung	Orbit Kontrolle	Interplanetare Antriebe	Deep Space Antrieb
Feststoffraketen-triebwerke	2,62	0	0	1,22	0,5
Flüssigkeitsraketen-triebwerke	4,29	3,75	1,84	1,17	0,53
Hybridraketen-triebwerke	2,7	1,24	0,47	0,33	0,31
Resistojet	1,78	0,89	0,27	0,18	0,27
Arcjet	1,67	0,82	0,48	0,59	0,78
Ionentriebwerke	0	0	2,26	3,77	4,76
Hall-Thruster	0	0	0,68	0,95	1,23
PPT	0	0	0,44	0,79	0,99
MPDT	0	0	1,46	2,36	2,99

Die obere Tabelle fasst die Ergebnisse der tabellarischen Bewertung verschiedener Raketenmotoren zusammen. Der höchste Kennwert jeder Anwendung ist grün hervorgehoben.

Zunächst fällt auf, dass chemische Raketenmotoren für Trägerraketen sehr bedeutend sind. Dies lässt sich auf die hohe Energiedichte und Energieumsatzrate einer

chemischen Reaktion zurückführen. Dies stimmt mit der derzeitigen Verwendung überein. Des Weiteren zeigt sich, dass nicht thermische Motoren durch ihren großen spezifischen Impuls einen deutlichen Vorsprung bei den primären Antrieben interplanetarer und transsolarer Missionen haben. Die Möglichkeit, mehr Energie in eine Einheit Stützmasse zu geben als sie chemisch enthält, ermöglicht es mehr Impuls pro Stützmasse zu erzeugen. Dies gewinnt bei längeren Missionen, die durch die vorhandene Stützmasse limitiert sind, an Bedeutung. Auch hier stimmen die Ergebnisse der tabellarischen Bewertung mit der verbreiteten Fachmeinung überein.

Eine Diskrepanz zwischen der tabellarischen Bewertung und der verbreiteten Fachmeinung tritt bei der Orbit-Kontrolle auf. Hier werden Ionentriebwerke, die gewöhnlich nicht auf die für diese Anwendung benötigte Größe herunter skaliert werden können, als beste Option dargestellt. Dies liegt an mehreren Faktoren. Zum einen sind manche für diese Anwendung wichtige Kriterien, wie die schon angesprochene Skalierbarkeit, nicht im Rahmen dieser Arbeit numerisch ausdrückbar. Zum anderen werden Kriterien, die für diese Anwendung wichtig wären, von der Bewertungsskala relativiert. Das deutlichste Beispiel hierfür wäre die Schubkraft pro Gewicht von elektrothermalen Motoren. Obwohl sie die hundertfache Schubkraft pro Gewicht verglichen mit anderen elektrischen Motoren haben, zeigt sich aufgrund der Skalierung kein relevanter Unterschied. Auch die besseren Starteigenschaften von gepulsten Motoren zeigen sich in der Tabelle nicht.

Für moderne Satelliten werden elektrothermische Motoren, pulsed plasma und Hall Thruster und Flüssigkeitsrakentriebwerke zur Orbit-Kontrolle verwendet, da sie zuverlässig über längere Zeiträume hinweg funktionieren und auch in kleiner Größe noch effektiv funktionieren.

Es lässt sich aus dieser Arbeit schließen, dass die Wahl eines Antriebssystems für Raketen stark missionsabhängig und sehr komplex ist. Dieses Auswahlverfahren ist eine der technischen Herausforderungen beim Planen einer Raummission und wird gewöhnlich von einer Gruppe Systemingenieure entschieden. Wie jede Komponente müssen auch Raketenmotoren auf den Rest des Systems abgestimmt werden; es gibt somit keine universelle Antwort auf die Frage, welche Art von Raketenmotor für eine Mission die ideale Lösung darstellt.

## Anhang

## Literatur- und Quellenverzeichnis

- El-Sayed, Ahmed F.: Fundamentals of aircraft and rocket propulsion, London 2016.
- Goebel, Dan M./Katz, Ira (2008): Fundamentals of Electric Propulsion: Ion and Hall Thrusters, [https://descanso.jpl.nasa.gov/SciTechBook/series1/Goebel\\_cmprsd\\_opt.pdf](https://descanso.jpl.nasa.gov/SciTechBook/series1/Goebel_cmprsd_opt.pdf) (Stand: 05.11.2018)
- National Aeronautics and Space Administration (Hrsg., 2015): General Thrust Equation, <https://www.grc.nasa.gov/WWW/k-12/airplane/thrsteq.html> (Stand: 05.11.2018)
- National Aeronautics and Space Administration (Hrsg., 2014): Mass Ratios, <https://spaceflightsystems.grc.nasa.gov/education/rocket/rktwtp.html> (Stand: 05.11.2018)
- National Aeronautics and Space Administration (Hrsg., 2015): ideal rocket equation, <https://spaceflightsystems.grc.nasa.gov/education/rocket/rktpow.html> (Stand: 05.11.2018)
- National Aeronautics and Space Administration (Hrsg., 2015): Specific Impulse, <https://spaceflightsystems.grc.nasa.gov/education/rocket/specimp.html> (Stand: 05.11.2018)
- Story, George (2015): Genetic Algorithm Optimization of a Cost Competitive Hybrid Rocket Booster, <https://ntrs.nasa.gov/archive/nasa/casi.ntrs.nasa.gov/20150016546.pdf> (Stand: 05.11.2018)
- Sutton, George Paul/Biblarz, Oscar: Rocket propulsion elements, 9. Auflage, Hoboken, New Jersey 2017.
- Taylor, Travis S.: Introduction to rocket science and engineering, Boca Raton 2009.
- Zandbergen, B. T. C. (2000): Modern Liquid Propellant Rocket Engines, 2000 Outlook, [https://www.researchgate.net/profile/Btc\\_Zandbergen/publication/267047129\\_Modern\\_Liquid\\_Propellant\\_Rocket\\_Engines\\_2000\\_Outlook/links/5444b3dc0cf2a76a3ccd7b48/Modern-Liquid-Propellant-Rocket-Engines-2000-Outlook.pdf](https://www.researchgate.net/profile/Btc_Zandbergen/publication/267047129_Modern_Liquid_Propellant_Rocket_Engines_2000_Outlook/links/5444b3dc0cf2a76a3ccd7b48/Modern-Liquid-Propellant-Rocket-Engines-2000-Outlook.pdf) (Stand: 05.11.2018)

## Abkürzungsverzeichnis

Spezifischer Impuls:	specific impuls	$I_{sp}$
Massefluss:	mass flow rate	$\dot{m}$
Äquivalente Austrittsgeschwindigkeit	equivalent velocity	$V_{eq}$
Geschwindigkeitsänderung	delta u	$\Delta u$
Stützmasseverhältnis	propellant mass ratio	$MR$
Normalfallbeschleunigung	$9,80665 \frac{m}{s^2}$	$g_0$
Masse	mass	$m$
Zeit	time	$t$
Schubkraft	thrust	$F$
Pulsed Plasma Thruster		PPT
Magnetoplasmadynamisches Triebwerk		MPDT/MPD

## Tabellenverzeichnis

Tabelle 1 Gewichtungen.....	11
Tabelle 2 Feststoffraketenriebwerke .....	15
Tabelle 3 Flüssigkeitsraketenriebwerke.....	18
Tabelle 4 Hybridraketenriebwerke.....	20
Tabelle 5 Resistojet .....	23
Tabelle 6 Arcjet.....	23
Tabelle 7 Ionentriebwerke.....	26
Tabelle 8 Hall-Thruster .....	26
Tabelle 9 PPT .....	29
Tabelle 10 MPD .....	29
Tabelle 11 Fazit.....	30

## Abbildungsverzeichnis

Abbildung 1 Deckblatt .....	0
Colorado State University (Hrsg.): Hall Effect Thrusters, <a href="http://projects-web.engr.colostate.edu/ionstand/research/research.php">http://projects-web.engr.colostate.edu/ionstand/research/research.php</a> (Stand: 05.11.2018)	
Abbildung 2 Feststoffraketenriebwerk.....	13
El-Sayed S. 947	
Abbildung 3 Flüssigkeitsraketenriebwerk.....	16
Sutton S. 7	
Abbildung 4 Hybridtriebwerk .....	19
Sutton S. 9	
Abbildung 5 Ionentriebwerk .....	24
Sutton S. 647	
Abbildung 6 Hall-Thruster .....	25
Goebel: <a href="https://descanso.jpl.nasa.gov/SciTechBook/series1/Goebel__cmprsd_opt.pdf">https://descanso.jpl.nasa.gov/SciTechBook/series1/Goebel__cmprsd_opt.pdf</a> S.325	
Abbildung 7 Pulsed Plasma Thruster .....	27
Sutton S. 13	
Abbildung 8 MDP Thruster.....	28
Sutton S. 653	

Ich erkläre hiermit, dass ich meine Seminararbeit ohne fremde Hilfe angefertigt habe und nur die im Literaturverzeichnis angeführten Quellen und Hilfsmittel benutzt habe.

....., den .....

Ort

Datum

Unterschrift des Schülers