Kapitel 1

Wissenschaftliches Vorgehen und Zielsetzung

1.1 Einleitung und Motivation

Die Raumfahrt ist in der heutigen Welt unverzichtbar, und sie wird auch in den kommenden Jahrzehnten immer wichtiger werden. Es ist mittlerweile selbstverständlich geworden über Satelliten zu kommunizieren, jederzeit aktuelle Informationen aus allen Teilen der Welt zu erhalten und seinen genauen Standort zu kennen. Auch in der Wissenschaft, bei der Erkundung unseres Sonnensystems, sowie des Universums ist die Raumfahrt unverzichtbar. Hierfür sind neue Satelliten und Raumfahrzeuge notwendig.
Begonnen hat die moderne Raumfahrt in den 30er Jahren des vergangenen Jahrhunderts. Die erste moderne Rakete (Aggregat 4) wurde in Deutschland unter der Leitung von Wernher von Braun entwickelt. Diese Rakete ist etwa 14 m hoch und hat eine Gesamtmasse von $13,5\ t$. Die A4 war als erste Rakete überhaupt in der Lage eine Gipfelhöhe von 100 km Höhe zu erreichen und hat damit nach Definition der FAI (Fédération Aéronautique Internationale) die Grenze zwischen Erdatmosphäre und Weltall durchbrochen.
Die A4 verfügte bereits über eine Kreiselsteuerung (Gyroskope), die Kursabweichungen registriert und die Kurskorrektur einleitete. Als Treibstoff verwendet diese Rakete Ethylalkohol, der mit Sauerstoff unter hohem Druck in eine Brennkammer eingespritzt wurde. Auf diese Weise erreichte diese Rakete nach Brennschluss eine Endgeschwindigkeit von etwa Mach 5 ([Neufeld]). Auch nachfolgende Raketen wie die Saturn 5, die für das Apolloprogramm entwickelt wurde, das amerikanische Space-Shuttle, die russische Sojus und die europäische Ariane Rakete verfügen auch heute noch über ein sehr ähnliches Antriebskonzept ([Meschede-2005] [Bergmann-1980]). Dieses chemische Antriebs-

Dieses Werk ist copyrightgeschützt und darf in keiner Form vervielfältigt werden noch an Dritte weitergegeben werden.
Es gilt nur für den persönlichen Gebrauch.

konzept wird auch weiterhin notwendig sein, um die Gravitation der Erde zu überwinden. Für Raumfahrzeuge auf interplanetaren Missionen, oder auf höheren Umlaufbahnen gibt es jedoch neue und effizientere Antriebskonzepte. In diesen Raumfahrzeugen werden vermehrt elektrische Triebwerke verbaut, wie in folgenden Quellen beschrieben [Brown-2004] [Feili-2012].
Elektrische Triebwerke erzeugen einen höheren spezifischen Impuls als konventionelle Verbrennungstriebwerke. Daher sind elektrische Triebwerke deutlich Treibstoffeffizienter. Während bei einem Einsatz von chemischen Triebwerken oder Kaltgasdüsen als Satellitensteuerdüsen die Masse des erforderlichen Treibstoffs in etwa der Masse der gesamten Nutzlast entspricht, wird für elektrische Triebwerke lediglich ein Bruchteil des Treibstoffs benötigt. Mit einer präziseren Steuerung der Ausstoßgeschwindigkeit mittels Aufheizung des Gases und einer Verbesserung der gasdynamischen Prozesse innerhalb der Düseneinheit kann die benötigte Treibstoffmenge nochmals reduziert werden. Bei gleichbleibendem Schub werden somit eine höhere Kapazität des Raumfahrzeugs für weitere Nutzlast, eine längere Missionsdauer, als auch eine größere Reichweite erzielt. Aus diesem Grund ist das thermofluiddynamische Verständnis der Expansionsströmung in Verbindung mit der Ionisation und elektrischen Leitfähigkeit des generierten Plasmas von höchster Bedeutung.
Die heutige Auslegung eines elektrischen Triebwerkes für ein Raumfahrzeug basiert momentan noch häufig auf Erfahrungswerten, die anhand von Experimenten gewonnen werden. Numerische Methoden, die Temperaturen, Geschwindigkeiten, Ionisationsgrad und Verschleiß verlässlich berechnen, sind momentan noch nicht vollständig entwickelt. Grund hierfür ist, dass eine Gasströmung, je nach Ionisationsgrad stark unterschiedliche Eigenschaften aufweist. Ein numerisches Modell, welches in der Lage ist, ein solches elektrisches Triebwerk zu modellieren, wäre für die Auslegung eines elektrischen Triebwerkes von großem Nutzen. Unter der Verwendung eines solchen Modells könnte beispielsweise das Design eines Triebwerkes und die im Hinblick auf Temperaturverteilungen im Triebwerk selbst optimiert werden. Dies ist eine bedeutende Fragestellung, da zu hohe Temperaturen im Triebwerk zu Verschleiß und schließlich zum Versagen führen.

1.2 Zielsetzung und Vorgehen

In dieser Arbeit soll die Strömung in einem elektrischen Triebwerk anhand eines Experimentes und eines numerischen Modells untersucht werden. Untersucht wird ein thermoelektrisches Lichtbogentriebwerk. Bei diesem Triebwerkstypen wird Gas zwischen zwei konzentrisch angeordneten Elektroden ionisiert. Die Temperaturen betragen weniger als $5000C$, weshalb sich diese Triebwerke auch für einen kontinuierlichen Betrieb eignen. Der Ionisationsgrad innerhalb der Brennkammer des Treibwerks ist eher gering. Dennoch

Dieses Werk ist copyrightgeschützt und darf in keiner Form vervielfältigt werden noch an Dritte weitergegeben werden.
Es gilt nur für den persönlichen Gebrauch.

ist ein kontinuierlicher Betrieb eines solchen Triebwerkes nicht einfach, da die Betriebstemperaturen teilweise oberhalb der Schmelztemperaturen der verwendeten Materialien liegt.
Zunächst wird allgemein der Transport kompressibler Medien in Kapitel 2 vorgestellt. Die in diesem Kapitel eingeführten Gleichungen und Kenngrößen werden ebenfalls im Kapitel 7 verwendet, in dem der hier verwendete Solver vorgestellt wird. Dieser Solver wird an mehreren Stellen innerhalb dieser Arbeit getestet. So wird unter Verwendung dieses Solvers in Kapitel 4 das Ergebnis eines Hyperschallexperiments simuliert und mit Messdaten verglichen. Bei dieser ersten Untersuchung wird ein vereinfachter Basissolver verwendet. Dieser Solver beinhaltet alle Terme, die für einen kompressiblen Transport einer Strömung notwendig sind. Zusätzlich wird dieser Solver in Kapitel 7 getestet. Bei diesen Versuchen handelt es sich um Messungen, die an einem Kaltgastriebwerk durchgeführt wurden.
Parallel zu diesen Testreihen wird ein elektrisches Triebwerk als Experiment aufgebaut und getestet. Ziel ist ein Testaufbau eines elektrischen Triebwerkes, welches kontinuierlich (mehr als 30 s Dauerbetrieb) betrieben werden kann. Begonnen wird mit einem stark vereinfachten Experiment in Kapitel 6. Hierbei handelt es sich um einen einfachen Ringspalt. An diesem Ringspalt wird das Zündverhalten getestet. Der Zusammenhang von Elektrodenabstand und Gasmenge im Verhältnis zur Duchschlagsspannung ist an dieser Stelle von Interesse. Auf Basis dieser Messdaten wird schließlich das Triebwerk INGA entwickelt.
Der INGA Aufbau und die Durchführung sieht wie folgt aus. Durch einen Ringspalt wird ein Edelgas hindurchgeleitet. Zwischen dem Innen- und dem Außenring des Ringspalts wird eine Spannung von 2000 V angelegt. Wird nun ein Edelgas durch den Ringspalt hindurchgeleitet, so kommt es zu einem Spannungsdurchschlag. Nach dem Spannungsdurchschlag stellt sich im kontinuierlichen Betrieb eine Spannung von etwa 20 V ein. Der Strom wird durch ein Netzteil auf $20-30$ Ampere begrenzt. Abhängig von der eingekoppelten Leistung wird das Gas aufgeheizt. Dies bedeutet eine deutlich höhere Temperatur des Gases und damit eine Volumenzunahme. Somit steigt auch der Druck im Triebwerk. Außerdem führt die höhere Temperatur zu einer höheren Schallgeschwindigkeit im Ringspalt. Dies wirkt sich positiv auf den Impuls und somit auf den Wirkungsgrad des Triebwerkes aus.
Der Versuchsaufbau INGA I wird weiter entwickelt zu INGA II, da der INGA I sehr störanfällig ist und das Ziel des kontinuierlichen Betriebes mit diesem Versuchsaufbau nicht erreicht wurde. Durch die Verwendung von hochwertigeren Materialien im Brennkammerbereich und Veränderungen an der Geometrie ist es mit diesem modifizierten Versuchsaufbaues möglich den Dauerbetrieb zu realisieren und die Geometrie für Parameterstudien schnell zu ändern (modular aufgebautes Triebwerk).
Zusätzlich zum Experiment wird in dieser Arbeit parallel ein numerischer Code entwickelt, welcher die strömungsmechanischen Zustände im Triebwerk abbildet. Um diese

Dieses Werk ist copyrightgeschützt und darf in keiner Form vervielfältigt werden noch an Dritte weitergegeben werden.
Es gilt nur für den persönlichen Gebrauch.

technischen Prozesse zu optimieren, müssen die kompressiblen und elektrischen Transportgrößen hoch komplexen Strömungsvorgänge innerhalb der Düsengeometrie so präzise wie möglich modelliert werden. Genutzt wird hierfür ein Ersatzmodell, das in dieser Arbeit genau beschrieben und getestet wird. Die Modellierung erfolgt in Form einer 3D-Simulation, welche die Strömungs-, Thermo- und Elektrodynamik innerhalb der transsonischen Düse abbildet. Zur Verifizierung der numerischen Ergebnisse werden die experimentell gewonnenen Daten verwendet. Bei diesen Daten handelt es sich einerseits um Kaltgasmessungen, an unterschiedlichen Triebwerksgeometrien, die im Kapitel 6 gezeigt werden. Die Messergebnisse des INGA II Aufbaus werden genutzt um zwei Faktoren (ζ und η) zu bestimmen. Diese beiden Faktoren beeinflussen im numerischen Modell maßgeblich die Aufheizung des Gases.
Abschließend werden in dieser Arbeit die experimentellen Ergebnisse mit den numerischen verglichen. In Kapitel 8 wird die Arbeit nochmals zusammengefasst und ein Ausblick geboten.

Dieses Werk ist copyrightgeschützt und darf in keiner Form vervielfältigt werden noch an Dritte weitergegeben werden.
Es gilt nur für den persönlichen Gebrauch.

Kapitel 2

Transport kompressibler Medien

In der Strömungsmechanik wird allgemein die Finite Volumen Methode (FVM) verwendet. Hierbei werden Erhaltungsgleichungen für die Masse, den Impuls und der Energie, in Form von partiellen Differentialgleichungen definiert, denen Erhaltungssätze zugrunde liegen. Die für das verwendete Modell zugrunde liegenden Erhaltungsgleichungen werden in den folgenden Unterkapiteln vorgestellt. Dabei wird auf mehrere Literaturstellen zurückgegriffen. Die hier beschrieben Methoden sind ebenfalls in [Ferziger-1997], [Oertel-2009], [Spurk-2007] und [Noll-1993] zu finden.
Ziel der Strömungsmechanik ist es, das Verhalten von Fluiden abzubilden und vorherzusagen. Als Fluide bezeichnet man allgemein Gase und Flüssigkeiten, weil die meisten physikalischen Gesetze und Zusammenhänge sowohl für Gase, als auch für Flüssigkeiten gelten. Die Stoffdaten unterscheiden sich nur quantitativ. Als Fluid bezeichnet man allgemein eine Substanz die einer beliebig langsamen Scherung keinen Widerstand entgegen setzt.

2.1 Raketengleichung von Ziolkowskij

Um den Wirkungsgrad eines Triebwerkes bewerten zu können ist es sinnvoll einen Blick auf die Raketengleichung zu werfen. Die Gleichung beschreibt die grundlegende Gesetzmäßigkeit für Antriebe, die Schub durch kontinuierlichen Ausstoß von Treibmasse erzeugen. Es handelt sich um eine einfache Impulsbilanz. In dieser Gleichung wird die Endgeschwindigkeit einer Rakete (v), mit der Startmasse (M_v) und der Masse des Treibstoffs (M_l) ins Verhältnis gesetzt. Die Ausströmgeschwindigkeit des abgebrannten Treibstoffs aus der Düse ist (v_e).

Dieses Werk ist copyrightgeschützt und darf in keiner Form vervielfältigt werden noch an Dritte weitergegeben werden.
Es gilt nur für den persönlichen Gebrauch.

$$v = v_e \cdot \ln\left(\frac{M_v}{M_l}\right) \tag{2.1}$$

Was bei dieser Gleichung sofort auffällt ist, dass eine hohe Austrittsgeschwindigkeit des Treibstoffs einen großen Einfluss auf die Endgeschwindigkeit der Rakete besitzt. Das Verhältnis von Raketenmasse zur Gesamtmasse hat weniger Einfluss auf die Endgeschwindigkeit, da es durch den natürlichen Logarithmus gedämpft wird. Dies ist auch der Grund, weshalb es sinnvoll ist, hochkomplexe und aufwendige elektrische Antriebssysteme zu entwickeln, die den mitgeführten Treibstoff deutlich effizienter nutzen. Die Reichweite eines Raumfahrzeugs kann so deutlich erhöht werden.
In den letzten Jahrzehnten wurde besonders im Hinblick auf interplanetare Missionen an unterschiedlichen Triebwerkstypen geforscht und publiziert. Mittlerweile gibt es eine Vielzahl unterschiedlicher Antriebskonzepte, die sich im Hinblick auf Treibstoffverbrauch, spezifischen Impuls, absoluten Schub, Energiebedarf und Verschleiß sich deutlich unterscheiden. Somit ist es stark von der jeweiligen Mission abhängig, welches Antriebskonzept das geeignetste ist. Nachfolgend werden die aktuell wichtigsten Antriebskonzepte vorgestellt.

Chemische Triebwerke

Standardmäßig werden häufig immer noch chemische Triebwerke in Raumfahrzeuge eingebaut. Das Funktionsprinzip basiert noch immer auf dem Funktionsprinzip der A4. Die Triebwerke moderner Raketen, wie die europäische Ariane 5, die russische Sojus, oder das amerikanische Space-Shuttle, basieren ebenfalls auf diesem Funktionsprinzip. Diese Triebwerke werden immer dann verwendet, wenn ein Raumfahrzeug große Schübe benötigt. Die Treibstoffeffizienz eines solchen Antriebssystems ist allerdings äußerst gering. Der Schub eines solchen chemischen Triebwerks ist in der Größenordnung 300 s. So hat ein Space-Shuttle mit einem Startgewicht von etwa 2050 t lediglich eine Nutzlast zur ISS von $16,4$ t. Daher sind diese Triebwerkstypen für Deep Space Missionen denkbar ungeeignet.

Kaltgas-Triebwerke und thermische Lichtbogen-Triebwerke

Kaltgastriebwerke funktionieren mit einem Gas, welches durch eine Düse expandiert wird. Das Kaltgastriebwerk wird häufig zur Lagerregelung eines Raumfahrzeugs eingesetzt, weil es einfach herzustellen, klein und leicht, und nicht störanfällig ist. Kalt-

Dieses Werk ist copyrightgeschützt und darf in keiner Form vervielfältigt werden noch an Dritte weitergegeben werden.
Es gilt nur für den persönlichen Gebrauch.

gastriebwerke erzeugen allerdings nur einen geringen Impuls, was bezogen auf den Schub einen hohen Treibstoffverbrauch zur Folge hat. Die Weiterentwicklung eines solchen Kaltgastriebwerks ist das thermische Lichtbogentriebwerk (Arc-Jet). Dieser ist auf Grund seines höheren Wirkungsgrades deutlich attraktiver, als Kaltgas oder chemische Antriebe.
Das thermische Lichtbogentriebwerk besteht aus zwei koaxial verlaufenden Elektroden, die eine Düsengeometrie formen. Zwischen den beiden Elektroden wird eine elektrische Entladung erzeugt. Gas wird in die Entladungskammer eingeleitet und durch die elektrischen Entladungen ionisiert und aufgeheizt (etwa 5000 K). Im Dauerbetrieb ist die Spannung und der Strom kontinuierlich. Abhängig von der eingekoppelten Leistung wird das Gas aufgeheizt. Dies bedeutet eine deutlich höhere Temperatur des Gases und damit eine Volumenzunahme. Somit steigt auch der Druck im Triebwerk. Außerdem führt die höhere Temperatur zu einer höheren Schallgeschwindigkeit im Ringspalt. Dies wirkt sich positiv auf den Impuls und damit auf den Wirkungsgrad des Triebwerkes aus. Der Ionisierungsgrad eines solchen Triebwerks ist eher gering ($\alpha << 1‰$). Als Treibstoff werden typischerweise Ammoniak, Hydrazin, oder Edelgase verwendet. Die Verwendung von Wasserstoff ist ebenfalls sehr attraktiv, da sich hierdurch sehr hohe spezifische Impulse erzeugen lassen.
Gebräuchliche Leistungsklassen der thermischen Lichtbogentriebwerke liegen im Bereich zwischen 1 kW und 100 kW. Die Austrittsgeschwindigkeit bei Wasserstoff kann bis zu 15 $\frac{km}{s}$ betragen. In den folgenden Literaturquellen sind aktuelle Forschungsergebnisse im Bereich der thermischen Lichtbogentriebwerke gegeben. [Kakami-2008], [Pan-2010], [Kakami-2011], [Auweter-Kurtz-2004] und [Tang-2011]

Ionen-Triebwerke

Ionentriebwerke erzeugen in einem Entladungsraum Ionen, die in einem elektrischen Feld beschleunigt werden. Die Ionen werden aus dem Triebwerk hinaus geschossen und anschließend neutralisiert. Die Neutralisation ist erforderlich um eine Aufladung des Raumfahrzeugs und somit eine Umkehr der ausgestoßenen Ionen zum Raumfahrzeug zu verhindern. Der spezifische Impuls eines solchen Triebwerks ist höher, als bei Kaltgas-, oder thermischen Lichtbogentriebwerken. Der maximale Schub ist jedoch geringer. Ionentriebwerke zeichnen sich durch eine hohe Standzeit aus. Sie sind besonders für interplanetare Langzeitmissionen geeignet. Aktuell gibt es verschiedene Bauformen, die in Raumfahrzeugen zum Einsatz kommen. Eine gute Übersicht über die unterschiedlichen Bauformen von Ionentriebwerken ist in [Fruchtman-2003] und [Feili-2012] zu finden.

Dieses Werk ist copyrightgeschützt und darf in keiner Form vervielfältigt werden noch an Dritte weitergegeben werden.
Es gilt nur für den persönlichen Gebrauch.

Hall-Triebwerk

Bei dem Halltriebwerk handelt es sich um einen in den 1960ern entwickelten russischen Triebwerkstyp. Das Triebwerk besteht aus einer ringförmigen, keramischen Entladungskammer. Am Triebwerksausgang befindet sich eine Hohlkathode, am Triebwerksboden in der Nähe der Gaseinleitung eine Anode. Als Treibstoff werden Edelgase verwendet. Starke radiale Magnetfelder zwingen Entladungselektronen nun auf Kreisbahnen in der Entladungskammer. In diesem Bereich finden Stoßprozesse zwischen den Entladungselektronen und dem eingeleiteten Edelgas statt. Auf diese Weise entstehen Edelgasionen, die in Richtung Hohlkathode beschleunigt werden. Die Ionen verlassen das Triebwerk mit einer Geschwindigkeit von etwa 20 km/s und werden abschließend noch neutralisiert.
Detaillierte Beschreibungen von Halltriebwerken und aktuelle Forschungsergebnisse sind gegeben in den nachfolgenden Literaturstellen [Cassady-2008], [Hofer-2004], [Polzin-2008], [Raitses-2001] und [Smirnov-2007].

Radiofrequenzionen-Triebwerk

Beim RIT *(engl. Radiofrequency Ion Thruster)* werden die Ionen mittels induktiver Einkopplung eines Hochfrequenzsignals im Entladungsraum erzeugt. Die Beschleunigung der Ionen findet über zwei mehrfach gelochte Elektroden statt. Diese sind mit Hochspannung aufgeladen und extrahieren die geladenen Teilchen aus dem Entladungsraum des Triebwerks. Hinter dem Triebwerk entsteht ein Antriebsstrahl, der über eine Hohlkathode am Triebwerksausgang neutralisiert wird. Das Triebwerk wurde ebenfalls in den 1960ern an der Universität Gießen entwickelt. [Feili-2012]

Magnetoplasmadynamisches-Triebwerk

Bei der Bauform eines MPD-Triebwerk's (Magneto Plasma Dynamisches Triebwerk) besteht kein wesentlicher Unterschied zu den Bauformen des Arc-Jet's. Jedoch ist der Energiebedarf eines MPD deutlich höher. Ein MPD muss mit mehreren 100 A betrieben werden. Das Funktionsprinzip ist wie folgt: Durch einen sehr hohen elektrischen Strom im Entladungsraum, wird das darin enthaltene Gas nahezu vollständig ionisiert. Durch den elektrischen Stromfluss entstehen ein Magnetfeld. Bei einigen Triebwerken dieses Typs wird das Magnetfeld zusätzlich mit einem externen Magnetfeld verstärkt. Auf ein Ion in einem magnetischen Feld wirkt die Lorentzkraft. Diese ist nach [Meschede-2005] definiert als:

$$\vec{F} = Q\vec{v} \times \vec{B} \tag{2.2}$$

Dieses Werk ist copyrightgeschützt und darf in keiner Form vervielfältigt werden noch an Dritte weitergegeben werden.
Es gilt nur für den persönlichen Gebrauch.

Hierbei ist (Q) die Ladung des Teilchens, $(\vec{v})$ die Geschwindigkeit des Teilchens und $(\vec{B})$ die magnetische Flussdichte. Mit einem MPD lassen sich im Vergleich zu einem Arc-Jet deutlich höhere Austrittsgeschwindigkeiten erzeugen. Die thermische Aufheizung des Triebwerkes ist problematisch und schwer zu kontrollieren. Dies ist nachteilig im Hinblick auf den Verschleiß. Der Ionisierungsgrad des MPD ist deutlich höher, als der des Arc-Jet und kann bis zu $\alpha = 30\%$ betragen. Die Austrittsgeschwindigkeit des Treibstoffs aus dem Triebwerk kann bis zu $110000 m/s$ betragen und der maximale Schub bis zu 200 N.[Sheshadri-2003] [Inutake-2007] [Blandino-2004]

2.2 Effizienzvergleich von Triebwerkstypen

Der Effizienzvergleich von elektrischen Triebwerken ist sinnvoll. Die in dem vorigen Kapitel vorgestellten Triebwerkstypen unterscheiden sich im Hinblick auf Standfestigkeit, Schub, spezifischen Impuls, Energie und Treibstoffbedarf und dem Wirkungsgrad. Vergleicht man den Energiebedarf pro Schub mit dem spezifischen Impuls für unterschiedliche Triebwerkstypen, so ergibt sich Abb. 2.1.
Ähnliche Vergleiche haben auch [Feili-2012] und [Fruchtman-2003] duchgeführt.

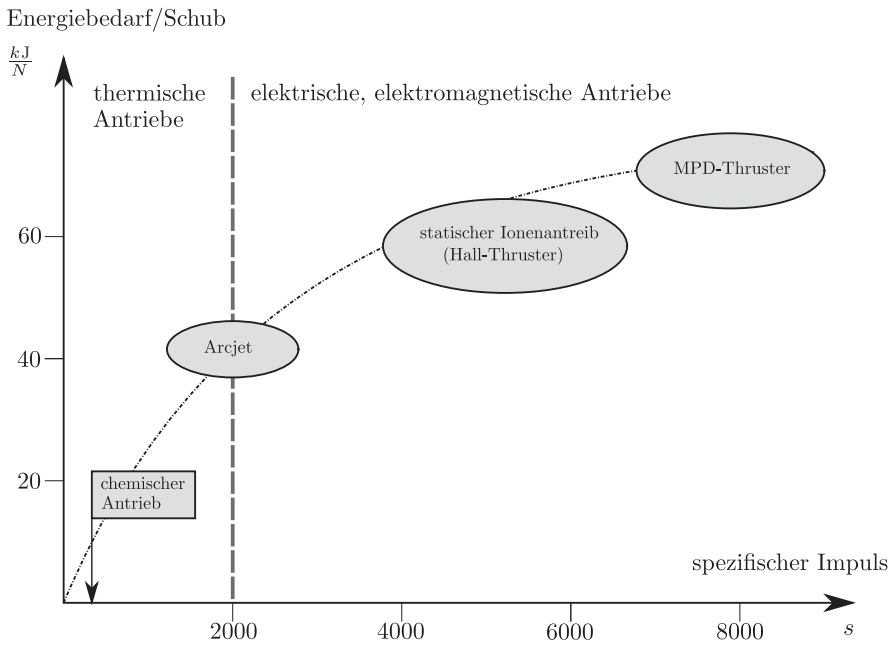

Abb. 2.1: Vergleich unterschiedlicher Triebwerkstypen anhand der eingekoppelten elektrischen Leistung und des spezifischen Impulses

Dieses Werk ist copyrightgeschützt und darf in keiner Form vervielfältigt werden noch an Dritte weitergegeben werden.
Es gilt nur für den persönlichen Gebrauch.

Nach Abb. 2.1 sind die Hall- und die MPD Triebwerke die attraktivsten für einen Einsatz in einem Raumfahrzeug. Diese Triebwerke erzeugen aus dem mitgeführten Kraftstoff ein Maximum an Schub. Elektrische Energie kann im Gegensatz zu dem mitgeführten Treibstoff nach produziert werden, daher ist der Energieverbrauch meist weniger kritisch. Jedoch werden auch häufig chemische Triebwerke, Kaltgastriebwerke und Arc-Jet's in Raumfahrzeugen verbaut. Der Grund dafür ist in den Anforderungen an das jeweilige Triebwerk zu sehen. Chemische Triebwerke können für kurze Zeit sehr hohe Schübe erzeugen. Kaltgastriebwerke und Arc-Jet's sind sehr einfach aufgebaut, haben ein geringes Eigengewicht und sind wenig störanfällig.
In dieser Arbeit werden die thermoelektrischen Triebwerke (Arc-Jet's) näher betrachtet. Ziel ist es ein numerisches Modell zu entwickeln, dass die Strömungsvorgänge in einem thermoelektrischen Triebwerk abbildet. Bestehende numerische Modelle sind dazu nur bedingt in der Lage [Feili-2012], [Fruchtman-2003], [Oertel-2009] und [Lin-1955].

2.3 Bisherige Arbeiten

Für die Bestimmung von Geschwindigkeit, Druck und Temperatur an Plasmen gibt es eine Vielzahl. Um das Geschwindigkeitsprofil eines Abgasstrahls von einem HITOP Arc-Jet zu vermessen, hat Tobari [Tobari-2007] die Laser Doppler Anemometrie (LDA) verwendet. Die Wolframkathode dises Arc-Jet's hat einen Durchmesser von 10 mm und die Molybdänanode einen 30 mm Innendurchmesser. Der Thruster wird gepulst betrieben. Helium dient als Ionisationsgas. Das Netzteil versorgt den Versuchsaufbau mit maximal 10 kA und einer Spannung von maximal 200 V. Die Entladung in der Brennkammer lässt den Druck von 40 Pa auf $0,1$ Pa (nach dem Schuss) abfallen. Auf diese Weise lässt sich der Treibstoff zu $20 - 100\%$ ionisieren. In einer weiterführenden Versuchsreihe hat Inutake [Inutake-2007] diesen HITOP Arc-Jet mit einem zusätzlichen magnetischen Feld hinter dem Auslass kombiniert. Der Abgasstrahl des Triebwerks wird durch eine Lavaldüse direkt hinter dem Triebwerk auf Überschall beschleunigt und durch das magnetischen Feld geleitet. Im magnetischen Feld wird in den fließenden Ionenstrahl zusätzliche Energie mittels ICRF (ion cyclotron radio frequency) eingekoppelt, die in kinetische Energie gewandelt wird. Diese Bauweise ermöglicht es, dass die Ausströmgeschwindigkeit durch das magnetische Feld auf über Mach 3 erhöht wird. Zudem ist es möglich, die Plasmageschwindigkeit gezielter zu steuern. Um das Plasmaverhalten in beiden Versuchsreihen zu analysieren wurde die Laser-Doppler-Anemometrie (LDA) eingesetzt. Die Fließgeschwindigkeiten U und die Ionentemperatur T konnten auf diese Weise bestimmt werden. Durch eine unterschiedliche Positionierung des Messgerätes, konnten sowohl die Austritts-, die Radial- und die Tangentialgeschwindigkeiten ermittelt werden.

Dieses Werk ist copyrightgeschützt und darf in keiner Form vervielfältigt werden noch an Dritte weitergegeben werden.
Es gilt nur für den persönlichen Gebrauch.