

Kapitel 1

Einleitung

Der zunehmende Bedarf an orbitaler Transportkapazität weckt das Interesse an kostengünstigen Transportsystemen. Eine Möglichkeit der Kostenreduzierung bietet sich hierbei besonders durch die Nutzung von wiederverwendbaren Komponenten. Der von der DFG geförderte Sonderforschungsbereich 253 „Grundlagen des Entwurfs von Raumflugzeugen“ befasste sich in diesem Zusammenhang mit einem aus Trägerflugzeug (ELAC) und Raumtransporter (EOS) bestehenden Konzept (Abb. 1.1). Neben der Wiederverwendbarkeit des kompletten Systems bietet dieses Konzept den Vorteil, dass die Unterstufe von luftatmenden Triebwerken angetrieben werden kann. Hieraus ergibt sich eine deutliche Reduzierung der benötigten Treibstoffmasse, da der für die Verbrennung gebrauchte Oxidator aus der Luft entnommen werden kann. Ziele des Forschungsvorhabens sind insbesondere die Erstellung von Auslegungskriterien für Raumtransportsysteme und die Bereitstellung von numerischen Werkzeugen zur Berechnung der an einem solchen System auftretenden Strömungen. Ein besonderer Schwerpunkt liegt hierbei auf der Untersuchung der luftatmenden Hyperschalltriebwerke der Unterstufe.

Infolge der für eine Mission erforderlichen hohen Flugmachzahlen sind herkömmliche

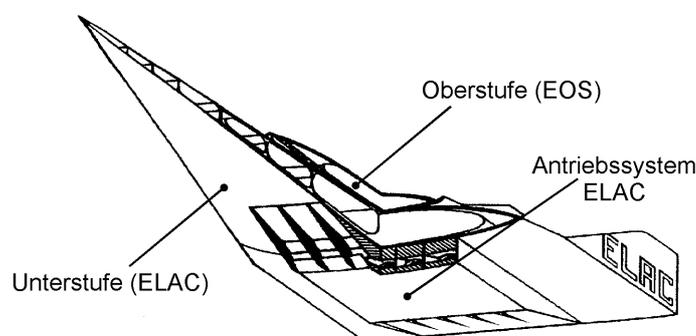


Abbildung 1.1: Raumtransportsystems ELAC & EOS

Turbinen–Luftstrahl–Triebwerke (TL) mit und ohne Nachverbrennung als Antriebe nicht mehr geeignet. Für den benötigten Geschwindigkeitsbereich ($M_{Flug} \geq 3$) bieten sich Staustrahltriebwerke an, die ab einer Flugmachzahl von $M_{Flug} \approx 6$ mit Überschallverbrennung betrieben werden.

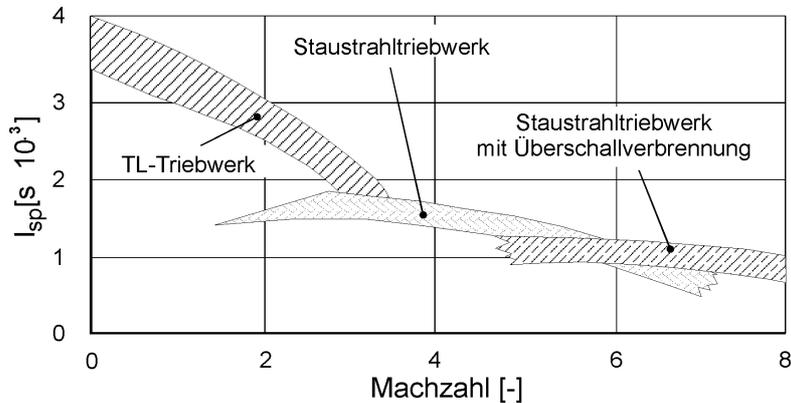


Abbildung 1.2: Spezifischer Impuls luftatmender Triebwerke

Die Kompression der für den Triebwerksprozess benötigten Luft erfolgt über ein System von Verdichtungsstößen und Kompressionsgebieten, das durch die Geometrie des Triebwerkseinlaufs definiert wird. Bei einer Auslegung des Triebwerks für Überschallverbrennung schließt sich an den Einlauf noch ein Isolator an. Innerhalb des Isolators wird die in das Triebwerk eintretende Strömung auf moderate Überschallgeschwindigkeiten verzögert und der statische Druck auf den für den Betrieb nötigen Wert erhöht. Zusätzlich schützt der Isolator die Strömung des Einlaufs vor Druckschwankungen, die sich von den nachfolgenden Komponenten – wie Brennkammer und Schubdüse – stromaufwärts ausbreiten und den stabilen Betrieb des Einlaufdiffusors beeinflussen können.

Das für die experimentelle Untersuchung der Einlaufkontur eingerichtete Teilprojekt des SFB 253 gliederte sich in die aufeinander aufbauenden Arbeitsabschnitte „Außenverdichtung“, „Übergang von der Außen- in die Innenverdichtung“ sowie „Innenverdichtung und Isolatorströmung“. Die experimentellen Untersuchungen erfolgten am Überschallprüfstand des Lehr- und Forschungsgebietes „Betriebsverhalten der Strahlantriebe“ der RWTH–Aachen. Für die Aufzeichnung der Strömungsfelder stehen hier sowohl eine konventionelle Druck- und Temperaturmesstechnik als auch eine Farbschlierenoptik zur Verfügung.

Die in dieser Arbeit vorgestellten Ergebnisse entstanden in der abschließenden Phase des Teilprojekts. Der Schwerpunkt dieser Phase lag in der experimentellen Untersuchung des Einflusses der Isolatorgeometrie auf das Betriebsverhalten des Einlaufs. Hierbei interessierte besonders, inwieweit sich die aus der Literatur bekannten Auslegungsformeln für Isolatoren mit einheitlicher Anströmung auf Isolatoren mit ausgeprägt inhomogener Anströmung anwenden lassen bzw. inwieweit diese verbessert werden müssen. Für die Arbeiten wurde auf Basis der Ergebnisse der vorange-

gangenen Untersuchungen ein Einlauf–Isolator–Modell ausgelegt, das eine Variation der Isolatorlänge und des Isolatoröffnungswinkels ermöglicht. Die verschiedenen Modellkonfigurationen wurden in dem Überschallprüfstand mit zwei unterschiedlichen Anströmmachzahlen vermessen. Für die Simulation verschiedener Betriebspunkte konnte während des Versuchs der auf das Einlaufmodell wirkende Gegendruck variiert werden. Die sich in dem Modell einstellende Strömung sowie das Verhalten des Einlaufs bei unterschiedlichen Betriebspunkten wird vorgestellt und ausführlich diskutiert. Für eine genauere Analyse der Strömungsvorgänge wurden die aus den Messungen gewonnenen Ergebnisse in einem parallel durchgeführten Teilprojekt für die Berechnung von Isolatorströmungen genutzt. Die aus dieser Zusammenarbeit hervorgegangenen zusätzlichen Erkenntnisse werden ebenfalls vorgestellt.

Kapitel 2

Staustrahltriebwerke

2.1 Stand der Technik

Bei Fluggeschwindigkeiten über 2 bis 3-facher Schallgeschwindigkeit können herkömmliche TL-Triebwerke nicht mehr eingesetzt werden. Der vom Verdichter erzielte Gesamtdruckgewinn wird bei diesen Geschwindigkeiten zunehmend geringer [1, 2]. Im Gegenzug steigt der Anteil der kinetischen Energie am Gesamtdruckanstieg deutlich an. Bei einer entsprechenden Geometrie des Einlaufs reicht diese Kompression, die durch die Eigengeschwindigkeit des Fluggerätes erzeugt wird, für den Betrieb des Triebwerks aus. Bei Flugmachzahlen von $M_{Flug} < 6$ kann die anströmende Luft hierfür bis zum Eintritt in das Triebwerk in den Unterschall verzögert werden.

Es bestand jedoch schon sehr früh ein Interesse an luftatmenden Antrieben für noch höhere Flugmachzahlen [3, 4]. Der Einsatzbereich von Staustrahltriebwerken mit Unterschallverbrennung ist hierbei aber durch die mit stark ansteigenden Verlusten verbundene Verzögerung in den Unterschall begrenzt. Ab einer Geschwindigkeit von $M_{Flug} \approx 6$ wird deshalb versucht, die Strömung während des gesamten Triebwerksprozesses im Überschall zu belassen und somit den Verbrennungsprozess im Überschall durchzuführen. Prinzipielle Aufbauten von Staustrahltriebwerken mit Unterschall- (Ramjet) und Überschallverbrennung (Supersonic-Combustion-Ramjet, Scramjet) sind in Abbildung 2.1 dargestellt.

Die angegebenen Ebenenbezeichnungen sind in Anlehnung der bei TL-Triebwerken üblichen Definition gewählt worden[5]:

- 0 ungestörte Strömung vor dem Triebwerk
- 1 Triebwerkseintritt
- 2 Einlaufende, Isolatoreintritt
- 3 Brennkammereintritt
- 5 Brennkammeraustritt
- 7 Schubdüseneintritt
- 8 Düsenhals
- 9 Austritt Schubdüse

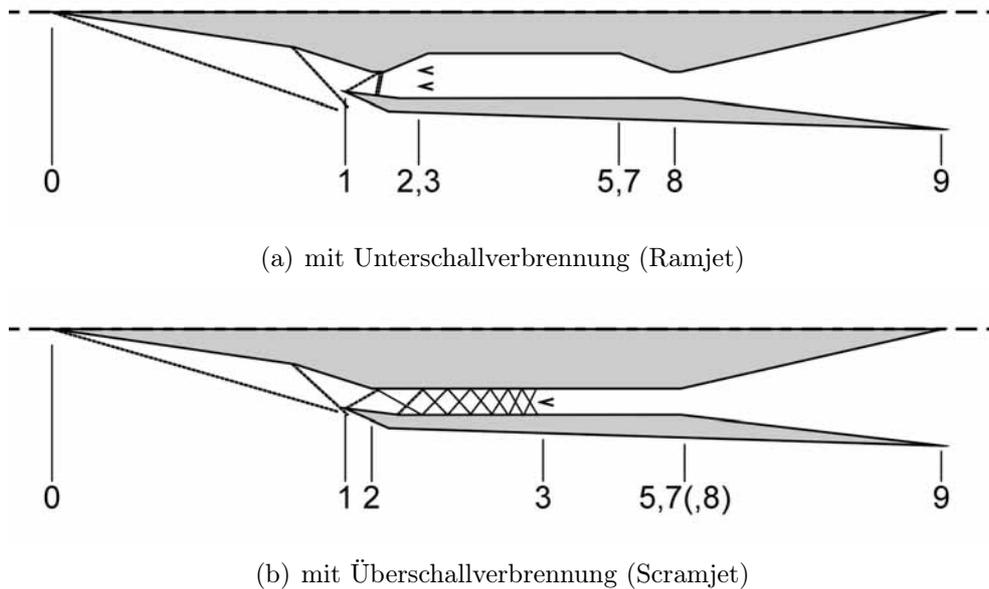


Abbildung 2.1: Staustrahltriebwerke

Der markanteste Unterschied der beiden Triebwerksbauformen besteht in dem Bereich, der sich an den Einlauf anschließt. Bei einem „Ramjet“ wird die Strömung im Anschluss an den Einlauf durch einen senkrechten Stoß in den Unterschall verzögert. Hieran schließt sich eine Querschnittserweiterung an, in der es zu einer weiteren Abnahme der Machzahl kommt. Nach der Kraftstoffzufuhr und Verbrennung wird die Strömung in der konvergent-divergenten Schubdüse wieder auf Überschallgeschwindigkeit beschleunigt.

Bei einem „Scramjet“ verbleibt die Strömung innerhalb des gesamten Triebwerksprozesses im Überschall. Die Strömung wird hierbei ebenfalls im Einlaufdiffusor und im anschließenden Isolator auf niedrige Überschallgeschwindigkeiten verzögert. Die Verbrennung erfolgt bei mäßigen Überschallmachzahlen ($M_3 \approx 2,5 - 3,5$). Aufgrund der Wärmezufuhr kommt es in der Brennkammer zu einer Abnahme der Machzahl, die gegebenenfalls durch eine Querschnittsanpassung ausgeglichen werden muss. Die Strömung befindet sich bei dem Eintritt in die Schubdüse noch im Überschall, so dass für eine Beschleunigung keine konvergente Geometrie erforderlich ist.

Um mit einem Staustrahltriebwerk einen weiten Machzahlbereich abdecken zu können, bestehen Bemühungen, mit einem Triebwerkskanal sowohl die Unter- als auch die Überschallverbrennung zu realisieren (Dual-Mode-Scramjet). Hieraus ergeben sich für Einlauf und Schubdüse unterschiedliche Anforderungen.

In der Schubdüse muss im Unterschallbetrieb eine Beschleunigung der Strömung auf Schallgeschwindigkeit erfolgen. Dieses würde im Überschallbetrieb zu einem

Blockieren des Einlaufs führen. Um beide Betriebsbereiche zu ermöglichen, muss entweder die Düsengeometrie angepasst werden (verstellbare Geometrie) oder eine Beschleunigung der Strömung durch starke Wärmezufuhr erfolgen (thermisches Blockieren). Untersuchungen hierzu werden von Bouchez et al. im Rahmen eines französisch-russischen Forschungsvorhabens in [6, 7] vorgestellt.

Die Möglichkeit, eine Anpassung an die unterschiedlichen Betriebszustände eines Dual-Mode-Scramjets mittels einer verstellbaren Geometrie im vorderen Triebwerksbereich zu erreichen, wurde von Falempin et al. untersucht [8].

Für den Druckaufbau innerhalb des Triebwerks wird zwischen Einlauf und Brennkammer noch ein Bereich mit nahezu konstantem Querschnitt integriert. Diese als Isolator bezeichnete Triebwerkskomponente hat in Abhängigkeit von der Flugmachzahl die folgenden Aufgaben:

- Verzögerung der Strömung in den Unterschall im „Ramjet“ Betrieb.
- Schutz (Isolierung) der Einlaufströmung vor Druckschwankungen in den nachgelagerten Komponenten, die sich bei Überschallströmungen innerhalb der Grenzschicht stromauf ausbreiten können („Ramjet“ und „Scramjet“-Betrieb) [9].
- Verzögerung der Strömung auf moderate Überschallgeschwindigkeiten vor der Brennkammer bei gleichzeitigem Aufbau des statischen Druckes („Scramjet“-Betrieb).
- Erweiterung des Betriebsbereichs des Triebwerks durch die Vergrößerung des Drosselungsbereiches, die eine Erhöhung des Brennkammerdruckes ermöglicht und
- Ausbildung einer möglichst homogenen Strömung am Brennkammereintritt [10].

Die Strömung im Isolatorbereich des Triebwerks ist hierbei durch

- die inhomogene Anströmung infolge der Umlenkung am Einlaufdiffusoraustritt,
- den von dem Einlauf ausgehenden und im Isolator reflektierten Stößen,
- Stoß-Grenzschicht-Wechselwirkungen und
- die stromaufwärtige Aufdickung der Grenzschichten aufgrund des von der Brennkammer ausgehenden Gegendrucks

geprägt.

Auf die Auswirkung der einzelnen auftretenden Strömungsphänomene wird im nächsten Abschnitt eingegangen. Die Grundlagenuntersuchungen, die zur Erklärung dieser Phänomene dienten, konzentrierten sich dabei jeweils nur auf einen einzelnen Teilbereich ohne die Geometrie einer realen Ausführung zu berücksichtigen. So wurden beispielsweise bei der Untersuchung des Druckaufbaus in Rohrströmungen (Isolatorströmungen) die Versuche mit einer homogenen Anströmung durchgeführt.

In den von Van Wie und Ault [11] vorgestellten experimentellen und numerischen Ergebnissen werden jedoch Geometrieparameter als dominierende Einflussgrößen für den Einlaufbetrieb genannt. Die Untersuchungen ergaben, dass die Stumpfheit der Rampenschneide und die Position der Lippe einen markanten Einfluss auf die Einlaufströmung haben. Die weiterhin variierten Parameter, wie Reynoldszahl, Wandtemperatur und Stumpfheit der Lippenschneide zeigten jedoch nur einen vergleichsweise geringen Einfluss.

In den letzten Jahren wurden verschiedene Experimente durchgeführt, die eine Untersuchung der Isolatorströmung als Bestandteil eines kompletten Triebwerkbaus beinhalteten [12, 13, 14, 15]. Da das Ziel dieser Projekte jedoch die Erstellung eines „Scramjet“-Demonstrators war, wurden hier keine weiteren Parameterstudien durchgeführt.

Forschungsvorhaben, die momentan in den Vereinigten Staaten für die nahe Zukunft projektiert werden, beinhalten Untersuchungen von Isolator-Brennkammer-Interaktionen im Rahmen einer „Dual-Mode-Scramjet“ Studie [16].

Eine Versuchsreihe, die speziell die Einlauf-Isolator-Interaktion zum Thema hatte, wurde 1995 von Emami et al. vorgestellt [17]. Die an einem Einlauf-Isolator-Modell bei 4-facher Schallgeschwindigkeit durchgeführten Experimente beschäftigten sich mit der Auswirkung verschiedener Parameter wie Grenzschichtdicke, Lippenposition und Isolatorgeometrie auf den Druckrückgewinn innerhalb des Isolators. Die Auswertung der Versuche erfolgte anhand einer Vielzahl von Druckmessungen. Durch die fehlende optische Zugänglichkeit des verwendeten Modells konnten jedoch stellenweise nur Vermutungen über die sich tatsächlich einstellenden Strömungsformen angestellt werden.

Die in der vorliegenden Arbeit vorgestellten Ergebnisse bilden eine gute Hilfe, die sich innerhalb eines Einlaufs mit gemischter Verdichtung einstellenden Strömungsformen zu verstehen. Dies wird einerseits durch die untersuchte inhomogene Isolatorströmung einer Einlauf-Isolator-Kombination, andererseits durch die sehr effektive Beobachtung der Strömung mittels der eingesetzten Farbschlierenoptik ermöglicht.

2.2 Strömungsphänomene innerhalb eines Isolators

2.2.1 Grenzschichtablösung und Stoßreflektion

Bei dem Auftreffen eines Verdichtungsstoßes auf eine Wand kann es, je nach Stärke des einfallenden Stoßes, zu verschiedenen Interaktionen mit der Grenzschicht kommen [18].

Trifft ein schwacher Stoß auf die Grenzschicht, wie es in Abbildung 2.2 skizziert ist, wird dieser Stoß infolge der abnehmenden lokalen Machzahl innerhalb der Grenzschicht in Richtung Wand abgelenkt. Gleichzeitig schwächt sich die Stoßintensität ab, bis sie bei dem Erreichen der $M = 1$ -Fläche auf ein Minimum gesunken ist. Aufgrund des Druckaufbaus über dem Stoß kommt es in der wandnahen Unterschallgrenzschicht zu einer Druckerhöhung, die sich hier auch stromaufwärts ausbreiten kann. Wegen des höheren Druckes beobachtet man auch stromauf des Stoßeinfalls eine Verdickung der Grenzschicht. An dieser Verdickung bildet sich im Überschallteil der Grenzschicht ein Kompressionsgebiet aus, das schnell zu dem eigentlich reflektierten Stoß fokussiert. Beim Durchdringen der Grenzschicht erzeugt dieses Kompressionsgebiet Sekundärwellen, die wiederum an der $M = 1$ -Fläche als Expansionswellen reflektiert werden. Nach dem Austritt aus der Grenzschicht trifft das Expansionsgebiet auf den reflektierten Stoß und neigt diesen in Richtung Wand.

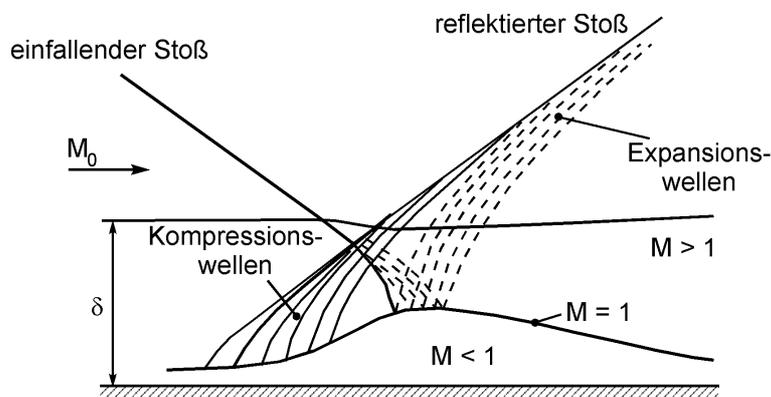


Abbildung 2.2: Interaktion zwischen Grenzschicht und einfallendem Stoß ohne Grenzschichtablösung [18]

Bei sehr schwachen Stößen kann das stromauf des Stoßes liegende Strömungsgebiet sehr klein sein. Die beschriebenen Strömungsphänomene können dann in der Grenzschicht verbleiben. In diesem Fall wird der einfallende Stoß außerhalb der Grenzschicht mit einem dem Einfallswinkel entsprechenden Ausfallswinkel reflektiert. Die in diesem Fall erreichten Druckanstiege entsprechen recht genau den Ergebnissen, die mit den Schrägstoßbeziehungen der Gasdynamik errechnet werden können.

Beim Auftreffen von stärkeren Verdichtungsstößen auf eine Wand kann es zu einer Ablösung der Grenzschicht kommen. Dieser Fall ist in Abbildung 2.3 dargestellt.

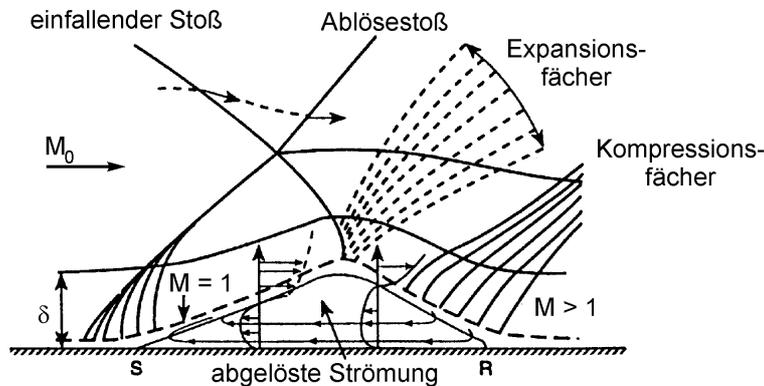


Abbildung 2.3: Interaktion zwischen Grenzschicht und einfallendem Stoß mit Grenzschichtablösung [18]

Bei einer abgelösten Grenzschicht befindet sich der Ablösepunkt (S) deutlich stromauf des eigentlichen Auftreffpunktes des einfallenden Stoßes. Der hiermit verbundene starke Druckanstieg erzeugt im Überschallteil der Grenzschicht ein Kompressionsgebiet, welches sich schnell zu einem Verdichtungsstoß (Ablösestoß) bündelt, der wiederum den einfallenden Stoß kreuzt.

Der einfallende Stoß wird bei dem Durchdringen des Ablösestoßes schon vor dem Erreichen der Grenzschicht in Richtung Wand abgelenkt. Innerhalb der Grenzschicht wächst der Stoßwinkel mit abnehmender lokaler Machzahl bis der Stoß auf der $M = 1$ -Fläche endet. Im Überschallteil der Grenzschicht wird der einfallende Stoß als Expansionsgebiet reflektiert, das für eine starke Umlenkung der Strömung in Richtung der Wand sorgt. Bis zu dem Wiederanlegepunkt (R) erfolgt eine entgegengesetzte Umlenkung der Strömung in wandparallele Richtung. Die hiermit verbundene Kompression fokussiert außerhalb der Grenzschicht zu einem Wiederanlegestoß.

2.2.2 Expansion an einer konvexen Eckenströmung

Bei der Umströmung einer konvexen Ecke kommt es im Fall der Überschallströmung zu einer Beschleunigung des strömenden Gases. Die Expansion erfolgt dabei innerhalb eines definierten Gebietes, das durch die jeweiligen Mach'schen Linien am Beginn und am Ende der Umströmung eingegrenzt ist. Die Mach'schen Linien können hierbei als Geraden verstanden werden, auf denen sich eine Störungs- oder Geometrieminformation innerhalb der Strömung ausbreiten kann. Die Steigung der Linien lässt sich aus der lokalen Strömungsgeschwindigkeit und Schallgeschwindigkeit berechnen [19]: