

Thomas Esch

**Zur Integration des Antriebes in ein  
Hyperschallflugzeug unter besonderer  
Berücksichtigung der Kräftebilanzierung**



Herbert Utz Verlag Wissenschaft  
München 1997

# Inhaltsverzeichnis

Symbolverzeichnis	III
<b>1 Einleitung und Zielsetzung</b>	<b>1</b>
<b>2 Konzeption von Hyperschallflugzeugen</b>	<b>8</b>
2.1 Referenzkonzept	8
2.2 Simulation des Antriebssystems	10
<b>3 Beschreibung fluiddynamischer Vorgänge</b>	<b>13</b>
3.1 Mathematische Grundlagen und numerisches Verfahren	14
3.1.1 Navier-Stokes Gleichungen	14
3.1.2 Mathematisch-physikalische Modelle	16
3.1.3 Numerisches Verfahren	24
3.2 Validierung des numerischen Verfahrens und der physikalischen Modelle	27
3.2.1 Kompressible turbulente Wandgrenzschicht	28
3.2.2 Stoß/Grenzschicht-Wechselwirkungen	31
3.2.3 Düsenströmung „kalt“	34
3.2.4 Düsenströmung mit variablen Stoffgrößen	37
<b>4 Komponentenmodellierung</b>	<b>41</b>
4.1 Aufgabenstellung	41
4.2 Ebener Einlauf	41
4.2.1 Scramjet-Einlauf	42
4.2.2 Ramjet-Einlauf	47
4.2.3 Ergebnisse zur Einlaufmodellierung	49
4.3 Staubrennkammer	59
4.3.1 Brennkammerbetrieb mit Wasserstoff/Luft	60
4.3.2 Ergebnisse zur Brennkammermodellierung	63
4.4 Rampendüse	66
4.4.1 Modellbeschreibung	68
4.4.2 Ergebnisse zur Modellierung der Heckumströmung	70
<b>5 Betriebsverhalten des Antriebssystems</b>	<b>79</b>
5.1 Empfindlichkeit des Antriebssystems auf Änderungen verschiedener Auslegungsparameter	79
5.2 Leistungssyntheserechnung	80

<b>6 Verhalten des Gesamtsystemes bei Triebwerksstörungen</b>	<b>91</b>
6.1 Betriebsverhalten beim Verlöschen der Brennkammer . . . . .	92
6.2 Betriebsverhalten bei Einlaufstörungen . . . . .	93
<b>7 Bewertung und Zusammenfassung</b>	<b>96</b>
<b>Literaturverzeichnis</b>	<b>99</b>

99  
100  
101  
102  
103  
104  
105  
106  
107  
108  
109  
110  
111  
112  
113  
114  
115  
116  
117  
118  
119  
120  
121  
122  
123  
124  
125  
126  
127  
128  
129  
130  
131  
132  
133  
134  
135  
136  
137  
138  
139  
140  
141  
142  
143  
144  
145  
146  
147  
148  
149  
150  
151  
152  
153  
154  
155  
156  
157  
158  
159  
160  
161  
162  
163  
164  
165  
166  
167  
168  
169  
170  
171  
172  
173  
174  
175  
176  
177  
178  
179  
180  
181  
182  
183  
184  
185  
186  
187  
188  
189  
190  
191  
192  
193  
194  
195  
196  
197  
198  
199  
200

# Kapitel 1

## Einleitung und Zielsetzung

Der Transport von Nutzlast in den Erdorbit wird derzeit von Raumfahrzeugen mit konventionellen Raketenantrieben erfüllt. Konventionell bedeutet in diesem Zusammenhang mehrstufige, mit Raketenmotoren angetriebene, vertikal startende Fluggeräte. Diese konventionellen Raketen besitzen eine hohe Leistungsfähigkeit, allerdings bei entsprechend hohen spezifischen Transportkosten [2]. Ein weiterer Nachteil der im Betrieb befindlichen Raketensysteme sind die besonders in der Zukunft geforderte hohe Flexibilität und die Zuverlässigkeit der Antriebe, die derzeit nicht oder nur sehr schwer erreicht werden können. Die zum Einsatz kommenden teilweise wiederverwendbaren, jedoch weiterhin raketengestützten Transportsysteme, wie *Shuttle* (USA) oder *Buran* (Rußland), zeigen gegenüber den konventionellen Raketen keine signifikanten Vorteile [2]. Als wesentlicher Schritt zur Lösung der Problematik heutiger Systeme zeichnen sich folgende generelle Entwicklungstendenzen ab:



	Erste Stufe	Zweite Stufe
Länge	86,43 m	32,45 m
Höhe	16,80 m	5,41 m
Spannweite	43,20 m	17,7 m
Nutzlast	115 Mg	7 Mg
Antrieb	Turbo / Ramjet	Rakete
■ Anzahl	5	1
■ Schub	1300 kN (Mach 1,2)	1500 kN
■ Brennstoff	LH2 / 134 Mg	LOX / LH2 / 83 Mg
Gesamtmasse	435 Mg (inkl. 2.Stufe)	115 Mg

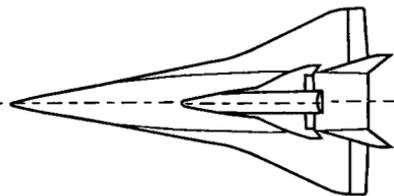


Abbildung 1.1: Referenzkonzept: Zweistufiges Hyperschall-Raumtransportsystem

- Das Raumtransportsystem soll voll wiederverwendbar sein.
- Das Transportsystem soll von konventionellen Flugplätzen horizontal starten und landen können.
- Zur Verringerung des Brennstoffanteils an der Startmasse soll ein luftatmender Kombinationsantrieb zum Einsatz kommen.

Diese Problemstellung wird im Rahmen von nationalen und internationalen Technologieprogrammen bearbeitet (USA: NASP, Japan: JASP, Frankreich: PREPHA, England: HOTOL). In Deutschland wurde hierzu das nationale Hyperschall-Technologie-Programm mit dem Leitkonzept „Sänger“ ins Leben gerufen [19, 52]. Dieses Leitkonzept steht für ein zweistufiges, voll wiederverwendbares Raumtransportsystem. Die Unterstufe besitzt einen luftatmenden Kombinationsantrieb, die Oberstufe ist raketentrieben. Als Schlüsseltechnologien für ein zukünftiges Raumtransportsystem werden im Deutschen Hyperschall-Technologie-Programm der luftatmende Antrieb sowie die Integration des Antriebssystems in die Zelle angesehen.

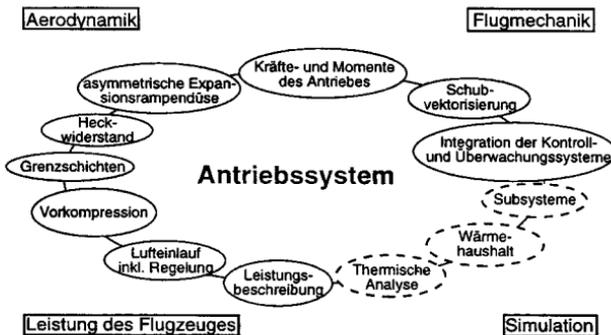


Abbildung 1.2: Hauptaspekte der Integration eines Hyperschall-Antriebssystems, aus [47]

## Vorarbeiten zu Kombinations-Antrieben

Die vorliegende Arbeit ist als Basisarbeit für die in [1, 15] vorgestellten Untersuchungen zu verstehen. Diese Arbeiten wurden im Rahmen des von der DFG finanzierten Sonderforschungsbereiches SFB 255 durchgeführt. Ein Schwerpunkt dieser Arbeiten bestand auf der Erweiterung eines existierenden Leistungssynthese-Programmes für konventionelle luftatmende Antriebssysteme auf die Besonderheiten im Hyperschallflug. Hierunter fallen insbesondere:

- Die Berücksichtigung der engen Integration von Antrieb und Zelle sowie der hierdurch auftretenden Wechselwirkungen.

- Die Entwicklung von Modellen zur Beschreibung des thermodynamischen Arbeitsprozesses unter Berücksichtigung von Hochtemperatureffekten.
- Die Bereitstellung von Verfahren zur Bestimmung der am Antriebssystem angreifenden Kräfte nach Betrag und Richtung unter Berücksichtigung von Installationseffekten.
- Die Beschreibung der Komponenten Einlauf und einseitige Expansionsrampendüse.
- Die Bereitstellung der Möglichkeit zur Optimierung des Antriebssystems.

Diese Arbeiten basieren auf Verfahren zur Berechnung des stationären und dynamischen Betriebsverhaltens von Luftstrahlantrieben im Rahmen modularer Syntheseprogramme wie z.B. [72] bzw. des in [73] vorgestellten modularen, universellen Syntheseprogrammes *MUSYN*.

Die Problematik der Integration von Antrieb und Zelle bei Hyperschall-Antriebssystemen wird z.B. in [45] beschrieben. Hier wird die Einhaltung einer Kräfte- und Momentenbilanzierung des Flugzeuges, des sogenannten „Bookkeeping“ Systemes, diskutiert, ebenso wie die Notwendigkeit der Betrachtung des Nettoschubes als eine Größe mit Betrag und Richtung. Neben Ergebnissen zur Änderung des Bruttoschubvektors über der Flugmission werden dort auch die Möglichkeiten zur Schubvektor-Beeinflussung durch Einblasung von Sekundärluft in die asymmetrische Rampendüse vorgestellt.

## Ziel der Arbeit

Das Leistungs- und Betriebsverhalten von Antriebssystemen wird auf der Basis von thermodynamischen Arbeitsprozeßrechnungen mit der sogenannten Leistungssyntheserechnung simuliert. Die für diese Simulation notwendige Beschreibung des physikalischen Verhaltens von einzelnen Antriebskomponenten erfolgt dabei über analytische Betrachtungen, empirische Ansätze oder Kombinationen von beiden. Das Leistungs- und Betriebsverhalten des Antriebes wird schließlich durch das Zusammenwirken der einzelnen Komponenten entscheidend bestimmt.

Als besondere Problematik bei der Leistungssyntheserechnung erweist sich die Bereitstellung des Betriebsverhaltens der einzelnen Komponenten des Antriebes in Form von Kennfeldern. Dies gilt insbesondere für Hyperschallfluggeräte mit ihrem sehr großen Flugbereich von  $Ma = 0$  bis über  $Ma = 6$ . Untersuchungen hinsichtlich der Empfindlichkeit des Antriebssystems auf Änderungen in einzelnen Triebwerksparametern zeigen, daß das System sehr sensitiv auf kleine Änderungen reagieren kann. Dies um so mehr, je höher die Flugmachzahl ist, da in diesem Fall die Kräfte bzw. Widerstände am Lufteinlauf und im Abströmbereich des Heckes bis in die Größenordnung des Austrittsimpulses der Düse ansteigen, womit der zum Antrieb zur Verfügung stehende Nettoschub relativ gering wird. Die Anforderungen, die an die Genauigkeit der Modellierung von Hyperschall-Antriebssystemen gestellt werden, sind sehr hoch. Gleichzeitig treten bei hohen Flugmachzahlen vermehrt Effekte auf, deren explizite Modellierung im Rahmen der Leistungssyntheserechnung meist nur schwierig möglich ist, wie z.B. viskose Wechselwirkungen, turbulente Mischungseffekte u.a. Diese Phänomene müssen oft durch empirische Ansätze beschrieben werden, deren Gültigkeit für die vorliegende Geometrie oder den zu untersuchenden Betriebsbereich nicht gewährleistet ist. Sollen die vom Antrieb auf die Flugzelle ausgeübten Kräfte nicht nur für nominelle Betriebszustände ermittelt werden, sondern

auch im Fall von Triebwerksstörungen, so ist es erforderlich, die in der Leistungssyntheserechnung eingebundenen Verfahren zur Modellierung der Antriebskomponenten auch hinsichtlich dieser Situationen zu überprüfen und gegebenenfalls zu erweitern. Eine Möglichkeit, die hierfür notwendigen Datensätze zu erhalten, wären z.B. experimentelle Untersuchungen im Modellmaßstab. In aller Regel unterliegen experimentelle Untersuchungen auch Einschränkungen hinsichtlich der Ähnlichkeitskenngrößen, so daß die im Modellmaßstab gewonnenen Ergebnisse nur mit Einschränkungen auf die Großausführung übertragen werden können.

Als Ergänzung und in gewisser Hinsicht auch Erweiterung der experimentellen Untersuchungen bietet sich der Einsatz komplexer, mehrdimensionaler numerischer Verfahren an, wie Euler- oder Navier-Stokes Rechenverfahren. Ziel der vorliegenden Arbeit ist es, mit Hilfe solcher CFD-Verfahren das Leistungs- und Betriebsverhalten verschiedener Antriebskomponenten in ausgewählten Betriebspunkten der Flugmission zu untersuchen. Hierzu soll im Rahmen der vorliegenden Arbeit ein bewährtes Navier-Stokes Verfahren eingesetzt werden [5]. In einem ersten Schritt ist das numerische Verfahren sowie die darin implementierten physikalischen Modelle an Hand von experimentellen Untersuchungen zu validieren. Dies gilt insbesondere für die im Hyperschall wichtigen Strömungsphänomene wie Verdichtungsstöße, viskose Wechselwirkungen, Hochtemperatureffekte usw. Die bei der Nachrechnung der „Basisexperimente“ gewonnenen Erfahrungen sollen sodann genutzt werden, um die komplexen Strömungsfelder in den wichtigen Antriebskomponenten Einlauf, Brennkammer und Expansionsrampendüse zu berechnen. In einem weiteren Schritt sind dann Ergebnisse dieser Berechnungen an ausgewählten Betriebspunkten der Flugmission mit den von der Leistungssyntheserechnung vorhergesagten Daten zu vergleichen. Dies gilt sowohl für die an den Komponenten angreifenden Kräfte und Momente, als auch für integrale Größen wie Massendurchsätze, Verluste usw. Hierdurch soll die Möglichkeit gegeben werden, die Aussagefähigkeit der in der Syntheserechnung implementierten, vereinfachten Vergleichsverfahren zu überprüfen und falls nötig zu korrigieren. Da für die Realisierbarkeit eines Fluggerätes nicht nur der nominelle Betrieb im Auslegungspunkt von Interesse ist, sondern auch das Verhalten bei Triebwerksstörungen, sind somit die in diesen Situationen angreifenden Kräfte und Momente im kritischen hohen Flugmachzahlbereich zu untersuchen.

## Literaturübersicht

Der Beschreibung des Leistungs- und Betriebsverhaltens von luftatmenden Antriebssystemen sowie deren Komponenten sind eine Reihe von Standardarbeiten gewidmet, von denen exemplarisch [46, 62, 65] genannt werden sollen. Speziell die Problematik von Hyperschall-Antriebssystemen und die Beschreibung der Auswirkungen wichtiger Strömungseffekte auf das Leistungsverhalten dieser Systeme sind Inhalt von [15, 17, 84].

Schon zu Beginn der 70er Jahre wurden auf dem Gebiet der Hyperschall-Antriebssysteme eine Vielzahl von Studien durchgeführt. Hierbei handelte es sich um experimentelle Modelluntersuchungen, wie z.B. die Untersuchung der Strömung in einem Scramjet-Einlauf [38], aber auch um Hochgeschwindigkeitsflugzeuge wie die X-15, SR-71 oder XB-70. Zur Vorauslegung wurden schon damals numerische Verfahren eingesetzt, wie z.B. Charakteristikenverfahren.

Durch die Forderung nach neuartigen Raumtransportsystemen erhielten die Untersuchungen von Hyperschall-Antriebssystemen einen weiteren Aufschwung gegen Mitte der 80er Jahre. In

Deutschland wurde hierzu beispielsweise das Hyperschall-Technologie-Programm ins Leben gerufen, an dem sich die Hochschulen mit den Sonderforschungsbereichen SFB 253, SFB 255 und SFB 259 beteiligen [2, 3, 4].

Stark beeinflusst durch die Entwicklung der Rechnertechnik und der numerischen Verfahren zur Beschreibung von Strömungsvorgängen werden nun eine Vielzahl von numerischen Arbeiten durchgeführt. Im Rahmen dieser Untersuchungen stehen meist einzelne Antriebskomponenten im Mittelpunkt, wie Einläufe, Brennräume, Rampendüsen, usw. Stellvertretend hierfür sollen die Studien aus [53] dienen. Hier wurden für den in [38] beschriebenen Scramjet-Einlauf Parameterstudien durchgeführt, mit dem Ziel, die Einflüsse von Netzauflösung, Stoffwerten und der Turbulenzmodellierung auf die berechnete Strömung im Einlauf zu erfassen. Aus den Ergebnissen dieser Untersuchungen zeigt sich, daß für eine realistische Beschreibung der Strömung speziell für Hochgeschwindigkeitsströmungen adaptierte Turbulenzmodelle eingesetzt werden müssen, da nur so der Grenzschichtaufbau und die für Einläufe wichtigen viskosen Wechselwirkungen näherungsweise beschrieben werden können. Der Vergleich von Lösungen mit unterschiedlichen, allerdings konstanten Stoffwerten, ergibt, daß variable Stoffgrößen auch in Einlaufströmungen eine wichtige Rolle spielen können und entsprechend zu erfassen sind. Untersuchungen mit einem Navier-Stokes Verfahren an einem Scramjet-Einlauf der NASA zeigen, daß Stoß/Grenzschicht-Wechselwirkungen zu dreidimensionalen Strömungsfeldern im Einlaufkanal führen. Es werden in [53] allerdings keine Angaben zu den sich hieraus ergebenden Verlusten gegenüber einer rein zweidimensionalen Betrachtung des Strömungsfeldes gegeben.

Daß Einlaufströmungen durch viskose Effekte dominiert werden, zeigt auch die Arbeit in [70]. Numerische Untersuchungen an generischen Einlaufstrukturen ergeben, daß insbesondere die Frage nach der Lage des Umschlagpunktes von laminarer in turbulente Grenzschicht eine wichtige Rolle bei der Modellierung der Einlaufströmung spielen kann.

Welche Gesichtspunkte bei der Auslegung und Dimensionierung speziell der Komponenten Einlauf und Schubdüse eines Hyperschall-Antriebssystems von großer Bedeutung sind, beschreiben die Arbeiten [18, 45, 79]. Als ein wesentliches Problem bei der experimentellen Simulation von Antriebssystemen wird die Modellierung realistischer Randbedingungen genannt. Dies führt zur Notwendigkeit der numerischen Simulation von Antriebskomponenten, allerdings unter der Voraussetzung der Validierung der numerischen Verfahren mit experimentellen Daten.

Ein Beispiel für die experimentelle Untersuchung von Einlaufströmungen sind die Messungen an einem Hyperschall Ramjet-Einlauf, die 1990 im Rahmen des Deutschen Hyperschall-Technologie-Programmes bei der DLR (WT-WK/Köln) durchgeführt wurden [51]. Bei diesen Untersuchungen sollten Fragen nach dem Betriebsverhalten des Einlaufes beantwortet werden. Weiterhin wurden die Einflüsse von Seitenwänden, Vorkörpergrenzschicht sowie die Effekte von Grenzschichtabsaugung im Einlaufhals untersucht. Auf Grund der Vielzahl der untersuchten Einzelphänomene bildet dieses Experiment die Basis für die im Rahmen der vorliegenden Arbeit durchgeführten Einlaufuntersuchungen.

Numerische Untersuchungen von kombinierten Brennkammer- und Düsenströmungen werden in [61] vorgestellt. Der Schwerpunkt von [61] liegt auf der Beschreibung der Mischungsprobleme in der Brennkammer sowie auf der Frage der Wärmefreisetzung bei turbulenter Verbrennung. Die turbulenten Verbrennungsvorgänge werden mit einem Verbrennungsmodell beschrieben, das in der Lage ist, die Wechselwirkung zwischen der Turbulenz und den chemischen Reaktionen in der Brennkammer zu erfassen. Die Auswirkungen dieser Effekte auf die Leistungscharakteristik des Antriebes werden diskutiert. Die reagierende Strömung in der

Brennkammer und der Schubdüse stellt dabei hohe Ansprüche an die numerischen Verfahren. Insgesamt ergeben sich bei einer 3-dimensionalen Rechnung unter Berücksichtigung von Mischungsbruchfluktuationen in der Brennkammer und Reaktionskinetik in der Schubdüse gegenüber einer eindimensionalen Betrachtung mit homogener Mischung und chemischem Gleichgewicht Bruttoschubverluste von nahezu 15%.

Das komplexe Strömungsfeld im Heckbereich eines Hyperschallfluggerätes ist Gegenstand einer Vielzahl von Veröffentlichungen z.B. [36, 45, 79, 91]. Von allen Autoren wird übereinstimmend festgestellt, daß die Integration der Düse in die Zelle des Fluggerätes zu erheblichen Schubverlusten führen kann, besonders im Bereich transsonischer Flugmachzahlen. Dies führt zur Notwendigkeit der Betrachtung des Schubes als vektorielle Größe sowie zur Einführung eines „Bookkeeping“ Systemes [45]. Dies ist bei den Flugtriebwerken von Unterschall- und Überschall-Flugzeugen von geringerer Bedeutung.

Zur numerischen Untersuchung der Strömung im Düsen/Heckbereich von Hyperschallfluggeräten existieren eine Vielzahl von Arbeiten. So beispielsweise die Untersuchungen in [68]. Ziel dieser Arbeit war es, festzustellen, inwieweit die im Heckbereich angreifenden Kräfte und Momente durch dreidimensionale Effekte, Reibungsvorgänge und die in der Düsenströmung ablaufenden chemischen Reaktionsprozesse beeinflußt werden. Die für verschiedene Scramjet-Düsen durchgeführten Parameterstudien ergaben, daß der Bruttoschub durch Reibungskräfte und das dreidimensionale Strömungsfeld im Heckbereich deutlich stärker beeinflußt wird als beispielsweise durch Reaktionsprozesse in der Strömung. Aus den Ergebnissen von Untersuchungen unter Berücksichtigung der Reaktionskinetik, „eingefrorener“ Strömung und von Düsenströmungen mit konstanten Stoffwerten wird gezeigt, daß für eine Abschätzung der im Heckbereich angreifenden Kräfte auch Gasmodellierungen mit konstanten mittleren Stoffwerten ausreichend sind. Dies wird von [69] ebenfalls bestätigt.

Wichtige Einflußgrößen auf den Bruttoschub asymmetrischer Expansionsrampendüsen sind die Düsengeometrie und das Düsendruckverhältnis [26, 59, 63, 69, 81]. Seitenwände entlang der Expansionsrampe führen zu einem nahezu zweidimensionalen Strömungsfeld und können damit schubsteigernd wirken [91].

Das Problem der starken Schubvektor-Winkeländerungen im transsonischen Flugmachzahlbereich ist Gegenstand weiterer Untersuchungen [16, 45, 91]. Als Möglichkeiten der aktiven Schubvektorbeeinflussung wurde die Einblasung von Sekundärluft in die Düse oder aber eine zusätzliche Außenverbrennung im Heckbereich untersucht.

Wie diese Literaturübersicht zeigt, sind die wesentlichen Problembereiche bei der Beschreibung des Leistungs- und Betriebsverhaltens von luftatmenden Hyperschallantrieben erkannt. Die Mehrzahl der numerischen Strömungssimulationen für Triebwerkskomponenten widmet sich der Untersuchung lokaler Phänomene. Die Umsetzung der Ergebnisse dieser Studien auf einfachere Modellansätze, die zum Einsatz für die Leistungssyntheserechnung oder Echtzeitsimulation für Forschungs-Flugsimulatoren [2] eines integrierten Hyperschall-Antriebssystemes geeignet sind, fand bislang wenig Beachtung. Dies gilt gleichermaßen auch für die Simulation von Störungen im Antriebssystem und deren Auswirkungen auf das Flugverhalten eines Hyperschallflugzeuges.

Daraus resultieren zusammengefaßt folgende wesentliche Aufgaben, die im Rahmen der vorliegenden Arbeit und in Verbindung mit dem SFB-B1 aufgegriffen werden sollten:

- Beschreibung des Leistungs- und Betriebsverhaltens von Antriebskomponenten mittels

