

# **Entwurf einer luftatmenden Oberstufe und Gesamtoptimierung eines transatmosphärischen Raumtransportsystems**

zur Erlangung des Grades

DOKTOR-INGENIEUR (Dr.-Ing.)

bei der Fakultät für Luft- und Raumfahrttechnik  
der Universität der Bundeswehr München  
genehmigte

DISSERTATION

vorgelegt von

DIPL.-ING. MIRKO HORNUNG

Vorsitzender: Prof. Dr. rer. nat. B. Häusler  
1. Berichterstatter: Prof. Dr.-Ing. W. Staudacher  
2. Berichterstatter: Prof. Dr.-Ing. G. Sachs

Tag der Einreichung: 07.06.2002

Tag der Prüfung: 15.01.2003



# Vorwort

Die vorliegende Arbeit ist im Rahmen meiner Tätigkeit als wissenschaftlicher Mitarbeiter am Institut für Luftfahrttechnik der Universität der Bundeswehr entstanden. Für die Möglichkeit und die Unterstützung während dieser Zeit danke ich Prof. Dr.-Ing. Werner Staudacher.

Herrn Prof. Dr.-Ing. Gottfried Sachs danke ich für die hilfreichen Anregungen und Diskussionen im Rahmen des Sonderforschungsbereichs 255 und der Übernahme des Koreferates. Herrn Prof. Dr. rer. nat. Bernd Häusler danke ich für die Übernahme des Vorsitzes.

Die wertvollen Informationen und Daten aus abgeschlossenen Forschungsvorhaben waren ein Grundstein dieser Arbeit. Besonders hervorheben möchte ich die Unterstützung von Thomas Gottmann und Otfried Herrmann der Firma EADS sowie Peter Sacher und Herbert Grallert der Firma Astrium für die Bereitstellung vieler Daten und Hintergrundinformationen aus der Sängler-Entwicklung und den FESTIP-Untersuchungen.

An dieser Stelle gilt es auch die übrigen Mitarbeiter des Instituts für Luftfahrttechnik zu erwähnen, die durch viele Diskussionen und eine gute Zusammenarbeit die Arbeit erleichtert haben. Besonders Stefan Lentz musste viele Ideen und Diskussionen aufgrund der räumlichen Nähe mit mir teilen.

Vor allem danke ich meiner Familie, die einige Entbehrungen auf sich nehmen musste und es immer wieder verstand, mich auf den Boden der Realität zurückzuholen. Ihr Rückhalt war ein Schlüssel zum Erfolg.

München, im Januar 2003

Mirko Hornung



# Inhaltsverzeichnis

<b>INHALTSVERZEICHNIS</b>	<b>I</b>
<b>1. EINLEITUNG</b>	<b>1</b>
1.1. ALLGEMEINE EINFÜHRUNG	1
1.2. STAND DER TECHNIK	2
1.3. ZIEL DER ARBEIT	3
<b>2. ANFORDERUNGEN AN EIN RAUMTRANSPORTSYSTEM</b>	<b>5</b>
<b>3. VORGEHENSWEISE / VERFAHREN</b>	<b>7</b>
3.1. FLUGZEUGVORENTWURF	7
3.2. CADEHYP	8
3.3. DATENSATZGENERIERUNG	11
<b>4. ANTRIEBSKONZEPTE FÜR RAUMTRANSPORTSYSTEME</b>	<b>15</b>
4.1. LUFTATMER VS. RAKETE	16
4.2. STUFUNGSKONZEPT	18
4.3. SCRAMJET	19
<b>5. REFERENZKONZEPT HTSM 40</b>	<b>29</b>
5.1. GRUNDLEGENDE BETRACHTUNGEN ZUM ORBITER	29
5.2. RAKETENORBITER	31
5.2.1. GEOMETRIE	33
5.2.2. MASSEN	35
5.2.3. TRIEBWERKE	36
5.2.4. AERODYNAMIK	37
5.2.5. SKALIERUNG	39
5.2.6. SENSITIVITÄTEN	42
5.3. GRUNDLEGENDE BETRACHTUNGEN ZUR UNTERSTUFE	46
5.4. HTSM-40 UNTERSTUFE	49
5.4.1. GEOMETRIE	49

5.4.2. MASSEN	52
5.4.3. TRIEBWERKE	53
5.4.4. AERODYNAMIK	53
5.4.5. SKALIERUNG	56
5.4.6. SENSITIVITÄTEN	58
<b>6. HTSM SCRAM MIT LUFTATMENDEM ORBITER</b>	<b>63</b>
<b>6.1. LUFTATMENDER ORBITER</b>	<b>63</b>
6.1.1. GEOMETRIE	64
6.1.2. MASSEN	68
6.1.3. TRIEBWERKE	73
6.1.4. AERODYNAMIK	74
6.1.5. SKALIERUNG	79
6.1.6. SENSITIVITÄTEN	82
6.1.7. UMSCHALTMACHZAHL	88
<b>6.2. HTSM SCRAM UNTERSTUFE</b>	<b>90</b>
6.2.1. GEOMETRIE	90
6.2.2. MASSEN	95
6.2.3. TRIEBWERKE	96
6.2.4. AERODYNAMIK	99
6.2.5. SKALIERUNG	104
6.2.6. SENSITIVITÄTEN	106
<b>7. ZUSAMMENFASSUNG UND AUSBLICK</b>	<b>113</b>
<b>7.1. VERGLEICH DER OBERSTUFENKONZEPTE</b>	<b>113</b>
<b>7.2. VERGLEICH DER GESAMTSYSTEME</b>	<b>115</b>
<b>7.3. AUSBLICK</b>	<b>117</b>
<b>8. LITERATURVERZEICHNIS</b>	<b>119</b>

**Formelzeichen**Griechische Symbole

$\alpha$	Anstellwinkel
$\Delta$	Differenz
$\eta$	Klappenwinkel

Lateinische Symbole

a	Beschleunigung
A	Auftrieb; Fläche
A/W	aerodynamische Güte
$c_A$	Auftriebsbeiwert
$c_M$	Momentenbeiwert
$c_W$	Widerstandsbeiwert
$c_{W0}$	Nullwiderstandsbeiwert
F	Schub
g	Erdbeschleunigung
H	Höhe
$I_{sp}$	spezifischer Impuls
LH <sub>2</sub>	flüssiger Wasserstoff
LO <sub>2</sub> , LOX	flüssiger Sauerstoff
$l_{Ref}$	Bezugslänge
m	Massendurchsatz
M	Nickmoment
Ma	Machzahl
p	statischer Druck
q	Staudruck
to	Tonne
v	Geschwindigkeit
W	Widerstand
x	x-Position

Indizes

0	Umgebungsbedingung, Ausgangszustand
2	Verdichtereintritt
9	Düsenaustritt
$\infty$	freie Anströmung
B	Brennstoff
lok	lokal
NP	Neutralpunkt

Ref	Bezug
sep	Separation / Stufentrennung
sp	spezifisch
SP	Schwerpunkt
Umsch	Umschaltbedingung

### Abkürzungen

CADEHYP	Computer Aided Design Hypersonic
C/C	Carbon Carbon
CSiC	Kohlefaserverstärkte Siliziumkarbide
DFG	Deutsche Forschungsgemeinschaft
DSM	Deep Space Mission
EADS	European Aerospace Defence and Space Company
EEO	Elliptical Earth Orbit
ESA	European Space Agency
FEI	Flexible Enhanced Insulation
FESTIP	Future European Space Transportation Investigation Programme
GEO	Geosynchronous Earth Orbit
HAP	Hypersonic Airbreathing Propulsion
HTSM	Hyperschall Transport System München
Inco	Inconel
LEO	Low Earth Orbit
MBB	Messerschmitt Bölkow Blohm (heute EADS)
MECO	Main Engine Cut Off
MEO	Medium Earth Orbit
NASP	National Aerospace Plane
OMS	Orbital Maneuvering System
RCS	Reaction Control System
RBCC	Rocket Based Combined Cycle
ScramJet	Supersonic Combustion RamJet
SERN	Semi Expansion Ramp Nozzle
SFB	Sonderforschungsbereich
SSTO	Single Stage to Orbit
Ti	Titan
TPS	Thermal Protection System
TSTO	Two Stage to Orbit



# 1. Einleitung

## 1.1. Allgemeine Einführung

Raketengetriebene „Raumfahrt“ lässt sich bis in das 3. Jahrtausend vor Christus zurückverfolgen, als die Chinesen, Erzählungen zufolge, bereits Raketen als Feuerwerkskörper einsetzten. Vor allem die militärische Anwendung hat die Entwicklung der Raketensysteme bis in das letzte Jahrhundert stark vorangetrieben. Die erste Großrakete im heutigen Sinne ist 1942 in Peenemünde unter der Leitung von Wernher v. Braun gestartet. Aufbauend auf dieser Technologie ist in der zweiten Hälfte des letzten Jahrhunderts dieser Antrieb immer weiter entwickelt und für eine Vielzahl von Anwendungen eingesetzt worden. Die Nutzung des Weltraums auch für zivile, kommerzielle Anwendungen ist in den letzten Jahren besonders forciert worden. Dem weiteren Ausbau dieser Bestrebungen stehen die hohen Kosten der heutigen Trägersysteme entgegen. [16]

Alle operativen Konzepte, die „Wegwerfssysteme“ (ein- bzw. mehrstufige Raketen) und das teilweise wiederverwendbare Space Shuttle, sind geprägt durch exorbitante Kosten für Herstellung und Betrieb (Wartung, Instandsetzung). Die fortlaufende Weiterentwicklung der Antriebsysteme und Strukturkonzepte hat zwar zu einer Verbesserung der Wirtschaftlichkeit geführt, jedoch sind die Hauptkostentreiber untrennbar mit dem Konzept der Raketen verbunden. Die hohen Gravitationsverluste der Raketensysteme führen zu einem sehr hohen Treibstoffmassenanteil. Das Erreichen eines Nutzlastanteils von ca. 1 – 2 % der Startmasse erfordert ein ausgezweigtes Strukturkonzept, um die Leermassen gering zu halten. Hochkomplexe Bauteile werden nur einmal verwendet und sind so der Auslöser für die extrem hohen Betriebskosten der Raketensysteme.

Eine führende Marktposition auf dem Gebiet der Trägersysteme wird sich allein die Nation sichern können, die in der Lage ist, die operationellen Kosten des „access to space“ drastisch zu reduzieren. Dies ist jedoch nur durch den Einsatz neuer Konzepte möglich.

In der Historie der Luftfahrt sind ähnliche Entwicklungen wiederzufinden. Die Weiterentwicklung bestehender Konzepte kann nur in eingeschränktem Rahmen zu einer Steigerung der Wirtschaftlichkeit führen. Erst die Umsetzung (r-)evolutionärer Ansätze hat zu Sprüngen im technischen Fortschritt geführt. Hier gilt als Musterbeispiel die Entwicklung des Strahlantriebs, der die zivile und militärische Luftfahrt eine rasante Evolution zu verdanken hat.

Dem Einsatz eines vollständig wiederverwendbaren Systems wird ein großer Beitrag an der Reduktion der „cost to space“ beigemessen. Ein solches System hat das Potential, die Kosten auf ca. 1/3 des heutigen Wertes zu reduzieren. [17]

Die Konzeptvielfalt für wiederverwendbare Raumtransportsysteme ist groß, da die Kombination von möglichen Antrieben und Stufungskonzepten eine große Bandbreite zulässt. [15,

17,30,38] Die weltweit favorisierten Konzepte unterteilen sich in die einstufigen und zweistufigen Systeme mit Raketen- und/oder luftatmenden Antrieben. Vor allem dem Einsatz von luftatmenden Antrieben wird weltweit eine große Bedeutung zur Reduktion der Betriebskosten beigemessen. Der hohe spezifische Impuls dieser Antriebe sollte einen positiven Einfluss auf die Größe und Kosten eines zukünftigen Raumtransportsystems haben. [3,9,26,34,36,40,47-49,56,57]

Erste Bestrebungen der USA, einen solchen Antrieb in Verbindung mit einem einstufigen System (Single Stage to Orbit – SSTO) als Nachfolger der derzeitigen Systeme zu entwickeln, sind im Rahmen des National-AeroSpace-Plane (NASP) Programms gescheitert. Die Risiken des Antriebes und des SSTO-Konzeptes waren zu groß. [20]

Auch die Untersuchungen zu einem Einstufer mit fortschrittlichen Raketentriebwerken (X-33, Venture Star) haben das gleiche Schicksal erlitten, da die Entwurfsreserve eines solchen Systems zu klein ist, um mögliche Defizite (vor allem im Antrieb) abzufangen. [7,33,54]

Derzeitige Anstrengungen konzentrieren sich auf Systemuntersuchungen (z.B. Antriebe, Strukturen) und die Suche nach geeigneten Konzepten. Nach den Misserfolgen mit einstufigen Systemen gilt hier, notgedrungen wieder die Aufmerksamkeit den zweistufigen Raumtransportsystemen (Two Stage to Orbit – TSTO).

## 1.2. Stand der Technik

Der Stand der Technik auf dem Gebiet der wiederverwendbaren Raumtransportsysteme beschränkt sich auf Grundlagenuntersuchungen und Konzeptstudien.

Weltweit laufen/liefen intensive Forschungsanstrengungen zur Verwendung von luftatmenden Antrieben in einem zukünftigen SSTO oder TSTO. Die Bandbreite der hier untersuchten Konzepte ist groß. Ein Schwerpunkt ist sicher der Nachweis der Leistungsfähigkeit des **Supersonic Combustion RamJets** (ScramJet). [4,19,31,38] Die Untersuchungen zur Vorhersage der Leistung eines solchen Antriebes basieren hier vor allem auf der Überschallverbrennung und der Integration in eine geeignete Konfiguration. Speziell die experimentelle Flugerprobung dieses Antriebstyps wird in mehreren Projekten verstärkt vorangetrieben. Erste Flugversuche in Russland (CIAM ScramJet), Australien (HyShot) und der missglückte Start des X-43A HyperX Testträgers zeigen das Interesse an diesem Antriebskonzept. Leider ist es bis heute nicht gelungen, einen positiven Schub für einen integrierten ScramJet in der Realität, d.h. im Fluge, nachzuweisen. [5,8,10,44,55]

Konzeptuntersuchungen für zweistufige Raumtransportsysteme in Europa gehen zurück bis in das Jahr 1988, als von der Fa. MBB (heute EADS) ein zweistufiges, wiederverwendbares Raumtransportsystem konzipiert worden ist. Das nach Eugen Sänger benannte TSTO Konzept verfügt über eine Trägerstufe mit einem Kombinationsantrieb aus TL- und RamJet-

Triebwerken. Die Raketenoberstufe sollte bei einer Machzahl von  $Ma = 6.8$  separiert werden und eine 7 to Nutzlast in den Low Earth Orbit (LEO) transportieren. Die Arbeiten zu diesem Projekt sind 1993 eingestellt worden. [39,51]

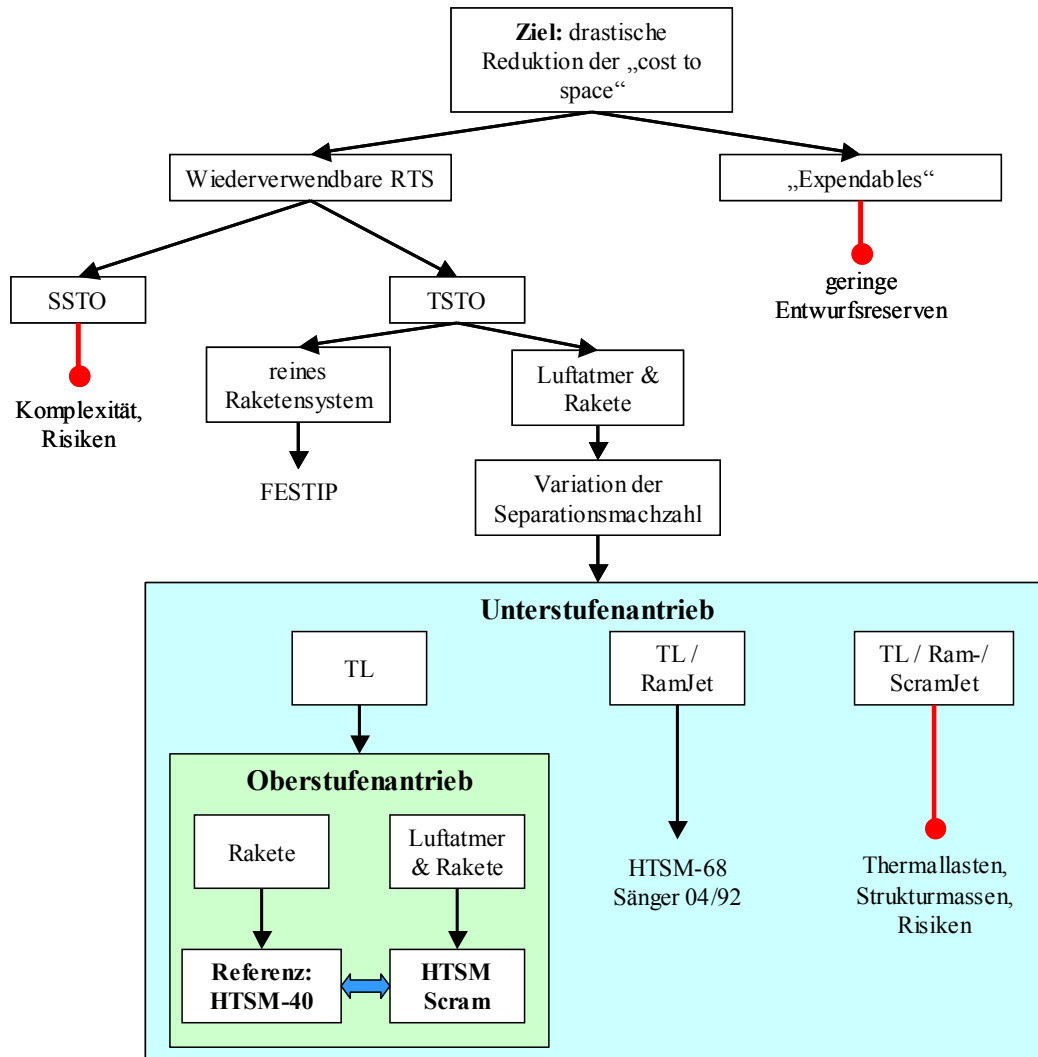
Im Anschluss wurden im Rahmen des von der ESA geförderten Future European Space Transportation Investigation Programmes (FESTIP) Konzeptuntersuchungen zu 16 Konfigurationen durchgeführt. Nach Abschluss dieser Arbeiten wurde der erfolversprechende Hopper-Entwurf 1999 in das nationale ASTRA-Projekt zur weiteren Untersuchung überführt. [11]

Einen großen Anteil an den Erfolgen, die in der Hyperschallforschung in Deutschland erzielt werden konnten, haben die drei Sonderforschungsbereiche 253 (Aachen), 255 (München) und 259 (Stuttgart) der Deutschen Forschungsgemeinschaft DFG. Die seit 1986 laufenden Untersuchungen decken das breite Spektrum der Hyperschallforschung ab. In diesem Zeitraum konnten wertvolle Ergebnisse z.B. in den Bereichen Aerothermodynamik, Antriebssysteme, Flugmechanik, Werkstoffe und Gesamtsystem erzielt werden. [1,23-25,27,46,52]

### **1.3. Ziel der Arbeit**

Die Bewertung eines ScramJet-Antriebes kann erst als integraler Bestandteil eines Raumtransportsystems durchgeführt werden. Experimentelle und numerische Untersuchungen zur Leistungsfähigkeit des isolierten ScramJets können zwar Aufschluss über die Leistungen und das Betriebsverhalten dieses Antriebs geben, die Leistungsfähigkeit für ein wiederverwendbares, luftatmendes Raumtransportsystem wird damit jedoch bei weitem nicht nachgewiesen.

Ziel dieser Arbeit ist der Entwurf eines zweistufigen, wiederverwendbaren Raumtransportsystems unter der Verwendung eines ScramJets in der Oberstufe. Die Bewertung dieses Konzeptes erfolgt im direkten Vergleich mit einem Referenzkonzept, welches über einen Raketenantrieb im Orbiter verfügt. Die Rationale der Konzeptfindung ist in Abbildung 1-1 als Entscheidungsdiagramm noch einmal zusammengefasst dargestellt.



**Abbildung 1-1:** Entscheidungsdiagramm

Die Missionsanforderungen sind für beide Konfigurationen (HTSM-40 und HTSM Scram) identisch vorgegeben, um eine Vergleichbarkeit sicherzustellen.

## 2. Anforderungen an ein Raumtransportsystem

Eine Reduktion der „cost to space“ steht im Vordergrund der Untersuchungen für einen Nachfolger der heutigen Raumtransportsysteme. Die hohen System- und Betriebskosten der Wegwerf-Systeme (z.B. Ariane V) und der teilweise wiederverwendbaren Systeme (z.B. Space Shuttle) lassen sich unter Beibehaltung des Grundkonzepts nur marginal reduzieren. [17]

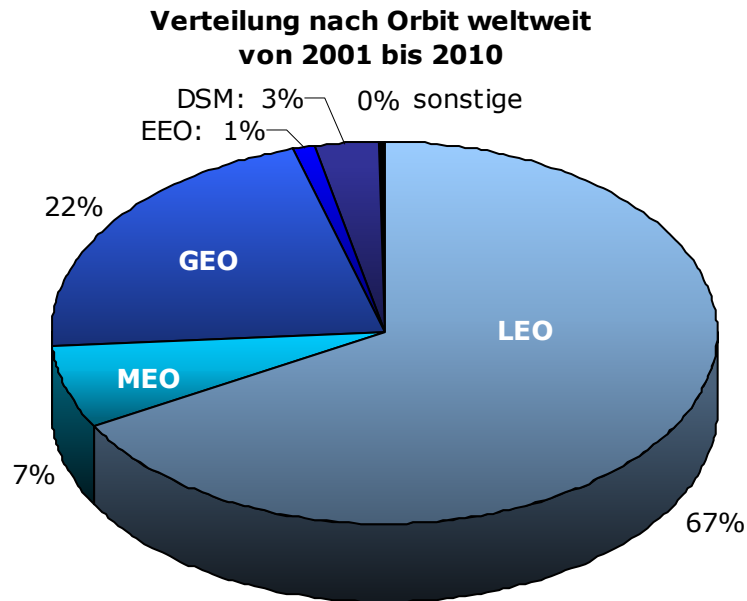
Die hohen Gravitationsverluste (→ Treibstoffmasse) der senkrecht startenden Raketensysteme können durch aerodynamisch getragene Systeme vermindert werden. Die Folge ist eine Reduktion der Treibstoffmasse und der damit verbundenen Betriebskosten. Zudem ermöglicht ein solches System den Betrieb ähnlich dem der Transportflugzeuge in der zivilen Luftfahrt. Dies bedeutet eine Erhöhung der Flexibilität und Sicherheit im Einsatz, sowie eine Reduktion der Standzeiten. Die daraus resultierenden Einsparungen können zu einer Verringerung der operationellen Betriebskosten auf ca. 1/3 der heutigen Werte führen. [15]

Im Jahr 1993 hat die ESA ein neues Forschungsprogramm initiiert, in dem ein europäisches, wiederverwendbares Konzept definiert werden sollte. In der FESTIP-Studie wurden, entsprechend der von der ESA aufgestellten Anforderungen, eine Vielzahl von Raumtransportkonzepten untersucht und bewertet. [11,14]

Entsprechend der FESTIP-Studie sind die wichtigsten Anforderungen an ein neues Raumtransportsystem: [12]

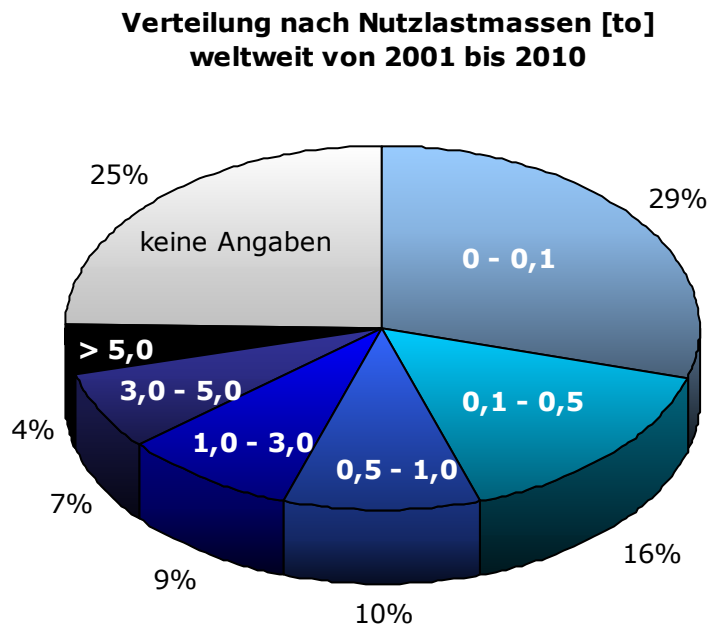
- Wiederverwendbarkeit (teilweise oder vollständig)
- Einsatzreife bis zum Jahr 2020
- Systemlebensdauer: 30 Jahre
- Verlustwahrscheinlichkeit:  $< 10^{-3}$  / Mission
- Nutzlastcharakteristiken:
  - Kosten / kg: 1/3 im Vergleich zu Ariane V
  - Nutzlastraum:  $\varnothing$  4,5 m x 10 m
  - Masse: 7 to (250 km LEO / 5° Inclination)  
2 to (250 km LEO / 98° Inclination)
- Startort: Äquatornähe (Kourou)
- Überholzeit:  $\leq 20$  Tage

Prognosen für den Zeitraum 2001 bis 2010 zeigen einen starken Bedarf an Nutzlasten für niedrige Umlaufbahnen (LEO – Low Earth Orbit) (Abbildung 2-1).



**Abbildung 2-1:** Orbit-Nutzlastverteilung weltweit [6]

Der größte Teil der prognostizierten Nutzlasten ( $\approx 71\%$ ) hat eine Masse von  $\leq 5$  to. Nutzlasten mit einer Masse  $> 5$  to nehmen nur einen kleinen Teil ein ( $\approx 4\%$ ) (Abbildung 2-2).



**Abbildung 2-2:** Nutzlastmassenverteilung [6]

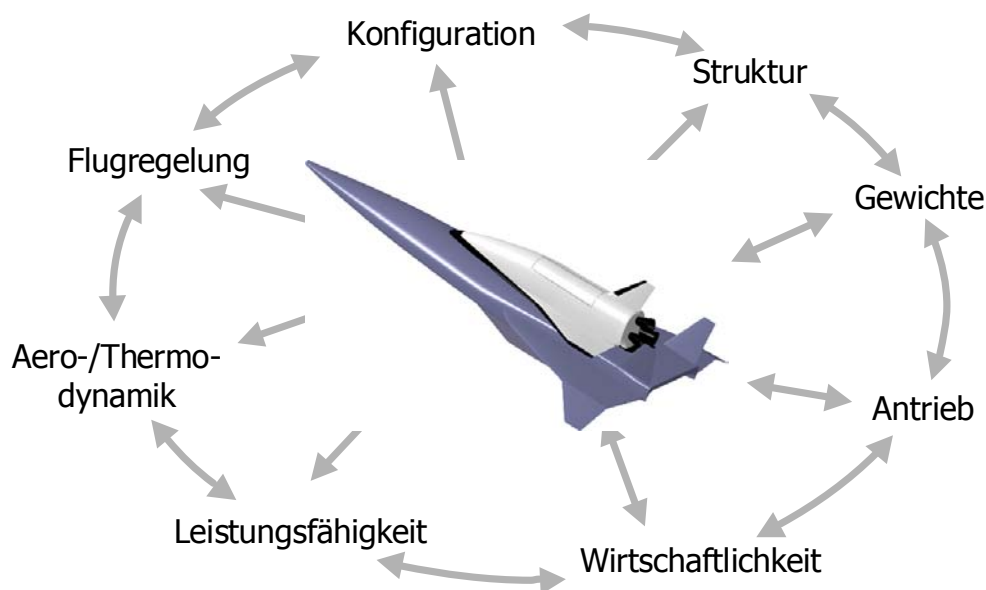
Eine Reduktion der Nutzlastmasse von 7 to auf 5 to resultiert in einer erheblichen Verkleinerung des Raumtransportsystems ( $\Delta$ Abflugmasse  $\approx 50 - 80$  to). Den Konfigurationsuntersuchungen wurde eine maximale Nutzlast von 5 to in den LEO mit einem verkleinerten Durchmesser des Laderaums von 4 m zu Grunde gelegt.

## 3. Vorgehensweise / Verfahren

### 3.1. Flugzeugvorentwurf

Der Entwurf eines luftatmenden, wiederverwendbaren Raumtransportsystems ist stark an die Vorgehensweise im Flugzeugbau angelehnt. Die Ausdehnung des Flugbereichs eines solchen Systems in den Hyperschall erfordert jedoch u.a. eine vertiefende Betrachtung der thermischen Belastungen.

Im Vorentwurfsprozess müssen die Beiträge aller Fachdisziplinen in einer Konfiguration zusammengeführt werden (Abbildung 3-1). Die Einzeldisziplinen können jedoch im Zuge der Konzeptuntersuchungen nur eingeschränkt detaillierte Beiträge liefern. Der Vergleich möglichst vieler Konzepte in Form von Trade-Off-Untersuchungen erfordert einen Kompromiss zwischen Genauigkeit und zeitlichem Aufwand. Erst die Gegenüberstellung mehrerer, z.T. sehr unterschiedlicher Konzepte erlaubt eine umfassende Aussage über eine Optimalkonfiguration für die gestellten Anforderungen. [15,30,51]



**Abbildung 3-1:** Fachdisziplinen im Flugzeugvorentwurf

Der Entwurfsprozess stellt einen iterativen Prozess dar, in dem alle Fachbereiche wechselwirken und somit ein Einzeloptimum nicht das Optimum für das Gesamtsystem darstellt. Die Konfiguration wird nach jedem Iterationsschritt einer Bewertung unterzogen, bei der die Leistungen mit den Anforderungen verglichen werden. Dies führt im nächsten Schritt zu einer Modifikation der Konfiguration. Die geänderten Datensätze werden im Anschluss an eine erneute Leistungsrechnung wiederum bewertet. Der optimale Zustand wäre mit einer möglichst wirtschaftlichen Lösung für die gestellte Aufgabe gefunden. Die detaillierte Untersuchung der Kosten eines Raumtransportsystems im Vorentwurfsstadium ist

eine komplexe Aufgabe, die sehr viel Erfahrung auf diesem Gebiet voraussetzt. Eine Detailbetrachtung der Kosten ist im Umfang dieser Arbeit nicht möglich. Die Konfigurationsuntersuchung soll nicht den quantitativen Gewinn eines wiederverwendbaren Raumtransportsystems nachweisen, sondern die Vor- bzw. Nachteile eines luftatmenden Antriebs in einem solchen aufzeigen. Eine qualitative Aussage über die Leistungsfähigkeit zweier Konzepte auch im Hinblick auf die Kostenentwicklung ist aufgrund von Erfahrungen im Flugzeugbau über zwei Kenngrößen möglich. Diese Zielfunktionen sind für die Betrachtung der Systemkosten die Leermasse und für die Betriebskosten die Abflugmasse des Gesamtsystems.

Ziel ist es also, ein möglichst leichtes Gerät hinsichtlich des Leer- als auch im Abfluggewichts zu finden.

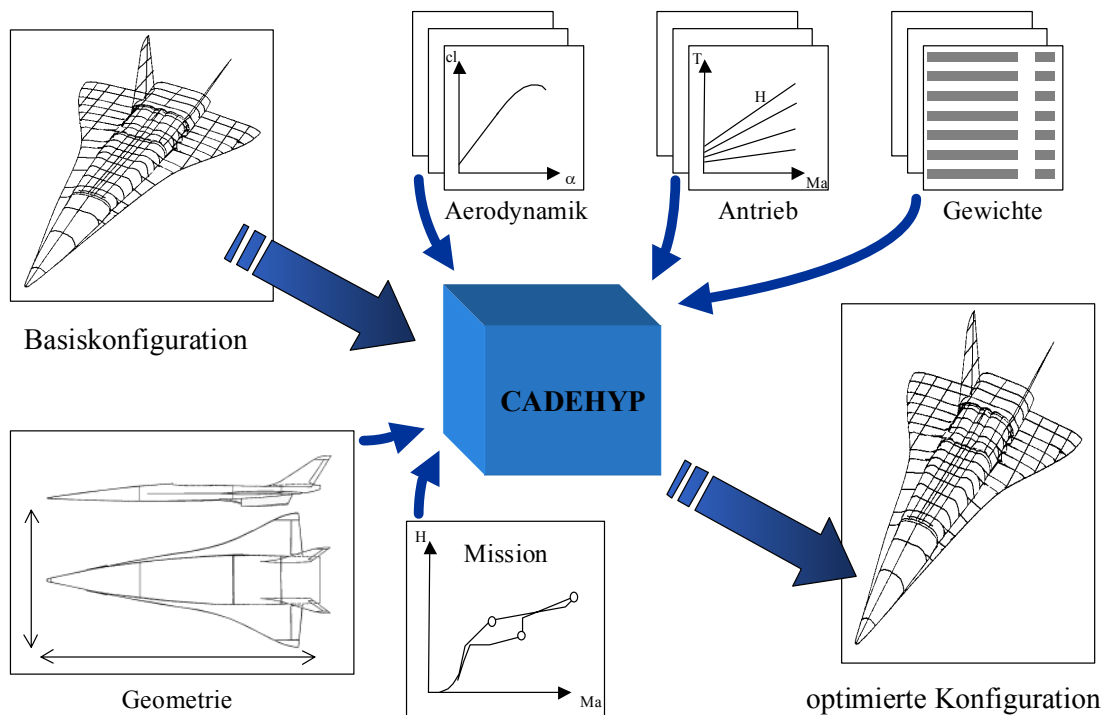
Eine Anpassung der jeweiligen Basiskonfiguration an die Anforderungen, hier primär die Erfüllung der Entwurfsmission, erfolgt mit dem numerischen Skalierungsverfahren CADEHYP, das auch zur parametrischen Optimierung herangezogen werden kann.

### **3.2. CADEHYP**

CADEHYP ist ein von der Industrie entwickeltes Programm zur Auslegung und Skalierung von wiederverwendbaren Raumtransportsystemen. Das Programm basiert auf einem Kampfflugzeug-Entwurfsverfahren und ist während der Sänger-Untersuchungen auf die speziellen Bedingungen bei Hyperschallkonfigurationen angepasst und optimiert worden.

Ausgehend von einer Basiskonfiguration wird eine Optimierung der Konfiguration durchgeführt. Die Optimierung erfolgt mittels Skalierungsgrößen als Parametervariation. Dies ermöglicht es dem Anwender, einzelne Störgrößen gezielt vorzugeben, die Antwort der Konfiguration zu analysieren und dann diese Erfahrungen in den Entwurfsprozess einfließen zu lassen (Abbildung 3-2).





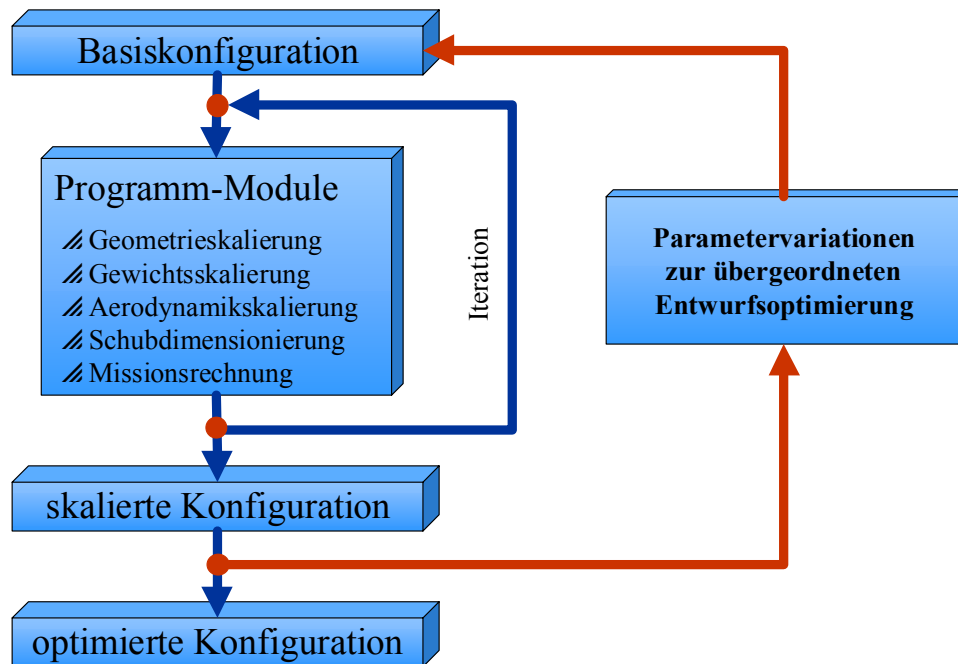
**Abbildung 3-2:** CADEHYP

Bestimmend für die Qualität der Ergebnisse ist auch bei diesem Verfahren primär die Qualität der Eingabedaten, also der Datensatz der relativ detailliert untersuchten Basiskonfiguration und die Entwurfsmission /-größen.

Die Qualität der Datensätze kann durch den Anwender beliebig hochgetrieben werden. Der Einsatz von vorläufigen bis hin zur Verwendung von experimentell ermittelten Datensätzen ist möglich. Innerhalb der Skalierungsprozesse wird immer wieder auf die Originaldaten der Basiskonfiguration zurückgegriffen, daher findet keine Verfälschung bzw. Vereinfachung der Datensätze innerhalb des iterativen Prozesses statt.

In die Basisdaten fließen die Bereiche Geometrie, Aerodynamik, Massen und Antrieb ein. Die Steuerung der Skalierung erfolgt über Skalierparameter, die sowohl aus geometrischen Größen, Leistungsdaten und/oder der Vorgabe einer Entwurfsmission bestehen können.

Das Ergebnis ist eine entsprechend der Mission bzw. Skalierungsparameter optimierte (hier: kleinste) Konfiguration (Abbildung 3-3).



**Abbildung 3-3:** Optimierungsprozess CADEHYP

Eine gezielte Parametervariation ermöglicht die Durchführung von Sensitivitätsuntersuchungen an der betrachteten Konfiguration. Hier können auch unterschiedliche Entwicklungsschritte simuliert werden, so dass auch das Verhalten einer Konfiguration zu einem späteren Entwicklungsstadium eingeschätzt werden kann. Dies ist vor allem im Hinblick auf die Triebwerksentwicklung von besonderer Bedeutung.

Hochmoderne Raketen- und luftatmende Triebwerke haben sehr lange Entwicklungszeiten, wobei aber der Triebwerksentwurf in einem frühen Entwicklungsstadium der Gesamtkonfiguration bereits festgehalten wird. Eine zu diesem Zeitpunkt eventuell noch fehlende Verifikation aller Konfigurationsdaten, z.B. durch experimentelle Testträger, kann bei späteren Abweichungen gravierende Einflüsse auf das Gesamtsystem haben. Eine Anpassung der Konfiguration ist dann nur noch innerhalb der Leistungsgrenzen des Triebwerks möglich. Dies kann zu einem späten Zeitpunkt noch das „Aus“ für eine Konfiguration bedeuten. Daher sind bereits im frühen Konzeptstadium Aussagen über die Sensitivitäten in einem späteren Entwurfsstadium wichtig für die Bewertung des Entwurfsrisikos.

Vorraussetzung für eine geringe Fehlerbandbreite in der Gewinnung der Datensätze ist naturgemäß der Einsatz präziser und validierter Verfahren.

### 3.3. Datensatzgenerierung

Eine der wichtigsten Aufgaben des Entwurfsprozesses ist die Datensatzgenerierung der Basiskonfiguration. Die Qualität der Daten sollte möglichst hoch, der Aufwand (im Hinblick auf eine große Bandbreite von möglichen Konzepten) darf den Rahmen jedoch nicht übersteigen. Die Datengewinnung in den Bereichen Geometrie, Massen, Aero-/Thermodynamik und Triebwerk kann durch statistische, theoretische/numerische oder experimentelle Verfahren durchgeführt werden. In Anbetracht eines möglichst konsistenten Datensatzes ist es immer sinnvoll, die Ergebnisse unterschiedlicher Verfahren einander gegenüberzustellen, da deren spezifische Gültigkeitsbereiche in Rechnung zu stellen sind. [13]

Die Datensätze der vorliegenden Konfigurationen wurden mit den folgenden Verfahren erstellt:

#### Geometrie:

- 3d – Modellierung in CATIA V5

#### Aerodynamik:

- Handbuchverfahren / Statistik [2,18,22,41]
- Panelverfahren für Überschall- und Hyperschallströmungen
- Potentialtheoretische Verfahren für den Unterschall und die Transonik
- Euler Verfahren (FLUENT 5)
- Experimentelle Datensätze von Vergleichskonfigurationen

#### Thermodynamik:

- Statistik [18,25,46]
- Referenzmodelle
- Panelverfahren

Triebwerk:

- Statistik, Literatur [1,4,5,19,23,27,28,31,32,35,38]
- Referenztriebwerke (z.B. Sänger, FESTIP) [14,39]
- Leistungssynthese-Programm Pro
- CFD-Verfahren (FLUENT 5)
- Numerische Brennkammersimulation (HAP) [19]

Massen:

- Statistik [15,17,20,29,46]
- Referenzmodelle (z.B. FESTIP, Sänger) [7,11,14,39]

Durch den Einsatz mehrerer Verfahren können die Ergebnisse auf Plausibilität überprüft werden. Die validierten Daten bilden den Basisdatensatz für die anschließende Konfigurationsoptimierung.

Im folgenden sollen die wichtigsten Verfahren kurz vorgestellt werden:

CATIA V5

Die Geometrie der vorgestellten Konfigurationen wurde mit CATIA V5 der Firma Dassault Systems erstellt. Bei CATIA V5 handelt es sich um ein Computer Aided Design – Programm, das in der Luftfahrtindustrie weit verbreitet ist. Die Version V5 bietet die Funktionalität eines professionellen CAD-Programms unter einer Windows-basierten Benutzeroberfläche. Die Steuerung des Programms wird somit stark vereinfacht und die Einarbeitungszeit reduziert.

Sämtliche Konfigurationen sind als 3-d Surface – Modelle erstellt worden. Dies ermöglicht eine hohe Detailtreue in der Oberflächengestaltung und eine vereinfachte Vorgehensweise in der nachfolgenden Netzgenerierung für das CFD-Verfahren FLUENT.

Unter CATIA V5 ist die Ableitung wichtiger geometrischer Größen, z.B. Oberflächen, Volumina, Flächenschwerpunkte und Trägheitsmomente, über integrierte Module sehr einfach möglich. Ein internes Programm zur Generierung von Oberflächennetzen bietet optimale Voraussetzungen zur Anbindung an aerodynamische Berechnungsverfahren (z.B. HYP-4).

FLUENT

Von der Firma FLUENT wird ein CFD-Software Paket angeboten, in dem Pre-Processing (Geometrievereinfachungen/-reparaturen, Netzgenerierung, Belegung der Randbedingungen), CFD-Berechnung und Post-Processing (Kräfte, Momente, Darstellung lokaler

Zustandsgrößen) integriert sind. Die hochautomatisierte Netzgenerierung im Pre-Processor GAMBIT erlaubt eine schnelle Erstellung der Oberflächen- und Raumnetze. Diese Netze können sowohl für die CFD-Berechnung in FLUENT als auch für andere Aerodynamikverfahren genutzt werden.

In FLUENT steht eine Vielzahl von Verfahren zur Berechnung der Strömungsgrößen zur Verfügung. Im Hinblick auf die erforderliche Rechenleistung und -zeit sind im Konzeptstadium nur Euler-Berechnungen und einfache Grenzschicht-Modelle eingesetzt worden. Die Verwendung hochwertiger Verfahren setzt eine hohe Dichte des Raumnetzes voraus, so dass die Rechenzeit drastisch ansteigt.

#### HYP-4

Das Hyperschall-Aerothermodynamikprogramm HYP-4 ist eine Weiterentwicklung des von der Fa. MBB entwickelten HYP-3 – Verfahrens. Die Aerodynamik in HYP-4 wird mittels Kompressions- und Expansionstheorien an isolierten Einzelflächen betrachtet (Impact-Verfahren). Die Geometrie wird als Oberflächennetz (CATIA, GAMBIT oder Quadgrid-Netz) eingelesen und dient als Grundlage für die aerodynamischen und thermodynamischen Berechnungen. Letztere sind eine Ergänzung des bestehenden Verfahrens, so dass eine einfache Abschätzung der Oberflächentemperaturen im Hyperschall möglich ist. Hierfür kann zwischen den Verfahren nach Tauber bzw. Hankey, beide in Abhängigkeit von der lokalen Reynoldszahl, gewählt werden. [18,46]

Die Ausgabe der Aerodynamik erfolgt als Tabellen- und Diagrammdarstellung mit Excel-Kompatibilität. Die lokalen Zustandsgrößen werden als Tecplot-File ausgegeben. Mittels der grafischen Darstellung in Tecplot kann eine Überprüfung der thermischen und aerodynamischen Ergebnisse durchgeführt werden. Die so ermittelten lokalen Belastungen erlauben die Optimierung der Geometrie hinsichtlich der Aerothermodynamik.

#### Pro

Mit dem Leistungssyntheseprogramm Pro erfolgt die Abschätzung der Triebwerksdaten für ein Hochleistungs-Turboluft-Triebwerk. Hier wurden in Hinblick auf den Einsatzbereich bis  $Ma = 4$  spezielle Anpassungen an die Berechnung notwendig. Als Grundlage für die Adaption wurden die Untersuchungen zu einem solchen Triebwerk aus der FESTIP-Studie herangezogen. Die Kreisprozessrechnung baut auf dem Auslegungspunkt des Triebwerkes auf und erstellt einen Datensatz für den gesamten Betriebsbereich. Die Ausgabe umfasst Schub- und Verbrauchsdaten im Trocken- und Nachbrennerbetrieb. Geometrie und Masse des Triebwerks werden über statistische Korrelationen abgeleitet. Das Triebwerk kann sowohl für den Betrieb mit Kerosin als auch mit Wasserstoff ausgelegt werden. Speziell im Bereich der Wasserstoffverbrennung sind die Ergebnisse der FESTIP-Studie und des SFB 255 eingeflossen. [1,11,14,19,23,27]

### HAP

Das Programm HAP ist Bestandteil des AIAA Buches „Hypersonic Airbreathing Propulsion“ von William Heiser und David Pratt [19]. Die Software ermöglicht neben der Bestimmung von Zustandsgrößen im Hyperschall unter anderem auch die Auslegung und Leistungsrechnung einer Ram-/ScramJet-Brennkammer. Das implementierte 1-d Verfahren zur Auslegung einer solchen Brennkammer wurde zur Berechnung der ScramJet-Leistungsdaten verwendet. Erst der Einsatz dieses Moduls hat die Implementierung der Verbrennungscharakteristik in die CFD-Berechnung der ScramJet-Strömung ermöglicht (siehe auch 4.3 ScramJet). Relevante Ergebnisse aus dem SFB 255 standen hierfür noch nicht zur Verfügung.

## 4. Antriebskonzepte für Raumtransportsysteme

Ein Raumtransportsystem hat die primäre Aufgabe, die Nutzlast in den Orbit zu transportieren. Der Antrieb ermöglicht die Beschleunigung des Systems vom Stand bis zur Orbitalgeschwindigkeit. Dies setzt eine ausreichende Beschleunigungsfähigkeit und damit einen entsprechend hohen Nettoschub des Antriebs voraus. Die Art des Antriebssystems legt in der Regel den Konfigurationstyp und deren Stufungskonzept fest. [32] Für den transatmosphärischen Flug sind grundsätzlich zwei Familien von Antrieben geeignet:

- **Raketenantriebe**
- **Luftatmende Antriebe**

Bei dem Raketenantrieb handelt es sich um einen Impulsmotor, bei dem der mitgeführte Treibstoff (Oxidator und Brennstoff) verbrannt und mit einer hohen Geschwindigkeit über eine Düse expandiert wird. Der Austrittsimpuls ist der primäre Schuberzeuger (Gleichung 4-1).

$$F_{\text{Rakete}} = (\dot{m}_{\text{Oxidator}} + \dot{m}_{\text{B}}) \cdot v_9 + A_9 \cdot (p_9 - p_0) \quad \text{Gleichung 4-1}$$

Im Gegensatz dazu gehört der luftatmende Antrieb zur Gruppe der Energiemotoren, bei denen der einströmenden Umgebungsluft über die Verbrennung des Brennstoffes thermische Energie zugeführt wird. Anschließend werden die Verbrennungsgase über eine Düse wieder auf die Umgebungsbedingungen expandiert. In diesen Kreisprozess können zusätzliche mechanische Komponenten eingefügt werden, die sogenannten Turbokomponenten. Deren Einsatz ist primär vom Betriebsbereich des Antriebs abhängig. Der Schub des „Luftatmers“ ergibt sich aus der Differenz von Ein- und Austrittsimpuls und der Integration der Oberflächendrücke (Gleichung 4-2).

$$F_{\text{Luftatmer}} = (\dot{m}_2 + \dot{m}_{\text{B}}) \cdot v_9 - \dot{m}_2 \cdot v_\infty + A_9 \cdot (p_9 - p_0) \quad \text{Gleichung 4-2}$$

Der Vorteil des luftatmenden Antriebs gegenüber dem Raketenantrieb ist, dass dieser keinen Oxidator mitführen muss, da dieser aus der Umgebungsluft entnommen wird. Dies ist jedoch nur bei einer ausreichenden Dichte der Luft vor der Brennkammer möglich. Aufgrund dieser Einschränkung des luftatmenden Antriebs muss ein Raumtransportsystem immer über einen Raketenantrieb verfügen, damit auch in großen Höhen oder im Orbit noch Vortriebsleistung zur Verfügung steht.

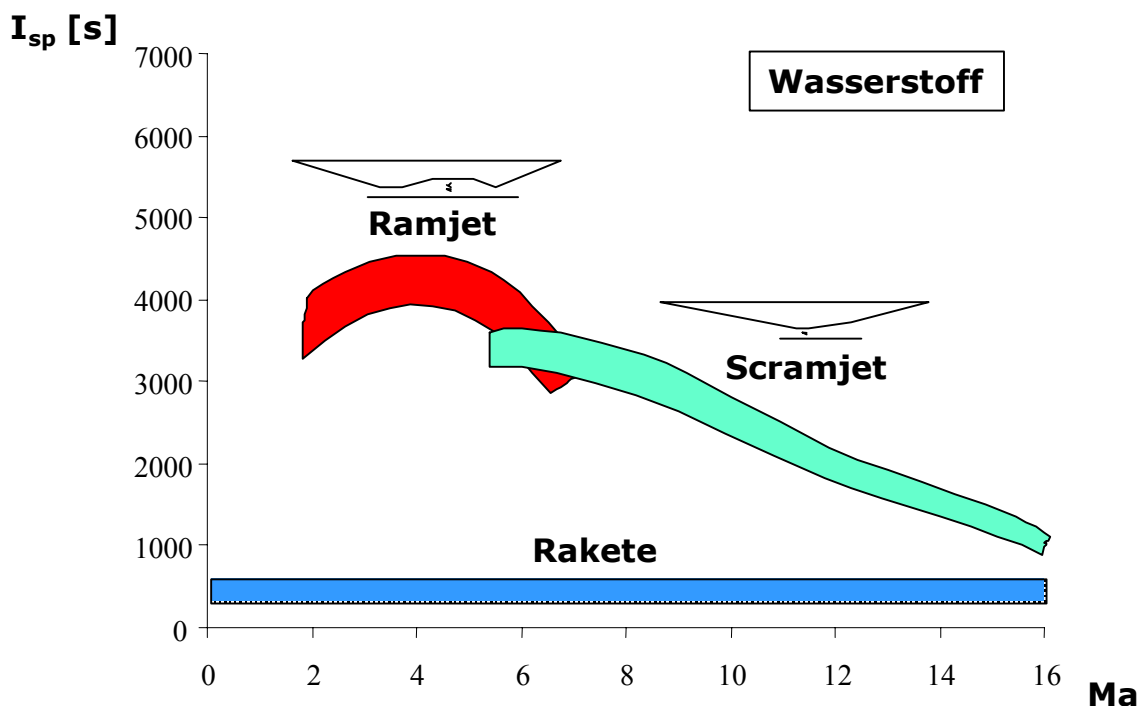
Weltweit wird der Einsatz der luftatmenden Antriebe in zukünftigen Raumtransportsystemen untersucht, in der Hoffnung, die Systemmassen dadurch reduzieren zu können. Die Bandbreite der Antriebskonzepte ist groß und reicht von Einzelantrieben (z.B. ScramJet / Rakete) bis zu hoch integrierten Kombinationsantrieben, z.B. koaxiale TL-/RamJet-Antriebe oder

Rocket-Based-Combined-Cycle Antriebe (RBCC), bei denen die Raketenantriebe in die luftatmenden Varianten integriert werden. [38]

Um die Ideen hinter dem Einsatz von luftatmenden Antrieben besser verstehen zu können, wird im folgenden ein kurzer Vergleich zwischen Luftatmer und Rakete gezogen.

#### 4.1. Luftatmer vs. Rakete

Der große Vorteil des Luftatmers gegenüber der Rakete liegt in der Nutzung des atmosphärischen Sauerstoffs. Dies bewirkt einen wesentlich höheren spezifischen Impuls  $I_{sp}$ , da der Oxidator nicht in die Brennstoffbilanz einfließt (Abbildung 4-1).



**Abbildung 4-1:** Spezifischer Impuls verschiedener Antriebe

Als Maß für die Wirksamkeit in einer Konfiguration ist jedoch nicht der Verbrauch pro Zeiteinheit ausschlaggebend, also der (momentane) Massendurchsatz, sondern der integrierte Verbrauch über die Missionsdauer. Die gesamte (benötigte) Treibstoffmasse ergibt sich aus der Integration des Massendurchsatzes über der Zeit (Gleichung 4-3), welche aus dem Verhältnis aus zu überwindender Geschwindigkeitsdifferenz  $\Delta v$  und der Beschleunigungsfähigkeit  $a$  (Gleichung 4-4) resultiert. Die Beschleunigungsfähigkeit ist direkt proportional dem Schub und umgekehrt proportional der Masse (Gleichung 4-5). Das Ideal wäre also ein kleines, leichtes Triebwerk mit hohem Schub bei geringem Verbrauch.

$$\Delta m_{\text{Treibstoff}} = \dot{m} \cdot \Delta t$$

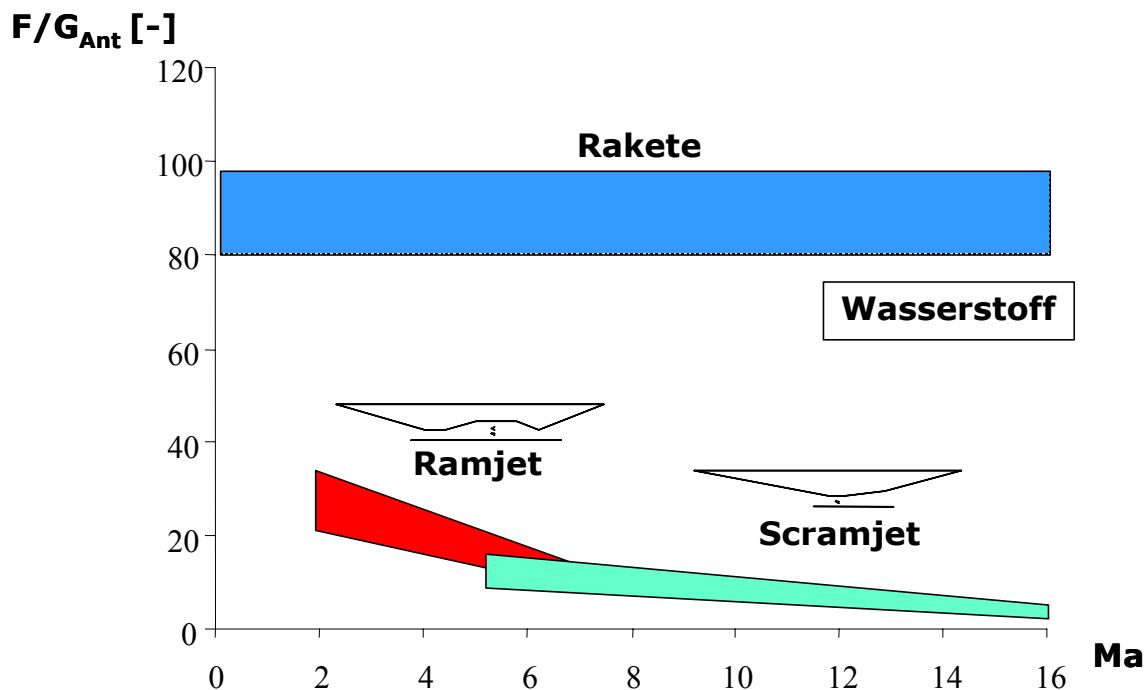
**Gleichung 4-3**



$$\Delta t = \frac{\Delta v}{a} \quad \text{Gleichung 4-4}$$

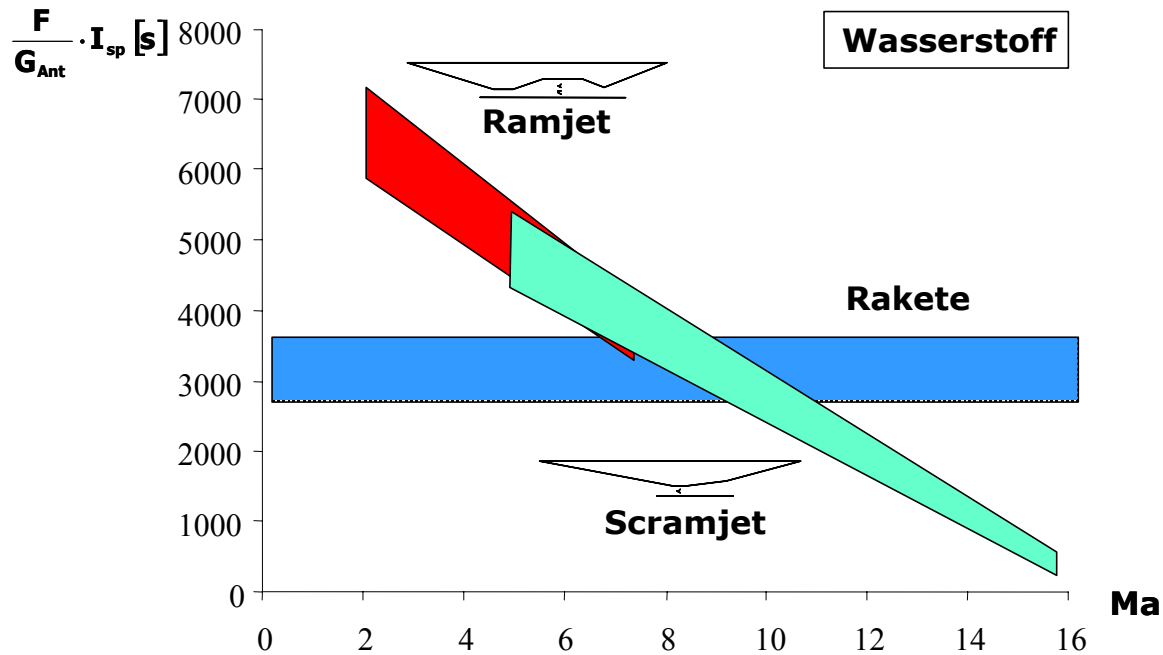
$$a_{\text{lok}} = \frac{F - W}{m} \quad \text{Gleichung 4-5}$$

Eine charakteristische Größe für diese Zeitabhängigkeit ist das Schub-Gewichtsverhältnis des Antriebssystems  $F/G_{\text{Ant}}$ . Abbildung 4-2 zeigt hier deutlich den Vorteil des Raketensystems. Der Raketenantrieb erfordert im Gegensatz zum Luftatmer bei gleichem Schub eine geringere Integration in das Strukturkonzept der Konfiguration, braucht keine mechanischen Komponenten und baut damit spezifisch wesentlich leichter.



**Abbildung 4-2:** Schub-/Gewichtsverhältnis verschiedener Antriebe

Doch das Produkt aus dem Spezifischem Impuls und Schub-/Gewichtsverhältnis eines Antriebs spiegelt die Bedeutung für eine Konfiguration mit einer reinen Beschleunigungsaufgabe wider. Hier zeigt es sich, dass der luftatmende Antrieb, bedingt durch den hohen spezifischen Impuls, einen Vorteil gegenüber dem Raketenantrieb aufweist, dieser Vorteil jedoch nur für einen begrenzten Machzahlbereich gültig ist (siehe Abbildung 4-3). Man beachte, dass dieses Diagramm für die Verwendung von  $LH_2$  gilt.



**Abbildung 4-3:** Leistungsvergleich verschiedener Antriebe für Beschleunigungsmissionen

Der luftatmende Antrieb ist dem Raketenantrieb in einem gewissen Geschwindigkeitsbereich überlegen. Die Festlegung der Umschaltmachzahl kann jedoch nur im Hinblick auf die Gesamtkonfiguration erfolgen, da die Charakteristik des Gesamtsystems auf die Leistungsfähigkeit einen starken Einfluss hat. Eine erhöhte Beschleunigungsfähigkeit kann bei größeren Machzahlen das Defizit des niedrigeren spezifischen Impulses mehr als ausgleichen, vor allem wenn man beachtet, dass die Beschleunigungskraft als Differenz Schub – Widerstand auftritt. Analoges gilt ja auch für den Nachbrennerbetrieb eines reinen TL-Triebwerks, wenn es in den „pinch-points“ betrieben wird.

## 4.2. Stufungskonzept

Die Frage der optimalen Umschaltmachzahl impliziert die Frage nach der optimalen Platzierung des luftatmenden Antriebs. Der luftatmende Antrieb zeigt seine Vorteile eindeutig bei niedrigen Machzahlen (bei Turbo-Luft-Triebwerken ist der Vorteil noch deutlicher). Die Träger-/Unterstufe sollte damit über einen luftatmenden Antrieb verfügen. Doch wie wird die Separationsmachzahl gewählt?

Zum Betrieb der Staustrahltriebwerke (Ram- und ScramJet) sind hohe Staudrücke (ca. 50 kPa) notwendig. Diese führen bei hohen Flugmachzahlen zu einer starken thermischen Belastung der Konfiguration. Der Einsatz eines RamJet-Antriebs in Kombination mit TL-Triebwerken wurde bereits in der Sänger-Studie eingehend untersucht. Dort zeigte sich, dass die heutigen Materialien einen Flug der Unterstufe bis zu  $Ma = 6.8$  unter Beibehaltung der

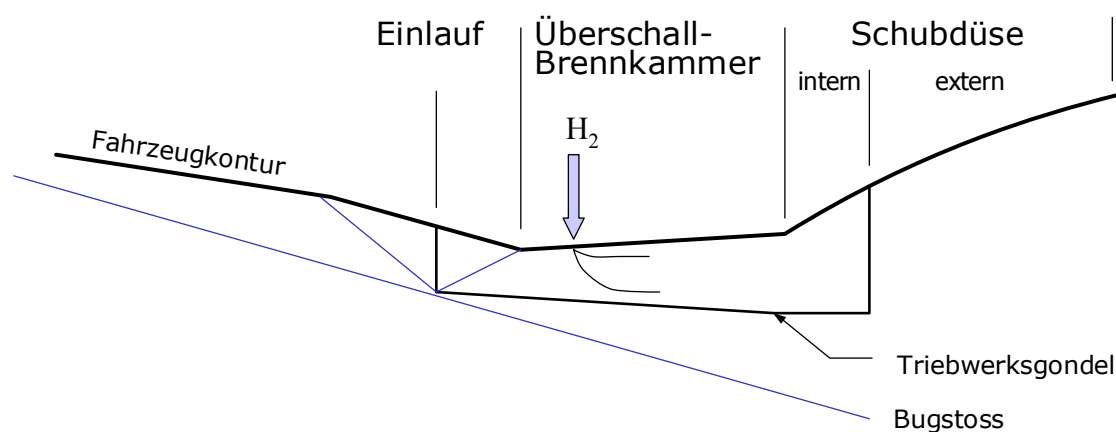
Heißstruktur (aus Titan) zulassen. Der sinnvolle Einsatz eines ScramJets ( $Ma > 6$ ) ist unter diesen Voraussetzungen allerdings nicht mehr möglich. [39]

Der Orbiter hingegen muss aufgrund der Hitzeprobleme beim atmosphärischen Wiedereintritt ohnehin in Kaltstruktur mit Thermalschutz ausgelegt werden, so dass die Oberflächentemperaturen im Aufstieg mit Ram-/ScramJet-Betrieb nicht kritisch werden.

Diese Überlegungen münden in ein zweistufiges System mit einem TL-Antrieb in der Unterstufe und einem Kombinationsantrieb aus Ram-/ScramJet und Rakete in der Oberstufe. Für ein solches System liegt die Separationsmachzahl bei  $Ma = 4.0$ , da dies die realistische maximale Flugmachzahl für ein TL-Triebwerk mit Wasserstoffbetrieb darstellt. Die Einflüsse des Antriebskonzeptes auf die Stufenkonzepte und das Gesamtsystem (Geometrie, Aerodynamik, Massen, Leistungen) sollen mit einer reinen Raketen-Oberstufe verglichen und bewertet werden. Die Separationsbedingungen (Machzahl und Höhe) sind für beide Gesamtsysteme gleich, da sie im wesentlichen durch die Höchstmachzahl des TL-Antriebs der Unterstufe vorgegeben wird.

### 4.3. ScramJet

Ein Supersonic Combustion RamJet (ScramJet) bietet durch die Überschallverbrennung die Möglichkeit, einen luftatmenden Antrieb bis zu hohen Hyperschallmachzahlen einzusetzen. Die Strömung wird im ScramJet durch externe und interne Verdichtung an der Fahrzeugunterseite und dem Einlauf auf Machzahlen  $\geq 1.5$  verzögert, in der Brennkammer mit dem Treibstoff (in der Regel  $LH_2$ ) verbrannt und in der Schubdüse, die in die Fahrzeugunterseite integriert ist, beschleunigt und expandiert (siehe Abbildung 4-4). Die Aufrechterhaltung der Überschallströmung innerhalb der Brennkammer verlangt Anströmmachzahlen  $> 5.5$ . Im darunterliegenden Machzahlbereich kann nur der Betrieb als RamJet mit Unterschallströmung in der Brennkammer aufrechterhalten werden. Hier liegt die minimale Anströmmachzahl bei  $\sim 3.5$ . [4,19,31,45]



**Abbildung 4-4:** Funktionsweise des ScramJets (schematisch)

Der ScramJet ist gekennzeichnet durch eine maximale, notwendige Integration des Antriebs in das Strukturkonzept des Fahrzeugs. Die Antriebsseite, im Regelfall die Rumpfunterseite, wird in ihrer gesamten Geometrie durch die Strömungsbedingungen im ScramJet definiert.

Weltweit beschäftigen sich Arbeitsgruppen mit dem hochkomplexen Thema der Optimierung einer ScramJet-Geometrie mit den dazugehörigen Verbrennungsvorgängen. Ziel dieser Arbeit war nicht die Suche nach einer optimalen Antriebskonfiguration für eine gegebene Konfiguration, sondern die Bewertung des Nutzens eines solchen Antriebskonzeptes für das Gesamtsystem eines Raumtransporters. Die verwendeten ScramJet-Daten basieren auf der Antriebsgeometrie eines SSTO-Konzeptes der FESTIP-Studie. Die Arbeiten an diesem ScramJet-Konzept sind in der Dissertation von Kurth [31] zusammengefasst und dienen als Basis für das vorliegende Orbiter-Konzept. Die Referenztrajektorie für dieses Konzept war ein Aufstieg mit einem Staudruck von 45 kPa (nach der Stufentrennung bis zum Umschalten auf den Raketenantrieb).

Die Geometrie des ScramJets soll im folgenden kurz beschrieben werden. Der Einlauf besteht aus einem Drei-Rampen-System, von dem die ersten zwei Rampen starr sind und durch die Orbiterkontur gebildet werden. Die dritte Rampe ist verstellbar und wird durch eine anpassbare Einlaufflippe ergänzt, so dass eine Adaption des Einlaufs im gesamten Betriebsbereich erfolgen kann. Die Winkel und Abmessungen wurden aus [31] übernommen und entsprechend der Basisgröße des Orbiters skaliert (Tabelle 4-1).

	<b>Länge [m]</b>	<b>Winkel [grad]</b>
Rampe 1	15.88	3.5
Rampe 2	4.82	8
Rampe 3	5.3	11.0 - 12.8 (variabel)
Einlaufflippe	1.25	-7.0 – 4.5 (variabel)

**Tabelle 4-1:** Geometriedaten ScramJet

An den Einlauf schließt sich eine verstellbare Unter-/Überschallbrennkammer an, die mit einer variablen Innenkontur versehen ist. Die Triebwerksgondel wird dabei in ihrer Kontur konstant gehalten. Während des RamJet-Betriebs wird die Unterschallverbrennung über die Ausbildung eines „thermal throat“ in der Brennkammer stabilisiert. Der Öffnungswinkel der Brennkammerwände ist durch die Strömungsbedingungen in der Brennkammer und der Forderung nach einem Maximaldruck von 1.38 bar vorgegeben. [31,45]

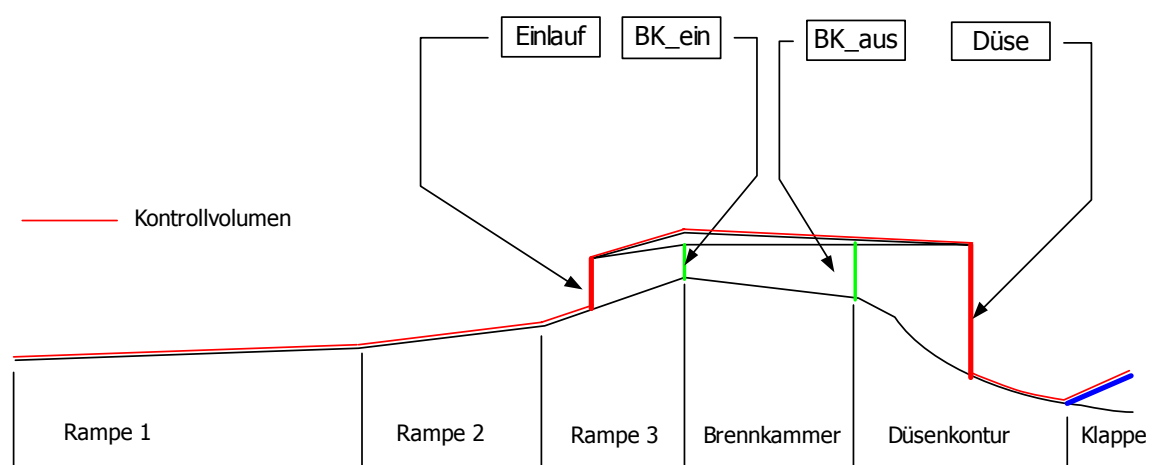
Abschließend expandiert der Abgasstrahl über den internen Teil der Schubdüse (deren Öffnungswinkel sich nach der Position der Brennkammer richtet) und über den externen Teil, der durch die Kontur des Orbiters gebildet wird.

Die vorliegenden Ergebnisse aus den Untersuchungen in der FESTIP-Studie sind anhand der Geometrien auf die ScramJet-Größe des Orbiters skaliert worden, so dass in diesem Zusammenhang relativ verlässliche Daten für Schub und Verbrauch über dem Einsatzbereich zur Verfügung stehen.

Eine Integration eines solchen Antriebes in eine Konfiguration erfordert es jedoch, dass rigide Konventionen für das Bookkeeping aufgestellt und eingehalten werden. Alle Flächen, die von der Strömung des ScramJets überstrichen werden, sind dem Antrieb zugeordnet. Die übrigen Flächen gehen in die Aerodynamik der Konfiguration ein. Dies bedeutet, dass für den Antrieb ein Datensatz mit den Informationen zu Auftrieb, Nettoschub und Momenten erstellt werden muss. Im Nettoschub sind damit alle Widerstände der gemäß Bookkeeping festgelegten Antriebsflächen integriert.

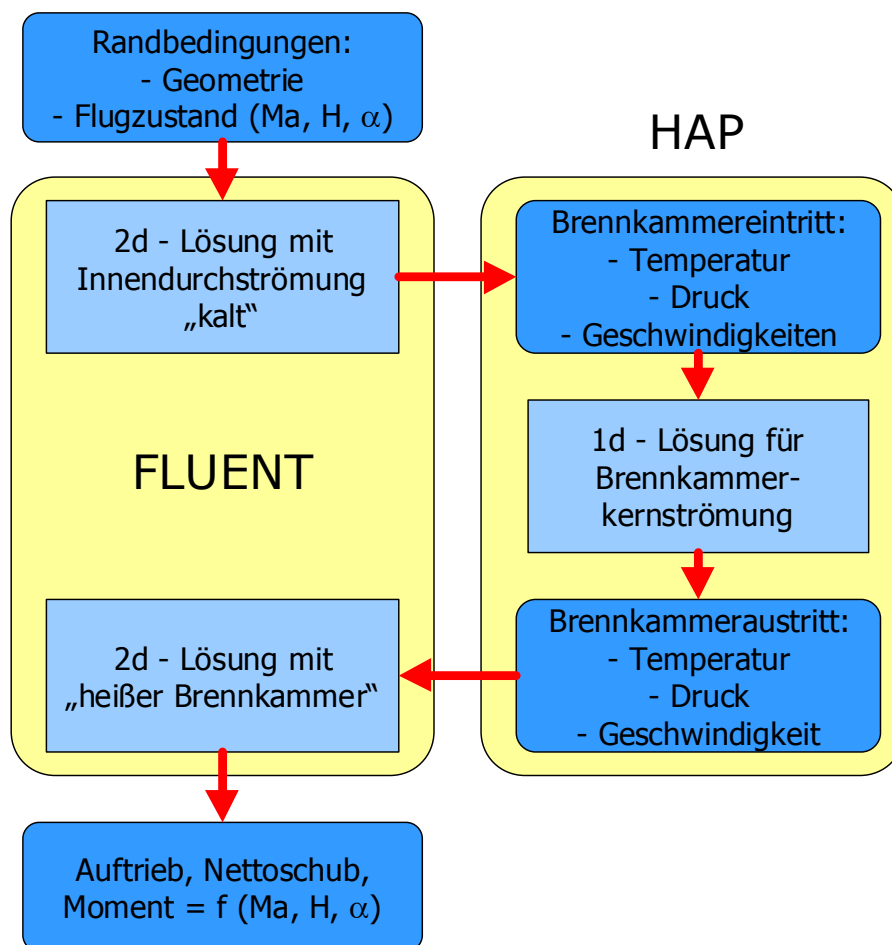
Diese Informationen sind nicht vollständig für den FESTIP-Antrieb verfügbar, so dass eine Modellierung des Antriebes zur Ermittlung der entsprechenden Daten notwendig wurde. Ziel war es hier, die Strömung im ScramJet zu simulieren, ohne auf die Verbrennungskinetik einzugehen. Dies wurde durch die Simulation der Brennkammer als Black-Box erreicht. In [42,43] wird ein Verfahren für die Gesamtbetrachtung der 3d-Strömungsverhältnisse vorgestellt, in dem die Verbrennungsprozesse in der CFD-Rechnung berücksichtigt werden. Diese Vorgehensweise erfordert wesentlich komplexere Verfahren und wird daher in diesem Fall nicht angewendet.

Das Kontrollvolumen der Triebwerksberechnung ist so gewählt, dass die Zustandsgrößen auf den Oberflächen und am Ein- bzw. Austritt der Triebwerksgondel ermittel- und integrierbar sind (siehe Abbildung 4-5). Dies erlaubt die Unterbrechung der Strömung im Bereich Brennkammereintritt (BK\_ein) und –austritt (BK\_au).



**Abbildung 4-5:** schematische Darstellung des ScramJet Kontrollvolumens

Im ersten Schritt wurde eine 2d-CFD Rechnung der Geometrie mit Innendurchströmung jedoch ohne Verbrennung (kalte Strömung) durchgeführt. Die Zustandsgrößen am Brennkammereintritt sind die Eingabe für das Brennkammerauslegungsprogramm (HAP-Hypersonic Airbreathing Propulsion [19]), welches mittels dieser Daten und der Brennkammergeometrie die Brennkammeraustrittsbedingungen ermittelt. Die Ergebnisse der Brennkammerrechnung wurden als Randbedingungen für die Berechnung der heißen Strömung vorgegeben. Die Integration der Zustandsgrößen über das Kontrollvolumen liefert die Leistungsdaten des ScramJets in Form von Auftrieb, Nettoschub und Nickmoment (siehe Abbildung 4-6).



**Abbildung 4-6:** Berechnungsfluss zur Bestimmung der ScramJet-Datensätze

Die Klappenwirksamkeit in der Semi-Expansion-Ramp-Nozzle (SERN) wird anhand des lokalen Staudruckes  $q_{\text{lokal}}$  über das Newton-Impact-Verfahren abgeschätzt, ohne die Geometrie mit diskreten Klappenausschlägen  $\eta$  berechnen zu müssen.

Kraft auf der Klappe:

$$F = 2 \cdot \sin^2(\eta) \cdot q_{\text{lokal}} \cdot A_{\text{Klappe}}$$

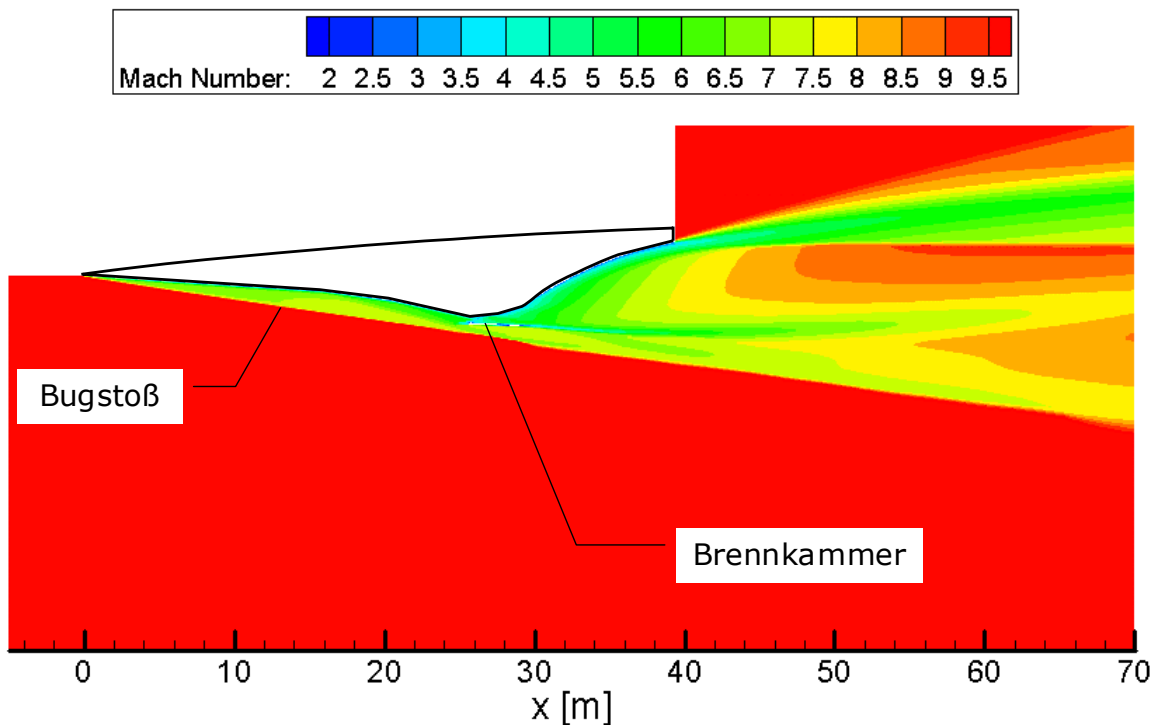
**Gleichung 4-6**

Auftriebs- und Widerstandsinkrement:

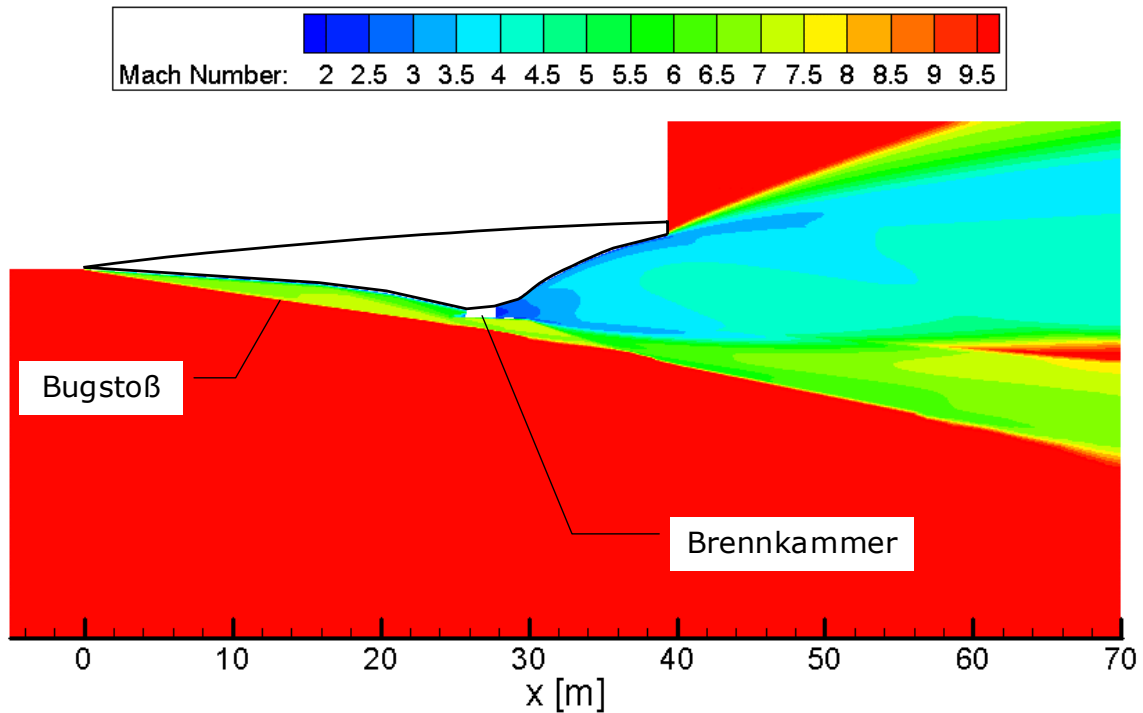
$$\Delta A = F \cdot \cos(\alpha + \eta - \eta_0) \quad \text{Gleichung 4-7}$$

$$\Delta W = F \cdot \sin(\alpha + \eta - \eta_0) \quad \text{Gleichung 4-8}$$

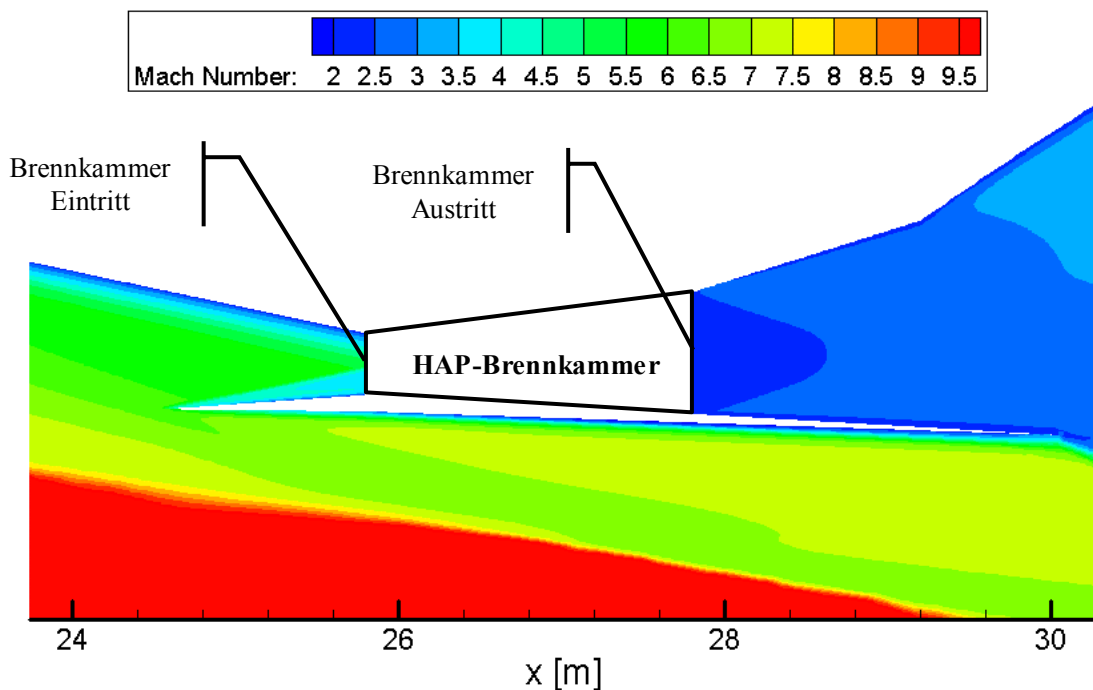
In den folgenden Abbildungen (Abbildung 4-7 und Abbildung 4-8) ist die 2d-Strömung des ScramJets bei einer Flugmachzahl von  $Ma = 10$  bei einem Anstellwinkel von  $5^\circ$  dargestellt. Abbildung 4-7 zeigt den „kalt“ durchströmten ScramJet mit der entsprechenden Düsenströmung, wohingegen in Abbildung 4-8 der Verbrennungsprozess in der Brennkammer simuliert ist. Besonders deutlich erkennt man in Abbildung 4-8 die „herausgetrennte“ Brennkammer. Dieser Bereich ist in Abbildung 4-9 vergrößert und zeigt die Schnittstellen zur Brennkammer-Simulation.



**Abbildung 4-7:** 2d-Berechnung mit „kalter“ Durchströmung bei  $Ma = 10$  und  $\alpha = 5^\circ$



**Abbildung 4-8:** 2d-Berechnung mit Brennkammerdaten bei  $Ma = 10$  und  $\alpha = 5^\circ$

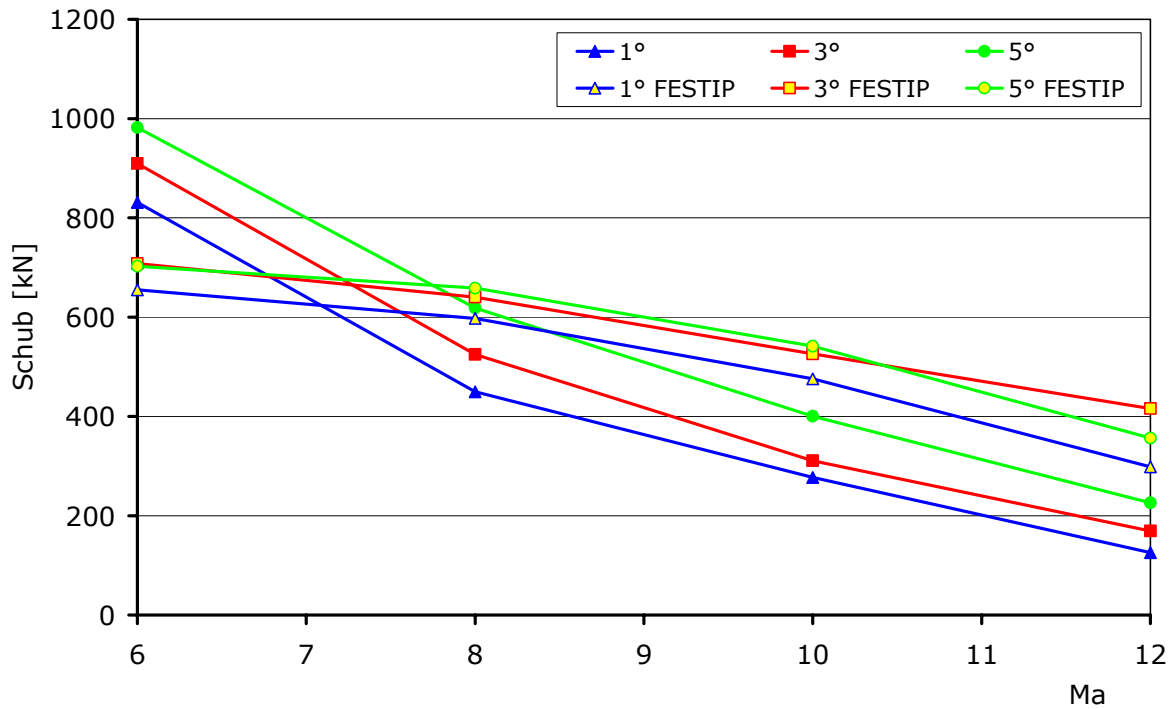


**Abbildung 4-9:** Vergrößerung des Brennkammerausschnitts bei heißer Brennkammer

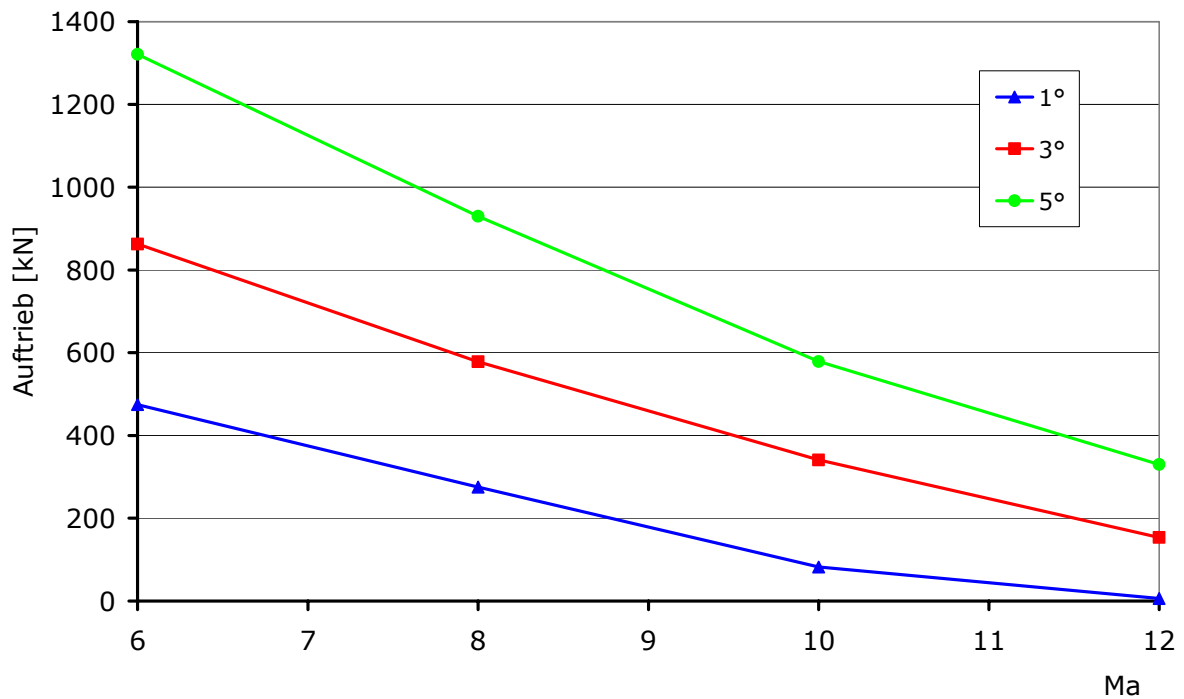
Im Anschluß wurden die Ergebnisse der 2d-Rechnung mittels der Flächenverhältnisse auf die 3d-Konfiguration übertragen. Dies gilt vor allem für die schmalere Rumpfspitze und die breite SERN-Düse. Die Leistungsdaten für den 3d-Antrieb sind in [Abbildung 4-10](#) (Nettoschub), [Abbildung 4-11](#) (Auftrieb) und [Abbildung 4-12](#) (Moment) dargestellt. Die Ergebnisse



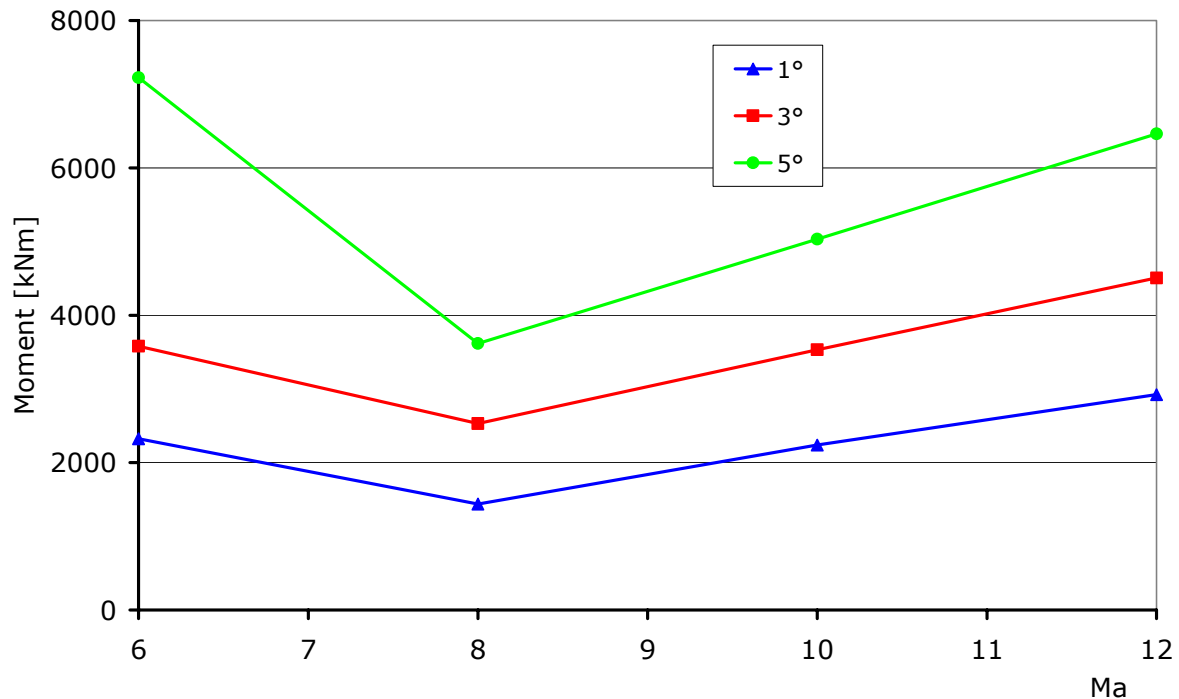
beziehen sich gemäß der Bookkeeping-Konventionen nur auf die Antriebsflächen. Als Vergleich ist der skalierte Nettoschub des FESTIP-Antriebs in Abbildung 4-10 eingezeichnet.



**Abbildung 4-10:** Nettoschub in Abhängigkeit von der Machzahl und dem Anstellwinkel



**Abbildung 4-11:** Auftrieb in Abhängigkeit von der Machzahl und dem Anstellwinkel

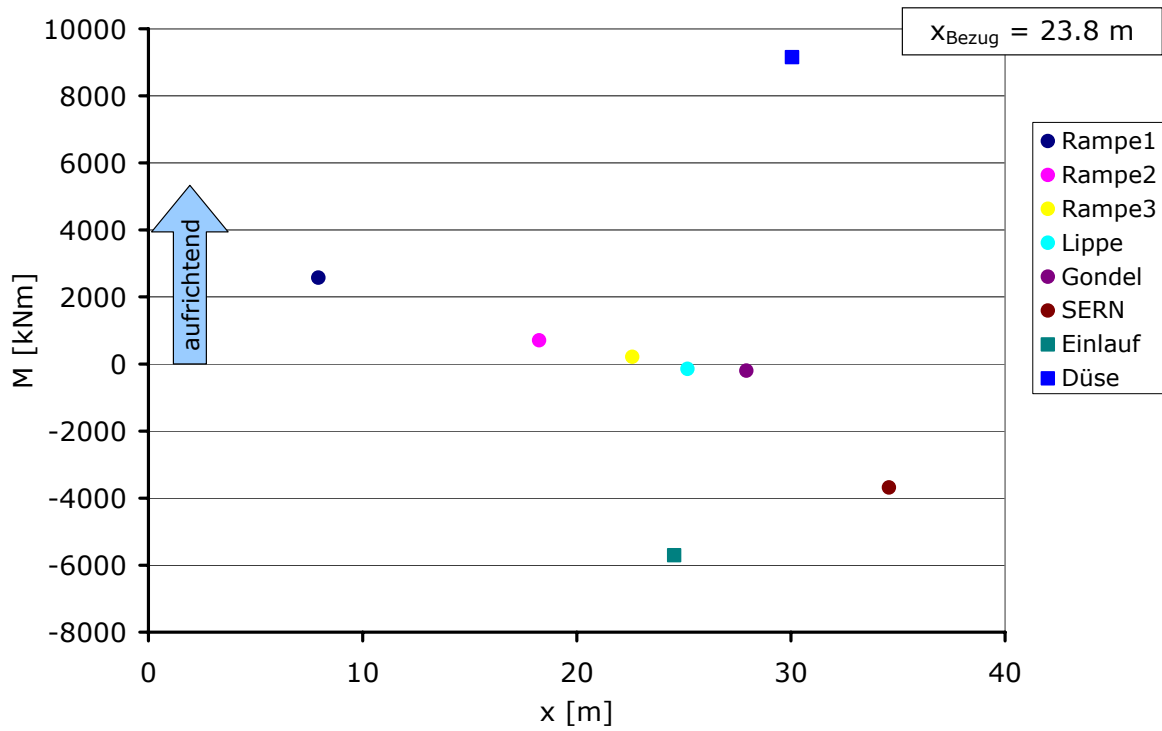


**Abbildung 4-12:** Moment in Abhängigkeit von der Machzahl und dem Anstellwinkel

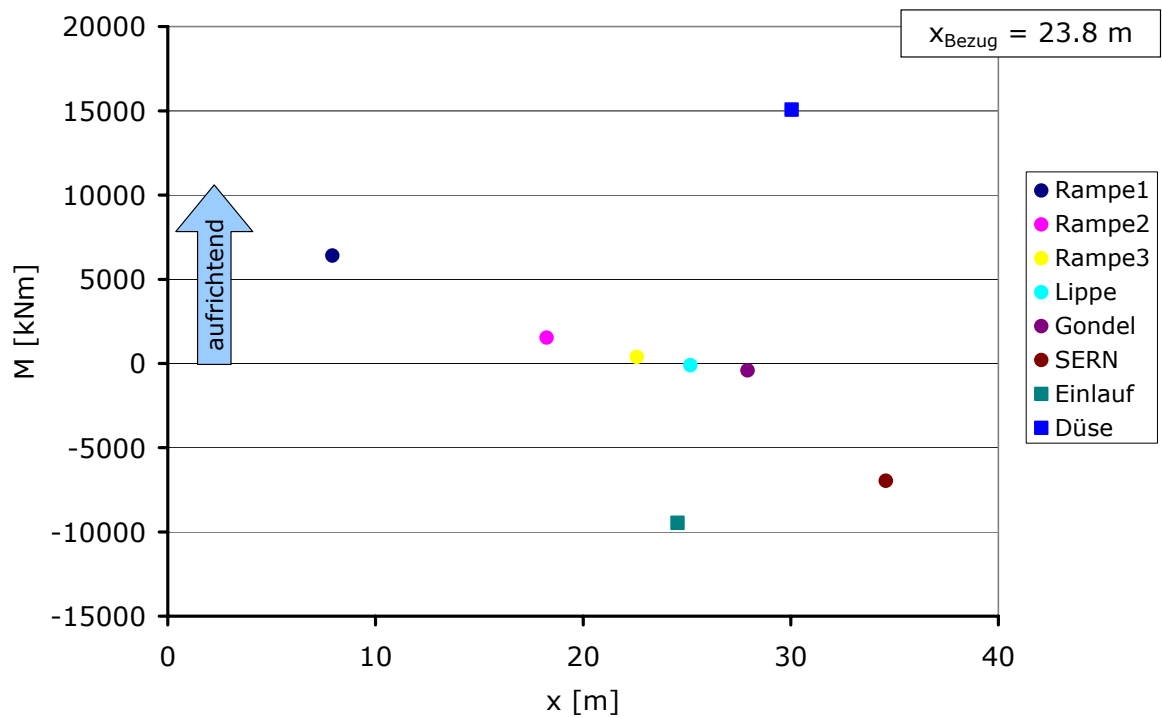
Der Vergleich der Leistungsdaten zeigt vor allem bei niedrigen und sehr hohen Machzahlen eine Diskrepanz zwischen den Ergebnissen der Rechnung und den skalierten Daten aus der FESTIP-Studie. Die Ursache hierfür ist primär in der 1-d Näherung der Brennkammerdaten zu finden, da die Brennkammeraustrittsdaten von denen in [31] abweichen. Die Berechnung der Brennkammerdaten ist nur bei Machzahlen  $> 6.0$  möglich, so daß die Triebwerksdaten für den RamJet-Betrieb ( $4.0 < Ma < 6.0$ ) mit Hilfe bestehender RamJet-Datensätzen abgeschätzt werden mußten.

Eine starke Abhängigkeit von Machzahl und Anstellwinkel ist vor allem im Momentenbeitrag des Antriebes zu erkennen (Abbildung 4-12). Die Inkremente stellen hierbei die besondere Problematik für die Gesamtkonfiguration dar, da die Klappe am Ende der SERN-Düse nicht ausreicht, um das aufrichtende Moment des Antriebes auszugleichen. Eine genaue Bewertung dieser Tendenz ist jedoch erst im Zusammenspiel mit der Aerodynamik der Orbiter-Konfiguration möglich und wird daher in Kapitel 6.1 vorgenommen.

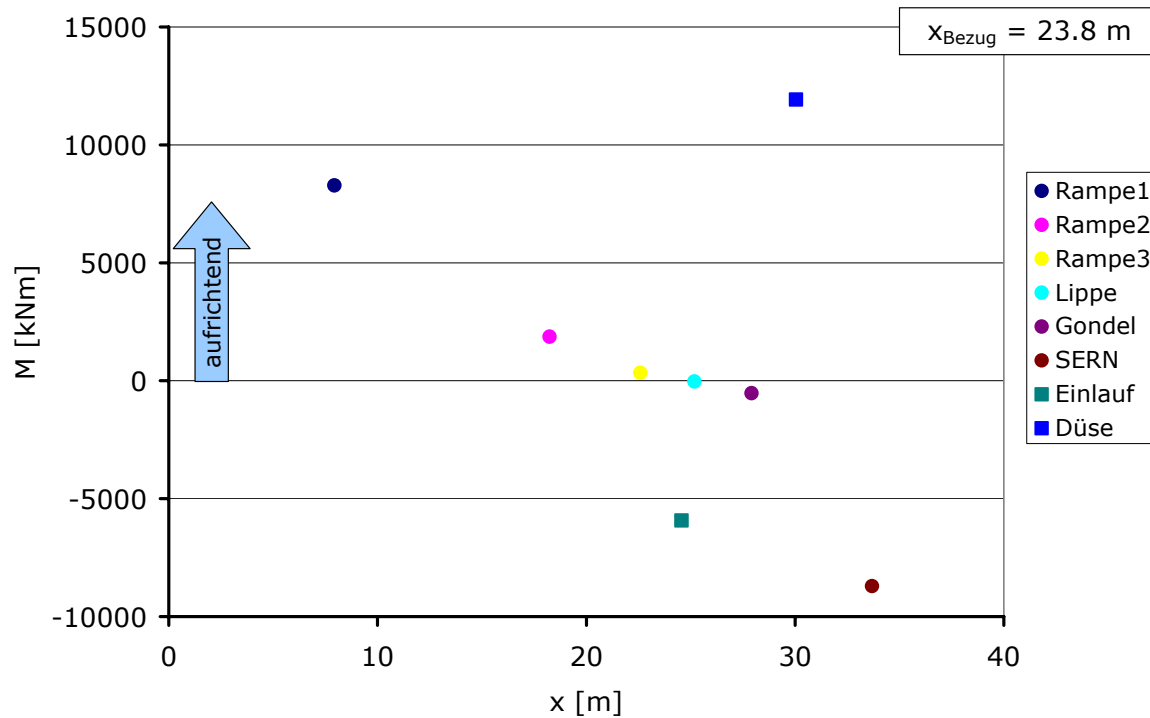
Hauptmomentenerzeuger im Triebwerk sind die festen Rampen (1 & 2), die SERN-Düse und die Impulse in Einlauf und Düse. Um die Abhängigkeiten über der Machzahl und dem Anstellwinkel besser zu verstehen, sind die Einzelmomentenbeiträge in den folgenden Abbildungen (Abbildung 4-13 bis Abbildung 4-15) dargestellt. Positive Momente entsprechen einem aufrichtenden Moment und negative einem abrichtenden Moment der Orbiterkonfiguration. Als Bezugspunkt ist der Schwerpunkt des Orbiters gewählt ( $x_{SP} = 23.8$  m,  $z_{SP} = 0.2$  m).



**Abbildung 4-13:** Einzelmomente bei  $Ma = 12$  und  $\alpha = 1^\circ$



**Abbildung 4-14:** Einzelmomente bei  $Ma = 12$  und  $\alpha = 5^\circ$



**Abbildung 4-15:** Einzelmomente bei  $Ma = 6$  und  $\alpha = 5^\circ$

Die Momentenbeiträge der Rampen zeigen primär eine Abhängigkeit vom Anstellwinkel. Die Änderung des Anstellwinkels entspricht einer Variation des effektiven Keilwinkels und bestimmt damit die Stärke des Verdichtungsstoßes. Ein- und Austrittsimpuls sind vorrangig vom Druck im Einlauf abhängig und zeigen daher ebenso eine starke Kopplung mit dem Anstellwinkel. Die Abhängigkeit von der Machzahl ist hier wesentlich geringer.

In der SERN-Düse stehen die Strömungsverhältnisse aufgrund ihrer offenen Geometrie in Wechselwirkung mit den Umgebungsbedingungen. Daher zeigen die Momentenbeiträge der SERN-Düse die stärksten Abhängigkeiten sowohl von der Flugmachzahl (über den Umgebungsdruck) als auch vom Anstellwinkel (über den Brennkammeraustrittsdruck).

Eine gezielte Beeinflussung der Strömung in der SERN-Düse über die Anpassung der Brennkammeraustrittsbedingungen könnte ein adäquates Mittel zur Kompensation der Antriebsmomente darstellen. Dies wäre zum Beispiel über die Integration einer Klappe in der hinteren Gondelstruktur möglich. Jedoch muss man hier den Gewinn in der Momentenbilanz der Steigerung der Massen, Komplexität und Widerstände im Hinblick auf das Gesamtkonzept gegenüberstellen.

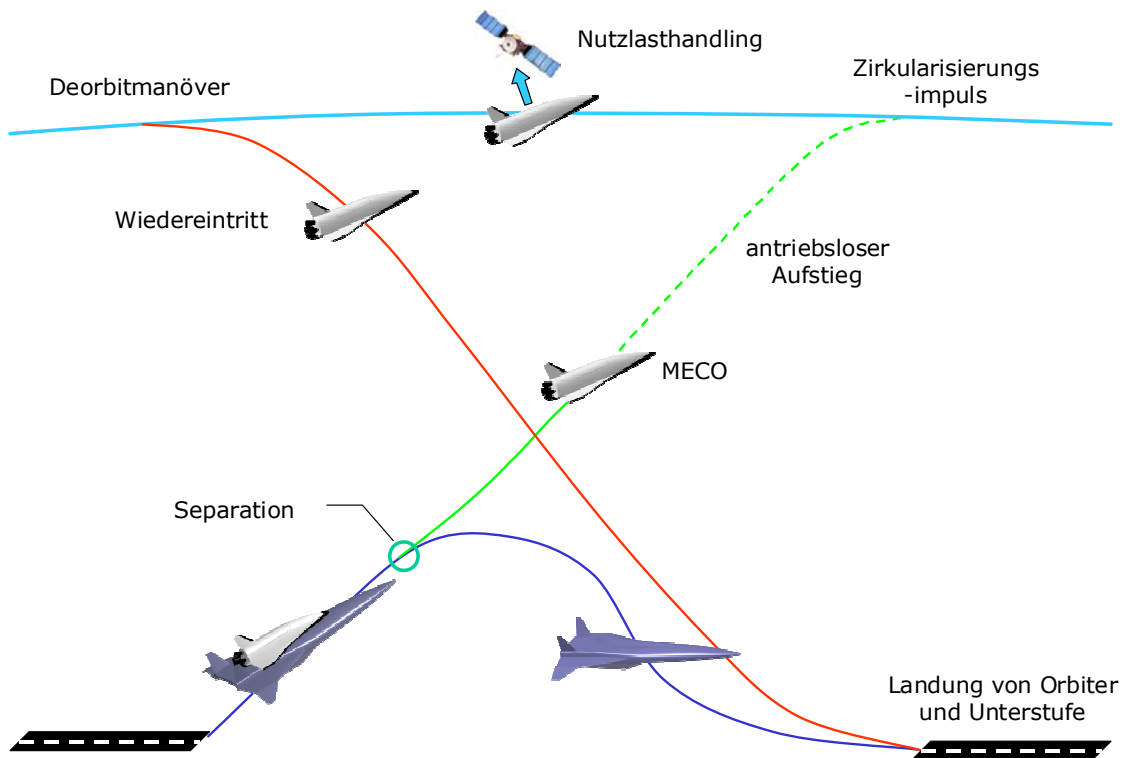
## 5. Referenzkonzept HTSM 40

### 5.1. Grundlegende Betrachtungen zum Orbiter

Kernaufgabe des Orbiters ist der Transport und das Aussetzen der Nutzlast im Orbit. Diese einfache Transportleistung eines wiederverwendbaren, zweistufigen Raumtransportsystems ist jedoch mit einer Reihe von mehr oder weniger komplexen Einzelaufgaben verbunden.

Bei Erreichen der Separationsbedingungen muss der Orbiter erfolgreich von der Unterstufe getrennt werden und einen beschleunigten Aufstieg bis zum Abschalten der Haupttriebwerke (Main Engine Cut Off – MECO) durchführen. Nach einem antriebslosen Transfer wird der Orbiter durch einen Zirkularisierungsimpuls auf die Orbitalgeschwindigkeit beschleunigt. Im Orbit erfolgt die Nutzlastoperation, z.B. Aussetzen eines Satelliten. Dort sind auch Recovery-Maßnahmen zur Bergung alter und/oder defekter Satelliten denkbar. Nach Abschluss der Arbeiten im Orbit erfolgt, durch einen Verzögerungsimpuls initiiert, das Verlassen des Orbits. Der anschließende Wiedereintritt in die Atmosphäre impliziert große Wärmelasten auf den Orbiter, die vom Thermal Protection System (TPS) aufgefangen werden müssen, um eine Überhitzung der tragenden Struktur zu vermeiden. Nach der Verzögerung auf geringere Fluggeschwindigkeiten erfolgt ein antriebsloser Gleitflug zum Landegebiet, wo eine horizontale Landung durchgeführt wird. Im Anschluss an die Mission findet die Wartung des Systems und die Vorbereitung auf die nächste Mission statt. In diesem letzten Schritt (am Boden) wird der größte Teil der Betriebskosten, in Form von Wartungs- und Instandsetzungsarbeiten generiert. Für ein wiederverwendbares, kommerzielles System ist es von besonderer Bedeutung, die Standzeit am Boden und die damit verbundenen Kosten möglichst gering zu halten. [15]

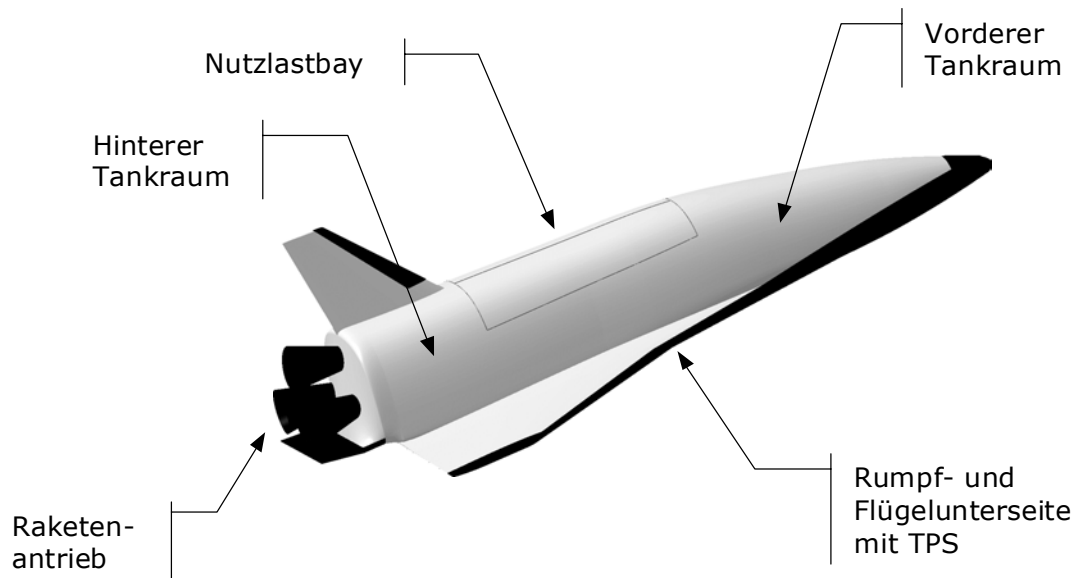
Die einzelnen Phasen der Mission eines wiederverwendbaren Raumtransportsystems sind in Abbildung 5-1 noch einmal schematisch dargestellt.



**Abbildung 5-1:** typischer Missionsaufbau des Orbiters

Konventionelle Orbiterkonzepte mit Raketenantrieb weisen für diese Missionsstruktur typische Designmerkmale auf (siehe Abbildung 5-2). Das Raketentriebwerk mit hohem Schub-/Gewichtsverhältnis sorgt für eine sehr gute Beschleunigungsleistung im Aufstieg. Eine Beschränkung erfolgt nur hinsichtlich der maximalen axialen Lasten der Nutzlast. Diese sollen in der Regel 3.5 g nicht überschreiten. Der Rumpf dient der schwerpunktneutralen Aufnahme der Nutzlast unter maximaler Volumenausnutzung für die Treibstofftanks. Daher sind in der Regel annähernd zylindrische Rümpfe zu finden, auf deren Oberseite sich die Nutzlastbuchöffnung befindet.

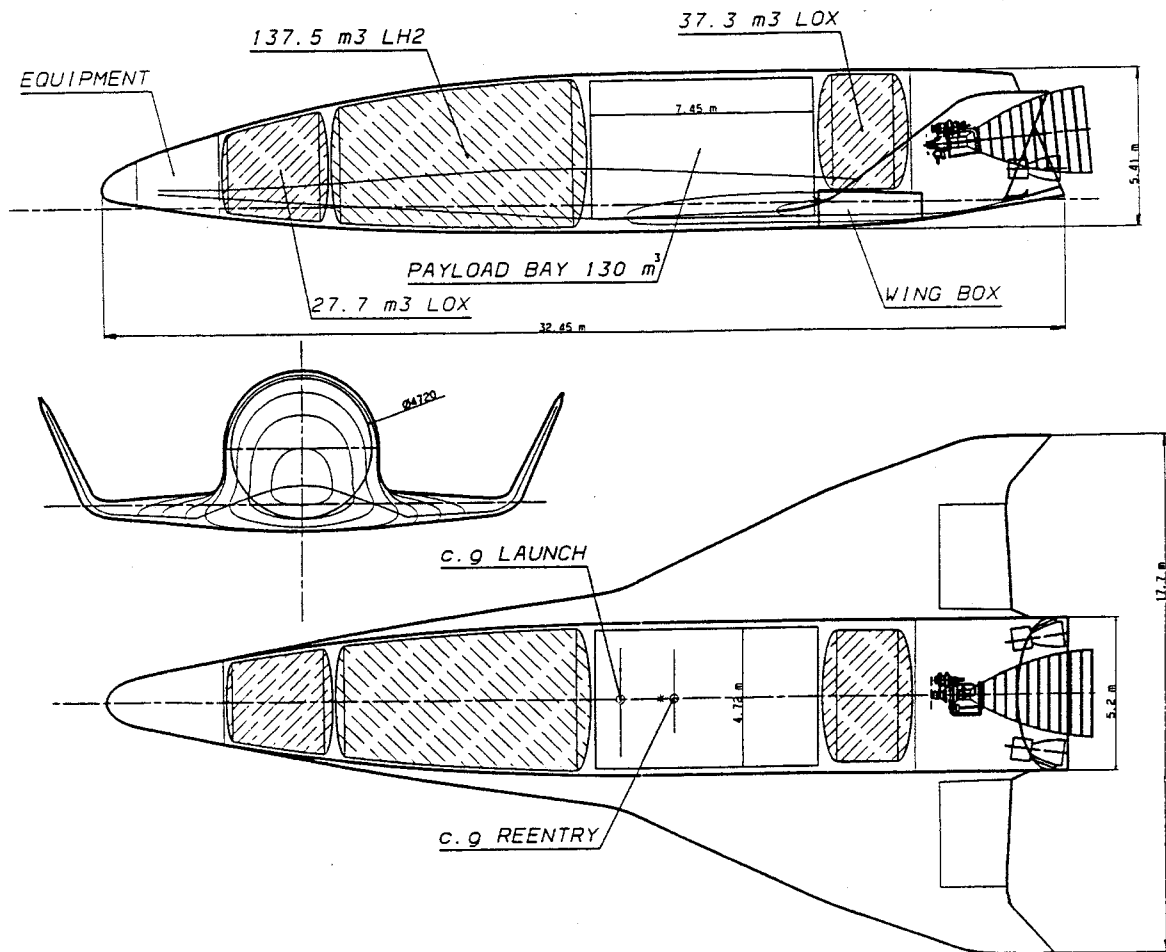
Die Konfigurationsunterseite und der Flügel werden auf hohe aerodynamische Güte und geringe thermische Belastungen im Wiedereintritt ausgelegt. Die hohe aerodynamische Güte im Wiedereintritt und dem antriebslosen Gleitflug ermöglicht eine hohe Querreichweite und adäquate Landeleistungen. Die Designmerkmale für diese Eigenschaften sind runde Flügelvorderkanten mit ausgeprägten Nasenradien (Reduktion der Wärmelasten) und verhältnismäßig große Flügel, die eine niedrige Landeflächenbelastung ergeben.



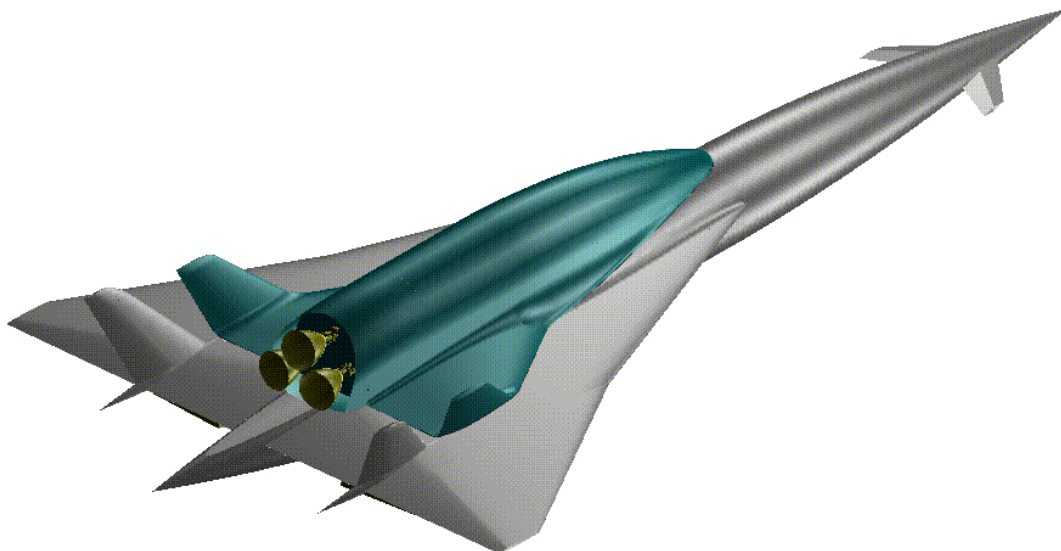
**Abbildung 5-2:** Designmerkmale eines Raketenorbiters

## 5.2. Raketenorbiter

Der Raketenorbiter der Referenzkonfiguration basiert auf der Geometrie der Horus-Oberstufe. Diese bildet den Orbiter des Sängen-Systems. Die Horus-Oberstufe ist für dieses zweistufige Raumtransportsystem mit einer Separationsmachzahl von  $Ma_{\text{Sep}} = 6.8$  ausgelegt und hat damit eine Orbitermasse von 115 to bei einer Nutzlastmasse von 7 to (Abbildung 5-3). In der FESTIP-Studie wurde diese Konfiguration als Basis für zwei Konzepte herangezogen. Dies war die Konfiguration FSSC-1, ein Single Stage to Orbit (SSTO), und die Oberstufe des einzigen luftatmenden Systems FSSC-12. In beiden Fällen wurde der Entwurf an die veränderten Nutzlastabmessungen (Länge: 7.45 m → 10 m) und die spezifischen Missionen angepasst. Die Skalierung der Horus-Oberstufe für den FESTIP FSSC-12 Entwurf ergab bei einer Separationsmachzahl von  $Ma_{\text{Sep}} = 4.0$  ein wesentlich größeres System. Die Orbitermasse betrug hier 193 to (im Vgl. 115 to für  $Ma_{\text{Sep}} = 6.8$ ) für eine gleichgebliebene Nutzlastmasse von 7 to. Die vergrößerte Oberstufe mit der Trägerstufe des FSSC-12 Konzeptes ist in Abbildung 5-4 dargestellt. [11,14]



**Abbildung 5-3:** 115 to Horus-Oberstufe der Sänger 04/92 Konfiguration [39]

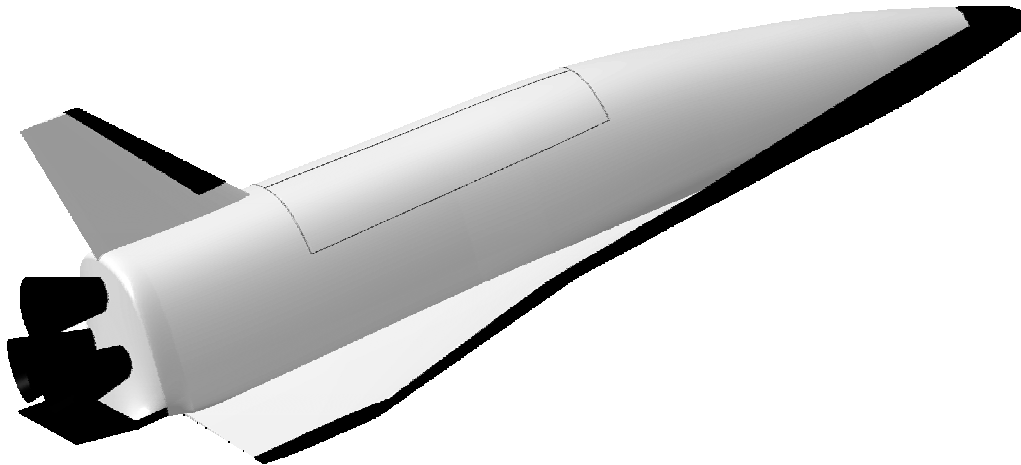


**Abbildung 5-4:** FSSC-12D Konfiguration mit 193 to Oberstufe [11,14]

Eine Änderung der Orbiterkonfiguration erfolgte dahingehend, dass die Seitenleitwerke nicht mehr in Form von Winglets sondern als einzelnes, zentrales Seitenleitwerk ausgelegt wurden. Winglets lassen vor allem bei hohen Anstellwinkeln im Landeanflug in Verbindung mit dem



Vorderkantenwirbelsystem des Innenflügels ein hohes Pitch-Up-Risiko erwarten. Zudem führt die Tandemanordnung mit den Seitenleitwerken der Unterstufe zu zusätzlichen Interferenzeffekten, die mit einer zentralen Leitwerksanordnung vermieden werden können.

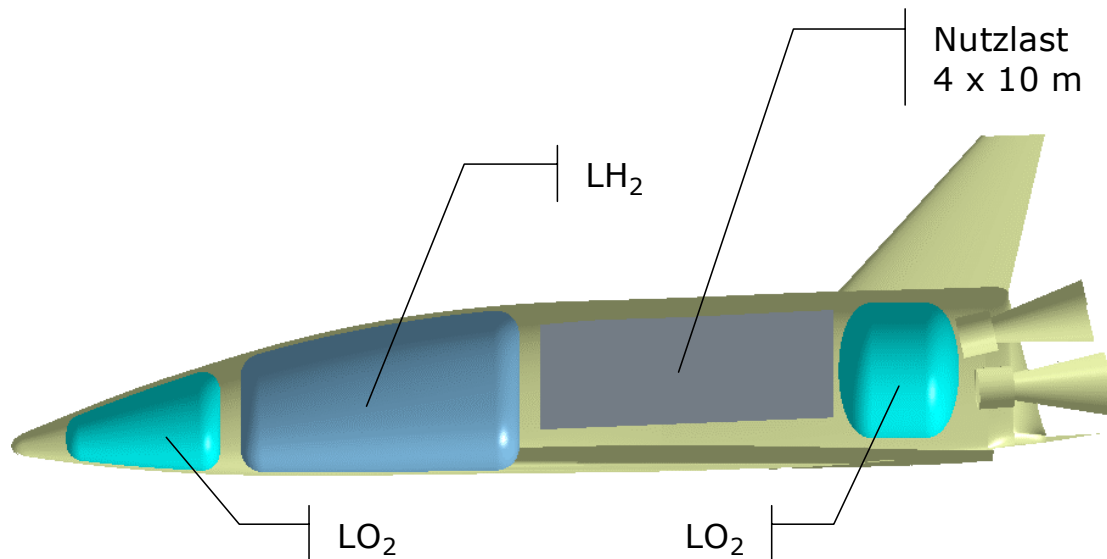


**Abbildung 5-5:** Raketenorbiter mit Separationsmachzahl  $Ma_{Sep} = 4.0$

Der Referenzentwurf Horus-40 ist ausgehend von den modifizierten Horus-Daten, auf eine Konfiguration mit 5 to Nutzlast, einem reduzierten Nutzlastdurchmesser von  $d_{Nutz} = 4.0$  m und einer Separationsmachzahl von  $Ma = 4.0$  mit CADEHYP skaliert worden. Die Orbitermasse reduziert sich gegenüber dem FESTIP-Entwurf auf 169.5 to. Die zugrundegelegten Datensätze der Orbiterkonfiguration sollen im folgenden detailliert vorgestellt werden.

### **5.2.1. Geometrie**

Die Geometrie des Orbiters wurde bis auf die Modifikation des Seitenleitwerks und der Vergrößerung der Nutzlastbay (7.45 m → 10 m) entsprechend der Horus und FESTIP Daten beibehalten. Bei der Anpassung des internen Layouts muss berücksichtigt werden, dass die Tanks im Aufstieg relativ schwerpunktneutral entleert werden können und so das Absetzen der Nutzlast nicht zu größeren Schwerpunktverschiebungen führt. Die resultierende Anordnung der Tanks und der Nutzlastbucht ist in Abbildung 5-6 dargestellt.

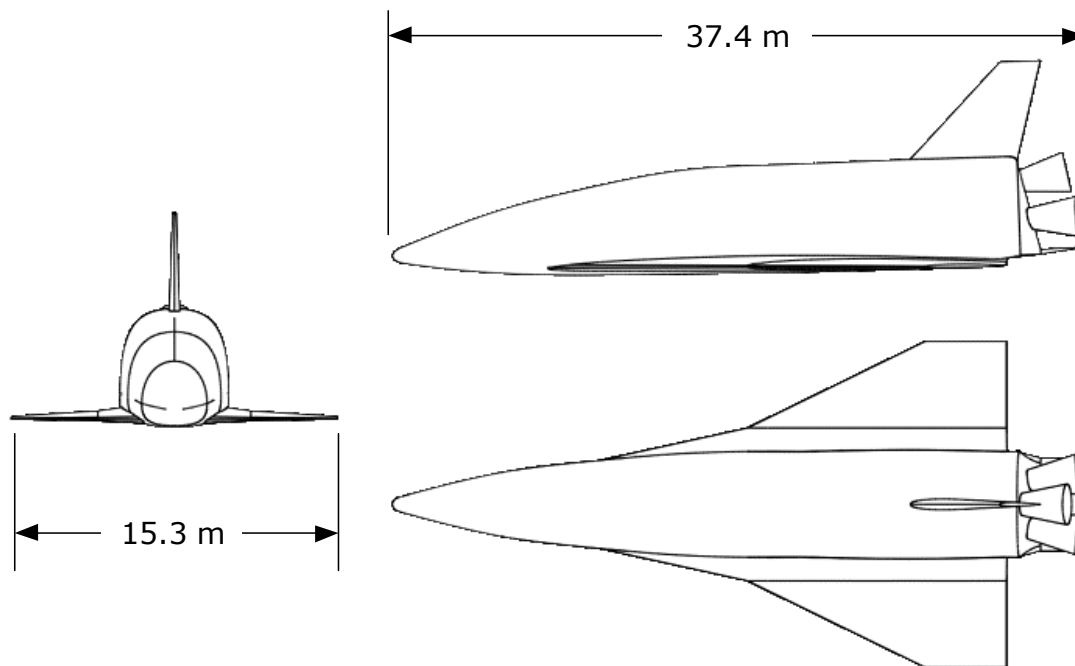


**Abbildung 5-6:** Interne Anordnung Raketenorbiter

Eine Zusammenfassung der wichtigsten geometrischen Größen des Raketenorbiters erfolgt in Tabelle 5-1; eine Dreiseitenansicht wird in Abbildung 5-7 gefunden.

Länge	37.4 m
Spannweite	15.3 m
Referenzflügelfläche	229.6 m <sup>2</sup>
Referenzlänge	28.9 m
Oberfläche	849 m <sup>2</sup>
Tankvolumen	460 m <sup>3</sup>

**Tabelle 5-1:** Geometriedaten Raketenorbiter



**Abbildung 5-7:** 3-Seiten Ansicht des Raketenorbiters

### **5.2.2. Massen**

Eine Skalierung der Horus-Konfiguration auf die obengenannten Rahmenbedingungen lässt eine Massenvariation entsprechend der Skalierungsvorschriften für Hyperschallsysteme zu, die im Entwurfsverfahren CADEHYP implementiert sind. Die Anpassungen infolge der geometrischen Änderungen wurden im Basisdatensatz in Anlehnung an die Strukturkonzepte im Sänger-Projekt durchgeführt.

Im Konzeptentwurf stehen keine Verfahren zur detaillierten Bestimmung von Einzelmassen zur Verfügung. Die der Massenabschätzung zugrundegelegten Statistiken sind nur für spezielle Konfigurationen gültig und zeigen die Entwicklung in der Vergangenheit. Die Extrapolation dieser Daten in die Zukunft führt daher zu einer hohen Fehlerbandbreite in dieser Phase. Zur Berücksichtigung dieser Unsicherheiten werden im Massenmodell Reserven („Margins“) berücksichtigt. Die Margins beziehen sich auf Größen in der Leermasse und die Treibstoffreserven. In Anlehnung an [14] wurden die relativen Größen für diese Studie übernommen. Die Massenaufstellung des Raketenorbiters, aufgebrochen in die Massen der Baugruppen, ist in Tabelle 5-2 dargestellt.

<b>Struktur</b>		<b>11346 kg</b>
	Rumpf	4460 kg
	Flügel	1980 kg
	Seitenleitwerk	560 kg
	Treibstoffsystem	3329 kg
	Fahrwerk	1017 kg
<b>TPS</b>		<b>5019 kg</b>
	Rumpf	2274 kg
	Flügel + Seitenleitwerk	2745 kg
<b>Triebwerke</b>		<b>4717 kg</b>
	Triebwerke	3886 kg
	Sub-Systeme	831 kg
<b>Ausrüstung</b>		<b>3342 kg</b>
<b>Treibstoff</b>		<b>136436 kg</b>
	LH <sub>2</sub>	15800 kg
	LO <sub>2</sub>	120636 kg
<b>Nutzlast</b>		<b>5000 kg</b>
<b>Margin</b>		<b>3600 kg</b>
<b>Separationsmasse</b>		<b>169560 kg</b>

**Tabelle 5-2:** Massenaufstellung Raketenorbiter

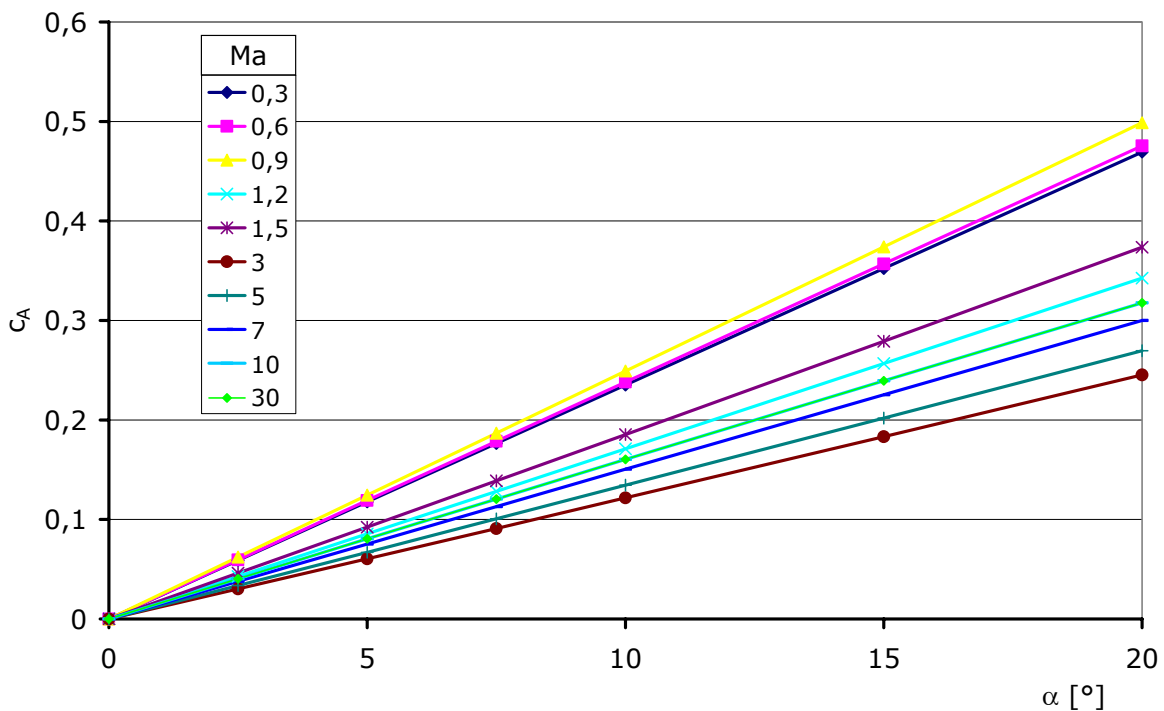
### **5.2.3. Triebwerke**

Den Hauptantrieb des Orbiters bilden drei Hochdruckbrennkammer-Raketentriebwerke mit jeweils 720 kN bei einem spezifischen Impuls von 469 s. Die OMS-Triebwerke (OMS – Orbital Maneuvering System) und die Reaction Control Triebwerke entsprechen skalierten Systemen der Horus-Konfiguration. [39]

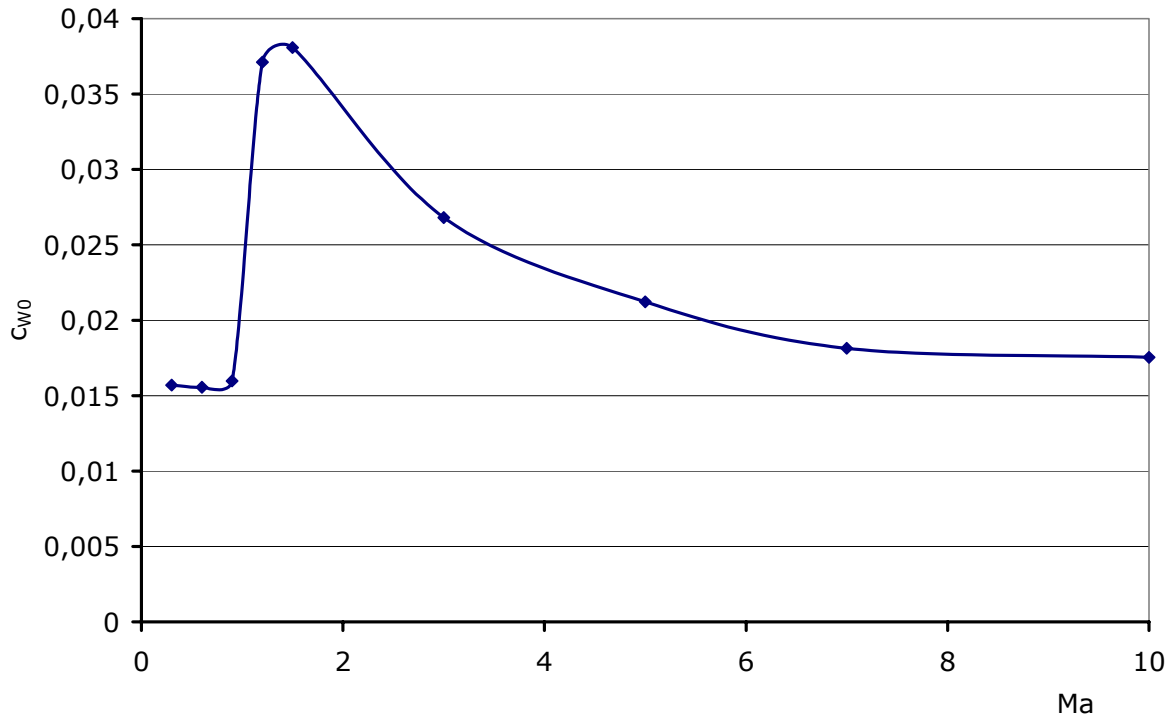
### 5.2.4. Aerodynamik

Unter Berücksichtigung der geänderten Flügel-/Rumpfkongfiguration ist der Horus-Aerodynamikdatensatz angepasst worden. Die charakteristischen aerodynamischen Beiwerte der Raketenoberstufe sind in Abbildung 5-8 bis Abbildung 5-11 dargestellt. Das nichtlineare Verhalten des Orbiterflügels ist aufgrund der großen Vorderkantenradien erst bei größeren Anstellwinkeln ausgeprägt und spielt daher nur im Landefall eine Rolle (Abbildung 5-8).

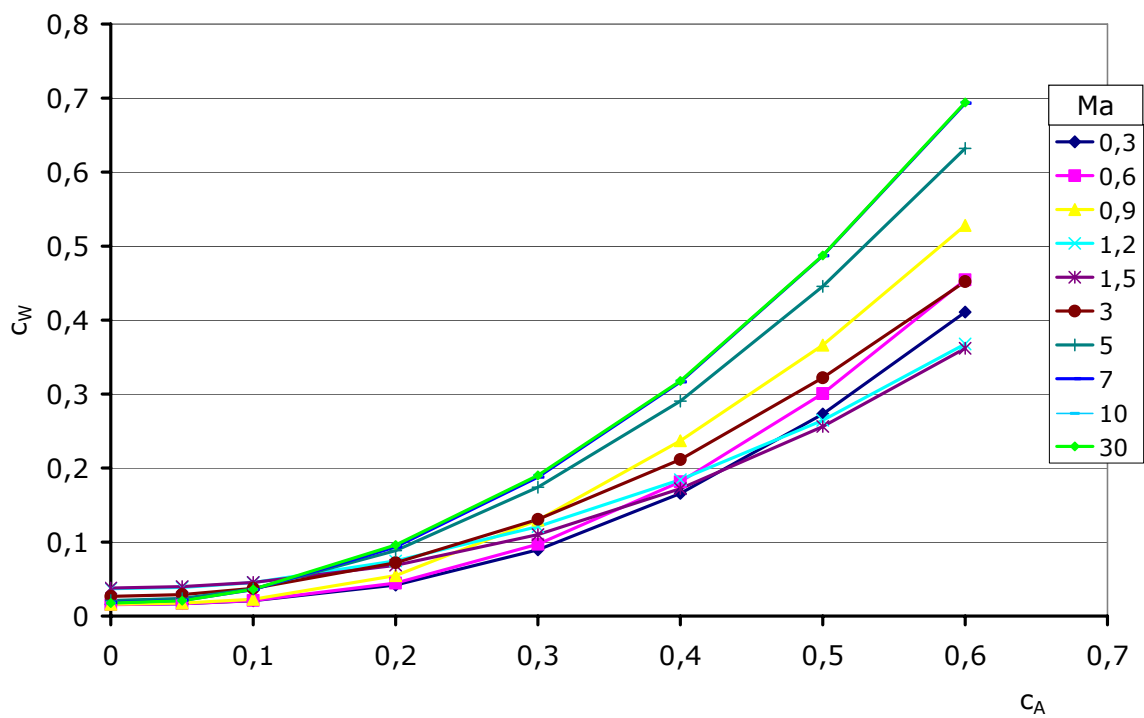
Der stumpfe Rumpf hat einen ausgeprägten Einfluss auf das Widerstandsverhalten des Orbiters. Hohe Gradienten im Querschnittsverlauf führen zu einer starken Zunahme des Wellenwiderstands (Abbildung 5-9). Eine niedrige aerodynamische Güte im Über-/Hyperschall ist die Folge (Abbildung 5-11).



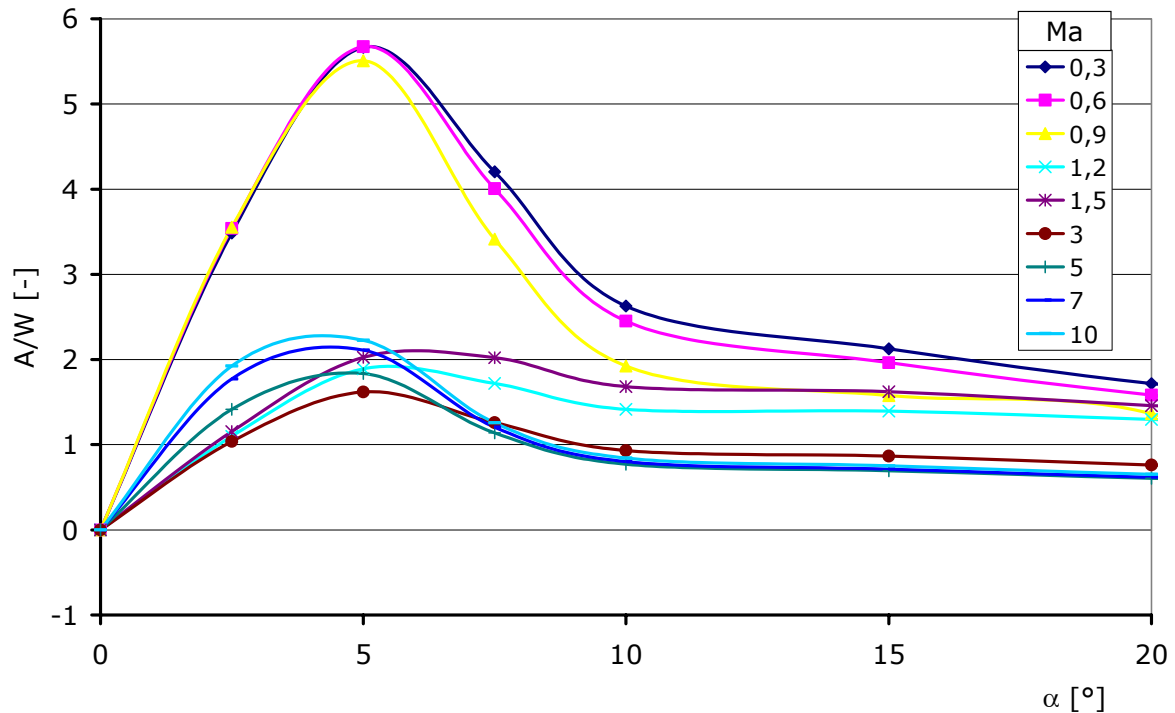
**Abbildung 5-8:** Auftriebsbeiwert  $c_A = f(\alpha, Ma)$



**Abbildung 5-9:** Nullwiderstandsbeiwert des Raketenorbiters



**Abbildung 5-10:** Widerstandspolare des Raketenorbiters



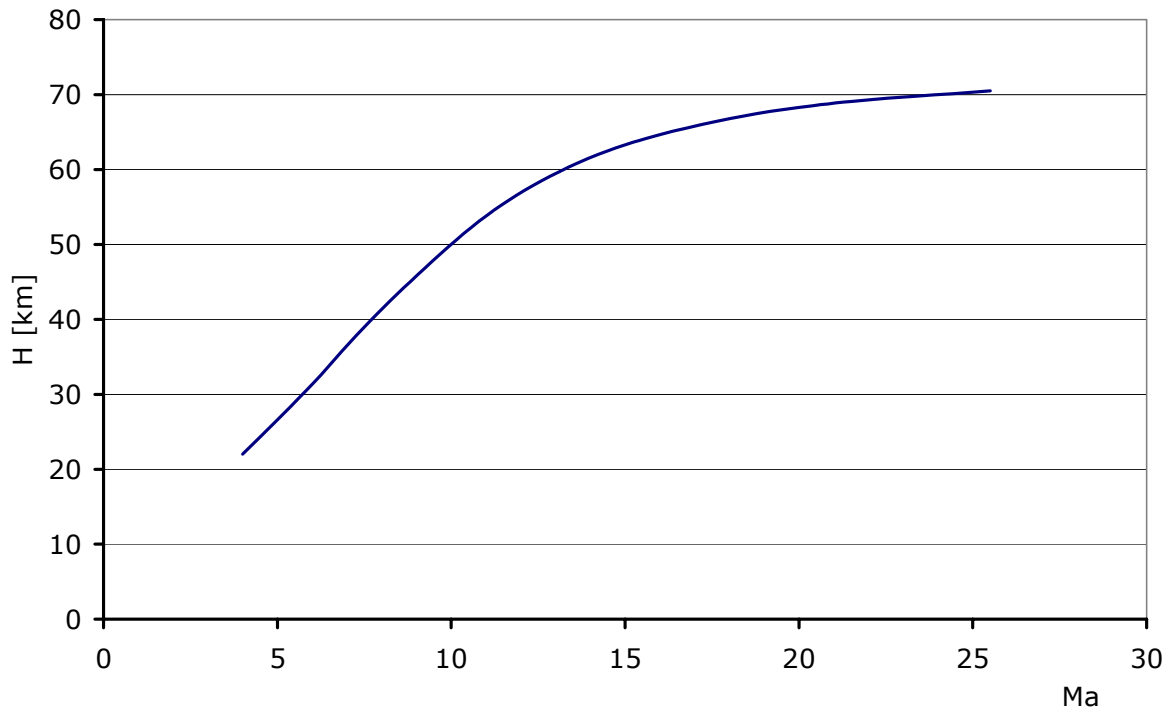
**Abbildung 5-11:** Aerodynamische Güte  $A/W$  des Raketenorbiters

Entlang einer Trajektorie mit geringen Staudrücken spielen die aerodynamischen Kräfte und Momente gegenüber den großen Schubkräften jedoch eine untergeordnete Rolle. Während des Aufstiegs muss die aerodynamische Güte einer raketentriebenen Konfiguration daher nicht sehr hoch sein. Eine hohe aerodynamische Güte ist nur für den Wiedereintritt, die Querreichweite und die Landung von Bedeutung. Die Reduktion der Sink- und Aufsetzgeschwindigkeiten wird durch eine bewusst geringe Flächenbelastung bei der Landung, hier  $150 \text{ kg/m}^2$ , noch unterstützt.

### **5.2.5. Skalierung**

Die Skalierung der Konfiguration erfolgt über die entlang der Entwurfsmission verbrauchte Treibstoffmasse. Bei Oberstufenkonzepten wird der größte Teil des Treibstoffes während des Aufstiegs bis zum Main Engine Cut Off (MECO) verbraucht. Die übrigen Phasen, wie Zirkularisierungsimpuls, Lagekorrekturen im Orbit, Deorbitimpuls, können über empirische Verfahren abgeschätzt werden, die primär von der Leermasse des Orbiters abhängen. [15]

In Abbildung 5-12 ist die Entwurfsmission bis zum MECO für die Raketenoberstufe dargestellt.



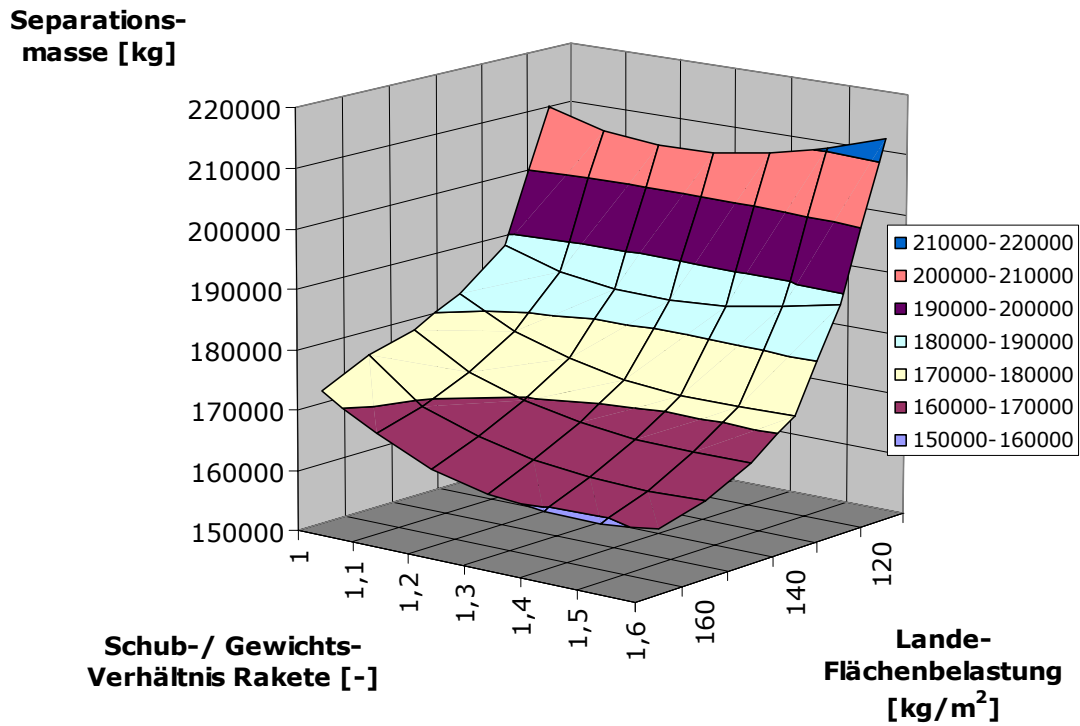
**Abbildung 5-12:** Entwurfstrajektorie für den Raketenorbiter

Der Einsatz von Raketentriebwerken erlaubt im Entwurf eine fast unabhängige Variation des Schub-/ Gewichtsverhältnisses und der Flächenbelastung. Die beschränkende Größe stellt hier die Basisfläche des Orbiters dar, in der die Raketentriebwerke untergebracht werden müssen. Die Variation der beiden Entwurfsparameter (ausgehend vom Auslegungspunkt, Landflächenbelastung =  $150 \text{ kg/m}^2$  und Schub-/Gewichtsverhältnis bei der Separation = 1.3), zeigt klare Tendenzen in der Entwicklung von Separationsmasse und Leermasse des Raketenorbiters.

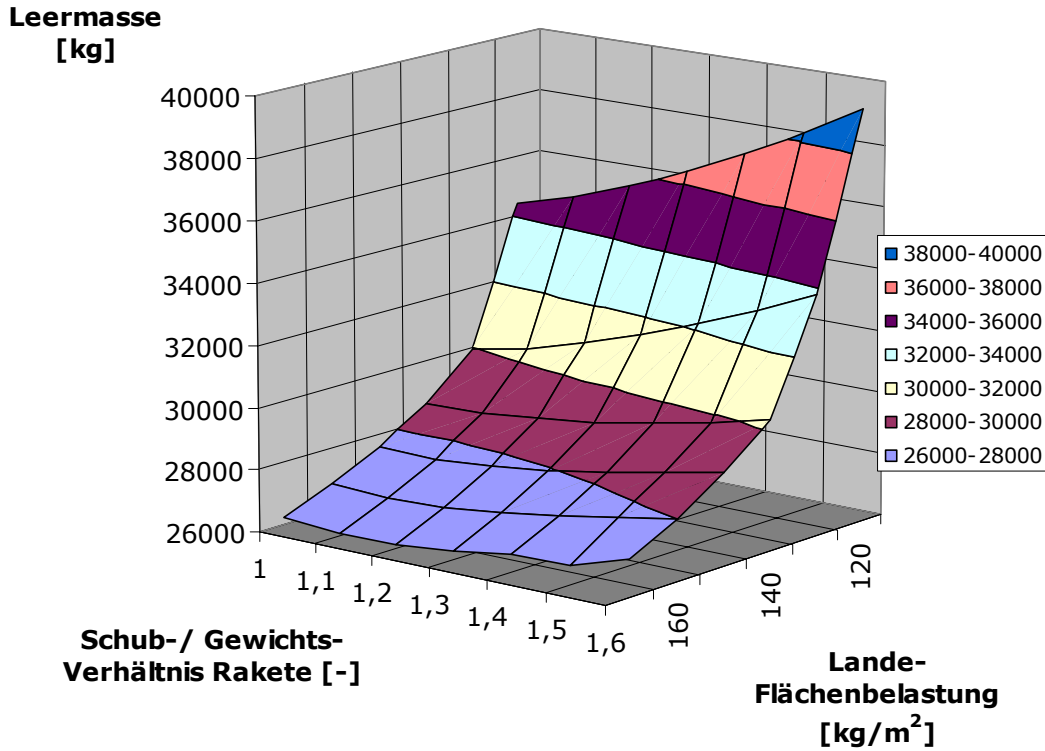
Eine Steigerung des Schub-/Gewichtsverhältnisses führt aufgrund der größeren Raketentriebwerke zu einer höheren Leermasse der Konfiguration (Abbildung 5-14). Die Separationsmasse hingegen reduziert sich mit steigendem Schub-/Gewichtsverhältnis, da die Reduktion der Treibstoffmasse die Erhöhung der Leermasse übertrifft (Abbildung 5-13). Der reduzierte Verbrauch resultiert aus der geringeren Missionsdauer aufgrund der gestiegenen Beschleunigungsfähigkeit, wobei hier der Mehrverbrauch pro Zeit wiederum durch die kürzere Brenndauer überkompensiert wird.

Die Variation der Landflächenbelastung zu höheren Werten zeigt eine Reduktion der Leer- und Separationsmassen, da zusätzlich der Nullwiderstand (Reibung + Druck) über die Reduktion der bespülten Oberflächen verringert wird. Die Landflächenbelastung wird durch die Landeleistungen, Sinkgeschwindigkeit und Aufsetzgeschwindigkeit nach oben begrenzt.





**Abbildung 5-13:** Abhängigkeit der Separationsmasse von der Landeflächenbelastung und dem Schub-/Gewichtsverhältnis



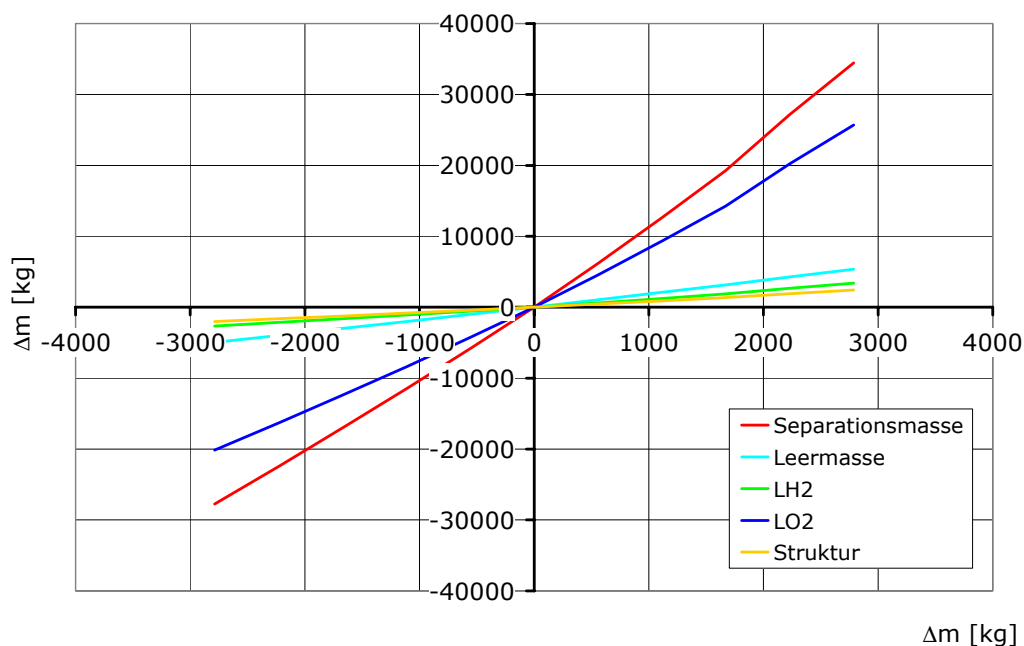
**Abbildung 5-14:** Abhängigkeit der Leermasse von der Landeflächenbelastung und dem Schub-/Gewichtsverhältnis

### 5.2.6. Sensitivitäten

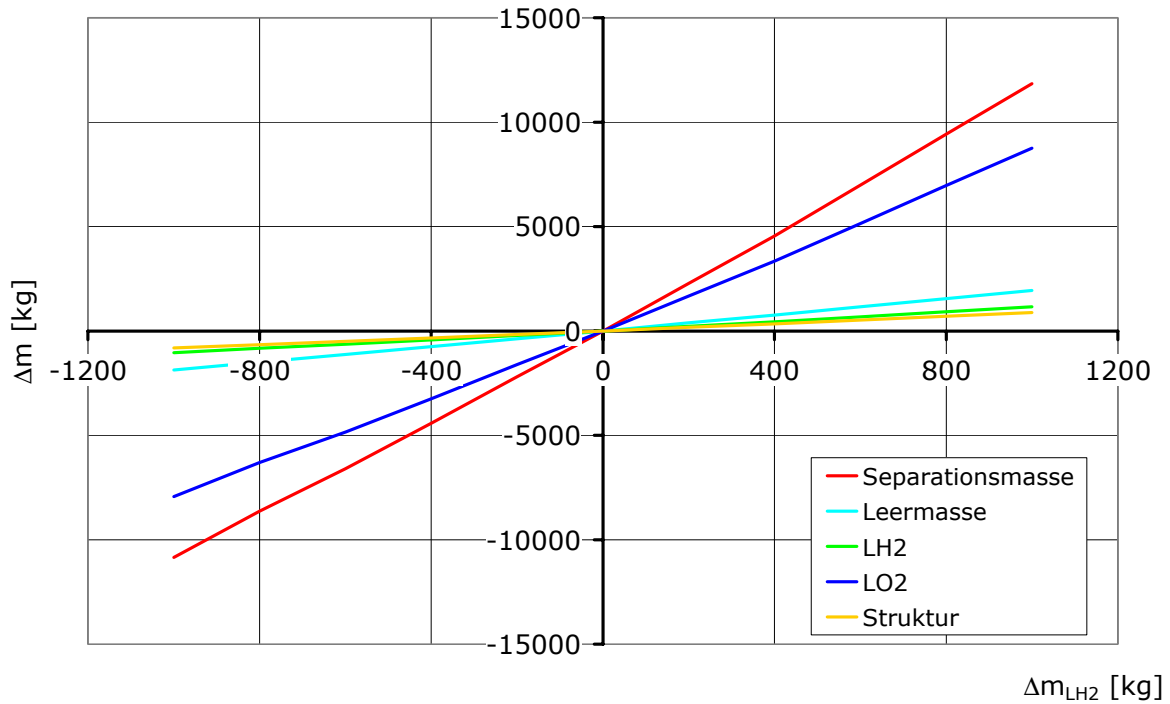
Die Entwicklung eines Luftfahrzeugs geschieht in mehreren Abschnitten, da der Vorlauf für die Entwicklung einzelner Sub-Systeme unterschiedlich lang ist. So muss zum Beispiel für den Neuentwurf eines Triebwerkes eine längere Zeitspanne eingerechnet werden als für die Umsetzung des Strukturkonzepts. Dies erfordert ein „Einfrieren“ der Konfiguration nach der Vorentwurfsphase. Sollten zu einem späteren Zeitpunkt Leistungsdefizite oder Zusatzmassen auftreten, wird es immer schwieriger, diese in den Entwurf einfließen zu lassen, ohne die Anforderungen/Missionsleistungen herabzusetzen. Die folgenden Sensitivitätsuntersuchungen gehen davon aus, dass der Triebwerksentwurf eingefroren ist (Festtriebwerk), und „nur“ noch die Konfiguration angepasst werden kann/muss.

Entsprechend einem raketentriebenen Luftfahrzeug mit dominierendem Treibstoffmassenanteil ( $\approx 80\%$ ) und geringem Nutzlastanteil/Fixgewicht sind die Sensitivitäten auf Massenänderungen sehr hoch (Abbildung 5-15 und Abbildung 5-16). Die volumenkritischen Massen zeigen hier einen nur leicht höheren Wachstumsfaktor, obwohl sich diese Gewichte über das Volumen unmittelbar auf die Struktur und die Aerodynamik auswirken. Der Volumeneinfluss wird, wie in [51] bereits dargestellt, mit steigender Entwurfsgröße sich dem der reinen Zusatzmassen annähern. Die Wachstumsfaktoren der volumenunkritischen und volumenkritischen Massen gleichen sich immer weiter an, was mit den Ergebnissen in Tabelle 5-3 bestätigt wird.

Vor allem der hohe volumetrische Wirkungsgrad des annähernd zylindrischen Rumpfes unterstützt diese Tendenz zudem, da eine Vergrößerung des Rumpfvolumens direkt in Tankvolumen umgesetzt werden kann.



**Abbildung 5-15:** Massenänderung infolge volumenunkritischer Zusatzmasse (Totgewicht)  $\Delta m$



**Abbildung 5-16:** Massenänderung infolge volumenkritischer Zusatzmasse  $\Delta m_{LH_2}$

	<b>Volumenunkritischer Wachstumsfaktor [kg/kg]</b>	<b>Volumenkritischer Wachstumsfaktor [kg/kg]</b>
<b>Separationsmasse</b>	<b>10.8</b>	<b>11.2</b>
Leermasse	1.8	1.9
LH <sub>2</sub>	1.0	1.1
LO <sub>2</sub>	7.9	8.2
Struktur	0.8	0.85

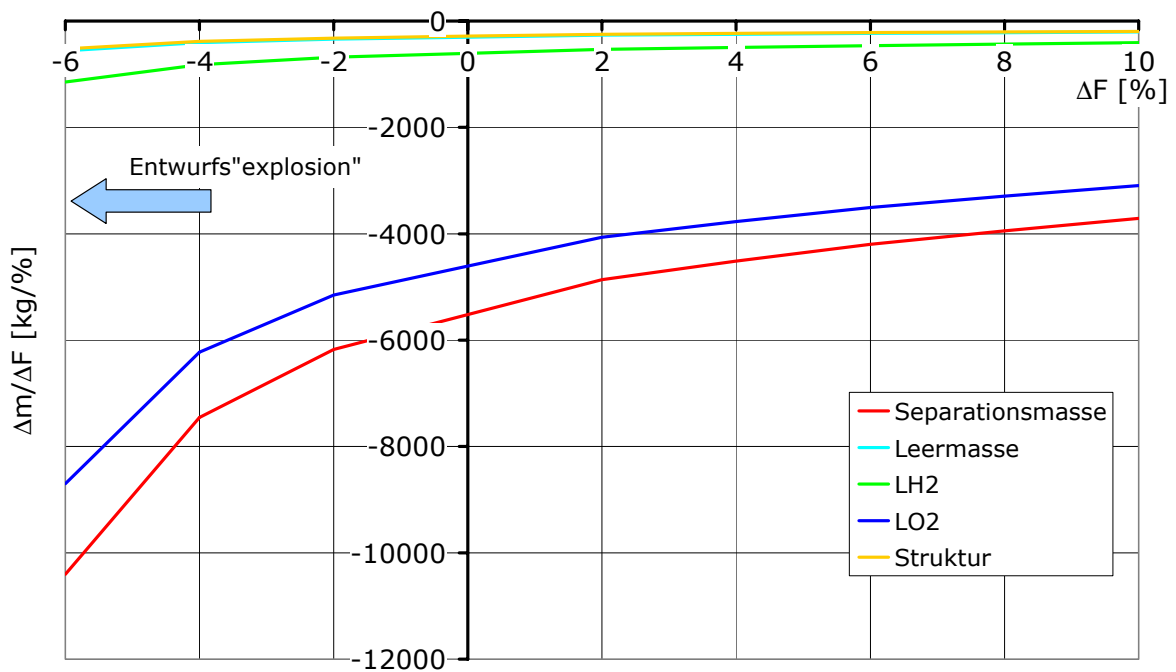
**Tabelle 5-3:** Wachstumsfaktoren bei Massenvariation

Das Maß für die Beschleunigungsfähigkeit ist die Differenz zwischen Schub und Widerstand eines Luftfahrzeuges. Änderungen im Schub des Triebwerks (zum Beispiel durch geringere Wirkungsgrade als angenommen) und im Nullwiderstand zeigen durch die Wachstumsfaktoren deutlich, dass ein Raketenorbiter nicht von der Aerodynamik sondern vom Antrieb dominiert wird (Tabelle 5-4 und Abbildung 5-17). Eine 1-prozentige Verschlechterung des Widerstands führt zu einer Erhöhung der Separationsmasse um 94 kg, um die Transportaufgabe noch zu erfüllen. Hingegen bewirkt eine Verschlechterung des Schubes um ebenfalls ein Prozent eine Erhöhung der Separationsmasse um ca. 6 to. In Abbildung 5-17 und

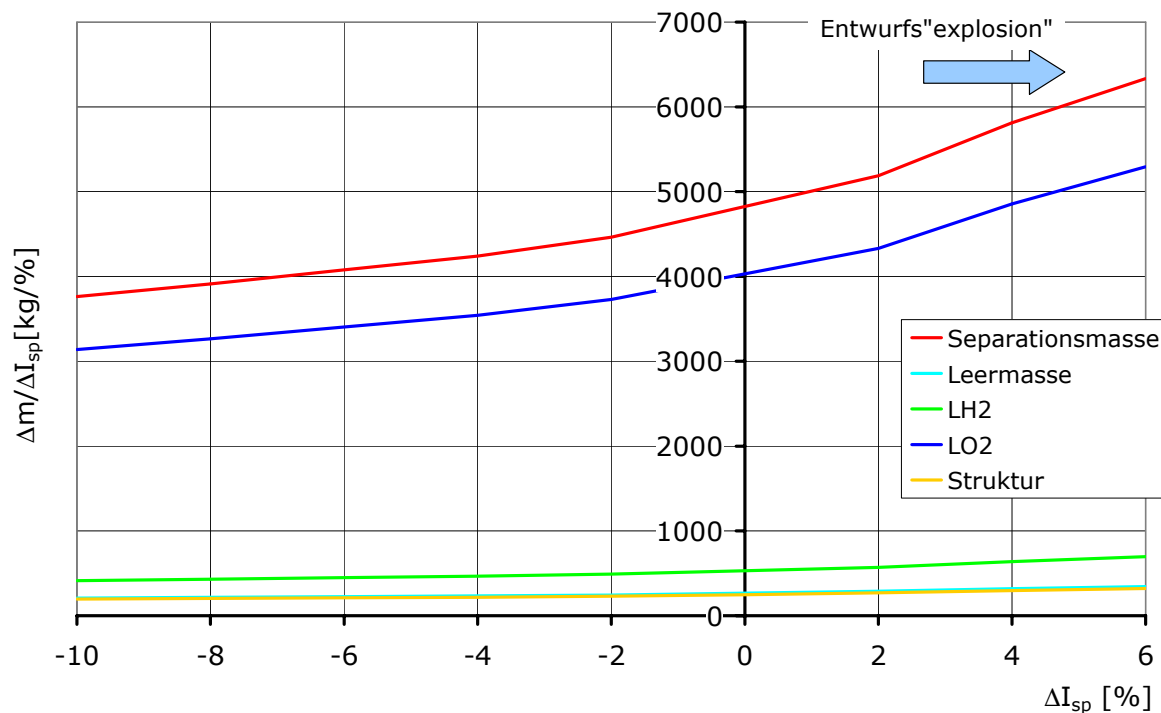
Abbildung 5-18 lässt sich sehr gut erkennen, dass Minderleistungen des Antriebs gegenüber den Vorgaben sehr schnell zu einer „Massenexplosion“ des Entwurfs führen.

	<b>Wachstumsfaktor Nullwiderstand [kg/%]</b>
<b>Separationsmasse</b>	<b>94</b>
Leermasse	5
LH <sub>2</sub>	10
LO <sub>2</sub>	79
Struktur	5

**Tabelle 5-4:** Wachstumsfaktor Nullwiderstandsvariation



**Abbildung 5-17:** Wachstumsfaktoren infolge Schubabweichungen



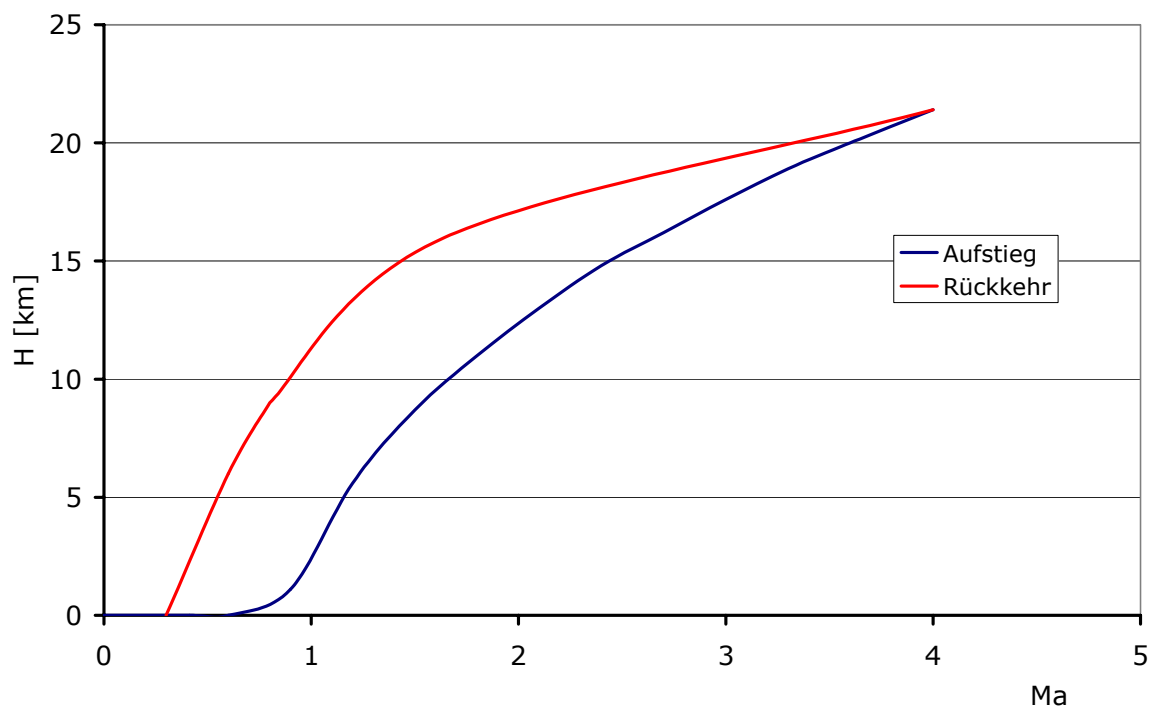
**Abbildung 5-18:** Wachstumsfaktoren infolge Verbrauchsabweichungen

Der Raketenorbiter ist in seiner Transportleistung dominiert durch die Qualität des Raketenantriebs. Die Aerodynamische Güte kann somit für die antriebslosen Flugzustände, wie Wiedereintritt und Landung, optimiert werden. Zudem verfügt der Raketenorbiter durch die Gimble-Möglichkeit der Haupttriebwerke (und deren hohen Schub) über hervorragende Trimmmöglichkeiten durch Schubvektorisierung.

### 5.3. Grundlegende Betrachtungen zur Unterstufe

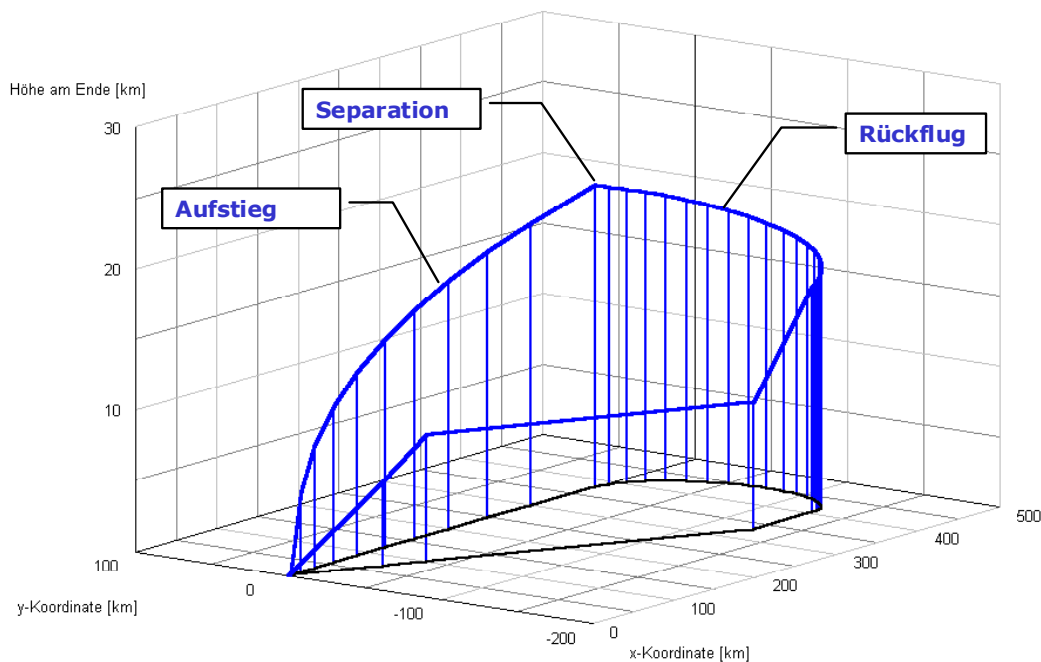
Die Unterstufe eines zweistufigen Systems beschleunigt das Gesamtsystem vom Start bis zum Separationspunkt. Die Verwendung eines TL-Triebwerkes in Verbindung mit einer aerodynamisch getragenen Konfiguration ermöglicht einen flugzeugähnlichen Betrieb von konventionellen Start- und Landebahnen. Neben der gestiegenen Flexibilität erhöht ein solches System die Missionssicherheit, da die Unterstufe mit oder ohne Orbiter an nahezu jedem Großflughafen notlanden könnte. Eine reguläre Operation von Zivilflughäfen aus wird bei Verwendung von kryogenen Treibstoffen jedoch bislang erschwert.

Auch in Zukunft plant die ESA auf die Startkapazitäten in Kourou (Südamerika) zurückzugreifen, was die Wahl der Referenztrajektorie vereinfacht. Der Flug über unbewohnte Gebiete und den Atlantik in Richtung Osten ermöglicht eine Beschleunigung entlang einer 50 kPa – Staudrucklinie ([Abbildung 5-19](#)). Der Einsatz eines TL-Triebwerkes mit Nachverbrennung wird hier zudem nicht durch Lärmschutzgründe eingeschränkt (im Gegensatz zu einer Trajektorie mit Startplatz in Europa, vgl. Sänger-Basisauslegung). [11,14,39]



**Abbildung 5-19:** Referenztrajektorie der Unterstufe

Für eine Beschleunigungsmission zur Separation bei  $Ma = 4$  beträgt der Missionsradius nur noch ca. 400 km (im Gegensatz zu ca. 2300 km bei einer Reichweitenmission analog der Sänger-Mission), [Abbildung 5-20](#). [39]



**Abbildung 5-20:** Missionsprofil der Unterstufe

In der Konzeption der Unterstufe nimmt die Integration des Orbiters eine entscheidende Position ein. Der Orbiter hat einen direkten Einfluss auf Aerodynamik und Gewichte des Unterstufenentwurfs. Der Separationsvorgang der beiden Stufen erfordert aus Sicherheitsgründen eine genaue Betrachtung.

Grundsätzlich bieten sich zwei Anordnungen des Orbiters an. Die eine ist die „Huckepack“-Lösung (auf der Oberseite der Unterstufe), die andere die Anbringung auf der Unterseite. Die Systemprüfung des Orbiterantriebs vor der Separation erfordert in beiden Fällen eine axiale Anordnung des Orbiters nahe dem Unterstufenheck (Basisfläche), um die thermalen Belastungen durch den Abgasstrahl der Raketenmotoren gering zu halten.

Beide Positionen des Orbiters haben Vor- und Nachteile, die keine grundlegende Aussage über die bessere Möglichkeit zulassen:

Eine Platzierung des Orbiters auf der Oberseite der Unterstufe bietet den Vorteil, dass die Unterseite der Unterstufe für die Triebwerksintegration und die Operationen am Boden (inkl. Start und Landung) optimal ausgelegt werden kann. Eine mehr oder minder starke Integration des Orbiters in die Oberseitenkontur ermöglicht eine Kontrolle der aerodynamischen Güte und der Wechselwirkungen des Orbiterantriebs mit der Unterstufe. Der Separationsvorgang gestaltet sich jedoch als kompliziert. Die aerodynamischen Kräfte und die Massenkräfte wirken, je nach Flugbahn während der Separation, der Trennung entgegen und führen zu

einem erhöhten Sicherheitsrisiko. Dies macht zusätzliche Systeme zur aktiven Kontrolle des Trennungsvorgangs notwendig (Absprengvorrichtungen, variable Lastenschlösser oder Separationsbooster etc.). Die Trennung muss zudem durch ein „Pull-Up“ - Manöver der Unterstufe eingeleitet werden.

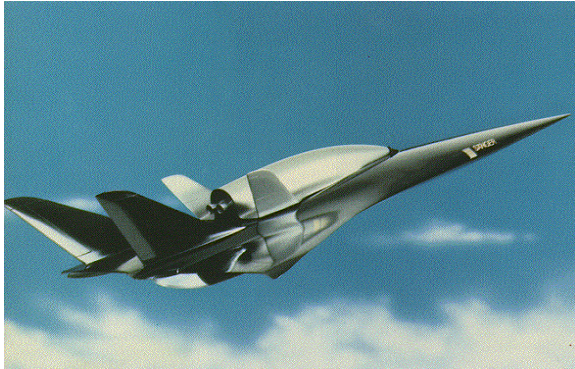
Die Separation mit einer Integration auf der Unterseite gestaltet sich als einfacher, weil die Kräfte zwischen Orbiter und Unterstufe trennend wirken. Das Problem besteht hier in den größeren Drücken im Bereich des Orbiters, da dieser sich auf der Kompressionsseite befindet. Nachteile dieser Anordnung sind vor allem in der schwierigen Integration zu finden. Die Bodenfreiheit der Unterstufe sollte (Bodenoperationen und die Fahrwerksauslegung) möglichst klein gehalten werden. Die Größenverhältnisse zwischen Unterstufe und Orbiter erschweren zudem die Integration des Antriebs in der Unterstufe. Die Spannweite des vergrößerten Orbiters erfordert einen großen Abstand zwischen den Triebwerken. Dies kann bei einseitigen Triebwerksausfällen zu Kontrollproblemen in der Richtungsstabilität führen. Als Beispiel sei hier die Anbringung der Triebwerke und Seitenleitwerke der SR-71 genannt, wobei letztere für einen einseitigen Triebwerksausfall ausgelegt wurden.

Der Orbiter mit Raketenantrieb ist grundsätzlich für beide Möglichkeiten der Integration geeignet.



## 5.4. HTSM-40 Unterstufe

Basis für die Referenzkonfiguration ist der Entwurf Sänger 04/92 (Abbildung 5-21).



### Unterstufe:

Länge:	82.8 m
Spannweite:	44.6 m
Flügelfläche:	1653 m <sup>2</sup>
Leermasse:	168 to

### Oberstufe:

Länge:	32.45 m
Spannweite:	17.7 m
Leermasse:	22,3 to
Nutzlast:	7 to
Masse Oberstufe:	115 to

### Gesamt:

Abflugmasse:	413 to
--------------	--------

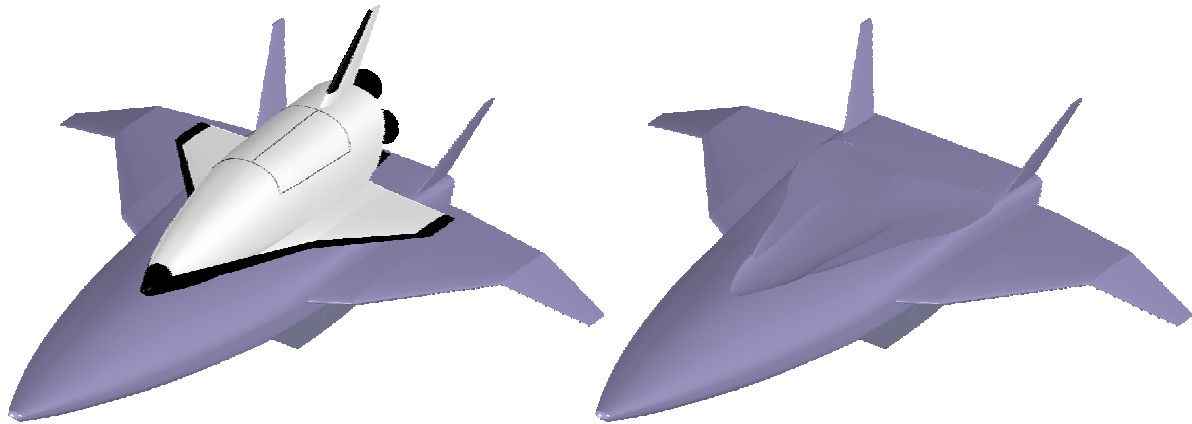
**Abbildung 5-21:** Referenzkonzept Sänger 04/92

Die ursprünglich für eine Reichweitenmission ausgelegte Unterstufe wurde im Rahmen der Arbeiten des Teilprojektes C8 des Sonderforschungsbereiches 255 auf eine Beschleunigungsmission skaliert.[24,52] Die Erkenntnisse der Sensitivitätsuntersuchungen sind in das neue Unterstufenkonzept HTSM-40 eingeflossen. Die wesentlichen Merkmale des neuen Entwurfs sind:

- Übergang von einer blended-body Konfiguration zu einer konventionellen Flügel-Rumpf-Anordnung
- Einsatz von LH<sub>2</sub> – TL Triebwerken bis Ma = 4.0
- Beibehaltung der Triebwerksgondellösung unter dem Rumpf
- Wegfall der SERN-Düse (nur TL-Triebwerke)

### **5.4.1. Geometrie**

Unter Beibehaltung einer Mitteldeckeranordnung ist die Unterstufe des Raumtransportsystems als konventionelle Flügel-Rumpf-Konfiguration ohne Höhenleitwerk ausgelegt worden (Abbildung 5-22).

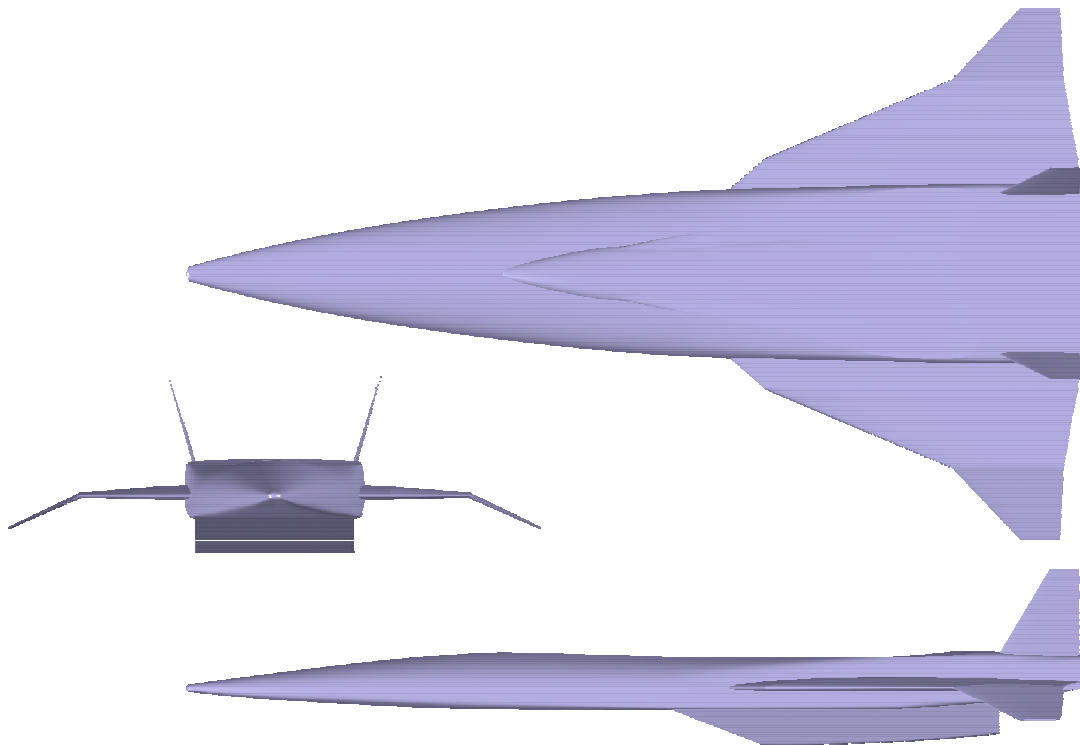


**Abbildung 5-22:** Unterstufe HTSM-40 mit und ohne Raketenorbiter

Das Flügelkonzept kombiniert die Vorteile des nichtlinearen Auftriebsverhaltens im Unterschall mit den positiven Neutralpunkteigenschaften im Überschall. Die starke Wechselwirkung des gering gepfeilten Innenflügels mit dem hochgepfeilten Außenflügel bewirkt eine geringe Neutralpunktwanderung über dem Machzahlbereich. Die Wirksamkeit des Hauptflügels wird durch die nach unten gerichteten Flügelspitzen noch verstärkt. Die Stabilisierung der abgelösten Wirbelsysteme bewirkt eine Erhöhung des maximal fliegbaren Anstellwinkels und Auftriebsbeiwertes, der vor allem bei der Landung eine wichtige Rolle spielt. Die „Winglets“ haben aufgrund der rückwärtigen Position zudem einen positiven Einfluss auf die Richtungsstabilität.[50]

Eine Seitenleitwerksanordnung mit zwei Leitwerken ermöglicht die Integration der Oberstufe auf der Oberseite der Unterstufe, so dass die Raketentriebwerke des Orbiters vor dem Separationsvorgang gestartet werden können (Sicherheitsaspekt).

Die Integration des Orbiters in den Unterstufenrumpf wird derart vollzogen, dass keine strukturelle Beeinträchtigung der Flügeldurchführung auftritt. Eine stärkere Integration des Orbiters in die Trägerstufe hätte zusätzliche Strukturmassen zur Aufnahme des Wurzelbiegemoments mit sich gebracht (Abbildung 5-23). Des Weiteren haben Untersuchungen am FESTIP FSSC-12 Konzept gezeigt, dass ein hoher Integrationsgrad zu hohen Biegemomenten im Rumpf durch die Bugfahrwerkslasten führt. Die reduzierte Bauhöhe muss dann durch zusätzliche Strukturmasse ausgeglichen werden. [11,14]



**Abbildung 5-23:** 3-Seiten Ansicht der HTSM-40 Unterstufe

Als Gondellösung unter dem Rumpf erfolgt die Integration des Antriebs, analog der Sänger-Konfiguration. Diese Anordnung erfordert zwar einen aufwendigen Grenzschicht-Diverter, gewährleistet aber eine hohe Vorkompression.

Die Integration der Tanks stellt sich als unproblematisch dar, da die Größe des Rumpfes durch die Triebwerks- und Orbiterintegration bestimmt wird. Das geringe  $\text{LH}_2$  – Volumen ( $\sim 415 \text{ m}^3$ ) und –Gewicht ermöglicht eine schwerpunktneutrale Unterbringung im Rumpf.

In der folgenden Tabelle 5-5 sind die wichtigsten geometrischen Größen des HTSM-40 zusammengefasst (Daten in ()): Sänger 04/92):

Länge	61.4 m	(79.5 m)
Spannweite	33.5 m	(42.9 m)
Referenzflügelfläche	528 $\text{m}^2$	(1525 $\text{m}^2$ )
Referenzlänge	20.5 m	(51.6 m)
Oberfläche	2270 $\text{m}^2$	(3723 $\text{m}^2$ )
Tankvolumen	415 $\text{m}^3$	(1286 $\text{m}^3$ )

**Tabelle 5-5:** Geometriedaten HTSM-40 Unterstufe

### **5.4.2. Massen**

Eine Reduktion der Separationsmachzahl (6.8 → 4.0) ermöglicht eine Vereinfachung des Strukturkonzepts gegenüber der Sänger-Konfiguration. Bei einer Maximalmachzahl von  $Ma_{Sep} = 4.0$  treten nur geringe thermische Lasten auf, die mit einem konventionellen Titan-Heißstrukturkonzept abgedeckt werden können.

Eine spezielle strukturelle Auslegung erfordert die Integration des Orbiters in den Unterstufenrumpf. Die Stufentrennung kann mit Hilfe einer verstellbaren Dreipunkt-Abstützung durchgeführt werden. Dieses Konzept wurde in der Sänger-Studie umfangreich untersucht und als praktikabel eingestuft. [39]

<b>Struktur</b>		<b>45046 kg</b>	<b>(87791 kg)</b>
	Rumpf	26145 kg	(46330 kg)
	Flügel	4818 kg	(11924 kg)
	Seitenleitwerk	981 kg	(6524 kg)
	Treibstoffsystem	3649 kg	(6437 kg)
	Triebwerksgondel	3793 kg	(5500 kg)
	Fahrwerk	5615 kg	(11075 kg)
<b>Triebwerke</b>		<b>27279 kg</b>	<b>(56864 kg)</b>
	Triebwerke	12942 kg	(19074 kg)
	Einlaufsystem	6539 kg	(22158 kg)
	Sub-Systeme	7799 kg	(14458 kg)
<b>Ausrüstung</b>		<b>5759 kg</b>	<b>(12356 kg)</b>
<b>Treibstoff</b>		<b>29180 kg</b>	<b>(91065 kg)</b>
<b>Margin</b>		<b>9000 kg</b>	<b>(10000 kg)</b>
<b>Leermasse</b>		<b>87732 kg</b>	<b>(175109 kg)</b>
<b>Nutzlast/Orbiter</b>		<b>169560 kg</b>	<b>(115000 kg)</b>
<b>Abflugmasse</b>		<b>285341 kg</b>	<b>(381170 kg)</b>

**Tabelle 5-6:** Massenaufstellung HTSM-40 Unterstufe

Die HTSM-40 Unterstufe ist kleiner und leichter als die Sänger 04/92 Unterstufe. Dies ist die Auswirkung des Wechsels von einer Reichweitenmission mit einer Separationsmachzahl von  $Ma_{\text{Sep}} = 6.8$  zu einer Beschleunigungsmission bis  $Ma_{\text{Sep}} = 4.0$ . Der Wegfall des TPS-Systems in der Unterstufe und die Vereinfachung des Antriebssystems führen trotz größerem Orbiter zu einer reduzierten Leermasse des Gesamtsystems.

### **5.4.3. Triebwerke**

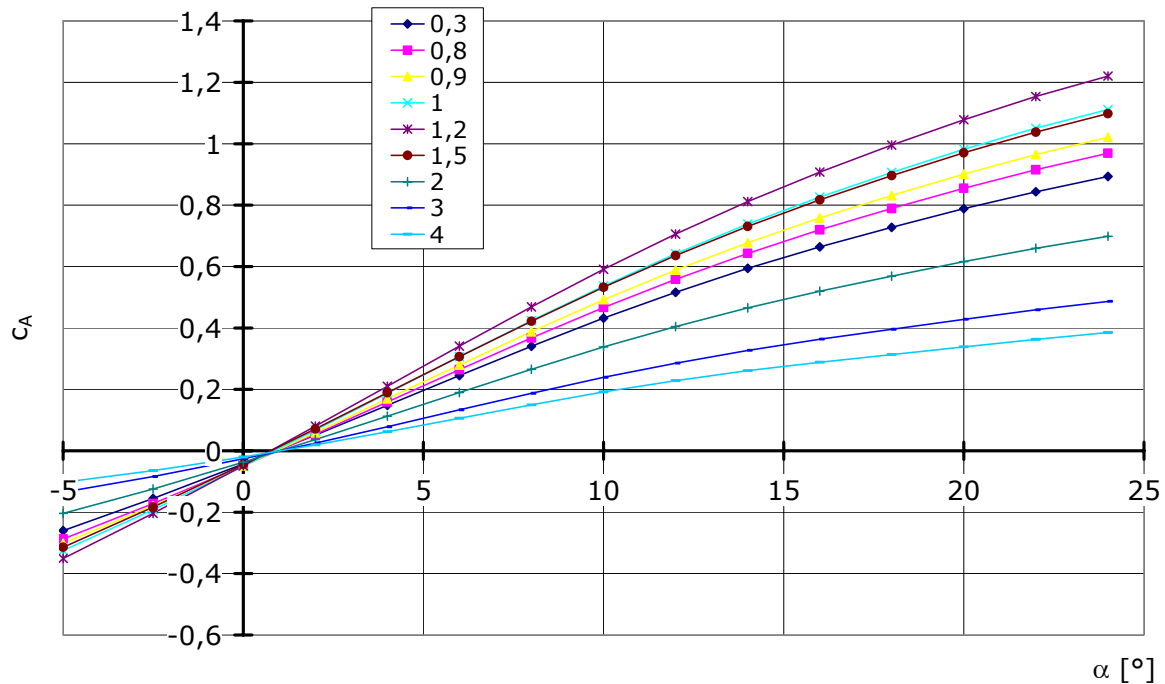
Fünf TL-Triebwerke mit Wasserstoff-Verbrennung erzeugen den erforderlichen Schub der Unterstufe. Die Triebwerke sind in einer Triebwerksgondel unter dem Rumpf angeordnet. Über die Vorverdichtung des Rumpfes und einen verstellbaren 2d-Rampeneinlauf erfolgt die Kompression der Umgebungsluft. Nach dem Verlassen des Nachbrenners expandiert der Abgasstrahl über eine feste 2d-Düse. Diese Düsengeometrie hat sich auch in der FESTIP-Studie als die günstigste und leichteste Lösung für ein Mach-4 Triebwerk ergeben.[21]

Eine feste Geometrie der Schubdüse wird durch den Einsatz des maximalen (Nachbrenner-) Schubes im Aufstieg und dem stark gedrosselten Rückflug im Trockenbetrieb ermöglicht. Diese Kombination der Betriebszustände ist nur bei einer reinen Beschleunigungsmission zu finden. Falls eine Verwendung der Unterstufe für andere Missionen/Aufgaben angedacht wird, erfordert dies eine Anpassung des Düsenkonzeptes an die neuen Randbedingungen. [11,14]

Die TL-Triebwerke haben einen Durchmesser von 1.61 m und eine Länge von 4.4 m, bei einem Nachbrennerschub von 476 kN pro Triebwerk.

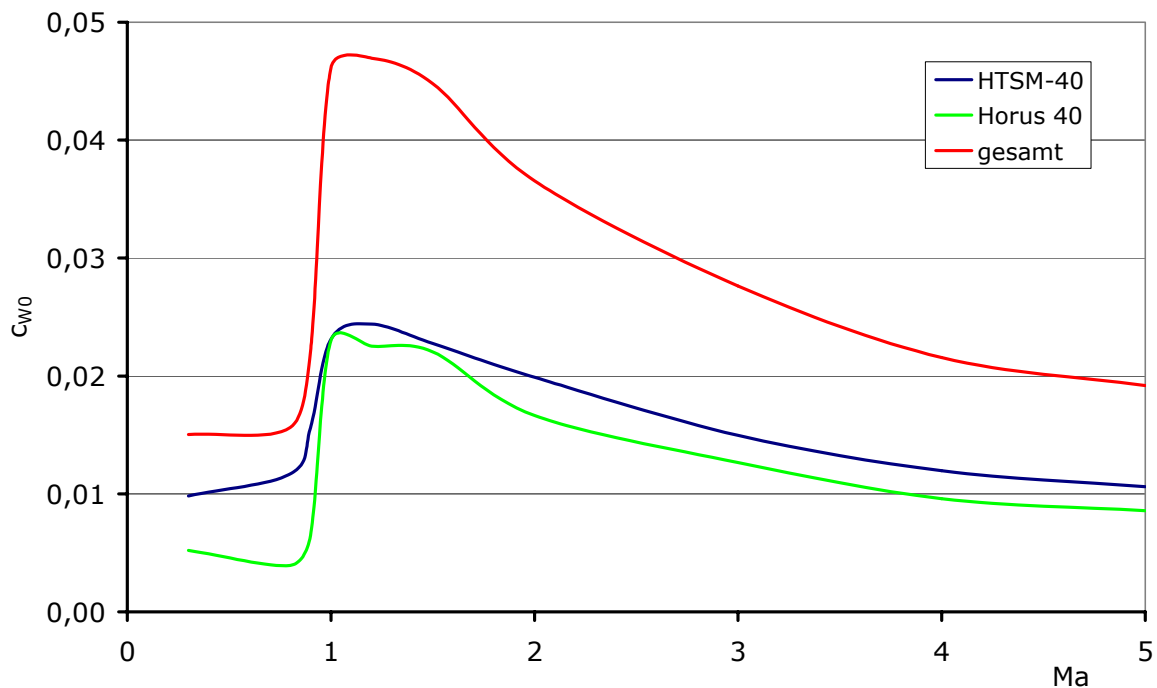
### **5.4.4. Aerodynamik**

Auftriebsverhalten und induzierter Widerstand der Konfiguration sind im Unterschall durch die nichtlinearen Effekte gekennzeichnet (Abbildung 5-24). Die Flügelform zeigt zudem eine reduzierte Neutralpunktwanderung über dem Machzahlbereich ( $\Delta x_{\text{NP}} \approx 0.5$  m). Eine geringe Neutralpunkt-Wanderung hat verringerte Trimmwiderstände und eine höhere aerodynamischen Güte zur Folge, da das Klappensystem Widerstandseffektiver eingesetzt werden kann.

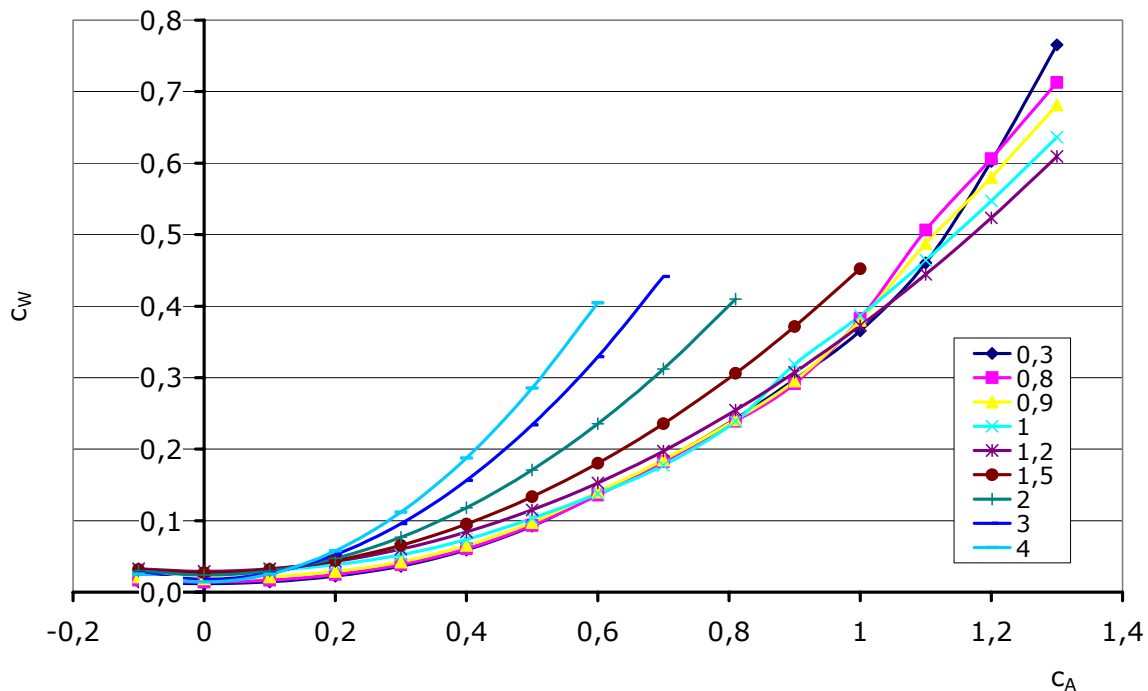


**Abbildung 5-24:** Auftriebsbeiwert der HTSM-40 Unterstufe

Als Folge der geringen Integration hat der Nullwiderstand des Orbiters einen großen Anteil am Nullwiderstand der Gesamtkonfiguration ( $\sim 50\%$ ) (siehe [Abbildung 5-25](#)). Dementsprechend verschiebt sich die Widerstandspolare zu höheren Widerstandsbeiwerten ([Abbildung 5-26](#)).

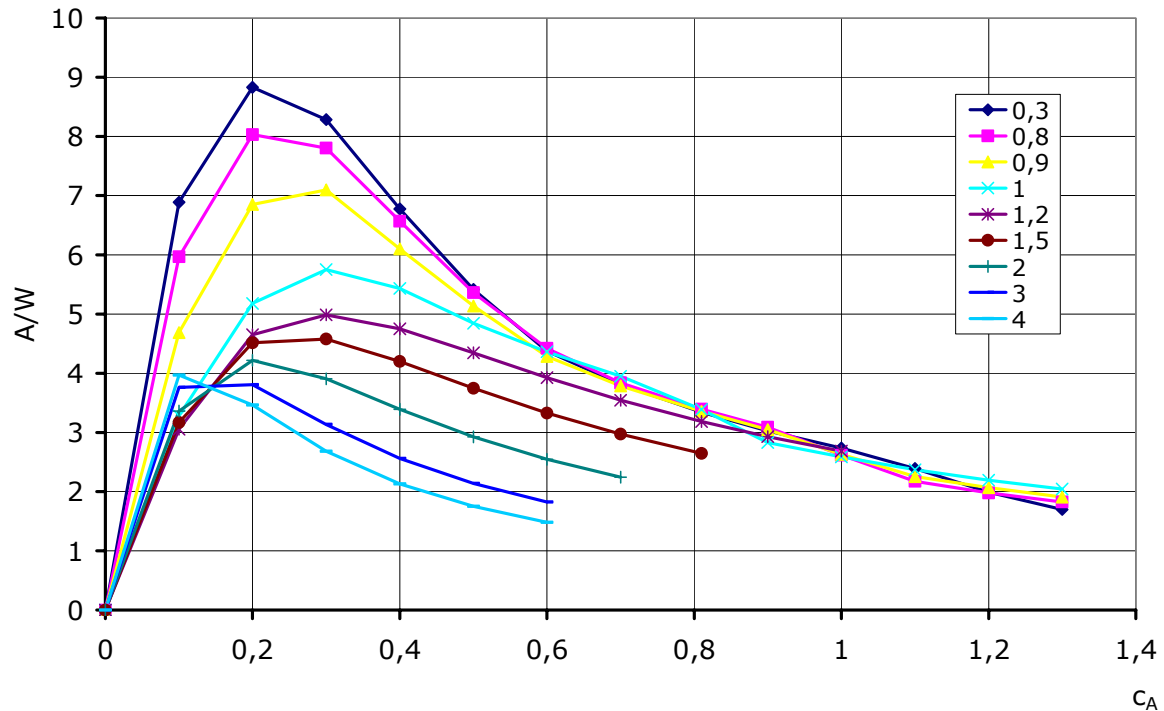


**Abbildung 5-25:** Nullwiderstand der HTSM-40 Unterstufe



**Abbildung 5-26:** Widerstandspolare der HTSM-40 Unterstufe

Die aerodynamische Güte des Gesamtsystems wird durch den hohen Nullwiderstandsanteil des Orbiters stark reduziert ( $A/W_{\max} \approx 9$  (Abbildung 5-27)  $\rightarrow A/W_{\max} \approx 7$  bei  $Ma = 0.3$ ). Hier bietet sich die Möglichkeit über Verkleidungen, speziell im Bereich der Raketendüsen, eine Verbesserung der Leistungen zu erzielen. Der hierdurch reduzierte Nullwiderstandsanteil des Orbiters führt zu einer höheren Beschleunigungsfähigkeit des Gesamtsystems, erhöht allerdings die Strukturmasse und Komplexität des Systems, vor allem während der Separation.



**Abbildung 5-27:** aerodynamische Güte der HTSM-40 Unterstufe **ohne Orbiter**

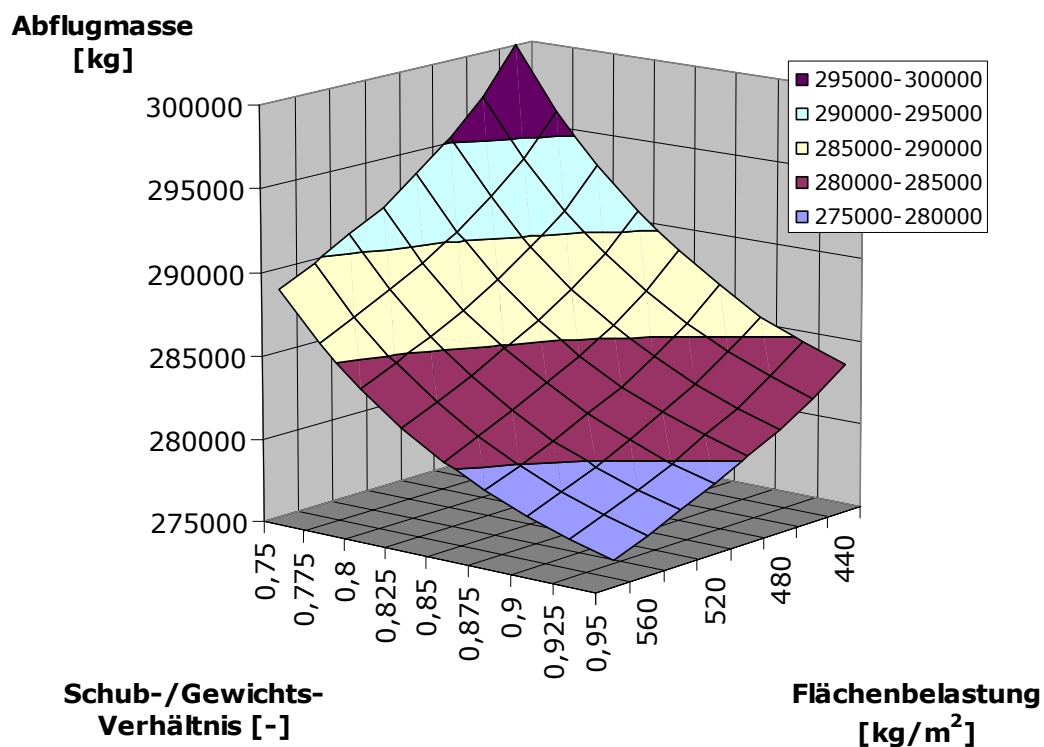
### **5.4.5. Skalierung**

Skalierung der Unterstufe und des Gesamtsystems sind hier gleichzusetzen, da die Masse des Orbiters und der aerodynamische Einfluss entlang der Entwurfsmission in den Skalierungsprozess einfließen. Bei der Skalierung wird der Nominalfall verwendet, der die Separation des Orbiters entsprechend der Auslegung vorsieht. Die Notfallsituation, in der sich der Orbiter nicht von der Unterstufe trennt, ist nicht entwerfeskritisch, da, falls nötig, der zusätzlich benötigte Wasserstoff für den Rückflug aus den Tanks des Orbiters verwendet werden kann (cross-feeding) und der Sauerstoff der Oberstufe „gedumpt“ werden kann.

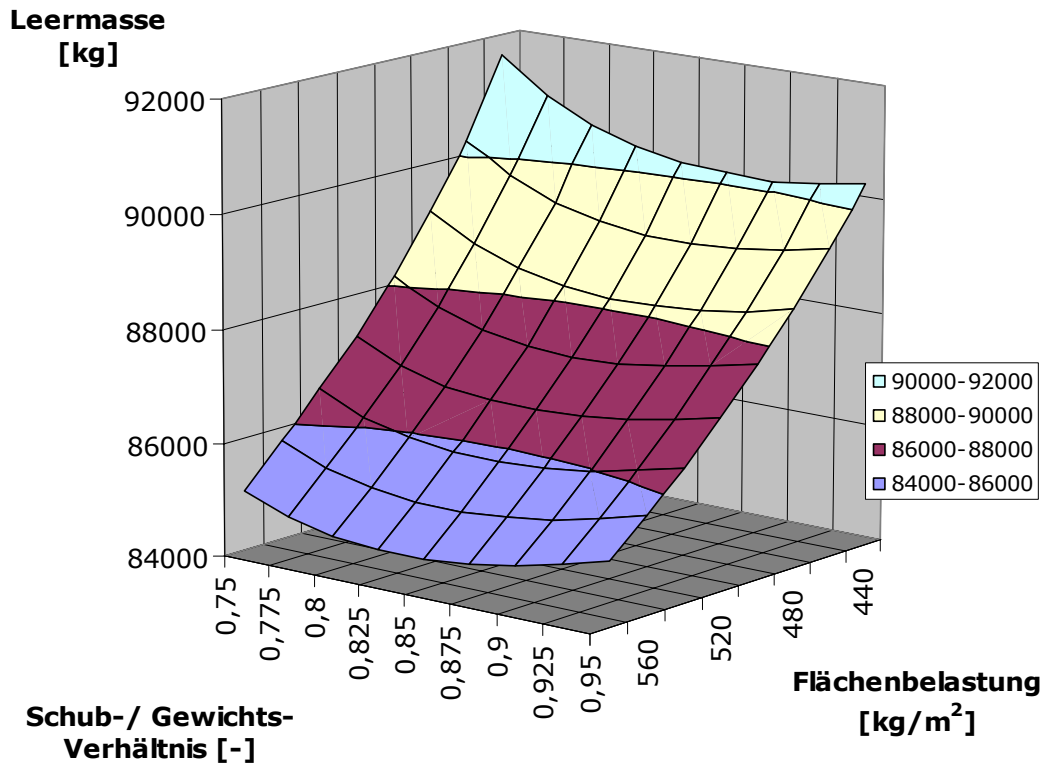
Als wichtigste Entwurfparameter für die Unterstufe sind die Start-Flächenbelastung und das Schub-/Gewichtsverhältnis der TL-Triebwerke zu nennen. Die Start-Flächenbelastung ist ausschlaggebend für die Abhebegeschwindigkeit und wird durch die maximalen Rollgeschwindigkeiten der Reifen begrenzt. Das Schub-/Gewichtsverhältnis dimensioniert den Schubüberschuss und damit die Beschleunigungsfähigkeit des Gesamtsystems. Die minimale Rumpfbreite ist an die Skalierung der Triebwerke gekoppelt, da die Vorkompression der Rumpfunterseite für die Effizienz der TL-Triebwerke ausschlaggebend ist. Außerdem sollte die Rumpfbreite nicht zu gering werden, um eine ausreichende Integration des Orbiters in den Rumpf zu gewährleisten. Ein schmaler Rumpf hätte schädliche, zusätzliche Interferenzen zwischen dem Orbiterflügel und dem Unterstufenflügel zur Folge.



Die Abflugmasse zeigt eine starke Abhängigkeit von der Flächenbelastung und dem Schub-/Gewichtsverhältnis (Abbildung 5-28). Die Erhöhung der Flächenbelastung ist einer Reduktion der Flügelfläche und damit der benetzten Oberfläche gleichzusetzen. Die damit verbundene Reduktion des Nullwiderstands hat eine erhöhte Beschleunigungsfähigkeit mit geringerem Treibstoffverbrauch zur Folge. Dies schlägt sich in einer geringeren Abflugmasse nieder. Der gleiche Effekt wird durch die Erhöhung des Schub-/Gewichtsverhältnisses erzielt, da der höhere Schubüberschuss die Flugzeit verkürzt. Die Leermasse steigt aufgrund der größeren Triebwerksmasse nach Erreichen des optimalen Schub-/Gewichtsverhältnisses wieder an (Abbildung 5-29).



**Abbildung 5-28:** Abhängigkeit der Abflugmasse von der Flächenbelastung und dem Schub-/Gewichtsverhältnis



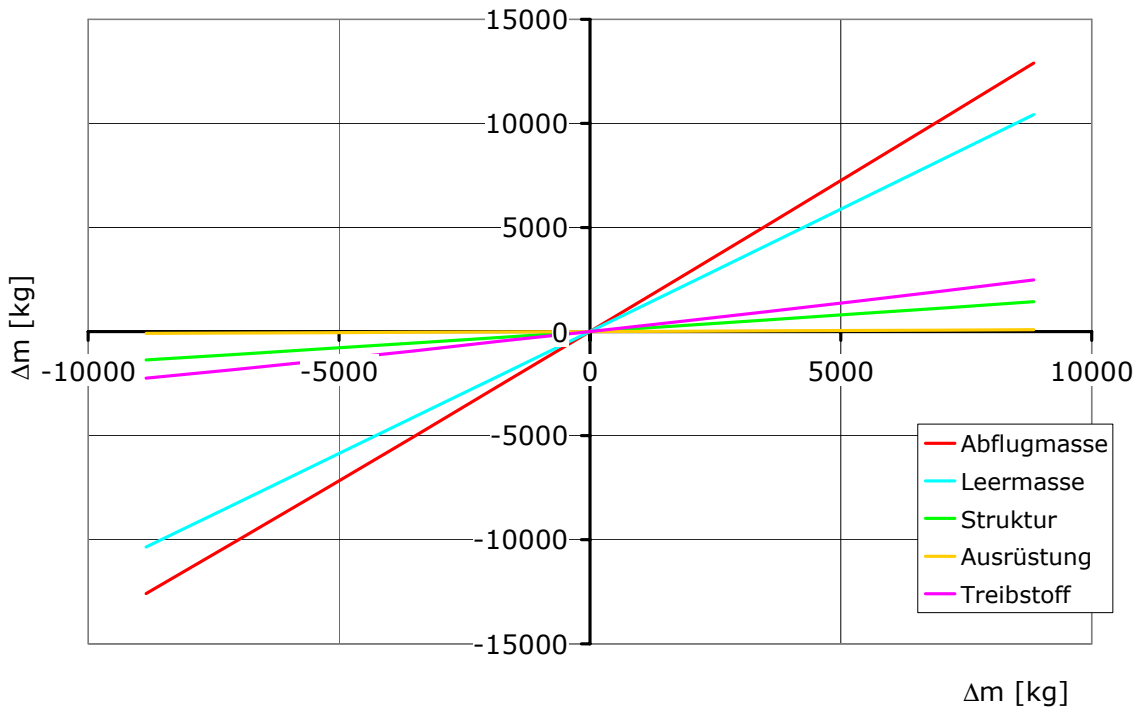
**Abbildung 5-29:** Abhängigkeit der Leermasse von der Flächenbelastung und dem Schub-/Gewichtsverhältnis

Der Auslegungspunkt ergibt sich bei 540 kg/m<sup>2</sup> Flächenbelastung und bei einem Schub-/Gewichtsverhältnis von 0.85.

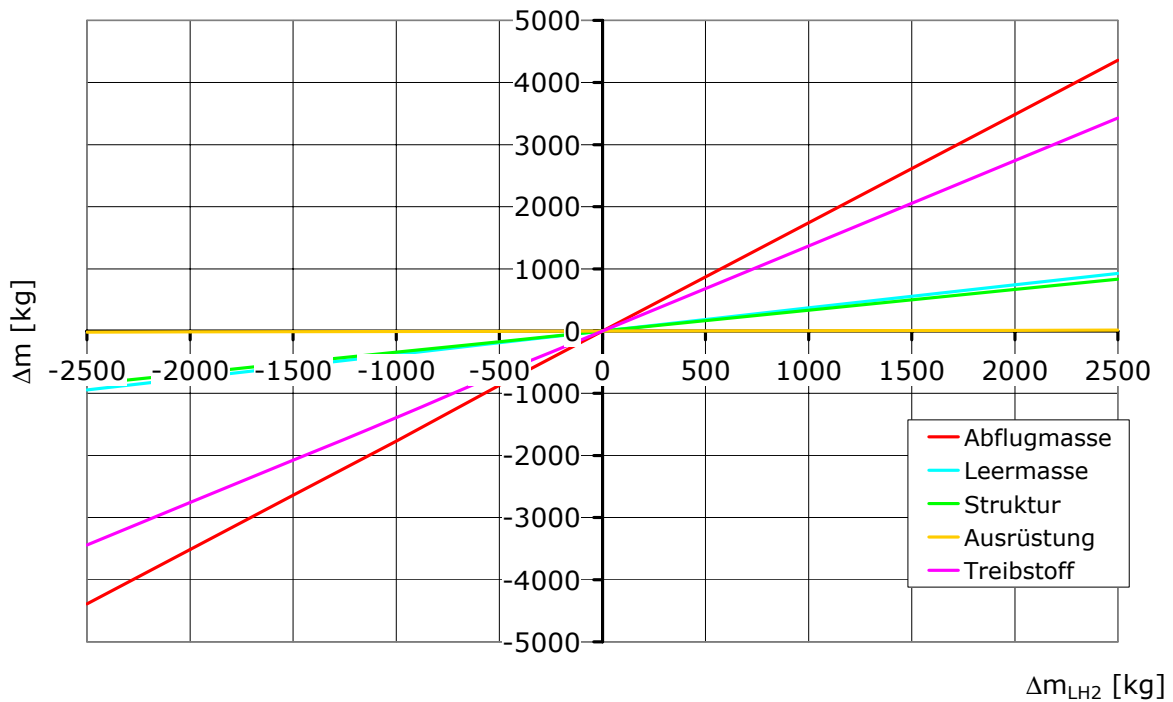
#### **5.4.6. Sensitivitäten**

Analog zum Orbiter werden die Sensitivitäten der Unterstufe mit festgehaltenen Triebwerken durchgeführt. Der Orbiter wird ebenfalls als konstant angenommen, da dieser für den Aufstieg nach der Stufentrennung bereits optimiert ist.

Die Wachstumsfaktoren für Massenänderungen sind für die Unterstufe sehr gering (Tabelle 5-7). Der Rumpf der Unterstufe bietet genügend Zusatzvolumen für eine Vergrößerung der Wasserstofftanks, so dass eine Erhöhung der Tankvolumina nur einen kleinen Einfluss auf die Struktur hat. Die Änderungen der Einzelmassen zeigen daher ein lineares Verhalten über den betrachteten Massenänderungen (Abbildung 5-30 und Abbildung 5-31).



**Abbildung 5-30:** Massenänderung infolge volumenunkritischer Zusatzmasse  $\Delta m$



**Abbildung 5-31:** Massenänderung infolge volumenkritischer Zusatzmasse  $\Delta m_{LH2}$  in der Unterstufe

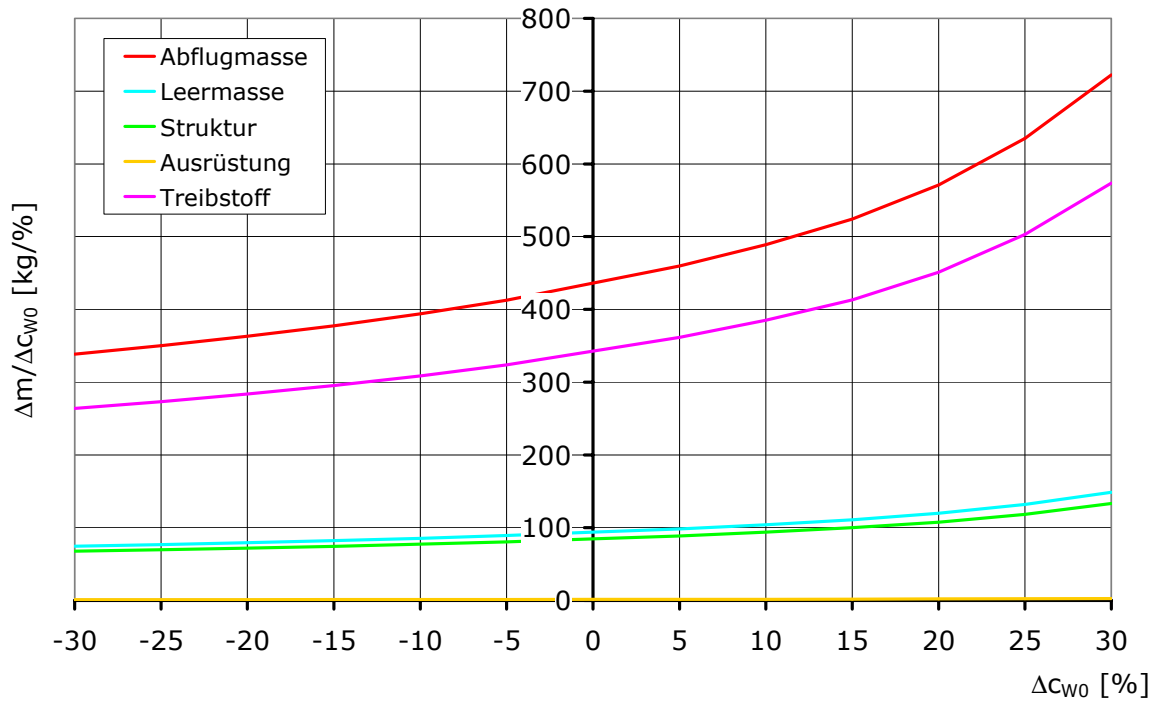
Die ungewöhnlich niedrigen Wachstumsfaktoren spiegeln hier das außergewöhnlich hohe Nutzlastverhältnis  $\left(\frac{G_{\text{Nutz}}}{G_{\text{Abflug}}}\right)_{\text{System}} = \frac{G_{\text{Orbiter}}}{G_{\text{Abflug}}} \approx \frac{175}{285} \approx 0.6 \Rightarrow \text{WF}_{\text{max}} = 1.7$  wieder.

	<b>Volumenunkritischer Wachstumsfaktor [kg/kg]</b>	<b>Volumenkritischer Wachstumsfaktor [kg/kg]</b>
<b>Abflugmasse</b>	<b>1.44</b>	<b>1.74</b>
Leermasse	1.17	0.38
Struktur	0.16	0.34
LH <sub>2</sub>	0.26	1.37

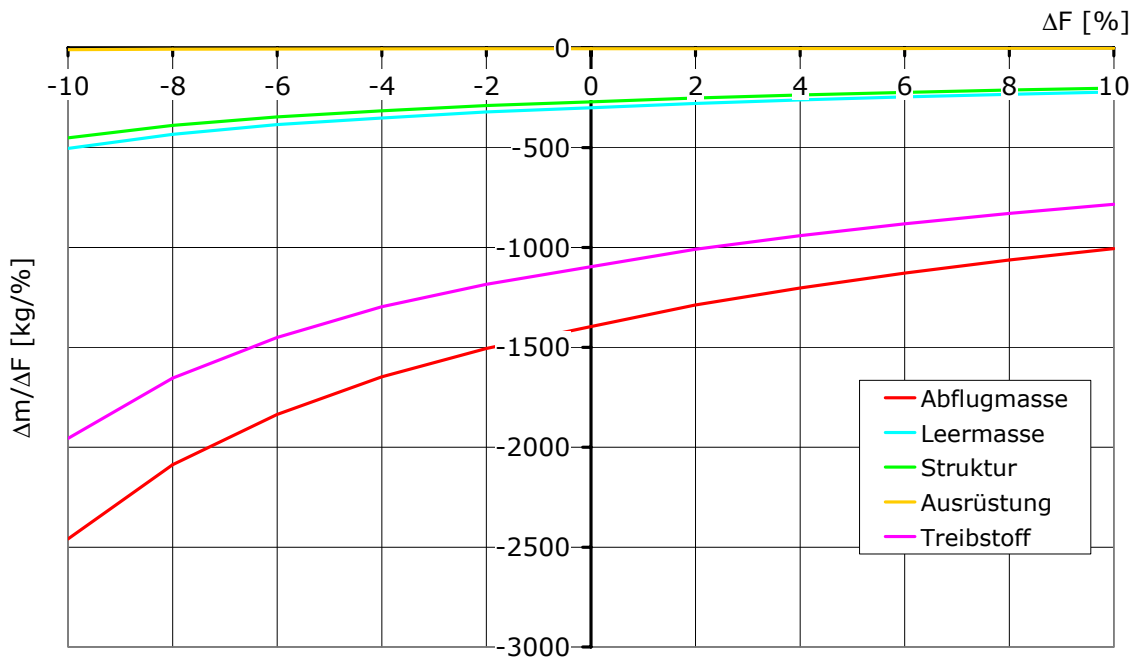
**Tabelle 5-7:** Wachstumsfaktoren Massenvariation

Wesentlich unempfindlicher auf Abweichungen der Eingabedaten als die Oberstufe zeigt sich die Unterstufe. Aber auch hier erkennt man deutlich die Abhängigkeit des Beschleunigungsgerätes von der Differenz aus Schub und Widerstand. Dies wird vor allem durch die drastische Zunahme der Wachstumsfaktoren bei zunehmender Verschlechterung des Schubes und/oder Widerstands deutlich (siehe [Abbildung 5-32](#) und [Abbildung 5-33](#)).

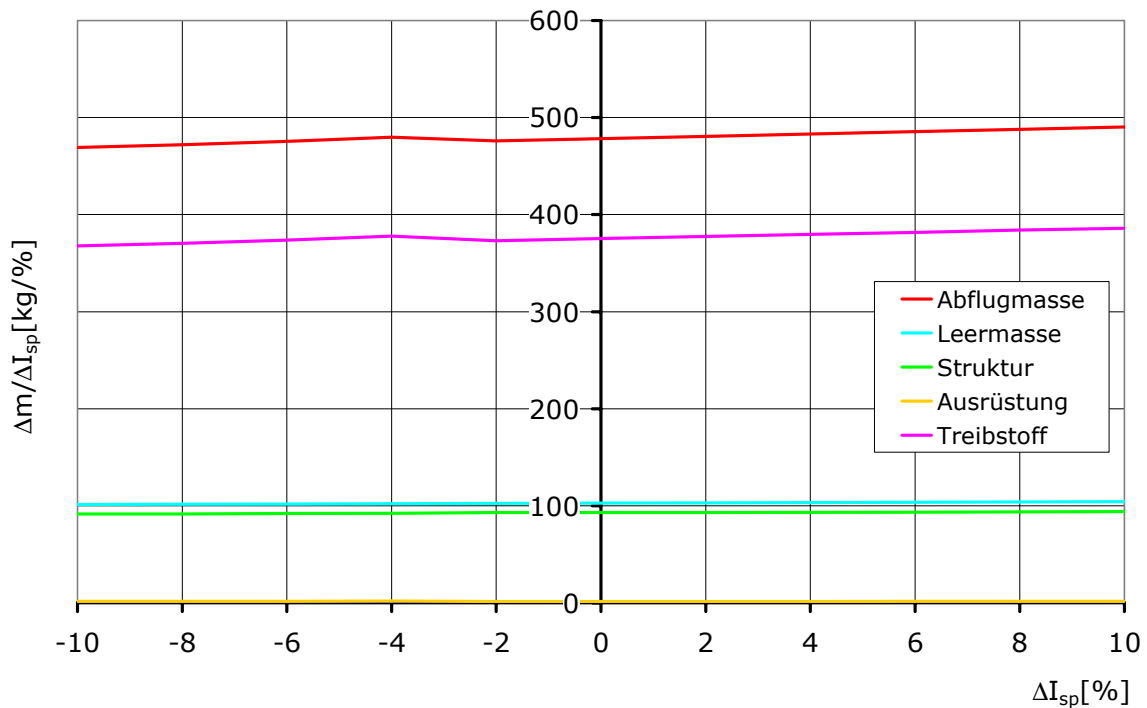
Die Sensitivität des Entwurfs auf den Verbrauch der TL-Triebwerke verhält sich analog dem Verhalten bei Massenänderungen. Auch hier bewirkt das hohe Rumpfvolumen ein lineares Verhalten der Wachstumsfaktoren; jedoch auf hohem Niveau, wie es bei einem Beschleunigungssystem zu erwarten ist ([Abbildung 5-34](#)).



**Abbildung 5-32:** Wachstumsfaktoren Nullwiderstandsvariation



**Abbildung 5-33:** Wachstumsfaktoren Schubvariation



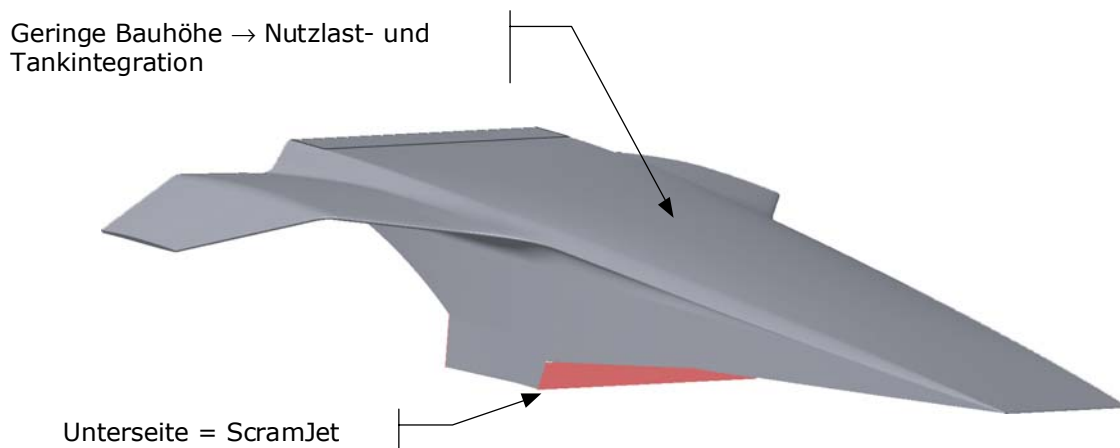
**Abbildung 5-34:** Wachstumsfaktoren Verbrauchsvariation

Über die Multiplikation der betroffenen Wachstumsfaktoren erhält man das Verhalten des Gesamtsystems auf Änderungen im Orbiter. So führt z.B. eine Erhöhung der Orbiter-Ausrüstungsmasse um 1 to zu einer minimalen Erhöhung der Abflugmasse des Gesamtsystems von  $\Delta m = 1 \text{ to} \cdot 10.8 \cdot 1.44 = 15.6 \text{ to}$ . Dies ist jedoch eine optimistische Abschätzung, weil die Widerstandserhöhung infolge der Orbitervergrößerung noch nicht eingeflossen ist. Die Wachstumsfaktoren des Gesamtsystems zeigen sehr deutlich, dass von Anfang an das Gesamtkonzept betrachtet werden muss, da ein Teiloptimum (z.B. optimale Orbitergeometrie) noch lange kein Optimum für den Zweistufer bedeutet.

## 6. HTSM Scram mit luftatmendem Orbiter

### 6.1. Luftatmender Orbiter

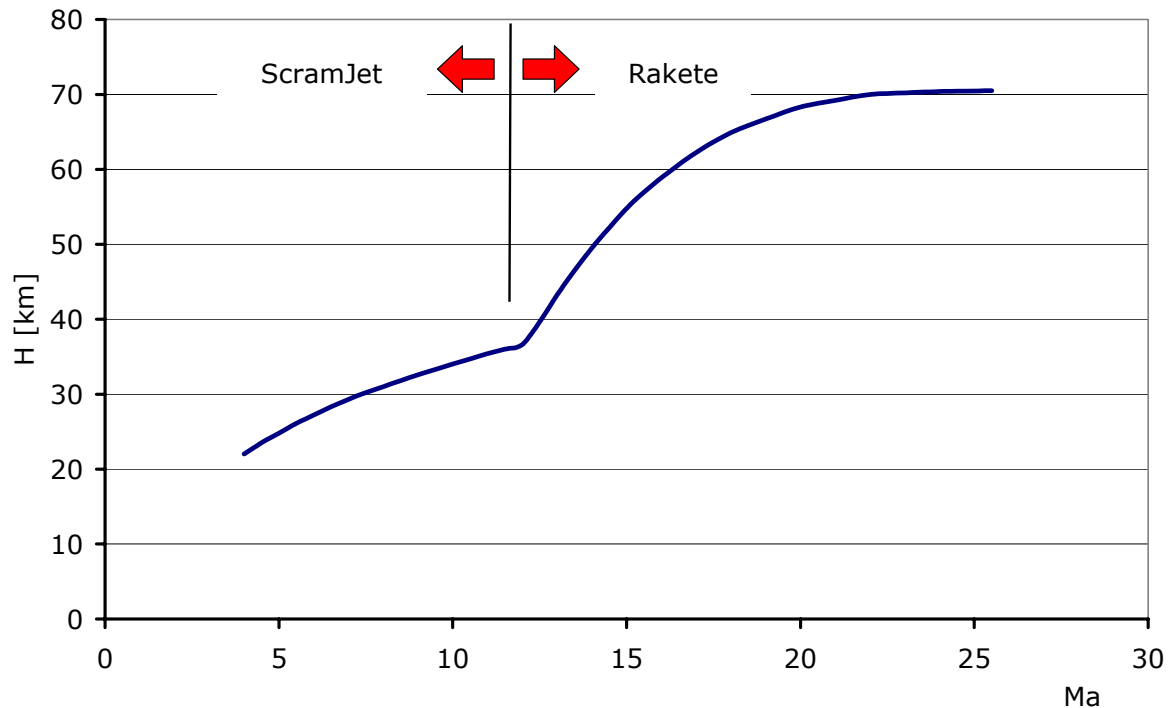
Ein luftatmender Orbiter unterscheidet sich, trotz identischer Transportaufgabe, grundlegend von einer rein raketentriebenen Oberstufe. Die nach Funktionsweisen getrennte Betrachtung der Baugruppen der Konfiguration ist hier nicht mehr zulässig. Vielmehr baut sich der ganze Entwurf um das Antriebssystem auf. Starke Wechselwirkungen zeigen sich im aerodynamischen Verhalten des Orbiters ebenso wie in der Geometrie. Die Formgebung der Antriebsseite führt zu einer kompletten Umstrukturierung der inneren Baugruppen, hier sind vor allem die Tanks und die Unterbringung der Nutzlast zu erwähnen (Abbildung 6-1). Aber nicht nur die Geometrie des Antriebs beeinflusst den Gesamtentwurf, sondern auch die erforderliche Trajektorie. Der Ram-/ScramJet kann nur bei ausreichend hohem Staudruck den notwendigen Schub zur Beschleunigung des Gerätes erzeugen. Die damit verbundenen hohen thermischen Lasten im Hyperschall wirken sich auf das Strukturkonzept und damit auf die Massenbilanz des Entwurfs aus.



**Abbildung 6-1:** Problembereiche eines ScramJet-Orbiters

Das geringe Schubniveau des ScramJets bei hohen Machzahlen ist vor allem für Beschleunigungssysteme äußerst kritisch, da die Beschleunigungsfähigkeit immer weiter zurückgeht. Eine Begrenzung des Einsatzbereiches ist hier die sinnvolle Konsequenz, um die notwendige Restbeschleunigungsfähigkeit ( $> 1.5 \text{ m/s}^2$ ) zu sichern. Voruntersuchungen zur Definition der Umschaltmachzahl haben eine optimale Umschaltmachzahl von  $Ma_{\text{Umsch}} = 12.0$  für diese Art von Konfigurationen ergeben. Der luftatmende Orbiter „Scram 5“ wurde dementsprechend für diese Umschaltmachzahl ausgelegt und optimiert.

In Abbildung 6-2 ist die Referenzmission mit einem luftatmenden Aufstieg entlang der 45 kPa-Staudrucklinie bis  $Ma = 12$  und einem anschließenden Raketenaufstieg bis zum Main Engine Cut Off (MECO) dargestellt.



**Abbildung 6-2:** Referenzmission Scram 5

### **6.1.1. Geometrie**

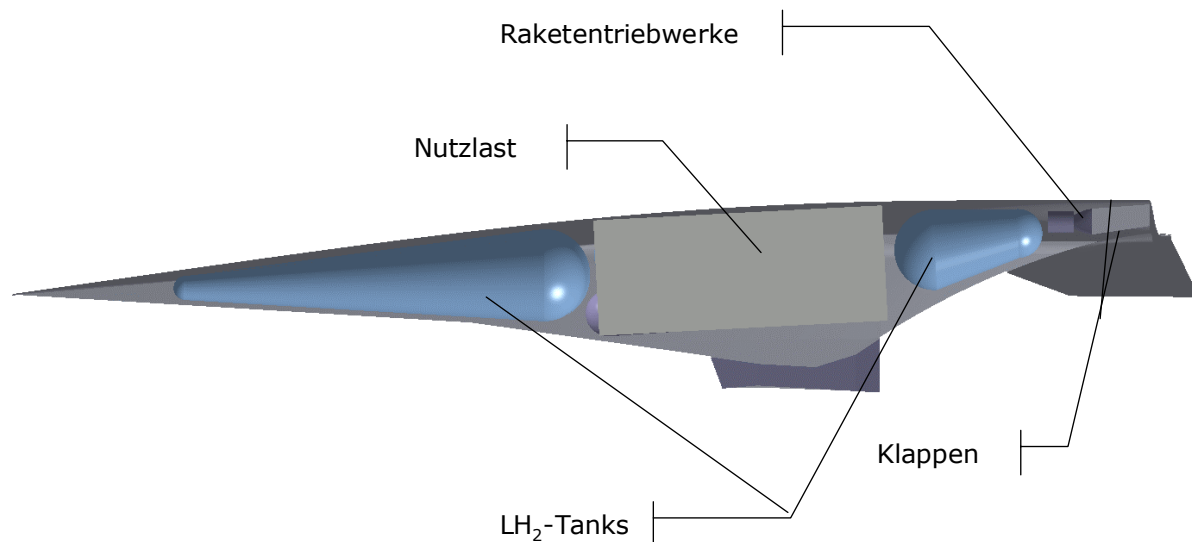
Die Konfiguration „Scram 5“ kann in zwei Bereiche unterteilt werden, den ersten bildet der für  $Ma = 12$  optimierte ScramJet. Dieser stellt die gesamte Unterseite des Rumpfes dar. Die übrige Konfiguration dient der Unterbringung der Nutzlast, der Sub-Systeme und der (aerodynamischen) Kontrolle des Entwurfs. Jedoch ist eine funktionale Trennung nicht zulässig. Die Einflüsse des Antriebs auf die restliche Konfiguration sind so stark, dass nur eine ganzheitliche Betrachtung zu einem funktionsfähigen Entwurf führt.

Um die Vorkompression zu gewährleisten, benötigt der ScramJet die gesamte Unterseite des Vorderrumpfes, so dass die „shock-on-lip condition“ bei  $Ma_{\text{Design}} = 12$  Rampenlängen und Rampenwinkel definiert. In diesem Betriebspunkt sind große Rampenlängen bei niedrigen Umlenkwinkeln notwendig, um den Druckwiderstand des Antriebs zu minimieren. Die Rumpfunterseite ermöglicht damit kaum Rumpfvolumen für die Unterbringung der Nutzlast und der Tanks. Die Konsequenz wäre ein Ausweichen auf die Oberseite (siehe Raketenorbiter). Diese Vorgehensweise kann bei einer luftatmenden Konfiguration nur sehr eingeschränkt verfolgt werden, da diese im Gegensatz zum Raketenorbiter stark vom Widerstand beeinflusst wird. Eine starke Aufdickung der Rumpfoberseite führt zu großen Gradienten in der Querschnittsänderung  $dS/dx$ . Diese ist direkt proportional zum Wellenwiderstand und hat so einen starken Einfluss auf den Nullwiderstand im Über-/Hyperschall. Zur Aufrechterhaltung der erforderlichen Restbeschleunigungsfähigkeit muss der Nullwiderstand im ScramJet-Betrieb klein gehalten werden, da das Schubniveau wesentlich

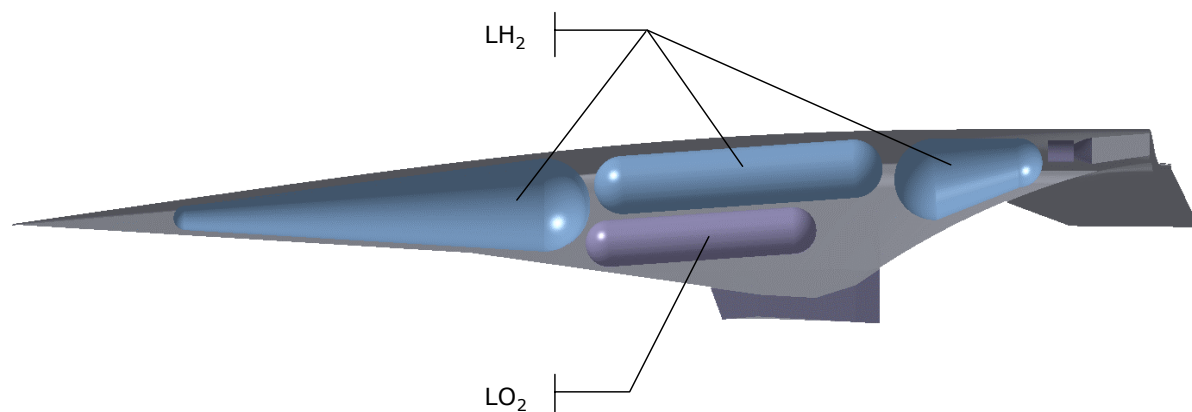


niedriger liegt, als das des Raketenantriebs. Dies kann nur über eine geringe Bauhöhe des Rumpfes erreicht werden, was zu einem geringen Rumpfvolumen führt. Die Unterbringung des gegenüber dem Raketenorbiter erhöhten Wasserstoffvolumens wird somit nur über nicht massenoptimale „conformal tanks“ erfolgen können. [7]

Abbildung 6-3 zeigt die angesprochenen Problembereiche in der Rumpfgeometrie sehr deutlich. Die geringe Bauhöhe erzwingt die Unterbringung der Nutzlast im Bereich des Kerntriebwerks, da dort, bedingt durch die Rampenwinkel, die größte Bauhöhe vorherrscht. Große Wasserstofftanks müssen das maximale Rumpfvolumen vor und hinter der Nutzlast ausnutzen. Die konformen Tanks im Bug- und Heckbereich reichen dennoch nicht aus, um die erforderliche Wasserstoffmasse unterzubringen. Daher sind zwei zusätzliche zylindrische LH<sub>2</sub>-Tanks seitlich der Nutzlastbay angeordnet. Die Integrierung der nunmehr reduzierten Sauerstoffmasse ist unkritisch, da, bedingt durch die hohe Dichte des flüssigen Sauerstoffs, nur ein geringes Tankvolumen benötigt wird. Zwei zylindrische Tanks sind deshalb unterhalb der Wasserstofftanks seitlich des Laderaums platziert (Abbildung 6-4).



**Abbildung 6-3:** Interne Anordnung des ScramJet-Orbiters

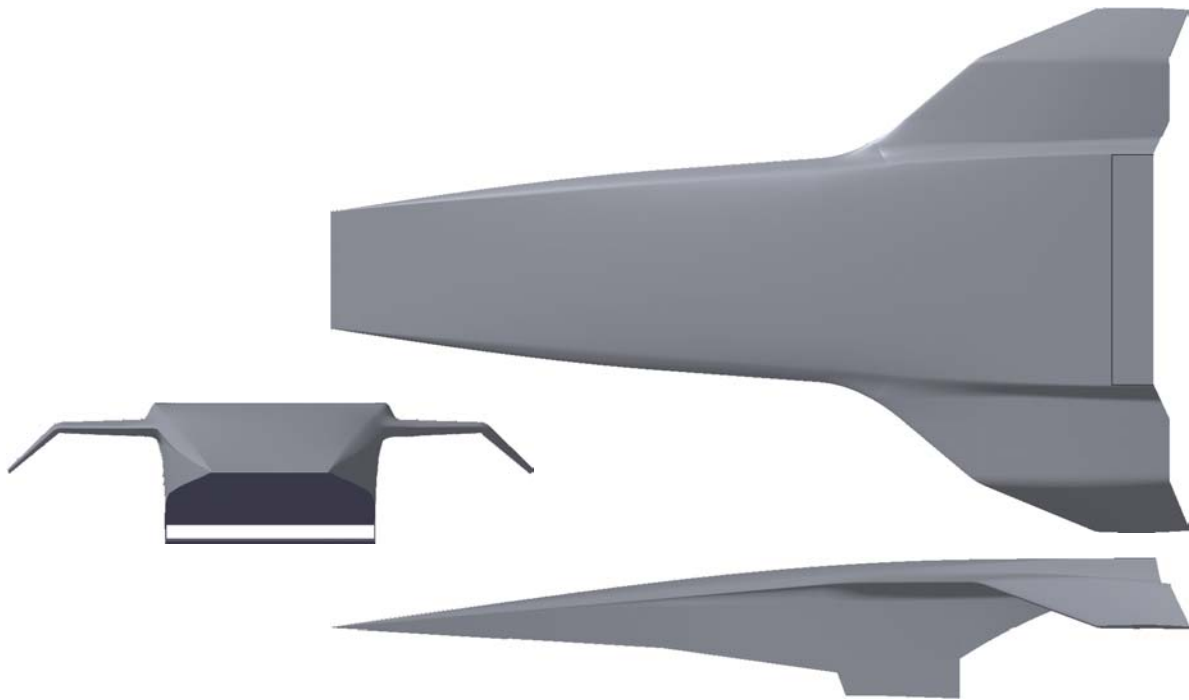


**Abbildung 6-4:** Tankanordnung des ScramJet-Orbiters

In Abbildung 6-3 ist die Integration der Raketentriebwerke ebenfalls gut zu erkennen. Um eine geringe Bauhöhe zu gewährleisten, wurden Raketentriebwerke mit verkürzter Düse gewählt. Die Düsenkontur wird über Klappen auf der Oberseite und in der SERN-Düse fortgesetzt. Dies ermöglicht zum einen die Anpassung der Raketenströmung an die Umgebungsbedingung sowie die Variation der SERN-Düsengeometrie über der Machzahl. Über die Klappen kann zudem die aerodynamische Steuerung während des Wiedereintritts und antriebslosen Fluges erfolgen. Durch Verschließen der Klappen wird der Basiswiderstand im Gleitflug reduziert, was zu einer Erhöhung der aerodynamischen Güte und damit zur Verbesserung der Gleitzahl führt.

Die Flügelkonfiguration ist so gewählt, dass ein fliegbares Verhalten der Gesamtkonfiguration gewährleistet ist. Die besondere Schwierigkeit liegt hier in den verschiedenen Betriebszuständen des luftatmenden Antriebs (angetrieben – geschlossen – kalt durchströmt) und den damit verbundenen Einflüssen auf das Längsmomentenverhalten des Orbiters. Die Kompensation des aufrichtenden, instabilen Beitrags des Antriebs (siehe 4.3 ScramJet) verlangt einen Flügel mit weit zurückgezogenem Neutralpunkt. Zusätzlich zur weit rückwärtigen Position des Flügels musste die Hinterkante des Profils nach unten gezogen werden, um den Druckpunkt der Gesamtkonfiguration in die Grenzen des fliegbaren Bereichs zu verschieben (Abbildung 6-5). Nach unten abgeklappte Flügelenden gewährleisten die Richtungsstabilität der Konfiguration. Der Vorteil dieser Anordnung gegenüber nach oben stehenden Winglets oder Seitenleitwerken ist die zusätzliche, positive Beeinflussung des Hauptflügels. Die hohe Pfeilung des Außenflügels führt zudem zu einer weiteren Neutralpunktverschiebung nach hinten, vor allem im Überschall.

Neben den Vorteilen dieser Anordnung auf die Aerodynamik hat diese einen positiven Effekt im Wiedereintritt. Der Orbiter kann rücklings den Wiedereintritt durchführen, ohne dass an Bauteilen lokale Spitzenlasten auftreten. Eine Konfiguration mit ScramJet und Seitenleitwerk müsste eines dieser Bauteile im Falle des Wiedereintritts schützen, um eine Zerstörung der jeweiligen Baugruppe zu vermeiden. Bei der gewählten Anordnung kann der ScramJet verschlossen werden und befindet sich während des Wiedereintritts auf der „kalten“ Seite.



**Abbildung 6-5:** 3-Seiten Ansicht der Scram 5 - Konfiguration

Die wichtigsten geometrischen Größen des Scram 5-Orbiters sind in der folgenden Tabelle 6-1 zusammengefasst:

Länge	44.9 m
Spannweite	27 m
Referenzflügelfläche	389.7 m <sup>2</sup>
Referenzlänge	15.8 m
Oberfläche	1883 m <sup>2</sup>
Tankvolumen	681 m <sup>3</sup>

**Tabelle 6-1:** Geometriedaten Scram 5

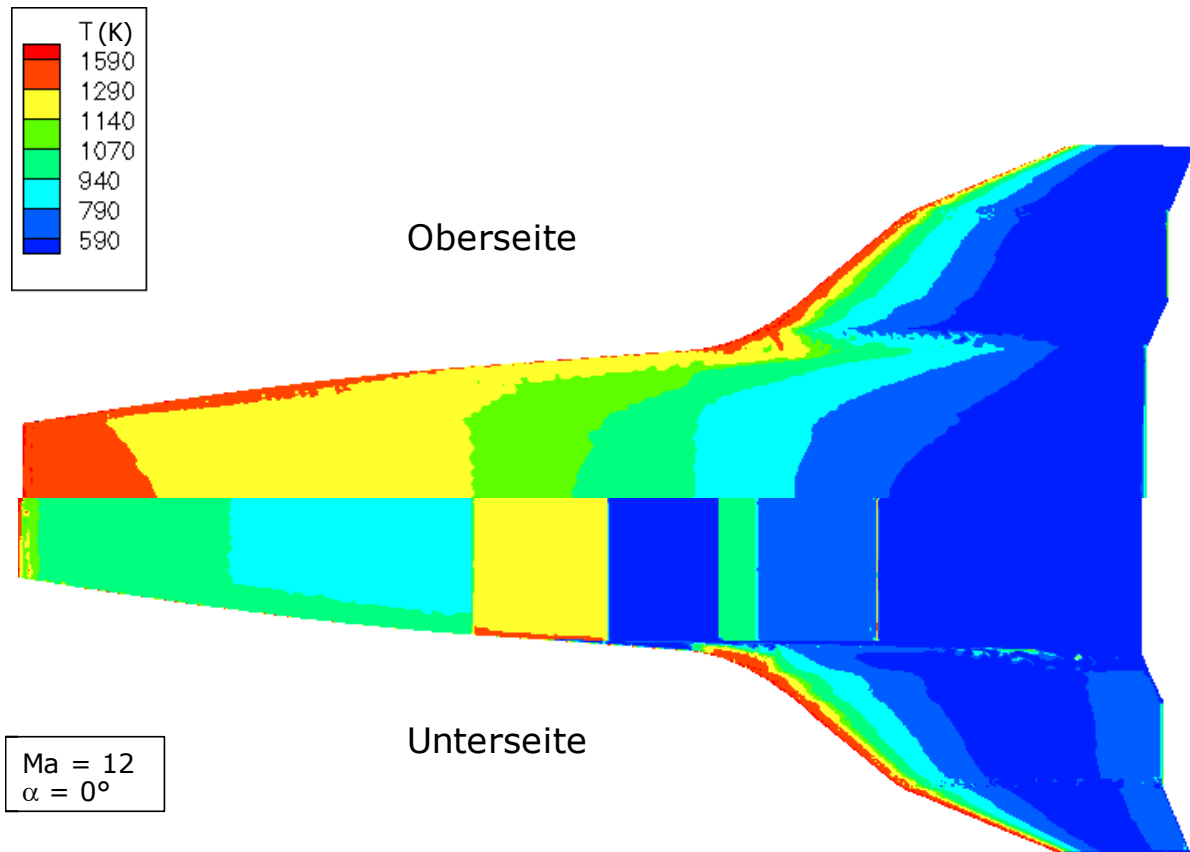
Vor allem mit Hinblick auf die Integration in die Unterstufe lässt die Orbitergröße Komplikationen erwarten. Eine skalierte Sänger-Konfiguration mit einer Separationsmachzahl von  $Ma_{Sep} = 4.0$  hätte eine Unterstufenlänge von ca. 64 m. Die Integration einer ca. 45 m langen Oberstufe mit 27 m Spannweite ist in einer „kleinen“ Unterstufe sehr komplex und schlägt sich demzufolge im Strukturkonzept und in der Aerodynamik nieder. Die prognostizierten Auswirkungen werden bei der Unterstufenuntersuchung des HTSM Scram auch später bestätigt (siehe Kapitel 6.2).

### **6.1.2. Massen**

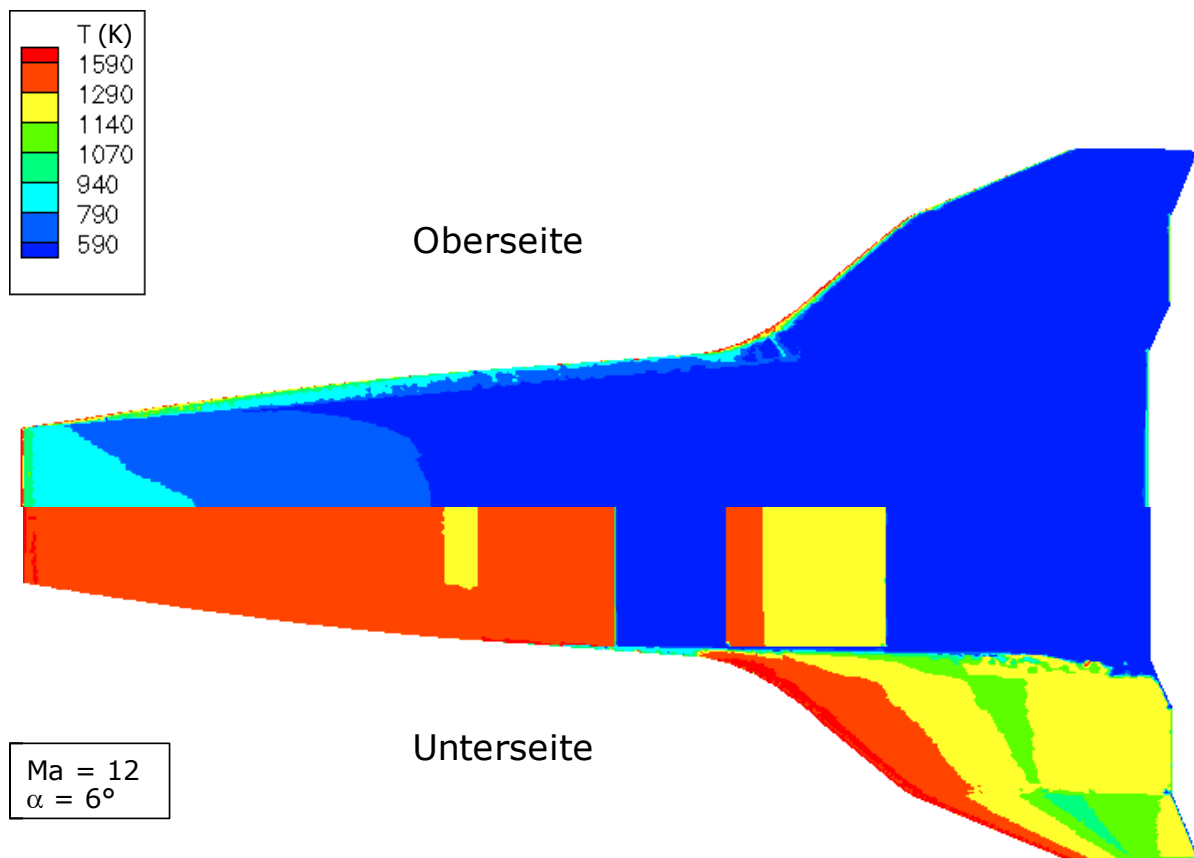
Im Gegensatz zu einem Raketenorbiter ist die Trajektorie eines Luftatmers durch hohe Staudrücke (hier:  $\sim 45$  kPa) gekennzeichnet. Die thermischen Belastungen steigen mit zunehmender Flugmachzahl immer weiter an, so dass kritische Zustände auf der Entwurfsoberfläche auftreten können. Abschätzungen der thermischen Lasten während des Aufstiegs und Wiedereintritts sind ausschlaggebend für die Dimensionierung der Struktur und des Thermal Protection Systems (TPS). Diese quantitativen Aussagen über die Größenordnung der Oberflächentemperaturen und der Wärmeströme in die Struktur sind im Konzeptentwurf schwer zu tätigen. Die genaue Bestimmung des Thermalkonzeptes erfordert Detailuntersuchungen und damit feste Geometrien, Materialien und ein definiertes internes Layout (Wärmesenken). Diese Größen sind in der Konzeptuntersuchung veränderliche Parameter, deren Auswirkungen auf den Entwurf untersucht werden sollen.

Erst die Implementierung adäquater Verfahren zur Abschätzung der thermischen Lasten in das Aerodynamikprogramm HYP-4 hat hier Abhilfe geschaffen. Neben der Berechnung des aerodynamischen Verhaltens können die Wärmeströme mittels einfacher Wärmestrommodelle nach Tauber und Hankey auf der Grundlage des Panelmodells und der Trajektorien Daten ermittelt werden. Aus diesen lässt sich über das Strahlungsgleichgewicht die Oberflächentemperatur iterativ berechnen. Die Validierung des Verfahrens mit der Horus-Geometrie zeigt auf der windzugewandten Seite gute Übereinstimmungen mit Ergebnissen der Sängler-Studie. [39]

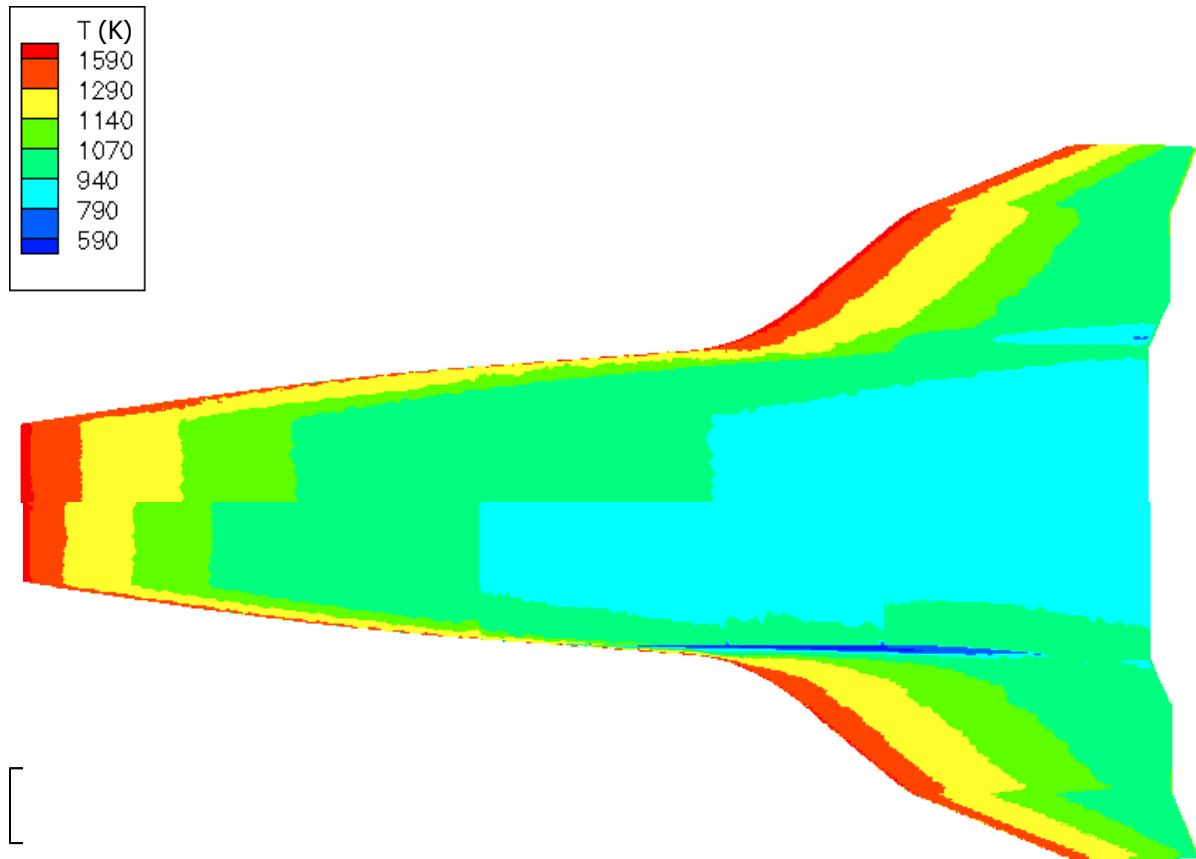
Der Vergleich der Oberflächentemperaturverteilungen entlang der Trajektorie und an ausgewählten Punkten im Wiedereintritt offenbart, dass die kritischen Phasen nicht nur im Wiedereintritt auftreten. Die hohen thermischen Lasten im Aufstieg zeigen bei  $Ma = 12$  die maximalen Belastungen auf der Unterseite der Konfiguration. Auch auf der Oberseite werden trotz des Wiedereintritts im Rückenflug nur die hinteren Rumpf- und Flügelbereiche durch die Strömungsbedingungen im Wiedereintritt dimensioniert. Die Bestimmung der Maximallasten für die Ober- und Unterseite im Umschaltwinkel bei  $Ma = 12$  erfolgt durch Untersuchungen im fliegbaren Anstellwinkelbereich. Der maximale Anstellwinkel von  $6^\circ$  zeigt die höchsten thermalen Belastungen für die Unterseite der Konfiguration (Abbildung 6-7), wohingegen die Maxima auf der Oberseite des Orbiters durch die Zustände bei minimalem Anstellwinkel von  $0^\circ$  bei  $Ma = 12$  (Abbildung 6-6) und der Wiedereintrittsbedingung bei  $Ma = 30$  und  $\alpha = -35^\circ$  (Rückenflug) (Abbildung 6-8) bedingt werden. Die Temperaturbereiche der folgenden Abbildungen zeigen zugleich die zulässigen Materialien des TPS-Konzeptes mit deren Einsatzbereichen. Die verfügbaren Materialien und TPS-Konzepte basieren auf Erfahrungen und Ergebnissen der Sängler- und FESTIP-Studie. Die Konzepte sowie deren Materialien und Einsatzbereiche sind in Tabelle 6-2 aufgelistet.[11,39]



**Abbildung 6-6:** Oberflächentemperatur auf Ober- und Unterseite bei Ma = 12,  $\alpha = 0^\circ$



**Abbildung 6-7:** Oberflächentemperaturen bei Ma = 12,  $\alpha = 6^\circ$



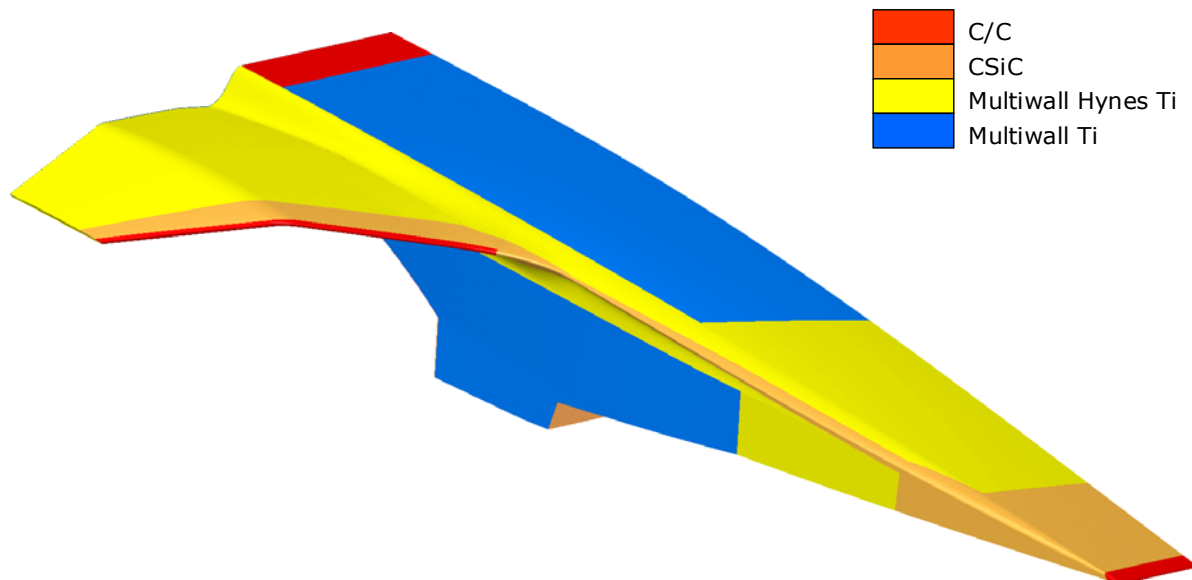
**Abbildung 6-8:** Oberflächentemperaturen bei  $Ma = 30$ ,  $\alpha = -35^\circ$

Material / Bauweise	Temperaturbereich	Spez. Massen ( $\text{kg/m}^2$ )
FEI (low)	< 590 K	2.1
FEI (medium)	590 – 790 K	2.7
FEI (high)	790 – 940 K	3.4
Multiwall (Ti)	790 – 940 K	4.5
Honeycomb (Inco/Ti)	940 – 1070 K	6.9
Multiwall (Inco/Ti)	940 – 1140 K	6.7
Multiwall (HynesTi)	1140 – 1290 K	6.2
C-SiC	1290 – 1590 K	10.2
C/C	> 1590 K	22

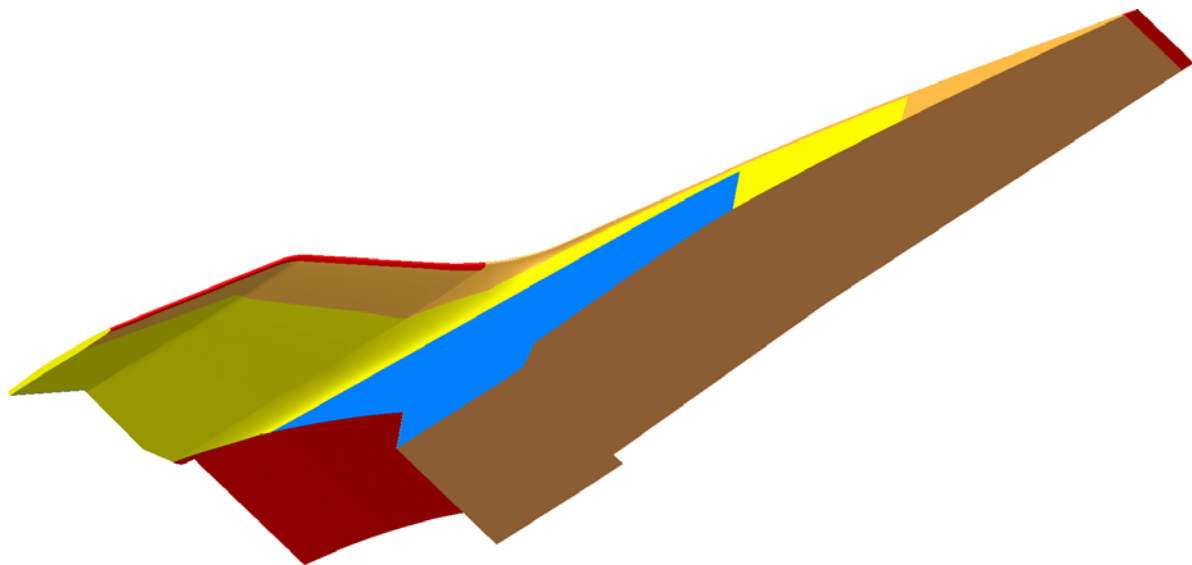
**Tabelle 6-2:** TPS-Materialdaten [11,14]

Entsprechend der sich ergebenden Maximaltemperaturzonen wurde die TPS-Auswahl getroffen. Der Vorzug wurde auch bei niedrigen Temperaturen dem Multiwall-Prinzip gegeben. Die Multiwall-Struktur kann strukturelle Lasten übernehmen und reduziert so die

Masse der tragenden Struktur. Außerdem können so große Flächen mit ein und demselben Material/Prinzip konzipiert werden, so dass eine vereinfachte Herstellung und Wartung der Bauteile möglich wird. Die resultierende TPS-Auslegung ist in Abbildung 6-9 und Abbildung 6-10 dargestellt.



**Abbildung 6-9:** TPS-Verteilung auf der Oberseite des Scram 5



**Abbildung 6-10:** TPS-Verteilung auf der Unterseite des Scram 5

Basierend auf dem CATIA-Geometriemodell, der TPS-Auslegung und einer ersten Abschätzung der Tankdimensionen erfolgt die Erstellung des Basismassenmodells. Grundlage für die Berechnung sind die Ergebnisse der FESTIP-Studie, Sänger-Studie und Erfahrungswerte aus der militärischen Luftfahrt. Die Quantifizierung der ScramJet-Massendaten ist in enger Zusammenarbeit mit der Triebwerksabteilung der EADS Militärflugzeuge entstanden.[21]

Die Skalierung der Massendaten, speziell des ScramJets, erfordert eine Anpassung der Skalierungsgesetze an die Kenngrößen eines ScramJet-Antriebs. Die Schubskalierung erfolgt als integraler Bestandteil der Rumpfskalierung, da der Schub des luftatmenden Antriebs an die Vorkompression des Rumpfes und die integrierte SERN-Düse gekoppelt ist. Das zugrundegelegte Basismodell wurde entsprechend der Referenztrajektorie für eine Umschaltmachzahl  $Ma_{Umsch} = 12$  (Abbildung 6-2) optimiert. Die skalierten Massen sind in Tabelle 6-3 zusammengefasst.

<b>Struktur</b>		<b>17579 kg</b>
	Rumpf	8639 kg
	Flügel	1782 kg
	Treibstoffsystem	5847 kg
	Fahrwerk	1312 kg
<b>TPS</b>		<b>10948 kg</b>
	Rumpf	8670 kg
	Flügel + Seitenleitwerk	2278 kg
<b>Triebwerke</b>		<b>10663 kg</b>
	ScramJet	6641 kg
	Raketentriebwerke	3574 kg
	Sub-Systeme	448 kg
<b>Ausrüstung</b>		<b>4804 kg</b>
<b>Treibstoff</b>		<b>119321 kg</b>
	LH <sub>2</sub>	45974 kg
	LO <sub>2</sub>	72247 kg
<b>Nutzlast</b>		<b>5000 kg</b>
<b>Margin</b>		<b>3500 kg</b>
<b>Separationsmasse</b>		<b>171815 kg</b>

**Tabelle 6-3:** Massenaufstellung Scram 5

Charakteristisch für den luftatmenden Orbiter ist eine gegenüber dem Raketenorbiter reduzierte Sauerstoffmasse ( $\Delta \approx 50$  to). Die LH<sub>2</sub>-Masse und die Leermasse des Orbiters

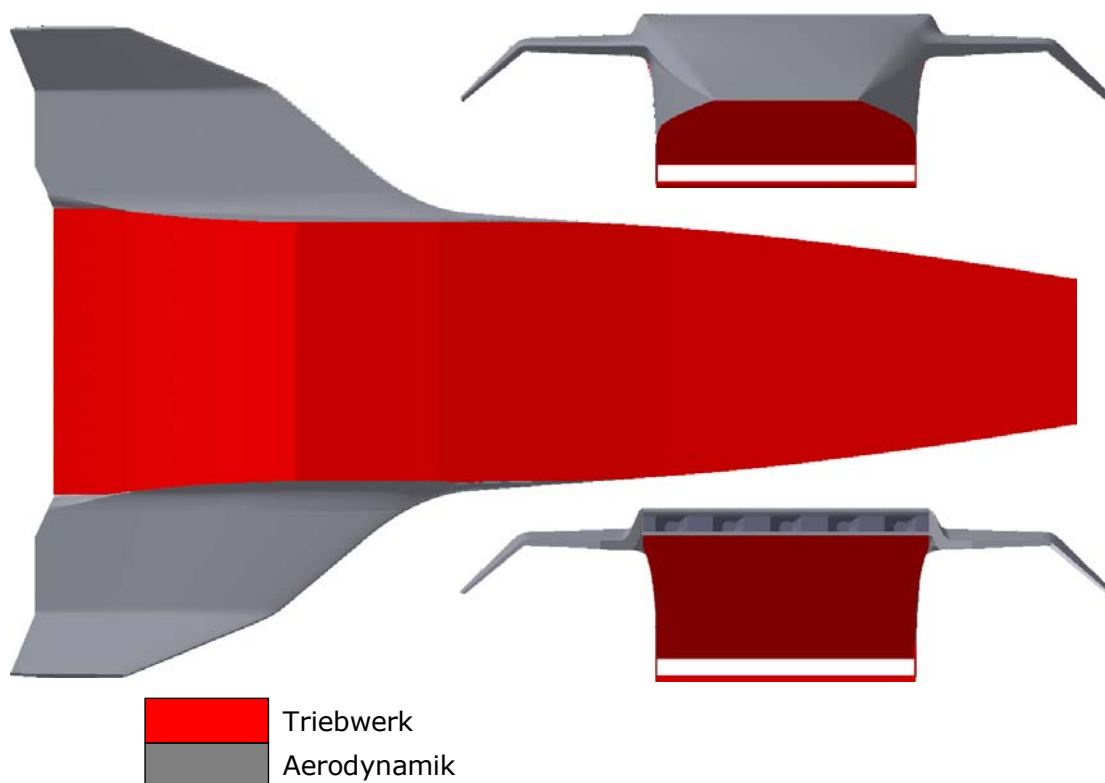


steigen jedoch stark, so dass eine geringe Erhöhung der Separationsmasse festzustellen ist (172 to → 170 to).

### **6.1.3. Triebwerke**

Der Kombinationsantrieb des luftatmenden Orbiters besteht aus einem Ram-/ScramJet für den Machzahlbereich von  $Ma = 4.0$  bis  $Ma_{Umschalt} = 12$  und einem Raketenantrieb oberhalb der Umschaltmachzahl. Die strukturelle Auslegung des ScramJet basiert auf der Annahme von 12 separierten ScramJet-Modulen (nicht eingezeichnet).

Bedingt durch die hochgradige Integration in die Rumpfstruktur hat der ScramJet einen starken Einfluss auf das aerodynamische Verhalten der Konfiguration. Die Definition des Bookkeepings war daher von entscheidender Bedeutung. Alle Kräfte und Momente der Flächen, die durch die Triebwerksströmung bestrichen werden, sind dem Antrieb zugeordnet (siehe Abbildung 6-11).



**Abbildung 6-11:** Bookkeeping Scram 5

Die aerodynamischen Größen Auftrieb und Moment des Antriebs sind im Aerodynamikdatensatz der Gesamtkonfiguration integriert, so dass als Triebwerksdaten nur der Nettoschub und der Verbrauch berücksichtigt werden.

Abweichungen der errechneten Triebwerksdaten gegenüber den skalierten FESTIP-Triebwerksdaten des ScramJets sind vor allem bei den höheren Machzahlen kritisch. Die Skalierung der Konfiguration mit den niedrigen Schubwerten, gem. 4.3, führt zu einer Separationsmasse von  $\sim 252$  to. Der Vergleich mit der Literatur und in Rücksprache mit der Triebwerksabteilung der EADS Militärflugzeuge wurde für die weiteren Berechnungen das Schubniveau der FESTIP-Daten angenommen. Der Startschub des ScramJet Antriebs in der skalierten Konfiguration beträgt 1112 kN.

In Abbildung 6-11 ist in der Rückansicht die Anordnung der fünf Raketentriebwerksmodule zwischen den Klappen im Heck des Orbiters gut zu erkennen. Die Triebwerke liefern jeweils 438 kN Schub bei einem spezifischen Impuls von 459 s. Diese Daten setzen eine Optimierung der Klappeninnengeometrie und –steuerung voraus, so dass die Leistungsverluste gegenüber konventionellen Raketendüsen kompensiert werden.

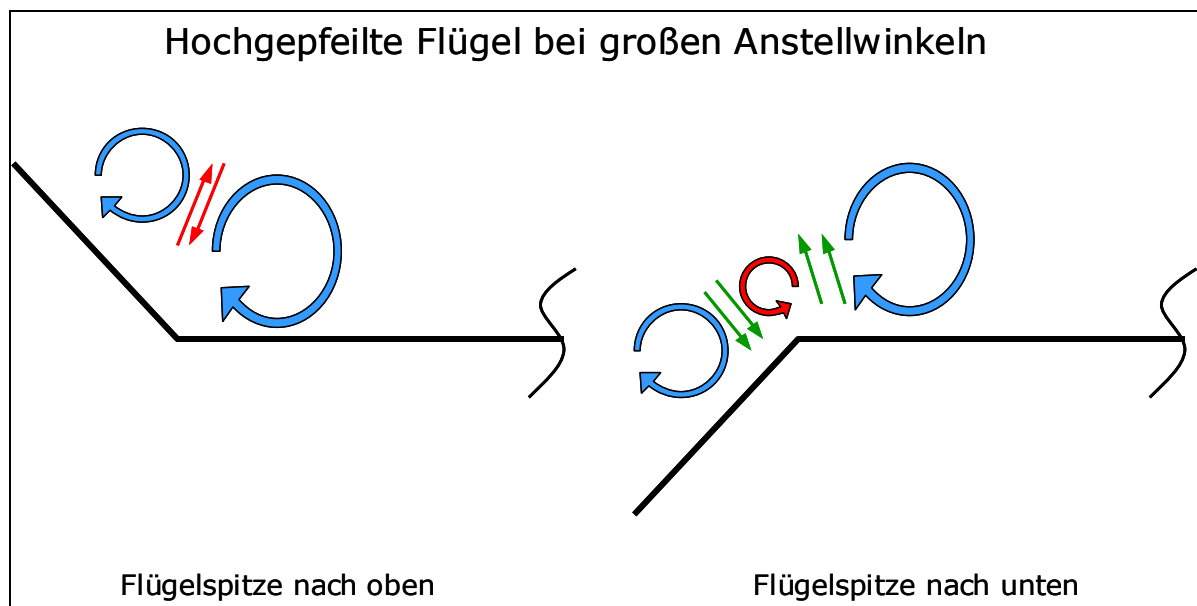
#### **6.1.4. Aerodynamik**

Aufgrund der unterschiedlichen Betriebszustände des ScramJets und deren Wechselwirkung auf die Aerodynamik erfordert die Erstellung des Aerodynamik-Datensatzes eine Aufteilung der Missionsbereiche. Im Machzahlbereich  $4 < Ma < 12$  ist der ScramJet im Betrieb und liefert Beiträge zur Aerodynamik gemäß der Konventionen des Bookkeepings. Im Raketenaufstieg wird, zum Schutz des ScramJets, dieser geschlossen. Das bedeutet für diesen Teil der Mission die Betrachtung der Gesamtkonfiguration als aerodynamisches System. Während des Wiedereintritts und bei hohen Machzahlen wird diese Konfiguration beibehalten. Der abschließende Sinkflug mit Machzahlen ab  $Ma \approx 6$  wird mit durchströmtem ScramJet durchgeführt, um die SERN-Düse „auszufüllen“ und den Basiswiderstand zu verringern. Speziell im Unterschallbereich ist eine genauere Untersuchung der optimalen ScramJet-Einstellungen notwendig, um den Druckwiderstand zu verringern und ein Blockieren des ScramJets in der Transonik zu verhindern.

Alle Betriebsbereiche des ScramJets haben einen direkten Einfluss auf das Momentenverhalten des Orbiters. Die Flügelkonfiguration wurde so gewählt, dass die Momente entlang der Trajektorie möglichst klein sind. Die Nutzung der nach unten geklappten Außenflügel in Verbindung mit dem Hauptflügel bewirken eine Verbesserung des Momentenverhaltens und der Langsamflugeigenschaften.

Die großen Pfeilungen des Haupt- und Außenflügels erzeugen im Unterschall bei hohen Anstellwinkeln, besonders interessant im Landeanflug, abgelöste Wirbelsysteme. Wie in [50] gezeigt, ist die gegenseitige Beeinflussung der einzelnen Wirbelsysteme für das Pitch-Up-Verhalten einer Konfiguration von essentieller Bedeutung. Die Wirbelsysteme an Flügeln mit nach oben gerichteten Winglets mit großer Pfeilung induzieren im Nahinterferenzbereich entgegengesetzte Geschwindigkeiten und destabilisieren sich gegenseitig. Dies führt zu einem

frühzeitigen Aufplatzen des Wirbels mit der Konsequenz des Pitch-Ups. Im Falle der nach unten geklappten Flügelspitzen bildet sich ein zusätzlicher Wirbel am Knick aus, der eine entgegengesetzte Drehrichtung zu den beiden Hauptwirbeln aufweist. Dies hat zur Folge, dass die Wirbel im Berührungsbereich in die gleiche Richtung drehen und eine Stabilisierung der Wirbelsysteme bewirken. Der Anstellwinkelbereich des „Wirbelplatzens“ wird somit zu höheren Anstellwinkeln verschoben (Abbildung 6-12) und erlaubt so größere fliegbare Auftriebsbeiwerte.

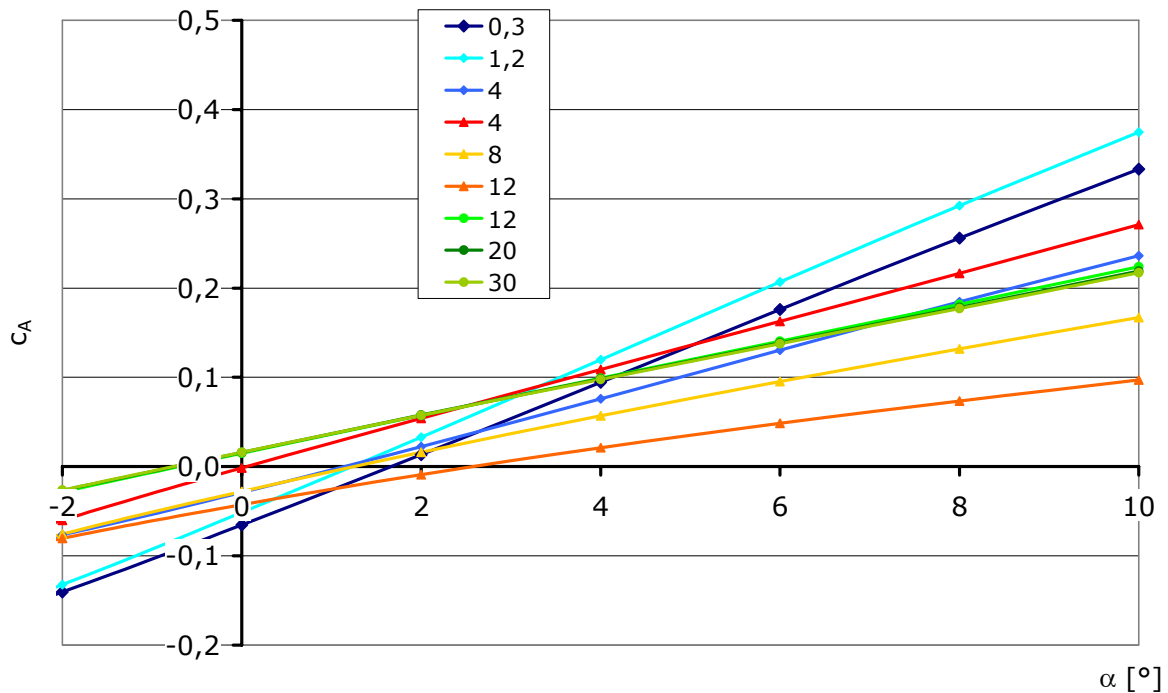


**Abbildung 6-12:** Einfluss der Flügelgeometrie auf die abgelösten Wirbelsysteme

Während des ScramJet-angetriebenen Fluges setzt sich die Aerodynamik, wie bereits im vorherigen Abschnitt ausgeführt, aus den Daten des Antriebs (Auftrieb und Moment) und der restlichen Konfiguration zusammen (siehe Abbildung 6-11). Die Gültigkeitsbereiche des ScramJet-angetriebenen Fluges beschränken sich auf den Berechnungsbereich der Triebwerksdaten zwischen  $1^\circ$  und  $5^\circ$  Anstellwinkel. Die Analyse der Missionsdaten ergibt, dass der Anstellwinkel in diesem Missionssegment immer innerhalb dieser Grenzen bleibt.

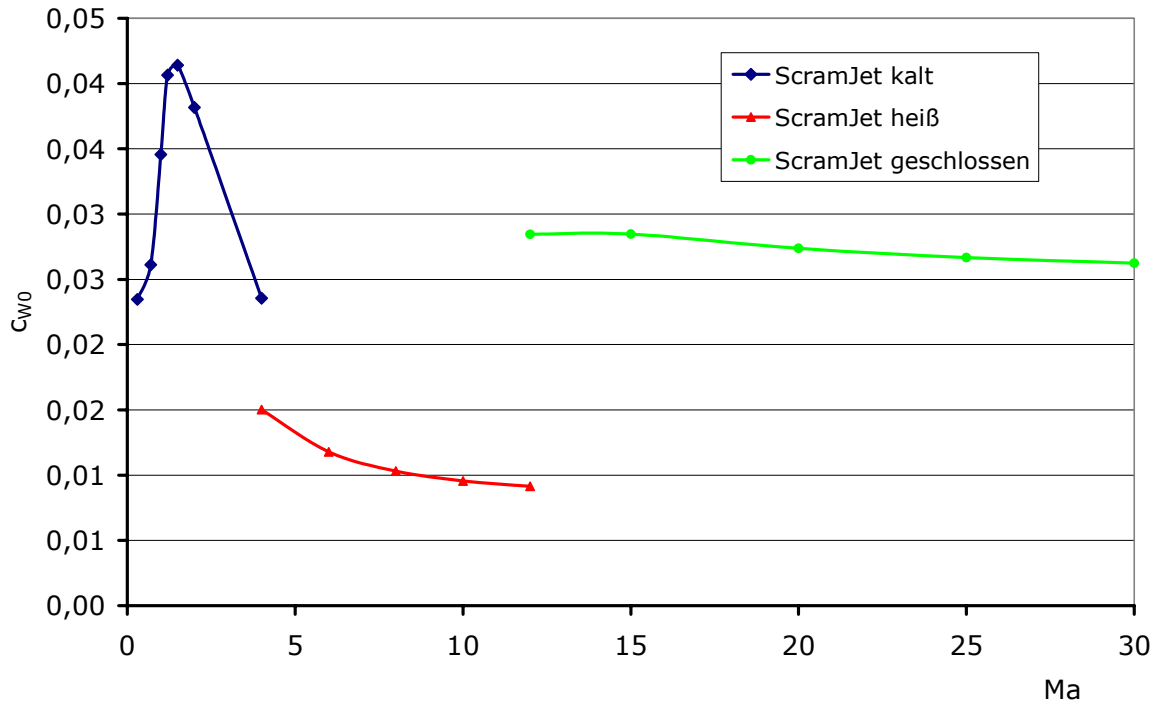
Die folgenden Abbildungen zeigen die Aerodynamik des Orbiters in den drei Machzahlbereichen 0.3 – 4.0 (kalte Durchströmung des ScramJets), 4.0 – 12.0 (ScramJet – Betrieb) und 12.0 – 30.0 (geschlossener ScramJet).

Der Einfluss des Antriebs auf die Aerodynamik der Konfiguration wird anhand der dargestellten Aerodynamik-Daten sehr deutlich. Das Auftriebsverhalten zeigt im Auftriebsanstieg die zu erwartenden Tendenzen, jedoch erfährt der Nullanstellwinkel, bedingt durch die unterschiedlichen Betriebszustände des ScramJets, eine starke Variation (siehe Abbildung 6-13).

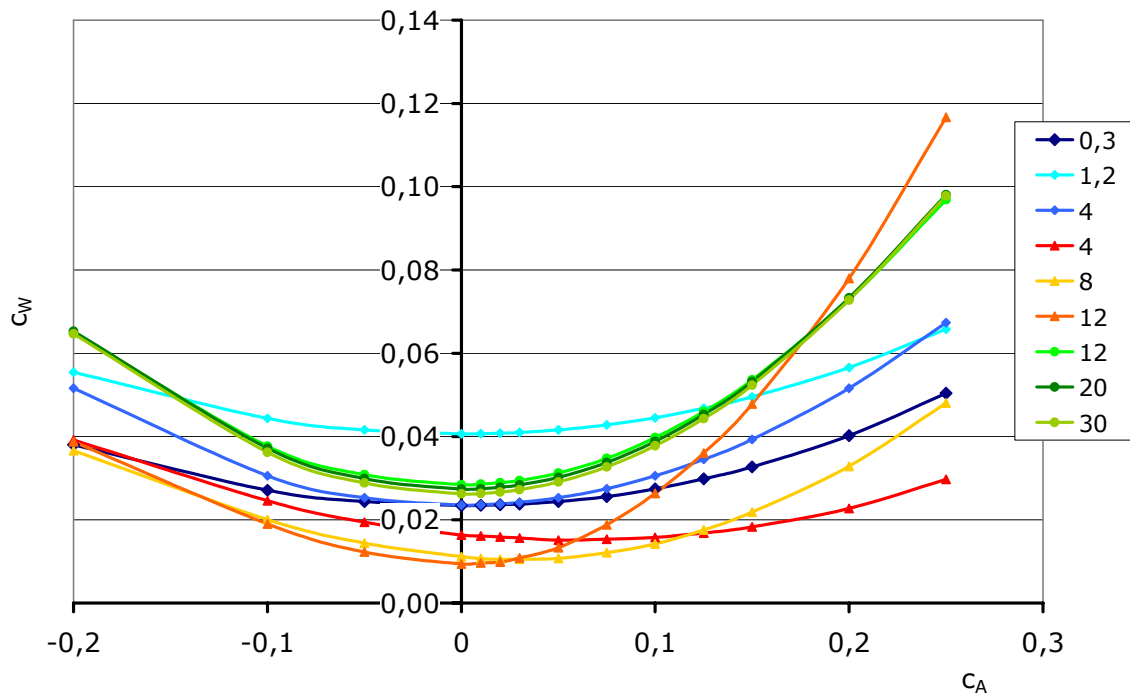


**Abbildung 6-13:** Auftriebsbeiwert Scram 5

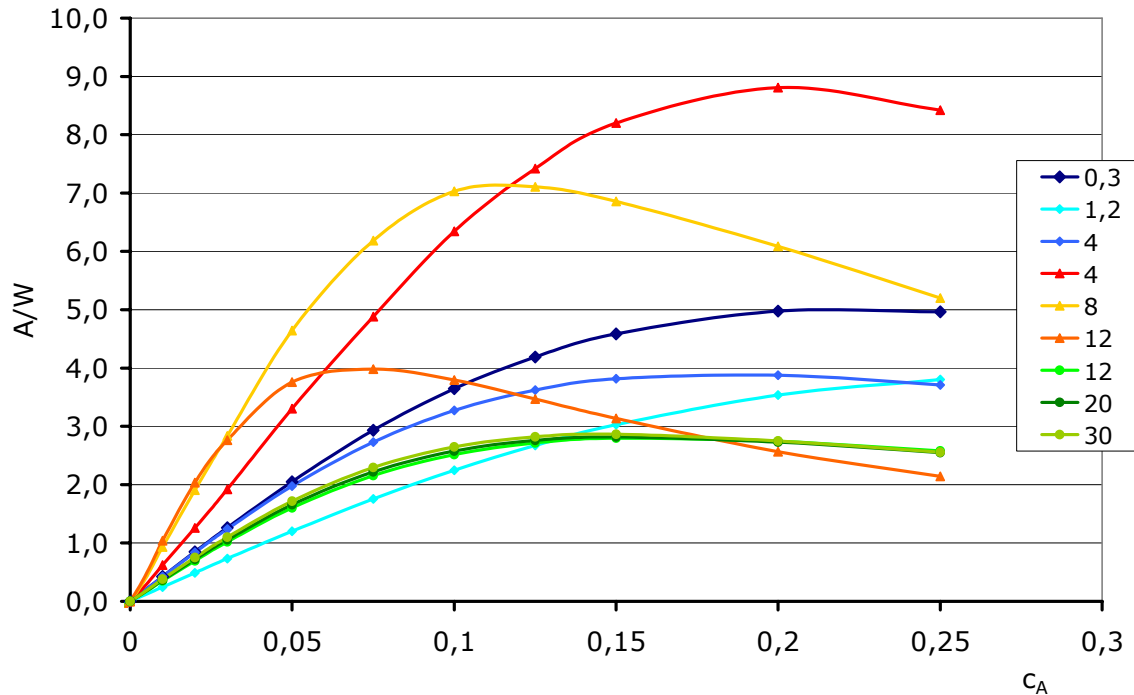
Der Nullwiderstand spiegelt die Betriebszustände aufgrund der Änderungen des Bookkeepings am deutlichsten wider. Der Nullwiderstand im Machzahlbereich  $4.0 \leq Ma \leq 12.0$  (ScramJet-Betrieb) ist am geringsten, da die Druck- und Reibungswiderstände der Rumpfunterseite in den Nettoschub des ScramJets einfließen. Der Nullwiderstand der Konfiguration mit geschlossenem ScramJet ist am höchsten, da dort die größten Rampenwinkel auftreten und der Basiswiderstand in der SERN-Düse maximal wird ([Abbildung 6-14](#)). Die Einflüsse des Nullwiderstands sind auch in der aerodynamischen Güte des Orbiters erkennbar ([Abbildung 6-16](#)). Die aerodynamische Güte des luftatmenden Entwurfs und der Raketenkonfiguration im Langsamflug ist vergleichbar hoch, womit adäquate Landeleistungen sichergestellt sind.



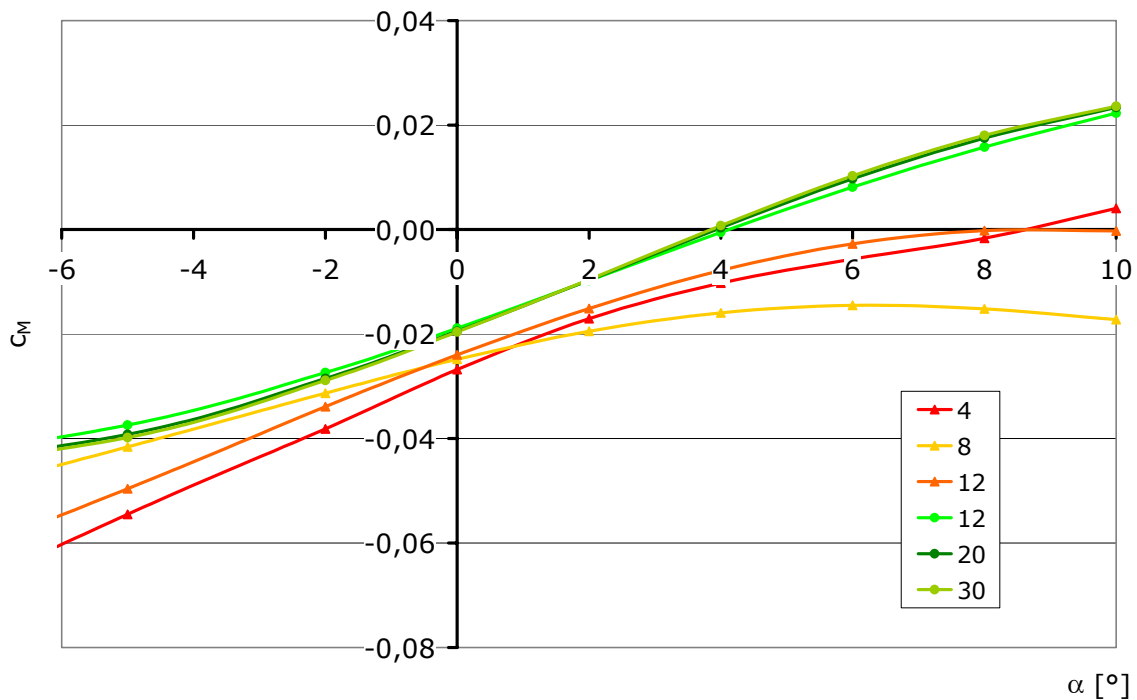
**Abbildung 6-14:** Nullwiderstandsbeiwert Scram 5



**Abbildung 6-15:** Widerstandspolare Scram 5



**Abbildung 6-16:** Aerodynamische Güte Scram 5



**Abbildung 6-17:** Momentenbeiwert Scram 5

Mit der hier verwendeten Vorgehensweise lässt sich das Momentenverhalten nur zuverlässig bei laufendem und geschlossenem ScramJet ermitteln (Abbildung 6-17). Im Machzahlbereich des kalt durchströmten ScramJets dominiert dieser das Stabilitätsverhalten des Orbiters. Speziell in der Transonik kommt es ohne entsprechende Verstellmechanismen zu einer Blockade des Antriebs. Die Druckverteilungen der Euler-Rechnungen im SERN-

Düsenbereich zeigen stark erhöhte Werte (Expansion ins Vakuum). Der Vergleich mit experimentellen Daten, z.B. Basisdruckbeiwerten von 2d und 3d Testfällen, zeigt, dass die Widerstände und die aufrichtenden Momente übertrieben sind. Die Anpassung des Widerstandes im Unterschall ist durch den Einsatz mehrerer Verfahren und mit Vergleichskonfigurationen durchgeführt worden. Die Ermittlung der Druckverteilung und der damit verbundenen Momentenbeiträge war mit den verfügbaren Verfahren nicht anders möglich.

Das aerodynamische Verhalten der ScramJet-Konfiguration im Unterschall und in der Transonik erfordert eine detaillierte Parameteruntersuchung des kalt durchströmten ScramJets.

Im Hyperschall zeigt die Momentencharakteristik ein instabiles bis indifferentes Verhalten im ermittelten Anstellwinkelbereich. Die Bandbreite der auftretenden Momente in Abhängigkeit von der Machzahl und dem Anstellwinkel kann durch die existierenden Kontrollflächen nicht abgedeckt werden. Eine genauere Auslegung erfordert die Einbringung zusätzlicher Kontrollflächen, vor allem in der ScramJet-Geometrie, um die Trimmbarkeit im gesamten Einsatzbereich sicherzustellen.

### **6.1.5. Skalierung**

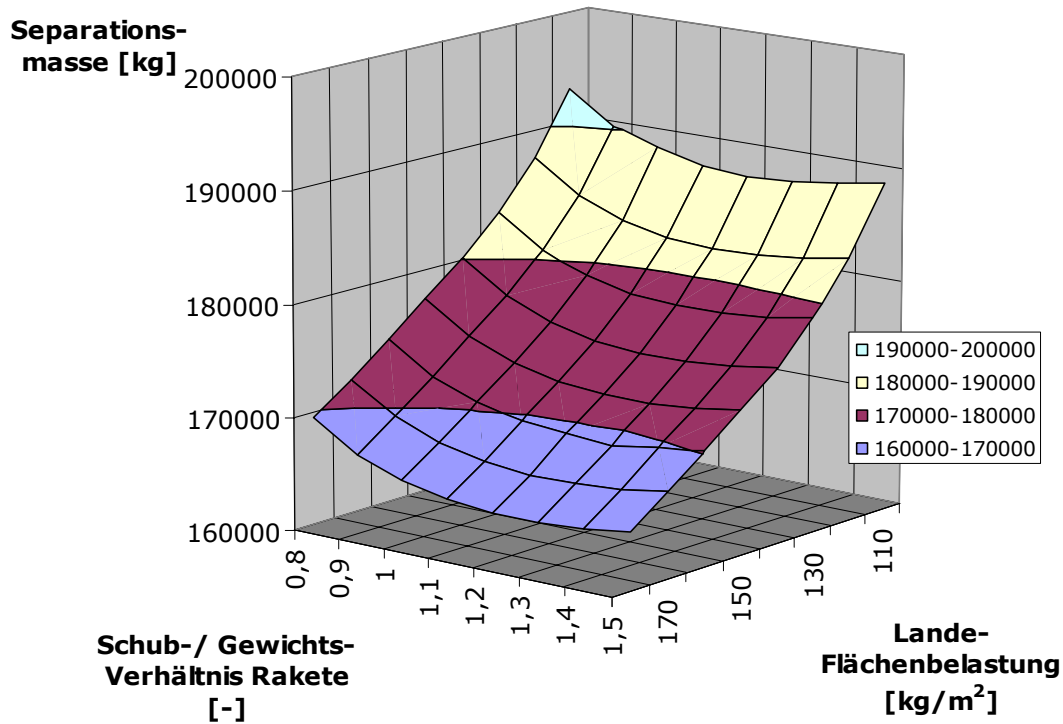
Die Einbindung des Antriebs in die Rumpfgeometrie erfordert eine Anpassung der Skalierung des luftatmenden Antriebs an die Rumpfskalierung. Triebwerksgröße und Rumpfgröße müssen übereinstimmen, da der Vorderrumpf die externe Vorkompression des ScramJets sicherstellt und die Schubdüse durch die Heckkontur gebildet wird. Die Variation des ScramJet-Schub-/Gewichtsverhältnisses ist damit an die Rumpfskalierung gekoppelt und entsprechend aufwendig.

Entscheidend für die Flügelgeometrie ist das Momentenverhalten des ScramJet-Orbiters. Eine Variation der Flächenbelastung und der Flügelkenngrößen ist daher nur in einem engen Bereich um den Auslegungspunkt zulässig. Die dargestellte Variation der Flächenbelastung dient der rein qualitativen Betrachtung der Entwurfscharakteristik.

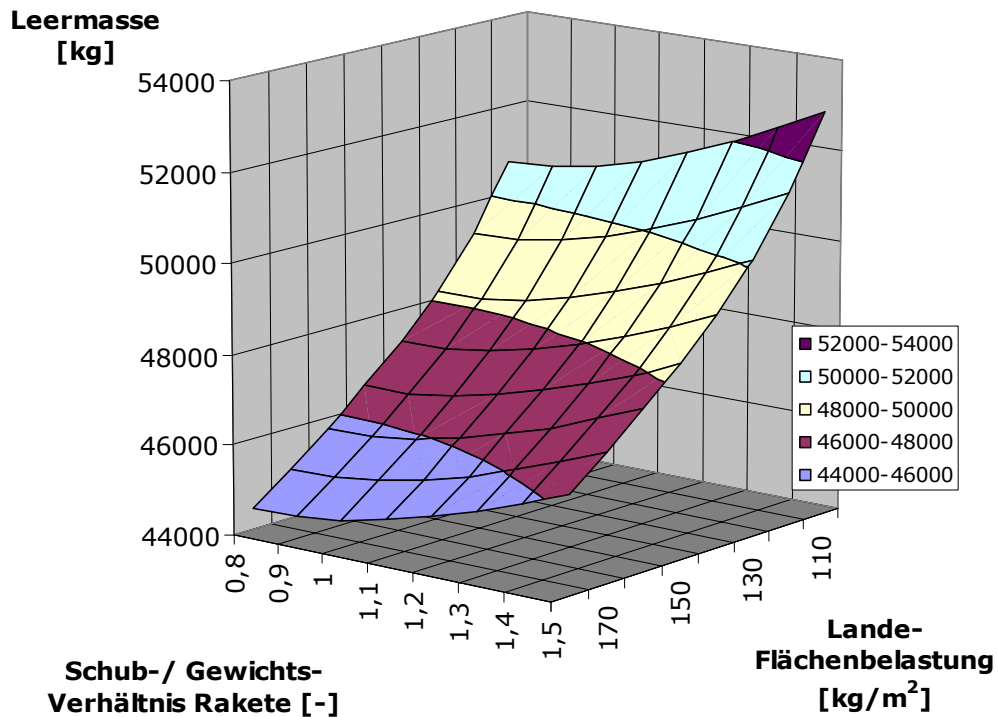
Parametervariationen zeigen die gleichen Tendenzen wie bei dem Raketenorbiter. Die Erhöhung des Schub-/Gewichtsverhältnisses des Raketenantriebs führt zu einem Tausch zwischen Antriebs-/Strukturmasse und Treibstoffmasse. Erhöhte Antriebsmassen bilden die Grundlage für die Leermassenzunahme (Abbildung 6-19), wohingegen sich in der Separationsmasse ein Optimum einstellt, bei dem die Einsparungen in der Treibstoffmasse größer sind als die Leermassenzunahme (Abbildung 6-18).

Eine Variation der Landeflächenbelastung zeigt die eindeutige Tendenz analog dem Raketenorbiter, dass mit steigender Flächenbelastung die Separations- und Leermasse durch die Reduktion des Nullwiderstands abnehmen (Abbildung 6-18 und Abbildung 6-19). Die

Landeflächenbelastung ist jedoch nach oben durch die Landeleistungsforderungen beschränkt ( $((G/S)_{\text{Lande}} \leq 150 \text{ kg/m}^2)$ ).

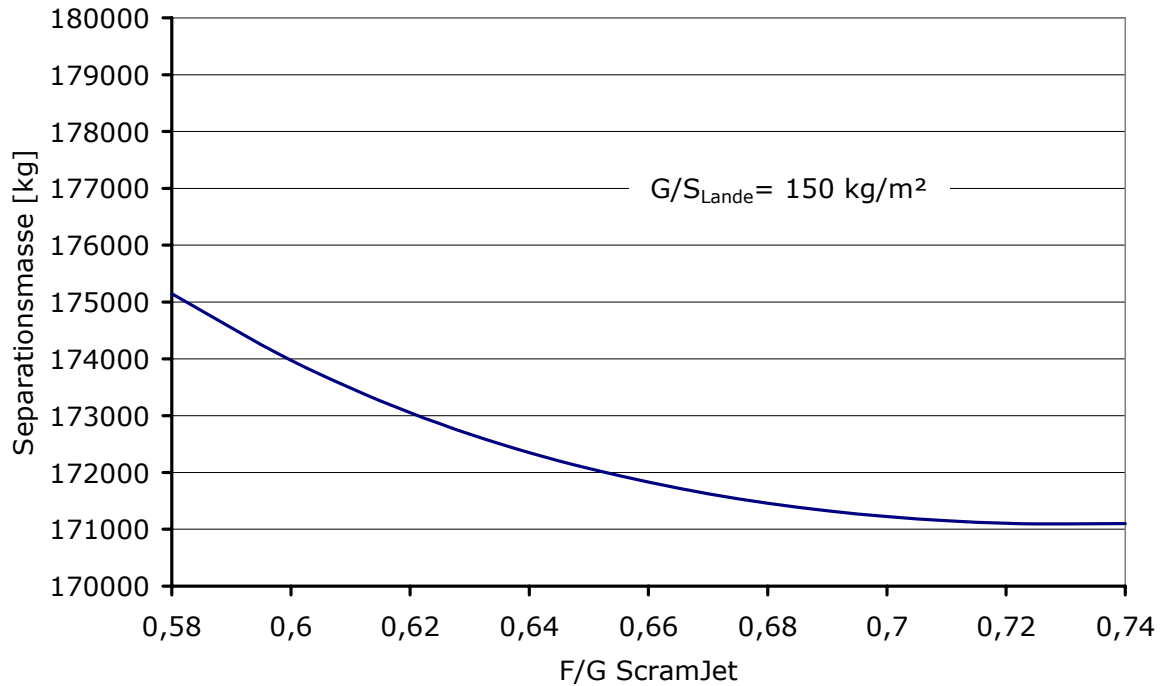


**Abbildung 6-18:** Abhängigkeit der Separationsmasse von der Landeflächenbelastung und dem Raketen-Schub-/Gewichtsverhältnis der Scram 5 - Konfiguration

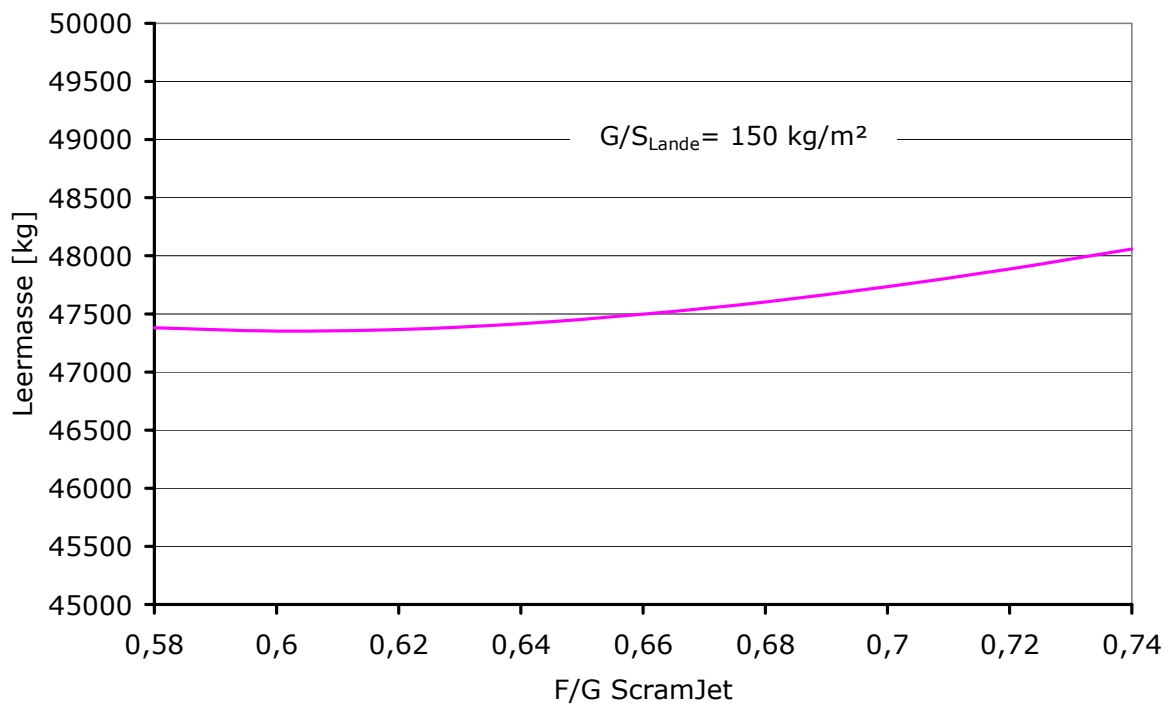


**Abbildung 6-19:** Abhängigkeit der Leermasse von der Landeflächenbelastung und dem Raketen-Schub-/Gewichtsverhältnis der Scram 5 – Konfiguration





**Abbildung 6-20:** Abhängigkeit der Separationsmasse vom ScramJet-Schub-/Gewichtsverhältnis der Scram 5 - Konfiguration



**Abbildung 6-21:** Abhängigkeit der Leermasse vom ScramJet-Schub-/Gewichtsverhältnis der Scram 5 - Konfiguration

Die Variation des ScramJet-Schub-/Gewichtsverhältnisses bei festgehaltener Flächenbelastung ( $G/S_{\text{Lande}} = 150 \text{ kg/m}^2$ ) zeigt die gleichen Tendenzen hinsichtlich Separations- und Leermasse, wie die Variation der Raketentriebwerksgröße ([Abbildung 6-20](#) und [Abbildung 6-21](#)).

Unter Berücksichtigung einer maximalen Landeflächenbelastung von  $150 \text{ kg/m}^2$  und einem aus geometrischen Restriktionen bedingten maximalen ScramJet-Schub-/Gewichtsverhältnis von 0.66 wurde der Auslegungspunkt so gewählt, dass eine minimale Separationsmasse erzielt wird ([Tabelle 6-4](#)).

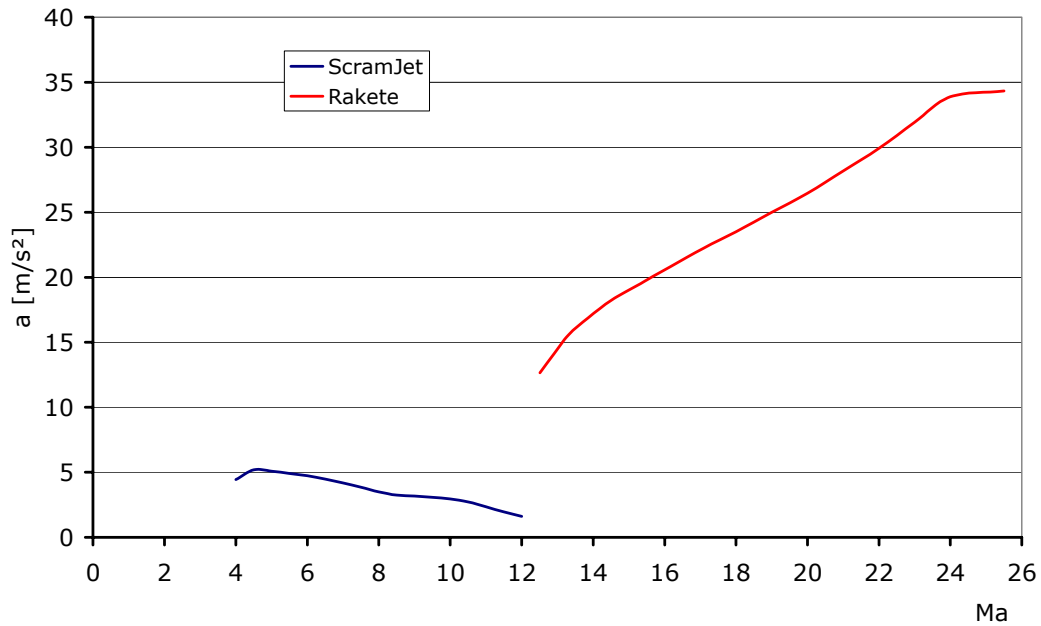
<b>Auslegungspunkt</b>	
Schub/Gewicht Rakete	1.3
Schub/Gewicht ScramJet	0.66
Flächenbelastung Landung	$150 \text{ kg/m}^2$

**Tabelle 6-4:** Auslegungspunkt Scram 5

### **6.1.6. Sensitivitäten**

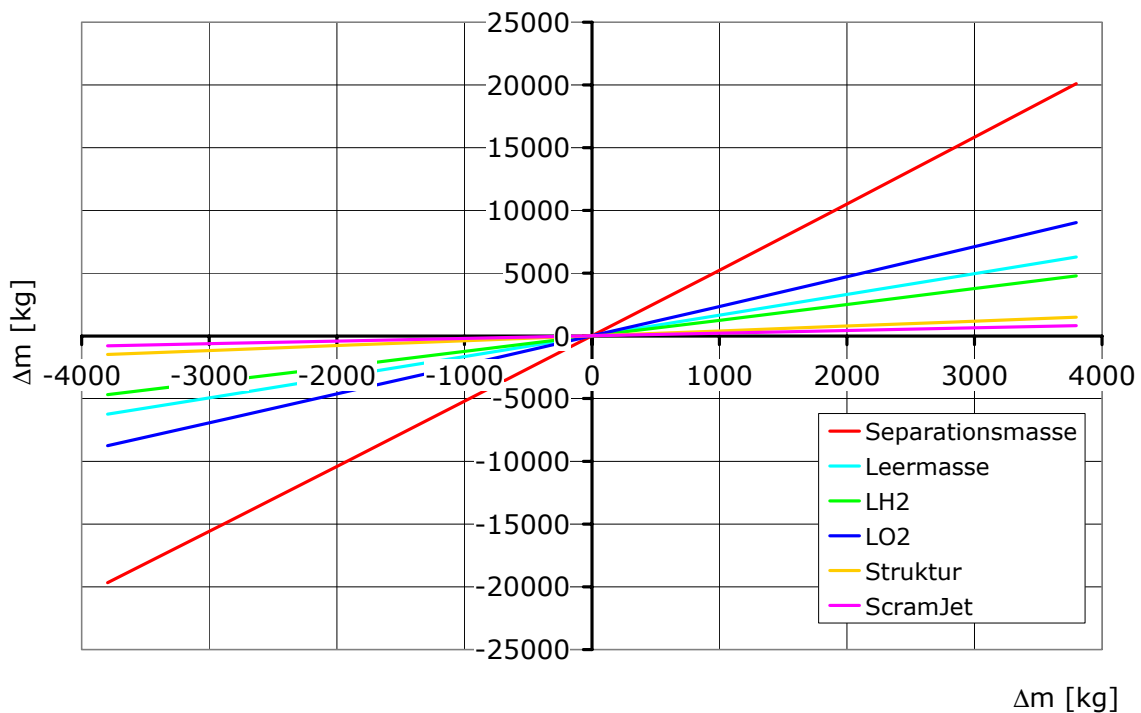
Die starke Interaktion zwischen ScramJet und Rumpf erlaubt keine getrennte Entwicklung des Antriebs. Die Konfiguration muss vor der Entwicklung der Einzelsysteme „eingefroren“ werden. Die Anpassung an Leistungsänderungen ist dann nur noch in der Konfigurationsoberseite und im Flügelbereich möglich. Die Raketentriebwerke sind in den Sensitivitätsuntersuchungen fest und können nicht den Leistungen angepasst werden. Der Rest der Konfiguration ist innerhalb der Limitierungen frei. Dies verschafft der luftatmenden Konfiguration einen scheinbaren Vorteil gegenüber dem Raketenorbiter, da mehr variable Größen die Abweichungen in der Leistungsvorhersage ausgleichen können. Der höhere Festgewichtsanteil führt dementsprechend zu geringeren Wachstumsfaktoren. Dieser Vorteil kehrt sich bei Betrachtung der zeitlichen Abfolge der Entwicklung des Geräts sehr schnell in einen Nachteil um. Im Vergleich zu einem Raketenorbiter muss die luftatmende Konfiguration viel früher eingefroren werden, da sich der zeitliche Ansatz für die Triebwerksentwicklung nicht reduziert. Die Konfigurationsänderungen des Raketenorbiters basieren damit auf gefestigteren Daten. Die Bandbreite der Unsicherheiten für den Luftatmer ist daher wesentlich größer und führt so zu einem größeren Entwurfsrisiko.

Während der ScramJet-Phase ist die Beschleunigungsfähigkeit des luftatmenden Orbiters, bedingt durch den niedrigen Schub des ScramJets, sehr gering ([Abbildung 6-22](#)). Die marginale Differenz zwischen Schub und Widerstand im Machzahlbereich  $< 12.0$  lässt eine starke Sensitivität des Orbiters auf Konfigurationsabweichungen erwarten.

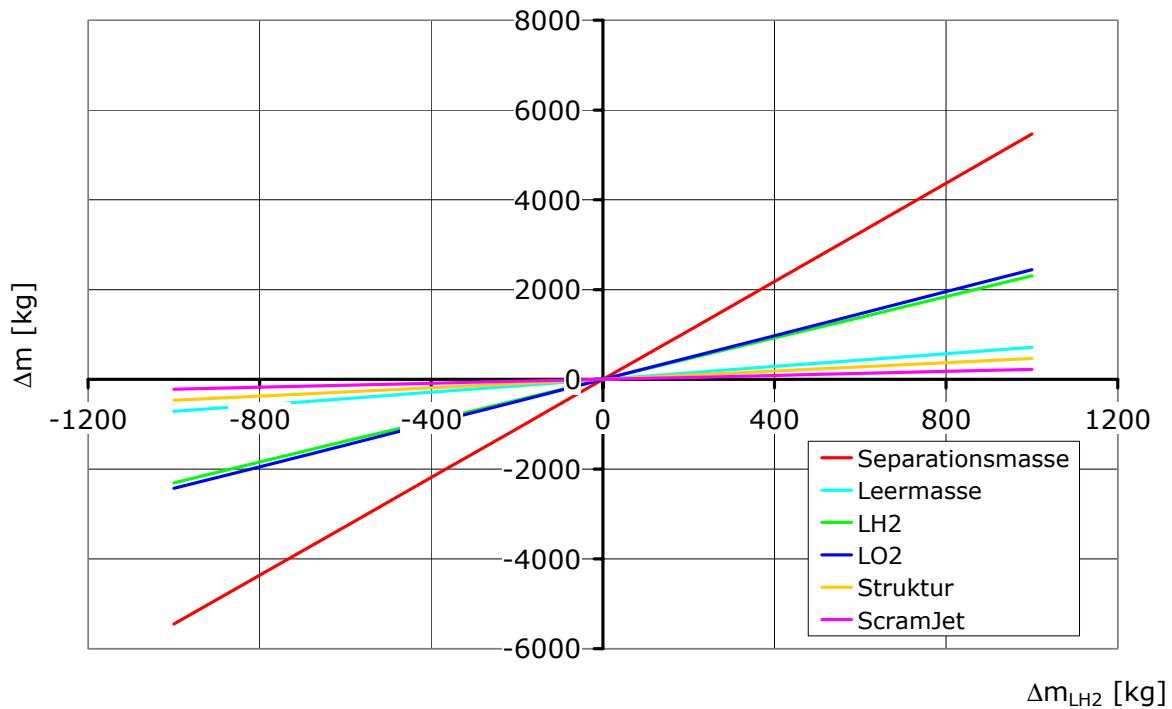


**Abbildung 6-22:** tangentielle Beschleunigung bis zum MECO, Scram 5

Die Wachstumsfaktoren für Massenabweichungen sind gegenüber dem Raketenorbiter wesentlich geringer ( $\sim 11 \rightarrow \sim 5.5$ ) (Tabelle 6-5). Die starke Reduktion ist auf den geringeren Treibstoffmassenanteil des luftatmenden Orbiters zurückzuführen.



**Abbildung 6-23:** Massenänderung infolge volumenunkritischer Zusatzmasse  $\Delta m$



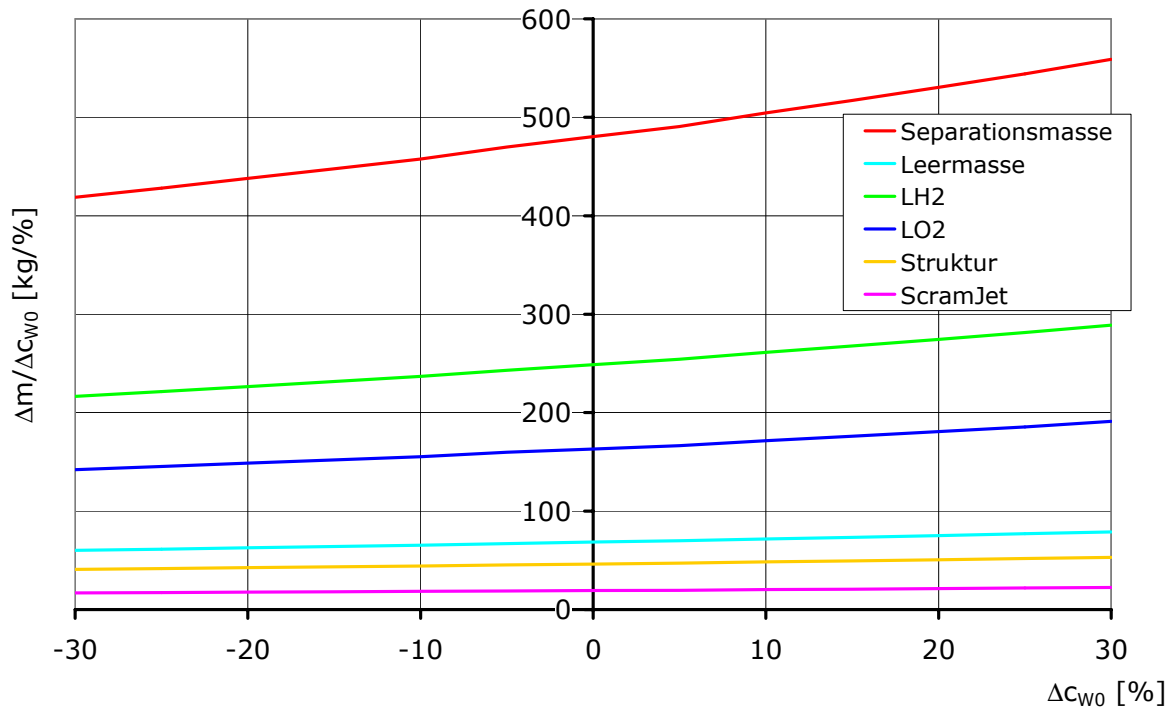
**Abbildung 6-24:** Massenänderung infolge volumenkritischer Zusatzmasse  $\Delta m_{LH_2}$

	<b>Volumenunkritische Wachstumsfaktoren [kg/kg]</b>	<b>Volumenkritische Wachstumsfaktoren [kg/kg]</b>
<b>Separationsmasse</b>	<b>5.2</b>	<b>5.5</b>
Leermasse	1.65	0.72
LH <sub>2</sub>	1.24	2.31
LO <sub>2</sub>	2.33	2.44
Struktur	0.39	0.47
ScramJet	0.21	0.22

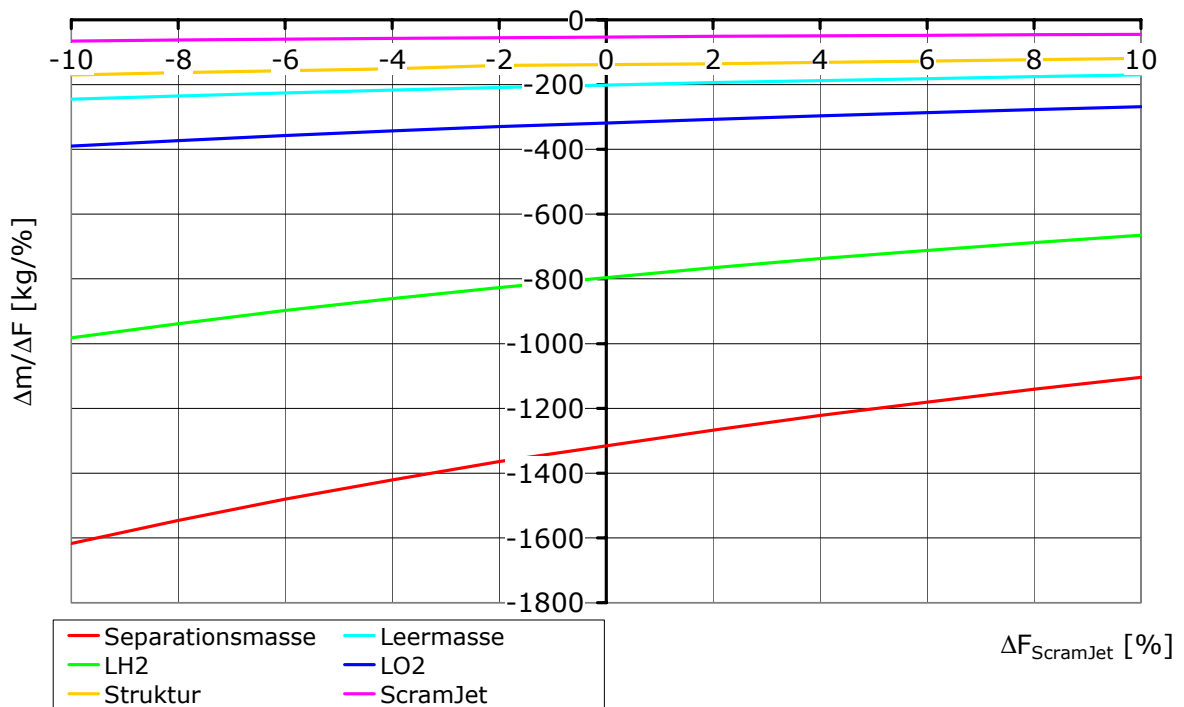
**Tabelle 6-5:** Wachstumsfaktoren Massenvariation

Eine Nullwiderstandsvariation zeigt sehr deutlich die Konsequenzen der geringen Schubdifferenz des luftatmenden Orbiters, vor allem im ScramJet-Betrieb (Abbildung 6-25). Die Wachstumsfaktoren (kg/%) vergrößern sich gegenüber dem Raketenorbiter um den Faktor 5 ( $\sim 94 \rightarrow \sim 480$ ). Diese Tendenz wird durch die Sensitivität der Konfiguration infolge ScramJet-Schubvariationen noch verdeutlicht. Die Wachstumsfaktoren der Separationsmasse von  $\sim -1300$  gewinnen vor allem in Hinblick auf die Fehlerbandbreite bei der Schubermittlung des ScramJets an Bedeutung (Abbildung 6-26). Die Abweichungen im Nettoschub unter-

schiedlicher ScramJet-Konzepte in der Literatur liegen in der Größenordnung von 20 – 30%. Ausgehend von eher optimistischen Schub-Größen kann dies sehr schnell zu einem Scheitern der Konfiguration führen.

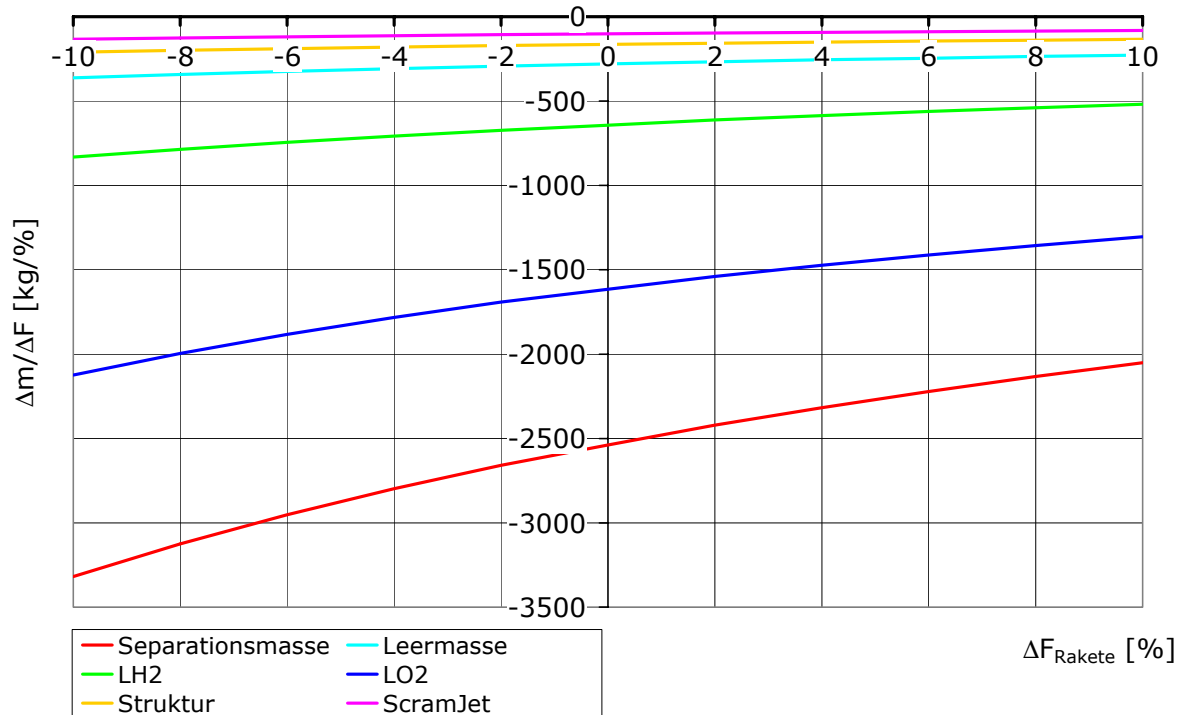


**Abbildung 6-25:** Wachstumsfaktoren infolge Abweichungen im Nullwiderstand



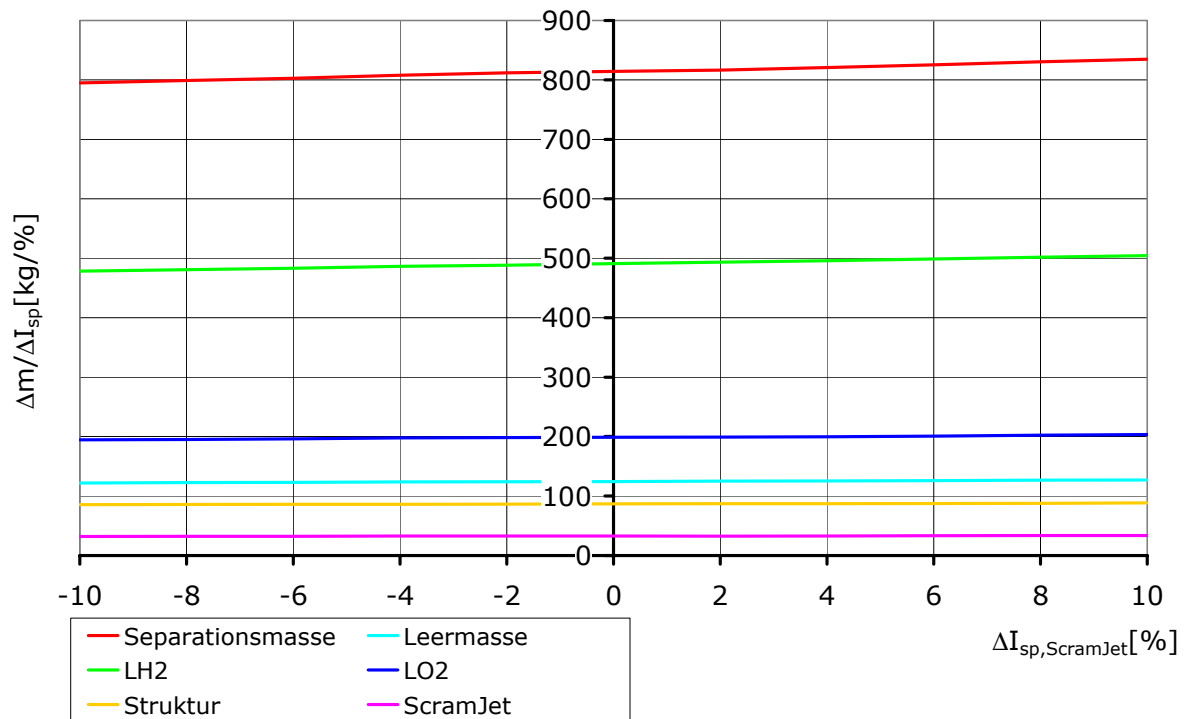
**Abbildung 6-26:** Wachstumsfaktoren infolge Abweichungen im ScramJet-Schub

Als eher unkritisch können die Sensitivitäten auf Änderungen im Raketenschub gewertet werden, da die Fehlerbandbreite bei dieser Antriebsart wesentlich kleiner ist ([Abbildung 6-27](#)). Jedoch gilt für den luftatmenden Orbiter, aufgrund der besonderen Düsenkontur der Raketentriebwerke, ein erhöhtes Risiko trotz reduzierten Wachstumsfaktoren im Vergleich zum Raketenorbiter ( $\sim -5500 \rightarrow \sim -2500$ ).

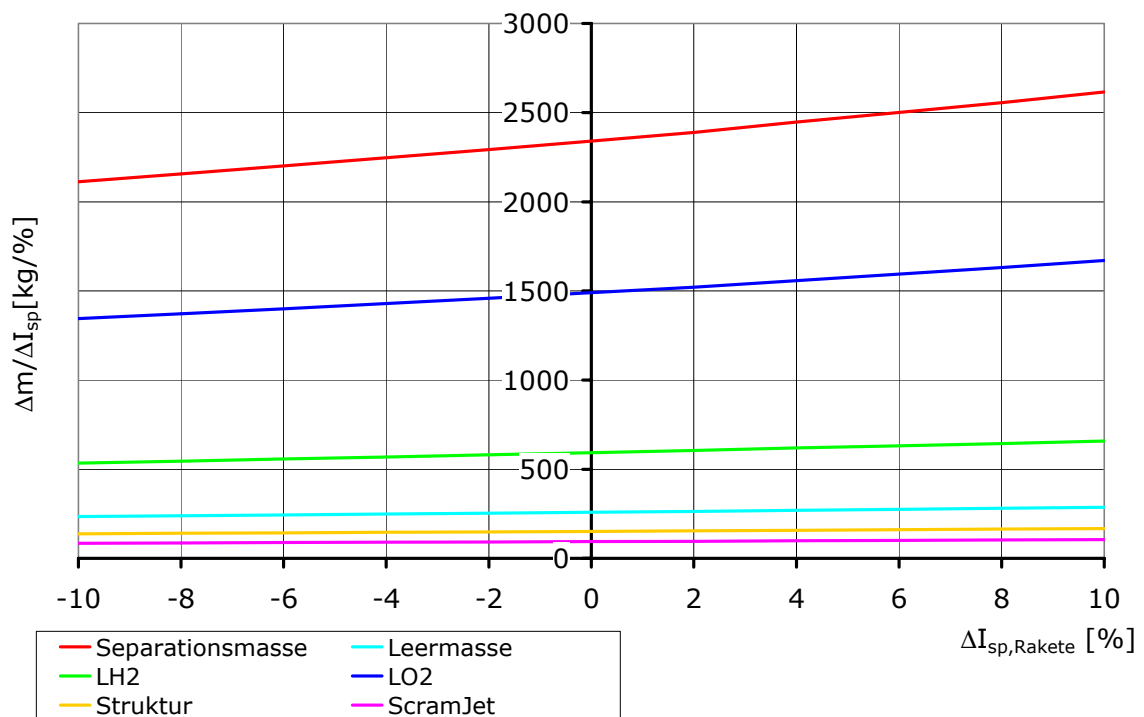


**Abbildung 6-27:** Wachstumsfaktoren infolge Abweichungen im Raketen-Schub

Das geringe verfügbare Rumpfvolumen des Orbiters und dessen Sensitivität auf volumenbedingte Widerstandsänderungen führt zu hohen Wachstumsfaktoren im Verbrauch des ScramJet- und Raketenantriebes ([Abbildung 6-28](#) und [Abbildung 6-29](#)). Die Empfindlichkeit der Konfiguration gegenüber Abweichungen im Verbrauch der Raketentriebwerke ist bedingt durch den Massenanteil des Oxidators höher. Die reduzierte Beschleunigungsfähigkeit aufgrund der erhöhten Gesamtmasse schlägt hier stärker zu als beim luftatmenden Antrieb.



**Abbildung 6-28:** Wachstumsfaktoren infolge Abweichungen im ScramJet-Verbrauch



**Abbildung 6-29:** Wachstumsfaktoren infolge Abweichungen im Raketen-Verbrauch

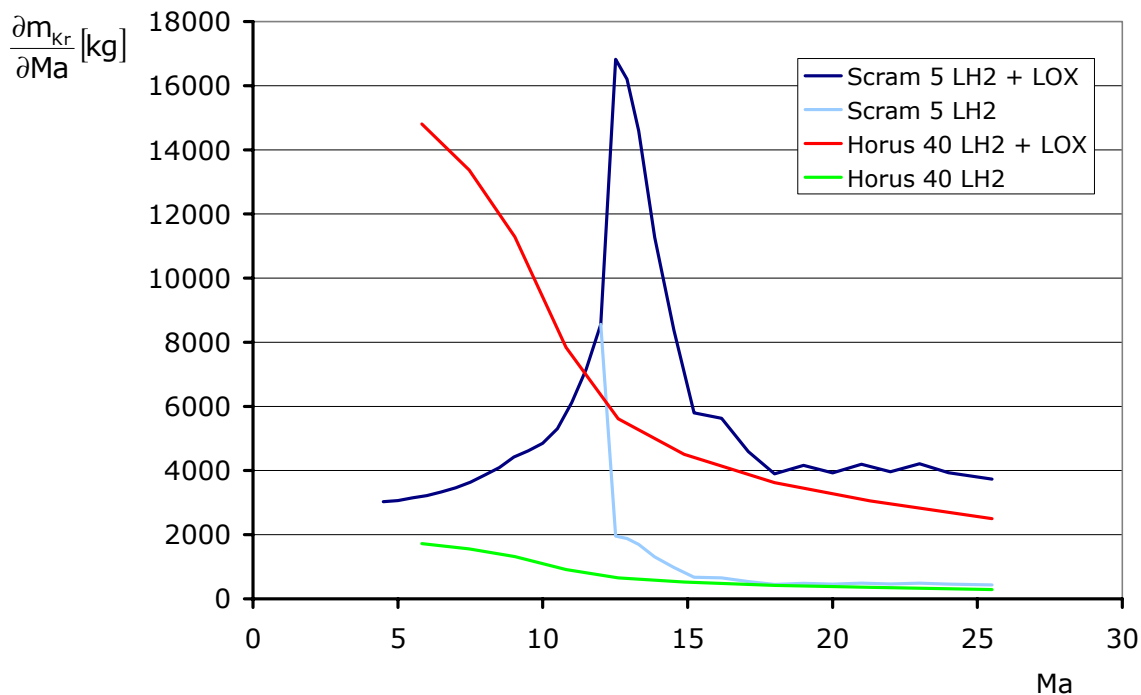
Gegenüber dem Raketenorbiter weist der luftatmende Orbiter zwar niedrigere Wachstumsfaktoren auf, die Ausnahme bildet der Nullwiderstand, jedoch birgt diese Konfiguration ein höheres Risiko infolge der großen Unsicherheit in der Leistungsfähigkeit des luftatmenden Antriebs.

### **6.1.7. Umschaltmachzahl**

Die Umschaltmachzahl vom ScramJet-Antrieb auf den Raketenantrieb ist für die Scram 5 Konfiguration bei  $Ma = 12$  festgelegt worden. Als Grundlage hierfür dienen Voruntersuchungen an einem Horus-ähnlichen Entwurf und die Forderung nach einem minimalen Beschleunigungsvermögen von  $1.5 \text{ m/s}^2$ .

Eine Auswertung der Missionsergebnisse zeigt, dass diese Forderung mit der Scram 5 Oberstufe eingehalten wird, siehe hierzu [Abbildung 6-22](#). Der große konfigurative Unterschied zwischen einem Horus-ähnlichen Entwurf und dem Scram 5 Entwurf begründet jedoch die Frage, ob die optimale Umschaltmachzahl wirklich bei  $Ma = 12$  liegt.

Voruntersuchungen am Horus mit und ohne Luftatmer haben einen direkten Zusammenhang zwischen den Missionsleistungen der Entwürfe und der optimalen Umschaltmachzahl aufgezeigt. Analog der Vorgehensweise in 4.1 muss ein Zusammenhang zwischen der Beschleunigungsfähigkeit und dem Treibstoffverbrauch hergestellt werden, um die Einflüsse der Konfiguration und des Antriebs zu berücksichtigen. Dass dieses Wechselspiel von Bedeutung ist, zeigt bereits die Darstellung des pro Machzahlinkrement verbrauchten Wasserstoffs ([Abbildung 6-30](#)).



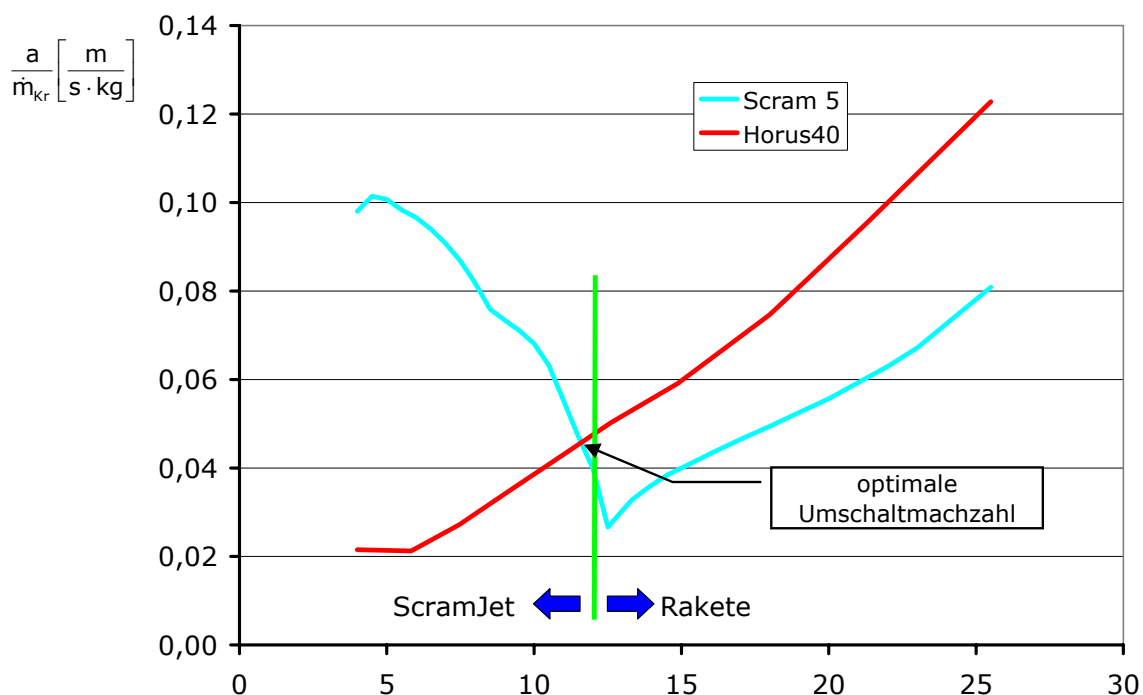
**Abbildung 6-30:** Treibstoffverbrauch entlang der Trajektorie

In der Nähe der Umschaltmachzahl ( $Ma = 12$ ) steigt der Wasserstoffverbrauch des ScramJets drastisch an und fällt nach dem Umschaltvorgang im Raketenbetrieb auf wesentlich kleinere Werte ab. Unter Berücksichtigung des gesamten Treibstoffes, d.h. unter Einschluss des Sauerstoffverbrauchs der Rakete, wird die Konsequenz des hohen Staudrucks im Umschaltpunkt deutlich. Der hohe Widerstand führt zu einem sehr hohen Treibstoffverbrauch



der Rakete in der erzwungenen dichten Atmosphäre. Im Gegensatz dazu zeigt der reine Raketenanstieg des Horus 40 den typischen Verlauf, bei dem der Widerstand nur zu Beginn der Mission von Bedeutung ist.

Der Quotient aus der lokalen Beschleunigung  $a$  und dem Treibstoffverbrauch gibt Aufschluss über die Effizienz des Beschleunigungsgerätes. Die so ermittelte Kenngröße zeigt, wie wirksam ein kg Treibstoff in Geschwindigkeitszuwachs des Gesamtsystems umgesetzt werden kann. Je höher dieser Wert ist, umso leistungsstärker ist das Gesamtsystem. Durch den direkten Vergleich der luftatmenden Konfiguration mit der Referenzkonfiguration zeigt es sich, bis wohin der luftatmende Antrieb am effektivsten eingesetzt werden kann (Abbildung 6-31). Unter der Voraussetzung, dass beide Raketenantriebe die gleiche Effizienz (spezifischen Impuls) aufweisen, stellt der Schnittpunkt beider Kurven die optimale Umschaltmachzahl dar. Dieses einfache Verfahren zur Bestimmung der Umschaltmachzahl wurde durch eine Variation der Umschaltbedingungen verifiziert. Somit ist es nunmehr nicht mehr notwendig eine umständliche Variation zur Bestimmung des Optimums durchzuführen, sondern es genügt der direkte Vergleich der Leistungsdaten des Luftatmers mit der Referenzkonfiguration.



**Abbildung 6-31:** optimale Umschaltmachzahl

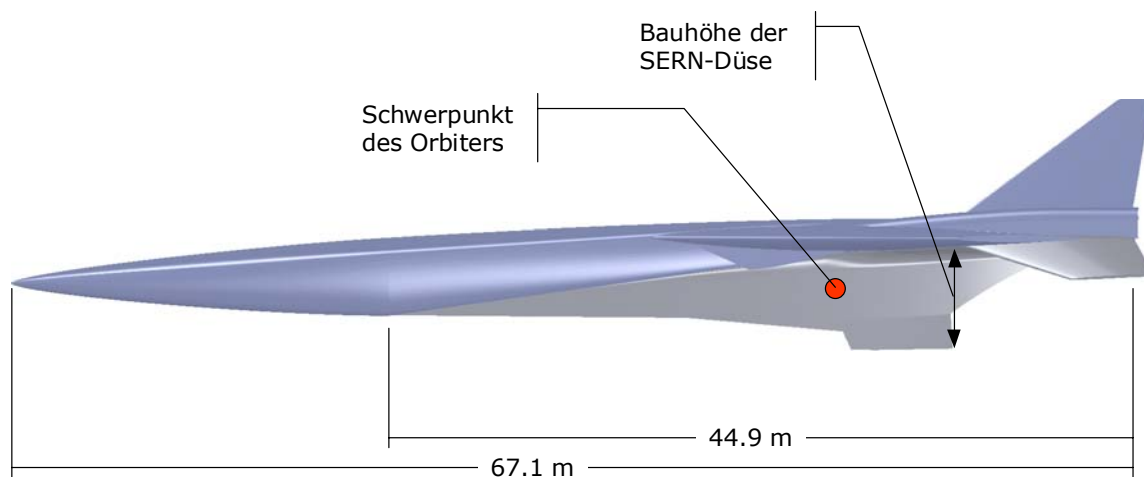
Für den Scram 5 Entwurf ergibt die Auswertung der Missionsdaten eine optimale Umschaltmachzahl von  $Ma_{Umsch} = 11,5$ . Dieser Wert weicht nur sehr gering von der ursprünglichen Annahme ( $Ma_{Umsch} = 12$ ) ab. Die untersuchte Konfiguration liegt also sehr dicht am Optimum.

## 6.2. HTSM Scram Unterstufe

Die starke Kopplung der Geometrie des Orbiters an die Anforderungen des luftatmenden Antriebs setzt sich auch bei der Integration in die Unterstufe fort. Erhöhte Sicherheitsforderungen an das Gesamtsystem verlangen den Betrieb des Luftatmers vor der Stufentrennung. Im Gegensatz zur Rakete muss hier eine störungsfreie Anströmung des RamJets im verbundenen Zustand erzielt werden. Die Herstellung der homogenen Zustände im Einlauf bedingt eine Unterbringung der Oberstufe auf der Rumpfunterseite (der Kompressionsseite). In Verbindung mit der großen Bauhöhe und –breite erfordert dies einen dicken und breiten Unterstufenrumpf, der zudem noch den Wasserstoff für den Aufstieg bis  $Ma = 4.0$  beherbergen muss. Die Nutzung eines Wasserstoff-TL-Triebwerks in der Unterstufe führt zu einer Referenztrajektorie analog der HTSM-40 Trajektorie, da die Separationsbedingungen für beide Orbiter identisch sind (Abbildung 5-19).

### 6.2.1. Geometrie

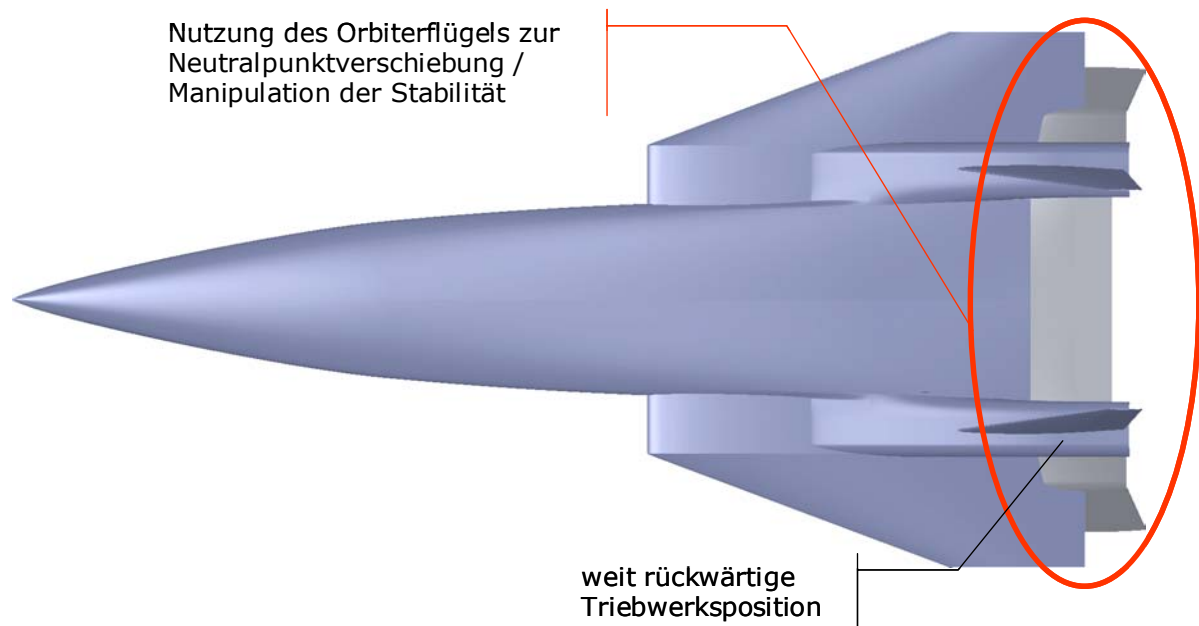
Das ungünstige Größen-/Baulängenverhältnis zwischen Orbiter (44.9 m) und Unterstufe (67.1 m) erschwert die Integration des Orbiters in der Rumpfunterseite. Der Betrieb des RamJets während des Separationsvorgangs erfordert eine ungestörte Strömung im Einlauf und in der Düse des Orbiters. Hierdurch wird ein kontinuierlicher Übergang zwischen Unterstufenrumpf und Orbiterunterseite notwendig, um die stoßinduzierten Störungen auf ein Minimum zu reduzieren. Eine ungestörte Düsenströmung in der SERN-Düse kann nur gewährleistet werden, wenn die Position des Orbiters möglichst im Heckbereich gewählt wird. Zu den Konsequenzen zählen eine weit rückwärtige Schwerpunktlage des Orbiters und eine große Bauhöhe im Bereich der ScramJet-Gondel (siehe Abbildung 6-32). Die große Bauhöhe der Gesamtkonfiguration im Bereich des ScramJets verlangt ein langes Hauptfahrwerk, um die erforderlichen Rotationswinkel im Start- und Landefall zu gewährleisten. Die Folge sind erhöhte Fahrwerksgewichte, da erhöhte Kräfte und Momente durch dieses aufgenommen werden müssen und Zuwächse des Rumpfstrukturgewichts (Biegelasten!).



**Abbildung 6-32:** Problembereiche der HTSM Scram Unterstufe

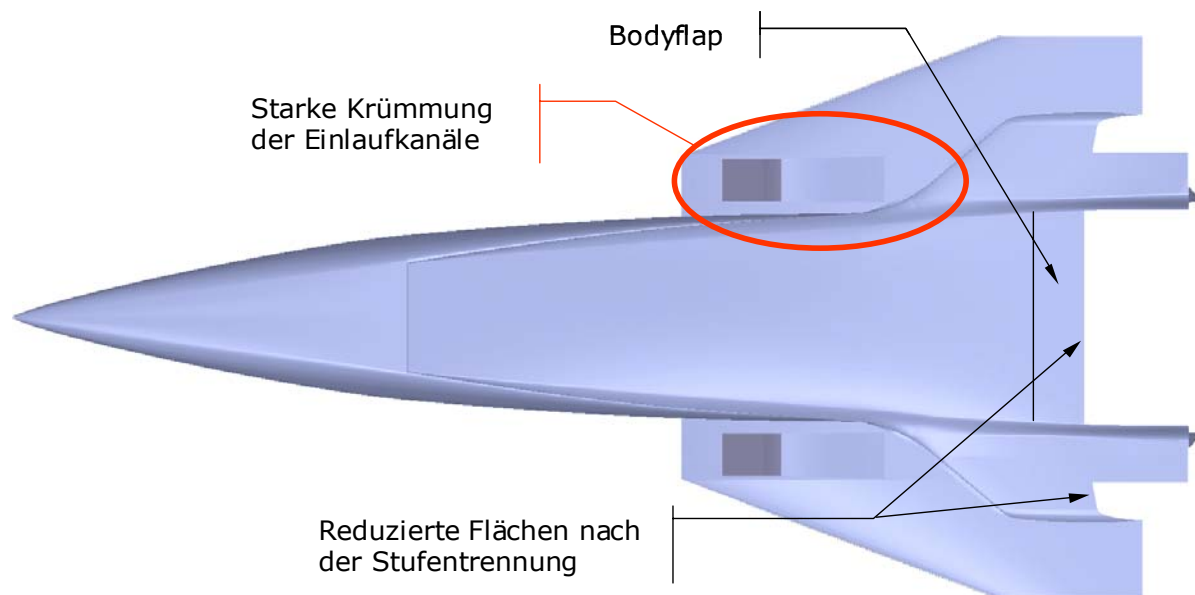
Um die Kontrollierbarkeit der Gesamtkonfiguration bei der Stufentrennung zu gewährleisten, ist eine geringe Schwerpunktwanderung erforderlich. Bedingt durch die rückwärtige Lage des Orbiter-Schwerpunktes wird eine ebenso starke Verschiebung des Unterstufen-Schwerpunktes nach hinten notwendig. Die TL-Triebwerke stellen einen großen Anteil des Unterstufen-Leergewichts, so dass über eine geschickte Positionierung der Triebwerke eine Verschiebung des Gesamt-Schwerpunktes möglich ist.

Eine Triebwerksintegration auf der Rumpfunterseite analog der HTSM-40 Konfiguration scheidet, bedingt durch die Position des Orbiters, von vorneherein aus, so dass nur noch eine Anbringung am Flügel in Frage kommt. Die Anordnung der Triebwerke in weit nach hinten gezogenen Gondeln am Flügel dient so zum einen der Schwerpunktmannipulation und zum anderen der Leistungsverbesserung der TL-Triebwerke durch die Vorkompression des Innenflügels. Die Schwerpunktwanderung bei der Separation kann mit dieser Maßnahme auf  $\sim -1.8$  m (nach vorne) begrenzt werden. Die Änderung im Momentenhaushalt wird durch den aerodynamischen Beitrag der Oberstufe kompensiert. Die Integration der Orbiterflügel und hinteren Heckbereiche erfolgt nur teilweise, so dass Teile der Oberstufe die aerodynamische Charakteristik der Gesamtkonfiguration beeinflussen. Die Nutzung des Orbiter-Flügels im hinteren Bereich führt zu einer Neutralpunktwanderung nach vorne während der Separation (Abbildung 6-33) und dient damit dem Momentenverhalten der Unterstufe.



**Abbildung 6-33:** Maßnahmen zur NP- und SP-Manipulation der HTSM-Scram Unterstufe

Nicht nur im Hinblick auf das Momentenverhalten ist die Flügelgeometrie von großer Bedeutung. Die Nutzung der Rumpfunterseite zur Orbiterintegration schließt eine Triebwerksgondel unter dem Rumpf aus. Ein effizienter Einsatz von TL-Triebwerken im hohen Überschall ist aber nur mit einer hohen Vorkompression möglich. Der ungepfeilte Innenflügel kann diese gleichförmig vor dem 2-d Einlauf aufbauen, erfordert jedoch eine große Flügeltiefe. Dies ist umso mehr zwingend, da die Einläufe über den integrierten Orbiterflügel hinweggeleitet werden müssen. Die resultierenden Krümmungen des Einlaufs können zu Ablösungen und damit zu Leistungsverlusten und Instabilitäten im Betriebsverhalten des TL-Triebwerks führen (Abbildung 6-34) und müssen daher minimiert werden.



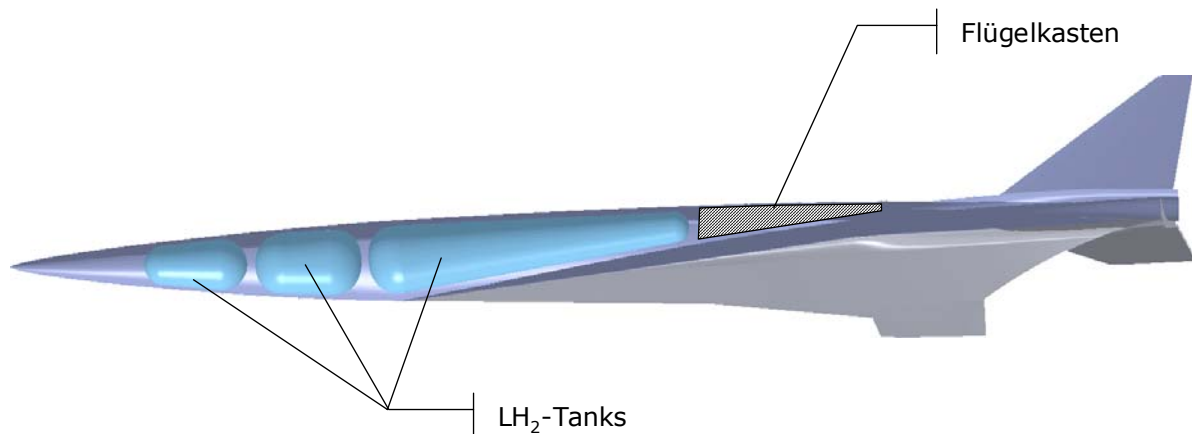
**Abbildung 6-34:** Einlaufintegration der HTSM-Scram Unterstufe

Ein weiteres Problem der weit rückwärtigen Schwerpunktlage ( $x_{SP} = 43.2$  m, Start) stellt die Größe der Rumpfsseitenfläche in bezug auf die Richtungsstabilität der Unterstufe und der Gesamtkonfiguration dar. Der deviiierende Anteil der Seitenfläche nimmt stark zu, was vor allem im Überschall zum Verlust der Richtungsstabilität führen kann. Die Konsequenzen sind große Seitenleitwerke oder maximale Hebelarme. Der große Hebelarm wird durch die Anbringung der Seitenleitwerke auf den Triebwerksgondeln ermöglicht. Dies erlaubt zudem eine strukturell günstige Anordnung, da die Triebwerksgondeln für eine hohe Lastaufnahme ausgelegt sind. Während des Aufstiegs des Gesamtsystems wirken die nach unten gerichteten Flügellenden der Oberstufe zudem positiv auf das Stabilitätsverhalten des Entwurfs (siehe Abbildung 6-32).

Neben der Richtungsstabilität und Giersteuerung haben die Seitenleitwerke noch eine wichtige Aufgabe im Sinne der Missionssicherheit. Der Ausfall eines (oder beider) Triebwerke auf einer Seite bewirkt hohe Giermomente infolge des großen seitlichen Abstandes der Gondeln. Diese müssen durch die Seitenruder ausgeglichen werden, ohne dass ein Rollmoment induziert wird. Durch ein Kippen der Leitwerke nach innen, analog der SR-71, kann dies vermieden werden.

Das verfügbare Gesamtvolumen des Unterstufenrumpfes wird durch die starke Integration des Orbiters erheblich reduziert. Der hintere Bereich des Rumpfes dient einzig und allein der Unterbringung und Befestigung der Oberstufe. Nur der vordere Teil des Rumpfes kann für die Wasserstofftanks verwendet werden. Das geringe verfügbare Volumen erfordert auch in der Unterstufe die Verwendung von „conformal tanks“, um die Rumpflänge zu reduzieren. Eine größere Rumpflänge hätte negative Auswirkungen auf die Strukturmasse, die Schwerpunktposition und die Richtungsstabilität der Unterstufe, die mit der gewählten Tankanordnung vermieden werden. Diese Tankanordnung in der Rumpfnase erfordert jedoch

ein ausgefeiltes Kraftstoffmanagement, um die Schwerpunktlage zu kontrollieren (Abbildung 6-35).



**Abbildung 6-35:** Internes Layout der HTSM-Scram Unterstufe

Im hinteren Bereich des Rumpfes ist ein Flügelkasten vorgesehen, der die Lasten des Flügels aufnimmt und in die Rumpfstuktur einleitet. Die Position des Flügelkastens erlaubt zugleich die Unterbringung der Befestigungsstrukturen des Orbiters und der Aktuatoren einer zusätzlichen Bodyflap zwischen den Triebwerksgondeln (Abbildung 6-34 und Abbildung 6-35).

Die wichtigsten geometrischen Größen der HTSM-Scram Unterstufe sind in der folgenden Tabelle 6-6 zusammengefasst:

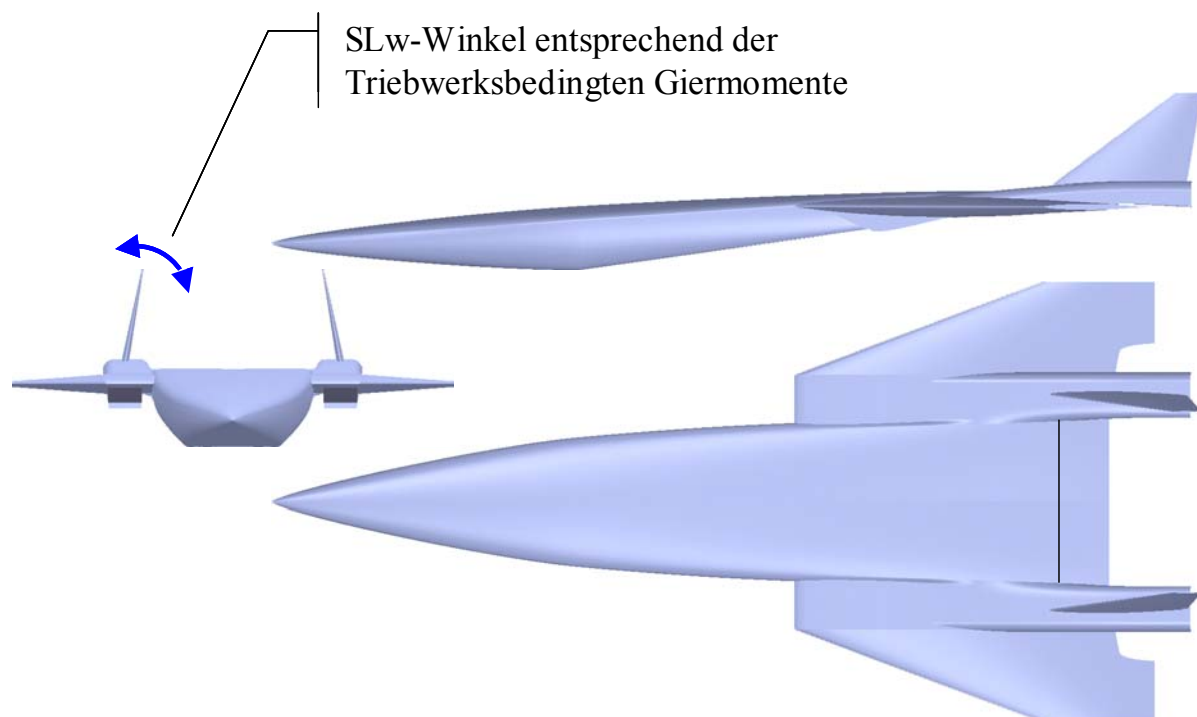
Länge	67.1 m
Spannweite	32.3 m
Referenzflügelfläche	730 m <sup>2</sup>
Referenzlänge	26.4 m
Oberfläche	2508 m <sup>2</sup>
Tankvolumen	596 m <sup>3</sup>

**Tabelle 6-6:** Geometriedaten HTSM-Scram Unterstufe

Entsprechend der größeren Abmessungen des luftatmenden Orbiters ist die HTSM-Scram Unterstufe mitgewachsen. Die aufwendigere Integration wird besonders im Hinblick auf die vergrößerte Rumpflänge deutlich (HTSM-40: 61.4 m). Zudem spiegelt sich die reduzierte Leistungsfähigkeit des Entwurfs im erhöhten Wasserstoffbedarf für die gleiche Mission wieder (HTSM-40 Tankvolumen: 415 m<sup>3</sup>).

### **6.2.2. Massen**

Das Strukturkonzept der Unterstufe sieht die Verwendung eines Flügelkastens zur Übertragung der Kräfte und Momente in Spannweitenrichtung vor und eine Fachwerkstruktur zur Aufnahme der Lasten in Längsrichtung. Diese verläuft von der Rumpfnase über die Flügelwurzeln in die Triebwerksgondeln. Somit werden die Lasten der Triebwerke und Seitenleitwerke direkt in die tragende Struktur eingeleitet. Die Rumpfstruktur hinter dem Flügelkasten stellt nur eine aerodynamische Fläche ohne tragende Strukturen dar und eignet sich zur Unterbringung einer Bodyflap, die nach der Stufentrennung zur Kontrolle der Nickmomente eingesetzt werden kann (siehe Abbildung 6-36).



**Abbildung 6-36:** 3-Seiten Ansicht der HTSM-Scram Unterstufe

Kritische Bereiche des Unterstufen-Entwurfs sind durch erhöhte Strukturmassen gekennzeichnet. Der hohe Integrationsgrad des Orbiters in die Flügel- und Rumpfstruktur führt zu hohen Strukturmassen dieser Baugruppen. Auch die gestiegene Komplexität und Bauhöhe des Hauptfahrwerks schlägt sich in einem hohen Fahrwerksgewicht von ca. 10 to nieder (Tabelle 6-7).

<b>Struktur</b>		<b>59108 kg</b>
	Rumpf	30038 kg
	Flügel	9933 kg
	Seitenleitwerk	2048 kg
	Treibstoffsystem	3145 kg
	Triebwerksgondel	3748 kg
	Fahrwerk	10196 kg
<b>Triebwerke</b>		<b>21147 kg</b>
	Triebwerke	11449 kg
	Einlaufsystem	6788 kg
	Sub-Systeme	2910 kg
<b>Ausrüstung</b>		<b>4362 kg</b>
<b>Treibstoff</b>		<b>42227 kg</b>
<b>Margin</b>		<b>9000 kg</b>
<b>Leermasse</b>		<b>94354 kg</b>
<b>Nutzlast/Orbiter</b>		<b>171815 kg</b>
<b>Abflugmasse</b>		<b>307660 kg</b>

**Tabelle 6-7:** Massenaufstellung HTSM-Scram Unterstufe

Von besonderer Bedeutung ist, wie bereits angedeutet, die hohe Masse des Treibstoffs auf die Schwerpunktwanderung. Im Laufe der Mission wandert der Schwerpunkt nach hinten, was eine Kontrolle des Schwerpunktes durch Treibstoffmanagement mit Hilfe der drei Tanks notwendig macht. Die kontrollierte Verlagerung des Schwerpunktes nach hinten mit steigender Flugmachzahl (im Aufstieg) ist erwünscht, da der Neutralpunkt der Gesamtkonfiguration ebenfalls nach hinten wandert. Zudem wird so die sprunghafte Schwerpunktwanderung bei der Stufentrennung reduziert.

### **6.2.3. Triebwerke**

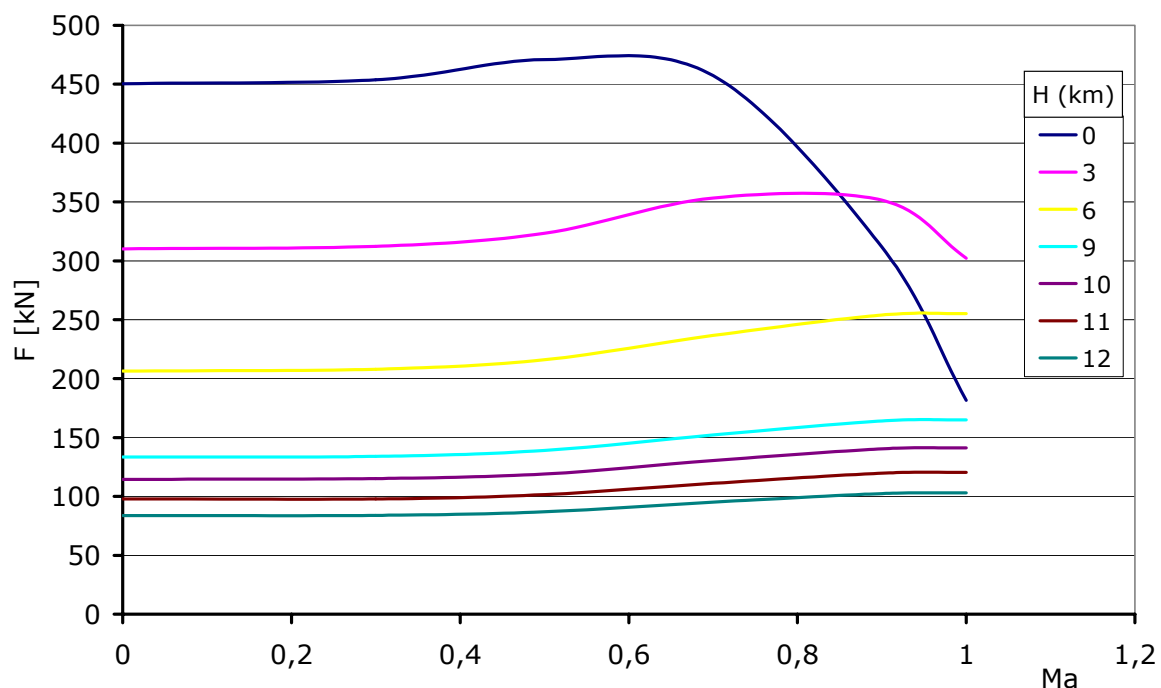
Das größte Problem bei der Konfigurationsfindung stellt die Integration der Triebwerke dar. Hier gilt es die Anforderungen für die Entwicklung und den Betrieb in Einklang zu bringen. Der Entwurf und Test eines neuen TL-Triebwerks sieht die Nutzung bestehender



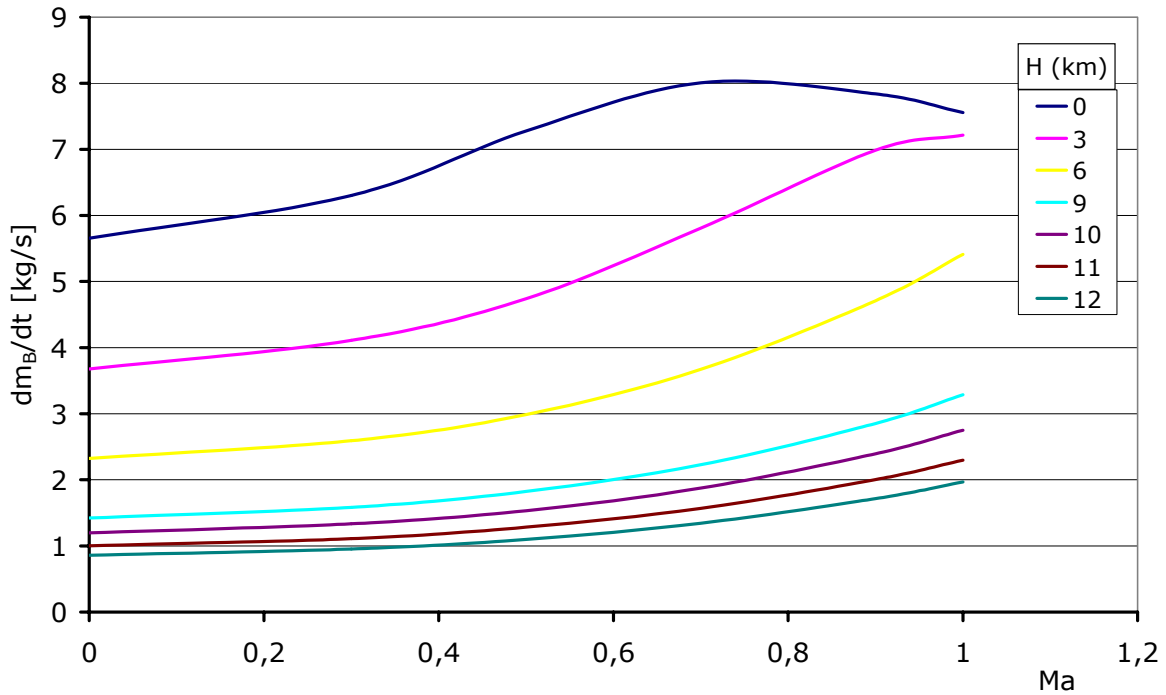
Bodentesteinrichtungen vor, so dass die Größe des Triebwerkes durch die Randbedingungen dieser Einrichtungen beschränkt wird. Bereits während der Sänger-Entwicklung hat sich dies als entscheidender Punkt herausgestellt. Für große Triebwerke gibt es keine Prüfstände, welche die Umgebungsbedingungen (Höhe, Flugmachzahl  $\leq 4$ ) simulieren können. [39]

Der Einfluss der Vorkompression auf die Leistungen und Massen des TL-Antriebes erfordert eine Integration der Triebwerksgondeln in den Flügel. Der Einsatz einer Vielzahl kleinerer Triebwerke führt bei dieser Anordnung schnell zu einer sehr großen Spannweite des (ungepfeilten) Innenflügels. Zudem treten bei mehreren parallelen Einläufen verstärkt Interferenzprobleme im Falle eines Triebwerksausfalls auf. Der „Unstart“ eines Einlaufs führt dann unweigerlich zum Unstart der übrigen Einläufe. Um diese Problematik zu reduzieren, wurden vier TL-Triebwerke mit jeweils 1.84 m Durchmesser gewählt. Es sind jeweils zwei Triebwerke in einer Gondel am Flügel untergebracht. Sie verfügen über einen geometrisch getrennten 2-d Einlauf unter dem Flügel.

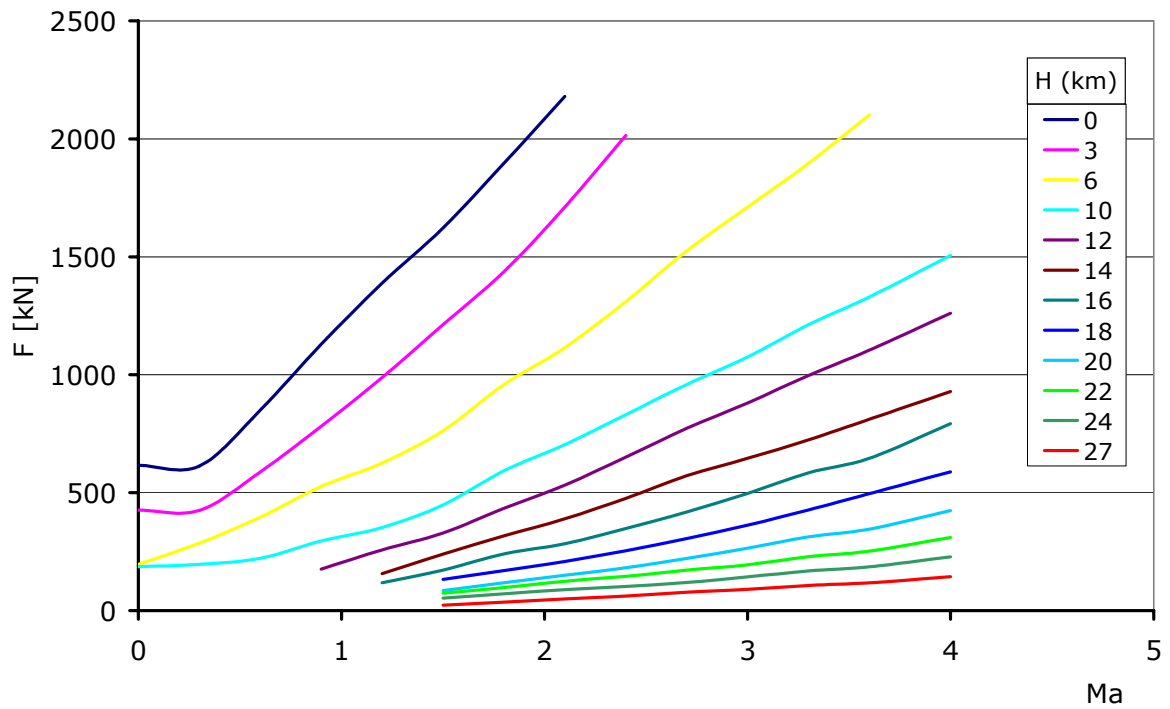
Schub und Verbrauch der TL-Triebwerke in Abhängigkeit von der Flugmachzahl und der Höhe sind in Abbildung 6-37 bis Abbildung 6-40 dargestellt. Wie zu erwarten, zeitigt das höhere Schubniveau des TL-Triebwerks mit Nachverbrennung einen entsprechend höheren Verbrauch.



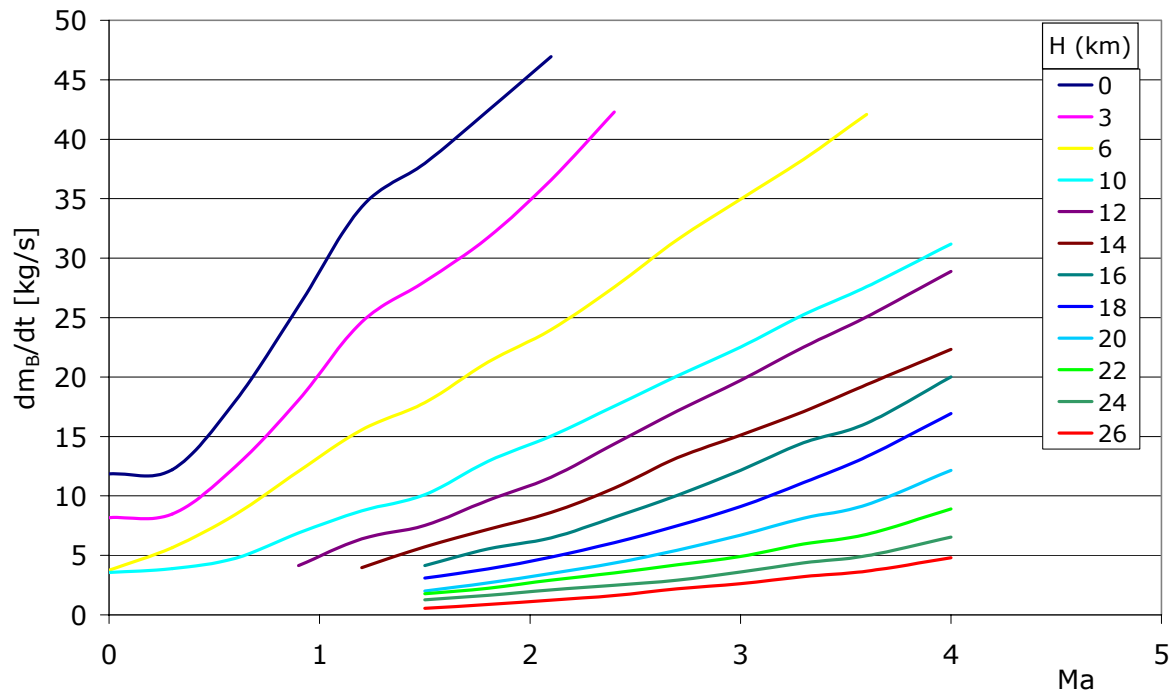
**Abbildung 6-37:** TL-Schub ohne Nachverbrennung F (Ma, H (km))



**Abbildung 6-38:** Brennstoffverbrauch des TL-Triebwerks ohne Nachverbrennung



**Abbildung 6-39:** Nachbrennerschub des TL-Triebwerks  $F$  ( $Ma, H$ )



**Abbildung 6-40:** Brennstoffverbrauch des TL-Triebwerks mit Nachverbrennung

Trotz des gesteigerten Verbrauchs ist der Einsatz des Nachbrenners für ein Beschleunigungsgerät sinnvoll. Der Zusatzschub  $\Delta F$  wird direkt in Beschleunigungsleistung umgesetzt, so dass sich die Beschleunigungszeit verringert, was zu einem entsprechend geringeren Gesamtverbrauch führt. Dieser dimensioniert über das benötigte Tankvolumen die Rumpfgröße des Entwurfs.

Start und Aufstieg des Gesamtsystems kann von Kourou mit Nachverbrennung erfolgen, da keine Lärmschutzrestriktionen vorliegen. Die Rückkehrmission der Unterstufe ist durch einen Reichweitenanteil im Unterschall geprägt, so dass die Verwendung des Nachbrenners hier nicht sinnvoll ist.

#### **6.2.4. Aerodynamik**

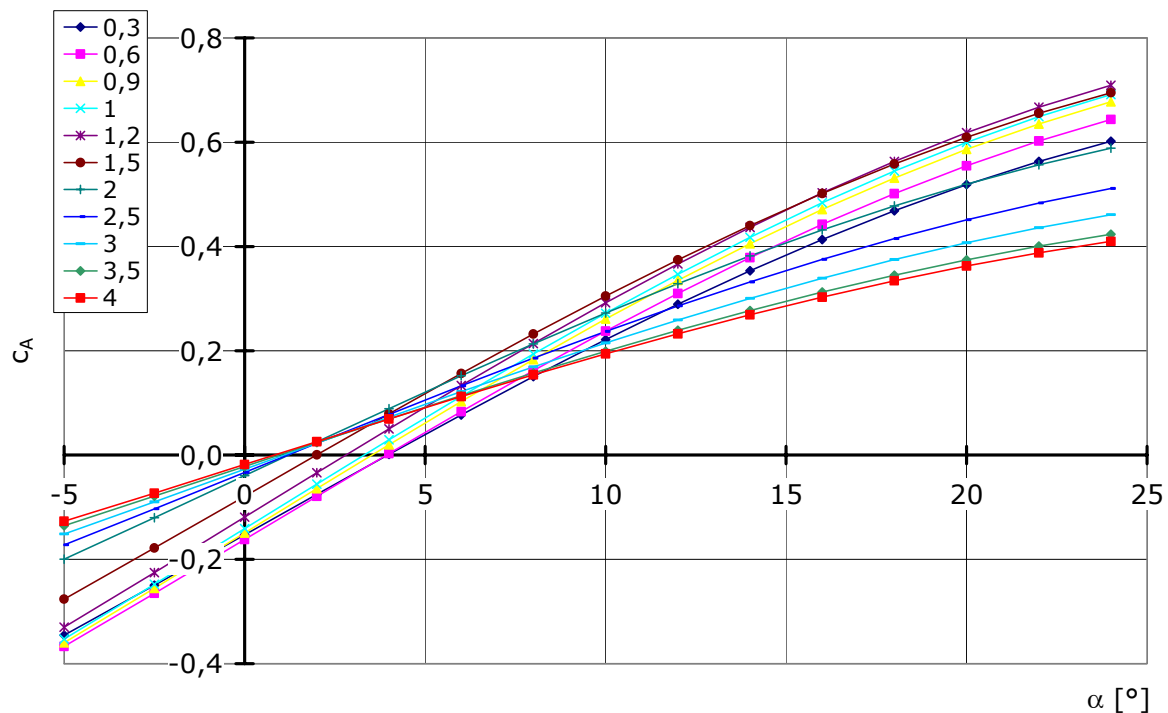
Voruntersuchungen mit der Sänger-Konfiguration haben gezeigt, dass höchste aerodynamische Güte für eine Unterstufe mit einer reinen Beschleunigungsaufgabe nicht erforderlich ist. Die aerodynamische Optimierung ist sehr aufwendig und resultiert in der Regel in höheren Strukturmassen des Gesamtsystems. Diese Zusatzmassen können durch die Verbesserungen der Aerodynamik bei einem Beschleunigungsgerät nicht ausgeglichen werden, so dass es zu einer Erhöhung der Abflugmasse kommen kann. Die aerodynamische Auslegung der HTSM-Scram Unterstufe berücksichtigt vorrangig die folgenden kritischen Bereiche:

### **Triebwerksintegration und Stabilitätsverhalten des Gesamtsystems**

Die Triebwerksintegration erfordert, wie bereits erwähnt, eine hohe Bautiefe des Innenflügels zur Erzeugung der Vorkompression im Überschall. Die fehlende Pfeilung führt zu großen Neutralpunktwanderungen im gesamten Machzahlbereich. Eine Reduktion dieser Neutralpunktwanderung wird durch die Wahl eines hochgepfeilten Außenflügels erreicht, bei dem zugleich das nichtlineare Auftriebsverhalten im Unterschall ausgenutzt wird. Die entsprechende Kombination aus Innen- und Außenflügel erlaubt die Anpassung der Neutralpunktposition entlang der Machzahl an die Schwerpunktlage. Die Separation des Orbiters von der Unterstufe stellt ein zusätzliches aerodynamisches Problem dar, da sich die spontane Schwerpunktwanderung in einer Änderung der Momente äußert. Durch die teilweise Integration des Orbiterflügels konnte erreicht werden, dass der Neutralpunkt ebenfalls einen Sprung nach vorne erfährt.

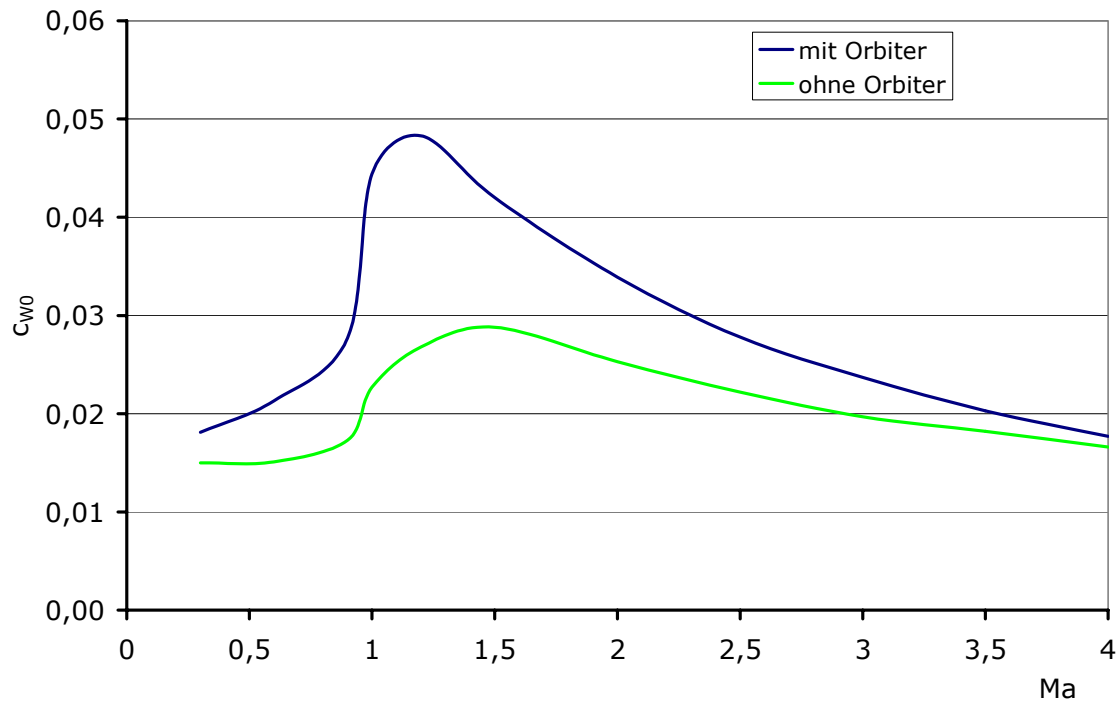
Eine Ermittlung der aerodynamischen Beiwerte während des Aufstiegs erfordert die Berücksichtigung des kalt durchströmten ScramJets. Die Bestimmung der Zustandsgrößen in der Gondel und der SERN-Düse ist im Machzahlbereich  $< 2.0$  jedoch sehr kritisch. Der Antrieb blockiert aufgrund der unzureichenden Verstellmöglichkeiten der ScramJet-Geometrie in der Transonik. Die Ermittlung der Druckverteilung in der SERN-Düse des Orbiters ist auch mit dem Einsatz mehrerer Verfahren nicht genau möglich, so dass das Momentenverhalten in diesem Betriebsbereich eher qualitative Aussagen zulässt. Die Widerstands- und Auftriebsdaten konnten mit Hilfe von experimentellen Referenzdaten auf die Strömungszustände korrigiert werden.

Der Einfluss des Orbiters auf die Gesamtkonfiguration ist in den aerodynamischen Datensätzen deutlich zu erkennen. Das Auftriebsverhalten des Gesamtsystems (Abbildung 6-41) zeigt die typischen Charakteristiken eines stark negativ gewölbten Flügels. Dieser Effekt wird nicht nur durch den Flügel, sondern auch durch die Rumpfgeometrie erzeugt. Der Einfluss des Orbiter-Einlaufs in Verbindung mit der SERN-Düse führt zu der dargestellten  $c_{A,0}$  – Verschiebung.

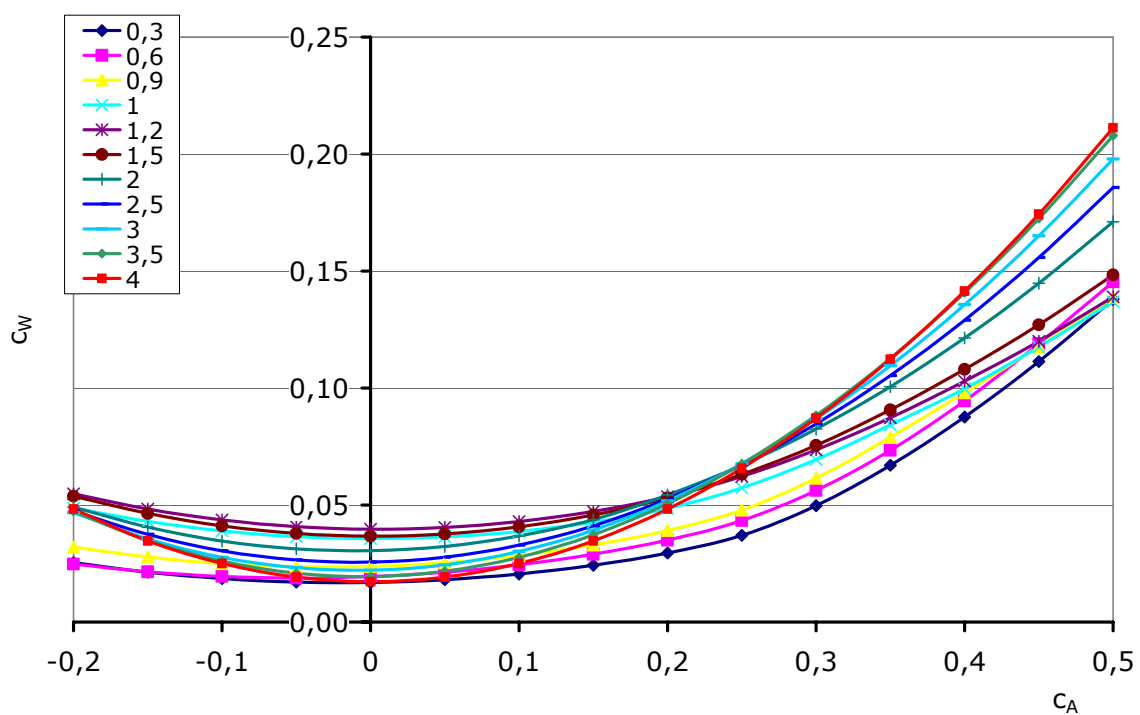


**Abbildung 6-41:** Auftriebsbeiwert des Gesamtsystems (Orbiter integriert)

Eine Auslegung der SERN-Düsenkontur für den Hyperschall bewirkt nicht angepasste Druckverhältnisse bei niedrigen Machzahlen. Die hohen Gradienten erzwingen eine Ablösung der Strömung in der Düse und führen so zu einem hohen Anstieg der Druckwiderstände in diesem Bereich. Diese Effekte sind numerisch nur aufwendig zu bestimmen und erhöhen die Unsicherheiten im Unterschallbereich. Die hohen Widerstände der nicht angepassten SERN-Düse, schlagen sich im hohen Nullwiderstandsbeiwert ([Abbildung 6-42](#)) und der niedrigen aerodynamischen Güte ([Abbildung 6-44](#)) der Konfiguration mit Orbiter nieder. Zur Verbesserung des Widerstandsverhaltens ist es zwingend erforderlich, den niedrigen Machzahlbereich mit kalter Durchströmung in die Optimierung der ScramJet-Geometrie einzubeziehen.



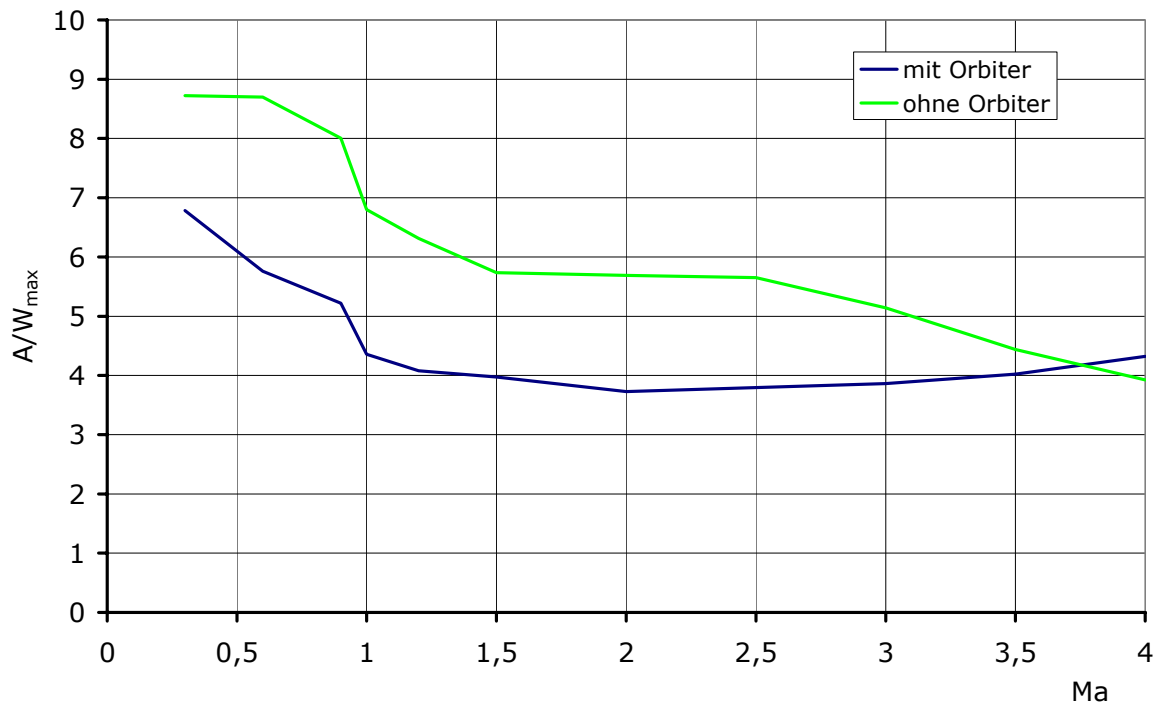
**Abbildung 6-42:** Nullwiderstandsbeiwert des Gesamtsystems (mit/ohne Orbiter)



**Abbildung 6-43:** Widerstandspolare des Gesamtsystems (Orbiter integriert)

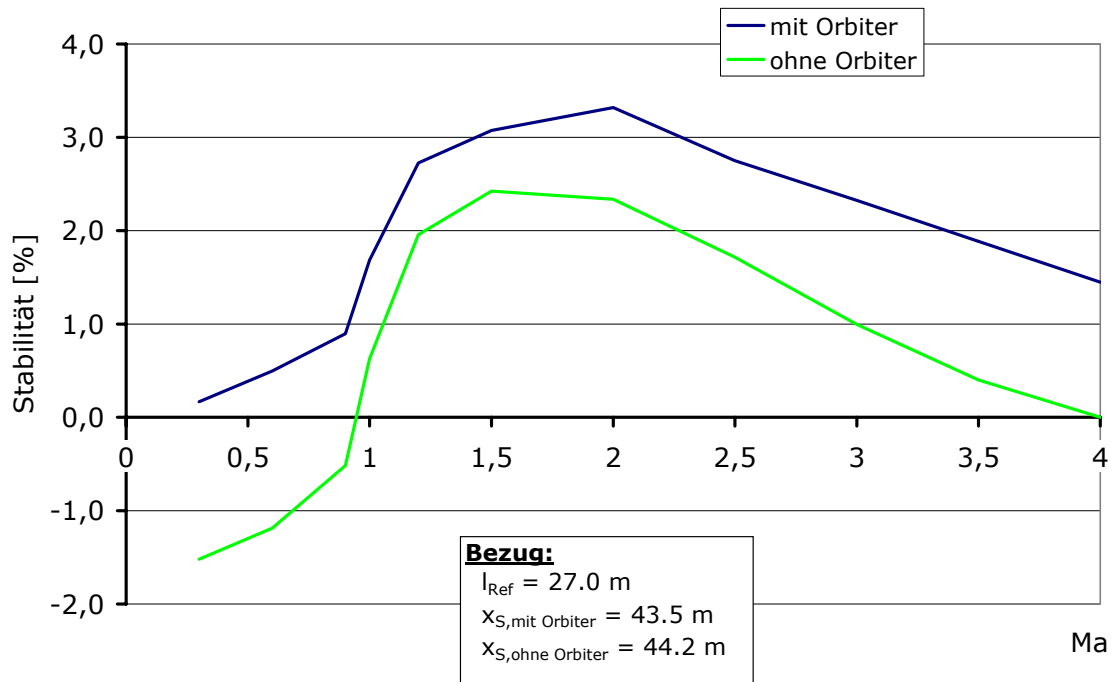
Der Vergleich der maximalen aerodynamischen Güte der Unterstufe mit und ohne Oberstufe zeigt eine Umkehrung der Werte bei  $Ma \approx 4$  (Abbildung 6-44). Mit steigender Machzahl wird

die ScramJet-Strömung des integrierten Orbiters immer angepasster, so dass sich über die Verbesserung des Auftriebsverhaltens eine Verringerung des induzierten Widerstands ergibt. Zugleich weist die Unterstufe ohne Orbiter eine Verschlechterung des Auftriebsverhaltens auf, die aus den Strömungsbedingungen in der Orbiterbucht resultiert. Die Konsequenz der beiden Effekte ist eine höhere aerodynamische Güte des Gesamtsystems gegenüber der einzelnen Unterstufe bei hohen Machzahlen.



**Abbildung 6-44:** maximale aerodynamische Güte des Gesamtsystems (mit /ohne Orbiter)

Das Momentenverhalten der Konfiguration mit Oberstufe zeigt eine durchweg positive Stabilität des Gesamtsystems. Nach der Stufentrennung verschieben sich Schwer- und Neutralpunkt derart, dass bei  $Ma = 4.0$  ein indifferentes Verhalten erzielt wird. Im Unterschall wird die Konfiguration ohne Orbiter ca. 1.5 % instabil (Abbildung 6-45).



**Abbildung 6-45:** Stabilität des Gesamtsystems (mit /ohne Orbiter)

### 6.2.5. Skalierung

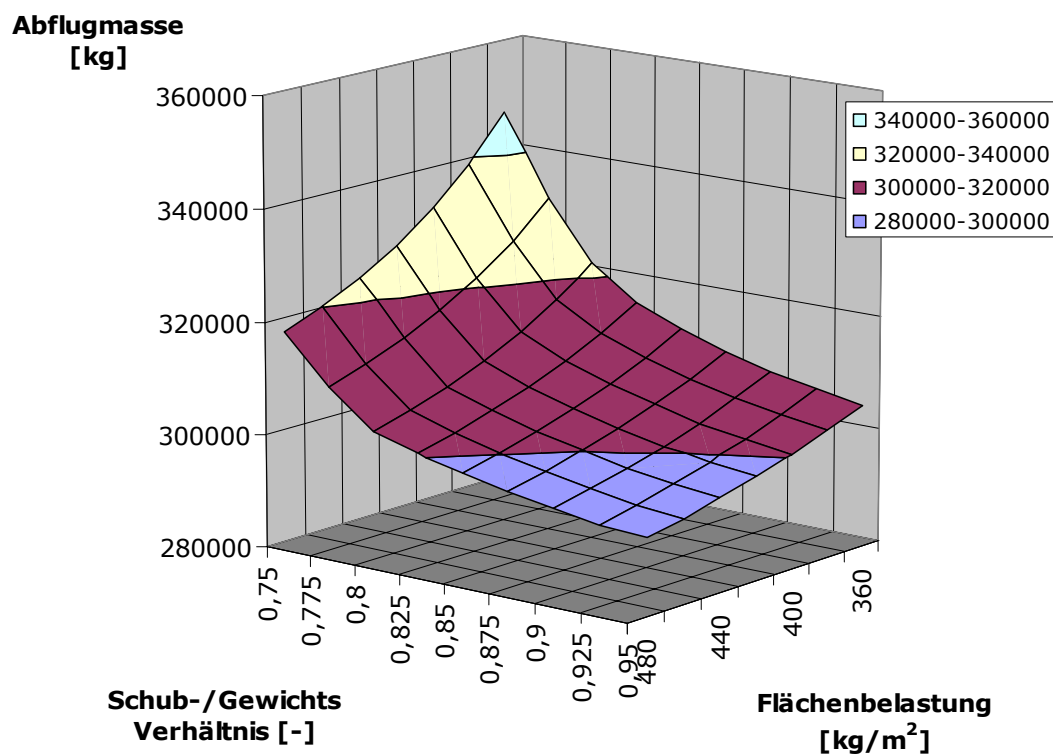
Mehrere geometrische Randbedingungen schränken die Skalierung der HTSM-Scram Unterstufe stark ein. Die Integration des Orbiters legt die minimalen Abmessungen des Rumpfes fest, und die Geometrie des Innenflügels steht in einer starken Interaktion mit der Größe der Triebwerke und deren Gondel. Eine freie Variation Triebwerksgröße ist daher nicht möglich. Da die Tanks ausschließlich in der Rumpfspitze untergebracht sind, muss die Rumpfskalierung manuell gesteuert werden. Eine rein fotografische Vergrößerung/Verkleinerung des Rumpfes führt zu ungünstigen Volumenverteilungen des Rumpfes. Nur durch die manuelle Steuerung kann die Querschnittsverteilung und damit der Nullwiderstandsverlauf optimal gehalten werden.

Bei kleinen Werten des Schub-/Gewichtsverhältnisses zeigt sich einen deutlicher Anstieg der Abflug- und Leermasse ([Abbildung 6-46](#) und [Abbildung 6-47](#)). Der reduzierte Schubüberschuss hat eine Verlängerung der Beschleunigungszeit zur Folge. Der Treibstoffanteil steigt dementsprechend an und führt zu einem erhöhten Volumenbedarf für die Tanks. Da der Vorderrumpf jedoch nicht unabhängig von der Gesamtkonfiguration vergrößert werden kann, hat dies eine globale Vergrößerung des Rumpfes zur Folge, um das Volumen im vorderen Bereich zu erhöhen. Die zusätzlichen Volumina im hinteren Bereich der Unterstufe bringen eine Widerstands- und Massenerhöhung, aber kein zusätzliches Tankvolumen. Leermasse und Abflugmasse steigen somit rapide an.

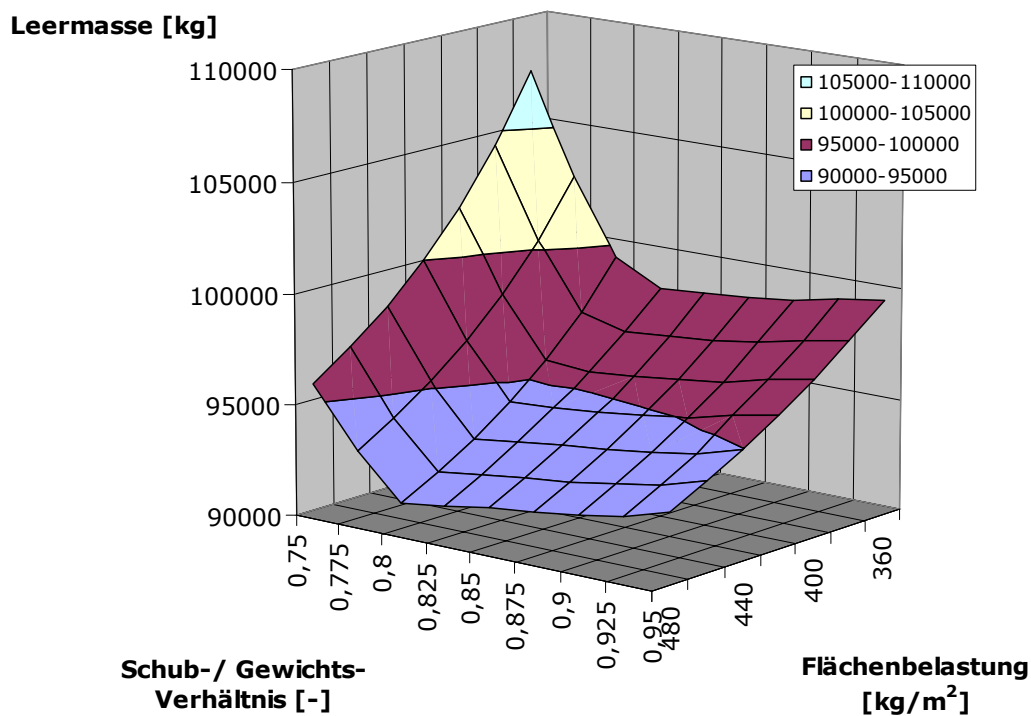


Eine Erhöhung des Schub-/Gewichtsverhältnisses führt zu größeren Triebwerken und damit zu einem reduzierten Treibstoffanteil. Die Leermasse steigt an, wohingegen die Abflugmasse reduziert wird, solange mehr Treibstoffmasse eingespart als Zusatzmasse durch die Triebwerksvergrößerung erzeugt wird. Begrenzt wird dies durch die Forderung nach möglichst kleinen Triebwerksabmessungen.

Die Erhöhung der Flächenbelastung reduziert die benetzten Oberflächen und damit den Nullwiderstand der Gesamtkonfiguration. Die daraus resultierende Verringerung der Abflug- und Leermasse wird durch Einschränkungen hinsichtlich Orbiter-, Triebwerksintegration und Start- und Landeleistungen begrenzt.



**Abbildung 6-46:** Abhängigkeit der Abflugmasse von der Startflächenbelastung und dem Schub-/Gewichtsverhältnis



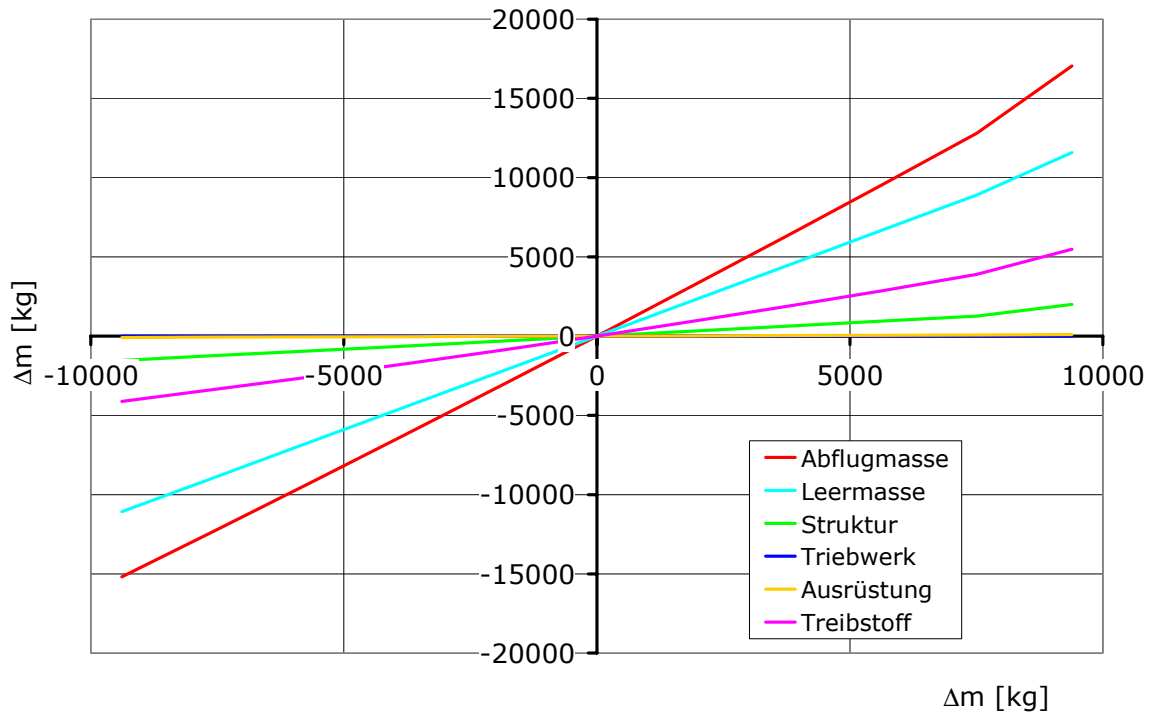
**Abbildung 6-47:** Abhängigkeit der Leermasse von der Startflächenbelastung und dem Schub-/Gewichtsverhältnis

Der Auslegungspunkt der Unterstufe beträgt unter Berücksichtigung der Einschränkungen durch den Orbiter: 420 kg/m<sup>2</sup> Flächenbelastung bei einem Schub-/Gewichtsverhältnis von 0.825 des TL-Triebwerks.

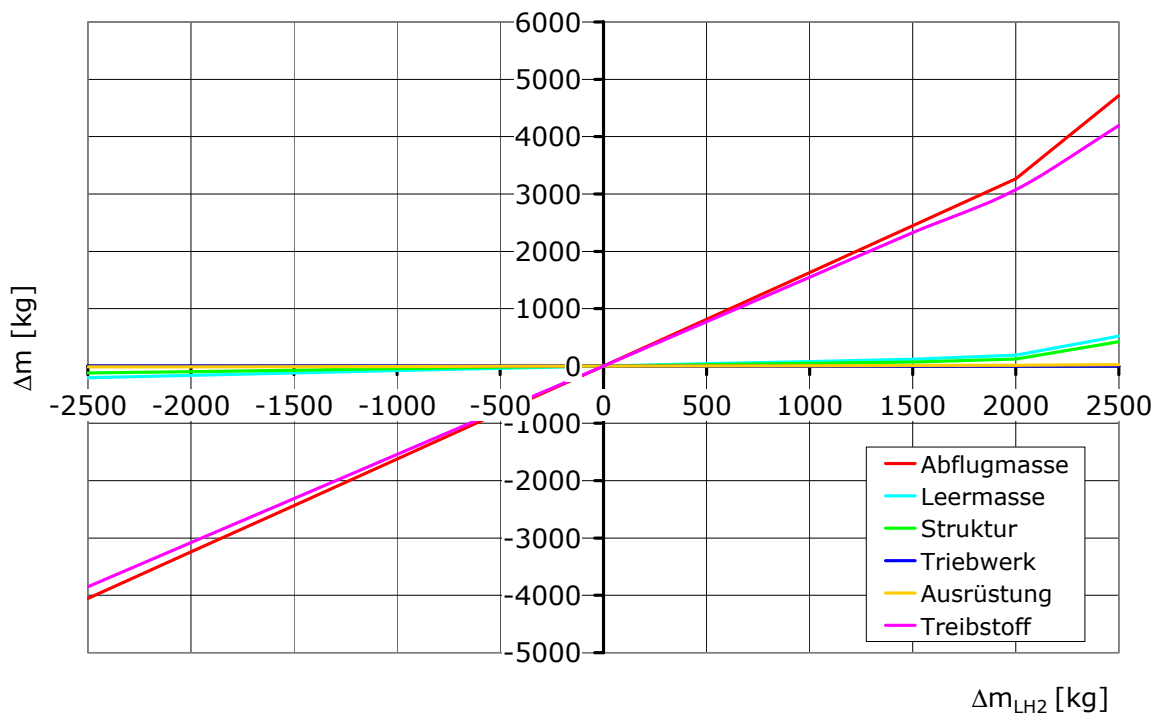
### **6.2.6. Sensitivitäten**

Analog den Annahmen für die HTSM-40 Unterstufe erfolgen die Sensitivitätsuntersuchungen bei festgehaltener Triebwerksgröße. Eine Anpassung der Tankgröße ist aufgrund des geringen verfügbaren Rumpfvolumens problematisch, so dass höhere Gradienten in den Sensitivitäten zu erwarten sind.

Eine Vergrößerung des Tankvolumens über das dafür verfügbare Rumpfvolumen hinaus bewirkt einen abrupten Anstieg der Wachstumsfaktoren für volumenkritische (z.B. erhöhte LH<sub>2</sub> – Reserve) und volumenunkritische Zusatzmassen. Die nichtlineare Erhöhung der Wachstumsfaktoren tritt bei volumenunkritischen Zusatzmassen bei höheren Massen (~ 7 to) auf (Abbildung 6-48) als bei volumenkritischen (~ 2 to) (Abbildung 6-49).



**Abbildung 6-48:** Massenänderung infolge volumenunkritischer Zusatzmasse  $\Delta m$

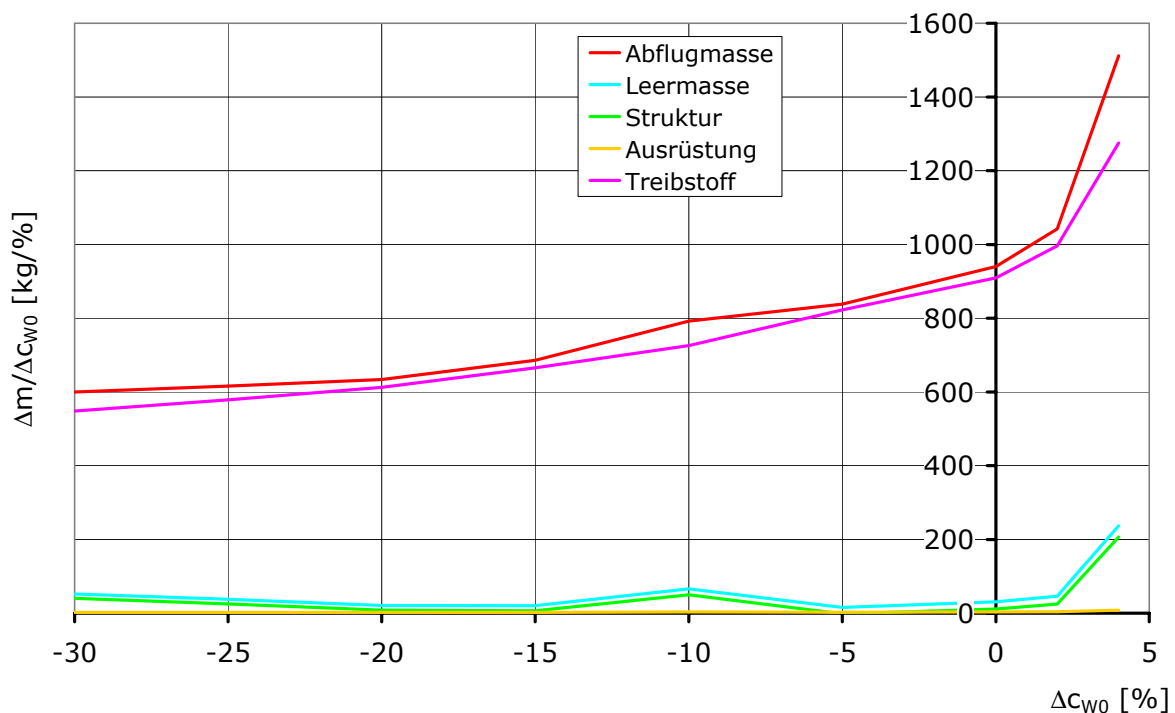


**Abbildung 6-49:** Massenänderung infolge volumenkritischer Zusatzmasse  $\Delta m_{LH2}$

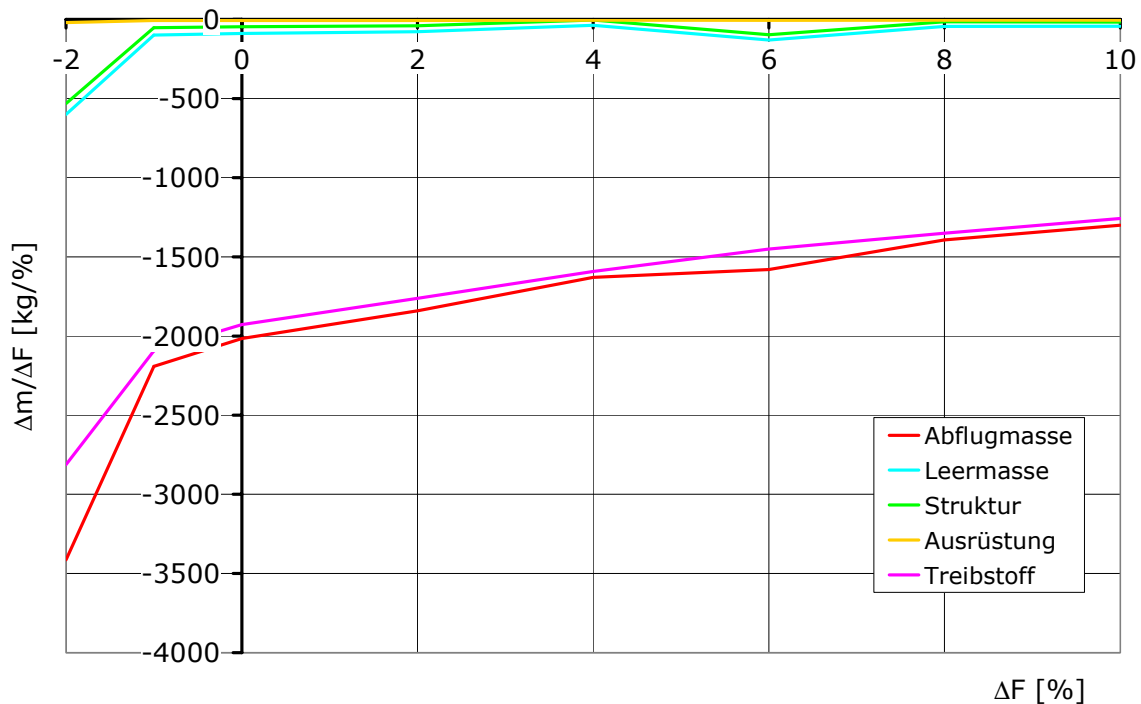
	Volumenunkritische Wachstumsfaktoren [kg/kg]	Volumenkritische Wachstumsfaktoren [kg/kg]
Abflugmasse	1.6	1.6
Leermasse	1.2	0.1
Struktur	0.2	0.1
LH <sub>2</sub>	0.5	1.5

**Tabelle 6-8:** Wachstumsfaktoren Massenvariation

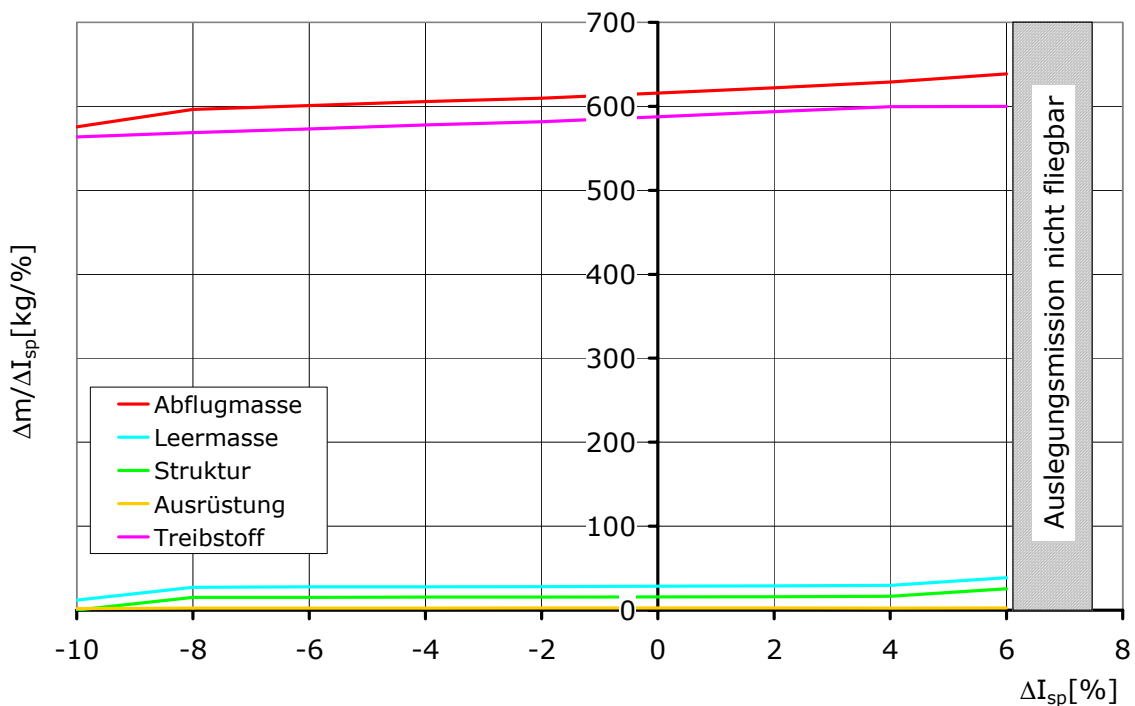
Die Reduktion der Beschleunigungsfähigkeit durch eine Verschlechterung des Widerstands und/oder des Schubs führt noch schneller zu einer Vergrößerung der Unterstufe als eine Erhöhung der Systemmassen. Als Folge wird die „Konfigurationsexplosion“ wesentlich früher erreicht. Die Sensitivitäten auf Änderungen im Nullwiderstand zeigen einen deutlichen Anstieg bei Verschlechterungen  $> 2\%$  (Abbildung 6-50). Korrekturen in der Schubcharakteristik führen bereits bei  $\sim 1\%$  Verschlechterung zu einem drastischen Anstieg der Wachstumsfaktoren (Abbildung 6-51). Die spezifische Überschussleistung ist also der „Entwurfstreiber“ der Unterstufe und Gesamtkonfiguration. Aber auch der Verbrauch zeigt eine ähnliche Auswirkung auf den Entwurf. Eine Verschlechterung von  $> 6\%$  erlaubt keinen konsistenten Unterstufenentwurf mehr (Abbildung 6-52). Die Auslegungsmission ist nicht mehr fliegbar.



**Abbildung 6-50:** Wachstumsfaktoren Nullwiderstandsvariation



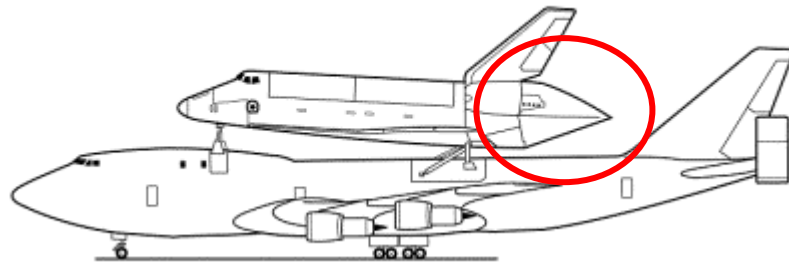
**Abbildung 6-51:** Wachstumsfaktoren Schubvariation



**Abbildung 6-52:** Wachstumsfaktoren Verbrauchsvariation

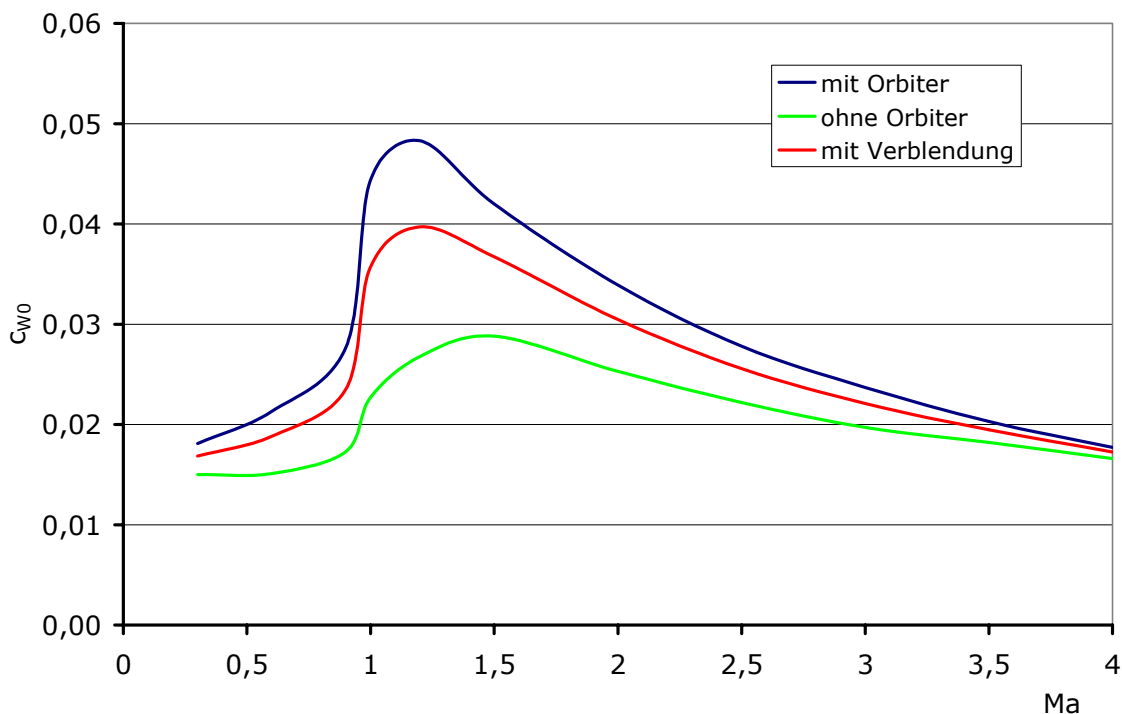
Für die Neukonzeption eines Raumtransportsystems sind die Entwurfsrisiken von Seiten der Aerodynamik und des Antriebs viel zu hoch. Die erreichbare Genauigkeit der Verfahren liegt weit außerhalb der zulässigen Toleranzen, so dass der Entwurf realistisch nicht durchführbar ist. Als treibende Größen lassen sich jedoch recht leicht der Widerstand und das Tankvolumen identifizieren. Der hohe Basiswiderstand des Orbiters in Verbindung mit dem geringen

verfügbaren Tankvolumen treibt die Wachstumsfaktoren in die Höhe. Eine Vergrößerung des Tankvolumens ist aufgrund der Orbitergröße kaum möglich. Die Reduktion des Orbiter-Basiswiderstandes wäre jedoch denkbar. Analog einer Verblendung der Space Shuttle Heckfläche während der Überführungsmission ist eine Verblendung der SERN-Düse während des Aufstiegs möglich (siehe [Abbildung 6-53](#)).



**Abbildung 6-53:** Verblendung der Space-Shuttle Heckfläche

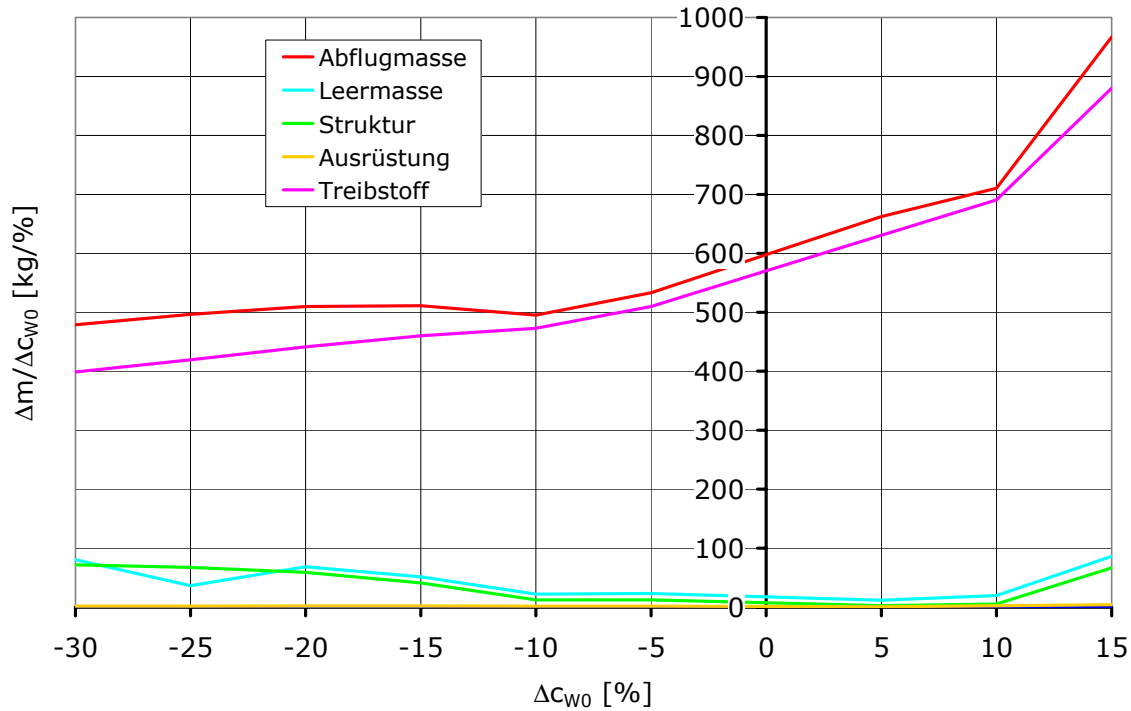
Die durch die Verblendung angepasste Düsenkontur ermöglicht eine drastische Reduktion des Nullwiderstandsanteils des Orbiters ([Abbildung 6-54](#)), hat jedoch eine Erhöhung der Strukturmasse von ca. 1.5 to zur Folge. Vor der Stufentrennung muss die Verblendung abgeworfen werden, um einen störungsfreien Betrieb des RamJets zu gewährleisten.



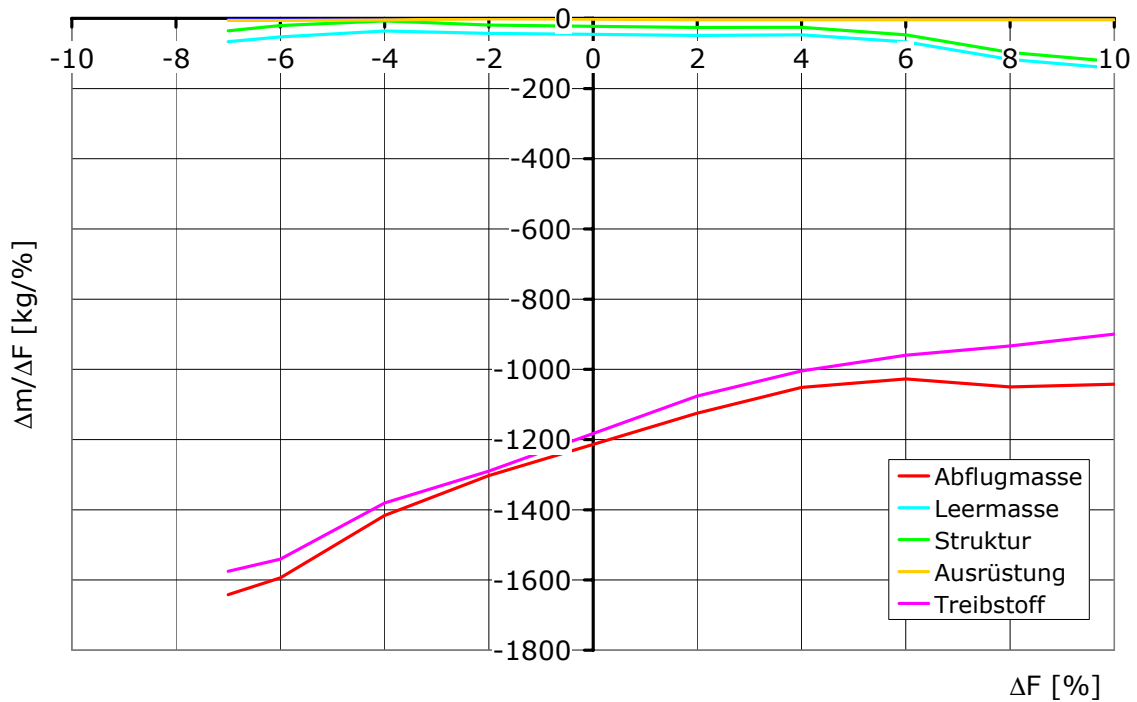
**Abbildung 6-54:** Nullwiderstand der HTSM Scram Konfiguration mit Verblendung

Als Folge des reduzierten Widerstands ergibt sich ein Anstieg des Schubüberschusses und eine reduzierte Treibstoffmasse. Dies führt zu einer Verringerung der Wachstumsfaktoren und

Erweiterung des Toleranzbereiches. Die Wachstumsfaktoren für Massenänderungen reduzieren sich auf  $\sim 1.49$ . Die Reduktion des Nullwiderstands durch die Verblendung der SERN-Düse führt außerdem zu einer reduzierten Empfindlichkeit der Unterstufe gegenüber Abweichungen im Nullwiderstand und Triebwerksschub. Der Toleranzbereich bis zur „Konfigurationsexplosion“ vergrößert sich auf  $\sim 10\%$  Verschlechterung im Nullwiderstand und  $\sim 7\%$  Verschlechterung im Schub (Abbildung 6-55 und Abbildung 6-56).



**Abbildung 6-55:** Nullwiderstands-Wachstumsfaktoren HTSM Scram mit Verblendung



**Abbildung 6-56:** Schub-Wachstumsfaktoren HTSM Scram mit Verblendung

Eine Zusatzmasse von ca. 1.5 to kann durch deren aerodynamischen Wirksamkeit zu einer höheren Sicherheit des Systems und bei einer Berücksichtigung im Skalierungsprozesses zu einer Verkleinerung des Gesamtsystems führen. Eine Neuskalierung des Gesamtsystems mit variablen Triebwerken führt zu einer reduzierten Abflugmasse von 299.3 to und einer Leermasse der Unterstufe von 93.9 to (-8 bzw. -0.4 to).



## 7. Zusammenfassung und Ausblick

Die Integration eines ScramJets in ein wiederverwendbares Raumtransportsystem trägt nicht zu einer höheren Leistungsfähigkeit des Gesamtsystems bei. Ein Vergleich der isolierten Antriebssysteme kann keine Bewertungsgrundlage für die Leistungsfähigkeit in einer Konfiguration darstellen. Die Wechselwirkungen zwischen Antrieb und Zelle sind hierfür zu stark. Erst der integrative Ansatz, wie er im Rahmen dieser Arbeit verfolgt wurde, ermöglicht eine Aussage über die Leistungsfähigkeit dieses Antriebs in einem Beschleunigungsgerät.

Der ScramJet ist geprägt durch eine hohe Notwendigkeit der Integration in die Struktur des „Antriebsträgers“, hier des Orbiters, und einen geringen Schub bei hohen Machzahlen. Die Konsequenzen für den Entwurf zeigen sich nicht nur im Orbiter, sondern auch in der Gesamtkonfiguration. Für ein Beschleunigungsgerät ist der Schubüberschuss die „treibende“ Größe und gerade hier hat der Luftatmer bei hohen Machzahlen die größten Defizite. Selbst unter sehr optimistischen Annahmen führt die Verwendung des luftatmenden Antriebs im Hyperschall nicht zu einem kleineren und leichteren Gesamtsystem. Der Entwurf ist vielmehr geprägt durch erhöhte Risiken und zusätzliche Kompromisse, um den Einschränkungen und den Unwägbarkeiten des ScramJets derzeit gerecht zu werden.

Sowohl im Orbiter als auch in der Trägerstufe sind die „Spuren“ des ScramJets in der Geometrie und in den Massen klar zu erkennen. Ein Vergleich mit der Referenzkonfiguration zeigt sehr deutlich die Schwachpunkte des luftatmenden Konzepts.

### 7.1. Vergleich der Oberstufenkonzepte

Im Gegensatz zum Raketenorbiter, bei dem einzelne Baugruppen nahezu getrennt voneinander optimiert werden können, ist der Scram 5 Orbiter eng mit der Geometrie des ScramJets gekoppelt. Eine getrennte Optimierung der Baugruppen ist hier nicht möglich, da die Randbedingungen des luftatmenden Antriebs (z.B. hoher Staudruck) eine Gesamtoptimierung verlangen. Im Hinblick auf die niedrige Schubleistung bei hohen Machzahlen muss eine widerstandssarme Konfiguration mit optimalen Betriebsbedingungen für den ScramJet gefunden werden. Diese Dominanz des Antriebs führt zu Kompromissen in der Strukturauslegung und der Aerodynamik. Die Folgen auf das Strukturkonzept lassen sich am deutlichsten in einem Vergleich der Systemmassen darstellen (Tabelle 7-1).

Der Vorteil des höheren spezifischen Impulses des luftatmenden Antriebs kann nicht in einen kleineren Orbiter umgesetzt werden. Die höhere Leermasse egalisiert die Reduktion der Treibstoffmasse, so dass die Separationsmassen beider Systeme annähernd gleich sind (Tabelle 7-1). Die primären Gewichtstreiber sind die hohen thermischen Lasten mit dem damit verbundenen TPS-System auf Ober- **und** Unterseite und die geringe Volumeneffizienz des Rumpfes.

	<b>Raketenorbiter</b>	<b>Luftatmender Orbiter</b>
Struktur	11346 kg	17579 KG
TPS	5019 kg	10948 kg
Triebwerk	4717 kg	10663 kg
Ausrüstung	3342 kg	4804 kg
Leermasse (inkl. Margin)	28024 kg	47494 kg
Treibstoff	136436 kg	119321 kg
<b>Separationsmasse</b>	<b>169560 kg</b>	<b>171815 kg</b>

**Tabelle 7-1:** Massenvergleich der Orbiter-Konfigurationen

Aber auch in der Aerodynamik zeigen sich die starken Einflüsse des Antriebs. Die Wahl des Bookkeepings lässt eine Trennung der Effekte des Antriebs und der übrigen Konfiguration zu, so dass die Wirkungen getrennt bewertet werden können. Die Momente des ScramJets, vor allem deren Gradienten über der Machzahl und dem Anstellwinkel, lassen sich nicht durch Klappensysteme an der Konfiguration kompensieren. Nur die Manipulation der Triebwerksströmung im Bereich der Düse scheint eine Trimmbarkeit der Gesamtkonfiguration herstellen zu können. Hier sind aber noch weitere Untersuchungen notwendig, um den Effekt einer solchen zusätzlichen Stellgröße des Antriebs in die Leistungsbilanz aufnehmen zu können.

Der Raketenorbiter zeigt in der Aerodynamik einen wesentlich simpleren Aufbau. Die geringe Bedeutung der Aerodynamik während des Aufstiegs erlaubt eine Konfigurationsoptimierung für den Wiedereintritt und den Gleitflug. Die Verwendung einfacher Klappensysteme am Flügel und am Rumpf gewährleisten einen getrimmten Flugzustand entlang der gesamten Trajektorie.

Neben den Schwierigkeiten in der Auslegung einer luftatmenden Oberstufe kommen noch die höheren Entwurfsrisiken hinzu. Zwar führt der Einsatz eines ScramJets zu einer Reduktion der Sensitivitäten in den Bereichen Massen und Triebwerk, jedoch führen die größeren Unsicherheiten in den Datensätzen des ScramJet-Antriebes zu einem erhöhten Entwurfsrisiko. Die verwendeten Technologien für einen Raketenorbiter sind zum größten Teil Stand der Technik, so dass die Fehlerbandbreite hier erheblich kleiner ist. Vor allem die Verwendung des Raketenantriebs mit seiner bekannten Schubcharakteristik hilft, die Entwurfsrisiken für einen solchen Entwurf zu senken.

Vor allem im Hinblick auf den Wiedereintritt im Rückenflug erfordert die Auslegung des Scram 5 TPS-Systems noch weiterführende Untersuchungen. Die Trajektorie der luftatmenden Oberstufe impliziert jedoch einen komplexen Thermalhaushalt. Zudem führt der

längere Flug mit maximalen thermischen Lasten (bereits im Aufstieg) zu höheren Belastungen für das TPS und damit zu einem gestiegenen Wartungs- und Instandsetzungsaufwand. Diese Faktoren sind, wie es sich bereits beim Space Shuttle gezeigt hat, die Kostentreiber für ein wiederverwendbares Raumtransportsystem.

Der Einsatz eines luftatmenden Antriebs führt also nicht, wie erhofft, zu einer kleineren, leichteren Oberstufe. Eine Steigerung der Entwurfsrisiken und voraussichtlich höhere Betriebskosten sind die primären Faktoren, die gegen einen solchen Einsatz sprechen. Ein Raketensystem bietet wesentlich mehr Vorteile für ein Oberstufenkonzept eines TSTO.

## **7.2. Vergleich der Gesamtsysteme**

Nicht nur die Oberstufe zeigt eindeutige Merkmale, die vom Einsatz des ScramJets herrühren. In Folge der Reduktion der Separationsmachzahl verschieben sich die Größenverhältnisse in Richtung Oberstufe. Die große luftatmende Oberstufe mit der charakteristischen ScramJet-Unterseite muss in einer nun kleineren Unterstufe so integriert werden, dass der Luftatmer des Orbiters auch im integrierten Zustand funktioniert. Wie gezeigt führt dies zu Einschränkungen hinsichtlich der Platzierung des Antriebs und der Tanks der Unterstufe.

Die Tankposition im Vorderrumpf in Verbindung mit dem weit hinten untergebrachten Orbiter bewirkt starke Schwerpunktwanderungen des Gesamtsystems während der Mission. Hieraus resultierende Änderungen in der Momentenbilanz sind nur durch eine gezielte Manipulation der Aerodynamik möglich. Darunter fällt vor allem die teilweise Integration des Orbiterflügels.

Eine Anbringung der TL-Triebwerke analog der Referenzkonfiguration am Rumpf ist nicht möglich, so dass die Triebwerksgondeln im Innenflügel integriert werden müssen. Der Innenflügel dient so auch gleichzeitig der Vorkompression. Der Außenflügel wird zur Neutralpunktmanipulation benötigt und ist somit stark an die Aerodynamik der Unterstufe mit und ohne Oberstufe gekoppelt. Die Konsequenz ist eine komplexe Flügelgeometrie mit hohen Strukturmassen (Tabelle 7-2).

	<b>HTSM-40</b>	<b>HTSM-Scram</b>
Struktur	45.0 to	59.1 to
Triebwerk	27.3 to	21.1 to
Ausrüstung	5.8 to	4.4 to
Leermasse	87.7 to	94.4 to
Treibstoff	29.2 to	42.2 to
Nutzlast/Orbiter	5 to / 169.6 to	5 to / 171.8 to
<b>Abflugmasse</b>	<b>285.3 to</b>	<b>307.7 to</b>

**Tabelle 7-2:** Massenvergleich der Gesamtsysteme

Einschränkungen im Hinblick auf die Leistungsfähigkeit des Gesamtsystems sind auch durch die Integrationsart der Triebwerke zu verzeichnen. Die Gestaltung der Flügelgeometrie lässt keine beliebige Triebwerksgröße bzw. –anzahl zu, so dass der Schubüberschuss marginal wird. Entsprechend der reduzierten Beschleunigungsfähigkeit steigt der Treibstoffanteil gegenüber der Referenzkonfiguration um ca. 30 % an (Tabelle 7-2). In Kombination mit dem geringen Rumpfvolumen treten extreme Sensitivitäten der Konfiguration hinsichtlich Variationen im Schub, Widerstand und Verbrauch auf. Diese Sensitivitäten lassen sich erst über eine Verblendung des Orbiterantriebs reduzieren, sind aber dennoch sehr hoch.

Die Unterstufe des rein Raketentriebenen Orbiters erlaubt eine wesentlich einfachere Optimierung der einzelnen Baugruppen. Die Integration der Oberstufe auf der Oberseite ermöglicht eine Anpassung der Rumpfunterseite an die Anforderungen des TL-Antriebssystems. Durch den geringen Grad der Integration hat die Orbiteraerodynamik zwar einen starken Einfluss auf das Gesamtsystem, reduziert jedoch die Strukturmassen des Unterstufenrumpfes. Ein weiterer Vorteil der geringen Integration ist das hohe verfügbare Rumpfvolumen, welches eine schwerpunktneutrale Unterbringung des Treibstoffes erlaubt.

Analog der Oberstufe zeigen sich die Einflüsse des ScramJets auch in den Leistungen der Unterstufe und des Gesamtsystems. Gegenüber der Referenzkonfiguration weist der HTSM-Scram Entwurf eine höhere Komplexität und höhere Entwurfsrisiken auf. Vor allem der Unterschallbereich beinhaltet mit dem kalt durchströmten ScramJet noch ein erhebliches Optimierungspotential zur Reduktion der Unsicherheiten in diesem Bereich. Es lässt sich aber bereits feststellen, dass der Einsatz eines luftatmenden Antriebs in der Oberstufe eines zweistufigen Raumtransportsystems nicht zu einer Verkleinerung der Unterstufe führt. Sowohl die Leer- als auch die Abflugmassen der Ober- und Unterstufen sind größer als bei einem Raketensystem allein im Orbiter (Tabelle 7-2).

Im Hinblick auf das Gesamtsystem verstärken sich die Auswirkungen der hohen Unsicherheiten des ScramJet-Antriebs noch. In Kombination mit den Wachstumsfaktoren und den Unsicherheiten des Orbiters ist das Risiko der HTSM-Scram Konfiguration um ein Vielfaches größer als das der HTSM-40 Konfiguration. Ein zweistufiges Raumtransportsystem mit einer raketengetriebenen Oberstufe stellt aus heutiger Sicht einen wesentlich sinnvolleren Ansatz dar als das mit vielen Fragezeichen versehene ScramJet-Konzept. Diese Aussage ist für alle Beschleunigungsgeräte und nicht nur für TSTO-Anwendungen gültig.

### **7.3. Ausblick**

Ein Vorteil eines ScramJet-Antriebs in einem Beschleunigungsgerät ist auf der Grundlage der heutigen Daten nicht vorhanden. Die Anpassung an einen breiten Einsatzbereich in Verbindung mit dem geringen Schub resultiert in hohen Struktur- und Systemmassen eines Raumtransportsystems. Der Mangel an abgesicherten Daten für diesen Antriebstyp macht die Risiken für ein Gesamtsystem nicht absehbar. Im Hyperschall erweist sich daher der Raketenantrieb als die bessere und gesicherte Alternative für ein Beschleunigungsgerät.

Ein gänzlicher Verzicht auf die Weiterentwicklung dieser Antriebsysteme ist hiermit nicht verbunden. Der luftatmende Antrieb für Hyperschallkonfigurationen hat das Potential für ausgesuchte Anwendungsbereiche. Diese sollten sich jedoch auf einen geringen Betriebsbereich, z.B. den Reichweitenflug, konzentrieren. In diesem Anwendungsbereich wird das dann weniger komplexe System aufgrund des höheren spezifischen Impulses dem Raketenantrieb überlegen sein.

Genauere Untersuchungen der Hyperschallantriebe und ein Nachweis von deren Leistungsfähigkeit sind für die Risikoabschätzung von luftatmenden Hyperschallkonfigurationen auch in Zukunft zwingend erforderlich. Die Bewertung der Vor- und Nachteile muss jedoch in einem integrativen Ansatz, d.h. im Rahmen des jeweiligen Gesamtkonzepts, erfolgen.



## 8. Literaturverzeichnis

- [1] Bauer, A.: *Betriebsverhalten luftatmender Kombinationsantriebe für den Hyperschallflug unter Berücksichtigung der Triebwerksintegration*, Dissertation, Institut für Luft- und Raumfahrt der Technischen Universität München, 1994
- [2] Bertin, J.J.: *Hypersonic Aerothermodynamics*, AIAA Education Series, 1994
- [3] Bonnefond, T., Falempin, F.: *Study of a Generic SSTO Vehicle using Airbreathing Propulsion*, AIAA 96-4490-CP, 1996
- [4] Curran, E.T., Murthy, S.N.B.: *Scramjet Propulsion*, Progress in Astronautics and Aeronautics, Volume 189, AIAA, 2000
- [5] Curran, E.T.: *Scramjet Engines: The First Forty Years*, ISABE 97-7005, XIII International Symposium on Air Breathing Engines, 1997
- [6] Department of Commerce USA: *Trends in Space Commerce*, Futron Corporation, 2001
- [7] Dorsey, J.T., Myers, D.E.: *Reusable Launch Vehicle Tank/Intertank Sizing Trade Study*, AIAA 2000-1043, 38<sup>th</sup> Aerospace Sciences Meeting & Exhibit, Reno, 2000
- [8] Englund, W.C., Holland, S.D.: *Propulsion Airframe Integration Issues and Aerodynamic Dataset Development for the Hyper-X Flight Research Vehicle*, ISOABE 99-7215, XIV International Symposium on Airbreathing Engines, Florence, 1999
- [9] Falempin, F., Lacaze, H.: *Reference and Generic Vehicle for the French Hypersonic Technology Program*, AIAA 95-6008, AIAA sixth International Aerospace Planes and Hypersonics Technologies Conference, Chattanooga, 1995
- [10] Faulkner, R.F.: *Testing of Hypersonic Components and Engines*, ISABE 97-7089, XIII International Symposium on Airbreathing Engines, Chattanooga, 1997
- [11] FESTIP-Berichte, ESA, 1994-1998
- [12] FESTIP, Final Meeting handout, ESA, 1998
- [13] Fornasier, L., Gottmann, T.: *Rapid Generation of Conceptual and Preliminary Design Aerodynamic Data by Computer Aided Process*, AVT, Ottawa, 1999
- [14] Grallert, H.: *FSSC-12 Re-configuration and Performance – Evaluation & Synthesis -*, FSS-SCT-RP-45, DASA/ESA, 1998
- [15] Griffin, M.D., French, J.R.: *Space Vehicle Design*, AIAA Education Series, 1991
- [16] Häusler, B.: *Vorlesung Raumfahrttechnik I*, Scriptum, Institut für Raumfahrttechnik, Universität der Bundeswehr München, 1993

- [17] Hammond, W.E.: *Design Methodologies for Space Transportation Systems*, AIAA Education Series, 2001
- [18] Hankey, W.K.: *Re-Entry Aerodynamics*, AIAA Education Series, 1988
- [19] Heiser, W.H., Pratt, D.T.: *Hypersonic Airbreathing Propulsion*, AIAA Education Series, 1994
- [20] Heppenheimer, T.A.: *Hypersonic Technologies and the National AeroSpace Plane*, Pasha Publications, 1990
- [21] Herrmann, O.: *persönliche Besprechung*, EADS, MT63, Ottobrunn, 2001
- [22] Hoerner, S.F.: *Fluid-Dynamic Drag*, 1958
- [23] Hollmeier, S.: *Simulation des Betriebsverhaltens von Antrieben für Raumtransporter / Hyperschallflugzeuge*, Dissertation, Institut für Luft- und Raumfahrt der Technischen Universität München, 1997
- [24] Hornung, M., Lentz, S.: *Integration und Auswirkungen der Ergebnisse der Teilprojekte des SFB 255 auf den Gesamtentwurf eines Transatmosphärischen Raumtransportsystems (HTSM)*, Seminar des Sonderforschungsbereiches 255, S. 161-172, 2000
- [25] Kalchschmidt, M.: *Analyse und Entwicklung eines Lösungsalgorithmus für ein Rechenverfahren zur Bestimmung der aerothermischen Belastung von Hyperschallflugzeugkonfigurationen*, Diplomarbeit, , Institut für Raumfahrtssysteme der Universität Stuttgart, 1989
- [26] Kimura, T., Sawada, K.: *Three-Stage Launch System with ScramJets*, Journal of Spacecraft and Rockets Vol. 36, S. 675 – 680, 1999
- [27] Kopp, S.: *Dynamische Echtzeit-Leistungssyntheserechnung mit Sekundär- und Störeffekten für Hyperschall-Luftstrahlantriebe*, Dissertation, Institut für Luft- und Raumfahrt der Technischen Universität München, 2000
- [28] Koschel, W.: *Luftatmende Hyperschallantriebe*, 3. Space Course, S. 661-688, Stuttgart, 1995
- [29] Kröplin, B., Hänle, U., Krüger, R.: *Strukturkonzepte*, 3. Space Course, S. 231-250, Stuttgart, 1995
- [30] Kuczera, H., Weingartner, S.: *Guidelines for the Selection and the Design of Future Space Transportation Systems*, Space Course, München, 1993
- [31] Kurth, G.: *Prozeßanalyse und Leistungsvorhersage von Staustrahltriebwerken mit Überschallverbrennung für einstufige Raumtransportersysteme*, Dissertation, Fakultät für Maschinenwesen der Rheinisch-Westfälischen Technischen Hochschule Aachen, 1997



- [32] Lepelletier, M., Zendron, R.: *Comparison of Different Propulsive Systems for Air-Breathing Launcher*, AIAA-95-6077, AIAA 6<sup>th</sup> International Aerospace Planes and Hypersonics Technologies Conference, 1995
- [33] Lockwood, M.K.: *Overview of Conceptual Design of Early VentureStar Configurations*, AIAA 2000-1042, 38<sup>th</sup> Aerospace Sciences Meeting & Exhibit, Reno, 2000
- [34] Maita, M., Stockmans, R.: *Systems Studies on Spaceplane Powered by Airbreathing Propulsion – Alternative Version TSTO Concept*, AIAA 93-5010, AIAA/DGLR fifth International Aerospace Planes and Hypersonics Technologies Conference, München, 1993
- [35] Mattingly, J.D., Heiser, W.H.: *Aircraft Engine Design*, AIAA Education Series, 1987
- [36] McClinton, C.R., Hunt, J.L.: *Airbreathing Hypersonic Technology Vision Vehicles and Development Dreams*, AIAA 99-4978, 9<sup>th</sup> International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference and 3<sup>rd</sup> Weakly Ionized Gases Workshop, Norfolk, 1999
- [37] Miller, L.E.: *Aircraft Flight Performance Methods*, National Technical Information Service, U.S. Department of Commerce, 1975
- [38] Murthy, S.N.B, Curran, E.T.: *Developments in High-Speed-Vehicle Propulsion Systems*, Progress in Astronautics and Aeronautics, Volume 165, AIAA, 1996
- [39] N.N.: *Leitkonzept Sänger Referenz-Daten-Buch*, interner Bericht, MBB, 1993
- [40] Nomura, S.: *A Japanese Road Map for Future Space Transportation System*, The Space Transportation Market: Evolution or Revolution?, S. 177-185, Kluwer Academic Publishers, Niederlande, 2000
- [41] Oertel, H.: *Aerothermodynamik*, Springer-Verlag, 1994
- [42] Perrier, P., Rostand, P.: *Hypersonic Airbreathing Aircraft Integration through CFD: Global simulations for global thinking*, AIAA 94-3090, 30<sup>th</sup> AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference, Indianapolis, 1994
- [43] Perrier, P., Rostand, P.: *Integration of an Air Breathing Hypersonic Airplane*, AIAA 93-5032, AIAA/DGLR fifth International Aerospace Planes and Hypersonics Technologies Conference, Munich, 1993
- [44] Rausch, V.L., McClinton, C.R.: *HYPER-X: Flight Validation of Hypersonic Airbreathing Technology*, ISABE 97-7024, XIII International Symposium on Airbreathing Engines, Chattanooga, 1997
- [45] Rothmund, C., Scherrer, D.: *Propulsion System for Airbreathing Launcher in the French Prepha Program*, AIAA 96-4498, 1996

- [46] Schöttle, U., Frühauf, H.-H.: *Wiedereintrittsprobleme von Raumflugsystemen*, Teil I – III, Institut für Raumfahrtssysteme der Universität Stuttgart, 1996
- [47] Schoettle, U., Rahn, M.: *Effects of Extended Operation by Scramjet Propulsion on Vehicle Design of a Two-Stage Launch System*, AIAA 93-5009, AIAA/DGLR fifth International Aerospace Planes and Hypersonics Technologies Conference, München, 1993
- [48] Scuderi, L.F., Orton, G.F.: *Mach 10 Cruise / Space Access Vehicle Definition*, AIAA 98-1584, 8th International AIAA Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference, Norfolk, 1998
- [49] Sheam-Chyun, L., Yung-Wha, L.: *Design of Hypersonic Waveriders with Wing-Body-Tail-Inlet-Engine*, AIAA 96-2891, 32<sup>nd</sup> AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference, Lake Buena Vista, 1996
- [50] Staudacher, W.: *Die Beeinflussung von Vorderkantenwirbelsystemen schlanker Tragflügel*, Dissertation, Institut für Aerodynamik und Gasdynamik der Universität Stuttgart, 1992
- [51] Staudacher, W.: *Entwurfsproblematik luftatmender Raumtransportsysteme*, 3. Space Course, S. 63-98, Stuttgart, 1995
- [52] Staudacher, W., Hornung, M.: *Integration und Auswirkungen der Ergebnisse der Teilprojekte des SFB 255 auf den Gesamtentwurf eines Transatmosphärischen Raumtransportsystems (HTSM)*, Arbeits- und Ergebnisbericht des Sonderforschungsbereiches 255, S. 629-668, 2001
- [53] Staudacher, W., Wimbauer, J.: *Design Sensitivities of Airbreathing Hypersonic Vehicles*, AIAA 93-5099, AIAA/DGLR fifth International Aerospace Planes and Hypersonics Technologies Conference, Munich, 1993
- [54] Tartabini, P.V., Lepsch, R.A.: *A Multidisciplinary Performance Analysis of a Lifting-Body Single-Stage-to-Orbit Vehicle*, AIAA 2000-1045, 38<sup>th</sup> Aerospace Sciences Meeting & Exhibit, Reno, 2000
- [55] Voland, R.T., Auslender, A.H.: *CIAM/NASA Mach 6.5 ScramJet Flight and Ground Test*, AIAA 99-4848, 1999
- [56] Wagner, A., Bombled, J.P.: *Oriflamme: A Reference Airbreathing Launcher to Highlight Areas that are Technological Drivers for Hypersonic Vehicles*, IAF 91-207, 42<sup>nd</sup> Congress of the International Aeronautical Federation, Montreal, 1991
- [57] Weldon, V., Fink, L.: *Near-term Two-Stage-To-Orbit Fully Reusable, Horizontal Takeoff/Landing Launch Vehicle*, IAF 91-194, 42<sup>nd</sup> Congress of the International Astronautical Federation, Montreal, 1991