

1D UND 3D-SIMULATIONEN ZUR LEISTUNGSVORHERSAGE VON SCRAMJET-ANTRIEBSSYSTEMEN

T. Fuhrmann, Lehrstuhl für Flugantriebe, Technische Universität München
85748 Garching, Deutschland

H.-P. Kau, Lehrstuhl für Flugantriebe, Technische Universität München
85748 Garching, Deutschland

Zusammenfassung

Ein wichtiges Merkmal luftatmender Antriebe, die im Hyperschallregime eingesetzt werden, ist die starke Sensitivität des Systems auf kleinste Änderungen der Geometrie oder des Betriebszustandes. Daraus ergibt sich sowohl für die Auslegungsphase als auch für die Vorhersage des Betriebsverhaltens solcher Antriebe die Notwendigkeit, mögliche Auswirkungen auf das Gesamtsystem zu betrachten. Komponentenübergreifende Systembetrachtungen wurden zur Schubleistungsberechnung eines Scramjet-Antriebssystems durchgeführt. Dabei wird eine Konfiguration im Demonstrator-Maßstab mit einer angestrebten Design-Flugmachzahl von 8 untersucht. Das Gesamtsystem besteht aus einem 2D-Rampeneinlauf, einem Isolator, einer Überschallbrennkammer mit Zentralinjektionssystem und einer halboffenen Schubdüse (SERN=single expansion ramp nozzle). Da als Fernziel die zivile Nutzung der Erkenntnisse im Vordergrund steht, wird als Brennstoff Wasserstoff verwendet.

Das vorliegende Thema wurde innerhalb des von der Deutschen Forschungsgemeinschaft finanzierten Graduiertenkollegs 1095/1 bearbeitet. Die Arbeiten an diesem Projekt konzentrierten sich auf die Entwicklung eines Softwaretools, das schnelle Leistungsvorhersagen für ein gegebenes Scramjet-System ermöglicht. Die Reduktion der Rechenzeit bei gleichzeitig realitätsnahen Vorhersagen stand bei der Programmerstellung im Vordergrund. Dieses Ziel wird durch eine Kombination aus konventionellen Ansätzen der Leistungsrechnung und 1D-Rechenverfahren der Strömungsmechanik erreicht. Für den Spezialfall der Scramjet-Leistungsrechnung ergibt sich somit die nötige Genauigkeit der Vorhersagen bei gleichzeitiger Variationsmöglichkeit im zu betrachtenden Parameterraum.

Zur Kalibrierung und Validierung des Auslegungstools wurden des Weiteren stationäre 3D-Tip-to-Tail-Simulationen eines Scramjet-Demonstrators mit kommerzieller CFD-Software durchgeführt. Besondere Beachtung fand bei diesen stationären Rechnungen die Verwendung realistischer Randbedingungen. Die Simulationen wurden mit einer thermischen Fluid-Struktur-Koppelung durchgeführt, wobei die Energieabgabe von den Wänden und die Energieübertragung zwischen den Wänden durch Strahlung mitberücksichtigt wurden.

In dieser Veröffentlichung werden die Ergebnisse beider Berechnungsverfahren vorgestellt.

1. ZEICHENERKLÄRUNG

Formelzeichen	Bezeichnung	Einheit
h	Spez. Enthalpie	J/kg
h_u	Unterer Heizwert	J/kg
\dot{m}	Massenstrom	kg/s
p	Stat. Druck	Pa
s	Spez. Entropie	J/kgK
v	Geschwindigkeit	m/s
F	Nettoschub	N
H	Kanalhöhe	m
L	Shocktrainlänge	m
M	Machzahl	-
Q	Wärmemenge	J
T	Stat. Temperatur	K

2. EINLEITUNG

Entscheidend für die Vorauslegungsphase von Flugantriebssystemen ist die Möglichkeit, schnelle Gesamtsystemrechnungen durchführen zu können. Nur so kann das Design innerhalb der anfangs noch sehr kurzen Auslegungssiterationen berechnet, bewertet und auf definierte Ziele hin optimiert werden. Üblicherweise werden in der Luftfahrt Leistungssynthesetools verwendet, die auf Basis von Komponentenkennfeldern das Betriebsverhalten des Antriebs vorhersagen. Die Berechnung der Zustandsgrößen des verwendeten Arbeitsfluids erfolgt auf diskreten Ebenen. Die Güte der Leistungsvorhersagen basiert dabei direkt auf der Gültigkeit der eingesetzten Kennfelder. In der Konzeptphase von Entwicklungsprojekten wird oft auf Erfahrungen und Kennfelder von vorangegangenen Projekten zurückgegriffen, um erste Auslegungen durchzuführen. Dieser Informations- und Know-How-Transfer war jedoch bei der vorliegenden Entwicklung des Scramjet-Demonstrators des Graduiertenkollegs 1095/1

aufgrund von fehlenden gültigen Kennfeldern nicht möglich. Deshalb konzentrierten sich die Arbeiten darauf, ein Softwaretool zu entwickeln, das schnelle Leistungsvorhersagen für ein gegebenes Scramjet-System ermöglicht, ohne dabei rein auf Kennfelddaten angewiesen zu sein.

Eine Kombination aus konventionellen Ansätzen der Leistungsrechnung und 1D-Rechenverfahren der Strömungsmechanik ermöglicht eine rechenzeitoptimale Simulation des Gesamtsystems. Es kommen speziell entwickelte Modellierungsansätze zum Einsatz, die allerdings die Allgemeingültigkeit des Programms eingrenzen. Für den Spezialfall der Scramjet-Leistungsrechnung ergibt sich jedoch die nötige Genauigkeit der Vorhersagen bei gleichzeitiger Variationsmöglichkeit im zu betrachtenden Parameterraum.

Zur Bestimmung von gesamtsystemrelevanten Eigenschaften wurden anhand einer ausgewählten vorausgelegten Geometrie zusätzlich dreidimensionale Strömungssimulationen mit Hilfe eines kommerziellen Softwarepakets durchgeführt. Beide Berechnungsverfahren und die von dieser speziellen Geometrie erzielten Leistungsdaten werden im Folgenden vorgestellt.

3. ANTRIEBSSYSTEM

Scramjets stellen ein luftatmendes Antriebskonzept für den Flugmachzahlbereich ab etwa Mach 7 dar. Der Kreisprozess basiert auf dem Aufstau der anströmenden Luft. Durch die Umwandlung von kinetischer Energie wird das für die Verbrennung nötige Druckniveau erzeugt. Besonderheit der Scramjetantriebe im Vergleich zu heute bereits im Einsatz befindlichen Staustrahlantrieben ist die supersonische Brennkammereintrittsgeschwindigkeit. Aufgrund der vorherrschenden extrem hohen Totalenthalpien bei Flugmachzahlen größer 7 kann die Strömung nicht auf ein verbrennungsgünstigeres Geschwindigkeitsniveau verzögert werden. Die Moleküle der Luft würden andernfalls dissoziieren und einen Großteil der in der Brennkammer zugeführten Energie in diesem angeregten Zustand speichern, ohne dass dieser Anteil an der Schuberzeugung teil haben kann. Die größte technologische Herausforderung besteht bis heute darin, für verschiedene Betriebsbedingungen eine Flamme in der Überschallströmung zu stabilisieren. Dabei muss aus Sicht des Gesamtsystems genügend Energie zugeführt werden, um ausreichenden Schub zu erzeugen, ohne dass durch die Energiezufuhr die Strömung auf Unterschall verzögert wird.

Den Aufbau einer Scramjet-Geometrie mit den entsprechenden Rechenebenen zeigt BILD 1. Er besteht aus einem Hyperschalleinlauf mit Isolator kanal, einer Überschallbrennkammer und einer halboffenen Düse, der so genannten SERN-Düse. Auf die Betrachtung eines Vorkörpers bzw. eines aerodynamischen Auftriebskörpers wird im Rahmen des GRK1095/1 verzichtet, um den Fokus auf rein antriebsrelevante Aspekte zu legen.

Für den Einlauf ist grundsätzlich eine Vielzahl von möglichen Geometrien denkbar, die alle durch Umlenkung der anströmenden Luft zu einer Verdichtung führen. Die Kompression der anströmenden Luft wird dabei durch mehrere schräge Verdichtungsstöße realisiert, ohne auf Unterschall zu verzögern [1]. Bevor die Luft in die Brennkammer eintritt, strömt sie durch ein Kanalstück konstanten Querschnitts, den so genannten Isolator.

Dieser dient zur Entkoppelung, oder Isolation, der Einlaufströmung von der Brennkammer. In der Verbrennungszone kann es je nach Betriebszustand zu unterschiedlich hohen Druckniveaus kommen. Im Isolator baut sich ab einem bestimmten Gegendruck ein von der Verbrennung verursachtes Schrägstoßsystem auf. Durch dieses wird die vom Einlauf kommende Luft auf das Druckniveau der Brennkammer verdichtet. Um die gegebenenfalls negative Interaktion dieses Stoßsystems mit dem Einlaufstoßsystem zu verhindern wird dieses Isolationsstück vorgesehen.

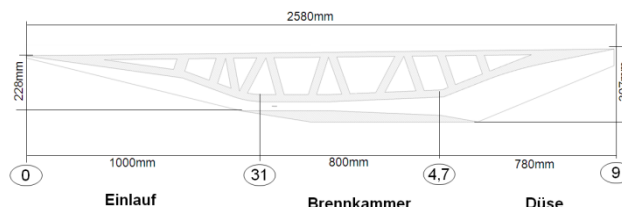


BILD 1: Aufbau des Scramjet-Demonstrators

Die Grundgeometrie der Überschallbrennkammer wird durch die Notwendigkeit bestimmt, die im Überschall verzögernde Wirkung der Energiezufuhr aufzuheben. Ab einer gewissen Energiemenge muss deshalb eine divergente Kanalgeometrie verwendet werden. Der Grad der Divergenz muss für einen stabilen Betrieb dabei auf den Brennstoff und das jeweilige Brennstoff-injektionssystem abgestimmt sein. Im Rahmen des Graduiertenkollegs werden so genannte Zentralinjektionssysteme untersucht, die für den Einsatz im zivilen Sektor prädestiniert sind. Für den Transport von hohen zivilen Nutzlasten werden Brennkammer-querschnitte in der Größenordnung von Quadratmetern nötig sein. Die totaldruckverlustarme Einbringung von Brennstoff in die Kernströmung hat dabei entscheidende Bedeutung für die Funktionsfähigkeit des Gesamtsystems. Zentralinjektionssysteme, die quer in der Strömung stehen, weisen deutlich geringere Totaldruckverluste als beispielsweise eine Injektion normal zur Wand auf. Der Brennstoff wird direkt in die Kernströmung eingebracht, was zusätzlich den Vorteil besitzt, die Wärmelasten auf die Brennkammerwände zu reduzieren [2]. Aktuelle Designs verwenden oft zusätzlich Wirbelgeneratoren an den Injektoren, um die Vermischungscharakteristiken zu verbessern (siehe BILD 2) [3], [4], [5].

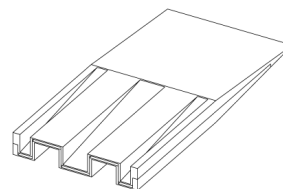


BILD 2: Zentralinjektionssystem mit Wirbelgeneratoren an der Hinterkante, [2]

Als Brennstoff wird in den hier durchgeführten Untersuchungen gasförmiger Wasserstoff eingesetzt. Zur Erhöhung der insgesamt eingebrachten Brennstoffmenge kann ein zweiter Injektionspunkt weiter stromab verwendet werden, ohne dabei die Gefahr des thermischen Sperrrens

einzuweisen [6]. Eigene Berechnungen zeigen eine erhebliche Schubsteigerung durch dieses Verfahren.

Als Düse wird eine halboffene Rampendüse verwendet (SERN=Single Expansion Ramp Nozzle). Diese Düsenart wird typischerweise für Hyperschallanwendungen eingesetzt, um eine freie Anpassung des Abgasstrahls an die Umgebungsbedingungen zu ermöglichen. Der dadurch entstehende breite Bereich an möglichen Expansionsverhältnissen und das hohe Maß an Integration im Heckbereich eines Flugobjekts prädestinieren SERN-Düsen für den Einsatz in diesen Antriebssystemen. Ein entscheidender Nachteil ist jedoch die Variation des Nettoschubvektors über den Betriebsbereich. Das sogenannte „Bookkeeping“ behandelt alle am Antriebssystem angreifenden Kräfte und dient zur Vorhersage des Schubwinkels beim untersuchten Scramjet-Demonstrator.

4. EINDIMENSIONALES AUSLEGUNGSTOOL

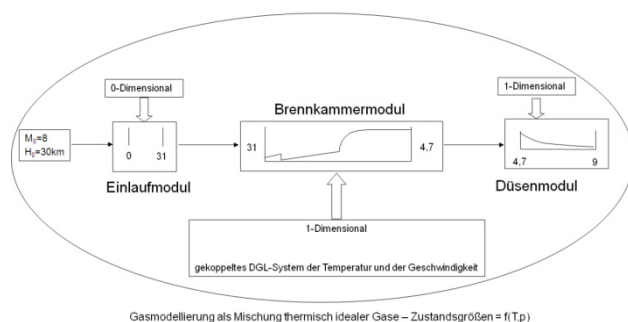


BILD 3: Struktur des Auslegungstools mit Berechnungsmethodik

Der grundlegende Aufbau des Demonstratorantriebs spiegelt sich in der Programmstruktur wider (siehe BILD 3). Das Einlaufmodul mit Isolator verwendet die üblichen 0-dimensionalen Ansätze der Leistungsrechnung bei Flugantrieben. Die Strömung im Einlauf weist eine hochgradig dreidimensionale Strömungsstruktur auf, die durch die Seitenwandeneinflüsse des relativ schmalen Designs geprägt ist. Verdichtungsstoß-Grenzschicht-Interaktionen erzeugen Wirbelsysteme, die sowohl den Luftmassenstrom als auch Größen wie den Totdruckrückgewinn des Einlaufs entscheidend beeinflussen. Die Leistungsdaten des Einlaufs beeinflussen das Verhalten der stromab liegenden Komponenten in hohem Maß, so dass eine möglichst realitätsnahe Modellierung zwingend erforderlich ist. Deshalb wurde auf die Zusammenarbeit mit den Teilprojekten (A3/A7) des Graduiertenkollegs 1095/1 gesetzt, die sich speziell mit dem Hyperschalleinlauf des Systems beschäftigen. Zur Modellierung des Einlaufmoduls werden am Prüfstand bzw. mit höherwertigen CFD-Simulationen ermittelte Daten in die Auslegungsrechnung eingebunden.

Im Brennkammermodul werden 1D-Ansätze verwendet, um die Zustandsgrößen des Arbeitsfluids über die Brennkammerlänge hinweg berechnen zu können. Eindimensionale Ansätze sind mindestens erforderlich, um die Betriebsgrenzen der Überschallbrennkammer vorhersagen zu können. Das Unterschreiten der Schallgrenze innerhalb der Brennkammer wäre beispielsweise ein unzulässiger Betriebszustand, der nur über eine solche Methodik identifiziert werden kann.

Darüberhinaus ergeben sich die Möglichkeiten, den Verbrennungsvorgang durch Anpassung der Geometrie und der Injektionspositionen optimal auszugestalten sowie die an den Prüfständen gewonnenen Wanddruckverläufe durch Nachrechnungen physikalisch besser nachzuvollziehen.

Die Eigenschaften der SERN-Düse werden ebenfalls durch eindimensionale Methoden berechnet. Der entscheidende Faktor für die Wahl der Modellierung ist die Vorhersage des Bruttoschubvektors. Spezielle Ansätze ermöglichen, die asymmetrische Düse mit einem eindimensionalen Strömungslöser abzubilden und den Kraftvektor auf die Kontur zu bestimmen.

4.1. Gasmodellierung

Im gesamten Programm wird das Arbeitsfluid als reagierende Mischung thermisch idealer Gase modelliert. Die Zustandsgrößen der Gas Mischung sind demnach Funktionen von Druck, Temperatur und der aktuellen Gaszusammensetzung. Diese aufwendige Art der Gasmodellierung ist für Scramjet-Berechnungen erforderlich, da selbst die Stoffgrößen reiner Luft aufgrund von Dissoziation bei den vorliegenden hohen Temperaturen starken Veränderungen unterworfen sind.

Es besteht die Möglichkeit, innerhalb des Programms zwischen chemischem Gleichgewicht, also unendlich schnellen Reaktionsgeschwindigkeiten, oder detaillierter Reaktionskinetik zu wählen. Die Reaktionsgeschwindigkeiten der Einzelreaktionen werden bei Berechnungen mit Kinetik durch die Arrheniusfunktion bestimmt. Die drei auswählbaren Reaktionsmechanismen sind speziell für die Verbrennung von Wasserstoff mit Luft bei den in Scramjet-Antrieben vorherrschenden Zustandsgrößen erstellt worden und stammen von Jachimowski [7], Wilson [8] und O'Conaire [9].

4.2. Einlaufmodul

Zur Charakterisierung der Leistungen eines Einlaufkonzeptes sind mehrere Parameter nötig. Zum einen muss die aufgenommene Luftmenge definiert werden. Dazu wird der Durchsatzkoeffizient μ als die real gefangene Luftmenge \dot{m}_0 bezogen auf die geometrisch maximal zu fangende Luftmenge \dot{m}_{max} definiert.

$$(1) \quad \mu = \frac{\dot{m}_0}{\dot{m}_{max}}$$

Eine häufig verwendete Wirkungsgradgröße für Hyperschalleinläufe ist der Wirkungsgrad der kinetischen Energie η_{ke} . Diese Größe basiert auf dem Vergleich der kinetischen Energie in der Anströmung und der potenziell in der Strömung noch vorhandenen kinetischen Energie nach der Verdichtung. Diese würde vorliegen, wenn die verlustbehaftet komprimierte Luft mit einem idealen Prozess wieder auf Umgebungsdruck entspannt wird. Es existieren zwei unterschiedliche Definitionen, die sich in der Berücksichtigung von Wärmeverlusten im Einlauftrakt unterscheiden:

$$(2) \quad \eta_{ke,ad} = \frac{\frac{v_{31,max}^2}{2}}{\frac{v_0^2}{2}} = \frac{\frac{v_0^2}{2} + h_0 - h(p_0, s_{31})}{\frac{v_0^2}{2}}$$

$$(3) \quad \eta_{ke} = \frac{\frac{v_{31,max}^2}{2}}{\frac{v_0^2}{2}} = \frac{\frac{v_0^2}{2} + h_0 - \frac{\Delta Q}{\dot{m}} - h(p_0, s_{31})}{\frac{v_0^2}{2}}$$

Zusammen mit dem Flugzustand und den geometrischen Flächenverhältnissen kann der Einlaufprozess mit diesen Werten durch einen 0-dimensionalen Ansatz vollständig beschrieben werden.

4.3. Brennkammermodul

Für die Berechnung der Brennkammer werden die allgemeinen Gleichungen der eindimensionalen Stromfadentheorie für reagierende Strömungen nach Shapiro [10] verwendet. Es sind zwei unterschiedliche Arten für die Modellierung der Reibungs- und Wärmeübergangsquellterme nach Eck [11] und van Driest [12] aus Vergleichsgründen implementiert. Die Vermischung des Brennstoffes mit der Luft wird mit Hilfe des Mischungsmodells nach Scheuermann [13] abgebildet. Es basiert auf der Modellvorstellung eines anfangs inerten Brennstoffes, der nach einer vordefinierten Mischfunktion der chemischen Reaktion wieder zur Verfügung gestellt wird. Entscheidende Größen für die Leistungsrechnung sind hier die maximal mögliche Menge an Brennstoff, die für die Reaktion freigegeben wird, und der Verlauf der zu erwartenden Mischung über die Brennkammerlänge hinweg. Diese Größen müssen abhängig vom verwendeten Injektionssystem vorgegeben werden. Um aussagekräftige Ergebnisse zu erhalten ist eine Abstimmung mit Testdaten oder aufwendigen dreidimensionalen Berechnungen unerlässlich.

Die für Scramjet-Anwendungen relativ niedrigen Temperaturniveaus in den kontinuierlich betriebenen Überschallverbrennungsprüfständen der Technischen Universität München und der Universität Stuttgart machen die Verwendung einer zusätzlichen Modellierung notwendig. Die ohne zusätzliches Zündmodell vorhergesagten Zündverzugsstrecken sind zu hoch, um die Flammposition in der Brennkammer richtig wiederzugeben. Die Versuche zeigen, dass die Flammen sehr nahe an der Injektorhinterkante stabilisiert werden. Die Strömungsgeschwindigkeiten im Nachlauf des Injektors sind lokal geringer und damit sind die Gemischverweilzeiten höher, als es bei einer eindimensional angenommenen homogenen Strömung der Fall ist. Die Unterschiede zwischen Versuch und eindimensionaler Berechnung sind damit zu erklären. Um dennoch eine Vergleichbarkeit zu ermöglichen, werden zwei unterschiedliche Methoden verwendet. Zum einen kann das Gemisch mit unendlich schneller Reaktionsgeschwindigkeit entlang der Mischfunktion zur Reaktion gebracht werden. Mit dieser Option ist die detaillierte Reaktionskinetik inaktiv. Die Berechnung beruht damit rein auf den chemischen Gleichgewichtsmodellen. Zum anderen besteht die Möglichkeit, einen gewissen Anteil des Wasserstoffs zur Reaktion zu bringen. Somit wird eine Art Pilotreaktionszone erzeugt, in der die Reaktionsbedingungen für die Kinetikberechnung gegeben sind. Der verbleibende Brennstoffanteil reagiert ohne zusätzliches Modell.

4.4. Düsenmodul

In BILD 4 ist das Kontrollvolumen der SERN-Düsenberechnung dargestellt. Es kommen dieselben eindimensionalen Gleichungen wie für die Brennkammerberechnung zum Einsatz. Die farbig hinterlegte Fläche stellt den berechneten Flächenverlauf dar. Dem Massenverlust durch Ausströmen an der hinteren Begrenzung wird durch einen Verlustterm Rechnung getragen, der abhängig von den lokalen Zustandsgrößen ist. Der Druckverlauf $p(x)$ und der Geschwindigkeitsverlauf $v(x)$ bestimmen den erzeugten Bruttoschubvektor. Nach Verrechnung mit dem Eintrittsimpulsvektor der Strömung ergibt sich schließlich der Nettoschubvektor.

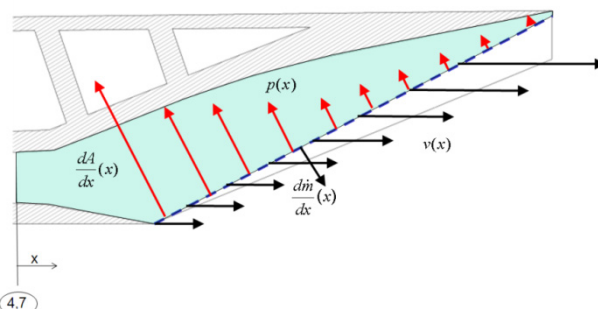


BILD 4: Kontrollvolumen zur SERN-Düsenberechnung

5. SCRAMJET-GEOMETRIE

In Zusammenarbeit mit anderen Teilprojekten des Graduiertenkollegs wurde für die in TAB 1 zusammengefassten Randbedingungen eine Scramjet-Geometrie ausgelegt:

Flughöhe	30 km
Flugmachzahl	8
Brennstoff	Wasserstoff
Primäres Injektionssystem	Zentralinjektor
Sekundäres Injektionssystem	Wandeinspritzung

TAB 1: Auslegungsrandbedingungen

Aufgrund der eingesetzten Zentralinjektionssysteme ergibt sich eine minimale Brennkammerhöhe von etwa 38 mm. Die gewählte Höhe begünstigt die Umströmung und Mischwirbelbildung. Eine maximale spannweite Ausdehnung des Zentralinjektors von etwa 80 mm begrenzt die Brennkammerbreite. Zur Erzielung eines Seitenverhältnisses von 2:1 wurde der Brennkammereintrittsquerschnitt auf 38x76 mm festgelegt. Um eine spätere Clusterbildung des Antriebssystems, eine parallele Anordnung mehrerer Systeme, zu erleichtern, basiert die Auslegung rein auf zweidimensionalen Querschnittsveränderungen.

Die hier vorgestellte Konfiguration besitzt einen 2D-Hyperschalleinlauf mit zwei äußeren Rampen und einem rücklenkenden Einlaufflippenstoß. Es wird jeweils ein planarer schräger Verdichtungsstoß ausgelöst, der die Luftströmung verzögert. Auslegungsziel ist es, so viel Luft

wie möglich einzufangen und auf das nötige Druckniveau zu verdichten. Dies wird einerseits durch die so genannte Fokussierung der äußeren Verdichtungsstöße an der Einlauflippe erreicht, wodurch der Durchsatzkoeffizient μ maximiert werden kann. Andererseits ist für die Selbstzündung des Wasserstoff-Luft-Gemisches, wie es im Demonstratormaßstab unverzichtbar ist, eine Mindesttemperatur von 1000 K am Brennkammereintritt nötig, was die Flächenverhältnisse des Einlaufs bestimmt. Durch die wegen der vorliegenden Flugmachzahl sehr flachen Verdichtungsstößwinkel und der gleichzeitigen Forderung einer relativ großen Brennkammerkanalhöhe ergibt sich eine Einlaufgeometrie von 1 m Länge (siehe BILD 1). Der mit nur 76mm Breite relativ zu seiner Länge sehr schmale Einlauf weist zur Verhinderung von seitlichem Abfließen zur Symmetrieebene parallele Seitenwände an den äußeren Verdichtungsrampen auf.

Die Isolatorlänge wurde mit einer empirischen Formel nach [14] abgeschätzt:

$$(4) \quad \frac{L}{H} = \frac{\left\{ 50 \left(\frac{p_2}{p_1} - 1 \right) + 170 \left(\frac{p_2}{p_1} - 1 \right)^2 \right\}}{M_1^2 - 1}$$

Hierbei ergeben sich zu erwartende Shocktrainlängen L von nur wenigen Zentimetern.

Die 0.8 m lange Brennkammer resultiert aus der Überlegung an zwei Positionen Brennstoff zuzuführen. Der Zentralinjektor sitzt in einem Kanalstück konstanten Querschnitts, um möglichst günstige Strömungszustände für die erste Verbrennungszone bereitzustellen. Zur Vermeidung des thermischen Sperrens divergiert die Brennkammer ab etwa der Hälfte der Länge an zwei Wänden mit einem Gesamtwinkel von $4,5^\circ$. Die Strömung beschleunigt dadurch und es kann weiterer Brennstoff über Wandinjektionsbohrungen zugeführt werden. Die Strömung bleibt während der Brennstoffzufuhr und der Wärmefreisetzung im Überschallregime.

Die Düsenkontur [15] wurde mit Hilfe der Austrittskanalhöhe parametrisiert. Die Schnittstellengleichheit konnte so sichergestellt werden. Für die vorliegende Brennkammer ergibt sich eine Düsenlänge von 0.78 m (siehe BILD 1).

6. 3D-SIMULATIONEN

Zusätzlich zu den Parameteruntersuchungen mit Hilfe des Auslegungstools wurden für die in Abschnitt 4 beschriebene Geometrie 3D-Simulationen mit ANSYS CFX durchgeführt. Zu diesem Zweck wurde eine Außenkonturgeometrie konstruiert und zur realitätsnahen Simulation der Wärmeübergänge innerhalb der Struktur ein Verstrebungssystem definiert (siehe BILD 1).



BILD 5: Rechennetze für Struktur und Fluid

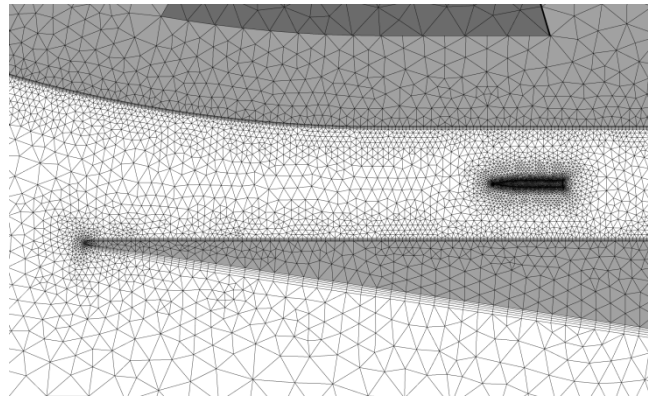


BILD 6: Rechennetz im Bereich der Einlauflippe und des Injektionssystems

Für die stationäre RANS-Simulation wurden die Struktur und die Strömung unstrukturiert vernetzt. Die Gesamtanzahl beträgt 17,8 Mio. Zellen. Zur besseren Auflösung der Grenzschichten wurden 5 prismatische Zellebenen in Wandnähe verwendet (siehe BILD 5 und BILD 6). Das Fluid wurde als reine Luft mit temperaturabhängigen Zustandsgrößen modelliert. Die Turbulenz wurde mit dem Standard $k-\omega$ -Modell von CFX beschrieben. Die Materialeigenschaften der Struktur wurden als wenig wärmeleitend angenommen, wie es z.B. für keramische Werkstoffe und hochlegierte Nickelbasisstähle zutrifft. Die Struktur und die Strömung wurden in der Simulation thermisch gekoppelt, um Wandtemperaturvorhersagen zu ermöglichen, die die Effekte der internen Wärmeflüsse im System beinhalten. Zusätzlich wurden die Wände als „grauer Strahler“ modelliert, um die thermische Strahlung von Wand zu Wand und die Abstrahlung an den Außenflächen zu berücksichtigen.

7. SCHUBVORHERSAGEN

7.1. „Schub“ ohne Energiezufuhr

Grundlegend für die richtige Vorhersage von Schubleistungen ist die korrekte Berechnung der Überschallströmung im Brennkammerkanal ohne Energiezufuhr. Hierzu wurde das Auslegungstool an Versuchsdaten des Lehrstuhls für Flugantriebe (LFA) in München und des Instituts für Thermodynamik der Luft- und Raumfahrt (ITLR) in Stuttgart validiert (siehe BILD 7a&b). Eingetragen sind die Wanddruckmessungen im Brennkammerkanal mit den entsprechenden Fehlerbalken. In rot ist diejenige Kombination der fehlerbehafteten gemessenen Startwerte (Massenstrom, Totaldruck und Totaltemperatur) am Brennkammereintritt eingetragen, welche den höchsten statischen Druckverlauf erzeugt. In blau ist die Berechnung mit derjenigen Kombination dargestellt, die den minimalen Druckverlauf erzeugt. Beide Linien schließen also den Streubereich aufgrund von Messungenauigkeiten ein.

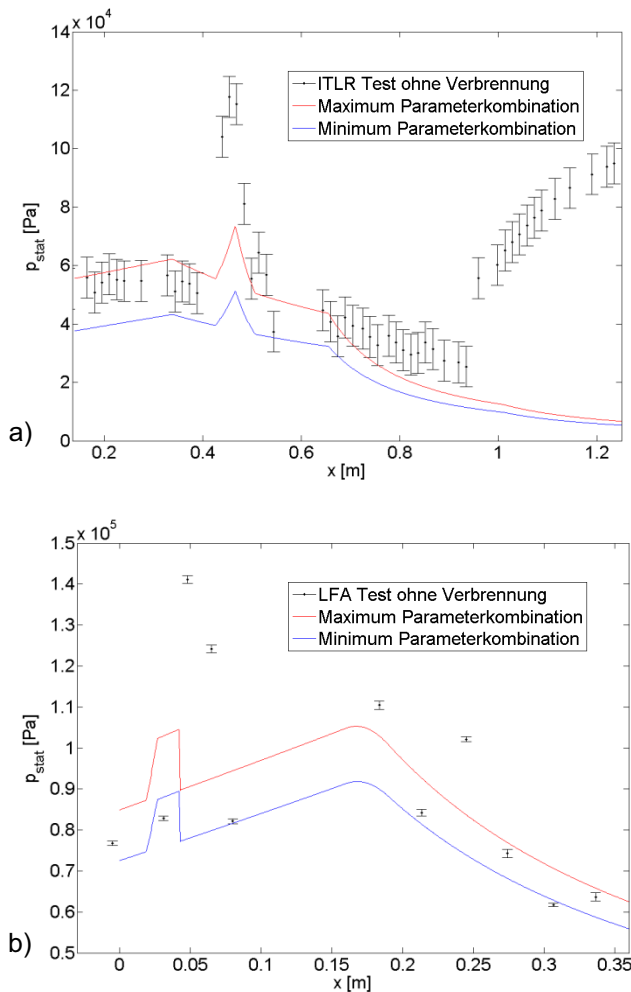


BILD 7: Vergleich von Testdaten des ITLR Stuttgart [3] und des LFA München [2] mit eindimensionaler Berechnung: statischer Wanddruckverlauf und statischer Druck in der Brennkammer ohne Verbrennung

Man erkennt, dass das statische Druckniveau stromauf und stromab des Injektors sehr gut wiedergegeben wird. An der Injektorposition selbst ist die Strömung von den starken schrägen Verdichtungsstößen beeinflusst, die an der Injektorvorderkante ausgelöst werden. Dort liegen die vorhergesagten Druckniveaus erheblich unterhalb der gemessenen, da der Verdichtungsstößeinfluss in den Berechnungsmodellen nicht enthalten ist. Weiter stromab, wo die Strömung nicht mehr von den schrägen Stößen dominiert wird sondern der Einfluss der Kanalgeometrie in den Vordergrund rückt, stimmen die Druckniveaus gut überein. Es ist wichtig zu erwähnen, dass der Druckanstieg am Ende der ITLR Brennkammer an der stark überexpandierenden Konfiguration liegt. Der atmosphärische Druck breitet sich bis in die Brennkammer hinein stromauf aus und bringt die Strömung dort zum Ablösen. Die Anpassung auf Umgebungsdruck geschieht dort mit einer Reihe von schrägen Verdichtungsstößen. Dieses prüfstandspezifische Phänomen kann vom Auslegungstool nicht abgebildet werden.

In BILD 8 ist ein Vergleich der gemittelten Druckdaten aus der dreidimensionalen Simulation und der Berechnung mit dem eindimensionalen Tool dargestellt. Wie zu sehen ist, sind die Abweichungen hier sehr gering.

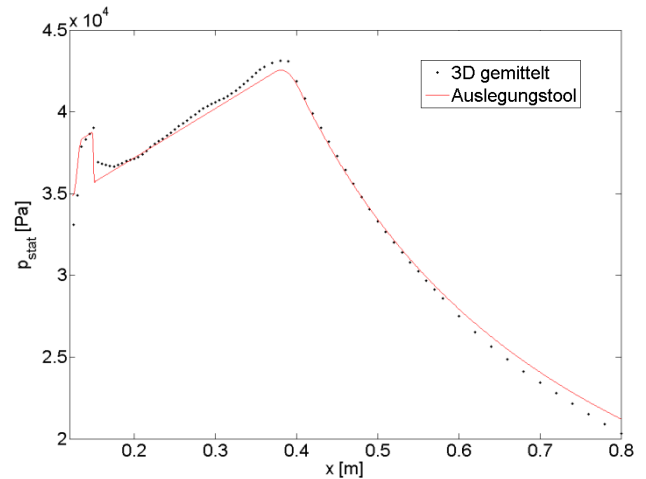


BILD 8: Vergleich 3D Simulation mit 1D Berechnung Auslegungstool: statischer Druck ohne Energiezufuhr

Die Güte der Übereinstimmung entspricht in allen drei Validierungsfällen den Erwartungen und genügt den Anforderungen für Auslegungsrechnungen.

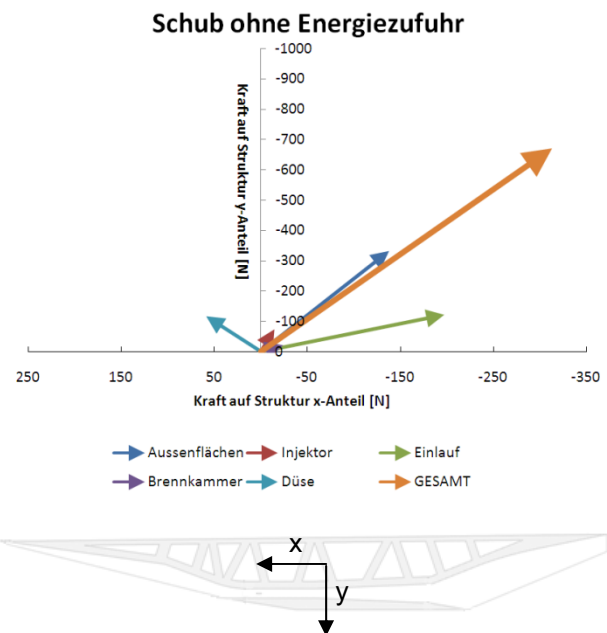


BILD 9: Kräfte auf den Komponenten der Scramjet-Geometrie (3D-Simulation)

BILD 9 zeigt die in der 3D Simulation berechneten Kräfte auf die einzelnen Komponenten der Scramjet Geometrie, welche als Vektoren dargestellt sind. Fett markiert ist der Kraftvektor auf die gesamte Antriebseinheit. Man erkennt, dass ein erheblicher y-Anteil vorhanden ist, der für einen Flugkörper Auftrieb erzeugen würde. Der in x-Richtung vorherrschende Widerstand liegt im Bereich von 0,3kN. Der Widerstand ohne die äußeren Wände, wie er auch im Auslegungstool berechnet wird, liegt bei 175N. Der Vergleich mit dem Auslegungstool ergibt für diesen Widerstand der inneren Stromröhre eine Abweichung von nur 4%.

7.2. Schub mit Energiezufuhr

Die dreidimensionale Simulation von Brennkammern mit der hier nötigen Qualität der detaillierten Chemie ist extrem rechenzeitintensiv. Sie würden den zeitlichen Rahmen für Auslegungsrechnungen bei weitem übersteigen. Simulationen dieser Art werden beispielsweise von Gerlinger et al. [16] durchgeführt, um das Verhalten von Überschallflammen numerisch möglichst genau abzubilden.

Das Auslegungstool wurde speziell entwickelt, um mit Hilfe von einfachen Ansätzen Tendenzen und das grundsätzliche Betriebsverhalten eines Scramjetantriebs wiederzugeben. Dabei ist die quantitative Güte der Ergebnisse direkt abhängig von der Güte der verwendeten Modellparameter der Vermischung und Zündung des Brennstoffes. Basierend auf dem angesammelten Wissen über die verwendeten Einzelkomponenten aus den anderen Teilprojekten des Graduiertenkollegs 1095/1 lassen sich diese ausreichend genau bestimmen.

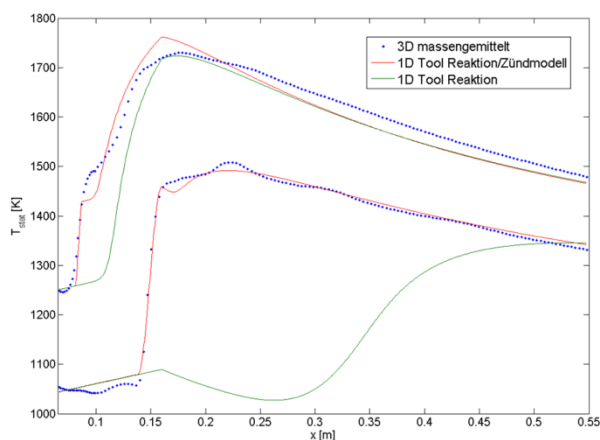


BILD 10: Vergleich von 3D Simulationen von Gerlinger et al. [16] mit eindimensionalen Berechnungen

BILD 10 macht die Bedeutung der richtigen Modellparameter deutlich. Dargestellt ist der Verlauf der statischen Temperatur über der Brennkammerlänge. Die gemittelten dreidimensionalen Daten stammen von Gerlinger et al. [16]. Simuliert wurde eine Brennkammerkonfiguration mit einem axialwirbel-erzeugenden Zentralinjektor in einem divergenten Brennkammerkanal mit detaillierter Chemie. Aus diesen Daten wurde der maximale Ausbrenngrad für die eindimensionale Berechnung abgelesen. Daraus ergeben sich für die statische Temperatur in beiden 1D-Simulationen übereinstimmende Austrittsbedingungen. Die Zündverzugsstrecke wird jedoch ohne zusätzliches Zündmodell zu lang vorhergesagt (grüne Kurve). Für kürzere Brennkammern würden sich demnach falsche Schubvorhersagen ergeben. Um solche Fehler zu vermeiden, wurde ein Zündmodell implementiert, das durch zusätzliche Modellparameter den Zündzeitpunkt auf die gewünschte Position festlegt. Es ergeben sich dadurch die in BILD 10 rot eingetragenen Kurven. Diese nähert sich dadurch dem Verlauf der dreidimensionalen gemittelten Daten gut an.

Mit Hilfe des Auslegungstools und der oben erwähnten Modelle wurden für den in Abschnitt 4 beschriebenen Flugzustand und die dort dargestellte Geometrie die

folgenden Daten erzeugt. Der berechnete Betriebszustand stellt die maximal mögliche Brennstoffzufuhr dar, ohne dass es zum thermischen Sperren des Brennkammerkanals kommt. Die Zufuhr wird auf zwei Injektionspositionen mit einem jeweiligen Äquivalenzverhältnis von 0,8 verteilt. Der Vermischungswirkungsgrad wurde für diese Grenzpunktberechnung auf 1 gesetzt.

Fluggeschwindigkeit	2,4km/s (ca.8700km/h)
Wirkungsgrad gesamt $\frac{F v_0}{\dot{m}_{Br} h_u}$	13,9%
Thermischer Wirkungsgrad	14,5%
Vortriebwirkungsgrad $\frac{2}{\frac{v_0}{v_0} + 1}$	96,0%
Nettoschub (Flugrichtung)	0,19kN
Spez. Impuls (Isp)	700s ¹
Einlaufwirkungsgrad ($\eta_{ke,ad}$)	91,7%
Durchsatzkoeffizient μ	74,4%
Ausbrand	64,5 %
Totaldruckverlust Brennkammer	80,4%
Düsendruckverhältnis	185

TAB 2: Vorhergesagte Leistungen

BILD11 zeigt die Druckverläufe innerhalb des Brennkammerkanals für diesen Flugzustand. Als Punkte sind die gemittelten 3D-Daten aus BILD 8 nochmals eingetragen. Der blaue Druckverlauf ergibt sich für eine reine gestufte Injektion des Brennstoffes an zwei Positionen ohne Reaktion. Die rote Kurve wird für die erwartete Verbrennung vorhergesagt. Der maximale statische Druck wird am Ende des Kanalstücks mit konstantem Querschnitt erreicht. Danach überwiegt der Effekt der Divergenz des Kanals, wodurch die Strömung beschleunigt. Der Sprung im Druckanstieg bei x=0,6 entsteht durch die zweite Injektion des Brennstoffes.

¹ Vergleich: Space Shuttle Main Engine (SSME): 453s

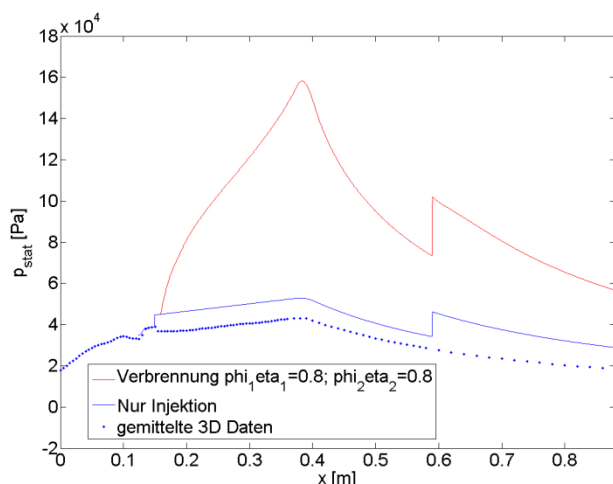


BILD 11: Druckverlaufvorhersagen des Auslegungstools

Bei Variation der Brennstoffzufuhr an den beiden Injektionspunkten ergibt sich für den Schubvektor das im BILD 12 dargestellte Verhalten.

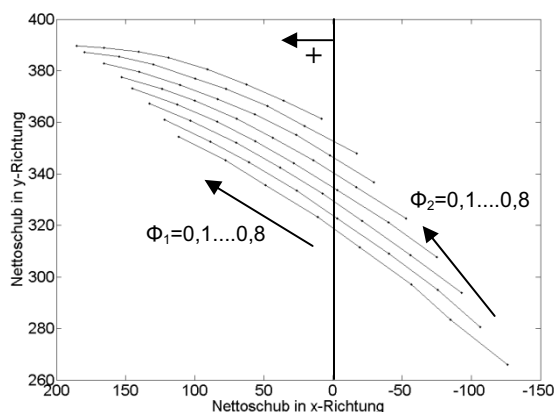


BILD 12: Nettoschubvektorvariation bei verschiedenen Laststufen

Ab einem Äquivalenzverhältnis Φ_1 von etwa 0,45 erzeugt diese Gaskanalgeometrie positiven Nettoschub in Flugrichtung unter Vernachlässigung des Widerstands der äußeren Wände. Es wird deutlich, dass die Richtung des auf die Scramjetkonfiguration wirkenden Kraftvektors stark von den jeweiligen Einspritzzuständen abhängt. Eine solche, nominelle Variation würde sich für eine Flugkonfiguration beim Wechsel der Laststufen ebenso ergeben. Hier nicht vorgestellte Einflüsse, wie die Variation des Anstellwinkels, haben ähnliche Auswirkungen. Die Vorteile der gestuften Verbrennung sind in BILD 12 ebenfalls gut zu erkennen. Trotz eines leicht sinkenden spezifischen Impulses und damit des Wirkungsgrades, kann durch eine zweite Injektionsposition Φ_2 der erzeugte Nettoschub stark erhöht werden (+67%).

8. ZUSAMMENFASSUNG

Im Rahmen des von der Deutschen Forschungsgemeinschaft (DFG) finanzierten Graduiertenkollegs 1095/1 wurden unter Zusammenarbeit mehrerer Teilprojekte Gesamtsystemanalysen bezüglich der Auslegung eines Scramjet-Antriebssystems durchgeführt. Zu diesem Zweck wurde ein auslegungssystemstützendes Softwareprogramm basierend auf einer Kombination von Ansätzen aus der Leistungssyntheserechnung von Flugtriebwerken und der eindimensionalen Stromfadentheorie erstellt. Mit Hilfe von Versuchsdaten und 3D CFD-Simulationen konnten die im Auslegungstool verwendeten Modellierungen validiert werden. Die Übereinstimmung im Fall von Experimenten und Berechnungen ohne Verbrennung ist ohne zusätzliche Modelle sehr gut. Für die realitätsnahe Simulation von Verbrennungsvorgängen musste zusätzlich zu einem Mischmodell eine Modellierung für den Zündzeitpunkt hinzugefügt werden. Der Grund hierfür liegt hauptsächlich in den relativ niedrigen Temperaturen am Brennkammereintritt. Nach der Ableitung injektionssystemspezifischer Modellparameter können verschiedene Gaskanalgeometrien mit guter Übereinstimmung zu aufwendigen 3D Simulationen berechnet werden. Das Auslegungstool ist aufgrund der kurzen Rechenzeit von unter einer Minute auf einem Desktop-PC sehr gut geeignet, um Parameter-variationsrechnungen durchzuführen. Grundlegende Effekte und Auswirkungen von Komponenten-veränderungen auf das Gesamtsystem können so besser verstanden werden. Zusätzlich kann das Betriebsverhalten qualitativ untersucht werden. Für quantitativ aussagekräftige Simulationen ist jedoch ein Informationsfluss aus detaillierten Komponenten-untersuchungen unerlässlich.

9. SCHRIFTTUM

- [1] M. Krause, J. Ballmann: Enhanced design of a scramjet intake using two different RANS solvers, 26th Symposium on Shock Waves, Göttingen, Germany, 2007, 3830
- [2] S. Rocci Denis, D. Maier, H.-P. Kau: Staged Injection in a Dual-Mode Combustor for an Air-Breathing Engine, 15th AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference, Dayton, Ohio, 2008, AIAA 2008-2632
- [3] T. Scheuermann, J. Chun, J. v. Wolfersdorf: Experimental Investigations of Scramjet Combustor Characteristics, 15th AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference, Dayton, Ohio, 2008, AIAA 2008-2552
- [4] T. Sunami, K. Itoh, T. Komuro, K. Sato: Effects of Streamwise Vortices on Scramjet Combustion at Mach 8-15 Flight Enthalpies - An Experimental Study in HEST, ISABE 2005- 17th Symposium on Air Breathing Engines, Munich, Germany, ISABE-2005-1028
- [5] T. Sunami, P. Magre, A. Bresson, F. Grisch, M. Orain, M. Kodera: Experimental Study of Strut Injectors in a Supersonic Combustor Using OH-PLIF, AIAA/CIRA 13th International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies, 2005, Capua, Italy, AIAA-2005-3304

- [6] S. Tomioka, K. Kobayashi, K. Kudo, A. Murakami, T. Mitani: Distributed Injection for Performance Improvement of a Supersonic Combustor with Multi-Staged Wall-Injections, 12th AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies, 2003, Norfolk, Virginia, AIAA 2003-6991
- [7] C. J. Jachimowski: An Analytic Study of the Hydrogen-Air Reaction Mechanism with Application to Scramjet Combustion, 1988, Hampton, Virginia, NASA TP-2791.
- [8] G. J. Wilson, R. W. MacCormack: Modeling Supersonic Combustion Using a Fully Implicit Numerical Method, 1992, AIAA Journal 30, Seiten: 1008-1015.
- [9] M. Ó Conaire et al: A Comprehensive Modeling Study of Hydrogen Oxidation, 2004, Wiley, DOI 10.1002/kin.20036.
- [10] A. H. Shapiro: The Dynamics and Thermodynamics of Compressible Fluid Flow (1/2), The Ronald Press Company, 1953, Seite 228
- [11] B. Eck: Technische Strömungslehre – 1 / Grundlagen. Heidelberg, New York : Springer, 1978. ISBN: 3-540-08635-8.
- [12] E. R. van Driest: Problem of Aerodynamic Heating Aeronautical Engineering Review, 1956. Vol. 15, No. 10, Seiten 26-41
- [13] T. Scheuermann, J. Chun, J. v. Wolfersdorf: One-Dimensional Modelling of a Scramjet Combustor Reacting Flow, 15th AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference, Dayton, Ohio, 2008, AIAA 2008-2643
- [14] H. W. Heiser, D. T. Pratt: Hypersonic Airbreathing Propulsion, Ohio, AIAA Education Series, 1994, ISBN 1-56347-035-7, Seite 255
- [15] C. Hirschen, A. Gülhan, W. H. Beck, U. Henne: Experimental Study of the Interaction between Internal and External Flows of a Scramjet Nozzle using Various Diagnostic Techniques, 43rd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, 2007, Cincinnati, Ohio, AIAA 2007-5088
- [16] P. Gerlinger, F. Schneider, M. Aigner: Numerical Investigation of Mixing Enhancement by Streamwise Vorticity in Supersonic Combustors, ISABE 2005-17th Symposium on Air Breathing Engines, Munich, Germany, ISABE-2005-1019