

SFB TRANSREGIO 40: HECKSTRÖMUNGEN

- R. Radespiel, Institut für Strömungsmechanik, TU Braunschweig, Bienroder Weg 3, 38106 Braunschweig, Deutschland
- C. Glatzer, Lehrstuhl für Strömungslehre und Aerodynamisches Institut, RWTH Aachen, Wüllnerstr. 5a, 52062 Aachen, Deutschland
- V. Hannemann, Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik, DLR, Bunsenstr. 10, 37073 Göttingen, Deutschland
- D. Saile, Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik, DLR, Linder Höhe, 51170 Köln, Deutschland
- S. Scharnowski, Institut für Aerodynamik und Strömungsmechanik, Universität der Bundeswehr München, Werner-Heisenberg-Weg 39, 85577 Neubiberg, Deutschland
- J. Windte, Institut für Strömungsmechanik, TU Braunschweig, Bienroder Weg 3, 38106 Braunschweig, Deutschland
- C. Wolf, Lehrstuhl und Institut für Luft- und Raumfahrt, RWTH Aachen, Wüllnerstr. 7, 52062 Aachen, Deutschland
- Y. You, Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik, DLR, Lilienthalplatz 7, 38108 Braunschweig, Deutschland

Zusammenfassung

Raumtransportsysteme der nächsten Generation werden chemische Raketenantriebe nutzen, da diese Antriebsart auf absehbare Zeit den besten Kompromiss zwischen Entwicklungs- und Herstellungsaufwand sowie Leistung bietet. Die Heckströmung eines Raumtransportsystems mit Raketenantrieb erzeugt während des Aufstiegs bedeutende aerodynamische Lasten und Thermallasten an den Bauteilen des Hecks, die Ursache für statische und insbesondere für dynamische Strukturverformungen sind. Das grundlegende Verständnis des dynamischen Strömungsverhaltens und die Genauigkeit der in industriellen Entwurfszyklen verwendeten numerischen Simulationsmethoden und experimentellen Untersuchungen sind heute nicht ausreichend, um die beim Entwurf zu berücksichtigenden Unsicherheitsmargen hinreichend klein zu halten. Hier setzt der Bereich Heckströmungen im Sonderforschungsbereich Transregio 40 mit Untersuchungen an einer Familie von generischen Modellkonfigurationen an, um das grundlegende Strömungsverhalten zu erforschen und numerische Simulationsmethoden zu validieren. Dafür werden Windkanäle für den gesamten Geschwindigkeitsbereich einer Raketentrajektorie und hochwertige Messtechnik für instationäre Strömungsvorgänge eingesetzt. Es werden neue Entwicklungen der optischen Messtechnik und der experimentellen Charakterisierung der Strömungsschwankungen am Heck anhand der Messergebnisse der Forschungspartner vorgestellt. In der numerischen Strömungssimulation werden die Potenziale von Modellen und Methoden zur Lösung der Reynolds-gemittelten Navier-Stokes-Gleichungen, der Detached Eddy Simulation und der zonalen Large Eddy Simulation durch Anwendungen im Niedergeschwindigkeitsbereich und im Hyperschall im Vergleich zu Messungen aufgezeigt. Der Beitrag gibt einen Ausblick, wie in zukünftigen Untersuchungen eine Simulation des Schubstrahls unter Berücksichtigung der für die Gasdynamik und den turbulenten Impulsaustausch relevanten Kennzahlen unternommen werden kann.

1. EINLEITUNG

Raumtransportsysteme der nächsten Generation werden chemische Raketenantriebe nutzen, da diese Antriebsart auf absehbare Zeit den besten Kompromiss zwischen Entwicklungs- und Herstellungsaufwand sowie der erreichbaren Transportleistung im Rahmen des prognostizierten, zukünftigen Bedarfs bietet. Die kritischen, thermisch und mechanisch hochbelasteten Komponenten raketentriebener Raumtransportsysteme sind Brennkammer und Schubdüse. Wegen ihrer zentralen Bedeutung für die Funktion des Gesamtsystems sind diese Komponenten auch diejenigen mit dem größten Potenzial zur Steigerung von Effizienz und Betriebssicherheit. Da

die Komponenten eines Raketensystems in enger, direkter Wechselwirkung miteinander stehen, hat die Optimierung einer Komponente aber fast immer wesentliche Einflüsse auf die anderen Komponenten. Daher ist es nicht sinnvoll, einzelne Komponenten von den anderen losgelöst zu betrachten.

Die Erforschung neuer Technologien für die zentralen Komponenten zukünftiger Raketenantriebe für den Raumtransport unter Berücksichtigung der systemischen Abhängigkeiten ist der Zweck des SFB Transregio 40. Dieses koordinierte Programm der Universitäten in Aachen, Braunschweig, München und Stuttgart und des Deutschen Zentrums für Luft- und Raumfahrt erforscht seit dem Jahr

2008 den Einsatz neuer Materialien, neue Methoden der Strukturkühlung, die Aerothermodynamik des Raketendecks, neue Modelle für Simulationen der Brennkammerströmung und Methoden und die Phänomenologie der relevanten Strömung-Struktur-Wechselwirkungen [1].

Die turbulenten Heckströmungen von raketengetriebenen Raumtransportern entlang der Aufstiegstrajektorie sind durch eine Zahl komplexer, aerodynamischer Wechselwirkungen gekennzeichnet. Diese sind verantwortlich für den Verlauf der stationären aerodynamischen Beiwerte, und hier insbesondere für den Druckwiderstand des Hecks. Darüber hinaus weist die Strömung im äußeren Bereich des Nachlaufs des Raketenkörpers als auch im Bereich der Düsenströmung große, instationäre Schwankungen auf, die Ursache für unerwünschte Struktur-schwingungen sein können. Für den Entwurf von zuverlässigen Raumtransportern müssen die zu Grunde liegenden aerodynamischen Phänomene am Heck und ihre Wechselwirkungen verstanden sein. Darüber hinaus muss analysiert werden, mit welchen mathematischen Modellen die relevante Dynamik und die Wechselwirkungen der Heckströmungen aufgelöst und aerodynamische Lasten effizient vorhergesagt werden können, damit die beim Entwurf der Raketekonfiguration zu berücksichtigenden Unsicherheitsmargen hinreichend klein gehalten werden können.

In einer ersten Übersicht besteht die Heckströmung von raketengetriebenen Raumfahrzeugen aus dem Nachlauf der stumpfen Heckfläche verbunden mit einer in dieser Heckfläche angeordneten Düsenströmung. Hier kommt es zu aerodynamischen Wechselwirkungen zwischen den Scherschichten des Nachlaufs und der heißen Düsenströmung. In der Vergangenheit wurde dieses Problem vorwiegend mit Methoden auf der Basis der Reynolds-gemittelten Navier-Stokes-Gleichungen (RANS) analysiert. Bei diesen Simulationen sind in vielen Fällen große Diskrepanzen zu Experimenten bezüglich der aerodynamischen Lasten am Heck aufgetreten, und die Dynamik konnte nicht aufgelöst werden. Auf der experimentellen Seite beschränken sich vorhandene Datensätze für umströmte, stumpfe Hecks mit Strahl auf den vereinfachten Fall mit einem kalten oder einem nur gering aufgeheizten Antriebsstrahl. Bisherige experimentelle Untersuchungen heißer Strömungen an Raketenantrieben beschränken sich dagegen auf die Simulation der Düsenströmung ohne Außenströmung. Sie dienen vorwiegend der Qualifikation der Raketendüsen und sind für die Validierung von Rechenverfahren wenig geeignet. Fortschritte in den experimentellen und numerischen Methoden der Strömungsanalyse lassen nunmehr erwarten, dass im Bereich der Heckströmungen von raketengetriebenen Raumfahrzeugen wesentliche Fortschritte erzielt werden können.

Bei genauerem Hinsehen ergeben sich detaillierte wissenschaftliche Fragestellungen in der Analyse der Heckströmungen. Hierzu zählt der Einfluss der durch den Raketenkörper erzeugten Zuströmung zum Heck und deren Variation z.B. durch Leitwerke oder andere Anbauten an der Konfiguration. Bei realen, ausgeführten Raketendecks sind dieses z.B. Verstärkungen der Heckstruktur sowie Stiele und Verstreben zur Halterung von Booster-Stufen. In Windkanalexperimenten ist für die Strahlsimulation eine Zufuhr von Gas zum Modell erforderlich, wofür ein Stiel zum Modell berücksichtigt werden muss. In vielen Fällen ist auch ein beträchtlicher Einfluss des Anstellwinkels auf Strömungstopologie und dynamisches Verhalten

des Nachlaufs beobachtet worden. Weitere Komplexitäten entstehen dadurch, dass bei Raumtransportern oft mehrere Raketendüsen am Heck angeordnet werden und so die Heckströmung in einem geometrisch zerklüfteten Gebiet verläuft. Es ist auch bislang unerforscht, welche Einflüsse die hohe Gesamttemperatur und die chemische Zusammensetzung des Raketen-Abgasstrahls auf die Mischungsschicht zwischen Strahlströmung und Außenströmung und auf das Verhalten der Heckströmung insgesamt haben. Die Komplexität der Strömungsvorgänge begründet die Arbeitshypothese, dass die für die Dynamik der mechanischen und thermischen Lasten an Raketendecks verantwortlichen Strömungsphänomene nur durch eine enge Zusammenarbeit von Experimenten mit zeitauf-lösenden Druckmessungen und optischer Strömungs-messtechnik sowie von turbulenzauflösenden, numerischen Simulationen erforscht werden können. Dieses ist der Zweck der kooperativen Forschungsvorhaben im Bereich „Heckströmungen“ des SFB Transregio 40 der DFG.

Die hier beschriebenen Fragestellungen lassen sich in einer Serie von generischen Raketekonfigurationen abbilden, welche die gemeinsame Systematik für die im Bereich „Heckströmungen“ kooperierenden Teilprojekte bilden, entsprechend BILD 1. Konfiguration B.A bildet die Referenzströmung eines stumpfen Hecks ab und soll auch zum Abgleich verschiedener experimenteller Anlagen und numerischer Methoden dienen. Die Schwerthalterung dieser Konfiguration erzeugt eine deterministische Störung im Unterschied zu einer ideal achsensymmetrischen Konfiguration, die in Konfiguration B.B untersucht wird. Durch einen Vergleich von Konfiguration B.A und B.B können die Einflüsse der Modellhalterung und somit generische Störungen der Zuströmung zum Heck untersucht werden. Konfiguration B.C ermöglicht demgegenüber die Analyse von kalten und heißen Düsenströmungen und ihrer Wechselwirkungen mit dem Nachlauf des Hecks.

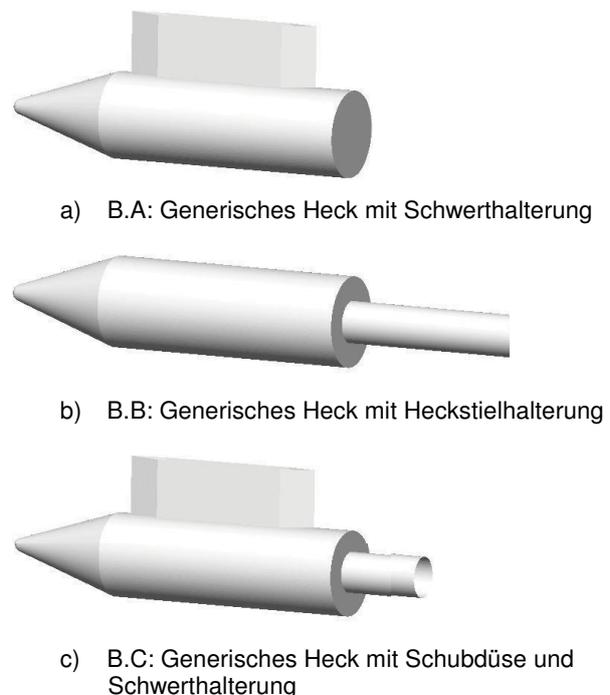


BILD 1. Generische Heckgeometrien des SFB Transregio 40

Der Bereich „Heckströmungen“ des SFB Transregio 40 untersucht die komplexen Wechselwirkungen von Gasdynamik und der turbulenten Mischungsvorgänge dieser Konfigurationen entlang der gesamten Aufstiegstrajektorie eines raketentriebenen Raumtransportsystems, d.h. vom Unterschall bis zum Hyperschall. Dafür stellen die Forschungspartner ihre Windkanalanlagen zur Verfügung. Dieses sind der Niedergeschwindigkeitswindkanal der RWTH Aachen, der transsonische Windkanal der Universität der Bundeswehr München sowie der Rohrwindkanal HLB der TU Braunschweig und der Windkanal H2K des Deutschen Zentrums für Luft- und Raumfahrt in Köln für den Überschall und Hyperschall. Längerfristig sollen weitere Anlagen des DLR in Köln, nämlich der TMK für Untersuchungen im Transschall und Überschall und die vertikale Messstrecke VMK zur Untersuchung des Einflusses heißer Abgasstrahlen hinzukommen.

Im Folgenden wird über erste Ergebnisse dieser Zusammenarbeit berichtet, die bisher aus Untersuchungen an den Konfigurationen B.A und B.B stammen.

2. SUBSONISCHE KONFIGURATION

Obwohl bei typischen Auftriebstrajektorien die größten aerodynamischen Lasten im Transschall und Überschall auftreten, ist die Untersuchung des subsonisch umströmten Hecks von wissenschaftlichem Interesse, da hier die Fähigkeiten der numerischen Simulation und die experimentellen Methoden unter gut kontrollierten Bedingungen erprobt werden können und dabei wesentliche physikalische Phänomene der Heckströmung beobachtet werden. Daher werden im SBF Transregio 40 die Konfigurationen B.A und B.C auch im Unterschall untersucht.

Als Folge der Größe des verwendeten Niedergeschwindigkeitswindkanals und der Anforderungen bezüglich Druckluftversorgung und Modellhalterung für die im Weiteren geplanten Untersuchungen der Konfiguration B.C musste die im Unterschall untersuchte Modellgeometrie gegenüber BILD 1 modifiziert werden: Durch die Erhöhung des Verhältnisses der Länge L zum Durchmesser D des Raketenvorkörpers auf 10 kann eine hinreichende Modelllänge für die Aufnahme einer steifen Schwerhalterung geschaffen werden. Ferner wird eine sinnvolle Reynoldszahl des turbulent umströmten Vorkörpers erreicht. Im Unterschall muss die Verkleidung der Schwerhalterung mit einem Profiltropfen (NACA 0015) ausgeführt werden um dort Strömungsablösungen zu vermeiden, im Gegensatz zu Untersuchungen im Überschall und Hyperschall, bei denen nach BILD 1 ein Keilprofil vorteilhaft ist.

Für die im Unterschall verwendete Konfiguration B.A ergibt sich eine längenbezogene Reynoldszahl von $4,5 \cdot 10^6$. Weitere geometrische Abmessungen sowie das verwendete Koordinatensystem können BILD 2 entnommen werden.

Die Experimente wurden in der offenen Messstrecke ($\varnothing 1,50$ m) des Windkanals des Instituts für Luft- und Raumfahrt der RWTH mit Göttinger Bauart durchgeführt. Auf Seiten der Messtechnik kamen hierbei die Particle Image Velocimetry (PIV), statische und dynamische Druckmessungen sowie Hitzdrahtmessungen zum Einsatz. Die numerischen Untersuchungen wurden mit Hilfe dem DLR Verfahren TAU [2] durchgeführt.

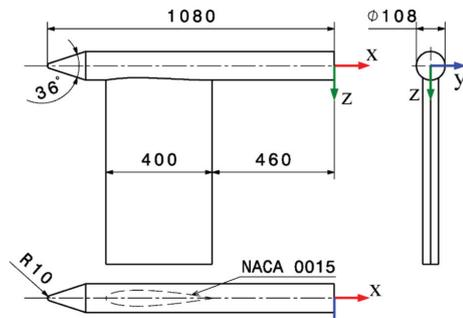


BILD 2. Subsonische Geometrie B.A

2.1. Referenzströmungsfeld

Im Folgenden wird zunächst die Heckströmung in der horizontalen x,y Ebene für schiebewinkelfreie Anströmung betrachtet. BILD 3 zeigt einen Vergleich zwischen Experiment und numerischer Simulation für das mittlere Strömungsfeld. Die Geschwindigkeit U_{xy} bedeutet hier $(u^2 + v^2)^{0.5}$ in der horizontalen Ebene. Das experimentelle Ergebnis stellt die Mittelung von 465 momentanen Geschwindigkeitsfeldern dar, welche mit Hilfe der 2-Komponenten Particle Image Velocimetry (2C-PIV) ermittelt wurden. Hierzu werden Tracerpartikel (vaporisiertes Di-Ethyl-Hexyl-Sebacat) in der Messebene mit einem Doppelpuls laser beleuchtet und durch ein Kamerasystem aufgenommen. Die Partikelverschiebung wird durch adaptive Kreuzkorrelation bestimmt. Der finale Vektorabstand beträgt ca. 1,5 mm bei einer Fensterüberlappung von 75%. Das numerische Ergebnis wurde durch Berechnung der Reynolds-gemittelten Navier-Stokes (RANS) Gleichungen bestimmt. Das zugehörige, hexahedrale Gitter umfasst ca. 12 Millionen Gitterpunkte, bei einer Länge von 25·D und einem Durchmesser von 10·D. Zur Turbulenzmodellierung wurde hierbei das Menter-SST Modell verwendet. Vergleiche mit dem Modell nach Spalart-Allmaras haben gezeigt, dass sich für diese Konfiguration mit dem SST Modell die genaueren Vorhersagen treffen lassen. Weitere Einzelheiten zu den experimentellen und numerischen Einstellungen finden sich in [3].

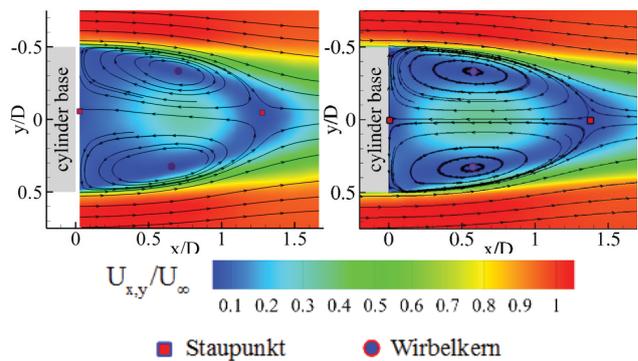


BILD 3. Mittleres Strömungsfeld in der x,y-Ebene, links: Experiment, rechts: Simulation

Die mittleren Strömungsfelder nach BILD 3 sind weitgehend vergleichbar. Dies zeigt sich sowohl in der Stärke der Rezirkulationsströmung (ca. $0.3 \cdot U_{\infty}$), der Länge der Ablöseblase ($1.28 \cdot D$ für das experimentelle, $1.38 \cdot D$ für das numerische Ergebnis) sowie in der Position der Wirbelzentren.

Weiterhin wurde der Turbulenzgrad in der x,y-Ebene betrachtet, BILD 4. Da für die 2C-PIV Messungen die w-Komponente nicht zur Verfügung steht, wurde der zweidimensionale Turbulenzgrad wie folgt definiert:

$$(1) T_u = \sqrt{0.5 \cdot (u'^2 + v'^2)} / U_\infty$$

Auch hier zeigt sich, dass die experimentellen Ergebnisse durch die numerische Simulation recht gut reproduziert werden, wenngleich der Turbulenzgrad im Experiment insgesamt leicht höher ausfällt. Beiden Ergebnissen ist gemein, dass der höchste Turbulenzgrad im Bereich der Scherschichten, stromab der Wirbelzentren auftritt. Weiterhin ist anzumerken, dass Gl. (1) eine Mittelung der Komponenten in Strömungsrichtung (x) sowie quer dazu (y) beinhaltet. Es ist für den Nachlauf stumpfer Körper bekannt, dass diese Komponenten im Allgemeinen eine stark anisotrope Verteilung aufweisen. Eine detaillierte Betrachtung für die hier untersuchte Konfiguration liefert [4]. Eine Analyse kleinskaliger Turbulenzstrukturen, welche mit Hilfe der tomographischen PIV erfasst wurden, findet sich in [5].

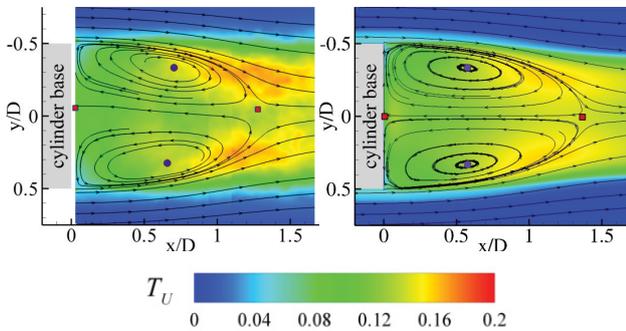


BILD 4. Turbulenzgrad in der x,y-Ebene, links: Experiment, rechts: Simulation

2.2. Variation des Anstell-/Schiebewinkels

Die experimentellen Messungen zeigen, dass die Topologie des Nachlaufes eine ausgeprägte Sensitivität gegenüber Variationen des Anstell-/Schiebewinkels aufweist, siehe BILD 5, links, für $\beta=0,75^\circ$.

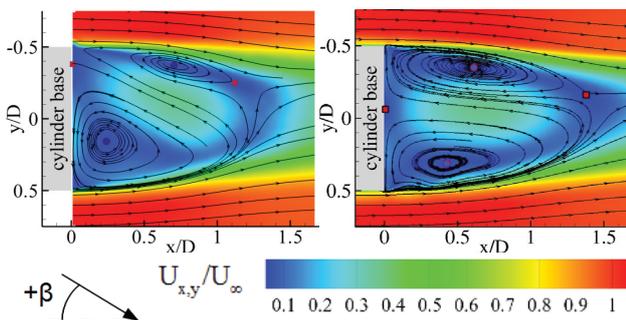


BILD 5. Einfluss kleiner Schiebewinkel, links: Experiment, $\beta=0,75^\circ$, rechts: RANS Simulation, $\beta=0,7^\circ$

Die Größe des leeseitigen Wirbels nimmt signifikant zu, und das zugehörige Wirbelzentrum wird stromauf und in Richtung der Symmetrieachse verschoben. Im Gegensatz dazu bleibt die Position des luvseitigen Wirbels

annähernd konstant, während die Größe stark abnimmt. Infolge dessen kippt die Richtung der Rezirkulationsströmung, und beide Staupunkte bewegen sich in Richtung der Queranströmung. Während die RANS Simulation (BILD 5, rechts) die Tendenzen korrekt wiedergibt, bleibt die absolute Veränderung weit hinter der des Experiments zurück. Eine detaillierte Diskussion dieser Thematik, welche auch die Auswirkungen auf Verteilung von Turbulenz und Druckbeiwerte beinhaltet, findet sich in [3].

2.3. DES Rechnung

Neben den RANS Rechnungen, mit denen die experimentellen Winkelvariationen begleitet wurden, ist für den Fall einer symmetrischen Anströmung eine DES (Detached Eddy Simulation) durchgeführt worden. Diese Technik verbindet eine zeitgenaue Auflösung der großskaligen Wirbelstrukturen mit einer Lösung der gemittelten Gleichungen in Wandnähe [6].

Eine Momentaufnahme des Strömungsfeldes zeigt das BILD 6, in dem die Flächen eines kleinen positiven Wertes des Q-Kriteriums gezeigt sind. Mit Q wird die zweite Invariante des Tensors der Geschwindigkeitsgradienten bezeichnet:

$$(2) Q = \frac{1}{2} (\Omega_{ij}\Omega_{ij} - S_{ij}S_{ij}) = -\frac{1}{2} \frac{\partial u_i}{\partial x_j} \frac{\partial u_j}{\partial x_i} > 0$$

mit seinen symmetrischen S_{ij} und antisymmetrischen Ω_{ij} Anteilen. Kleine positive Werte von Q ($Q \cdot D^2 / U_\infty^2 = 0.02$) hüllen Wirbelröhren ein und veranschaulichen damit den Charakter der turbulenten Nachlaufströmung.

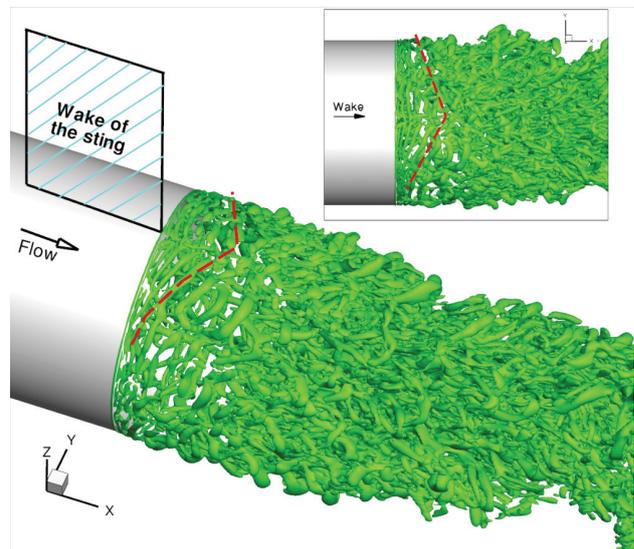


BILD 6. Flächen gleichen Q-Wertes in einem momentanen Strömungsfeld der DES

Im BILD 6 ist die Entwicklung der turbulenten Strukturen im Nachlauf zu erkennen. Nahe der Körperbasis entstehen in der abgelösten Scherschicht Strukturen ähnlich zu Ringwirbelsegmenten, die schnell anwachsen und in größere, dreidimensionale Strukturen übergehen. Die Entwicklung dieser Strukturen bis hin zu ihrem Zerfall

in der Simulation untersuchen zu können, ist einer der Vorteile der DES gegenüber den weniger rechenintensiven RANS Untersuchungen. BILD 6 belegt den Einfluss, den der Nachlauf der Modellhalterung auf den Modellnachlauf ausübt. Die Aufrollrate der freien Scherschicht verändert sich im Nachlauf der Modellhalterung, so dass die Strukturen sich dort schneller von der Basis entfernen und die Strukturachsen einen Winkel zur Ablösekannte bilden. Dies wird in BILD 6 durch die gestrichelte rote Linie hervorgehoben.

Eine zeitgemittelte Auswertung der DES ermöglicht die aerodynamische Charakterisierung des Strömungsfeldes. Bei den stark fluktuierenden Werten des Nachlaufs ist hierzu eine lange Simulationszeit erforderlich. In BILD 7 sind die experimentellen Werte (links) den entsprechenden Werten der DES (rechts) gegenübergestellt. Oben ist der Betrag der mittleren Geschwindigkeit in der Schnittebene dargestellt. In der Mitte und unten sind die turbulenten Intensitäten der Geschwindigkeitskomponenten \hat{u} und \hat{v} gezeigt.

$$(3) \quad \hat{u} = \frac{\sqrt{u'^2}}{U_\infty}, \hat{v} = \frac{\sqrt{v'^2}}{U_\infty}$$

Die jeweiligen Farbskalen stimmen mit denjenigen von BILD 3 und BILD 4 überein. Die DES liefert im gemittelten Strömungsfeld qualitativ eine sehr gute Übereinstimmung mit den experimentellen Daten. Quantitativ ist die Größe der Ablöseblase etwa 5% kleiner ($1.21 \cdot D$) und sind die turbulenten Intensitäten etwas höher. Eine weiterführende Diskussion der DES Ergebnisse zu diesem Strömungsfeld ist in [7] zu finden.

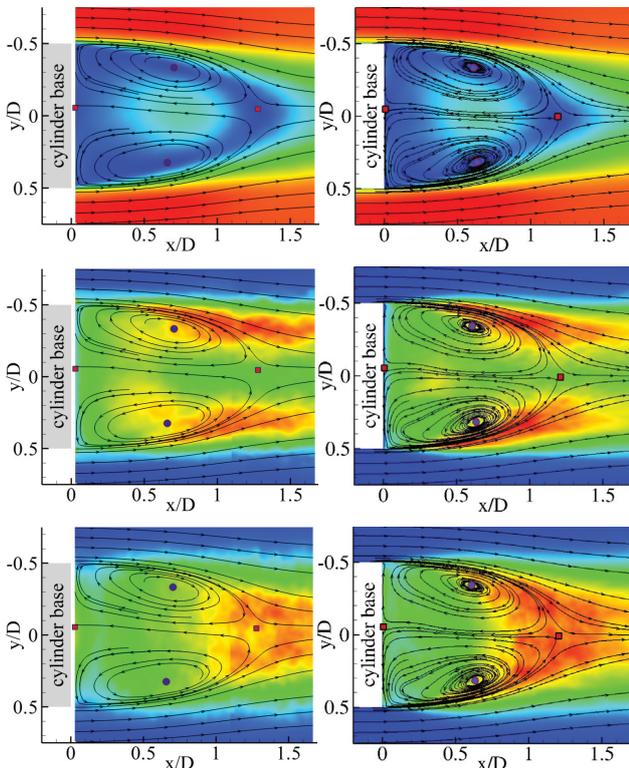


BILD 7. Betrag der gemittelten Geschwindigkeit in der Ebene (oben) und der Turbulenzintensitäten \hat{u} (mittig) und \hat{v} (unten); jeweils Experiment (links) und DES (rechts)

2.4. Frequenzanalyse

Auf Seite der experimentellen Untersuchungen werden die Constant Temperature Anemometry (CTA) sowie dynamische Druckmessungen in der Heckfläche durchgeführt, um charakteristische Frequenzen erfassen zu können [4]. In beiden Fällen liegt die Abtastfrequenz im Bereich einiger kHz. Ein exemplarisches Leistungsspektrum aus dem Heckbereich für $r/D=0,74$ zeigt BILD 8.

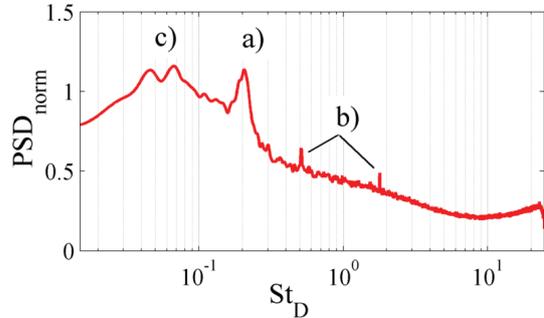


BILD 8. Experimentelles Leistungsspektrum (PSD) des Drucksignals in der Heckfläche als Funktion der reduzierten Frequenz

Klar erkennbar ist ein lokales Maximum bei $St_D=0.21$, a), welches in Übereinstimmung mit vergleichbaren Untersuchungen einem charakteristischen Mode (periodische Wirbelablösung) der Heckströmung zugeordnet werden kann. Eine Kohärenzanalyse mehrerer, simultan aufgezeichneter Sensoren belegt die makroskopische Struktur dieses Modes [4]. Durch Vergleichsmessungen außerhalb der Strömung können die Spitzen bei b) sowie das Plateau c) Störfrequenzen des Windkanals (z.B. Blattfolgefrequenzen des Rotors) zugeordnet werden.

Die periodische Wirbelablösung kann ebenfalls mit Hilfe der CTA belegt werden. Hierzu wurde ein z-Profil der Geschwindigkeitsschwankungen für $x/D=1,85$ erstellt. BILD 9 zeigt das zugehörige Spektrum als Funktion der z-Position. Zunächst kann im direkten Bereich des Nachlaufes ($z/D \sim -0,5 \dots 0,5$) eine breitbandig erhöhte Schwankungsbreite erkannt werden. Im Bereich der Scherschichten wird dies zusätzlich durch eine deutlich erhöhte Leistungsdichte für $St_D \sim 0.21$ überlagert. Die Betrachtung der lokalen Maxima für die jeweiligen z-Positionen zeigt, dass der zugehörige Strömungsmode im gesamten Nachlauf detektiert werden kann.

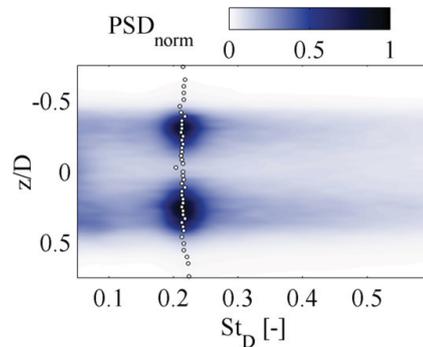


BILD 9. CTA-Spektrum, $x/D=1,85$, Punkte markieren lokale Maxima

3. PIV-MESSUNGEN IM HYPERSCHALL

Particle Image Velocimetry (PIV) ist eine effiziente Methode zur orts aufgelösten Messung der Strömungsgeschwindigkeit in transparenten Fluiden und somit besonders geeignet, um numerische Verfahren zu validieren und auch komplexe strömungsmechanische Größen wie Rotation oder Divergenz des Geschwindigkeitsfeldes zu bestimmen. Daher erforscht der SFB Transregio 40 Erweiterungen und Anpassungen der PIV, um diese Messtechnik zukünftig auch in Hochgeschwindigkeitsströmungen und in intermittierenden Versuchsanlagen nutzen zu können.

Am Hyperschall-Ludwiegrohr Braunschweig (HLB) wurden dafür an einem generischen Raketenmodell Messungen im Nachlauf sowie in der Grenzschicht im hinteren Teil des Hauptkörpers durchgeführt. BILD 10 zeigt eine Skizze des verwendeten Raketenmodells. Um Grenzschicht und Nachlauf zu vermessen, wurden drei verschiedene Bereiche betrachtet (field of view, FOV I – III). Der HLB ist für eine Mach-Zahl von $Ma = 5,9$ ausgelegt. Die Reynoldszahl ist über den Speicherrohrdruck und die Speicherrohrtemperatur (hier: 18 bar und 470 K) einstellbar und betrug für alle Messungen $16 \times 10^6 \text{ m}^{-1}$. Weitere Details zum Windkanal können in [8] gefunden werden.

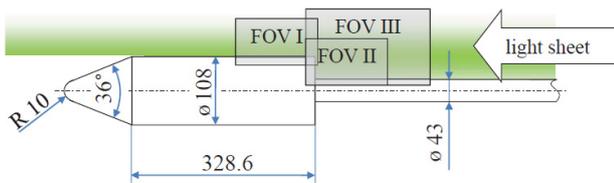


BILD 10. Skizze des Windkanalmodells der Konfiguration B.B mit Laser-Lichtschnitt und Messbereichen (FOV).

Aufgrund der hohen Anströmgeschwindigkeit $Ma = 5,9$ ($\approx 910 \text{ m/s}$) ist ein PIV-System erforderlich, das kurze Zeiten Δt zwischen den Doppelbildern ermöglicht. Eine PCO.4000 Kamera (PCO AG) mit einer Sensorgröße von $4008 \times 2672 \text{ px}$ und eine minimalen Zeitseparation von $\Delta t = 350 \text{ ns}$ wurde zusammen mit einem 180 mm makro-Objektiv (TAMRON Europe GmbH) eingesetzt. Zur Beleuchtung der Messebene diente ein gütegeschalteter Nd:YAG Doppel-Puls Laser (Brilliant, Quantel).

Für die Analyse von Grenzschicht und Nachlauf wurden drei verschiedene Bereiche, wie in BILD 10 dargestellt, vermessen. Details zu den Messbereichen sind in TAB 1 zusammengefasst.

	Setup I	Setup II	Setup III
Auswertebereich	Grenzschicht	Nachlauf, Übersicht	Nachlauf, vergrößert
Sichtfeld	$66 \times 50 \text{ mm}^2$	$120 \times 90 \text{ mm}^2$	$75 \times 50 \text{ mm}^2$
Skalierung	$18,9 \text{ } \mu\text{m/px}$	$34,1 \text{ } \mu\text{m/px}$	$18,9 \text{ } \mu\text{m/px}$
PIV Doppelbilder	25	25	220
Arbeitsabstand	350 mm	600 mm	400 mm
Δt	$0,5 \text{ } \mu\text{s}$	$2,0 \text{ } \mu\text{s}$	$0,35 \text{ } \mu\text{s}$

TAB 1. PIV Parameter der drei Auswertebereiche.

3.1. PIV-Auswertung

Für die drei in BILD 10 dargestellten Messbereiche wurden 25 bzw. 220 PIV- Doppelbilder aufgenommen. Aufgrund der geringen Bildanzahl und stark schwankender Partikelbilddichte wurde eine „Sum-of-Correlation“ Auswertung durchgeführt, wobei die normalisierten Korrelationsfunktionen der einzelnen PIV-Doppelbilder erst addiert und anschließend analysiert wurden. Die einzelnen Aufnahmen wurden hierfür verschoben, damit die Körperkante des Modells in allen Bildern an der gleichen Position ist. In BILD 11 ist beispielhaft ein Ausschnitt eines Rohbildes dargestellt.

Ein lokal wirksamer Filter („SubtractSlidingMinimum“) reduzierte niederfrequentes Hintergrundrauschen und verbesserte somit den Kontrast das Korrelationssignal der Partikelbilder. Der Bereich der Modellkante wurde maskiert, um die Verschiebung wandnaher Partikel detektieren zu können.

Die Bestimmung der Partikelbildverschiebung erfolgte in mehreren Schritten beginnend mit einer Auswertefenstergröße von $128 \times 128 \text{ px}$. Die finale Fenstergröße der Kreuzkorrelation betrug $32 \times 32 \text{ px}$, die Auswertefenster waren dabei zu 50% überlappend.

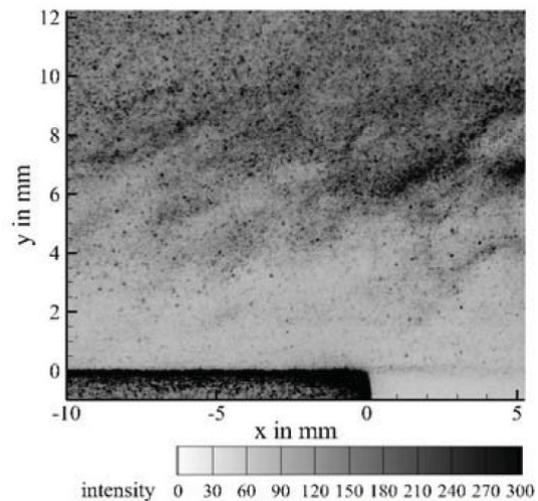


BILD 11. Ausschnitt eines PIV-Rohbildes im Bereich der Hinterkante des Raketenmodells

3.2. Grenzschicht

Das Geschwindigkeitsfeld in der Grenzschicht im hinteren Teil des Raketenmodells wurde aus 25 PIV Doppelbildern wie in Abschnitt 3.1 dargestellt berechnet. Das Sichtfeld hatte eine Größe von $66 \times 50 \text{ mm}^2$, was $0,61 \times 0,46$ Modelldurchmessern entspricht. Der Betrag der normierten Geschwindigkeit kurz vor dem Ende des zylindrischen Teils des Raketenmodells bei $x/D = -0,1$ ist in BILD 12 dargestellt.

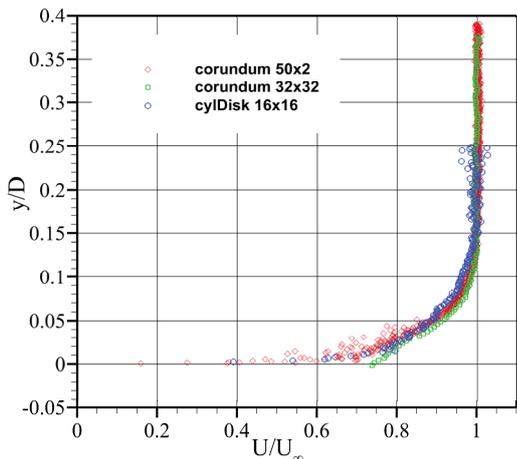


BILD 12. Geschwindigkeitsprofil bei $x/D = -0.1$ für zwei verschiedene Störkörper zur Transitionsfixierung.

Zur Erzeugung einer turbulenten Grenzschicht wurden verschiedenen Störkörper auf den konischen Teil des Modells aufgebracht (siehe [9]). In BILD 12 sind die resultierenden Geschwindigkeitsprofile für Korundkörner und flache Zylinder dargestellt. Für den Datensatz mit Korundkörnern ist ein Vergleich von zwei verschiedenen Auswertefenstergrößen gezeigt. Beide Fenstergrößen zeigen für den Außenbereich ähnliche Geschwindigkeitsprofile. Im wandnahen Bereich ist jedoch ein deutlicher Unterschied zu sehen. Lang gestreckte Auswertefenster mit 50×2 px können diesen Bereich wesentlich besser auflösen als quadratische Auswertefenster. Die Form der Geschwindigkeitsprofile zeigt eine vollturbulente Umströmung des hinteren Teils des Vorkörpers für beide Störkörperkonfigurationen an.

Die geringe optische Vergrößerung des PIV-Systems, die nötig ist um derart schnelle Strömungen zu analysieren, limitiert das räumliche Auflösungsvermögen. Um den logarithmischen Bereich der Grenzschicht auflösen zu können wäre jedoch eine Erhöhung der Räumlichen Auflösung um den Faktor 2 – 5 erforderlich. Des Weiteren kann aufgrund der relativen kurzen Versuchszeit des HLB (80 ms) nur ein Doppelbild pro Kanallauf aufgenommen werden, was die Erhebung großer Datensätze erschwert.

3.3. Nachlaufgebiet

Eine besondere Herausforderung für PIV-Messungen in Nachlaufströmungen bei hohen Geschwindigkeiten besteht darin, Partikel in das Totwassergebiet zu transportieren [10]. Nur sehr leichte Partikel sind in der Lage den starken Krümmungen der Stromlinien zu folgen. Leichte Partikel sind aber auch klein und können somit nur wenig Laserlicht streuen, was deren Sichtbarkeit erschwert. Für die hier dargestellten Messungen wurden Öltröpfen verwendet, deren mittlere Größe auf ca. $1 \mu\text{m}$ geschätzt wurde.

Für das Nachlaufgebiet wurden zwei Bildbereiche analysiert: Setup II und III in TAB 1. In beiden Fällen konnten jedoch nur sehr vereinzelt Partikel im Totwassergebiet erkannt werden. Die Berechnung von Geschwindigkeitsvektoren war daher in diesem Bereich

nicht möglich.

In BILD 13 sind die normierten Geschwindigkeitsfelder aller drei Bereiche (Setup I – III) zusammengefasst. Das verwendete PIV-System ermöglichte die Bestimmung der horizontalen und vertikalen Komponente des mittleren Geschwindigkeitsfeldes in der hypersonischen Grenzschicht des Vorkörpers sowie in der Verlängerung des Totwassergebietes im Nachlauf. Auch wenn das Totwassergebiet selbst nicht aufgelöst werden konnte, so ist es zumindest möglich, dessen Größe abzuschätzen und den Wiederanlegepunkt zu identifizieren. Letzterer befindet sich bei etwa $x/D = 0,6$.

Da der Massenaustausch zwischen Totwassergebiet und Außenströmung offensichtlich auch bei turbulenter Umströmung des Vorkörpers sehr gering ist, müssen die bei PIV zur Visualisierung erforderlichen Partikel lokal in die Strömung eingebracht werden. Hierzu ist geplant, partikelhaltige Luft direkt an der Modellbasis durch kleine Düsen ausströmen zu lassen.

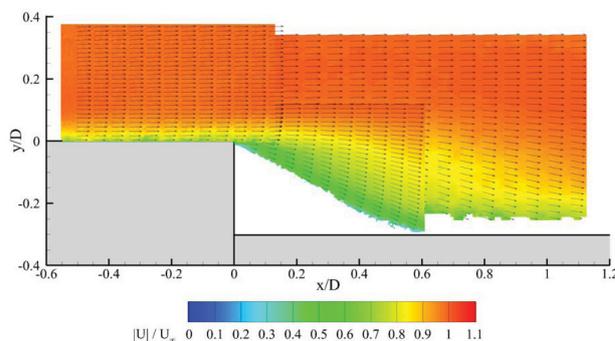


BILD 13. Normierte mittlere Geschwindigkeitsfelder der Konfiguration B.B im hinteren Teil des Rakettenmodells bei $Ma = 5.9$ und $Re = 16 \times 10^6 \text{ m}^{-1}$.

4. INSTATIONÄRE EFFEKTE IM NACHLAUF VON HYPERSCHALL STRÖMUNGEN

Während der der Druckwiderstand von kegelähnlich geformten Körpern im Hyperschall nach Rollstin [11] bis zu 35 % des gesamten Widerstandes erreichen kann, ist der Nachlauf hochgradig instationär, wodurch dort angrenzende Komponenten durch periodisch auftretende Lasten zum Schwingen angeregt werden können. Auch können Wirbel, die sich in der Scherschicht entlang des Schubstrahls ausbilden, zu hohen thermischen Lasten führen, da diese heißes Gas wieder in den Heckbereich transportieren können.

Charakterisierend kann für den Hyperschall im Nachlauf von projektilähnlichen Geometrien folgendes Strömungsbild gefunden werden: Nach einem abgelösten Bugstoß und einer Expansion am Übergang zur Zylindergeometrie reißt die Strömung an der scharfen Hinterkante definiert ab und expandiert in Richtung der Symmetrieachse. Stromab bildet sich bis zum Wiederanlegen eine freie Scherschicht aus. Für den Fall ohne Düsenströmung führt dies je nach untersuchter Konfiguration entweder zu einem freien Anlegen und Wiederausrichten der Strömung oder zu einer Ausrichtung entlang der festen Wand einer Düsenaußenkontur. Beim Wiederanlegen steigt der Druck

graduell an und führt zu einem instationären Rekompansionsstoß. Eingeschlossen von der Wandung und der Scherschicht entwickelt sich eine Rezirkulationszone mit komplexen und ebenfalls instationären Wirbelstrukturen.

Die europäische Trägerrakete Ariane V erreicht beim Aufstieg bei einer Höhe von 50 km eine Machzahl von 6. Dieser Punkt der Trajektorie kann daher für die Untersuchung der strömungsdynamischen Effekte im hypersonischen Bereich als Referenz herangezogen werden. Für Experimente wurde eine im Vergleich zum Flug etwas größere Reynoldszahl der Anströmung von $16 \cdot 10^6 \text{ m}^{-1}$ gewählt, um zu garantieren, dass die Grenzschicht entlang der Oberfläche einen turbulenten Zustand erreicht. Die Experimente wurden im supersonischen Windkanal H2K in der Abteilung Über- und Hyperschalltechnologie des DLR in Köln durchgeführt. Darüber hinaus wurden Experimente mit einer Reynoldszahl von $10 \cdot 10^6 \text{ m}^{-1}$ absolviert, die mit numerischen Untersuchungen am Aerodynamischen Institut (AIA) der RWTH Aachen korrespondieren.

BILD 14 zeigt das Windkanalmodell für Konfiguration B.A des DLR Köln. Der Modelldurchmesser beträgt 108mm. Gehalten wird das Modell mittels eines Schwertes mit Keilprofil (Ref. [12]). Um die Außenkontur einer Düse zu simulieren, wurden zusätzlich je nach Versuch zylindrische Elemente unterschiedlicher Länge und Durchmesser an das Heck montiert. Zusätzlich zu der Konfiguration B.A wird in den numerischen Untersuchungen auch der unendlich lange Düsen-Dummy simuliert. Um eine ungestörte Anströmung des Heckbereichs zu realisieren, fehlt bei diesen Simulationen die Schwerhalterung im Bereich des Hauptkörpers, d.h. es handelt sich um die Konfiguration B.B.

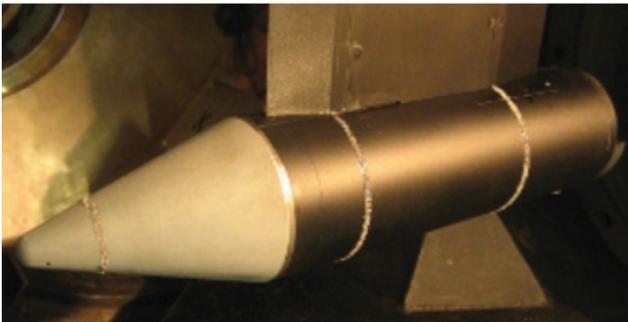


BILD 14. Windkanalmodell der Konfiguration B.A im H2K

Die numerischen Untersuchungen wurden mit einem validierten Strömungslöser des AIA unter Verwendung eines zonalen Ansatzes durchgeführt, siehe Ref.[15], [16] [17]. Dabei wurde die Strömung um den Hauptkörper mittels einer Reynolds-gemittelten Navier-Stokes-Lösungsmethode (RANS) und dem Spalart-Allmaras-Turbulenzmodell nach Ref. [19] ermittelt, während die Nachlaufströmung als Lösung einer Grobstruktur-simulation (LES) berechnet wurde. Der Strömungslöser verfügt über ein zentral-upwind AUSM-Schema geringer Dissipation und einer Genauigkeit zweiter Ordnung. In der LES dient die Dissipation des Rechengitters als implizites subgrid scale model (SGS) und modelliert so kleinste turbulente Strukturen (Ref. [18]). Für den zonalen RANS/LES-Ansatz ist eine Überlappungszone beider Rechengebiete auf dem Hauptkörper erforderlich, in der aus der gemittelten turbulenten Viskosität vom

Hauptkörper zeitaufgelöste turbulente Strukturen des Schubspannungssensors für den Nachlauf rekonstruiert werden, siehe Ref. [20], [21]. Das Rechengitter des Nachlaufs besteht aus $16 \cdot 10^6 \text{ m}^{-1}$ Gitterpunkten, deren Anzahl bereits durch Einsatz des zonalen Ansatzes drastisch reduziert werden konnte.

Das Windkanalmodell wurde insbesondere im Heck instrumentiert. BILD 15 zeigt das Heck mit flach eingebauten, differentiell messenden Kulite Drucksensoren des Typs XCQ-080. Insgesamt wurden 7 Stück wahlweise in radialer oder azimuthaler Ausrichtung implementiert. Die Datenerfassung erfolgte mit dem System GBM Viper bei einer Frequenz von 96 kHz. Für die Hochgeschwindigkeit-Schlierenmessungen wurde die Ultima APX-RS-Kamera von Photron verwendet. Der 10 bit CMOS-Sensor ermöglicht die Aufnahme von Bildsequenzen mit einer Frequenz von bis zu 250000 fps. Aufgrund der Helligkeitsverhältnisse wurden Aufnahme-frequenzen zwischen 16.8 und 20 kHz eingestellt. Als weitere Messmethoden wurden statische Druck- und Pitotdruckmessungen, Infrarotthermographie und hochqualitative Schlierenaufnahmen eingesetzt.

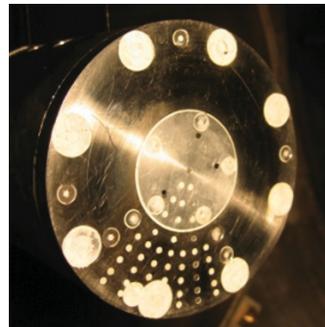


BILD 15. Instrumentierung des Heckbereichs der Konfiguration B.A mit Kulite Drucksensoren

Die Schwankungsgrößen wurden mittels Fourier-Transformation analysiert. Für die Untersuchung des Rekompansionsstoßes wurde die Stoßposition wie in Ref. [13] beschrieben extrahiert und anschließend für eine Fenstergröße von 1024 Bilder bei einer Überlappung von 50 % unter Anwendung der Flattop-Fensterfunktion in den Spektralbereich überführt. Die Druckschwankungen auf dem Heck wurden ebenfalls mit einer Überlappung von 50 % analysiert, allerdings unter Verwendung von 8192 Bildern pro Fenster unter Anwendung der Hanning-Fensterfunktion. In den nachfolgenden Diagrammen sind die Frequenzen dimensionslos als Strouhal-Zahl $St_D = fD/u_\infty$ angegeben.

Nachdem mittels Infrarotbildern und Pitotdruckmessungen belegt wurde, dass die Grenzschicht an der Hinterkante als turbulent vorausgesetzt werden kann, lag der Fokus auf der Messung des instationären Rekompansionsstoßes und den Druckschwankungen auf der Heckoberfläche. Die Standardabweichung der Sequenz aller Hochgeschwindigkeitsbilder wurde benutzt, um die mittlere Stoßposition, wie in Ref. [12] und Ref. [14] jeweils für eine Reynolds-Zahl $10 \cdot 10^6 \text{ m}^{-1}$ und $16 \cdot 10^6 \text{ m}^{-1}$ geschehen, zu lokalisieren.

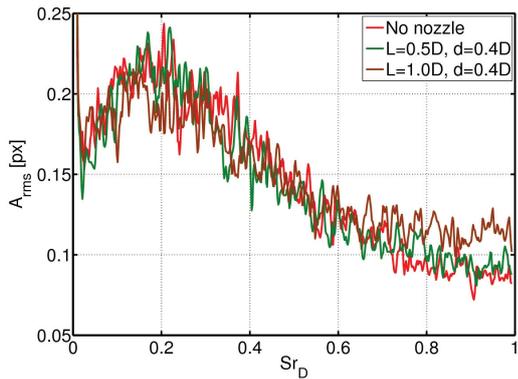


BILD 16. Spektrum der vertikalen Stoßposition aus experimentellen Untersuchungen für $Re=16 \cdot 10^6 m^{-1}$

BILD 16 gibt die vertikale Position des Stoßes in Pixel über der dimensionslosen Frequenz für verschiedene Zylinder zur Simulation der Düsen-Außenkontur mit einer Länge von $L/D = 0, 0.5, 1$ wieder. Es zeigt sich, dass der Rekompansionsstoß unabhängig von den angehängten Zylinderkonturen mit einer dimensionslosen Frequenz von etwa 0.2 fluktuiert.

Für die Untersuchungen bei $10 \cdot 10^6 m^{-1}$ existieren gemäß [14] auch numerische Simulationen für die Konfiguration mit Stielhalterung. Die Spektralanalyse des numerisch berechneten Rekompansionsstoßes und dessen gemitteltetes Polynom 5-ten Grades (BILD 17) führen ebenfalls zur dominanten Strouhal-Zahl von 0.2. Dieses weist darauf hin, dass die Dynamik des Nachlaufs mit der zonalen LES richtig aufgelöst wird.

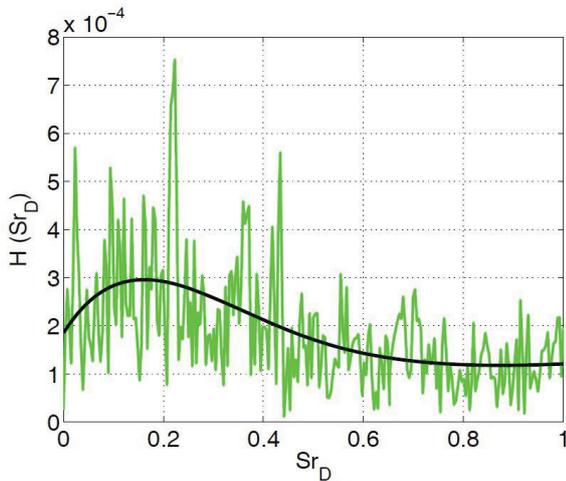


BILD 17. Spektrum der vertikalen Stoßposition aus numerischer Simulation

Dem gegenüber registrieren die Sensoren auf dem Heck in den Experimenten auch signifikante Druckschwankungen eines anderen Frequenzbereichs. So werden in BILD 18 die Frequenzen der Druckschwankungen vom Zentrum bis zu einem Radius von 50 mm aufgelöst. Im Zentrum finden sich die stärksten Druckschwankungen mit einer Periodizität von $Sr_D = 0.08$. In radialer Richtung nimmt die Amplitude der Fluktuationen ab, während die Zahl der beobachteten Moden zunimmt. So werden Schwankungen bei einer

dimensionslosen Frequenz von 0.08, 0.21, 0.39 detektiert. In der Literatur wird die dimensionslose Frequenz von 0.08 den achsensymmetrischen Wachstums- und Zerfallsprozessen des Nachlaufs zugeschrieben [22]. Die dimensionslose Frequenz um 0.2 ist bekannt von asymmetrischen Wirbelablösungen, wie der von Kármán-Straße. Des Weiteren finden sich Hinweise auf einen weiteren Mode bei der doppelten Frequenz des asymmetrischen Modes.

Wird der Nachlauf durch das Einbringen eines Zylinders beeinflusst wird, so werden verschiedene Moden unterdrückt. BILD 19 zeigt hierzu die gemessenen Druckspektren an verschiedenen azimuthalen Positionen. Die in BILD 18 aufgenommenen Frequenzen zeigen sich in diesem Diagramm nicht. Stattdessen kann eine Frequenzverschiebung zur Strouhal-Zahl 0.27 bei generell höheren Druckschwankungen festgestellt werden. Näher zum Schwert nehmen, wie ohne Zylinder ebenfalls beobachtet [12], die dominanten Frequenzen ab und es zeigt sich ein breitbandiges Spektrum.

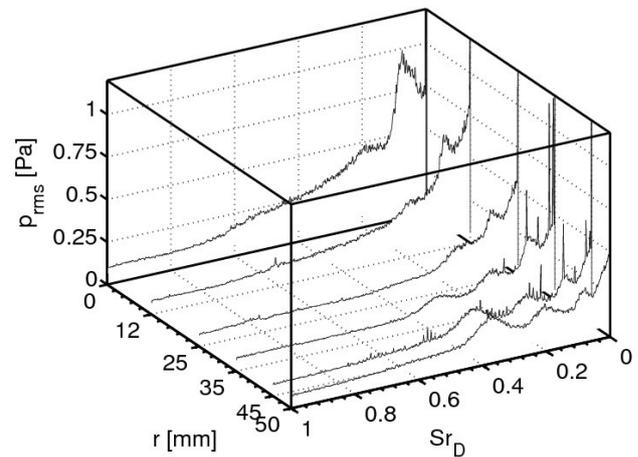


BILD 18. Druckspektren auf dem Heck in radialer Richtung r bei der Konfiguration ohne Zylinder

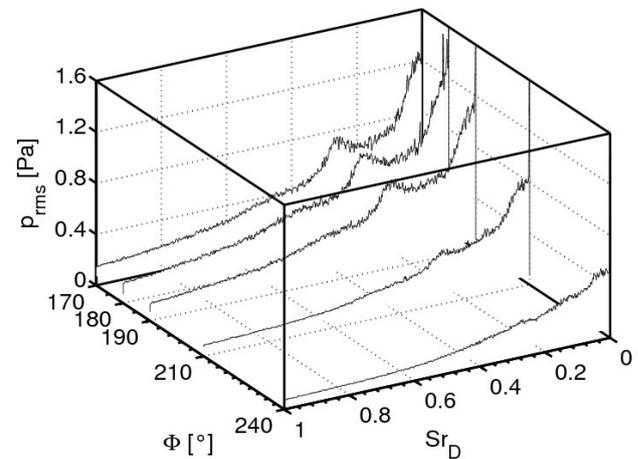
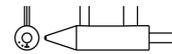


BILD 19. Druckspektren auf dem Heck in azimuthaler Richtung Φ bei der Konfiguration mit einem Zylinder der Länge $L/D=1.2$

Die experimentellen Druckmessungen auf der Heckkontur der weniger gestörten, schwertabgewandten Seite wurden auch mit den numerischen Untersuchungen der Konfiguration B.B verglichen [17], wobei Wanddrücke wurden an denselben Positionen wie im Experiment aufgezeichnet wurden. Bisher sind hierfür am besten die experimentellen Daten für den längsten Zylinder zur Simulation der Düsen-Außenkontur von $L/D = 1.2$ bei einer Reynoldszahl von $10 \cdot 10^6 \text{ m}^{-1}$ geeignet. Ein Polynom 10-ten Grades durch das Druckspektrum in BILD 20 zeigt auf, dass bei etwa $Sr_D = 0.03$ und bei etwa $Sr_D = 0.27$ zwei Maxima des wegen der bisher noch zu kurzen Simulationsdauer verrauschten Spektrums auftreten. Die Ähnlichkeit zwischen dem polynomialen Mittelwert und experimentellen Ergebnissen aus BILD 19 ist viel versprechend. Die Fortführung der numerischen Simulationen und weitere eingehende Vergleiche mit den Messdaten sollen die Phänomene der dominierenden turbulenten Moden des Nachlaufs erklären.

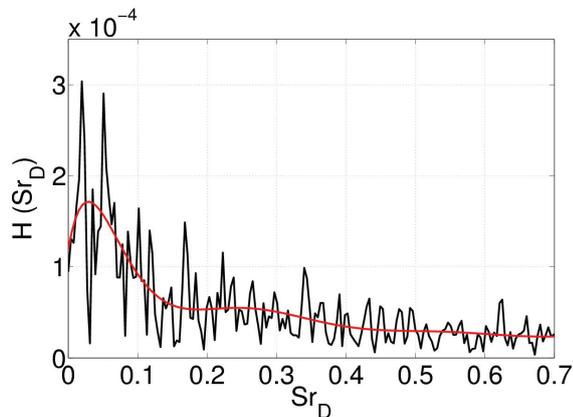


BILD 20. Numerisches Druckspektrum an der Position $r = 40 \text{ mm}$ für die Konfiguration mit Stielhalterung

Die bisher erhaltenen Ergebnisse erlauben weitere Aussagen über das Verhalten der Heckströmung im Hyperschall. Danach ändert das Einbringen Zylinder zur Simulation der Düsen-Außenkontur eines Zylinders zwar die Position des Rekompansionsstoßes, der damit näher an das Heck wandert [12], [14]. Allerdings kann hierdurch keine starke Änderung der Schwankungsamplitude dieses Stoßes festgestellt werden. Der Rekompansionsstoß oszilliert dann mit einer dimensionslosen Frequenz von 0.2. Innerhalb der Rezirkulationszone wird die Strömung allerdings stark verändert. Die Vielzahl der ohne Zylinder detektierten Frequenzen reduziert sich mit Zylinder auf eine dominante Frequenz bei $Sr_D = 0.27$. Dies legt den Schluss nahe, dass Schwankungen innerhalb der Rezirkulationszone und die Schwankungen des Rekompansionsstoßes auf unterschiedliche Strömungsphänomene zurückzuführen sind.

5. AUSBLICK

Aus den bisherigen Ergebnissen der wissenschaftlichen Untersuchungen im Bereich „Heckströmungen“ des SFB Transregio 40 wird deutlich, dass die Untersuchungen zur

Aufklärung der aerodynamischen Zusammenhänge zwischen der Gasdynamik und den turbulenten Mischungsvorgängen am Raketenheck erst am Anfang stehen. Hier sind wesentliche Fortschritte nur durch enge Integration von hochwertigen Experimenten mit turbulenzauflösenden numerischen Strömungssimulationen zu erreichen. Nach der Fokussierung der bisherigen Forschungsarbeiten auf die generischen Raketenkonfigurationen B.A und B.B sind nun auch die Untersuchungen an der Konfiguration B.C mit Simulation des Raketenstrahls begonnen worden. Diese werden zunächst mit kalter oder mäßig erwärmter Druckluft durchgeführt, was mit der vorhandenen Versuchstechnik an den Standorten Aachen, Braunschweig und Köln bewältigt werden kann.

Allerdings besitzt die Strahltemperatur einen starken Einfluss auf die Strömungsgeschwindigkeit und deren Gradienten im Abgasstrahl. Somit beeinflusst die Strahltemperatur auch signifikant den turbulenten Impuls- und Energieaustausch im Bereich des Abgasstrahls. Neben der gasdynamischen Kennzahl des Strahlverhältnisses sind also auch das Temperaturverhältnis und das hieraus und aus der chemischen Zusammensetzung resultierende Geschwindigkeitsverhältnis zu berücksichtigen. Während die Einflüsse der Strahltemperatur und der chemischen Zusammensetzung im Prinzip sowohl mit RANS-Simulationen als auch mit turbulenzauflösenden Simulationen dargestellt werden können, fehlt es an Möglichkeiten zur experimentellen Validierung dieser Simulationen. Bei realen Raketenantrieben beträgt die Austrittsgeschwindigkeit der Schubdüse etwa 4200 m/s . Demgegenüber können mit Druckluft und Vorheizung auf etwa 800 K in konventionellen Windkanälen nur 1150 m/s erreicht werden.

In den zukünftigen Forschungsarbeiten des SFB Transregio 40 wird es folgerichtig auch darum gehen, erfolgversprechende Techniken zur Erweiterung der Windkanalsimulation für Hochgeschwindigkeitstreibstrahlen zu entwickeln und deren Nutzen zu erforschen. Hierfür bieten sich zwei Wege an. Zum einen kann die Gesamttemperatur durch Verwendung einer Brennkammer in der Treibstrahlsimulation erhöht werden. Für diesen aufwändigen, sicherheitstechnisch anspruchsvollen aber technologisch unverzichtbaren Schritt wird zuerst ein Windkanalmodell mit entsprechenden Thermalschutz und Instrumentierung ausgelegt und gefertigt. Dann werden durch systematische Experimente flugrelevante Strömungsbedingungen im Windkanal schrittweise realisiert. Zum anderen besteht die Möglichkeit, hohe Strahlgeschwindigkeiten durch die Verwendung von alternativen Treibgasen ohne chemische Reaktionen zu erreichen. Verwendet man für die Strahlsimulation beispielsweise das Edelgas Helium mit niedriger Molmasse, so erreicht man bei einer Vorheizung auf 800 K Gesamttemperatur und realistischen Druckverhältnissen immerhin eine Austrittsgeschwindigkeit von 2750 m/s . Auf diesem Wege kann also eine Teilvalidierung der numerischen Simulationen erreicht werden, wobei dieser Ansatz trotz der Kosten für das Edelgas bei Kurzzeitversuchen wirtschaftlich ist.

Auf der Grundlage einer eingehenden Verifikation und Validierung der experimentellen und numerischen Methoden zur Strömungsanalyse sollen längerfristig die grundlegenden Entwurfssensitivitäten der Gestaltung des Raketenhecks identifiziert und die Potenziale der Beeinflussung der Heckströmung durch aktive und passive Methoden der Strömungskontrolle erforscht werden. Die bereits

im H2K durchgeführten Experimente im Hyperschall hierzu zeigen ermutigende Perspektiven zur positiven Beeinflussung der Heckströmung durch Störelemente auf. Der Schwerpunkt der zukünftigen Arbeiten des SFB Transregio 40 wird aber insbesondere im transsonischen Geschwindigkeitsbereich und im Überschall mit hohem dynamischen Druck der Außenströmung liegen.

6. DANKSAGUNG

Die wissenschaftlichen Arbeiten dieses Beitrags wurden durch die Förderung der Deutschen Forschungsgemeinschaft des SFB Transregio 40 seit dem Jahr 2008 ermöglicht.

7. SCHRIFTTUM

- [1] Adams, N., Radespiel, R., Schröder, W., Sattelmayer, T., Weigand, B.: SFB-Transregio 40: Technologische Grundlagen für den Entwurf thermisch und mechanisch hochbelasteter Komponenten zukünftiger Raumtransportsysteme – Motivation und Struktur, Proc. DGLR Tagung, Bremen, 2011.
- [2] D. Schwamborn, T. Gerhold, and R. Heinrich, "The DLR TAU-Code: Recent Applications in Research and Industry," in: Wesseling, P., Onate, E., Periaux, J., (editors). European Conference on Computational Fluid Dynamics, ECCOMAS CFD 2006, TU Delft, The Netherlands, 2006.
- [3] C.C. Wolf, Y. You, R. Hörschemeyer, H. Lüdeke, V. Hannemann: *Base-flow sensitivity of a generic rocket forebody towards small freestream angles*. EUCASS Conference. St. Petersburg, 4.-8. Juli 2011.
- [4] C.C. Wolf, R. Henke, R. Hörschemeyer: *Investigation Turbulence Structures in the Wake of a Generic Rocket Configuration*. STAB-Symposium. Berlin, 9.-10. November 2011. Angenommen zur Veröffentlichung in NNFM.
- [5] C.C. Wolf, R. Hörschemeyer: *Tomographic PIV Measurements in the Wake of a Generic Rocket Configuration*. AIAA Fluid Dynamics Conference and Exhibit. Honolulu, 27.-30. Juni 2011. AIAA 2011-3084.
- [6] P.R Spalart, W.H Jou, M. Strelets. S.R: *Comments on the feasibility of LES for wings, and on a hybrid RANS/LES approach*. Advances in DNS/LES, 137–147, Greyden Press.
- [7] Y. You, H. Lüdeke, V. Hannemann: *Detached Eddy Simulation of Base Flows under Subsonic Free Stream Conditions*. Annual Report of SFB/TRR 40, pp.137-148, 2010.
- [8] Estorf, M., Wolf, T., Radespiel, R.: *Experimental and numerical investigations on the operation of the hypersonic Ludwieg Tube Braunschweig*. Proceedings of the 5th European Symposium on Aerothermodynamics for Space Vehicles., ESA SP-563, pp. 579 - 586, 2005
- [9] Scharnowski, S., Bitter, M., Kähler, C.J., Windte, J., Radespiel, R.: *PIV Investigation and heat-flux measurements on a blunt rocket body*. SFB/TRR 40 – Annual Report 2010, pp.123-136, 2010.
- [10] Windte, J., Radespiel, R., Kähler, C.J.: *PIV Measurements in the Hypersonic Ludwieg Tube HLB*. SFB/TRR 40 – Annual Report 2009, pp. 125-136, 2009.
- [11] Rollstin, L.; *Measurement of inflight base-pressure on an artillery-fired projectile*, AIAA Paper 287-2427, 1987
- [12] Saile, D., Gülhan, A., Henckels, A.; *Investigations on the Near-Wake Region of a Generic Space Launcher Geometry*, 17th AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference, Manuscript ID #947684, 2011
- [13] Neeb, D.; *Experimentelle Untersuchung der Heckströmung einer Boosterkonfiguration im Hyperschall*, Diplomarbeit at the German Aerospace Center, Institute of Aerodynamics and Flow Technology, Supersonic and Hypersonic Technology Department, Cologne, 2007
- [14] Saile, D., Gülhan, A., Henckels, A., Glatzer, C., Meiss, J.-H., Meinke, M., Schröder, W.; *Investigations on the Turbulent Wake of a Generic Space Launcher Geometry in the Hypersonic Regime*, 4th European Conference for Aerospace Sciences, 2011
- [15] König, D., Meinke, M., Schröder, W., *Embedded LES/RANS Boundary in Zonal Simulations*, J. of Turbulence, Vol. 11, pp. 1-25, 2010
- [16] Zhang, Q., Schröder, W., Meinke, M.; *A zonal RANS-LES method to determine the flow over a high-lift configuration*, Computers and Fluids, Vol. 39, Issue 7, pp. 1241-1253, 2010
- [17] Glatzer, C., Meiss, J.-H., Meinke, M., Schröder, W.; *Numerical Investigation of the NearWake of Generic Space Launcher Systems at Transonic and Supersonic Flows*, 4th European Conference for Aerospace Sciences, 2011
- [18] Boris, J.P., Grinstein, F.F., Oran, E.S., Kolbe R.L.; *New insights into large eddy simulation*. *Fluid Dynamics Research*, Vol. 10(4-6), pp. 199-228, 1992
- [19] Spalart, P.R., Allmaras, S.R.; *A One-Equation Turbulence Model for Aerodynamic Flows*, AIAA Paper 92-0439, 1992
- [20] Keating, A., de Prisco, G., Piomelli, U.; *Interface conditions for hybrid RANS/LES calculation*. *International Journal of Heat and Fluid Flow*, Vol. 27, pp. 777-788, 2006
- [21] Spille, A., Kaltenbach, H.-J.; *Generation of turbulent inflow data with a prescribed shear-stress profile*, Third AFSOR Conference on DNS and LES, 2001
- [22] Weiss, P.-É, Deck, S., Guillen, P., Sagaut, P. and Merlen, A.; *Numerical Simulation of the Compressible Mixing Layer Past an Axisymmetric Trailing Edge*, *Journal of Fluid Mechanics*, 591, pp. 215-253, 2007