

LASERINDUZIERTE STRÖMUNGSBEEINFLUSSUNG VON HYPERSCHELLSTRÖMUNGEN

Dirk Heitmann, Christian Kähler

Institut für Strömungsmechanik
Bienroder Weg 3, 38106 Braunschweig
Email: d-h.heitmann@tu-braunschweig.de

Hyperschall, Strömungsbeeinflussung, Laser

Zusammenfassung

Der Umschlag laminar-turbulent hat einen großen Einfluss auf Wärmeübergang, Reibung und Ablösung. Folglich ist die Vorhersage dieser Erscheinung für die Auslegung von Flugkörpern von großer Bedeutung. Im Hyperschall tritt die Problematik auf, dass die experimentelle Validierung der numerischen Ergebnisse außerordentlich schwierig ist. Zur Transition kommt es durch Anfachungen von anfangs kleinen Störungen. Oberhalb einer kritischen REYNOLDS-Zahl wird ein bestimmter Bereich von Störungswellenlängen angefacht, während alle übrigen gedämpft sind. Diese Wellen werden TOLLIEN-SCHLICHTING Wellen genannt. Eine der bedeutendsten Entdeckungen auf dem Gebiet der Stabilitätsbetrachtungen von Überschallströmungen sind die höheren Moden. Für Hyperschallströmungen ist insbesondere die 2te Mode von Bedeutung. Ab $Ma_\infty > 4$ ist die Frequenz der 2ten Mode ausreichend gering (Größenordnung 250 kHz), um sich in Experimenten bemerkbar zu machen. Der Einfluss der 2ten Mode nimmt mit der Ma_∞ -Zahl zu. Bei $Ma_\infty = 6$ ist die Anfachung der 2ten Mode etwa doppelt so groß wie die der 1ten Mode. Insbesondere die 2te Mode muss also zum Verständnis des Transitionsprozesses im Hyperschall untersucht werden. Untersuchungen zur Rezeptivität und zu Transitionsvorgängen im Hyperschall sind allerdings schwierig, so sind Windkanalversuche stets mit Störungen, wie beispielsweise Turbulenz in der Strömung, akustische Störungen oder Störungen durch turbulente Grenzschichten an den Düsenwänden, behaftet. Diese haben einen bedeutenden Einfluss auf die Transition. Die Untersuchungen zur Rezeptivität und Transition sollen durch Aufprägen von künstlichen Störungen einer vorgegebenen Frequenz und den Nachweis der selektiven Anfachung gewisser Frequenzen erfolgen. Eine solche Beeinflussungsmethode wird zurzeit am ISM aufgebaut. Diese Arbeit behandelt die Charakterisierung der Störmethode, die Realisierung im Windkanal und erste Messergebnisse.

Einleitung

Aufgrund der technologischen Fortschritte im Bereich der Laserentwicklung können heute sehr reproduzierbare Pulsfolgen mit technisch relevanter Ausgangsleistung, Frequenz und Pulslänge realisiert werden. Diese Fortschritte werden in diesem experimentellen Projekt genutzt, um die Störungen zur Anregung der 2ten Mode in Form von Laserpulsen berührungslos in die Strömung einzubringen. Dies geschieht mittels zweier Doppelpulslaser, um vier Störungen mit ausreichend hoher Frequenz bereitstellen zu können. Es soll geklärt werden, unter welchen Umständen eine vollständig berührungslose, laserinduzierte Strömungsbeeinflussung im Hyperschall erreicht werden kann und welche physikalischen Mechanismen für die Beeinflussung der Strömung unter diesen Strömungsbedingungen verantwortlich

sind. Die daraus gewonnenen Erkenntnisse sollen Aufschluss über Möglichkeiten dieser Technologie für die berührungslose Erzeugung reproduzierbarer Störungen liefern und zur Entwicklung von Verfahren zur Vorhersage von Transition im Hyperschall beitragen.

Die Energie eines fokussierten Laserstrahls wird zur Störung der Strömung verwendet, z.B. durch thermische Effekte. Von verschiedenen Gruppen (z.B. [Yan et al., 2002]) wurde bereits gezeigt, dass sich mit dieser Methode Strömungen beeinflussen lassen. Die Einzelheiten der physikalischen Effekte im Zusammenhang mit der laserinduzierten Beeinflussung sind bis heute nicht vollständig aufgeklärt, da es sich primär um sehr komplexe Nicht-Gleichgewichtsprozesse handelt [J. G. Linhart, 1961]. Die für die Strömungsbeeinflussung wesentlichen Phänomene konnten jedoch experimentell hinreichend aufgeklärt werden [D. Breitling et al., 1999]. Abb. 1 zeigt schematisch die wesentlichen Phänomene, die nach Auftreffen eines Laserpulses auf ein festes Material auftreten.

Durch den Laserpuls wird das Material lokal erhitzt, geschmolzen und teilweise verdampft. Anschließend tritt durch die freien Teilchen eine verstärkte Absorption des Lichts auf, die zur Entzündung des Plasmas führt. Danach ist eine Expansion (Stoßwelle) beobachtbar, die sich mit zunehmender Ausbreitung verlangsamt und an Intensität verliert. Daraus folgt, dass eine

Strömungsbeeinflussung durch thermische Effekte und durch die Stoßwelle oder akustische Störung möglich ist [C. J. Kähler, 2005]. Um bei den eigentlichen Versuchen eine Schädigung des Modells durch Ablation zu vermeiden, wurde bereits gezeigt, dass die Beeinflussung auch oberhalb der Modelloberfläche stattfinden kann (C. J. Kähler, M. Dreyer, 2004).

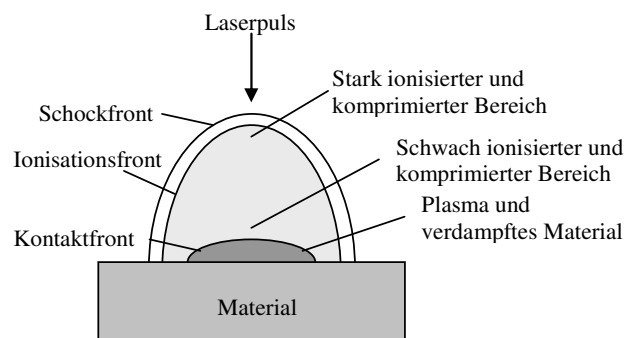


Abb. 1: Effekte bei der Wechselwirkung eines Laserpulses mit Materie

Im Folgenden wird zunächst die Versuchsanlage und die verwendeten Beeinflussungs- und Messgeräte vorgestellt. Anschließend folgen erste Ergebnisse zur laserinduzierten Strömungsbeeinflussung im Hyperschall. Dabei wird hier zunächst auf die Realisierbarkeit der Störmethode unter den veränderten Randbedingungen (niedriger Umgebungsdruck) eingegangen. Zunächst werden Ergebnisse zur Störmethode in ruhender Luft vorgestellt, dann die Strömung ohne Beeinflussung charakterisiert. Abschließend werden erste Ergebnisse zur Beeinflussung der Strömung gezeigt. Als Messmethode wurden eine Schattenoptik, eine Schlierenoptik und die Infrarot-Thermographie verwendet.

Experimenteller Aufbau

Die Versuche wurden an einer ebenen Platte im Hyperschallwindkanal Ludwigrohr Braunschweig (HLB) durchgeführt (siehe Abbildung 2). Der Kanal erzeugt eine $Ma_\infty = 5,9$ Strömung bei REYNOLDS-Zahlen von $[3-20] \cdot 10^6$ und einer Kanallaufzeit von etwa 80 ms. Die Messstrecke hat einen Durchmesser von 500 mm. Der Windkanal wird ausführlich in [M. Estorf et al. 2004] vorgestellt.

Als Modell dient eine ebene Platte, die vom Kooperationspartner IAG (Universität Stuttgart) gefertigt wurde. Das Modell besteht aus Stahl, um Ablationsschäden zu minimieren, und ist mit einer spitzen Vorderkante ausgestattet. Durch die spitze Vorderkante kommt es zu einem anliegenden schrägen Stoß an der Vorderkante, der keine Entropieschichtung zu Folge hat. Bei einer anderen Vorderkante käme es zu einem abgelösten Stoß, bei dem die Unstetigkeit

größer und zudem nicht konstant über der Höhe wäre. Dies würde zu sich ändernden Randbedingungen hinsichtlich Geschwindigkeit, Druck, Dichte, etc. führen. Es besteht die Möglichkeit, an drei Stellen Einsätze zur Aufnahme von Sensoren zu integrieren. Im vorliegenden Fall wurden Einsätze aus Plexiglas eingesetzt, um IR-Thermographie-Messungen durchführen zu können. Das Modell ist in Abb. 3 dargestellt.

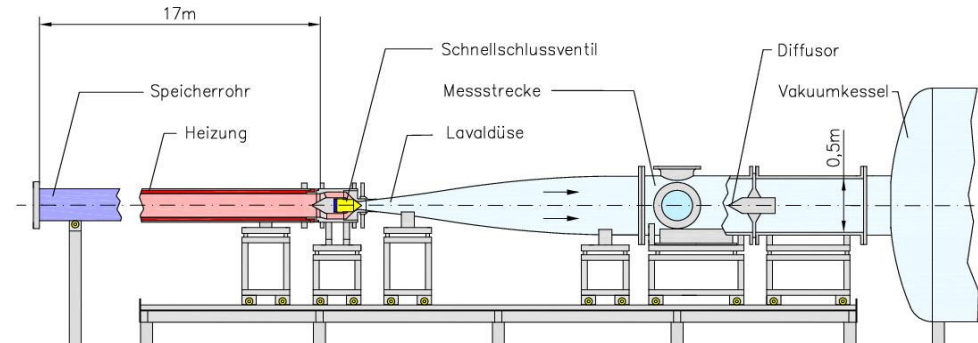


Abb. 2: Schnittzeichnung des Hyperschallwindkanal Ludwiegrohr Braunschweig (HLB)

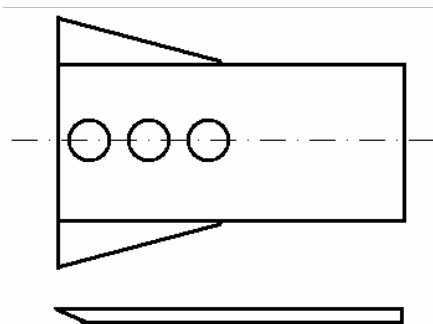


Abb. 3: Skizze der für die Versuche verwendeten ebenen Platte

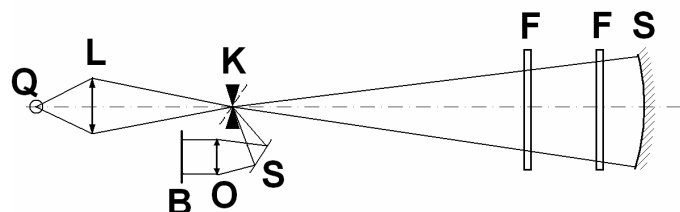


Abb. 4: Prinzipskizze des Aufbaus der Schlierenoptik:
Q – Lichtquelle, L - Linse, K – Schlierenkante, F – Fenster,
S – (sphärischer) Spiegel, O – Vergrößerungsoptik,
B - Bildebene

Für die Beeinflussung kam ein frequenzverdoppelter Nd:YAG – Doppelpulslaser (Quantel Brilliant) mit einer Wellenlänge von $\lambda_L = 532 \text{ nm}$, einer Pulslänge von $4,2 \text{ ns}$ und einer nominalen Pulsenergie von 150 mJ zum Einsatz. Die Schatten- und Schlierenaufnahmen wurden mit einer CMOS-Kamera (LaVision FM3S) aufgenommen.

Für die Schatten- und Schlierenoptik wurde der in Abb. 4 gezeigte Aufbau realisiert. Die Lichtquelle Q wird durch eine konvexe Linse in der Spaltblende K abgebildet, wodurch eine scharf berandete virtuelle Lichtquelle entsteht. Die Blende liegt im Zentrum eines sphärischen Spiegels S mit einer Brennweite von 6 m . Der Spiegel bildet die Lichtquelle um eine halbe Spaltbreite versetzt auf der Blende ab. Auf dem Hin- und Rückweg durchläuft das Licht die beiden Fenster F und die dazwischen liegende Messstrecke. In Abhängigkeit von der Ausrichtung des dort vorhandenen Dichtegradienten senkrecht zur Schlierenkante K wird ein Teil des Lichtes an der Kante vorbei gebrochen oder von ihr abgeblendet. Das so entstehende Bild wird über einen Spiegel auf der Schlierenkante K und einen weiteren Umlenkspiegel durch eine Vergrößerungsoptik geleitet und von der Digitalkamera erfasst. Die Kamera ist synchronisiert mit den Laserpulsen. Das Δt zwischen Laserpuls und der Aufnahme der Kamera ist frei einstellbar. Weiterhin besteht eine Synchronisierung zu dem Windkanal, um sicherzustellen, dass Laserpuls und Aufnahme innerhalb der Kanallaufzeit liegen. Die Synchronisierung erfolgt über eine Sequenzer Karte mit Phasenschieber (Hardsoft PTU 9).

Störmethode in ruhender Luft

Die Abbildungen 5 und 6 zeigen erste Ergebnisse zur Störmethode in ruhender Luft. Abb. 5 zeigt die Ausbreitung der Schallwelle [15,3; 17,3; 19,3; 21,3; 23,3; 25,3] μs nach der Erzeugung des Plasmas, aufgenommen mit der Schattenoptik bei einem Umgebungsdruck von 500mbar. Die Schallwelle ist leicht elliptisch, was auf die verwendete Linsenkombination zur Fokussierung des Laserstrahles zurückzuführen ist. Dieser Effekt wurde in [C.J. Kähler, M. Dreyer, 2004] näher untersucht. Die Ausbreitungsgeschwindigkeit der Welle unmittelbar nach dem Laserpuls ist deutlich über der Schallgeschwindigkeit und nimmt innerhalb von 10 bis 15 μs nach dem Puls auf die Schallgeschwindigkeit ab. Es wurde untersucht, ob sich das Verhalten der Schallwelle bei Änderung des Umgebungsdruckes ändert, beispielsweise, ob sich die Zeit, bis die Stoßwelle sich nur noch mit Schallgeschwindigkeit ausbreitet, ändert. Es konnte jedoch mit dem verwendeten Versuchsaufbau keine Änderung festgestellt werden.

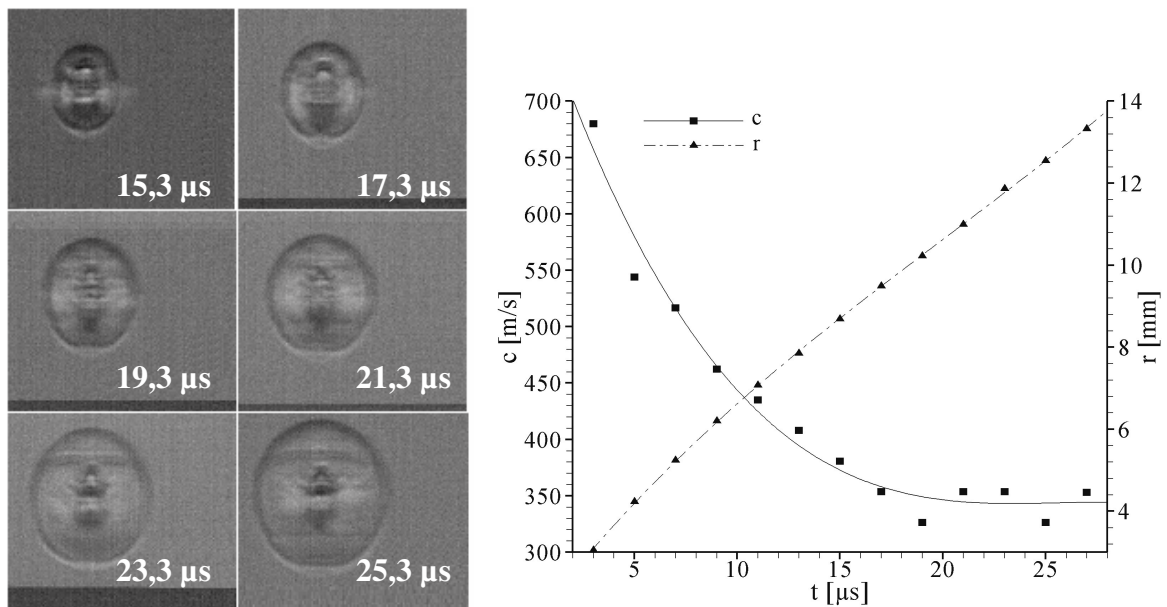


Abb. 5: Schattenaufnahmen der spärlichen Stoßwelle

Abb. 6 zeigt die thermische Störung, die sich erst zu späteren Zeiten nach dem Puls ausbildet. Dieser Effekt dominiert im Unterschall die Beeinflussung, wie in [C.J. Kähler, M. Dreyer, 2004] gezeigt wurde.

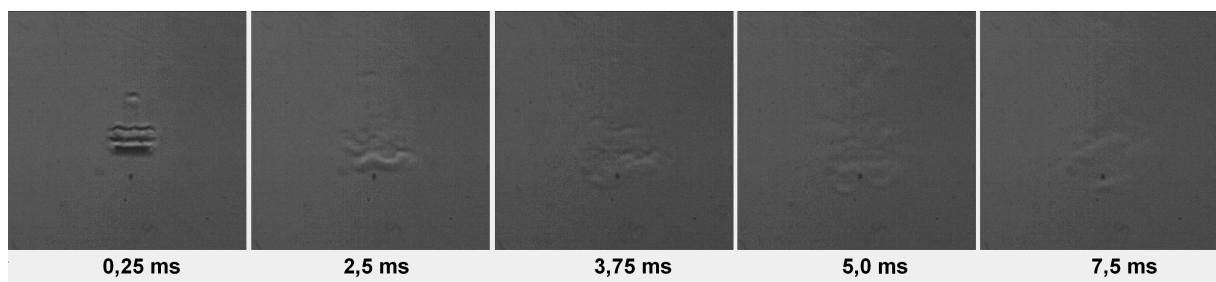


Abb. 6: Schattenaufnahme der thermischen Störung

Charakterisierung der ungestörten Strömung

Die Strömung wurde mittels IR-Thermographie und mittels Schlierenaufnahmen untersucht. Die Thermographie-Messung dient dazu, die Transitionslage zu bestimmen während die Schlierenaufnahmen der Visualisierung des Strömungsfeldes dienen. Abb. 7 zeigt eine Schlierenaufnahme für $Re_{\infty}/l = 7,88 \cdot 10^6$ 1/m. Die Grenzschicht ist auf der Oberseite des Modells als dunkler Streifen, der von zwei hellen Streifen umrandet ist, zu erkennen. Die Transitionslage kann Abb. 8 entnommen werden. Dort ist der Wärmeübergang über der Lauflänge für verschiedene REYNOLDS-Zahlen aufgetragen. Beim Übergang von laminar zu turbulent ändert sich das Grenzschichtprofil grundlegend und damit der örtliche Reibungsbeiwert. Aufgrund des Zusammenhangs zwischen Wandschubspannungen und örtlichem Wärmeübergang lässt sich die Lage der Umschlagstelle aus Änderungen in der Wärmeübergangsverteilung ermitteln. Das Ende des Umschlaggebietes wird durch das Maximum in der Wärmeübergangsverteilung gekennzeichnet. Mit steigender REYNOLDS-Zahl wandert der Punkt maximalen Wärmeeintrages nach vorne. Die Transition findet bei einer REYNOLDS-Zahl von etwa $3 \cdot 10^6$ statt. Abb. 9 zeigt Geschwindigkeits-, Temperatur- und Dichteverlauf für die Grenzschicht. Das Schlierenverfahren zeigt die 1te Ableitung des Dichteverlaufes. Die Krümmungsänderung der Dichtekurve bei $y/x \sqrt{Re_{\infty}} \approx 9$ in Abb. 9 entspricht dem dunklen Streifen in der Schlierenaufnahme. Die beiden hellen Streifen entsprechen den geraden Teilstücken in der Dichtekurve.

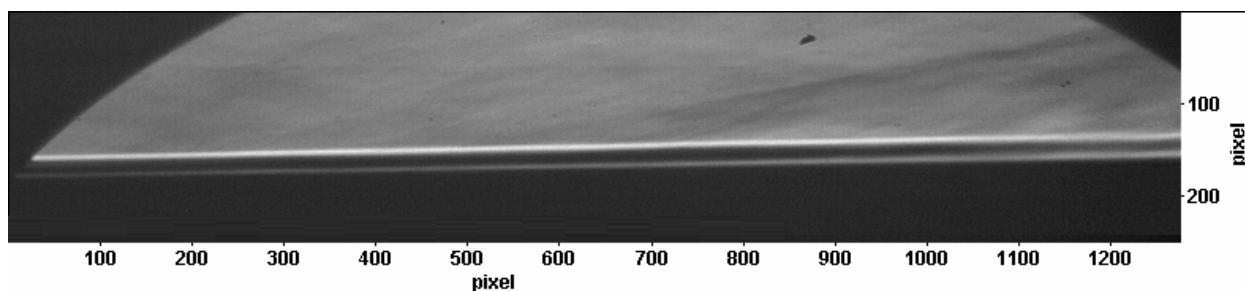


Abb. 7: Schlierenaufnahme der ebenen Platte bei $Re_{\infty}/l = 7,89 \cdot 10^6$

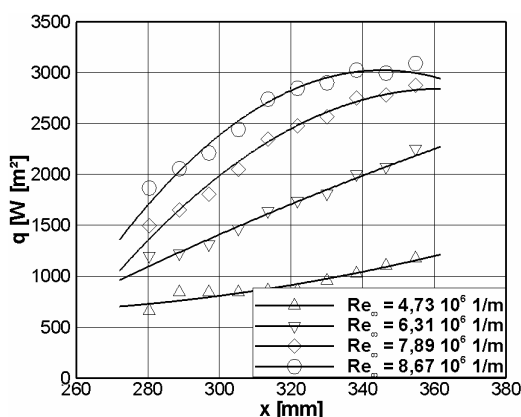


Abb. 8: Wärmeübergang über der Lauflänge für verschiedene Re-Zahlen

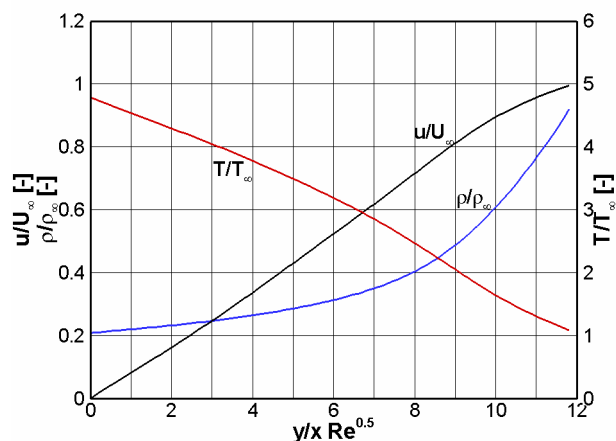


Abb. 9: Profil einer laminaren Grenzschicht für $Pr = 0,725$, $T_w/T_{\infty} = 4,7$ nach [E. R. Van Driest, January 1952]

Strömung mit Eingabe von Störpulsen

Es wurden punkt- und linienförmige Störungen bei Strömung realisiert. Als Störung wurden bislang ausschließlich Einzelpulse verwendet. Die Störung wurde im vorderen Bereich der ebenen Platte, bei einer Lauflänge von etwa 10 cm, eingeleitet. Die Belichtungszeit musste, damit die Schallwelle erkennbar ist, sehr kurz gewählt werden, so dass die Bildqualität schlechter ist als in Abb. 7. Abb. 10 zeigt die Ausbreitung der Schallwelle 20, 40 und 60 μs nach dem punktförmigen Laserpuls für $Re_{\infty/l} = 9,46 \cdot 10^6$. Die Schallwelle breitet sich mit Schallgeschwindigkeit aus. Die Schallgeschwindigkeit beträgt jedoch - aufgrund der geringen Temperatur nach der Expansion in der Düse - lediglich etwa 160 m/s, so dass die Ausbreitung langsamer als in Abb. 5 erscheint.

Die Störung konvektiert mit der Strömung und bildet einen MACHschen Winkel. Der Ursprung des MACHschen Winkels ist aufgrund der Ausbreitungsgeschwindigkeit von deutlich mehr als $Ma_{\infty}=1$ in den ersten 10 μs (siehe Abb. 5) nach dem Puls nicht mit dem Auftreffpunkt des Pulses identisch. Von dem Auftreffpunkt des Laserpulses geht ein schwacher Stoß aus, der auch nachdem die Störung ein Stück gewandert ist, erhalten bleibt. Ein Stoß entsteht immer, wenn eine Überschallströmung umgelenkt wird, beispielsweise indem sie über einen Keil, eine Ablöseblase oder einen turbulenten Spot strömt. Es kommt auch zu einem Stoß, wenn ein ausreichend großer Gegendruck vorliegt. Durch den Laserpuls wird die Wand lokal stark erhitzt. Diese Wärme wird an das darüber fließende Fluid abgegeben. Der Druck ist proportional der Temperatur, so dass ein Gegendruck erzeugt wird, der möglicherweise für die beobachtete Erscheinung verantwortlich ist. Die beeinflusste Stelle kühlt sehr schnell wieder ab, was Ursache für die Abschwächung des Stoßes mit der Zeit ist. Der schnelle Abkühlvorgang kann Abb. 10 qualitativ entnommen werden. Für 20 und 40 μs nach dem Puls ist an der Stelle des Pulses eine deutliche Dichteänderung erkennbar. 60 μs nach dem Puls ist die Änderung bereits nicht mehr vorhanden.

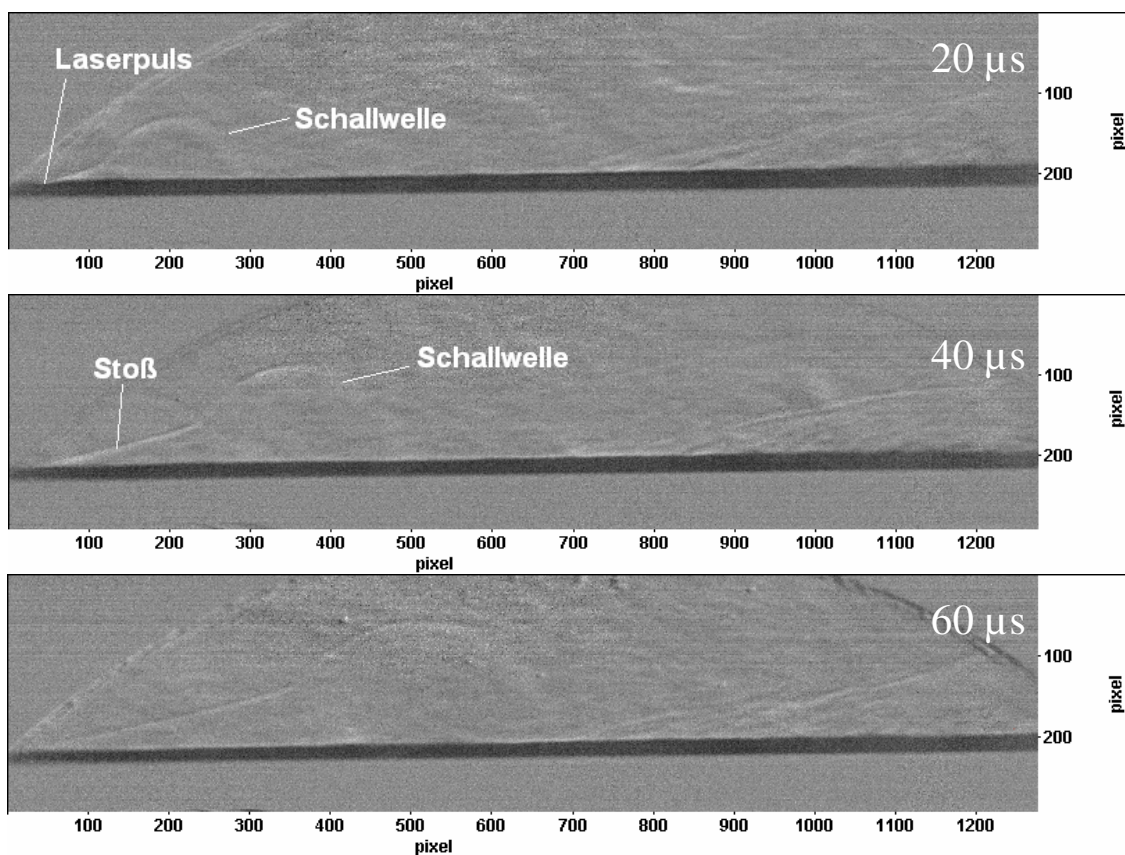


Abb. 10: Schattenaufnahme 20, 40 und 60 μs nach punktförmiger Störung für $Re_{\infty/l} = 9,46 \cdot 10^6$ 1/m

Ausblick

Bisher wurde die Einsetzbarkeit der Störmethode im Hyperschall verifiziert. Dazu wurde mit Einzelpulsen auf der Modelloberfläche eine Störung erzeugt. Die Störung wurde bislang auf der Oberfläche erzeugt, da hier die Intensität der Störung die größte Bandbreite aufweist. Im Folgenden soll auch die Beeinflussung vor und über dem Modell realisiert werden.

Eine signifikante Änderung der Grenzschicht durch die Störung konnte noch nicht festgestellt werden. Bislang wurde die beeinflusste Strömung ausschließlich mit optischen Methoden betrachtet. Bei weiteren Messungen wird ein Sensor des Partners IAG eingesetzt werden, mit dem bei ausreichend hoher Frequenz der Wärmefluss ermittelt werden kann.

Weiterhin ist für die späteren Arbeiten die Verwendung von Pulsfolgen geplant, um die 2te Stabilitätsmode anzuregen.

Dankesworte

Die Arbeit an diesem Projekt wird von der Deutschen Forschungsgemeinschaft finanziell unterstützt.

Literatur

H. Yan, R. Adelgren, G. Elliot, D. Knight, June 2002: *Laser energy deposition in intersecting shocks*, AIAA Paper 2002-2729

J. G. Linhart, 1961: *Plasma Physics*, Second Edition, North Holland Publishing Company, Amsterdam

D. Breitling, H. Schittenhelm, P. Berger, F. Dausinger, H. Hügel, 1999: *Shadowgraphic and interferometric investigations on Nd:YAG laser-induced vapour / plasma plumes for different processing wavelength*, Applied Physics A, pp. 505-508

C. J. Kähler: 2005: *Perspective of Non-Intrusive Flow Control with Lasers*, CEAS/KATnet Conference on Key Aerodynamic Technologies, 20-22 June, Bremen, 2005.

C. J. Kähler, M. Dreyer, July 12-15, 2004: *Dynamic 3D stereoscopic PIV and schlieren investigation of turbulent flow structures generated by laser induced plasma*. 12th International Symposium on Applications of Laser Techniques to Fluid Mechanics, Lisbon, Portugal

M. Estorf, T. Wolf, R. Radespiel, 2004: *Experimental and numerical investigations on the operation of the hypersonic LUDWIG TUBE Braunschweig*, 5th European Symposium on Aerothermodynamics for Space Vehicles, 2004

C. J. Kähler, U. Scholz, Sept. 22-24, 2003: *Investigation of laser-induced flow structures with time-resolved PIV*, BOS and IR technology. 5th International Symposium on Particle Image Velocimetry, Busan, Korea

E. R. Van Driest, January 1952: *Investigation of laminar boundary layer in compressible fluids using the CROCCO method*, National advisory committee for aeronautics, Technical note 2597