

UNTERSUCHUNG VON UNTERSCHIEDLICHEN FORMEN DER STOSS/WIRBEL-WECHSELWIRKUNG MIT HILFE VON VISUALISIERUNGEN UND LDA-MESSUNGEN

F. Leopold, C. Demeautis

Deutsch-Französisches Forschungsinstitut Saint-Louis (ISL)
5, rue du Général Cassagnou, F-68301 Saint-Louis, Frankreich

Abstract

Wechselwirkungen zwischen abgelösten Wirbeln und Stoßfronten können das Flugverhalten von Überschallflugzeugen oder Raketen stark beeinflussen. Diese Wechselwirkungen werden hervorgerufen durch Wirbel, die im vorderen Teil eines Überschallflugzeugs z. B. an Canardflügeln oder Leitblechen, usw. entstehen, stromabwärts geschwemmt werden und zum Schluss auf Stoßfronten treffen, die durch Lufterläufe oder Tragflächen verursacht wurden. Ziel dieser Arbeit ist es, die Wechselwirkungen zwischen Wirbeln und Stoßfronten an unterschiedlichen Modellen experimentell mit Hilfe von Visualisierungen und LDA-Messungen zu untersuchen.

Einleitung

In dreidimensionalen Strömungen führen Ablösungen der Grenzschicht zu wirbelbehafteten Strukturen, die im Folgenden als Wirbel bezeichnet werden. Diese Wirbel werden stromabwärts geschwemmt und beeinflussen damit die bis dahin ungestörte Außenströmung. Solche Wirbel treten unter unterschiedlichsten Umständen auf und können die Umströmung des Flugkörpers entscheidend beeinflussen (Delery 1994). Besonders bei Überschallanströmungen kann es bei Wechselwirkungen von Wirbeln mit Stoßfronten zu dramatischen Einbrüchen bei den Flugleistungen führen (Corlett 1973). Einige Experimente weisen darauf hin, dass diese Wechselwirkungen zu einem Aufplatzen der Wirbelstrukturen führen, wie es auch bei Unterschallgeschwindigkeiten anzutreffen ist (Cattafesta et al 1992, Kalkhoran et al 1998). Das Ziel dieser Arbeit ist es, unterschiedliche Konfigurationen mit Stoß/Wirbel-Wechselwirkungen zu untersuchen.

Modelle und Versuchsbedingungen

Die erste Studie beschäftigt sich mit einem generischen Modell, das aus einer Kegelnase und einem zylindrischen Rumpf mit einem Durchmesser von $D = 40$ mm besteht (Abb. 1). Im vorderen Teil des Modells ist ein rautenförmiges Leitwerk angebracht. Das Leitwerk wurde um 15° ausgelenkt. In der gleichen Ebene, aber im hinteren Teil des Modells, befindet sich ein weiterer Flügel mit einem Rechteckquerschnitt.

Das zweite Flugkörpermodell (NASA Tandem Control Missile, Corlett 1979) ist aus einer Ogive und einem zylindrischen Teil zusammengesetzt. Der Durchmesser des Zylinders beträgt 18 mm. Zur Steuerung ist der Flugkörper mit vier Canardflügeln und vier Heckleitwerken ausgerüstet (Abb. 2). Bei unseren Untersuchungen waren die Steuerflächen stets parallel zur Flugkörperachse ausgerichtet.

Sämtliche Untersuchungen fanden im kontinuierlich arbeitenden Windkanal des ISL mit einem Messquerschnitt von 0,3 m x 0,3 m statt. Die beiden Modelle wurden bei den Machzahlen 2 und 3 getestet. Die Reynoldszahl bezogen auf 1 cm liegt bei 470000. Die Bei 0° Anstellung liegt das Modell auf der Windkanalachse. Bei einer Veränderung des Anstellwinkels dreht sich das Modell um seinen Schwerpunkt.

LDA-Aufbau und Auswertung

Es wurde ein Zwei-Komponenten-LDA-System verwendet. Die Emissionsseite bestand in erster Linie aus einem 4-Watt-Argon-Laser und einem Strahlteiler (Colorburst von TSI), der eine 40-MHz-Frequenzverschiebung erlaubt. Um ein besseres Signal-zu-Rausch-Verhältnis zu erhalten, wird in Richtung der Vorwärtsstreuung gearbeitet. Auf der Empfangsseite bildet ein F/4 80-200-mm-Zoomobjektiv das Messvolumen auf ein Glasfaserkabel ab. Anschließend werden die Komponenten in ihre Farben aufgespalten und über Photomultiplier verstärkt. Die LDA-Signale werden mit Hilfe des „TSI IFA 750 Digital Burst Correlator“ ausgewertet.

Als Partikel werden Aerosole aus Di-(2-ethyl-hexyl)-Sebacat DES verwendet. Die Partikel werden in die Ruhekammer des Windkanals eingebracht, um die Anströmbedingungen nicht zu stören. Der mittlere Durchmesser der Partikel beträgt am Austritt des ISL-Partikelgenerators 0,7 µm (Schäfer et al 2001).

Neben den Mittelwerten für die Geschwindigkeit werden auch die Informationen über die Geschwindigkeitsfluktuationen ausgewertet. Die Standardabweichungen für die Geschwindigkeitskomponenten u' und v' lassen sich wie folgt berechnen:

$$u' = \sqrt{\frac{1}{n-1} \sum_{i=1}^n (u_i - \bar{u})^2} \quad v' = \sqrt{\frac{1}{n-1} \sum_{i=1}^n (v_i - \bar{v})^2},$$

wobei u die Geschwindigkeitskomponente parallel zur Flugkörperwand, und v die Geschwindigkeit senkrecht zur Wand darstellen. Der Term für die Reynolds'sche Schubspannung R sowie die turbulente kinetische Energie k für die Geschwindigkeitskomponenten u und v lassen sich daraus ableiten:

$$R = \frac{1}{n} \sum_{i=1}^n (u_i v_i) - \bar{u} \bar{v} \quad k = (u'^2 + v'^2) / u_\infty^2,$$

wobei u_∞ für die Anströmgeschwindigkeit steht.

Auswertung für das generische Modell

Die Visualisierungen mit Hilfe der holographischen Filter (Christnacher 1992, Leopold et al 1997) zeigen deutlich die unterschiedlichen Charakteristiken des Strömungsfeldes, wie Kopfwellen, Randwirbel vom Canard-Flügel, Stoß/Wirbel-Interaktion und das Aufplatzen des Wirbels (Abb. 3). Bei sehr kurzen Belichtungszeiten, kann der instationäre Charakter der Stoß/Wirbel-Wechselwirkung sichtbar gemacht werden (Abb. 4). Die Geschwindigkeiten an diesem Modell wurden in mehreren Ebenen zwischen den beiden Flügeln vermessen (Abb. 5). Vor allem in der Mittelebene lässt sich der Ort des Aufplatzens des Wirbels sehr gut bestimmen. Hinter dem Aufplatzen bilden sich zwei gegenläufige Rezirkulationsgebiete aus. Dadurch unterliegt der Heckflügel einer negativen Anströmung, die zu einer erheblichen Verschlechterung seines Wirkungsgrades führt. Die Vektordarstellung der Geschwindigkeit in den unterschiedlichen Ebenen lässt den Schluss zu, dass es sich beim Aufplatzen des Wirbels um eine rotationssymmetrische Strömung handelt. In der Darstellung der Reynolds'schen Schubspannungskomponente (Abb. 6) finden sich in der Nähe des Stoßsystems riesige Schwankungsgrößen wieder. In der Abbildung 7 werden sämtliche Geschwindigkeitsmessungen an einigen Punkten in der Nähe des Wirbelaufplatzens dargestellt. Deutlich

ist zu erkennen, dass Geschwindigkeiten einmal vor dem Stoß (hohe Überschallgeschwindigkeiten Abb. 7a) und zum anderen kleine oder gar negative Geschwindigkeiten hinter dem Stoß auftreten (Abb. 7c). Letztlich sind die hohen Turbulenzgrößen auf den instationären Charakter des Stoßsystems zurückzuführen.

Auswertung für das Flugkörpermodell

Die Untersuchungen an dem zweiten Modell beschränken sich hauptsächlich auf die stromabgelegene Seite bei einem Anstellwinkel von 24° (Leopold et al 2003). In den Schattenaufnahmen sind die verschiedenen Stöße und die Wirbel bei unterschiedlichen Belichtungszeiten sehr gut zu erkennen (Abb. 8). Die beiden mit LDA vermessenen Geschwindigkeitskomponenten sind in der Abbildung 9 den Strömungsvisualisierungen überlagert, um bei diesen komplexen Strömungsstrukturen die einzelnen Bereiche besser zuordnen zu können. Deutlich ist die Beschleunigungszone hinter den Canardflügeln, die Grenzschichtablösung und weiter stromab die negativen Werte der vertikalen Geschwindigkeitskomponente (Abb. 10) aufgrund der abgelösten Strömung zu erkennen. Durch den hohen Anstellwinkel bilden sich an den Canardflügeln starke Wirbel aus und zudem entstehen an deren Flügelhinterkanten Stöße. Dadurch kommt es hinter den Canardflügeln zu Stoß/Wirbel-Wechselwirkungen. In der Schattenaufnahme sind an dieser Stelle mehrere Stöße zu erkennen, die sich aufgrund der Visualisierungen nicht eindeutig zuordnen lassen. In der Abbildung 11 ist die vertikale Geschwindigkeitskomponente entlang achsenparalleler Linien hinter den Canardflügeln aufgetragen. Für die Geschwindigkeitsprofile bei $z/D = 0,86$ und $z/D = 1,03$ ist aufgrund der abrupten Geschwindigkeitserhöhung der Verdichtungsstoß zu lokalisieren. Im Gegensatz dazu wird der darauf folgende Stoß durch die Ablösung der Grenzschicht nur im körpernahen Bereich verursacht. Der dominierende Einfluss der Canardflügel auf die Umströmung des Flugkörpers wird auch bei der Darstellung der turbulenten kinetischen Energie (Abb. 12) deutlich.

Zusammenfassung

Es wurden die Stoß/Wirbel-Wechselwirkungen an zwei Modellen bei Machzahlen zwischen 2 und 3 untersucht. Bei dem generischen Modell konnte der instationäre Charakter des Wirbelaufplatzens deutlich gemacht werden. Im Gegensatz zum ersten Modell führen bei dem Flugkörpermodell die Stoß/Wirbel-Wechselwirkungen selbst bei den sehr hohen Anstellwinkeln nicht zu Stoßoszillationen.

Dankesworte

Die Autoren möchten sich besonders bei Herrn M. Schacherer für die Konstruktion der Modellhalterung und bei Herrn Dr. D. Monnin für seine Hilfe bei der graphischen Aufbereitung bedanken.

Literatur

- Delery, J.M., 1994: "Aspects of vortex breakdown", Prog. Aerospace Sci., 30, pp. 1-59
Cattafesta, L.N., Settles, G.S., 1992: "Experiments on Shock/Vortex Interaction", AIAA-92-0315.
Kalkhoran, I.M., Smart, M.K., Betti, A., 1996: "Interaction of Supersonic Wing-Tip Vortices with a Normal Shock", AIAA Journal, 34, pp. 1855-1861
Kalkhoran, I.M., Smart, M.K., Wang, F.Y., 1998: "Supersonic Vortex Breakdown during Vortex/Cylinder Interaction", J. Fluid Mech, 369, pp. 351-380
Corlett, W. A., 1973: "Aerodynamic Characteristics at Mach .60 to 4.63 of Two Cruciform Missile Models, One Having Trapezoidal Wings with Canard Controls and the Other Delta Wings with Tail Controls," NASA TM X-2780

Corlett, W. A., 1979: "Supersonic Stability and Control Characteristics of a Cruciform Missile Model with Delta Wings and Aft Tail Fin Controls," NASA TM 80171

Christnacher, F., 1992 : "Etude de l'adaptation d'un système optique de reconnaissance de formes à un environnement sévère", Thèse Université de Haute-Alsace, Mulhouse, France, ISL-R 107/93.

Leopold, F., Christnacher, F., 1997: "Flow Visualization with Holographic Filters of Coherent Structures in a Supersonic Wake", ISL-PU 327/97.

Leopold, F., Augenstein, E., Damp, S., Christnacher, F., Bacher, E., 1998: „LDA Measurement and Visualization of the Supersonic Flow around a Longitudinal Cylinder with Different Surface Roughness", Proc. 9th International Symposium on Appl. of Laser Techniques to Fluid Mechanics, Lisbon, Portugal.

Leopold, F., Demeautis, C., Faderl, N., 2003, "Experimental Investigations of the RTO Missile Configuration at High Angles of Attack", ISL-PU 657/03

Schäfer, H.J., Augenstein, E., Esch, H., Emunds, H., 2001: "Experimental Investigations of Transverse Jet Interaction on a Missile Body using Laser Velocimetry and Flow Visualization", Proc. 19th International Congress on Instrumentation in Aerospace Simulation Facilities (ICIASF), Cleveland/OH, USA.

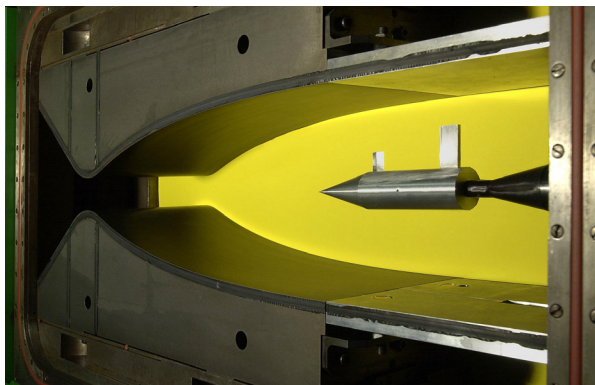


Abb. 1: Ansicht des generischen Modells und der Lavaldüse für die Machzahl 3 (Anstellwinkel 0°)

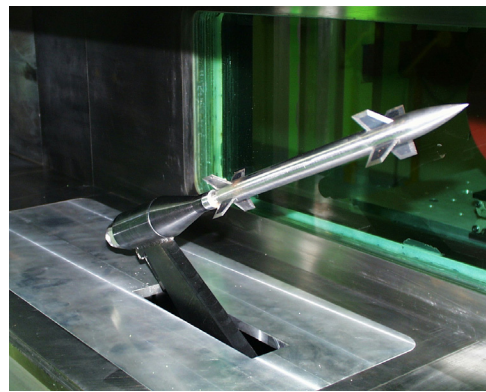


Abb. 2: Flugkörpermodell bei einem Anstellwinkel von 24°

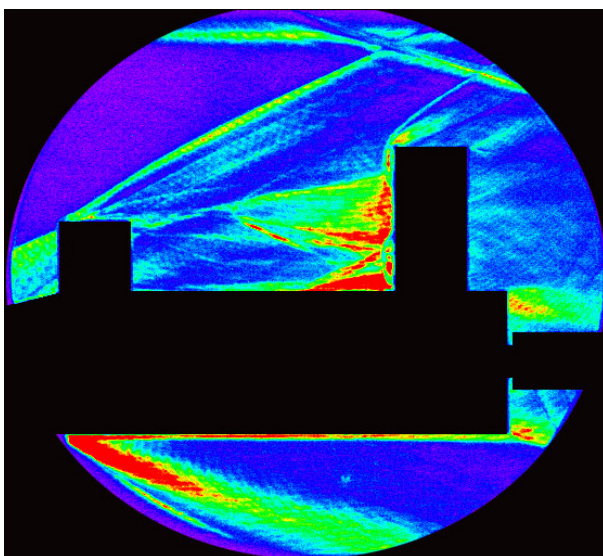


Abb. 3: Sichtbarmachung der Dichtegradienten für das generische Modell bei $M = 3$ mit Hilfe holographischer Filter (Dichtegradienten sind farbig unterlegt)

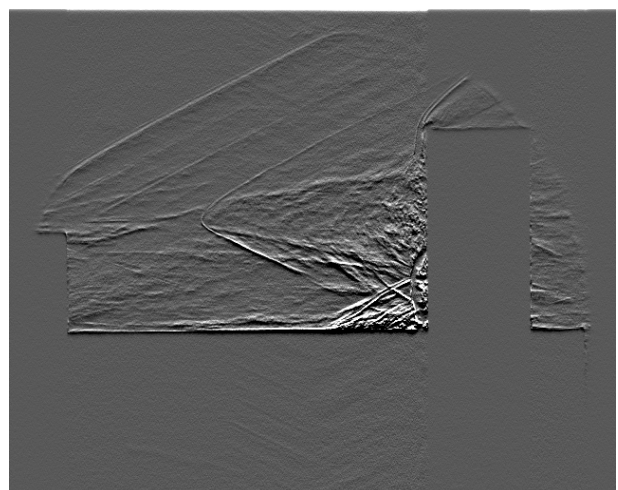


Abb. 4: Strömungsvisualisierung mit einer Belichtungszeit von 10 ns

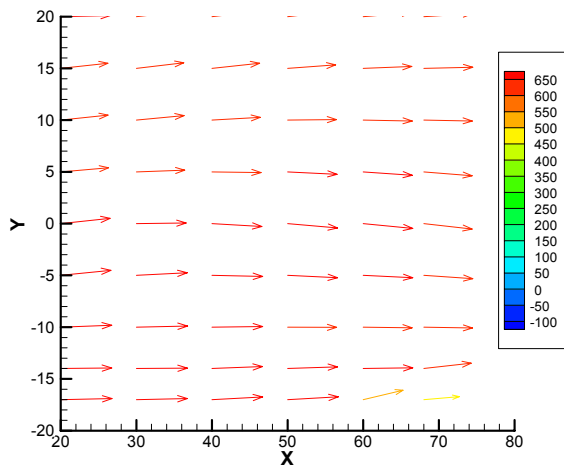


Abb. 5a: Geschwindigkeitsvektoren für $z = -7,5$ mm

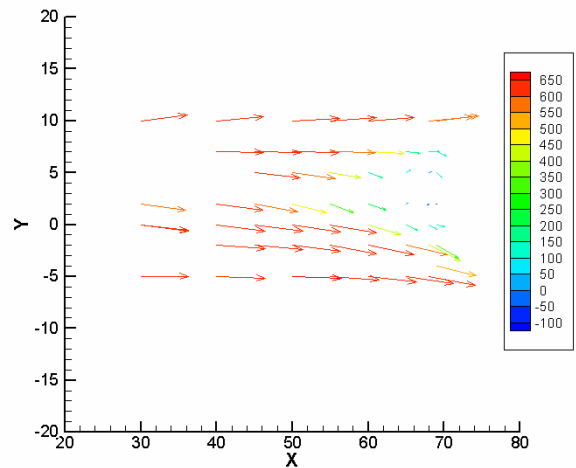


Abb. 5b: Geschwindigkeitsvektoren für $z = -1$ mm

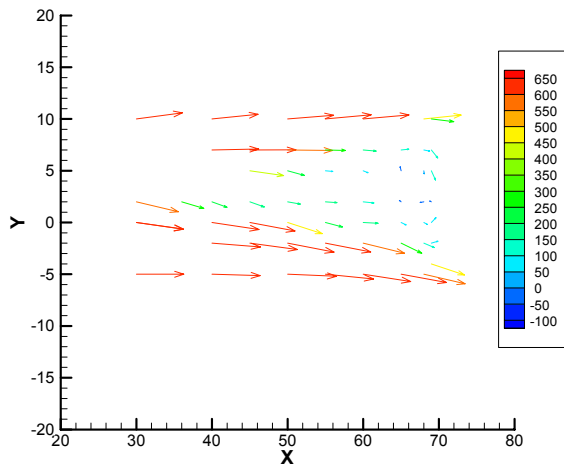


Abb. 5c: Geschwindigkeitsvektoren für $z = 0$ mm

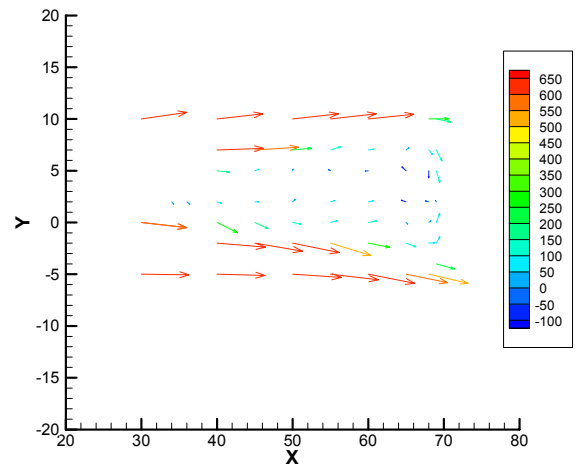


Abb. 5d: Geschwindigkeitsvektoren für $z = 1$ mm

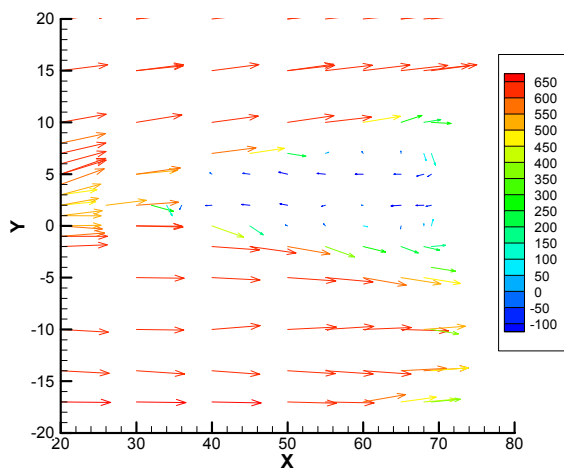


Abb. 5e: Geschwindigkeitsvektoren für $z = 2,5$ mm

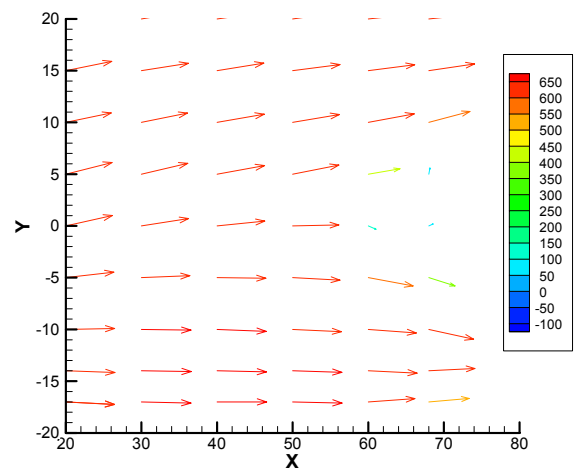


Abb. 5f: Geschwindigkeitsvektoren für $z = 7,5$ mm

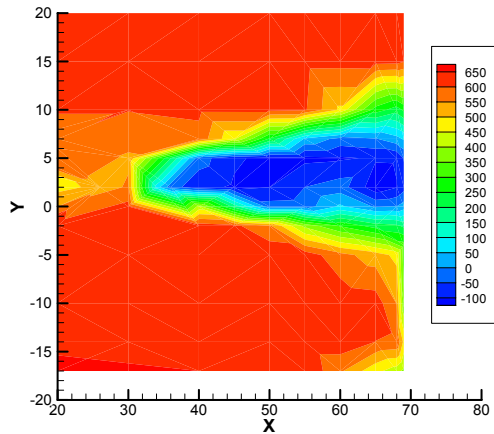


Abb. 6a: Mittlere Geschwindigkeit für $z = 2,5 \text{ mm}$

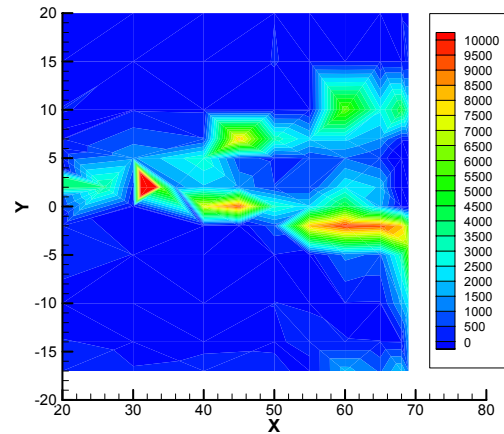


Abb. 6b: Verteilung der Reynolds'schen Schubspannungskomponente

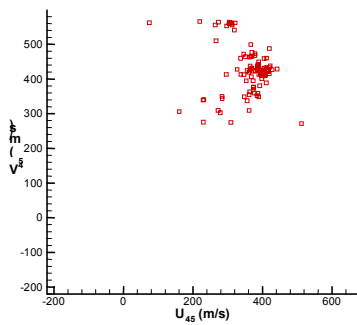


Abb. 7a: Verteilung der Geschwindigkeiten **vor der Stoßfront**

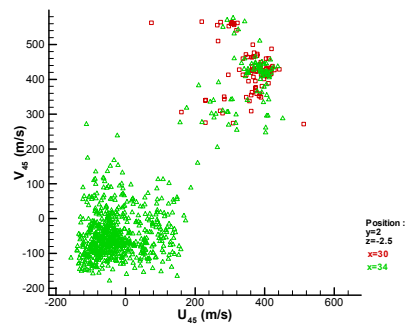


Abb. 7b: Verteilung der Geschwindigkeiten **im Bereich der Stoßoszillation**

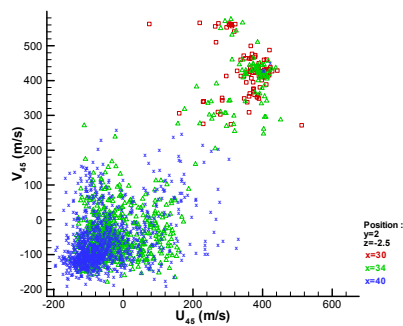


Abb. 7c: Verteilung der Geschwindigkeiten **hinter dem Stoß**

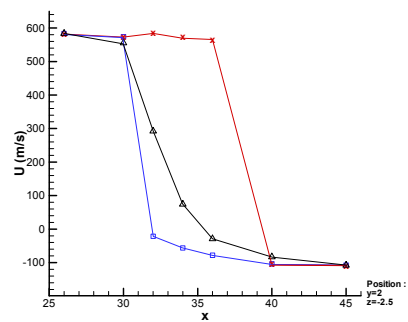


Fig. 11d: Geschwindigkeitsprofile **vor dem Stoß** (kreuzförmige Marker), **hinter dem Stoß** (rechteckige Marker), Mittelwert (dreieckige Marker)

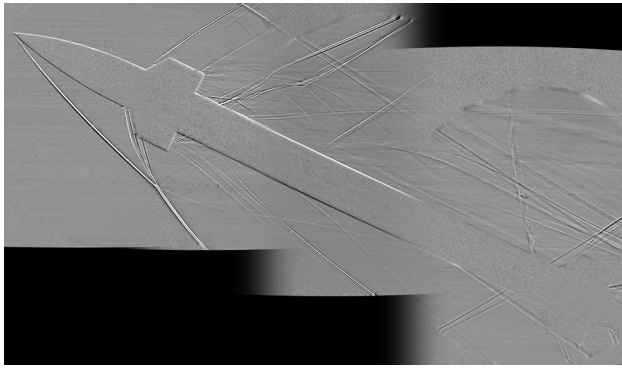


Abb. 8a: Schattenaufnahme mit einer Belichtungszeit von 100 ms (Anstellwinkel 24°)

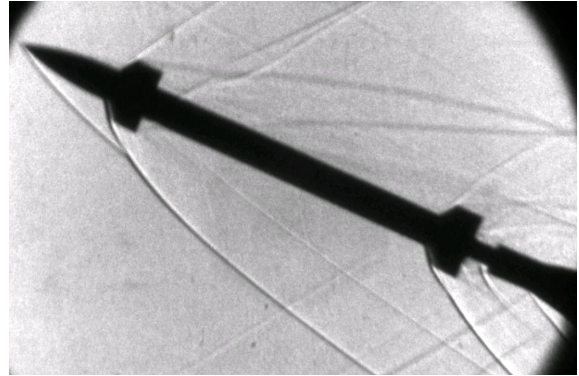
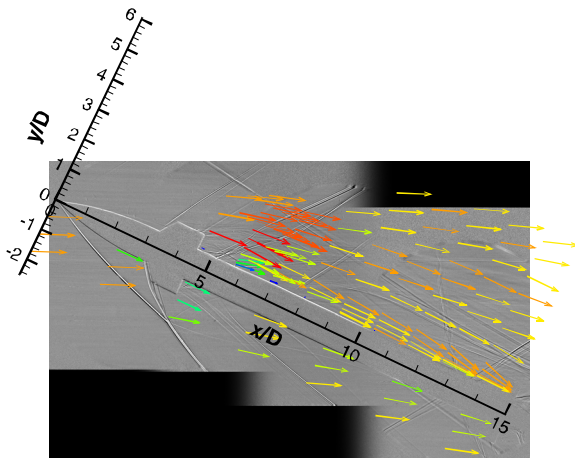
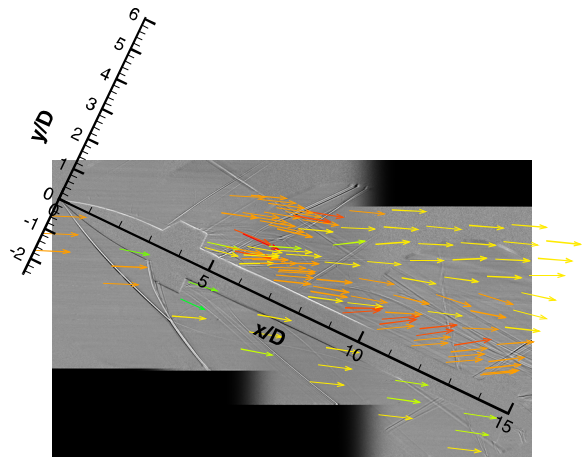


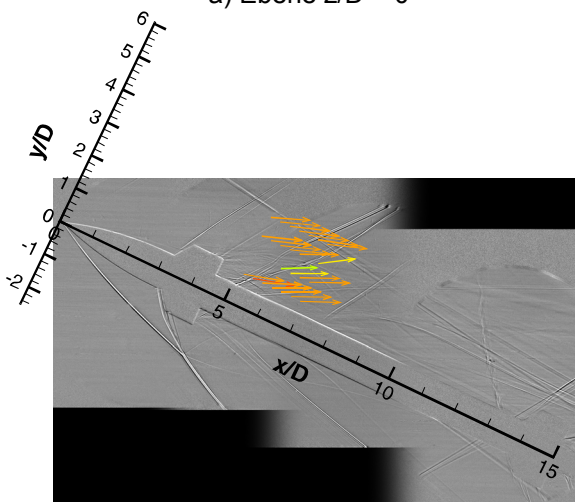
Abb. 8b: Schattenaufnahme mit einer Belichtungszeit von 20 ns (Anstellwinkel 24°)



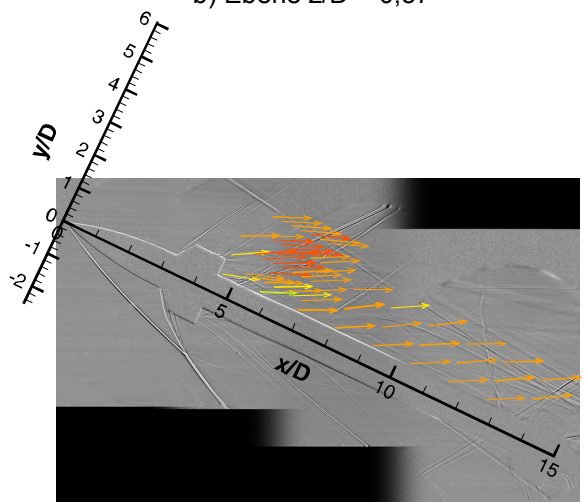
a) Ebene $z/D = 0$



b) Ebene $z/D = 0,57$



c) Ebene $z/D = 0,87$



d) Ebene $z/D = 1,15$

Abb. 9: Schattenaufnahmen und Geschwindigkeitsvektoren für $z = \text{const.}$, Anstellwinkel 24°

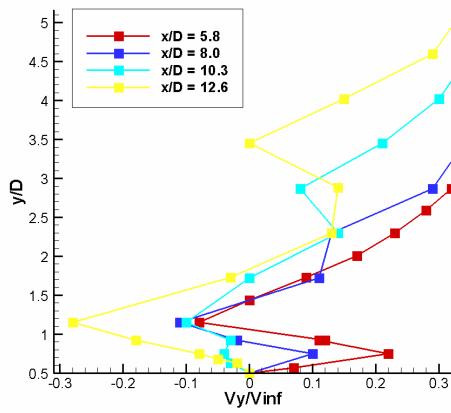


Abb. 10: Verlauf der vertikalen Geschwindigkeitskomponente bei unterschiedlichen x-Positionen

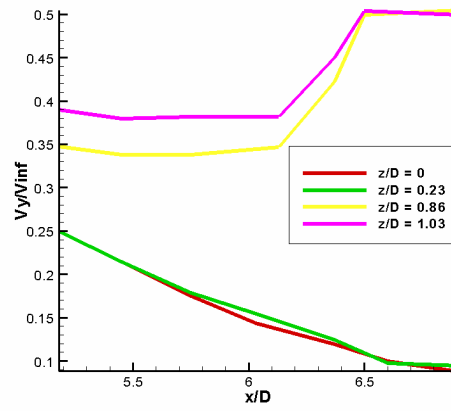


Abb. 11: Verlauf der vertikalen Geschwindigkeitskomponente hinter den Canard-Flügeln bei unterschiedlichen z-Positionen

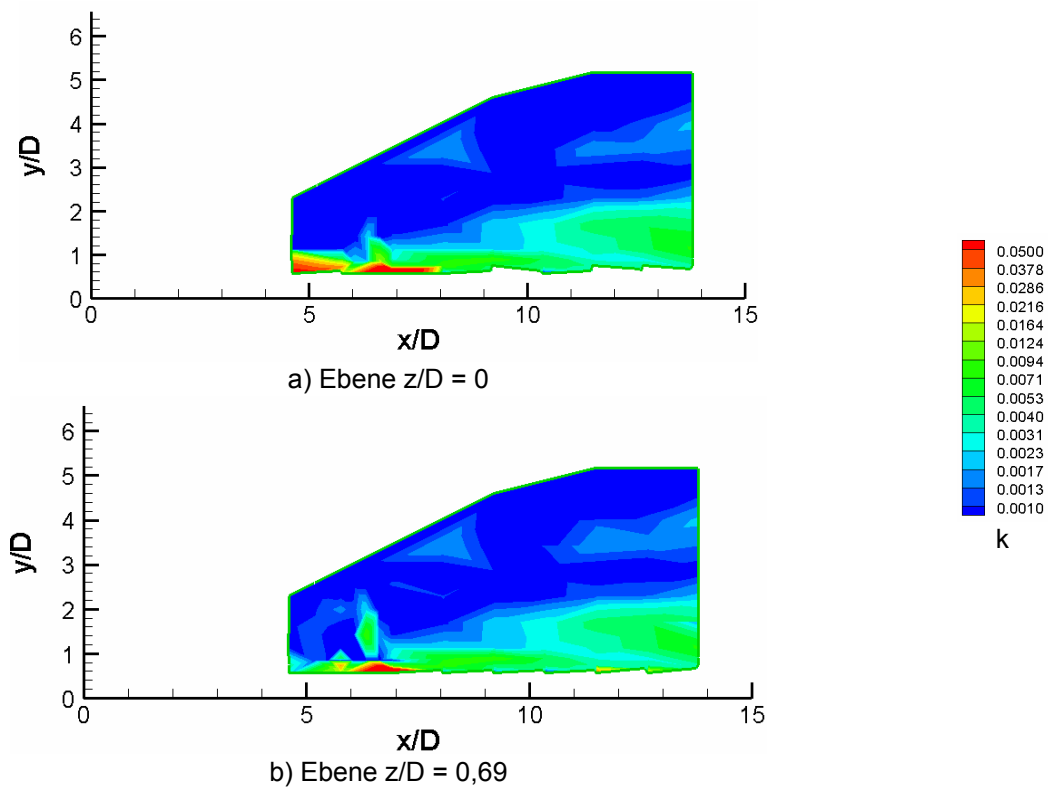


Abb. 12: Verteilung der turbulenten kinetischen Energie k für $z = \text{const.}$, Anstellwinkel 24°