

UNTERSUCHUNG DER ABGELÖSTEN STRÖMUNG IN EINEM TRIEBWERKSEINLAUF

INVESTIGATION OF THE SEPARATED FLOW IN A JET ENGINE INLET

Sonja Schulze, Christian J. Kähler

Universität der Bundeswehr München, Werner-Heisenberg-Weg 39, 85577 Neubiberg

Triebwerkseinlauf, Durchflussgondel, turbulente Ablöseblase, PIV

Jet engine inlet, flow-through nacelle, turbulent separation bubble, PIV

Zusammenfassung

In diesem Beitrag wird die für Triebwerke im Startfall charakteristische turbulente Ablöseblase im Einlauf experimentell untersucht. Die Untersuchungen erfolgen an einer Durchflussgondel, deren Grenzschichtverhalten dem eines angetriebenen Triebwerkes entspricht. Mit Hilfe von Anstrichbildern, statischen Druckmessungen und stereoskopischen PIV Messungen werden Beginn, Größe und Topologie der Ablösung analysiert. Sensitivitäten in Hinblick auf die Methode der Transitionseinleitung und auf kleine Änderungen im experimentellen Aufbau werden erläutert. Die Ergebnisse dienen zur Validierung numerischer Strömungssimulationstechniken im Rahmen der DFG Forschergruppe FOR1066.

1. Einleitung

Ablöseerscheinungen in Triebwerkseinläufen stellen die Grenze des sicheren Flugbetriebs dar, da die großskaligen Ablösungen im Einlauf in der Regel instationär sind und zu einem Wirbelabwerfen führen, das mit einer inhomogenen Anströmung des Fans einhergeht. Die hieraus resultierenden Fluktuationen in Massenstrom und Druckverteilung können Ablösungen in den folgenden Verdichterstufen sowie starke dynamische Lasten auf den Schaufeln hervorrufen, was einen instabilen Betriebszustand des Triebwerkes zur Folge haben kann. Die Flugsicherheit wird heutzutage bei Transportflugzeugen im Bereich großer Anstellwinkel durch große Sicherheitsmargen am Rand der Flugenveloppe gewährleistet.

Möchte man die fliegbare Enveloppe und damit das Potential eines Triebwerkes besser ausnutzen, so muss man in der Lage sein, den Ablösebeginn sowie die Größe und Topologie der abgehenden instationären Strukturen besser vorhersagen zu können als dies gegenwärtig möglich ist. Während für den Reiseflug bereits fundierte numerische Simulationsmethodiken existieren, muss die Simulation der abgelösten Strömung in einem Triebwerkseinlauf hingegen noch verbessert werden. Dies ist die Zielsetzung der von der Deutschen Forschungsgemeinschaft geförderten Forschergruppe FOR 1066.

Die Entwicklung anspruchsvoller Simulationsmethodiken ist nur mit Hilfe gut durchdachter Windkanalexperimente möglich, die eine qualitativ hochwertige Datenbasis zu Validierungszwecken liefern. In der Vergangenheit ist das Ablöseverhalten von Triebwerkseinläufen bei hohen Anstellwinkeln mit herkömmlichen Sensormesstechniken untersucht worden, deren Ergebnisse in den Veröffentlichungen spezieller Symposien festgehalten sind (s. Rekos et al 1971, Dini et al 1986). Der Stand der Untersuchungen kann ebenfalls in der Literatur über den Einlaufentwurf entnommen werden (s. Goldsmith 1999), und der Einfluss der Einlauf-

geometrie auf das Ablöseverhalten des Triebwerks ist in Willmer et al 1981 festgehalten. Quémard et al 1996 haben den Einlauf von Triebwerken mit Pitot-Sonden untersucht und erstmals teilweise zeit-auflösende Messverfahren eingesetzt. Die verfügbaren zeit-auflösenden Daten sind jedoch lückenhaft, so dass keine ausreichenden Informationen über die instationären Strukturen in der abgelösten Strömung eines Einlaufs vorliegen. Für die Validierung der angestrebten verbesserten Simulationsmethodik soll daher eine systematische Analyse des instationären Wirbelabwerfens mit zeit-auflösenden Messverfahren erfolgen. Abgehende Wirbelstrukturen können zudem ohne den störenden Einfluss einer Sonde identifiziert und charakterisiert werden, da es in den letzten Jahren große Fortschritte im Bereich der Particle Image Velocimetry (PIV) gegeben hat. Die Arbeiten von Hain et al 2007 sowie Hain et al 2009 zeigen, dass eine detaillierte Strömungsanalyse der instationären Strukturen mit der stereoskopischen, tomographischen und zeit-auflösenden PIV Messtechnik möglich ist.

2. Experimenteller Aufbau

Die grundlegenden Validierungsexperimente werden in einem Niedriggeschwindigkeitswindkanal der Eiffel Bauweise (Atmosphärischer Windkanal München, AWM) durchgeführt, dessen 22 m lange Messstrecke einen Querschnitt von 1.85 m x 1.85 m hat. Das Windkanalmodell des Triebwerkeinlaufes stellt eine rotationssymmetrische Durchflussgondel dar, die über eine Anstellwinkeltraverse am Boden des Windkanals befestigt ist (s. Abb. 1 links). Aufgrund

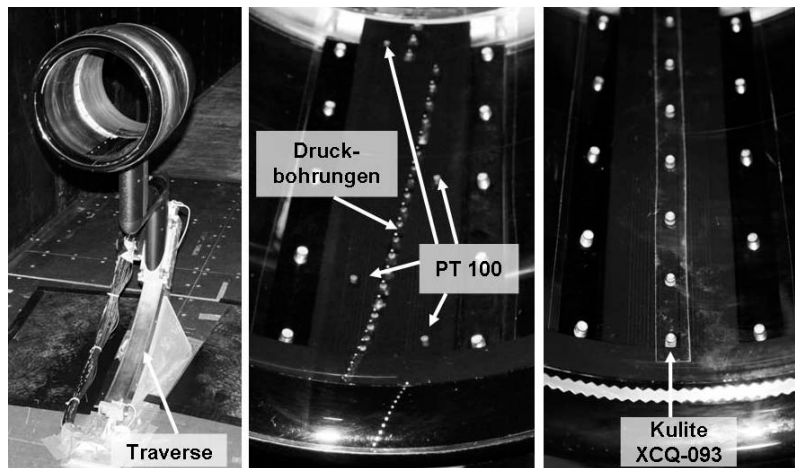


Abb. 1: Windkanalmodell (l.) mit statischen Druckbohrungen (Mitte) und Druckaufnehmern für instationäre Druckmessungen

der hohen Kosten eines Druckluftsystems, mit dem ein Fan angetrieben werden kann, ist in diesem Forschungsvorhaben zunächst auf ein reales Triebwerk mit integriertem Fan und realistischem Massenstrom verzichtet worden. Um das charakteristische Ablöseverhalten eines Triebwerkeinlaufes untersuchen zu können, ist daher eine Durchflussgondel entworfen worden, die das gleiche Grenzschichtverhalten wie ein angetriebenes Triebwerk beim Start aufweist. Die hierfür verwendete Entwurfsmethodik sowie numerische Untersuchungen an einem realistischen Referenztriebwerk sind in Schulze et al 2007 beschrieben.

Das rotationssymmetrische Windkanalmodell hat eine Länge von 526 mm sowie einen Vorderkantendurchmesser von 315 mm in Anlehnung an das zuvor numerisch untersuchte Referenztriebwerk (LARA Gondel, s. Mullender et al 1996). Bezogen auf die Länge der Gondel wird bei einer Anströmgeschwindigkeit von 38 m/s eine Reynoldszahl von 1.3×10^6 erreicht. Das mittlere Segment der Durchflussgondel ist aus Plexiglas gefertigt, um eine gute optische Zugänglichkeit für die geplanten PIV Messungen zu gewährleisten. Eine aerodynamische Verkleidung der Aufhängung unterhalb der Gondel in der Form eines NACA 0033 Profils sowie eine sorgfältige Auslegung der Außenkontur der Durchflussgondel sorgen für eine von anderweitigen Ablösungen unabhängige Strömung im Einlauf der Gondel.

In die Durchflussgondel integriert sind 48 statische Druckbohrungen mit einem Durchmesser von 0.3 mm von ca. 5% der Profiltiefe auf der Außenseite bis zu 60% der Profiltiefe auf der Innenseite (s. Abb. 1 Mitte). Die versetzte Anordnung der Druckbohrungen auf einem Um-

fang von $\pm 5^\circ$ soll verhindern, dass sich die Bohrungen gegenseitig beeinflussen. Die resultierende Druckverteilung der versetzt angeordneten Druckbohrungen weicht in den numerischen Ergebnissen nur marginal von der Druckverteilung im untersten Schnitt der Gondel ab. Abbildung 1 zeigt ebenfalls die Einbaupositionen von 4 PT100 Temperatursensoren, die für Pressure Sensitive Paint und Infrarot Messungen genutzt werden sollen.

Aufgrund der Rotationssymmetrie der Durchflussgondel sowie der Möglichkeit, das vordere Plexiglassegment in beliebigen Positionen am Hinterkantensegment der Gondel montieren zu können, ist es möglich, auch Druckaufnehmer für instationäre Druckmessungen im Windkanalmodell vorzusehen. 7 Druckaufnehmer des Typs Kulite XCQ-093 sind mit wandbündigen Hülsen derart eingebaut, dass ein Differenzdruck von ± 350 mbar mit einer Grenzfrequenz von bis zu 11 kHz gemessen werden kann (vgl. Abb. 1 rechts).

3. Transition

Die Verwendung von Transitionstreifen auf einer gekrümmten Oberfläche ist problematisch, da man den Transitionstreifen nicht reproduzierbar aufbringen kann. Da die Strömung im Inneren eines Triebwerkseinlaufes stark durch die Art der Transitionseinleitung beeinflusst werden kann, ist die Transition durch wandnormales, statisches Ausblasen durch 160 Ausblaslöcher nahe der Vorderkante zwischen Staupunkt und Saugspitze

($x/c = 0.004$) realisiert worden. Die Ausblasöffnungen haben einen Durchmesser von 0.4 mm und sind gemäß den Untersuchungen von Horstmann et al 1981 in einem radialen Abstand von 2.25° angeordnet. Jeweils 8 Ausblasöffnungen werden durch eine Beruhigungskammer gespeist, die wiederum über Schläuche mit Druckluft versorgt wird (s. Abb. 2).

Um Transition reproduzierbar einleiten zu können, muss man in der Lage sein, ein definiertes Ausblasverhältnis von der Geschwindigkeit an den Ausblaslöchern zur Anströmgeschwindigkeit (u/U_∞) einzustellen. In den Experimenten wurde ein definierter Massendurchfluss mit der Hilfe eines Volumendurchflussmessers ($0.02 \text{ m}^3/\text{h}$ bis $0.2 \text{ m}^3/\text{h}$) und eines Druckminderers von 1 bar realisiert. Ein konsistenter Massenstrom wurde durch die Verwendung eines Drucklufttanks mit einem Volumen von 190,000 l gewährleistet, der während der Messungen zur Verfügung stand.

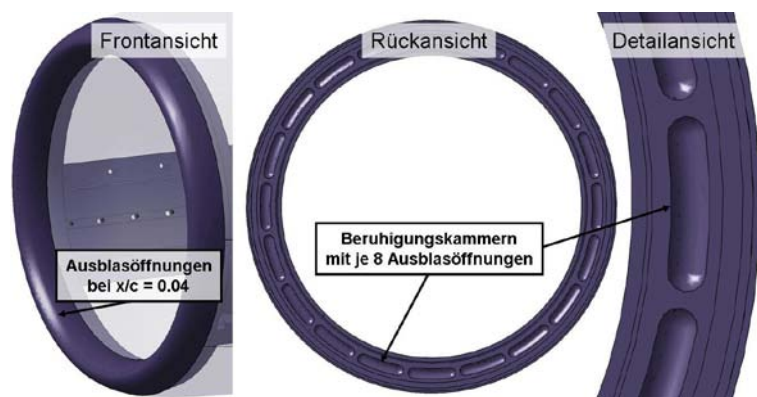


Abb. 2: Lage der Ausblasöffnungen am Windkanalmodell

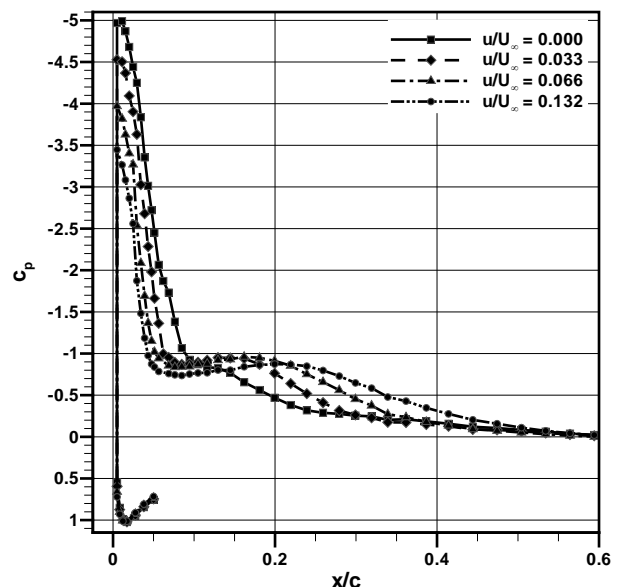


Abb. 3: Einfluss des Ausblasverhältnisses auf die Druckverteilungen, $\alpha = 23^\circ$, $Re = 1.3 \times 10^6$

Zielsetzung der Transitionsuntersuchungen war es, ein Ausblasverhältnis zu bestimmen, das einerseits ausreichend groß ist, um den Umbruch der laminaren Strömung in eine turbulente herbeizuführen, aber andererseits nicht zu einem Overtripping führt. Ist das Ausblasverhältnis zu groß, führt dies zu einem verfrühten Ablösebeginn und zu verhältnismäßig zu großen Ablöseblasen bei höheren Anstellwinkeln. Dieser Effekt kann in Abbildung 3 beobachtet werden, die den Vergleich verschiedener Druckverteilungen bei einem Anstellwinkel von 23° für unterschiedliche Ausblasverhältnisse zeigt. Offensichtlich geben die Druckverteilungen eine Strömung ohne Vorderkantenablösung und ohne ein Overtripping umso besser wieder, je kleiner das Ausblasverhältnis gewählt wird. Die Grenzschicht bei 0.4% der Profiltiefe ist so dünn, dass bereits sehr kleine Ausblasintensitäten einen großen Einfluss auf die Strömung haben. In diesem Fall scheint allein die Rauigkeit der gebohrten Ausblasöffnungen ausreichend zu sein, um die Strömung umschlagen zu lassen. Untersuchungen mit einem früheren Windkanalmodell haben gezeigt, dass bei einer glatten Oberfläche ohne Ausblasöffnungen bereits bei kleineren Anstellwinkeln eine laminare Vorderkantenablösung auftritt (ohne Abbildung). Die Experimente wurden daher mit einem Ausblasverhältnis von $u/U_\infty = 0$ fortgesetzt.

4 Sensitivitäten der abgelösten Strömung

Im folgenden Abschnitt werden die Sensitivitäten der abgelösten Strömung im Einlauf gegenüber Änderungen in der Trippingmethode sowie kleinen Änderungen im experimentellen Aufbau untersucht.

4.1 Einfluss der Trippingmethode

Die Abbildungen 4 bis 8 zeigen die Anstrichbilder für $u/U_\infty = 0$ für den Anstellwinkelbereich $\alpha = 5^\circ$ bis $\alpha = 25^\circ$. In Abbildung 4 lässt sich für $\alpha = 5^\circ$ eine laminare Ablöseblase und weiter stromab eine anliegende, turbulente Strömung beobachten. Bei hohen Anstellwinkeln hingegen bildet sich stromab der laminaren Ablöseblase eine turbulente Ablöseblase (Wirbelpaar hinter der Vorderkante), deren Auftreten charakteristisch für das Ablöseverhalten von Triebwerkseinläufen ist (s. Abbildungen 5 bis 8). Die Größe der turbulenten Ablöseblase wächst mit steigendem Anstellwinkel sowohl in axialer Richtung als auch in Umfangsrichtung. Auffällig ist, dass sich bei hohen Anstellwinkeln kleine Unregelmäßigkeiten in der laminaren Ablöseblase ausbilden (s. Abb. 9), die stets in einem gleichbleibenden Abstand zueinander auftreten. Dieser Abstand entspricht exakt der Länge einer Beruhigungskammer (vgl. Abb. 2), mit der jeweils 8 Ausblasöffnungen verbunden sind. Bei hohen Anstellwinkeln bewirkt der Druckunterschied zwischen den Enden der Beruhigungskammer, dass die Luft in der Kammer zu zirkulieren beginnt. Durch die Ausblasöffnungen am inneren Ende der Beruhigungskammer wird so minimal ausgeblasen und am äußeren Ende die Strömung abgesaugt. Es ergibt sich somit ein sägezahnartiger Ausblasverlauf über den Umfang, obwohl keine Druckluft an den Beruhigungskammern anliegt.

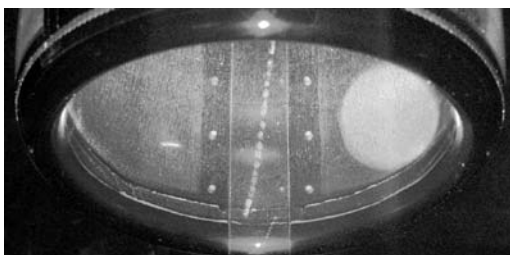


Abb. 4: Anstrichbild, $\alpha = 5^\circ$

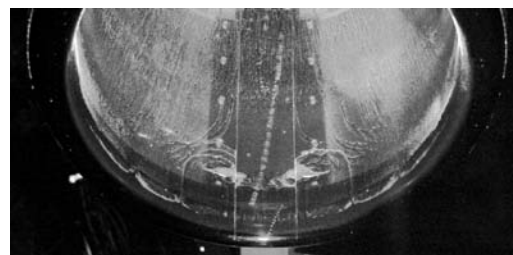


Abb. 5: Anstrichbild, $\alpha = 22^\circ$

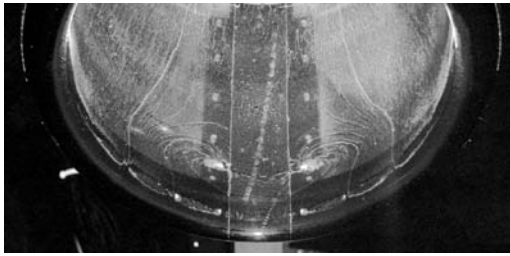


Abb. 6: Anstrichbild, $\alpha = 23^\circ$

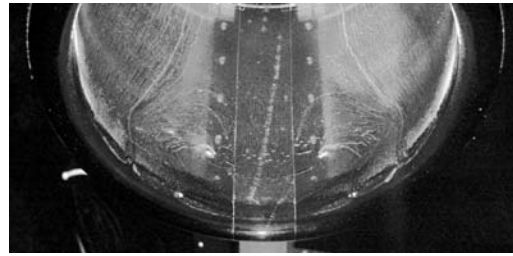


Abb. 7: Anstrichbild, $\alpha = 24^\circ$

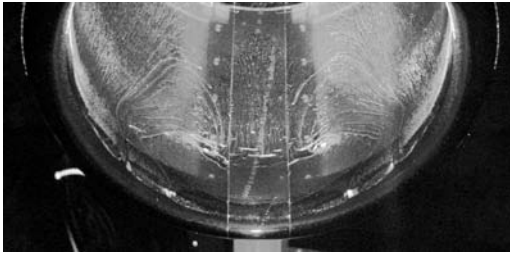


Abb. 8: Anstrichbild, $\alpha = 25^\circ$

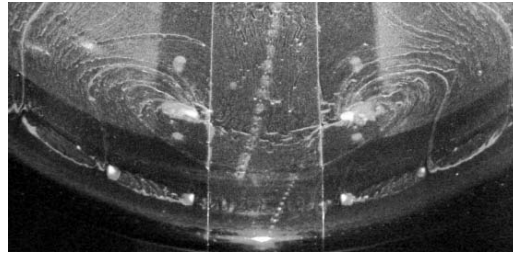


Abb. 9: Anstrichbild, $\alpha = 23^\circ$

Um zu klären, inwiefern die Größe und Topologie der Ablöseblase durch diesen sägezahnartigen Ausblasverlauf beeinflusst wird, ist der Transitionsstreifen als herkömmliche Trippingmethode zusätzlich untersucht worden. Hierbei war für Transitionsstreifen mit einer Dicke unter 50 μm ein gleichmäßiges Aufbringen auf das Windkanalmodell nicht möglich, da kleinste Unregelmäßigkeiten bereits zu einem asymmetrischen Strömungsbild geführt haben. Transitionsstreifen mit einer Dicke über 50 μm hingegen haben ein klares Overtripping gezeigt, so dass die Anstrichbilder in den Abbildungen 10 bis 13 mit einem Transitionsstreifen von 50 μm Dicke angefertigt worden sind. Der Streifen ist 2 mm breit und verdeckt die Ausblaslöcher. Bei hohen Anstellwinkeln bildet sich wiederum eine turbulente Ablöseblase aus, auch wenn der Ablösebeginn im Vergleich zur Trippingmethode mit $u/U_\infty = 0$ später zu erfolgen scheint. Ein Vergleich der Druckverteilungen in Abb. 14 bestätigt, dass der Ablösebeginn für $u/U_\infty = 0$ bei $\alpha = 23^\circ$ einen Grad früher erfolgt als für den Transitionsstreifen, der erst bei $\alpha = 24^\circ$ ablöst. Ein weiterer Unterschied zwischen den beiden Trippingmethoden besteht in ihrem Hystereseverhalten. Während der Fall $u/U_\infty = 0$ bei einem Anstellwinkel von $\alpha = 24^\circ$ klar Hystereseerscheinungen zeigt (s. Abb. 15), ist bei dem Fall mit Transitionsstreifen kein wesentlicher Unterschied zwischen den Druckverteilungen zu beobachten (s. Abb. 16).

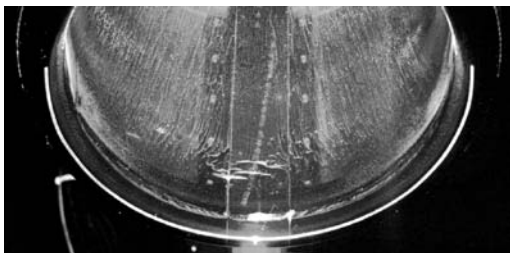


Abb. 10: Anstrichbild, $\alpha = 22^\circ$

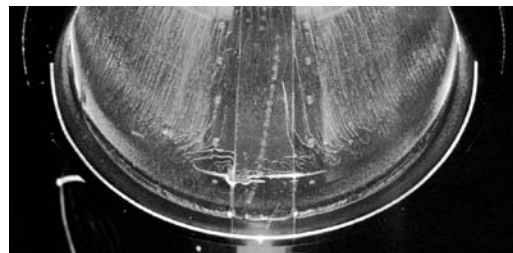


Abb. 11: Anstrichbild, $\alpha = 23^\circ$

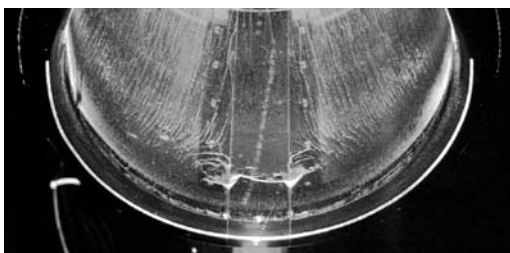


Abb. 12: Anstrichbild, $\alpha = 24^\circ$

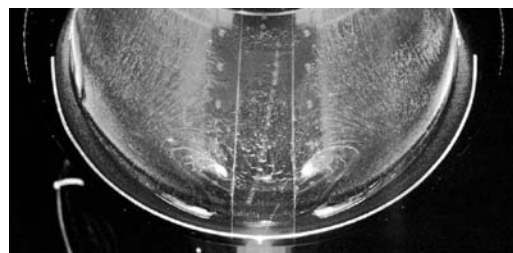


Abb. 13: Anstrichbild, $\alpha = 25^\circ$

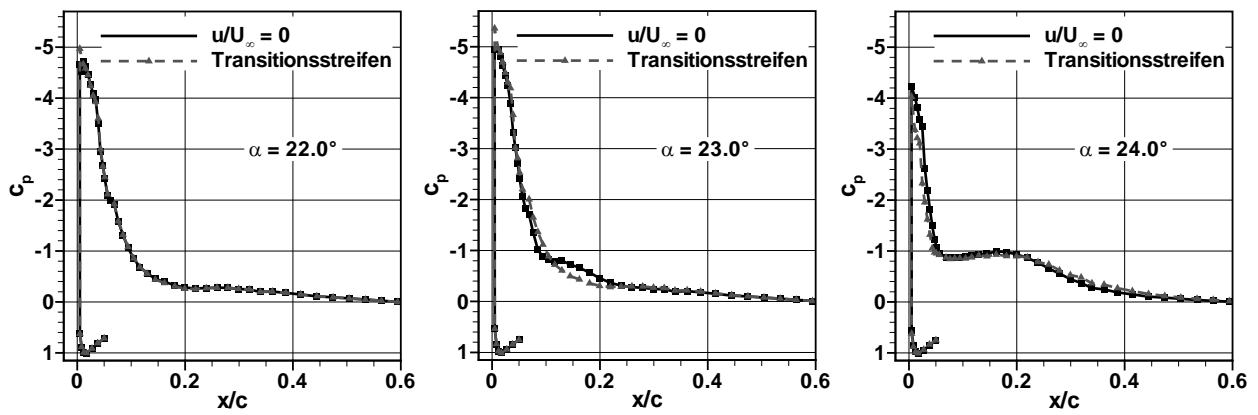


Abb. 14: Vergleich der Druckverteilungen für beide Trippingmethoden für verschiedene Anstellwinkel

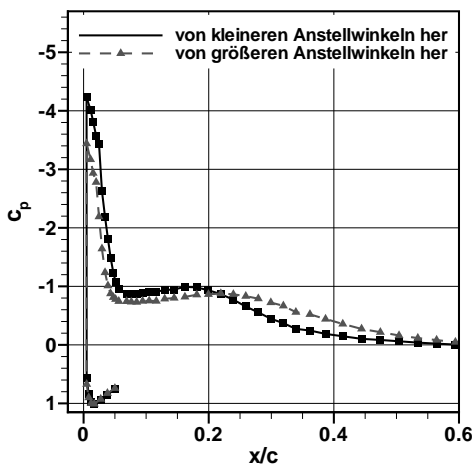


Abb. 15, links:

Hysterese,
 $u/U_\infty = 0$,
 $\alpha = 24^\circ$

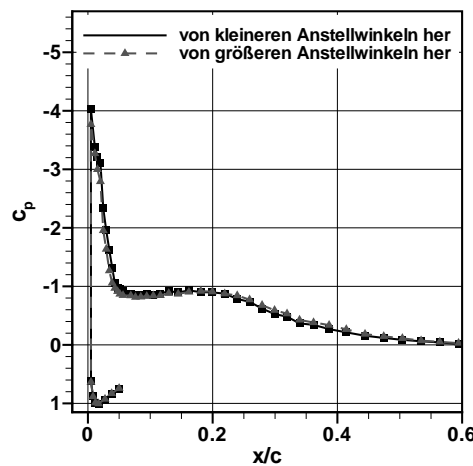


Abb. 16, rechts:

Hysterese,
 Transitionsstreifen,
 $\alpha = 24^\circ$

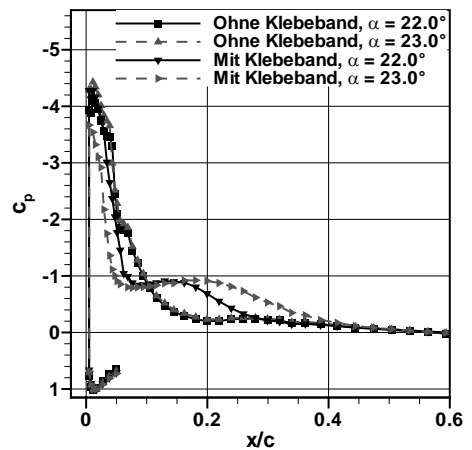


Abb. 17, links:

Klebebandeinfluss,
 $u/U_\infty = 0$,
 $\alpha = 22^\circ$ und 23°

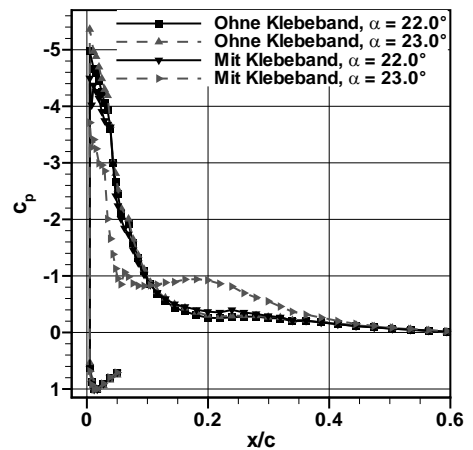


Abb. 18, rechts:

Klebebandeinfluss,
 Transitionsstreifen,
 $\alpha = 22^\circ$ und 23°

4.2 Einfluss des experimentellen Aufbaus

Vergleicht man die Druckverteilungen in Abb. 14 mit dem Anstrichbild für $\alpha = 22^\circ$ für die Trippingmethode ohne Ausblasen ($u/U_\infty = 0$), so erkennt man Abweichungen in Bezug auf den Ablösebeginn. Während Abb. 5 bereits eine turbulente Ablöseblase zeigt, findet sich keine Ablösung in der dazugehörigen Druckverteilung. Der Grund hierfür liegt im Vorhandensein eines Klebebandes über den Druckbohrungen bei allen Anstrichbildern. Statische Druckmessungen mit einem durchstochenen Klebeband in der Mitte der Gondel lassen auf eine Verschiebung des Ablösebeginns um einen Grad zu kleineren Anstellwinkeln hin schließen (s. Abb. 17 und 18). Für $u/U_\infty = 0$ erfolgt der Ablösebeginn bereits bei $\alpha = 22^\circ$, für den Transitionsstreifen bei $\alpha = 23^\circ$.

5 Stereo Particle Image Velocimetry

Um die Höhe der turbulenten Ablöseblase zu bestimmen, sind stereoskopische PIV Messungen an der Durchflussgondel durchgeführt worden. Der Messaufbau hat hierbei einen Nd:YAG Doppelpuls laser mit einer Pulsenergie von 2×400 mJ, zwei PCO 4000 CCD Kameras sowie dazugehörige Scheimpflugadapter, Zweifach-Telekonverter und 100 mm Objektive umfasst. Die auf dem Dach des Windkanals montierten Kameras sind unter einem Winkel von ca. 39° zur Messebene, die parallel zur Anströmung in der Symmetrieebene der Durchflussgondel liegt, ausgerichtet worden. Eine Spiegelumlenkung hinter der Gondel hat das Messen in Vorwärtsstreuung ermöglicht, und als Seeding ist DEHS (Partikelgröße: $1 \mu\text{m}$) verwendet worden. Kalibriert wurde mit einer transparenten 2D Kalibrierplatte, die mit Hilfe eines Mikrometertischs verschoben werden konnte. Für die Auswertung wurden jeweils 200 Vektorfelder gemittelt.

Untersucht wurden beide Trippingmethoden sowie die Fälle mit und ohne Klebeband in der Mitte der Durchflussgondel in einem Anstellwinkelbereich zwischen 22° und 25° . In allen vier Fällen konnte für die Anstellwinkel $\alpha = 22^\circ$ und $\alpha = 23^\circ$ keine turbulente Ablöseblase im gemittelten Vektorfeld beobachtet werden. Abbildung 19 zeigt hierfür ein beispielhaftes Vektorfeld für den Fall mit Klebeband und $u/U_\infty = 0$. Die farbig hinterlegten Vektoren zeigen eine Anströmgeschwindigkeit vor der Gondel von 38 m/s und eine Erhöhung der Geschwindigkeit in axialer Richtung im Bereich der Saugspitze. Die gemäß den Druckverteilungen erwartete turbulente Ablöseblase ist jedoch nicht wiederzufinden. In den Abbildungen 20 bis 24 sind diejenigen Fälle ab $\alpha = 24^\circ$ dargestellt, in denen eine turbulente Ablöseblase zu erkennen ist. Für beide Trippingmethoden wächst die Ablöseblase mit wachsendem Anstellwinkel. In Abbildung 23 ist sogar bereits eine Vorderkantenablösung für den Fall mit Klebeband und $u/U_\infty = 0$ zu beobachten. Bei den Messungen ohne Klebeband ist lediglich bei $\alpha = 25^\circ$ für den Fall $u/U_\infty = 0$ eine Ablösung sichtbar geworden. Diese Ergebnisse stehen in keiner guten Übereinstimmung mit den Ergebnissen der statischen Druckmessungen. Analysiert man jedoch die momentanen Vektorfelder der SPIV Messungen, so sieht man, dass alle Fälle, die gemäß den Voruntersuchungen ablösen sollten, ein Wirbelabwerfen zeigen. Hieraus kann geschlossen werden, dass die Höhe der turbulenten Ablöseblase in all diesen Fällen kleiner ist als 4 mm, was in etwa dem Bereich über der Gondeloberfläche entspricht, der nicht aufgelöst werden kann. Zum einen mussten aufgrund von Reflexionen an den Druckbohrungen Teilbereiche aus den Partikelbildern ausgeschnitten werden, zum anderen ist das Beobachtungsfenster recht groß gewählt, so dass das Auflösungsvermögen beschränkt ist.

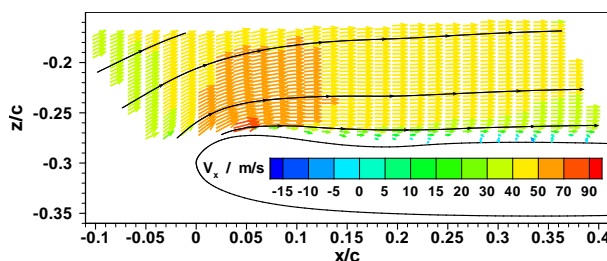


Abb. 19: $\alpha = 22^\circ$, mit Klebeband, $u/U_\infty = 0$

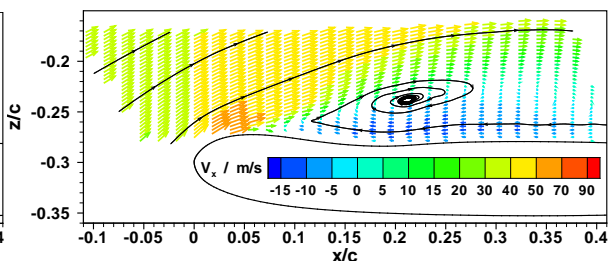


Abb. 20: $\alpha = 24^\circ$, mit Klebeband, Transitionsstreifen

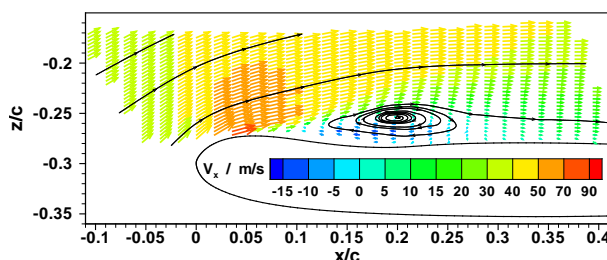


Abb. 21: $\alpha = 24^\circ$, mit Klebeband, $u/U_\infty = 0$

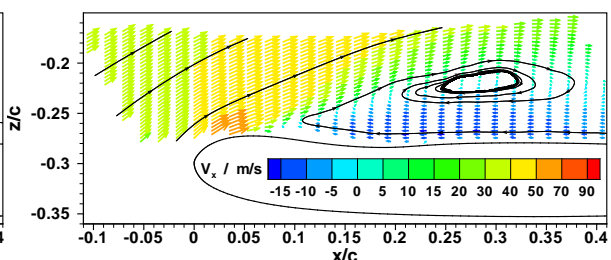


Abb. 22: $\alpha = 25^\circ$, mit Klebeband, Transitionsstreifen

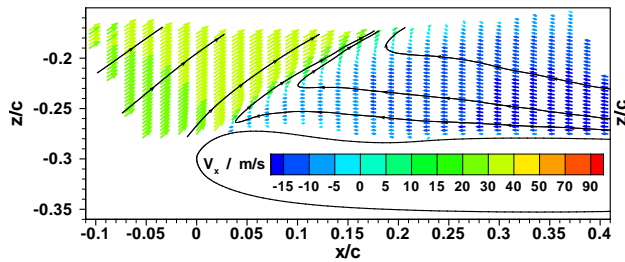


Abb. 23: $\alpha = 25^\circ$, mit Klebeband, $u/U_\infty = 0$

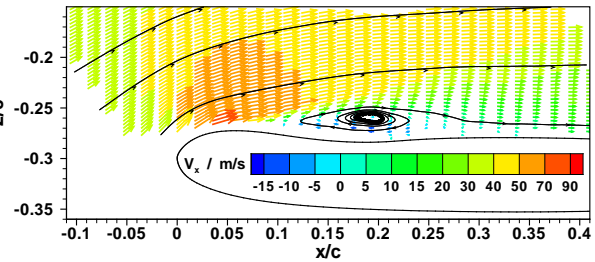


Abb. 24: $\alpha = 25^\circ$, ohne Klebeband, $u/U_\infty = 0$

5 Ausblick

In der nächsten Messkampagne sollen die SPIV Messungen mit Objektiven größerer Brennweite und an einem Umfangsschnitt der Gondel ohne Reflexionen wiederholt werden, um auch die Ablöseblasen unter 4 mm Höhe visualisieren zu können. Die SPIV Messungen parallel und quer zur Anströmung werden durch tomographische und zeit-auflösende Messungen ergänzt werden. Umfassende Informationen über die statische Druckverteilung auf der Innen- und Außenseite sollen mit der Pressure Sensitive Paint Messtechnik gewonnen werden. Instationäre Druckmessungen sowie Hitzdrahtmessungen werden Auskunft über charakteristische Frequenzen des Wirbelabwerfens geben, und eine Infrarotmessung schließlich die strömungsmechanische Analyse der Einlaufströmung abrunden.

Dankesworte

Wir danken der Deutschen Forschungsgemeinschaft (DFG) für die Förderung unserer Forschungsarbeiten im Rahmen der DFG Forschergruppe FOR1066.

Literatur

- Dini et al, 1986: "Engine Response to Distorted Inflow Conditions", AGARD, CP No. 400
- Goldsmith, E.L., Seddon, J., 1999: "Practical Intake Aerodynamic Design", AIAA Edu Series, 2. Ed.
- Hain, R., Kähler, C.J., Michaelis, D., 2007: "Tomographic and Time Resolved PIV Measurements on a Finite Cylinder Mounted on a Flat Plate", 7th International Symposium on Particle Image Velocimetry, Rom, Italien, September 11-14
- Hain, R., Kähler, C.J., Radespiel, R., 2009: "Dynamics of Laminar Separation Bubbles at Low-Reynolds-Number Aerofoils", J. Fluid Mech., vol. 630, pp.129-153
- Horstmann, K.H., Quast, A., 1981: "Widerstandsverminderung durch Blasturbulatoren", DLR Forschungsbericht FB 81-33
- Mullender, A.J., Lecordix, J.L., Lecossais, E., Godard, J.L., Hepperle, M., 1996: "Hybrid Laminar Flow Nacelle Design", 20th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences, Sorrento, Napoli, Italien, September 8-13
- Quémard, C., Garçon, F., Raynal, J.-C., 1996: "High Reynolds Number Air Intake Tests in ONERA F1 and S1Ma Wind-Tunnels", In: H. Hoheisel (Ed.): "Aspects of Engine-Airframe Integration for Transport Aircraft", Proceedings of DLR Workshop, DLR Mitt. 96-01
- Rekos et al, 1971: "Inlets and Nozzles for Aerospace Engines", AGARD, CP No. 91
- Schulze, S., Kähler, C., Radespiel, R. 2007: "On the Comparison of Stalling Flow-Through Nacelles and Powered Inlets at Take-Off Conditions", 1. CEAS Europ. Air and Space Conf., Berlin, Sep 10-13
- Willmer, A.C., Brown, T.W., Goldsmith, E.L., 1981: "Effects of Intake Geometry on Circular Pitot Intake Performance at Zero and Low Forward Speeds", AGARD, CP No. 301