

# GRENZSCHICHTUNTERSUCHUNGEN IM BEREICH KLEINER REYNOLDS-ZAHLEN AN LAMINAREN ABLÖSEBLASEN IN DER NÄHE DER PROFILENDKANTE

D. Sartorius  
Institut für Aerodynamik und Gasdynamik (IAG)  
Universität Stuttgart, D-70550 Stuttgart

## Übersicht

Die Profilaerodynamik bei kleinen Reynolds-Zahlen ist durch das Auftreten von laminaren Ablösungen und Ablöseblasen gekennzeichnet. Dadurch steigt der Widerstand und die Leistung nimmt ab. Ende der 70iger Jahre wurden an der *University of Notre Dame* die ersten detaillierten Messungen laminarer Ablöseblasen bei Reynolds-Zahlen unter 500000 durchgeführt [1]. 1982 führte B.J. JANSEN eine Grenzschichtuntersuchung bei  $Re = 80000$  durch und stellte eine gute Übereinstimmung mit den existierenden Blasenmodellen fest [2]. M.M. O'MEARA & T.J. MUELLER veröffentlichten 1985 ihre Ergebnisse zu laminaren Ablöseblasen mit anschließender turbulenter Ablösung bei Re-Zahlen zwischen 50000 und 200000 [3]. Die aktuellen Arbeiten am IAG befassen sich mit dem Einfluss des Nasenradius auf die Profilmströmung bei sehr kleinen Re-Zahlen ( $Re \leq 50000$ ) [4].

Kennzeichnend für die bisherigen Arbeiten ist, dass sich die Ablöseblasen im Bereich des Hauptdruckanstiegs befanden, sogenannte „*mid-chord bubbles*“ oder direkt im Nasenbereich, sogenannte „*leading edge bubbles*“. Polarenmessungen und Grenzschichtbeobachtungen [5, 6] am IAG zeigten, dass ein Minimum im  $c_w$ -Wert erreicht werden kann, wenn sich die Ablöseblase gerade an der Profilenkante schließt. Aufgrund der starken viskosenichtviskosen Koppelung lassen sich diese Vorgänge theoretisch nur sehr unzureichend erfassen und berechnen. Diese Arbeit befasst sich daher eingehend mit der detaillierten Untersuchung eines solchen komplexen Strömungszustands, bei dem die laminare Ablöseblase bei einer Re-Zahl von 200000 bis an die Profilenkante reicht.

Vor allem soll durch den kombinierten Einsatz verschiedener Messtechniken versucht werden, einen möglichst umfassenden und detaillierten Einblick in diesen Strömungszustand zu gewinnen. Die Ergebnisse werden mit XFOIL-Berechnungen [7] verglichen, sowie im Umschlagsbereich mit Anfachungs-

raten basierend auf der linearen Stabilitätstheorie.

Die Arbeit gliedert sich in vier Abschnitte. Zuerst werden die Strömungsverhältnisse im Bereich der laminaren Ablöseblase beschrieben. Der darauf folgende Abschnitt befasst sich mit dem Versuchsaufbau. Danach folgt die Auswertung und Diskussion der Messergebnisse mit einer abschließenden Zusammenfassung im letzten Abschnitt.

## Formelzeichen

$\alpha_i$	[mm <sup>-1</sup> ]	Anfachungsrate
$A_0$	[m/s]	Störungsamplitude im Instabilitätspunkt
$A$	[m/s]	Störungsamplitude
$\delta$	[mm]	Grenzschichtdicke für $\frac{U}{U_\delta} = 0.995$
$\delta_1$	[mm]	Verdrängungsdicke $\delta_1 = \int_0^\delta \left(1 - \frac{U}{U_\delta}\right) dy$
$\delta_2$	[mm]	Impulsverlustdicke $\delta_2 = \int_0^\delta \frac{U}{U_\delta} \left(1 - \frac{U}{U_\delta}\right) dy$
$E$	[m <sup>2</sup> /s <sup>2</sup> /Hz]	Energiedichte $E = \frac{u'^2}{\Delta f}$
$f$	[Hz]	Frequenz
$H_{12}$	[/]	Formparameter $H_{12} = \frac{\delta_1}{\delta_2}$
$\nu$	[m <sup>2</sup> /s]	kinematische Zähigkeit
$n$	[/]	$n$ -Faktor $n = \ln(A/A_0)$
$Re$	[/]	Reynolds-Zahl $Re = \frac{U_\infty t}{\nu}$
$Re_{\delta_2}$	[/]	Impulsverlustdicken-Reynolds-Zahl $Re_{\delta_2} = \frac{U_\delta \delta_2}{\nu}$
$RMS$	[m/s]	Effektivwert $RMS = \sqrt{u'^2}$
$s$	[mm]	Koordinate entlang der Profilkontur ab Profilnase
$s_{max}$	[mm]	maximale Länge der Profilkontur auf der Profiloberseite
$t$	[mm]	Profiltiefe
$u'$	[m/s]	Schwankungsgeschwindigkeit in Hauptströmungsrichtung
$U$	[m/s]	mittlere Geschwindigkeit in Hauptströmungsrichtung
$U_\delta$	[m/s]	mittlere Geschwindigkeit am Grenzschichttrand $\delta$
$U_\infty$	[m/s]	mittlere Geschwindigkeit der Anströmung
$y, z$	[mm]	Koordinate senkrecht zur Profiloberfläche und in Spannweitenrichtung

# 1 Einleitung

Laminare Ablöseblasen sind nicht nur bei kleinen Reynolds-Zahlen ( $Re < 500000$ ) ein typisches Strömungsphänomen. Lässt sich bei großen Reynolds-Zahlen der Strömungsumschlag (Transition) durch formgebende Maßnahmen noch vor der laminaren Ablösung erreichen, so kommt es bei kleinen Re-Zahlen praktisch zwangsläufig zur laminaren Ablösung im Bereich des Druckanstiegs.

In BILD 1 ist eine laminare Ablöseblase schematisch dargestellt. Die laminar anliegende Grenzschicht löst in S ab, schlägt in T in eine turbulente Strömung um und liegt stromab in R wieder an. Zwischen der laminaren Ablösung und dem Wiederanlegen lässt sich die Strömung in zwei Bereiche aufteilen [8]. Der erste Bereich wird durch die Trennstromlinie ST'R und der Profilloberfläche begrenzt. Dieser Bereich wird als Blase bezeichnet. Innerhalb der Blase sind die Strömungsgeschwindigkeiten sehr gering, wobei in Wandnähe eine mittlere Rückströmung existiert.

Der zweite Bereich ist durch die Trennstromlinie ST'R und dem Grenzschichttrand S''T''R'' begrenzt. In diesem Bereich bildet sich nach der Ablösung die freie Scherschicht. Die Anfachung der Störungen in dieser Schicht wird durch die Ablösung der Strömung von der Profilloberfläche beschleunigt [9]. Diese Instabilitäten in der freien Scherschicht führen schließlich zum laminar-turbulenten Umschlag. Die sich nun entwickelnde turbulente Scherschicht verstärkt den Impulsaustausch mit der Außenströmung. Dadurch ist die Grenzschicht in der Lage einen größeren Druckanstieg zu überwinden. Legt sich die turbulente Grenzschicht an die Profilloberfläche wieder an, spricht man von einer überkritischen Profilmströmung. Bei der unterkritischen Profilmströmung findet kein Wiederanlegen der Strömung statt, die Blase reicht bis in den Nachlauf. Beim Erreichen der kritischen Reynolds-Zahl schließt sich die Blase direkt an der Profildenkante und die Profilbeiwerte ändern sich mehr oder weniger abrupt [10].

Fast jede Messtechnik übt einen Einfluss auf die Strömung selber aus. Durch die hohe Empfindlichkeit der laminaren Ablöseblase, vor allem bei der kritischen Profilmströmung, würde die Anwendung nur einer Messtechnik zu unsicheren Ergebnissen führen. Deshalb wurde bei dieser Untersuchung besonders auf den kombinierten Einsatz verschiedener Messtechniken großen Wert gelegt, um so

alle Ergebnisse gegeneinander abzusichern und damit eine gute Datenbasis zu schaffen.

## 2 Versuchsaufbau

Die Untersuchung erfolgte im Modellwindkanal des IAGs. Der Kanal wurde im Rahmen von Studien- und Diplomarbeiten für Profilvermessungen bei kleinen Reynolds-Zahlen konstruiert und gebaut. Es handelt sich dabei um einen Kanal mit offener Luftrückführung und geschlossener Messstrecke. Aufgrund des hohen Kontraktionsverhältnisses von 19.6 : 1 liegt, je nach Kanalgeschwindigkeit, der Turbulenzgrad für einen Frequenzbereich von 10-5000Hz zwischen  $2 \cdot 10^{-4}$  und  $8 \cdot 10^{-4}$  ( $4 \text{ m/s} < U_\infty < 30 \text{ m/s}$ ).

BILD 2 zeigt eine perspektivische Ansicht mit den Hauptabmessungen des Kanals. Ausführliche Beschreibungen zum Aufbau des Modellwindkanals finden sich in [4, 11].

Für die Untersuchung ist es wichtig, dass das Profil laminare Ablöseblasen bis an die Hinterkante und einen möglichst gleichmäßigen Umschlagsverlauf über den Anstellwinkel aufweist. Dadurch lässt sich erst der gewünschte Strömungszustand exakt einstellen. Genau diesen Anforderungen entspricht das von R. GIRSBERGER für Wettbewerbsmodelle entwickelte Profil RG-15.

Für die Messungen wurde ein Modell in Negativbauweise mit einer Profiltiefe von  $t = 180\text{mm}$  und 36 Druckanbohrungen auf Profillober- und Unterseite hergestellt. Je zwei Druckanbohrungen befinden sich im Bereich der Saugspitzen, um so einen Vergleich mit berechneten Druckverteilungen zu ermöglichen. Die restlichen Druckanbohrungen sind auf die hintere Profilhälfte verteilt. Von diesen befinden sich je neun direkt im Hinterkantenbereich, um so den Druckanstieg detailliert auflösen zu können (BILD 3). Um Drücke möglichst nahe an der Hinterkante messen zu können, wurden Röhrchen mit einem Außendurchmesser von 0.4mm gewählt. Die Druckanbohrungen haben einen Durchmesser von 0.3mm und sind in Spannweitenrichtung versetzt angeordnet, um so Störungen einer stromaufgelegenen Bohrung auf stromab gelegene Bohrungen zu vermeiden (BILD 4).

Für die Wandabschaltung der Hitzdrahtsonde wurde das Modell mit einer 15mm breiten und  $50\mu\text{m}$  dicken, elektrisch leitenden Folie beklebt. Mittels Höhrrohr und Anstrichbilder wurde nach-

gewiesen, dass die aufgeklebte Folie weder auf die Position der Ablöseblase, noch auf die Umschlagslage einen Einfluss hat. Die komplette Datenerfassung erfolgt durch einen PC mit einer 12bit A/D-Wandlertkarte. Die Datenerfassung aller Messwerte erfolgt gleichzeitig über *IMD*-Tiefpassfilter mit einer Grenzfrequenz von 0.3Hz. Alle Signale werden vorab soweit verstärkt, dass eine optimale Ausnutzung des Spannungsbereichs des A/D-Wandlers gewährleistet ist. Das Computersystem ist in der Lage ab Messbeginn die komplette Steuerung zu übernehmen.

Das Windkanalmodell ist über die Endscheiben mit einer Waage verbunden, die den Auftrieb direkt mit einer *HBM Z6C2* Präzisionswägezelle misst. Vor jeder Messung wird eine Eichung mit Gewichten durchgeführt.

Die Widerstandsbestimmung erfolgt 0.3 Profiltiefen hinter der Profildenkante mit einem in *yz*-Richtung verstellbaren integrierenden Nachlaufrechen [12] (BILD 5). Zusätzlich sind sieben Pitotrohre und eine statische Sonde parallel zum Messrechen montiert. Die Pitotrohre sind mit einem Vielfachmanometer verbunden und dienen zur visuellen Kontrolle der richtigen Erfassung der Nachlaufdelle. Zusätzlich zum mittleren Gesamtdruck im Rechen wird der statische Druck, sowie der maximale Gesamtdruckverlust in der Delle, zur Berechnung von Korrekturtermen bestimmt. Der  $c_w$ -Wert ergibt sich durch Integration über einen Spannweitenbereich von  $\pm 5\text{cm}$ , bezogen auf die Modellmitte. Für die eigentliche Druckmessungen kommen vier kalibrierte Mikromanometer von *Furness Controll Ltd.* (FCO01 und FCO14) zum Einsatz. Die Berechnung der einzelnen  $c_w$ -Werte erfolgt nach B.M. JONES [13].

Die Messung der Druckverteilung am Modell erfolgt mit einem *Scanivalve*-System. Die Integrationszeit für die Messwarterfassung wird dabei mit einem Oszilloskop kontrolliert.

Die Geschwindigkeitsverteilung in der Grenzschicht und weitere Grenzschichtgrößen werden mit einer *55P15* Hitzdrahtsonde (betrieben am CTA *DISA 55M10*) bestimmt. Das Ausgangssignal des Anemometers wird zur besseren Auflösung in zwei Äste aufgeteilt. Zur Bestimmung des Gleichspannungsanteils wird das Signal mit einem *IMD*-Tiefpassfilter mit 0.3Hz Grenzfrequenz gefiltert und im Anschluss digitalisiert.

Der Schwankungsanteil wird über einen Hochpassfilter mit 10Hz Grenzfrequenz abgespalten

und anschließend mit einem programmierbaren Verstärker verstärkt. Die einstellbare obere Grenzfrequenz (4400Hz) des Verstärkers wird als Antialiasing-Filter verwendet. Der Frequenzgang des Filters ist vom Typ Butterworth (amplitudenoptimal). Nach der Fourier-Analyse werden die Daten entsprechend der Filterkennlinien korrigiert.

Die Haupthalterung der Sondentraversierung ist um die *z*-Achse drehbar gelagert. Dadurch lässt sich die Sonde parallel zur Strömung ausrichten und ein Verfahren senkrecht zur Profilloberfläche ermöglichen. Die Positionierung des Hitzdrahtes erfolgt über einen Gleichstrommotor mit optischem Decoder und einem Präzisions-Planetenge triebe, das über ein Ritzel eine Miniatur-Zahnstange bewegt. Die Wegauflösung in *y* beträgt ca.  $5\mu\text{m}$ . Ein turbulentes Grenzschichtprofil besteht aus bis zu 70 Messwerten.

Die Hitzdrahteichung erfolgt in situ unter Verwendung des *Kings Law* [14]. Die Konstanten dieses Gesetzes werden optimiert um eine minimale Standardabweichung im relevanten Messbereich zu erzielen.

Zu Beginn der Messung wird die Hitzdrahtsonde oberhalb des Grenzschichttrands platziert. Über den Taktgeber der Sondensteuerung lässt sich die Schrittweite der Sonde regeln. Die Sonde verfährt automatisch in Richtung der Profilloberfläche bis es zur elektrischen Wandabschaltung durch Kontakt mit der aufgeklebten Folie kommt. In Wandnähe wird die Schrittweite auf 0.05mm beschränkt, so dass der Fehler in der Wandabstandsbestimmung minimal wird.

### 3 Ergebnisse

Im ersten Schritt wurde der Anstellwinkel bestimmt, bei dem sich die Ablöseblase für eine Re-Zahl von 200000 gerade wieder an der Hinterkante schließt (Referenzanstellwinkel). Im nächsten Schritt erfolgte die Überprüfung, ob sich für diesen Strömungszustand ein Minimum im  $c_w$ -Wert einstellt. Dabei wurde der Widerstand ohne und mit verschiedenen Turbulatoren gemessen. Anschließend wurde der Turbulator ausgewählt, der den geringsten Widerstand erzielte. Die eigentliche Untersuchung konzentrierte sich auf die Messung von Polaren, Druckverteilungen und Grenzschichtgrößen, sowie die Durchführung von Visualisierungen ohne und mit optimiertem Turbulator. In analoger Weise

wurden Messungen für  $Re = 100000$  durchgeführt, die aber hier nicht weiter aufgeführt werden.

Die Bestimmung des Referenzanstellwinkels erfolgt mit Hilfe einer Visualisierung. Die Farbanstrichbilder lassen zwar noch die laminare Ablösung recht gut erkennen, aber für die Bestimmung des Wiederanlegens der Strömung reicht die Wandschubspannung nicht mehr aus. Erst durch Aufstreuen von Indikatorpartikeln (feine Salzkörner) kann das Wiederanlegen deutlich sichtbar gemacht werden und ermöglicht somit eine zuverlässige Bestimmung. Für eine Reynolds-Zahl von 200000 beträgt der ermittelte Referenzanstellwinkel  $\alpha = -0.5^\circ$ .

Die Auswertung der Anstrichbilder ergibt, dass die Strömung ohne Turbulator (o.T.) bei 72% (BILD 6) und mit Turbulator bei 66% (BILD 7) laminar ablöst. Die Positionsangaben erfolgen, bezogen auf die Bogenlänge ab Profilnase, in dimensionsloser Form  $s/s_{max}$ .

Die halbkreisförmigen Strukturen bei 90% mit Turbulator lassen auf Längswirbel mit einer Wellenlänge von  $\approx 18\text{mm}$  schließen. Dies deckt sich mit den beobachteten Schwankungen im  $c_w$  bei der spannweiten Widerstandsmessung.

Durch eine große Anzahl von Turbulatortypen und -positionen sollte überprüft werden, ob der im kritischen Strömungszustand erreichte  $c_w$ -Wert ein Minimum darstellt. Dabei zeigte sich, dass mit den meisten Turbulatortypen eine Verringerung erzielt werden kann. Eine Positionierung deutlich vor der Ablösung wirkt sich günstig aus.

Die größte Reduktion ( $\approx 7\%$ ) des Widerstands erzielt ein einfaches Scotchband (3mm breit, 0.2mm hoch) bei 51% und wurde daher für die weiteren Vergleiche verwendet.

BILD 8 zeigt die gemessenen und berechneten Druckverteilungen mit und ohne Turbulator. Der „Umschlagpunkt“, erkennbar durch den plötzlichen Druckanstieg, liegt ohne Turbulator bei 94%. Kurz vor dem Umschlag tritt eine lokale Geschwindigkeitserhöhung auf. Hitzdrahtmessungen zeigen, dass dies auf die starke Änderung der Verdrängungsdicke im Umschlag zurückzuführen ist.

Mit Turbulator lässt sich eine eindeutige Position des Umschlags nicht feststellen, was auf einen längeren Prozess hinweist.

Die gemessenen Druckverteilungen dienen als Grundlage für alle weiteren Vergleiche mit *XFOIL* (Version 5.8). Deshalb ist eine gute

Übereinstimmung Voraussetzung. Durch Variation des Anstellwinkels in der Rechnung, und zusätzlich für den Vergleich mit Turbulator, durch Vorgabe der gemessenen Umschlagslage, ergaben sich die berechneten Druckverteilungen. Die beste Übereinstimmung ergibt sich für einen Anstellwinkel von  $\alpha = -0.3^\circ$  (o.T.) und mit fixierter Transition bei 89% für  $\alpha = -0.5^\circ$ . Besonders zu vermerken ist, dass die experimentelle Position des Turbulators deutlich stromauf der gemessenen Transition liegt, und somit die experimentelle Turbulatorposition nicht mit der Vorgabe der Umschlagslage in *XFOIL* übereinstimmt.

BILD 9 zeigt die Grenzschichtprofile mit und ohne Turbulator. Zunächst liegt die Strömung über einen weiten Bereich laminar an, löst dann zwischen 70% und 76% (o.T.), und mit Turbulator etwas früher zwischen 64% und 68% ab. An diesen Positionen ist  $du/dy$  an der Wand ungefähr Null. Dies stimmt gut mit den Anstrichbildern überein. Eine genauere Bestimmung der Ablöseposition ist erst durch die noch folgende Auswertung der Formparameter möglich. Bei  $s/s_{max} = 92\%$  ergeben sich ohne Turbulator die ersten deutlichen Anzeichen auf Rückströmung, mit Turbulator bei 88%. Hier lässt sich auch gut die Blasenhöhe ( $u \approx 0$ ) abschätzen, die jeweils ungefähr 0.6mm beträgt.

Ein Wiederanlegen der Strömung, erkennbar an der deutlich erhöhten Geschwindigkeitssteigerung in Wandnähe, erfolgt ohne Turbulator bei 98% und mit Turbulator bei 94%. Auch hier stimmen die Positionen mit der Visualisierung überein. Die weiter stromab gelegenen Grenzschichtprofile lassen auf eine noch nicht voll entwickelte turbulente Grenzschicht schließen.

Aufgrund der Einfachhitzdrahtsonde können nur Geschwindigkeitsbeträge erfasst werden. Rückströmungen innerhalb der Blase lassen sich deshalb nicht erfassen und es ergeben sich fehlerbehaftete Grenzschichtprofile. Eine grobe Abschätzung erhält man durch Umklappen der unteren Hälfte des Geschwindigkeitsprofils innerhalb der Blase [3]. Die so berechneten Grenzschichtparameter unterscheiden sich nur geringfügig, worauf diesbezüglich keine Korrektur der Grenzschichtprofile erfolgte. Der Absolutfehler für  $H_{12}$  o.T. bei  $s/s_{max} = 88\%$  liegt unter 0.2.

Aus den reinen Geschwindigkeitsprofilen lässt sich die laminare Ablösung und die Umschlagslage nur ungenau bestimmen. Weit mehr Aufschluss ergibt sich aus der Betrachtung der integralen Grenz-

schichtgrößen, die in BILD 10 dargestellt sind. In der laminar anliegenden Grenzschicht ist  $\delta_1$  klein, wächst aber stromab der Ablösung rasch an und erreicht im Bereich der Transition ein lokales Maximum. Nach der Transition erfolgt zunächst eine kontinuierliche Abnahme, bis sich eine fast voll turbulente Strömung ausgebildet hat.

Die  $\delta_2$ -Werte sind bis 88% nahezu identisch. Weiter stromab nehmen die Werte plötzlich zu, wobei der Anstieg mit Turbulator früher und flacher erfolgt. Dies resultiert in einer geringeren Impulsverlustdicke an der Hinterkante, was zu einem geringeren  $c_w$ -Wert führt.

Bei Anwendung des Polynomansatzes (Polynom 4. Grades) nach K. POHLHAUSEN ergibt sich für die laminare Ablösung ein  $H_{12}$ -Wert von 3.5 [15]. Nach diesem Ansatz löst die Strömung bei 74% (o.T.) und mit Turbulator schon bei 66% laminar ab. Der  $H_{12}$ -Wert ohne Turbulator nimmt stetig zu und fällt bei 92% plötzlich ab. Der plötzliche Abfall definiert die Umschlagsposition. Dagegen bleibt mit Turbulator der  $H_{12}$ -Wert über einen weiten Bereich (76-88%) nahezu konstant. Erst bei 88% erfolgt dann der plötzliche Abfall. Dies zeigt, wie auch die Druckverteilung, dass sich der laminar-turbulente Umschlag mit Turbulator über eine längere Strecke entwickelt.

Der Vergleich mit *XFOIL* zeigt, dass für den Strömungszustand mit Turbulator die berechnete Ablöseposition deutlich stromab der gemessenen liegt. Ohne Turbulator wird dagegen die Ablösung viel zu früh vorhergesagt. Obwohl die Impulsverlustdicken eine sehr gute Übereinstimmung zeigen, wird die Verdrängungsdicke ohne Turbulator im laminaren Blasenteil zu hoch berechnet.

Um die gemessenen Grenzschichtprofile abzusichern und einen näheren Aufschluss über die Umschlagsentwicklung zu erhalten, wurden Stabilitätsuntersuchungen durchgeführt. Das prinzipielle Vorgehen entsprach dem von W. WÜRZ [16].

Zunächst wurde, basierend auf den mit *XFOIL* berechneten Grenzschichtgrößen, eine Stabilitätsrechnung mit einem Tabellenverfahren (TabV) [17, 18] durchgeführt. Dieses Verfahren beruht auf der Lösung der Orr-Sommerfeld-Differentialgleichung, wobei die Ergebnisse für Falkner-Skan Profile ermittelt und in Tabellen (im vorliegenden Fall nach D. ARNAL [19]) abgelegt werden. Gegenüber den in *XFOIL* implementierten Hüllkurvenverfahren können damit frequenzselektive Anfachung und Dämpfung berechnet werden.

Eine weitere Rechnung wurde mit den gemessenen

nen Grenzschichtgrößen durchgeführt. Da erst ab 50% (o.T.) bzw. 45% Messwerte vorliegen, wurde der „Vorspann“ mit den von *XFOIL* berechneten Größen gebildet. Dieses Vorgehen ist gerechtfertigt, da sich die berechneten und gemessenen Grenzschichtgrößen im Anschlussbereich kaum unterscheiden. Mit diesen Daten beträgt die am stärksten angefachte Frequenz 772Hz (o.T.) und mit Turbulator 784Hz.

Für den Vergleich mit den gemessenen Größen muss zunächst eine relevante Bandbreite festgelegt werden. Da Frequenzen abseits der am stärksten angefachten Frequenz energiemäßig nur noch wenig zum *RMS*-Wert beitragen, wurde für die Bestimmung der wandnormalen Eigenfunktionen eine Bandbreite von  $\pm 10\%$  der am stärksten angefachten Frequenz gewählt. BILD 11 zeigt exemplarisch die stromab Entwicklung der Eigenfunktionen ohne Turbulator. Besonders im Blasenbereich lassen sich die drei Maxima (A-, B- und C-Maximum) gut erkennen.

Für die weitere Betrachtung der Amplitudenentwicklung in Stromabrichtung wurde das B-Maximum, in Höhe der Wendepunkte der Grenzschichtprofile, gewählt. In BILD 12 ist der Verlauf dieser Maxima über  $s/s_{max}$  aufgetragen. Zum Vergleich sind die Amplitudenverläufe der linearen Stabilitätstheorie (LST) mit eingezeichnet. Ausgehend von der Position, an der die gemessene Amplitude etwa 1% der Außengeschwindigkeit entspricht ( $u' \approx 0.2\text{m/s}$ ), wurden die zu erwartenden Amplituden nach der LST mittels Gleichung 3.1 bestimmt.

$$(3.1) \quad n(s, f) = \ln \frac{A}{A_0} = - \int_{s_0}^s \alpha_i(H_{12}, Re_{\delta_2}, f) ds$$

Messung und Rechnung, basierend auf den gemessenen Grenzschichtgrößen ohne Turbulator, zeigen ab 60% einen sehr ähnlichen Verlauf. Die Rechnung mit reinen *XFOIL* Grenzschichtgrößen ergibt dagegen eine deutlich stärkere Anfachung. Der  $n$ -Faktor im Umschlag beträgt dementsprechend 11.6 (TabV *XFOIL*-Werte) bzw. 8.8 (TabV Messwerte). Die Ursache für die zu hoch berechnete Anfachungsrate bei Verwendung der *XFOIL* Grenzschichtgrößen beruht auf der zu hohen Berechnung der Verdrängungsdicke, und somit des Formparameters  $H_{12}$ . Nach der Transition bei 94% haben die gemessenen Amplituden das Sättigungsniveau erreicht. Die sehr gute quantitative Übereinstimmung der gemessenen Anfachungsrate mit der aus den Messgrößen berechneten zeigt indirekt die Richtigkeit

der experimentell ermittelten Grenzschichtgrößen. Mit Turbulator zeigt sich im Bereich von 70% bis 94% zwischen den Messwerten und den beiden theoretischen Verläufen eine gute Übereinstimmung. Im Umschlagspunkt ergeben sich  $n$ -Faktoren von 8.4 (TabV *XFOIL*-Werte) bzw. von 9.9 (TabV Messwerte). Eine Sättigung der Messwerte ist erst an der Hinterkante zu erkennen. Stromauf der 70% Position pendeln sich die gemessenen Werte auf ein konstantes Niveau ( $\approx 5 \cdot 10^{-3}$ ) ein. Ursache dafür ist die durch elektronisches Rauschen begrenzte Auflösung der Messtechnik. Dieser Effekt lässt sich auch bei den Messungen ohne Turbulator beobachten.

Für einen weiteren Vergleich wurden die Energiedichtespektren der im Umschlagspunkt vorhandenen Maxima untersucht (BILD 13). Zusätzlich ist das theoretische Energiedichtespektrum von 400 bis 1200Hz eingezeichnet. Ohne Turbulator beträgt die am stärksten angefachte Frequenz 796Hz und stimmt sehr gut mit der berechneten überein. Des Weiteren ist der gemessene und berechnete Verlauf sehr ähnlich, wobei das gemessene Energiedichtespektrum in unmittelbarer Nähe zum Energiedichtemaximum erheblich steilere Flanken aufweist und das Maximum selbst eine Größenordnung größer ist als der angrenzende Bereich. Da die Ablöseblase direkt an der Hinterkante endet, könnte die Ursache in der Schallabstrahlung an der Hinterkante liegen, die zu einer akustischen Rückkopplung führt.

Bei der Messung mit Turbulator ergibt sich ein völlig anderes Bild. Der zu erwartende „Tollmien-Schlichting Buckel“ wird von der Messung nicht wiedergegeben. Statt dessen decken sich die berechneten Frequenzen mit der maximalen Amplitude nur mit einem Peak in der Messung, wobei die theoretisch am stärksten angefachte Frequenz etwas niedriger als der gemessene Peak ist. Eine Ähnlichkeit im Amplitudenverlauf über der Frequenz lässt sich aber nicht erkennen. Auch der bei 592Hz gemessene Peak wird von der LST nicht wiedergegeben. Zur weiteren Überprüfung wurde eine Stabilitätsrechnung für diesen Frequenzbereich (592Hz  $\pm 10\%$ ) durchgeführt. Auch hier ergibt sich eine gute Übereinstimmung mit der LST im stromab Verlauf. Daraus lässt sich schließen, dass durch den Turbulator bestimmte Frequenzbereiche selektiv angehoben wurden und somit kein gleichförmiges Anfangsstörungsniveau über der Frequenz vorlag.

## 4 Zusammenfassung

Im Modellwindkanal des Instituts für Aerodynamik und Gasdynamik wurden detaillierte Widerstands- und Grenzschichtmessungen am Profil RG-15 bei kritischer Umströmung bei einer Reynolds-Zahl von 200000 ohne und mit optimiertem Turbulator durchgeführt.

Erst durch den Einsatz kombinierter Messtechniken wurde ein umfassender und detaillierter Einblick in diesen komplexen Strömungszustand gewonnen, der auf anderen Wege nicht möglich gewesen wäre. Weiter zeigt sich, dass dadurch die Ergebnisse der einzelnen Messverfahren gegeneinander abgesichert sind und somit eine gute Datenbasis für weitere Untersuchungen geschaffen wurde.

Entgegen der zunächst gemachten Annahme widerlegten Messungen, dass ein Minimum im  $c_w$ -Wert erreicht werden kann, wenn sich die Blase direkt an der Profildenkante schließt. Erstaunlicher Weise ist der gemessene Widerstand bei einer Reynolds-Zahl von 200000 mit Turbulator deutlich kleiner als ohne, obwohl die Blase mit Turbulator länger ist und früher ablöst. Dies zeigt, dass sich unter Umständen eine längere, laminare Ablöseblase nicht immer negativ auf den Widerstand auswirken muss. Weiterhin wirkt sich die geringe Änderungen der Blasen-geometrie, durch den sanfteren Druckanstieg, positiv auf die Anfangsbedingungen der turbulenten Grenzschicht aus. Die Impulsverlustdicke, maßgebend für die Größe des Widerstands, steigt dadurch zwar früher, aber wesentlich flacher an und erreicht an der Hinterkante einen deutlich niedrigeren Wert als bei der Messung ohne Turbulator.

Der Vergleich mit *XFOIL* zeigt ein differenziertes Bild. Abweichungen ergeben sich bei Berechnung der Ablösepositionen bei Einsatz eines Turbulators im Experiment. Dies ist auf die physikalischen Einflüsse des Turbulators auf das mittlere Geschwindigkeitsprofil zurückzuführen, die von *XFOIL* nicht berücksichtigt werden können. Weitere Abweichungen treten bei der Berechnung der Verdrängungsdicke im laminaren Blasenteil auf, wenn die laminare Ablöseblase bis an die Profildenkante reicht.

Das weitere Vorgehen wird nun darin bestehen, die gewonnenen Erkenntnisse gezielt in den Profilentwurf einfließen zu lassen, wodurch für bestimmte Bereiche eine Leistungssteigerung erwartet werden kann.

## Literatur

- [1] A.V. ARENA: *An Experimental Investigation of the Leading Edge Separation Bubble on a Cylindrical Leading Edge-Constant Thickness Airfoil*, Master Thesis, University of Notre Dame, Indiana, 1978
- [2] B.J. JANSEN, JR.: *Experimental Studies of the Effect of the Laminar Separation Bubble on the Performance of a NACA 663-018 Airfoil at Low Reynolds Numbers*, Master Thesis, University of Notre Dame, Indiana, 1982
- [3] M.M. O'MEARA & T.J. MUELLER: *An Experimental Investigation of the Separation Bubble Flow Field over an Airfoil at Low Reynolds Numbers*, Technical Report, University of Notre Dame, Indiana, 1985
- [4] TH. LUTZ, W. WÜRZ & S. WAGNER: *Numerical Optimization and Wind-Tunnel Testing of Low Reynolds Number Airfoils*, Progress in Astronautics and Aeronautics, Vol. 195, "Fixed and Flapping Wing Aerodynamics for Micro Air Vehicle Applications", AIAA, Virginia 2001, pp. 169-190
- [5] B. GOLLMER: *Untersuchungen zum Einfluß des Nasenradius auf die Umströmung von Profilen im Bereich sehr niedriger Reynolds-Zahlen*, Studienarbeit am IAG, Universität Stuttgart, 2000
- [6] T. JANSON: *Erweiterung der Meßdatenerfassungsanlage am Modellwindkanal sowie Untersuchungen zu Widerstandsschwankungen in Spannweitenrichtung am Profil RG-15*, Studienarbeit am IAG, Universität Stuttgart, 1996
- [7] M. DRELA & M.B. GILES: *Viscous-Inviscid Analysis of Transonic and Low Reynolds Number Airfoils*, AIAA-86-1787-CP, 1986
- [8] W.B. ROBERTS: *Calculation of Laminar Separation Bubbles and Their Effect on Airfoil Performance*, AIAA Journal, Vol. 18, No. 1, 1980, pp. 25-31
- [9] H. SCHLICHTING & K. GERSTEN: *Boundary Layer Theory*, Springer-Verlag, Berlin, 2000
- [10] F.W. SCHMITZ: *Aerodynamik des Flugmodells*, Luftfahrt-Verlag Axel Zuerl, 1983
- [11] M. HEPPELE: *Digitale Datenerfassung- und Verarbeitung bei Polarenmessung im Modellwindkanal*, Studienarbeit am IAG, Universität Stuttgart, 1985
- [12] A. SILVERSTEIN & S. KATZOFF: *A Simplified Method for Determining Wing Profile Drag in Flight*, Journal of the Royal Aeronautical Society, Vol. 7, 1940, pp. 295-301
- [13] B.M. JONES: *Measurement of Profile Drag by the Pitot-Traverse Method*, British A.R.C. Reports and Memoranda, No. 1688, Cambridge University Aeronautics Laboratory, 1936
- [14] H.H. BRUUN: *Hot-Wire Anemometry, Principles and Signal Analysis*, Oxford University Press Inc., New York, 1995
- [15] K. POHLHAUSEN: *Zur näherungsweise Integration der Differentialgleichung der laminaren Reibungsschicht*, Zeitschrift für angewandte Mathematik und Mechanik, Vol. 1, 1921, pp. 252-268
- [16] W. WÜRZ: *Hitzdrahtmessungen zum laminar-turbulenten Strömungsumschlag in anliegenden Grenzschichten und Ablöseblasen sowie Vergleich mit der linearen Stabilitätstheorie und empirischen Umschlagskriterien*, Dissertation, Universität Stuttgart, 1995
- [17] J.L. VAN INGEN: *On the Calculation of Laminar Separation Bubbles in Two-Dimensional Incompressible Flow*, AGARD CP-168, 1975, Ref. 11
- [18] H.W. STOCK & E. DEGENHART: *A simplified  $e^n$ -Method for Transition Prediction in Two-Dimensional Incompressible Boundary Layers*, Zeitschrift für Flugwissenschaften und Weltraumforschung, Vol. 13, 1989, pp. 16-30
- [19] D. ARNAL: *Diagrammes de stabilité des profils de couche limite auto-semblables en écoulement bidimensionnel incompressible, sans et avec courant de retour*, Departement d'études et de recherches en aerothermodynamique, Rapport Technique OA N° 34/5018 et (Derat N° 34/5018DN), 1986
- [20] H.P. HORTON: *Laminar Separation in Two and Three Dimensional Incompressible Flow*, PhD Dissertation, University of London, 1968
- [21] T. KEILIG: *Verbesserung der Datenerfassung im Modellwindkanal und Untersuchungen am Profil E65 mit Turbulatoren*, Studienarbeit am IAG, Universität Stuttgart, 1993

# Abbildungen

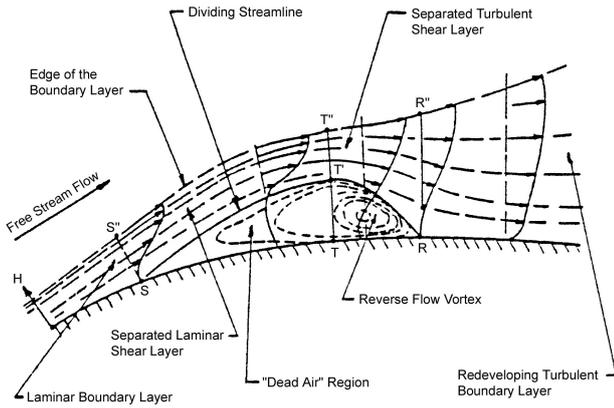


BILD 1: Schematische Darstellung einer laminaren Ablöseblase [20]

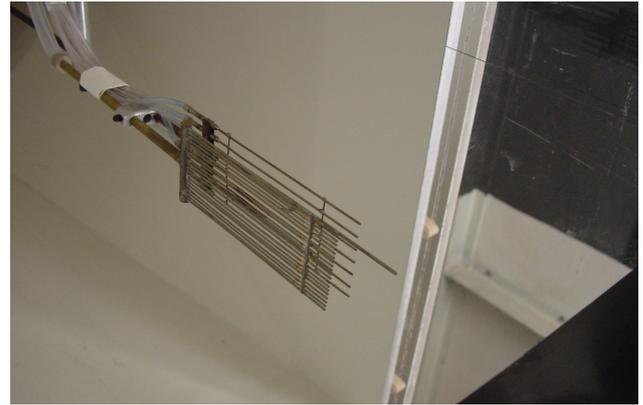


BILD 5: Integrierender Nachlaufrechen im eingebauten Zustand

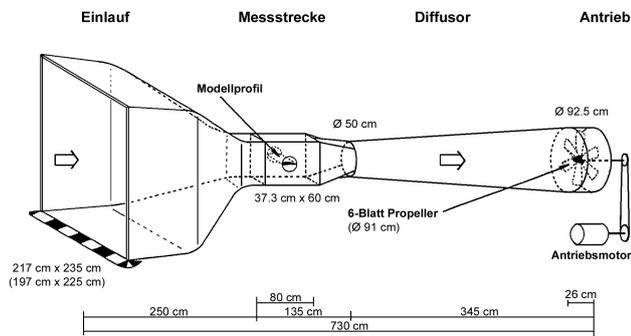


BILD 2: Skizze mit Abmessungen des Modellwindkanals [21]

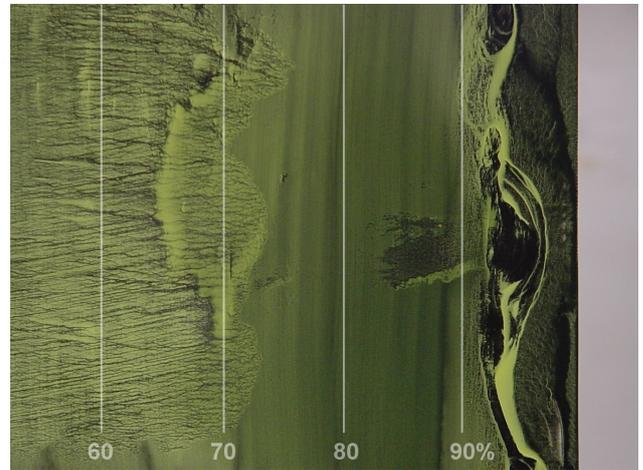


BILD 6: Farbanstrich ohne Turbulator

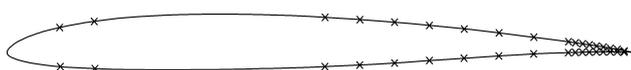


BILD 3: RG-15 Profilkontur und Positionen der Druckanbohrungen

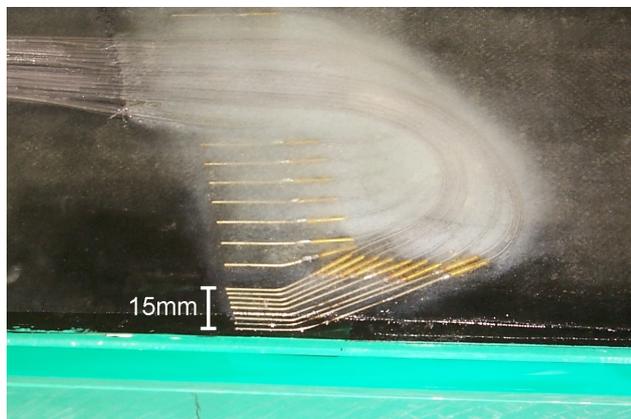


BILD 4: Anordnung der Röhrrchen und Schlauchverbindungen im Modell

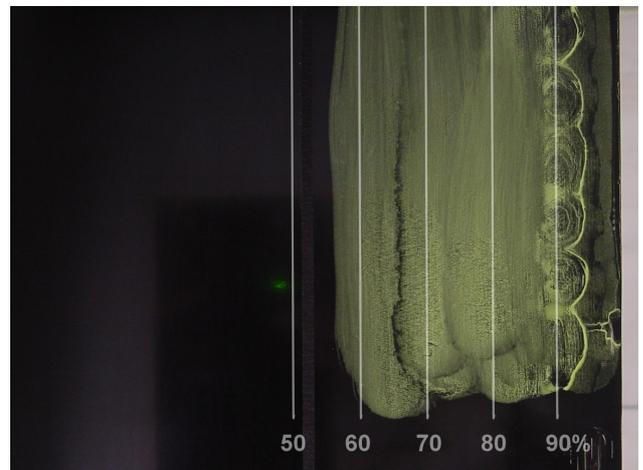


BILD 7: Farbanstrich mit Turbulator bei 51%

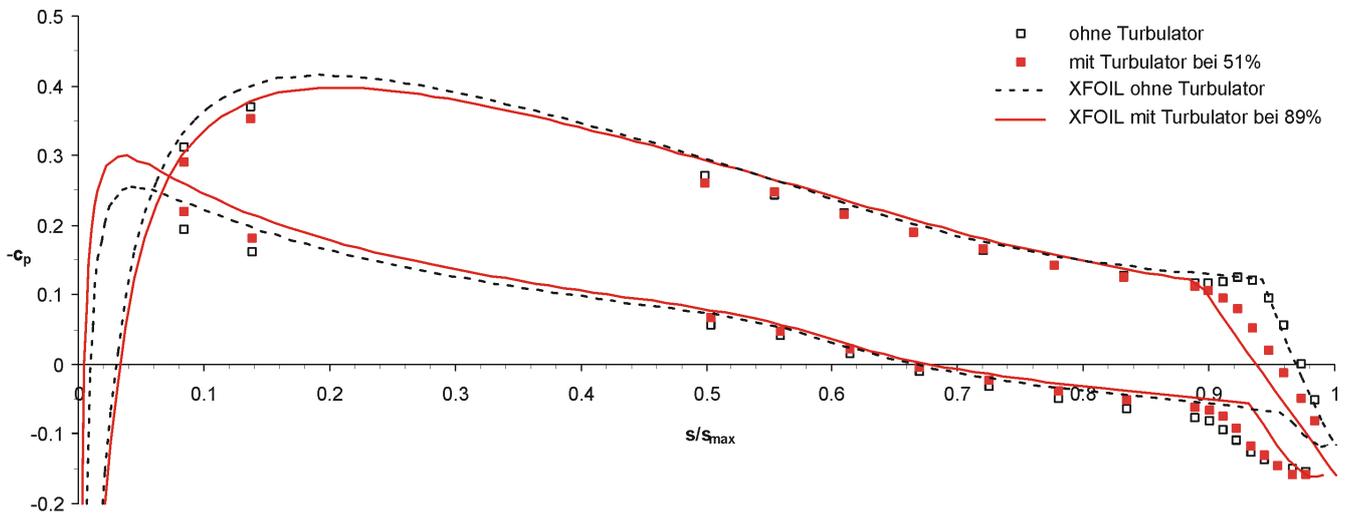


BILD 8: Gemessene und berechnete Druckverteilungen im Vergleich

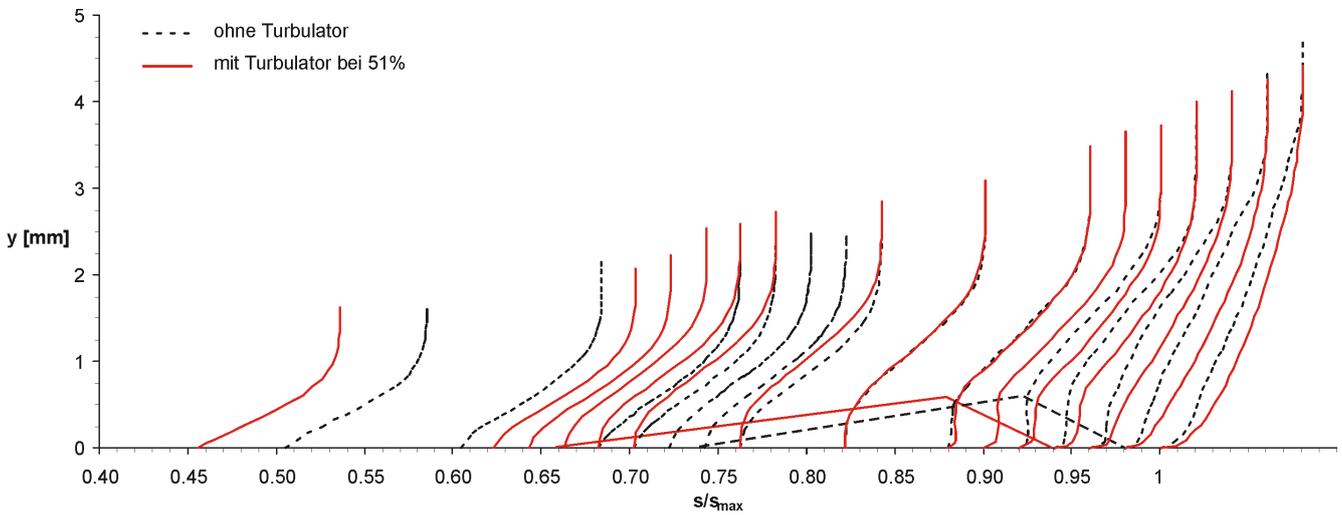


BILD 9: Gemessene Grenzschichtprofile mit eingezeichneter Ablöseblase

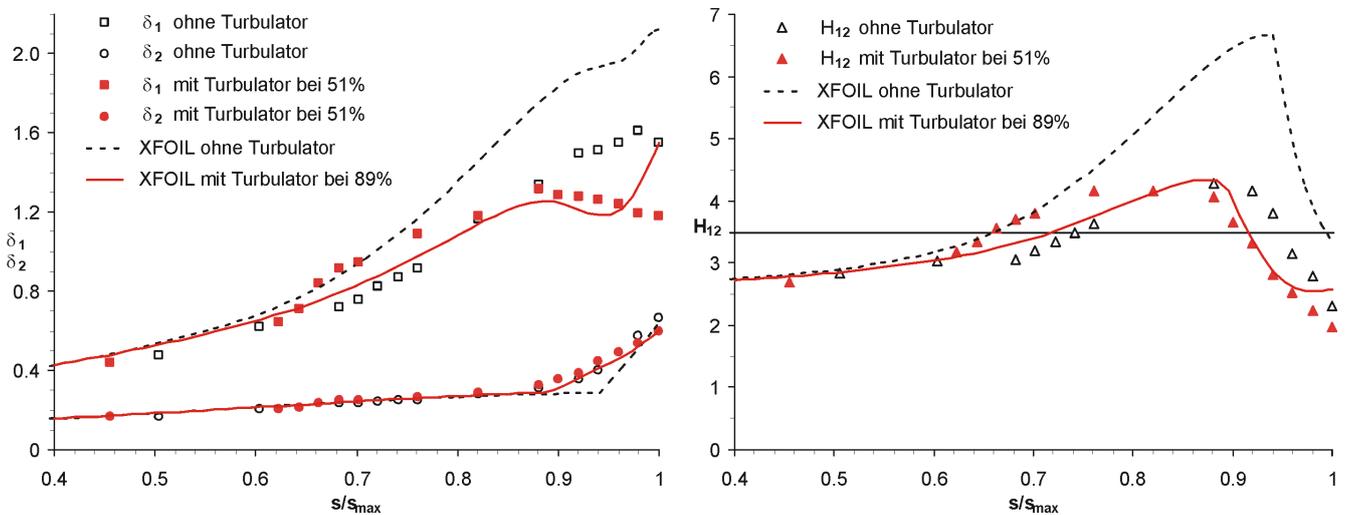


BILD 10: Gemessene integrale Grenzschichtgrößen im Vergleich zur Rechnung

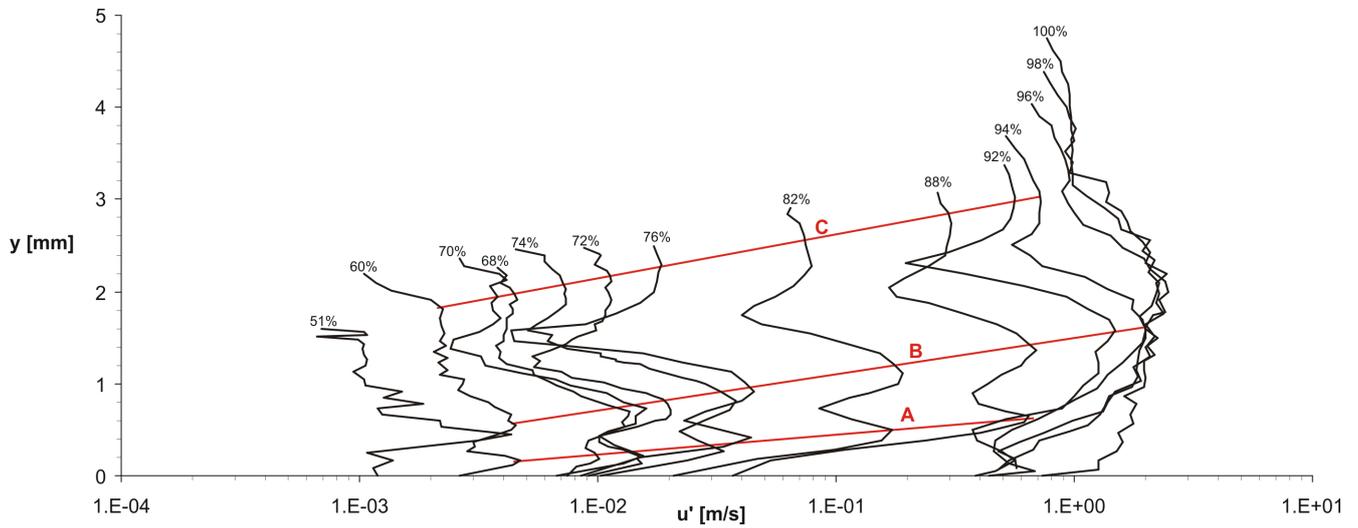


BILD 11: Entwicklung der Eigenfunktion ohne Turbulator in Strömungsrichtung für 796Hz  $\pm 10\%$

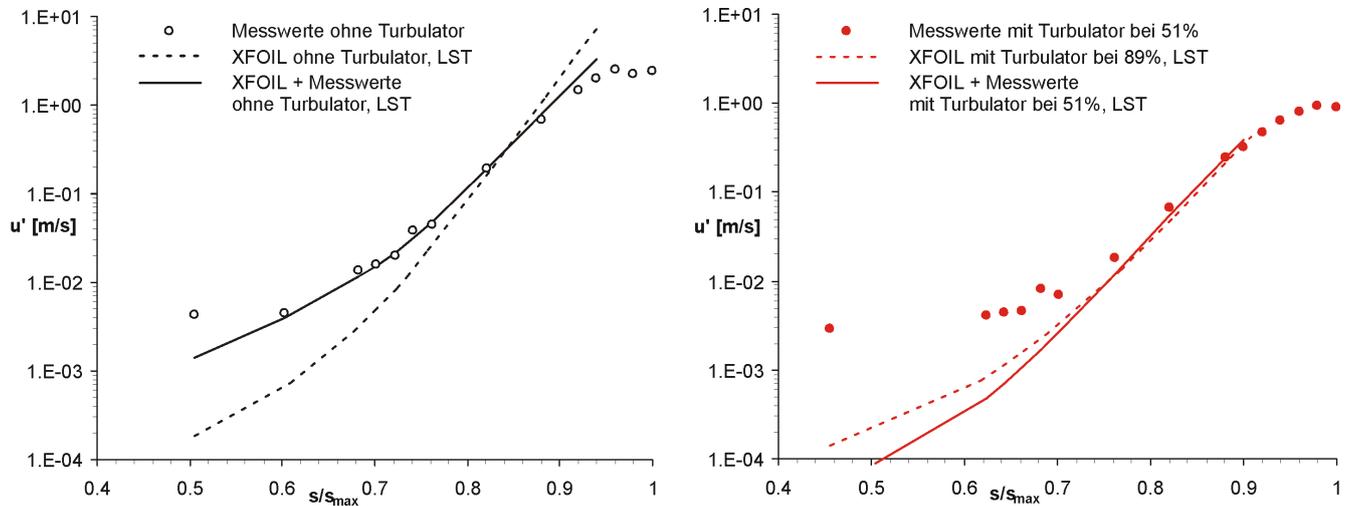


BILD 12: Amplitudenverläufe der B-Maxima im Vergleich zur linearen Stabilitätstheorie

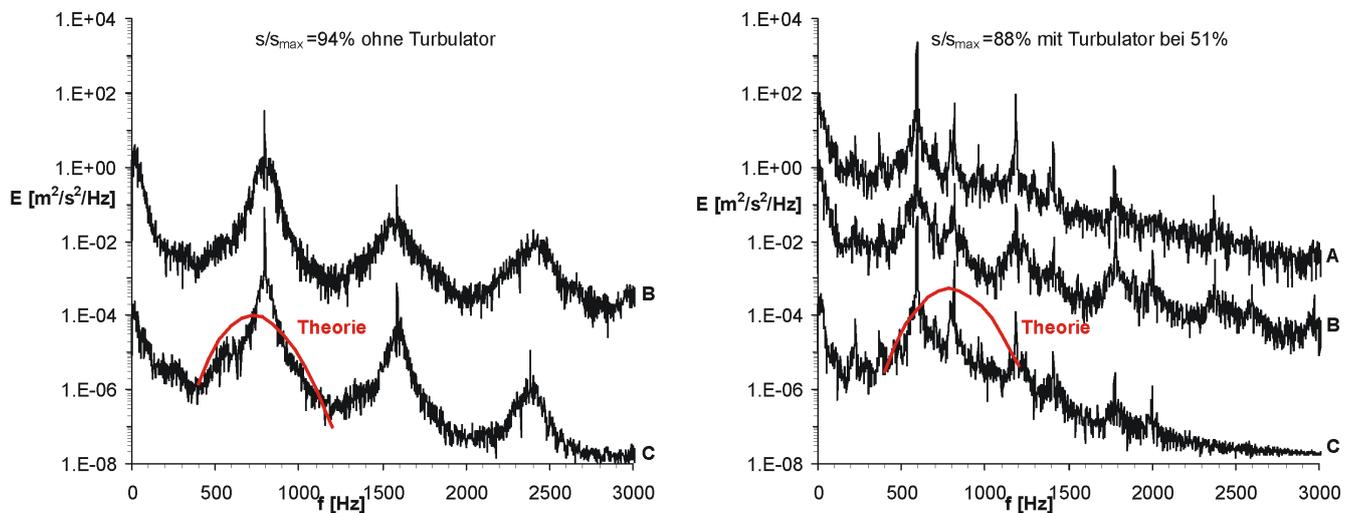


BILD 13: Energiedichtespektren auf Höhe der Maxima der gemessenen Eigenfunktion (ausgehend vom C-Maximum um jeweils 2 Dekaden nach oben versetzt), jeweils im Umschlagspunkt