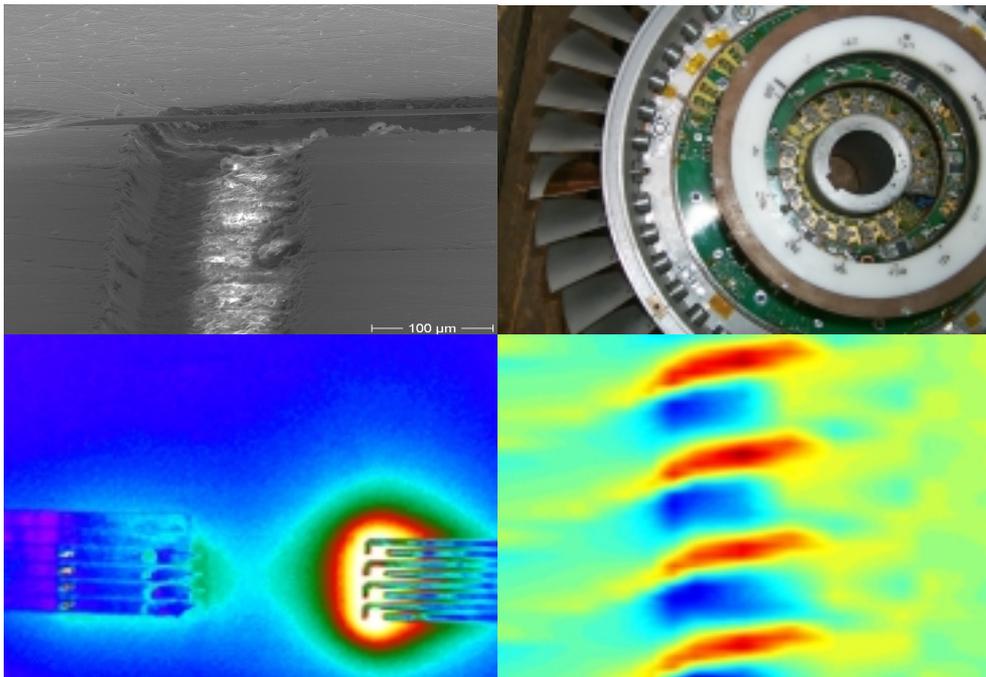


Erprobung und Anwendung von Oberflächensensoren und Sensorarrays zur Erfassung instationärer Wandschubspannungen an Schaufelprofilen

Oliver Burkhardt

Von der Fakultät V
Verkehrs- und Maschinensysteme
der Technischen Universität Berlin
zur Erlangung des akademischen Grades
- Dr.-Ing. -
genehmigte Dissertation



Berlin, März 2004
(D 83)

Erprobung und Anwendung von Oberflächensensoren und Sensorarrays zur Erfassung instationärer Wandschubspannungen an Schaufelprofilen

vorgelegt von
Oliver Burkhardt

Von der Fakultät V
Verkehrs- und Maschinensysteme
der Technischen Universität Berlin
zur Erlangung des akademischen Grades
- Dr.-Ing. -
genehmigte Dissertation

Promotionsausschuss:

Vorsitzender:	Prof. Dr.-Ing. C. Paschereit
Gutachter:	Prof. Dr.-Ing. W. Nitsche
	Prof. Dr.-Ing. Dr. hc. C. Haberland
	Dr.-Ing. F. Haselbach

Tag der wissenschaftlichen Aussprache:
19.12.2003

Berlin, 2004
(D 83)

Vorwort

Die vorliegende Arbeit entstand während meiner Tätigkeit als wissenschaftlicher Mitarbeiter im Fachgebiet *Aerodynamik* am Institut für Luft- und Raumfahrt der Technischen Universität Berlin im Rahmen mehrere nationaler und europäischer Forschungsvorhaben.

Mein ganz besonderer Dank gilt meinem Doktorvater und Leiter des Fachgebietes Aerodynamik, Herrn Prof. Dr. Ing. W. Nitsche, der mir stets mit Rat und Tat zur Seite stand und es mir hierdurch ermöglichte, die gestellten Aufgaben in den mir anvertrauten Forschungsprojekten fachgerecht zum Erfolg zu führen. Dank dieser Hilfe ist es mir gelungen die erzielten Ergebnisse zusammenzutragen und in der vorliegenden Arbeit auf Papier zu bringen.

Bedanken möchte ich mich auch recht herzlich bei den Herren Prof. Dr.-Ing. Ch. Haberland und Dr.-Ing. F. Haselbach für die Übernahme des Koreferats sowie ihrer Unterstützung bei der Ausarbeitung einiger Details. Ebenso danke ich Herrn Prof. Dr.-Ing. C. Paschereit für die Übernahme des Prüfungsvorsitzes im Prüfungsausschuss.

Mein Dank gilt auch allen Kollegen der Nitsche-Arbeitsgruppe, die mich während meiner Zeit als wissenschaftlicher Mitarbeiter begleitet haben. Insbesondere danke ich meinem langjährigen Zimmerkollegen Uyung und seiner reizenden Familie. Während unserer gemeinsamen kollegialen Zeit haben wir eine Vielzahl von anregenden fachspezifischen und privaten Gesprächen geführt und eine tiefe Freundschaft aufgebaut.

Für die große Hilfsbereitschaft danke ich auch „der guten Seele des ILR“ Reiner Thiel, den Mitarbeitern der Institutswerkstatt sowie dem Team des E-Labors. Dank ihrer Hilfe konnte ich die experimentellen Untersuchungen zum Erfolg führen.

Auch möchte ich mich bei denjenigen Studenten und „HiWi's“ bedanken, die durch ihre Studien- und Diplomarbeiten zum Gelingen dieser Arbeit beigetragen haben. Sowohl ihre Grundlagenuntersuchungen als auch ihre tatkräftige Unterstützung während der Prüfstand-Messkampagnen bilden eine fundamentale Basis dieser Arbeit.

Zum Gelingen der experimentellen Untersuchungen haben auch H. Rohkamm und A. Oehlmann beigetragen, die ihre Zeit und Prüfstände während der Messkampagnen zur Verfügung stellten.

Bedanken möchte ich mich auch bei den industriellen Projektpartnern, die mir durch ihre Interessenschwerpunkte eine Basis für meine Forschungsschwerpunkte boten.

Auch meiner Familie danke ich für ihre Hilfe, da diese Arbeit sicherlich nicht ohne ihre Unterstützung zustande gekommen wäre. Ganz besonderes dankbar bin ich meiner Großmutter, die mich durch die Jahre meines Studiums und der Zeit als WM begleitete und mir hierdurch den notwendigen Rückhalt gab.

Selbstverständlich möchte ich mich an dieser Stelle auch von ganzem Herzen bei meiner Freundin bedanken, die mein Privatleben in den letzten Jahre ganz schön kräftig durcheinander würfelte, Grazie Tesoro!

Inhaltsverzeichnis

I) NOMENKLATUR

II) ÜBERSICHT

1	EINLEITUNG	1
2	STAND DER FORSCHUNG	3
2.1	Sensorik zur Erfassung von Wandschubspannungen	3
2.1.1	Oberflächenheißfilm	3
2.1.2	Oberflächenhitzdraht	9
2.1.3	MEMS-Oberflächensensoren	12
2.1.4	Beschichtung von Oberflächensensoren	15
2.2	Transitionsmechanismen in Turbomaschinen	16
2.3	Ziele der vorliegenden Arbeit	23
3	VERSUCHSANLAGEN, MESSSYSTEME UND SIGNALVERARBEITUNG	24
3.1	Versuchsanlagen	24
3.1.1	Axialventilator des Profilwindkanals (ILR)	24
3.1.2	Niedergeschwindigkeits-Verdichterprüfstand (PFI)	25
3.1.3	Niedermachzahl-Turbinenprüfstand (ILA)	27
3.1.4	Transsonik-Windkanal (ILR)	28
3.2	Messsysteme	29
3.2.1	Mehrkanal Konstant-Temperatur Anemometer (M-CTA)	29
3.2.2	Mehrkanal Datenerfassungssystem (MEDES)	30
3.3	Signalverarbeitung	32
3.3.1	Statistische Größen	32
3.3.2	Fourier-Analyse	34
3.3.3	Korrelation	35
4	EXPERIMENTELLE VORUNTERSUCHUNGEN	36
4.1	Oberflächenheißfilm	36
4.2	Oberflächenhitzdraht	40
4.3	MEMS-Oberflächenheißfilm	42

4.4	Vergleich der Oberflächensensoren	45
4.5	Voruntersuchungen am Axialventilator	46
4.6	Wertung der Voruntersuchungen	49
5	EXPERIMENTELLE HAUPTUNTERSUCHUNGEN	51
5.1	Ergebnisse am Niedergeschwindigkeits-Verdichterprüfstand (LSRC)	51
5.1.1	Untersuchungen an einem Stator	52
	- Einflüsse auf die saugseitige Transitionslage	52
	- Anwendung einer Oberflächenheizdrahtarrays	54
	- Grenzschichtentwicklung bei $\dot{m} = 6.4 \text{ kg/s}$ (η_{\max})	56
5.1.2	Untersuchungen an einem Rotor	60
	- Einflüsse auf die saugseitige Transitionslage	60
	- Grenzschichtentwicklung bei $\dot{m} = 6.4 \text{ kg/s}$ (η_{\max})	62
	- Grenzschichtentwicklung bei $\dot{m} = 6.0 \text{ kg/s}$	67
	- Grenzschichtentwicklung bei $\dot{m} = 5.85 \text{ kg/s}$	71
5.2	Ergebnisse am Niedermachzahl-Turbinenprüfstand (LSTR, NGV-2)	74
5.2.1	Erfassung von Kühlluft einfluss	75
	- Saugseite	75
	- Druckseite	76
5.2.2	Erfassung von Sperrluft einfluss R16	80
	- Saugseite	80
	- Druckseite	81
5.2.3	Erfassung von Sperrluft einfluss R19	82
	- Saugseite	82
	- Druckseite	83
5.3	Wertung der Hauptuntersuchungen	84
6	ZUSAMMENFASSUNG	86

LITERATUR

Nomenklatur

Lateinische Buchstaben

A, B, n	[-]	Kalibrationskonstanten
b	[m]	Spannweite
b_s	[m]	Breite eines Sensors
c	[m]	Sehnenlänge
c_f	[-]	Reibungsbeiwert
c_p	[J/kgK]	Spezifische Wärmekapazität bei konstantem Druck
d	[m]	Durchmesser
E	[V]	Spannung (output voltage)
\bar{E}	[V]	Gleichspannungsanteil der Ausgangsspannung
e	[V]	Fluktuationsanteil der Ausgangsspannung
F	[m ²]	Fläche
I	[A]	Elektrischer Strom
K	[m ² /s]	Beschleunigungsparameter
l	[m]	Laufänge eines Profils, Länge eines Sensors
L_{eff}	[m]	Effektive Sensorlänge
P	[-]	Punkt im Rechenraum (x,z,t)
R	[Ω]	Ohmscher Widerstand
f	[Hz]	Frequenz
f_c	[Hz]	Grenzfrequenz
\dot{m}	[kg/s]	Massenstrom
n	[min ⁻¹]	Drehzahl
p	[N/m ²]	Statischer Druck
\dot{Q}_E	[W]	Ohmsche Wärme, elektrische Wärme
\dot{Q}_L	[W]	Leitungswärme
\dot{Q}_K	[W]	Konvektive Wärme
\dot{Q}_w	[W]	Wärmestrom
t	[s]	Zeit
T	[K]	Temperatur
Tu	[%]	Turbulenzgrad
u	[m/s]	Strömungsgeschwindigkeit
u_τ	[m/s]	Wandschubspannungsgeschwindigkeit
x, y, z	[m]	Ortskoordinaten (Laufänge, Wandabstand, Spannweiteige Coordinate)
u^+	[-]	Dimensionslose Geschwindigkeit
y^+	[-]	Dimensionsloser Wandabstand

Griechische Buchstaben

α	[1/K]	Widerstandstemperaturkoeffizient
δ	[m]	Grenzschichtdicke
δ_T	[m]	Dicke der Temperaturgrenzschicht
δ_s	[m]	Dicke der viskosen Unterschicht

τ_w	[N/m ²]	Wandschubspannung
$\bar{\tau}_w$	[N/m ²]	Mittelwertanteil der Wandschubspannung
τ'_w	[N/m ²]	Fluktuationsanteil der Wandschubspannung
ρ	[kg/m ³]	Dichte eines Fluids
λ	[m]	Wellenlänge
λ	[W/mK]	Wärmeleitfähigkeit
μ	[kg/ms]	dynamische Viskosität
ν	[m ² /s]	kinematische Viskosität
γ	[-]	Intermittenzfaktor

Kennzahlen

Re	Reynolds-Zahl
Re _{ur}	Schubspannungs-Reynolds-Zahl
Ma	Mach-Zahl
Nu	Nusselt-Zahl
Pr	Molekulare Prandtl-Zahl
St	Stanton-Zahl

Abkürzungen

AC	Wechselspannungsanteile
CTA	Konstant-Temperatur Anemometer / Anemometrie
DC	Gleichspannungsanteile
HP	Hochpass Filter
LP	Tiefpass Filter
M-CTA	Mehrkanal Konstant-Temperatur Anemometer
MEDES	Messdatenerfassungssystem
MEMS	Mikro-Elektro-Mechanisches System
OHD	Oberflächenhitzdraht
OHF	Oberflächenheißfilm, Dünnfilm
OHR	Überhitzungsverhältnis (Overheat ratio)
SNR	Signal/Rausch-Verhältnis

Übersicht

Die vorliegende Arbeit beschreibt die Erprobung und Anwendung von Oberflächensensoren und Sensorarrays zur Erfassung instationärer Wandschubspannungen an Schaufelprofilen. Experimentelle Voruntersuchungen von thermoresistiven Sensoren unterschiedlicher Bauweisen dienen dabei der Charakterisierung statischer und dynamischer Eigenschaften. Im Rahmen der Experimente wird neben konventionellen Oberflächenheißfilmen auch mikro-technisch gefertigte MEMS-Heißfilme und Oberflächenhitzdrähte betrachtet.

Neben Untersuchungen zur Kalibration, Sensitivität und Grenzfrequenz der Sensoren werden auch Versuche zur Erhöhung der mechanischen Robustheit von Oberflächenheißfilmen und der Erfassung des Thermalhaushaltes von Oberflächenhitzdrähten durchgeführt. Die mechanische Robustheit von Heißfilmen lässt sich beispielsweise durch eine dünne Oberflächenbeschichtung erhöhen. Dies wirkt sich jedoch dämpfend auf die dynamischen Eigenschaften des beschichteten Sensors aus. MEMS-Oberflächenheißfilme und Senflex-Heißfilme werden daher hinsichtlich des Einflusses solcher Schutzschichten auf das Signal/Rausch-Verhältnis und der Grenzfrequenz erprobt. Die Ergebnisse zeigen, dass eine Erhöhung der Materialschichtdicke zu einer Reduktion der Grenzfrequenz und der Sensitivität führt. Die Erfassung des Thermalhaushaltes von Oberflächenhitzdrähten sowie der gegenseitigen thermischen Beeinflussung dieser Sensoren in einem Array waren ebenfalls von Interesse. Es zeigt sich, dass die thermische Entkopplung von Sensor und Struktur bei einem Hitzdraht im Vergleich zur wandbündigen Sensoranordnung eines Heißfilms zu einer deutlich erhöhten Sensor-Sensitivität führt.

Einen weiteren zentralen Aspekt dieser Arbeit stellt die Anwendung von Oberflächensensoren zur Erfassung instationärer Wandschubspannungsverteilungen dar. Untersuchungen an Turbomaschinenschaufeln in Profilprüfständen bilden hierbei ein geeignetes Anwendungsbeispiel, da sie die Beobachtung grundlegender Mechanismen der Grenzschichttransition an Schaufelprofilen unterschiedlicher 2- & 3D-gekrümmter Geometrien ermöglichen. Bedingt durch sehr dünne Schaufelgrenzschichten ist eine sehr sorgfältige Applizierung der Sensoren entscheidend für die Qualität der Messergebnisse. Neben konventionellen Oberflächenheißfilmen werden auch Oberflächenhitzdrähte als Kaptonfolien-Arrays zur Anwendung gebracht. Eine Erweiterung des Anwendungspotentials bilden auch Untersuchungen an einer rotierenden Verdichterschaufel. Die Nutzung eines miniaturisierten Mehrkanal-CT-Anemometers sowie einer Telemetrieinheit zur verbindungslosen Datenübertragung ermöglicht dabei die kontinuierliche simultane Datenerfassung von Strömungsinformationen an der Schaufel. Die erfassten Informationen zeigen die Auswirkungen einer periodisch-instationären Zuströmungen auf die Mechanismen der Grenzschichttransition an Verdichter- und Turbinenschaufeln.

Die Ergebnisse der vorliegenden Arbeit zeigen insbesondere auf dem Gebiet der Schaufel-aerodynamik neue Einsatzbereiche thermoresistiver Oberflächensensoren unterschiedlicher Bauweisen auf. Die Nutzung von Sensorarrays an Verdichter- und Turbinenschaufeln erlaubt dabei exemplarisch die instationäre Erfassung von Wandschubspannungen und grundlegender Mechanismen der Grenzschichttransition.

1. Einleitung

Die zentrale Aufgabe der experimentellen Aerodynamik ist die Erfassung aller strömungsrelevanten Parameter mit Hilfe von Einzelsensoren, Sensorarrays oder auch flächigen Feldmessverfahren. Die hierbei gewonnenen Daten liefern sowohl detaillierte Erkenntnisse über die jeweils vorliegenden Strömungsphänomene als auch wichtige Informationen zur Überprüfung numerischer Rechenverfahren. Zu den besonders aussagekräftigen Messparametern zählen unter anderem auch die mit Hilfe von Wand- bzw. Oberflächensensoren gewonnenen Daten, mit denen sich insbesondere auch Grenzschichtzustände sehr gut darstellen lassen.

Im Mittelpunkt der vorliegenden Arbeit steht die Erprobung und Anwendung thermoresistiver Oberflächensensoren und Sensorarrays, die eine stationäre sowie auch instationäre Erfassung von Wandschubspannungen ermöglichen. Im Rahmen der Arbeit werden neben konventionellen Oberflächenheißfilmen erstmals auch mikrotechnisch gefertigte Heißfilme (sog. Mikro-Elektro-Mechanischen Systeme, MEMS) sowie Oberflächenhitzdrähte benutzt und in Windkanalversuchen hinsichtlich ihrer statischen und dynamischen Vor- und Nachteile erprobt. Die wandbündig angeordneten Hitzdrähte zeichnen sich durch eine besonders günstige thermodynamische Anordnung des Sensorelementes aus und erlauben daher eine deutlich verbesserte dynamische Signalauflösung gegenüber klassischen Heißfilmen. Mit einer dünnen Polyimide-Folie (Kapton-Folie) als Substrat lassen sich zudem flexible Sensorarrays herstellen und erstmals auch dreidimensional gekrümmte Konturen instrumentieren. Neben den statischen und dynamischen Eigenschaften von Oberflächensensoren ist in Hinblick auf mögliche industrielle Anwendungen an Flugzeugen auch die mechanische Robustheit dieser Sensoren von großem Interesse. Im Rahmen der Arbeit werden daher auch Untersuchungen zur Erhöhung der Widerstandsfähigkeit von Oberflächenheißfilmen durchgeführt. Diese lässt sich beispielsweise durch eine dünne Beschichtung der Sensoroberfläche erhöhen, was sich allerdings negativ auf die Dynamik des Heißfilms auswirkt. Konventionelle Senflex-Oberflächenheißfilme und MEMS-Heißfilme werden daher hinsichtlich des Einflusses solcher Beschichtungen auf das Signal/Rausch-Verhältnis und der Grenzfrequenz erprobt. Betrachtet werden hierbei die Auswirkungen unterschiedlicher Materialien und Schichtdicken.

Ein weiterer zentraler Aspekt der vorliegenden Arbeit ist die Anwendung von Oberflächenarrays zu Erfassung instationärer und transistionaler Wandschubspannungsverteilungen. Ein typisches Anwendungsbeispiel hierzu sind Untersuchungen zur Erfassung von periodisch-instationären Grenzschichtcharakteristiken an Schaufelprofilen. Insbesondere auf diesem Gebiet der experimentellen Profilaerodynamik besteht heute ein wachsender Bedarf an zeitlich und flächig hochauflösenden Sensoren, da die Effizienz moderner Turbomaschinen entscheidend über den aerodynamischen Wirkungsgrad der Schaufeln definiert wird. Schaufel- und Stufenanzahl sind hierbei maßgebliche Parameter die auch entscheidend zum Gewicht eines Triebwerkes beitragen. Da sich eine Gewichtsreduktion direkt auf den Treibstoffverbrauch auswirkt, wird bei der Auslegung moderner Verdichter und Turbinen eine reduzierte Anzahl von Schaufeln und Gitterstufen angestrebt. Bei bestehenden Turbomaschinenkomponenten hingegen führt eine Verringerung der Schaufelzahl zu einer Abnahme des Wirkungsgrads, sofern keine problemorientierte aerodynamische Nachoptimierung der Schaufelprofile erfolgt. Die aerodynamische Auslegung von Schaufel-

profilen erfolgt heute überwiegend durch numerische Berechnungen. Um jedoch die Genauigkeit der Rechenverfahren und mögliche Schwächen in den Algorithmen zu überprüfen, muss auf experimentelle Daten zurückgegriffen werden, die an speziellen Profilprüfständen gewonnen werden. Deren Erfassung stellt sehr hohe Anforderungen an die Strömungsmesstechnik, da sich an Turbomaschinenschaufeln sehr dünne und durch hochfrequente, periodisch-instationäre Einflüsse geprägte Grenzschichten ausbilden. Nachlaufinduzierte sowie beruhigte Grenzschichtbereiche, die in einem schnellen temporären Wechsel auftreten, können dabei auch unterschiedliche Transitionsmechanismen hervorrufen. Um derartige Effekte experimentell erfassen zu können, sind zeitlich und flächig hochauflösende Messungen der Wandschubspannungsverteilung erforderlich. Resultierend aus diesen physikalischen Randbedingungen müssen Sensoren Anwendung finden, die eine oberflächenbündige Instrumentierung als Array erlauben, und eine hohe dynamische Signalauflösung gewährleisten. Im Rahmen der vorliegenden Arbeit werden daher Oberflächenheißfilme und -hitzdrähte zur Bestimmung der Position des Transitionsgebietes sowie der Analyse grundlegender Mechanismen der Grenzschichttransition benutzt.

Die primäre Aufgabenstellung der vorliegenden Arbeit besteht somit in der Erprobung und Anwendung von Oberflächensensoren und Sensorarrays zur Erfassung instationärer Wandschubspannungen. Hierdurch soll zugleich das Anwendungspotential der Sensortechniken verdeutlicht werden. Die aus den Messdaten gewonnene Visualisierung soll zudem helfen die grundlegenden Grenzschichtmechanismen sowie der Position des Transitionsgebietes an verschiedenen Schaufelprofilen zu beschreiben. Insgesamt können die Ergebnisse damit auch zur Überprüfung bestehender bzw. der Entwicklung neuer numerischer Rechenmodelle beitragen.

2. Stand der Forschung

Ein wichtiges Werkzeug in der experimentellen Aerodynamik zur Erfassung stationärer und instationärer Grenzschichten in Windkanal- und Freiflugversuchen sind flächige Messungen mit einer großen Sensoranzahl. Sie ermöglichen die hohe zeitliche und flächige Auflösung strömungsphysikalischer Mechanismen, wie z. B. der Transitionslage, der Stoßlage oder des Ablöse- und Wiederanlegepunktes an Profilen. Zu den klassischen Sensoren zählen hierbei konventionelle Oberflächenheißfilme, während Piezofoliensensoren (PVDF, Polyvinylidenfluorid), Oberflächenhitzdrähte und MEMS-Oberflächenheißfilme sowie aus diesen Sensoren gebildete Arrays dagegen erst in jüngster Zeit erprobt werden.

In diesem Kapitel werden die wesentlichen Aspekte der Wandschubspannungserfassung sowie die grundlegenden Mechanismen der Grenzschichttransition erläutert. Das Kapitel ist hierzu in drei Abschnitte unterteilt: In *Kapitel 2.1* erfolgt zunächst ein Überblick über thermoresistive Sensoren zur Erfassung instationärer Wandschubspannungen. Betrachtet werden konventionelle und mikrotechnisch gefertigte Oberflächenheißfilme sowie Oberflächenhitzdrähte. Ergänzend wird auf Untersuchungen zur Erhöhung der mechanischen Robustheit von Oberflächenheißfilmen mit Hilfe von Beschichtungen eingegangen. In *Kapitel 2.2* werden dann die grundlegenden Mechanismen der Grenzschichttransition in Turbomaschinen erläutert. Sie bilden die theoretische Grundlage der im Rahmen der Arbeit exemplarisch betrachteten Messwertanalysen an Schaufelprofilen zur Erfassung periodisch-instationärer Wandschubspannungsverteilung. Die sich daraus ergebende Zielsetzung wird schließlich in *Kapitel 2.3* gegeben.

2.1 Sensorik zur Erfassung von Wandschubspannungen

2.1.1 Oberflächenheißfilm

Die in dieser Arbeit vorwiegend benutzte Oberflächenheißfilmtechnik wird seit mehreren Jahren u. a. zur Untersuchung von Mechanismen der Grenzschichttransition verwendet. Aufgrund des intermittierenden Charakters einer Grenzschicht im Transitionsgebiet weist die Wandschubspannung große Amplitudenfluktuationen auf. Eine geeignete Methode zur Erfassung von transitionalen Strömungen ist daher die Heißfilmmesstechnik, ein thermisches Messverfahren zur Erfassung von Wandschubspannungen hoher Dynamik.

Erste experimentelle Untersuchungen mit beheizten Folienelementen realisierten FAGE UND FALKNER [1931] bereits Anfang der dreißiger Jahre in laminaren Strömungen. Erste Kalibrationsversuche zur Wandschubspannungserfassung in turbulenten Strömungen führte LUDWIG [1949] mit beheizten Wandelementen durch. Hierbei konnte ein eindeutiger Zusammenhang zwischen der lokalen Wandschubspannung und der Wärmeabgabe des Wandelementes ermittelt werden, wobei der Wärmeübergang proportional zur Kubikwurzel der lokalen Wandschubspannung ist. Im Rahmen der Untersuchungen stellt Ludwig zudem fest, dass bestimmte konstruktive Abmessungen eingehalten werden müssen um die Gültigkeit der Korrelationsfunktion zu gewährleisten. Die Wärmeabgabe in die Struktur wurde bei den gemachten Betrachtungen allerdings vernachlässigt. Da jedoch auch indirekt ein Teil dieser Wärmemenge vom Material konvektiv an das Fluid abgegeben wird, wurde von LIEPMANN UND SKINNER [1954] eine Modifikation des Kalibrationsansatzes vorgenommen, wobei eine effektive Filmlänge L_{eff} für die hypothetische Länge des Heißfilms

auf einem perfekten Isolator definiert wurde, die in der Bilanzgleichung berücksichtigt wird: Ausgangspunkt der Kalibration ist eine ebene, thermisch isolierte Platte der Temperatur $T_w=T_f$ im Bereich $x=0$ bis $x=\xi$. Am Punkt $x=\xi$ erhöht sich die Wandtemperatur auf $T_w=T_f+\Delta T$ und bleibt bis zur Wandkoordinate $x=\xi+L_{\text{eff}}$ konstant. Eine schematische Darstellung des Heißfilms und die zu berücksichtigende effektive Filmlänge ist *Abbildung 2-1* zu entnehmen.

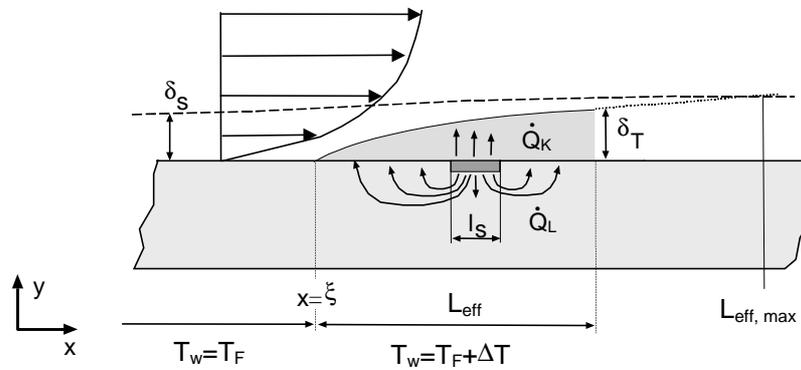


Abbildung 2-1: Schematische Darstellung eines Heißfilms für die Wärmebilanz nach Liepmann und Skinner (HASSELBACH [1997])

Mittels vereinfachender Annahmen und Vernachlässigungen ergibt sich der Wärmestrom \dot{Q}_w nach Liepmann und Skinner aus einer Integration der konvektiven Wärmeabgabe über die Länge L_{eff} zu:

$$\dot{Q}_w \sim \lambda \Delta T \left(\frac{c_p \rho}{\lambda \mu} \right)^{\frac{1}{3}} \int_{\xi}^{\xi+L_{\text{eff}}} \left(\frac{\tau_w}{x-\xi} \right)^{\frac{1}{3}} dx . \quad (1)$$

Unter der Annahme, dass sich über die geringe Länge $L_{\text{eff}} \ll \xi$ die Wandschubspannung τ_w nur geringfügig ändert, vereinfacht sich Gleichung 1 zu:

$$\frac{\dot{Q}_w}{\lambda \Delta T} \sim \left(\frac{c_p \rho}{\lambda \mu} L_{\text{eff}}^2 \right)^{\frac{1}{3}} \cdot \tau_w^{\frac{1}{3}} . \quad (2)$$

Die Herleitung dieser Wärmebilanz erfolgte unter Berücksichtigung vereinfachender Annahmen, die hier kurz zusammenfassend wiedergegeben werden sollen: Zunächst wird für die Gültigkeit von Gl. 2 vorausgesetzt, dass die Temperaturgrenzschicht (δ_T) in der zähen Unterschicht liegen ($\delta_T < \delta_s$). Nur dann kann von einem linearen Geschwindigkeitsprofil in unmittelbarer Wandnähe ($u^+=y^+$) ausgegangen werden und die Wärmebilanz für laminare und turbulente Strömungen verwendet werden. Des Weiteren erfolgte die Herleitung für eine ebene Platte ohne Druckgradienten $dp/dx=0$. Eine Einschränkung stellt auch die Vernachlässigung der Wärmeleitfähigkeit des Fluids in Strömungsrichtung ($\lambda_{f,x}=0$) dar. Diese Annahme ist nur unter der Voraussetzung zulässig, dass die Temperaturgrenzschichtdicke sehr viel kleiner als die effektive Filmlänge ist ($\delta_T \ll L_{\text{eff}}$), siehe HASSELBACH [1997].

In der Vergangenheit wurden verschiedene weitere Wärmeübergangsbeziehungen für Heißfilme hergeleitet. Zu diesen zählen unter anderem die Beziehung von

BELLHOUSE UND SCHULTZ [1968], die speziell für Tragflügelprofile einen Druckgradienten berücksichtigt:

$$Nu^3 = A \cdot Pr \cdot Re_{u_r}^2 - \frac{bL_{eff}}{2\rho v^2} \frac{dp}{dx} \frac{Pr}{Nu}. \quad (3)$$

Eine weitere Wärmebilanz wurde in den achtziger Jahren von Nitsche und Haberland aufgestellt. Hier wird integrale Wärmebilanz des Heißfilms unter Verwendung einer geeigneten Wärmeübergangsbeziehung auf der Strömungsseite betrachtet. Die resultierende Gleichung ergibt sich zu (HASELBACH [1997]):

$$\frac{\dot{Q}_L}{\dot{Q}_K} = A + B \cdot \ln(Re_{u_r}^{0.8}), \quad (4)$$

wobei die Kalibrationskonstanten A und B empirisch zu bestimmen sind.

Schließlich ist noch die Herleitung der Wärmebilanzierung mit Scherschichtmodell nach HASELBACH [1997] zu nennen, deren Ausgangspunkt die bereits vorgestellte Bilanzierung von Liepmann und Skinner darstellt. Die sich ergebende Beziehung wurde dabei in Hinblick auf eine praktische Anwendung für eine Sensorkalibration so aufgestellt, dass der formulierte Zusammenhang nur noch aus geometrischen und messbaren Größen besteht:

$$\frac{\dot{Q}_L}{\dot{Q}_K} = \frac{\frac{\dot{Q}_E}{\Delta T}}{0.807 \cdot \lambda_f \cdot Pr^{\frac{1}{3}}} \cdot \frac{l}{b_s} \cdot l_s^{+\frac{-2}{3}} - 1. \quad (5)$$

In der experimentellen Strömungsmesstechnik werden Oberflächenheißfilme zumeist nach dem in Gleichung (6) gegebenen Zusammenhang kalibriert:

$$\frac{E^2}{IR\Delta T} = A_0 + B_0 \tau_w^n \quad \text{bzw.} \quad E^2 = A + B\tau_w^n. \quad (6)$$

Hierbei müssen die spezifischen Konstanten A und B sowie der Exponent n analog zum King'schen Gesetz empirisch ermittelt werden.

Einen sehr umfassenden Überblick über die Erprobung und Anwendung von Oberflächenheißfilmen wird Anfang der neunziger Jahre von FREYMUTH [1992] gegeben. Versuche zur Erfassung charakteristischer Strömungsphänomene mit Heißfilmen erfolgten u. a. durch JOHNSON UND CARRAWAY [1989] für Machzahlen über $Ma=1.5$ und COUSTEIX ET AL. [1991] am Onera-Windkanal, sowie von KORNBERGER [1992] zur Transitionsdetektion in Windkanal- und Freiflugversuchen. Untersuchungen, speziell von Stoß-Grenzschicht-Wechselwirkungen, mit Oberflächenheißfilmarrays führten OWEN [1980] und SWOBODA [1993] unter ambienten Bedingungen durch. BOSE [2002] zeigte im Rahmen ihrer Arbeit vergleichende Messergebnisse verschiedener Wandschubspannungsmesstechniken in transsonischen Strömungen. Zu den genutzten Messverfahren zählte auch die Oberflächen-

heißfilmtechnik, die in Strömungen mit Druckgradienten sowie auch über Verdichtungsstöße eingesetzt wurde.

Einen allgemeinen Überblick über aerodynamische Anwendungsgebiete von Heißfilmen und Arrays geben auch KREPLIN & HÖHLER [1992] in ihren Veröffentlichungen. Hierzu zählen unter anderem transsonische Profilmströmungen, Wellenausbreitungen in dreidimensionalen Grenzschichten, Messungen an Hochauftriebskonfigurationen, wie z. B. dem Vorflügel eines Airbusmodells im DNW sowie Freiflug- und Windkanaluntersuchungen an einem ATTAS-Laminarhandschuh. Sie weisen auch darauf hin, dass eine messbare Störeinwirkung durch die Oberflächenrauigkeit der Sensorstrukturen generiert wird. Basierend auf diesen Erkenntnissen strebten GRAICHEN ET AL. [1995] eine Oberflächenoptimierung von Heißfilmsensoren an, wobei die Reduktion der mittleren Oberflächenrauigkeit der Sensorzuleitung im Mittelpunkt stand. Mit Hilfe eines speziellen Ätzverfahrens wurde die Trägerfolie (Kaptonfolie, $d=50\ \mu\text{m}$) hierfür strukturiert angeätzt und die Zuleitungen anschließend versenkt aufgebracht. Das Verfahren erlaubt die Erstellung nahezu beliebig strukturierter Sensorarrays mit einer hohen Reproduzierbarkeit der Messergebnisse bei einer relativ geringen Sensorausfallrate.

Während die Ergebnisse der bisher genannten Arbeiten auf einer qualitativen bzw. semi-quantitativen Datenerfassung basieren, interessieren in zunehmendem Maße auch quantitative Ergebnisse, wie die Wandschubspannungsverteilung an aerodynamischen Objekten. HASELBACH ET AL. [1996] befassten sich daher mit der Kalibration von Einzelsensoren in einem Oberflächenheißfilmarray. Den Schwerpunkte dieser Arbeit bildeten die Erfassung von Wärmeverlusten in die Trägerstruktur sowie thermische Interaktionen direkt benachbarter Sensoren. Die Untersuchungen waren dementsprechend auf den Thermalhaushalt und die Kalibration von Sensoren im Array fokussiert. Hierbei konnten Einflussparameter, wie dem Substratmaterial, aber auch dem Abstand und der Anzahl der aktiven Sensoren, auf die Sensorkalibration ermittelt werden. Unter Berücksichtigung dieser Erkenntnisse quantifizierte HASELBACH [1997] einen relativen Wandschubspannungsfehler und führte eine dimensionslose Heißfilmlänge ein, welche die Angabe einer standardisierten Kalibrationsvorschrift und die Kompensation von Interferenzeinflüssen ermöglichen sollte. Vergleichbare Untersuchungen zu dieser Problematik wurden für kryogene Strömungsbedingungen von GARTENBERG ET AL. [1995] durchgeführt.

Jedoch nicht nur die von Haselbach beschriebenen thermischen Interferenzen erschweren eine quantitative Datenerfassung mit einem Oberflächenheißfilmarray, auch die praktische Umsetzung einer Arraykalibration ist zumeist sehr schwierig und wird zudem durch das Fehlen geeigneter Referenzverfahren erschwert. DESGEORGES ET AL. [2002] und ROTH [2003] stellten in ihren Arbeiten Mechanismen vor, die zur „in-situ“-Kalibration von Oberflächensensorarrays benutzt werden konnte. So verwendete Desgeorges eine Wandhitzdrahtsonde zur Messung von Grenzschichtprofilen an einer Zylinderoberfläche, über deren Gradienten (du/dy) die lokale Wandschubspannung bestimmte wurde. Da diese Referenzhitzdrahtsonde örtlich fixiert in den Strömungskörper (Zylinder) integriert war, musste für die Kalibration der 251 Oberflächenheißfilme eine schrittweise Winkelanpassung vorgenommen werden. Dies erfolgte durch Drehung der instrumentierten Zylinderhälfte, während die Referenzsonde unter einem festen Anströmungswinkel von 60° positioniert blieb. Aufgrund einer beschränkten Anzahl von 15 Anemometerbrücken wurden die Sensoren jeweils gruppenweise simultan betrieben. Roth hingegen nutzte zur Erfassung eines künstlich

erzeugten drei-dimensionalen Transitionsgebietes an einem Flughandschuh ein kalibriertes Heißfilmmarray mit 32-Sensoren. Die erforderliche Kalibration erfolgte dabei über einen von ERB ET AL. [1998] erstmals vorgestellten Mechanismus: Basierend auf einen in Normalenrichtung auftreffenden Prallstrahl, wird hierbei ein traversierbares Gebläse auf die Arraymessfläche aufgebracht. Der Mechanismus wurde dabei basierend auf der Vorüberlegung entwickelt, dass eine Einzelsensorkalibration an einem Array nicht über eine tangentielle Anströmung realisiert werden kann. Der von HASELBACH [1997] identifizierte Einfluss der thermischen Interferenz direkt benachbarter Sensoren durch die thermische Nachlaufnahme wird bei diesem Mechanismus allerdings nur bedingt berücksichtigt.

Zur Bestimmung der Transitionslage an einem Laminarflügelhandschuh einer Grob G103 Twin II verwendeten PELTZER ET AL. [2000] spannweitig angeordnete Oberflächenheizdrähte, die über ein Multikanal-Anemometer simultan betrieben wurden. Die wandbündig applizierten Oberflächensensoren dienten der Erfassung von natürlichen zweidimensionalen Tollmien-Schlichting Welleninstabilitäten. Weitere Arbeiten, die sich mit der Anwendung von Oberflächensensorarrays zur Detektion der Transitionslage und der Untersuchung instationärer Mechanismen, wie der Anfachung und Ausbreitung von Instabilitäten befassen, stammen von KORNBERGER [1992] und SEITZ [1997]. Gegenüber Peltzer setzten diese Autoren jedoch klassische Oberflächenheißfilme ein. Seitz griff hierbei auf ein konventionelles Sensorarray zur quantitativen Erfassung charakteristischer Parameter, wie der Frequenz und der Wellenlänge von TS-Wellen zurück. Kornberger hingegen nutzte ein Array mit 96 Sensoren, das in Eigenproduktion über verschiedene Bedampfungstechniken an der Universität Aachen hergestellt wurde. Der Betrieb der Sensoren erfolgte simultan und im Konstant-Strom Modus. Vergleichbar mit klassischen Senflex-Heißfilmen bestehen auch diese Sensoren aus einem Nickelsensorelement mit einer Materialstärke von $h=0.25\ \mu\text{m}$, $2\ \mu\text{m}$ hohen Kupferleiterbahnen und einer $50\ \mu\text{m}$ dünnen Polyamid-Trägerfolie.

Einen allgemeinen Überblick über anwendbare Messverfahren zur Erfassung instationärer Mechanismen der Grenzschichttransition in Turbomaschinen gibt eine Arbeit von SIEVERDING ET AL. [2000]. In dieser wird u. a. auch der Einsatz von Oberflächenheißfilmmarrays diskutiert und ein kurzer Überblick über den Sensoraufbau und die empirische Kalibration gegeben. PUCHER ET AL. [1986], ebenso wie LEE ET AL. [1997], führten zur Erprobung von Heißfilmen an Turbomaschinenkomponenten Voruntersuchungen an NACA-Profilen durch. Zur Instrumentierung griff Pucher dabei auf MTU-Oberflächenheißfilme zurück. Die Sensoren wurden durch ein $0.3\ \mu\text{m}$ dünnes Nickelsensorelement, Kupferzuleitungen und eine Polyimide-Folie (Kaptonfolie) gebildet. Der Abstand zwischen den 16 Einzelsensoren betrug $l=2.5\ \text{mm}$. Die Untersuchungen sollten Aufschluss über die Funktionalität und Dateninterpretierbarkeit der Sensormesstechnik geben. Hierzu zeichnete Pucher sowohl die Mittelwertanteile als auch die Fluktuationssignale auf, um die Grenzschichttransition sowie Position und Größe einer laminaren Ablöseblase zu detektieren. Die Datenerfassung erfolgte sequentiell über einen Mehrkanal-Rotationsumschalter. Oszillierende Phänomene, wie die veränderliche Lage des Ablösepunktes und der Grenzschicht-Wiederanlegung, konnten mit diesem Messaufbau nicht erfasst werden. Ähnliche Versuche führte Lee ein Jahrzehnt später mit einem aus 140 Sensoren bestehenden Heißfilmsensorarray durch. Die Sensoren wurden dabei in Blöcken zu jeweils 14 Sensoren

simultan betrieben. Durch Variation des NACA-0012 Profilanstellwinkels konnte Lee die Wanderung des Transitionsgebietes und der Grenzschichtablösung analysieren.

Arbeiten von SCHRÖDER [1991] sowie von SCHULTE UND HODSON [1998], SWOBODA ET AL. [1998], BRUNNER ET AL. [1998] und TEUSCH ET AL. [2000] als auch von WALKER UND HUGHES [1999, 2001] befassen sich mit qualitativen bzw. semi-quantitativen Untersuchungen zur periodisch-instationären Entwicklung einer Grenzschichttransition an Turbinen- bzw. Verdichterschaufeln mittels Heißfilmen. So betrachtete Schröder Interaktionen zwischen stehenden und rotierenden Schaufelreihen in einer 5-stufigen Niederdruckturbinen. Das Ziel dieser Untersuchungen bestand in der Erfassung laminarer Ablösegebiete und der Position der Transitionsgebiete auf den Statorschaufeln aller fünf Gitterstufen. Zur Datenerfassung wurden Oberflächenheißfilmarrays und Heißfilmsonden benutzt. Die Betrachtung von Zeitschrieben, Leistungsdichtespektren und Weg-Zeit-Diagrammen der Quasi-Wandschubspannung sowie der RMS- und Schiefeverteilung, ermöglichte hierbei die ansatzweise Erläuterung der Mechanismen von Transition und laminarer Grenzschichtablösung. Schröder weist in seiner Arbeit auch darauf hin, dass sich diese Informationen bereits aus der Betrachtung der Fluktuationssignalanteile ergeben, während der Mittelwertanteil vernachlässigt werden kann. Aufgrund dieser Datenreduktion ist jedoch die Detektion der Transitionslage über einer laminaren Ablöseblase schwierig, da sie direkt über dem Rezirkulationsgebiet stattfindet, während sich dem wandnahen Bereich ein stationäres Verhalten aufprägt, das wiederum von den Sensoren erfasst wird. Auch KORNBERGER [1992] weist darauf hin, dass eine Sensorkalibration zur quantitativen Schubspannungsmessung speziell für die Erfassung der Transitionslage nicht erforderlich ist. Swoboda, Brunner und Teusch führten ihre Untersuchungen an einer V110-Verdichterstatorschaufelreihe in einem Hochgeschwindigkeits-Kaskadenwindkanal durch. In ihrem Versuchsaufbau wurden periodisch auftretende Instabilitäten (Nachlaufzellen) über bewegte dünne Stäbe im Vorlauf der instrumentierten Verdichterschaufelreihe generiert. Die Stäbe wurden hierzu mit einer Relativgeschwindigkeit von maximal $u=40$ m/s traversiert. Die resultierenden Interaktionen zwischen den generierten Nachlaufzellen und der Schaufelgrenzschicht wurden über ein Oberflächenheißfilmarray erfasst. Das Array bestand aus 32 Sensoren, die in einem 50-prozentigen Höhenschnitt angeordnet waren und einen Schaufelbereich zwischen $x/c=9...84\%$ abdeckten. Die Sensoren wurden im CT-Betrieb simultan und blockweise zu jeweils 12 Sensoren eingesetzt. Eine repräsentative Datenerfassung erfolgte über eine phasenstarre Ensemble-Mittelung über 300 Zeitschritte. Die Ergebnisse zeigen, dass sich die Grenzschicht entlang zweier charakteristischer Pfade (nachlaufinduzierter und beruhigter Pfad) ausbildet. Auch konnte die Existenz einer beruhigten Zone nachgewiesen werden, die einen deutlichen Einfluss auf die Ausprägung einer laminaren Ablöseblase und der Transitionslage im beruhigten Grenzschichtpfad ausübt. Während die By-Pass Transition und der Grenzschichtumschlag über einer laminaren Ablöseblase die prägenden Mechanismen darstellen, konnten Tollmien-Schlichting Instabilitäten hingegen nicht erfasst werden. Dies allerdings gelang WALKER & HUGHES [1999, 2001] an einer 1.5-stufigen Axialverdichterkaskade mittels konventioneller Oberflächenheißfilmarrays. Sie konnten natürliche TS-Wellenpakete in einer periodisch-instationär geprägten Schaufelgrenzschicht detektieren. Hierfür applizierten sie ein Sensorarray mit 61 Heißfilmen auf einer Statorschaufel, wobei jeweils 5 Sensoren simultan über TSI-Anemometer betrieben wurden. Die Datenauswertung erfolgte über Fourier-Reihen und eine Wavelet-Analyse. Aus den Ergebnissen resultiert, dass der natürliche

Transitionsprozess -zumindest über einen signifikanten Schaufelbereich- die dominante Transitionsmode darstellen kann.

Für Untersuchungen im Rahmen der vorliegenden Arbeit werden klassische Senflex-Oberflächenheißfilme des Herstellers TAO-Systems benutzt. Der Sensor besteht aus einem Nickel-Element und Kupferleiterbahnen, wobei die Kaltwiderstände zwischen $R_0=5.8...6.0 \Omega$ variieren. Im Rahmen der Arbeit werden die Oberflächenheißfilme sowohl in Versuchen zur Erfassung des Einflusses von Oberflächenbeschichtungen als auch für wandbündige Untersuchungen des "Grenzschicht-Fußabdruckes" an Schaufelprofilen eingesetzt.

2.1.2 Oberflächenheizdraht

Bei Oberflächenheißfilmen führt die Wärmeverlustabgabe in die Struktur zu in einem deutlich reduzierten Signal/Rausch-Verhältnis und einer verminderten Dynamik gegenüber einem klassischen Heizdraht, STURZEBECKER ET AL. [2001]. Diese Problematik hat die Entwicklung unterschiedlicher, oberflächenbündig angeordneter Heizdrahtausführungen, zur Folge. So platzierte FERNHOLZ [1996] das Sensorelement dicht über der Oberfläche, wobei er den Heizdraht auf kleinen Zinken befestigte (Wall hot wire). BAUMANN [1999] und SPAZZINI [1999] hingegen spannten die Sensorelemente wandbündig über schmale Nuten, siehe *Abbildung 2-2*.

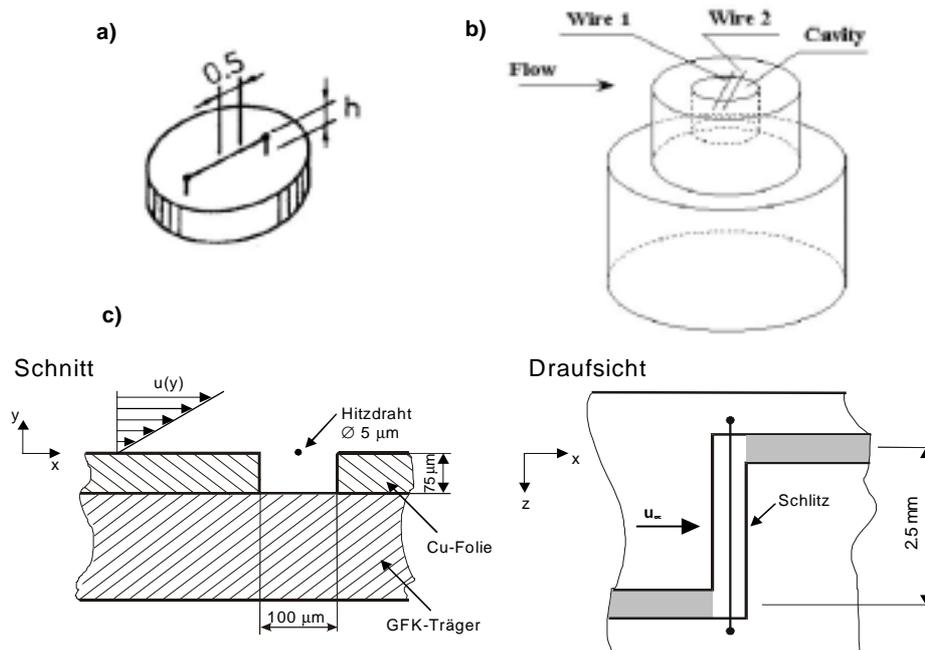


Abbildung 2-2: Wandheizdrähte nach
a) FERNHOLZ [1996], b) SPAZZINI [1999] und c) BAUMANN [1999]

Die Unterschiede zwischen den Sensorkonfigurationen von Baumann und Spazzini liegen in der Ausführung der thermisch isolierenden Luftkammer unterhalb des Heizdrahtes, siehe *Abb. 2-2b,c*. Spazzini verwendete hierfür eine Bohrung, über die er die Sensorelemente spannte. Baumann hingegen nutzte eine dünne Nut im Trägermaterial an deren Randpunkten er den Heizdraht oberflächenbündig mit Hilfe eines Punktschweißverfahrens befestigte. Als

Hitzdrahtmaterial dient ein platinbeschichteter Wolframdraht (Tungsten, $\alpha=0.0036 \text{ K}^{-1}$) mit einem Durchmesser von üblicherweise $d=5 \text{ }\mu\text{m}$. Die Kaltwiderstände der Sensoren nach Baumann liegen zwischen $R_0=5.5\dots 6.8 \text{ }\Omega$ in Abhängigkeit der jeweiligen Sensorlänge ($l=1.5\dots 2.5 \text{ mm}$). Durch die gewählte Sensoranordnung ist die Wärmeleitung in das Substrat auf die seitlichen Auflagepunkte des Drahtes beschränkt.

Strömungsphysikalisch stellt der Oberflächenhitzdraht einen Sensor zur Erfassung der wandnahen Strömungsgeschwindigkeit dar, siehe *Abbildung 2-3*. Das Messverfahren beruht dabei auf der konvektiven Wärmeabgabe eines kleinen, elektrisch aufgeheizten Sensorelementes an die unmittelbare Umgebung. Die dargestellte numerische Simulation des Strömungsfeldes verdeutlicht, dass das Sensorelement umströmt wird und einen Staupunkt besitzt. Aufgrund der wandnahen Anordnung des geheizten Elementes kann der Oberflächenhitzdraht auch direkt gegen die Wandschubspannung kalibrieren werden. In der praktischen Anwendung kann hierfür der in Gleichung 6 genannte Zusammenhang verwendet werden.

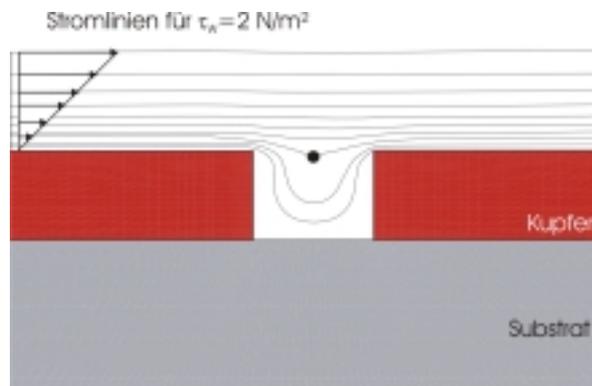


Abbildung 2-3: Numerische Simulation des Strömungsfeldes um einen Oberflächenhitzdraht

Das thermoelektrische Messprinzip des Hitzdrahtes ergibt sich aus der Betrachtung einer Wärmebilanzierung zwischen der Ohmschen Wärmemenge \dot{Q}_E an dem Sensorelement und der konvektiv an das strömende Medium abgeführten Wärmemenge \dot{Q}_K . Einflussgrößen, die in diese Wärmebilanzierung eingehen sind Wärmeverluste, die in den Sensorzuleitungen durch Wärmetransport entstehen (Leitungswärmeabgabe, \dot{Q}_L), Strahlungsverluste (\dot{Q}_R) und Verluste durch Wärmespeicherung (\dot{Q}_S). Für die Betrachtung eines kleinen Sensordrahtelementes der Länge dx ergibt sich folglich eine Bilanzgleichung zu, BRUUN [1995]:

$$d\dot{Q}_E = d\dot{Q}_K + d\dot{Q}_L + d\dot{Q}_R + d\dot{Q}_S = \frac{I^2 R_0}{F} dx, \quad (7)$$

wobei F die Querschnittsfläche des Drahtes, R_0 der Widerstand des Sensormaterials und I der elektrische Strom ist.

Setzt man stationäre Bedingungen der Temperaturverteilung am Sensorelement voraus, so ist die partielle Ableitung der Sensortemperatur nach der Zeit t gleich Null. Hierdurch kann die Verlustgröße $d\dot{Q}_S$ vernachlässigt werden, ebenso wie der Term der Strahlungswärme $d\dot{Q}_R$, da dieser weniger als 1% der Wärmekonvektion ausmacht. Die Bilanzgleichung ergibt sich dann für einen Hitzdraht mit einer angenommenen unendlichen Länge und unter Vernachlässigung von Leitungseinflüssen zu der vereinfachten Gleichgewichtsbeziehung:

$$\dot{Q}_E = \dot{Q}_K \quad (8)$$

$$\text{mit } \dot{Q}_E = \frac{E^2}{R_0} \quad \text{und} \quad \dot{Q}_K = \alpha A \Delta T = \frac{\lambda Nu}{\nu} A \Delta T. \quad (9)$$

Unter Berücksichtigung konstanter Stoffwerte und Geometriegrößen sowie einer Wärmeübergangsbeziehung zwischen der Nusselt- und der Reynoldszahl, lässt sich aus (8) eine Kalibrationsbeziehung aufstellen, die den Zusammenhang zwischen der elektrischen Brückenspannung E und der Strömungsgeschwindigkeit u_∞ beschreibt. In der Literatur wird diese Beziehung als das „King’sche Gesetz“ bezeichnet, wobei A , B und n empirisch zu ermittelnde Konstanten sind:

$$E^2 = A + B u_\infty^n. \quad (10)$$

Die unterschiedliche Positionierung des Sensorelementes eines klassischen Oberflächenheißfilms und eines Oberflächenhitzdrahtes führt zu deutlich unterschiedlichen Thermalhaushalten. *Abbildung 2-4* stellt hierzu die Temperatur-Isolinienverläufe von Struktur und Strömung der zwei Sensoren gegenüber.

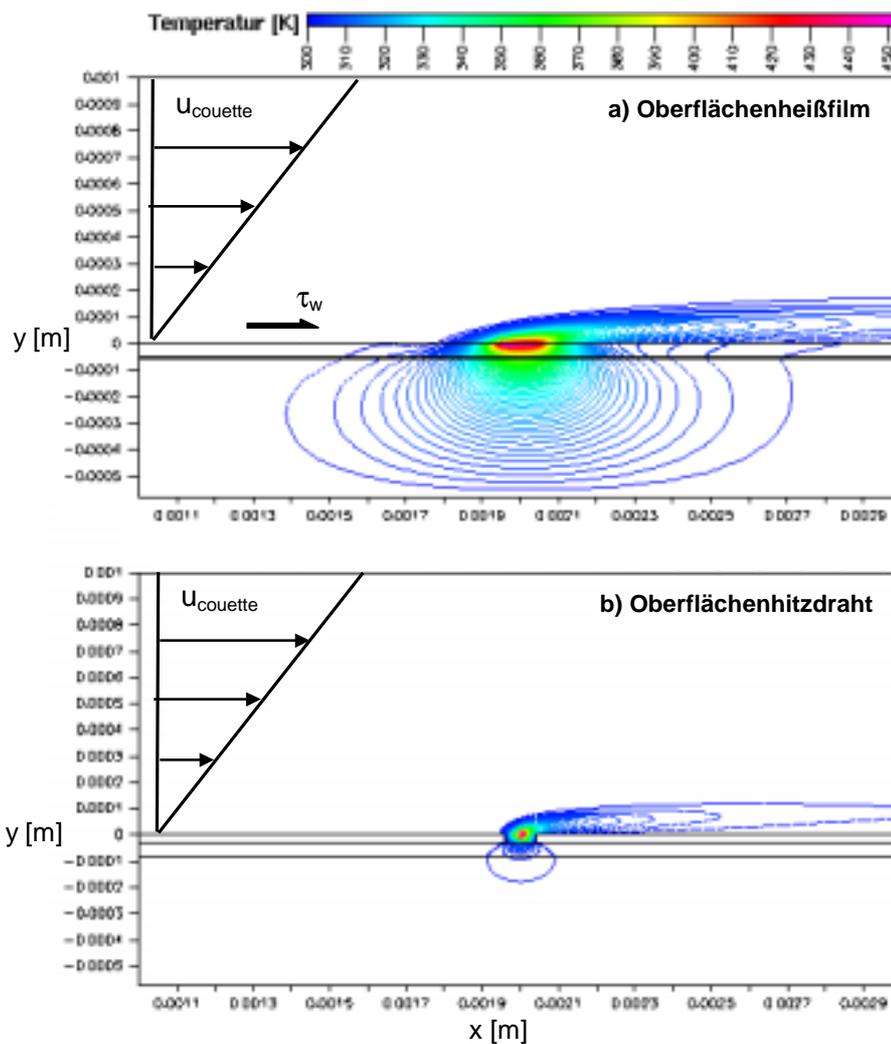


Abbildung 2-4: Isolinien-Thermalhaushalt: a) Oberflächenheißfilm, b) Oberflächenhitzdraht

Hierbei wird eine Couette-Strömung mit linearem Geschwindigkeitsgradienten und konstanter Wandschubspannung von $\tau_w=2 \text{ N/m}^2$ als Randbedingung definiert. Die numerischen Betrachtungen erfolgten stationär für eine zweidimensionale Geometrie unter Vernachlässigung von Randeinflüssen, wie z. B. den Wärmeleitungsverlusten der Zuleitungen und Schweißpunkte.

Sensortests von STURZEBECKER ET AL. [2001] ergaben, dass die gewählte oberflächenbündige Sensoranordnung eine hohe Signalauflösung erlaubt, die mit konventionellen Hitzdrahtsonden vergleichbar ist und damit deutlich über der von Oberflächenheißfilmen liegt. Die Sensoren können mit Überhitzungsverhältnissen (Overheat ratio, *OHR*) von bis zu 1.8 betrieben werden wodurch sich Grenzfrequenzen bis $f_c=80 \text{ kHz}$ erzielen lassen, BURKHARDT ET AL. [2001]. *Abbildung 2-5* zeigt exemplarisch die Ergebnisse der dynamischen Signalantwort eines Oberflächenhitzdrahtes in Abhängigkeit des Überhitzungsverhältnisses.

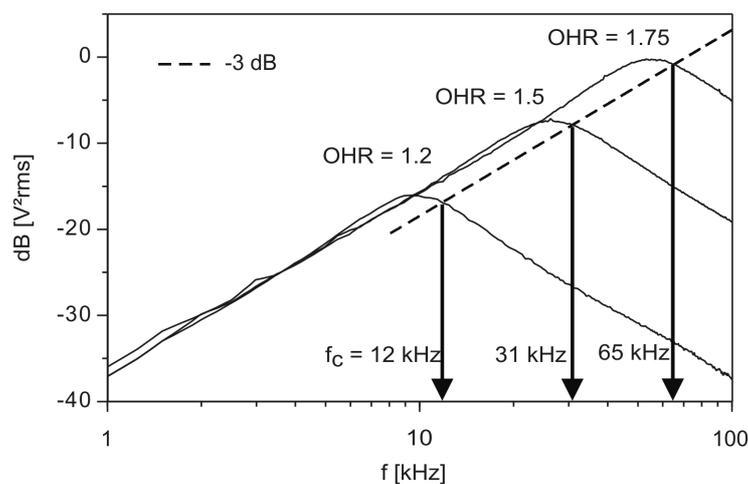


Abbildung 2-5: Dynamische Signalantwort eines Oberflächenhitzdrahtes, Einfluss des Überhitzungsverhältnisses, STURZEBECKER ET AL. [2001]

2.1.3 MEMS-Sensoren

Thermoresistive Oberflächensensoren (Oberflächenheißfilm und -hitzdraht) herkömmlicher Bauweise lassen infolge ihrer Abmessungen nur für wenig messtechnische Anwendungen eine ausreichende flächige Auflösung zu. Um insbesondere Wandschubspannungsverteilungen in turbulenten Strömungen zu erfassen, müssen die Sensoren eine geometrische Größe von ca. $l=100 \mu\text{m}$ und ein ausreichend hohes Signal/Rausch-Verhältnis (*SNR*) über einen Frequenzbereich bis $f=10 \text{ kHz}$ aufweisen, EBEFORS [1998], LÖFDAHL [1999]. Die Mikrosystemtechnik umfasst inzwischen eine Vielzahl von Fertigungsprozessen, die es erlauben, Mikro-Elektro-Mechanische Systeme (MEMS) herzustellen, welche die genannten Anforderungen erfüllen. Der Begriff MEMS beschreibt dabei ein sehr kleines System, das mechanische und elektrische Komponenten miteinander verbindet.

Erste mikrotechnisch gefertigte Strömungssensoren wurden Mitte der achtziger Jahre von HOCKER ET AL. [1985] vorgestellt. Wenige Jahre später wurden von SCHMIDT ET AL. [1987], LÖFDAHL ET AL. [1992] sowie RISTIC [1994] Mikrosensoren erfolgreich zur Messung der Wandschubspannungen in turbulenten Strömungen eingesetzt. In den letzten Jahrzehnten wurden insbesondere in Forschungseinrichtungen der USA mikrotechnisch gefertigte

Schubspannungssensoren hergestellt. So präsentierte JIANG ET AL. [1995] Mitte der neunziger Jahre MEMS-Heißfilme mit unterschiedlichen Anordnungen des Sensorelementes, siehe *Abbildung 2-6*.

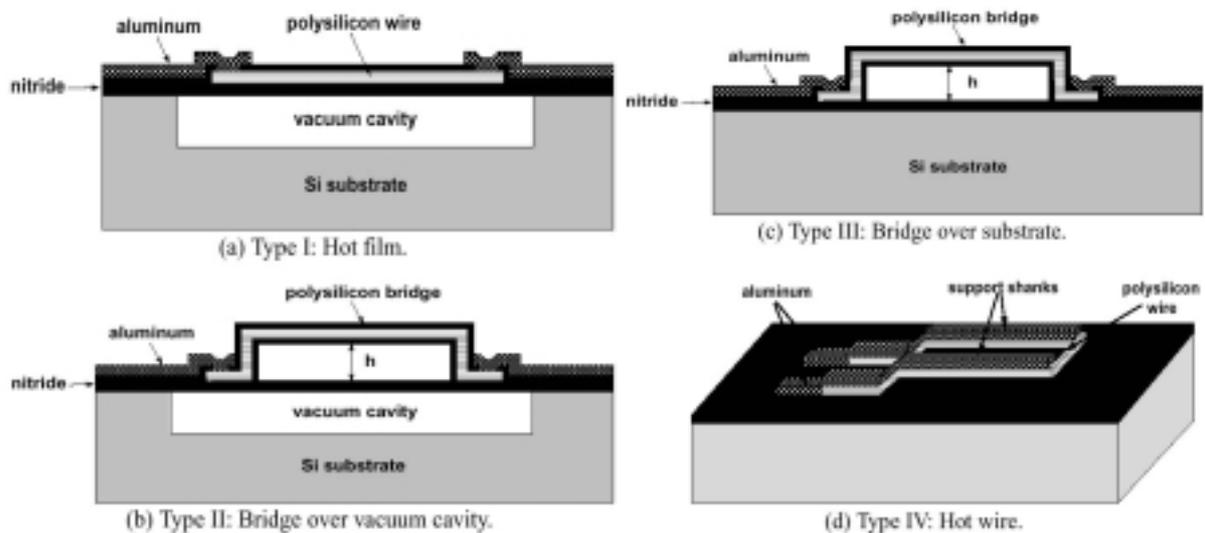


Abbildung 2-6: Mikromechanisch gefertigte Sensorstrukturen nach JIANG ET AL. [1995]

Erste Versuche, ein mikrotechnisch gefertigtes einreihiges Sensorarray mit 25 Sensoren herzustellen, finden sich in einer Arbeit von JIANG ET AL. [1996]. In Windkanalexperimenten wurde dieses Array zur flächigen Erfassung der Wandreibungverteilung an einer ebenen Plattenströmung genutzt. Die Packaging-Technologie und die Verwendung eines flexiblen Substrates nutzten JIANG ET AL. [1997] für die Herstellung eines kompakten, flexiblen MEMS-Heißfilmarrays. Bedingt durch eine Leiterbahnanordnung auf der Arrayoberseite konnte jedoch eine nur eingeschränkte Sensordichte erzielt werden.

Abbildung 2-7 zeigt eine auf der Mikrotechnik basierende 3-D Polysilizium Triple-Hitzdrahtsonde von EBEFORS ET AL. [1998]. Sie ermöglicht die Erfassung dreier Geschwindigkeitskomponenten.

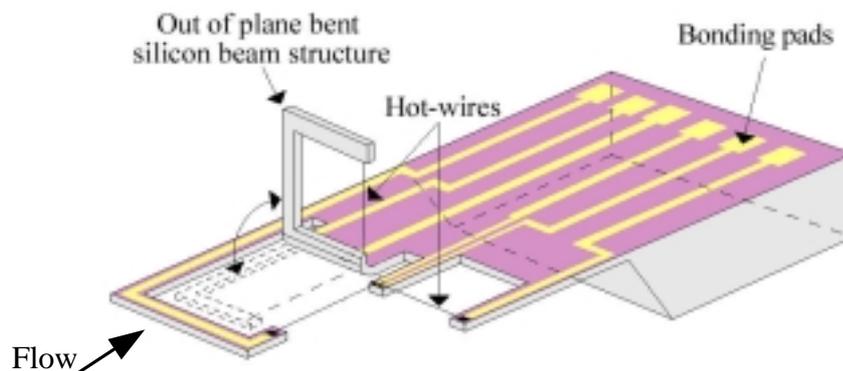


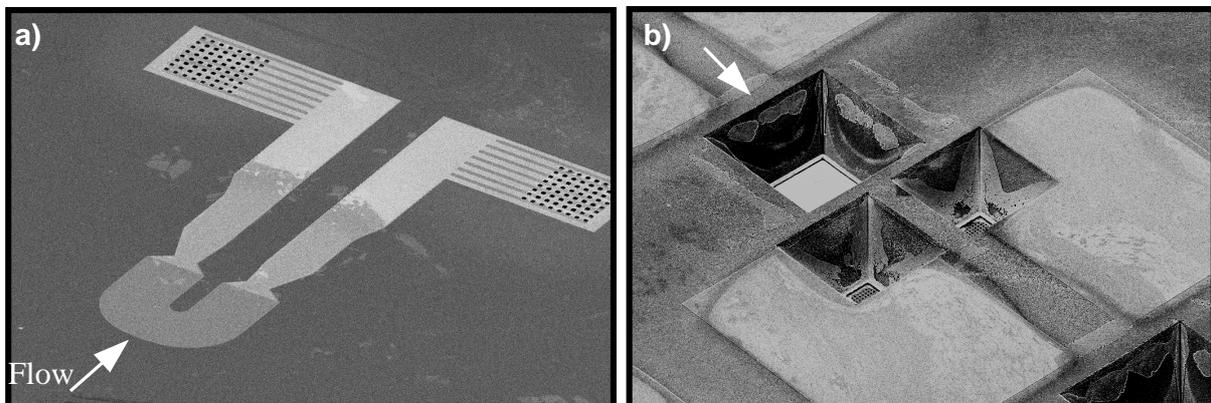
Abbildung 2-7: Polysilizium Triple-Hitzdrahtsonde, EBEFORS ET AL. [1998]

In der Mikrotechnik wird generell zwischen zwei Gruppen von MEMS-Strömungssensoren unterschieden: Die erste Gruppe basiert auf der mechanischen Deformation oder Auslenkung eines Sensorelementes, dem „floating element“, hervorgerufen durch Fluidkräfte (Druck,

Wandschubspannung). Die zweite Gruppe nutzt dagegen den thermoresistiven Effekt eines beheizten Elementes (Prinzip der Wärmekonvektion).

Bei den Sensoren mit „floating element“ wird eine Auslenkung -z. B. durch eine Wandschubspannung hervorgerufen- piezoresistiv, kapazitiv bzw. optoelektronisch ausgelesen (PADMANABHAN ET AL. [1998], PAN ET AL. [1995]). Bei der Gruppe der thermoresistiven Mikrosensoren bestehen die geheizten Sensorelemente aus Metall bzw. Metalllegierungen oder Polysilizium-Dünnschichten. Um Wärmeverluste in die Struktur zu minimieren, sind diese Elemente auf mikromechanisch gefertigten, freitragenden Zungen-, Brücken- oder Membranstrukturen angeordnet. Die tragenden Strukturen werden bei dieser Sensorengruppe vorwiegend aus Siliziumnitrid, Parylene oder einem Multilayer (z.B. $\text{SiO}_2/\text{Si}_3\text{N}_4$; Si/SiO_2) gefertigt.

Das europäische Forschungsprojekt AEROMEMS hat die Definition, Konstruktion und Anwendung von MEMS zur aktiven Strömungsbeeinflussung an Flugzeugkomponenten zum Ziel, WARSOP ET AL. [1997]. Im Rahmen von AEROMEMS wurden auch MEMS-Arrays entwickelt, die in der vorliegenden Arbeit in Windkanalexperimenten erprobt werden. *Abbildung 2-8* zeigt zwei Raster-Elektronen-Mikroskop Aufnahmen eines dieser mikrotechnisch gefertigten MEMS-Oberflächenheißfilme. Während in *Abbildung a* die der Strömung zugewandte Seite des Sensors gezeigt wird, sind in *Abbildung b* neben einer Luftkammer zur Minimierung der Wärmeverluste in die Struktur zwei weitere, kleinere Aussparungen zu erkennen. Diese dienen der Durchkontaktierung der elektrischen Leiterbahnen, denen sich zwei Goldflächen anschließen.



*Abbildung 2-8: MEMS Oberflächenheißfilm (BAE-SYSTEMS);
a) Draufsicht, b) Rückseite (Luftkammer, Kontaktierungskammern und Goldflächen)*

Die Prinzipskizze eines mikrotechnisch gefertigten MEMS-Einzelsensors ist *Abbildung 2-9* zu entnehmen. Als Trägermaterial dient eine Siliziumscheibe (Wafer, $h=500\ \mu\text{m}$), während das Sensorelement durch ein $h=0.5\ \mu\text{m}$ dünnes Titanelement gebildet wird. Direkt unterhalb des Sensors ist eine Luftkammer plaziert, die der Reduktion des Wärmeflusses in das Substrat dient. Um thermische und strömungsphysikalische Einflüsse sowie Oberflächenrauigkeiten zu minimieren sind die Kontaktanschlüsse stromab des Titansensors angeordnet und werden durch den Träger hindurch auf die Unterseite geführt. Jeder Einzelsensor (Widerstandselement & Kontaktleiterbahnen) ist auf einer geometrischen Fläche von ca. $A=500\times 500\ \mu\text{m}$ angeordnet. Dies erlaubt eine hohe lokale Signalaufösung. Die Sensorkaltwiderstände der im Rahmen der vorliegenden Arbeit erprobten Sensorprototypen variieren zwischen $R=14\dots 25\ \Omega$.

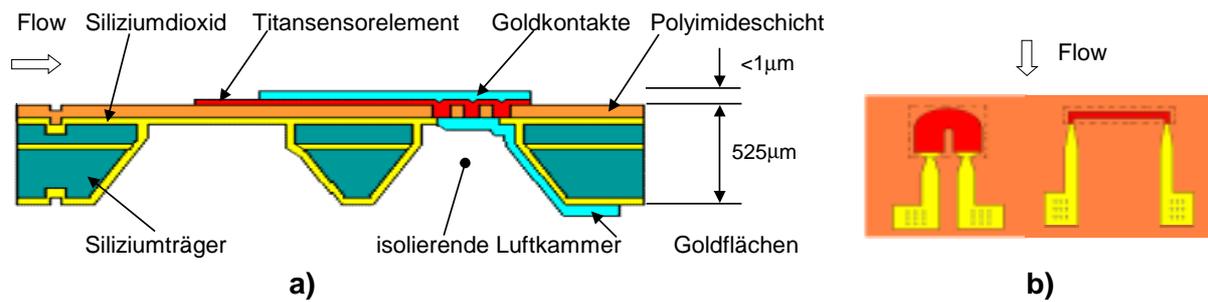


Abbildung 2-9: a) MEMS Oberfl chenhe bfilm; b) Sensorgeometrien (Hufeisen, Stab)

2.1.4 Beschichtung von Oberflächensensoren

Konventionelle Oberflächensensoren erlauben heute den nahezu uneingeschränkten Einsatz in Labor- und Windkanalversuchen. Ihre Nutzung unter realen Umweltbedingungen mit UV-Einstrahlungen, Staub-, Sand- und Insektenpartikeln sowie Regen, Schnee und Eis ist jedoch aufgrund ihrer geringen mechanischen Robustheit nur bedingt möglich und begrenzt die Lebensdauer der Sensoren deutlich. *Abbildung 2-10* zeigt exemplarisch die Schädigung von Hei bfilmen nach einem 20-wöchigen Einsatz in Freiflugexperimenten gegenüber einem beschichteten Sensorarray, HAUSMANN ET AL. [2002]. Die Aufbringung einer dünnen Oberflächenschutzschicht von wenigen Mikrometern ermöglicht somit bereits eine deutliche Erhöhung der Sensorlebensdauer. Dabei ergeben sich allerdings eine Vielzahl von Anforderungen an das Beschichtungsmaterial, die bei der Auswahl berücksichtigt werden müssen. Zu diesen zählen die UV- und Temperaturbeständigkeit (Einsatzbereich: -80 bis $+150$ °C) sowie die Vermeidung einer Kontamination durch Feuchtigkeit, um eine Oberflächenoxidation der Sensoren zu verhindern. Die Schutzschicht muss zudem hohe Haftungseigenschaften besitzen und dennoch ausreichend elastisch bleiben.

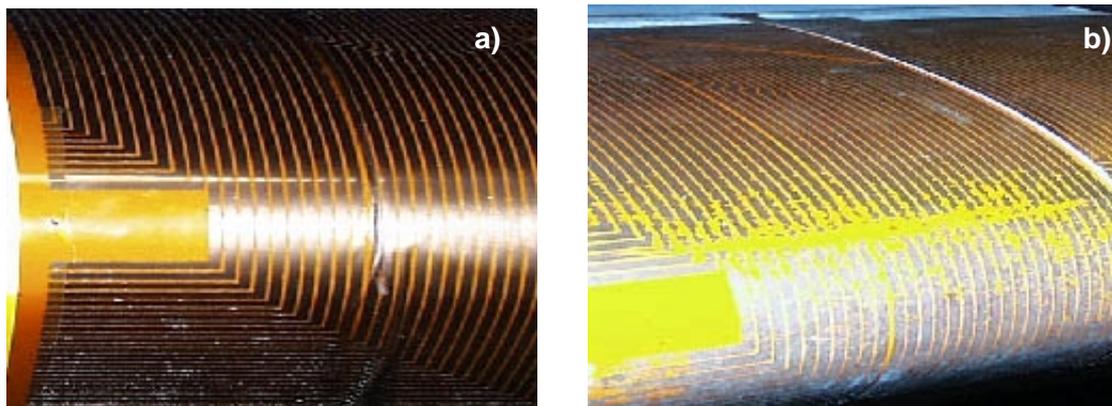


Abbildung 2-10: Einfluss einer Parylene-Beschichtung ($4\mu\text{m}$) nach 20 Betriebswochen: a) beschichtet, b) unbeschichtet, HAUSMANN ET AL. [2002]

Nur eine geringe Anzahl von industriell nutzbaren Beschichtungsmaterialien eignen sich auch zur Beschichtung von Oberfl chenhei bfilmen. So scheiden metallische Werkstoffe aus, da nur elektrische Nichtleiter verwendet werden können. Die Materialien müssen eine ausreichend hohe Flexibilität zulassen, weshalb Epoxydharze ebenfalls ungeeignet sind, da sie nach der

Aushärtung eine sehr steife Oberfläche besitzen. Auch wird eine ausreichend hohe Oberflächenhaftung mit dem Sensorarray (Substrat, Sensorelement, Kontaktleiter) gefordert. Keramische Werkstoffe, ebenso wie eine Vielzahl von Polymeren erreichen diese Haftung jedoch nicht und können deshalb ebenfalls nicht genutzt werden. Aber nicht nur die elektrischen und physikalischen Eigenschaften sind bei der Materialwahl entscheidend, sondern es muss auch gewährleistet sein, dass diese nicht chemisch aggressiv wirken. Lacke, die zumeist Bestandteile an Lösungsmitteln enthalten, sind hier als Beispiele anzuführen. Bei der Auswahl des Beschichtungsmaterials sind somit Elastizität und Haftung sowie die chemische Materialverträglichkeit gegenüber den Sensormaterialien entscheidende Parameter.

Basierend auf Freiflugergebnissen (*Abb. 2-10*) erprobten HAUSMANN ET AL. [2002] unterschiedliche Beschichtungsmaterialien an Oberflächenheißfilmen und ermittelte deren Einfluss auf die Frequenzantwort. Vergleiche des dynamischen Signalverhaltens eines unbeschichteten Sensors gegenüber beschichteten Heißfilmen auf einem Aluminiumsubstrat sind in dem Bodediagramm der *Abbildung 2-11* dargestellt. Gezeigt wird der Einfluss unterschiedlicher Beschichtungsmaterialien (Siliziumoxid, Parylene, Polyimide), die teilweise sehr deutliche Dämpfungseffekte auf die Frequenzantwort ausüben. Die Ergebnisse verdeutlichen, dass sich vor allem Siliziumoxide (SiO_x) und Parylene (Polymer, basierend auf Paraxylene) zur Beschichtung von Heißfilmen eignen (HAUSMANN ET AL. [2002], WARSOP ET AL. [1997]).

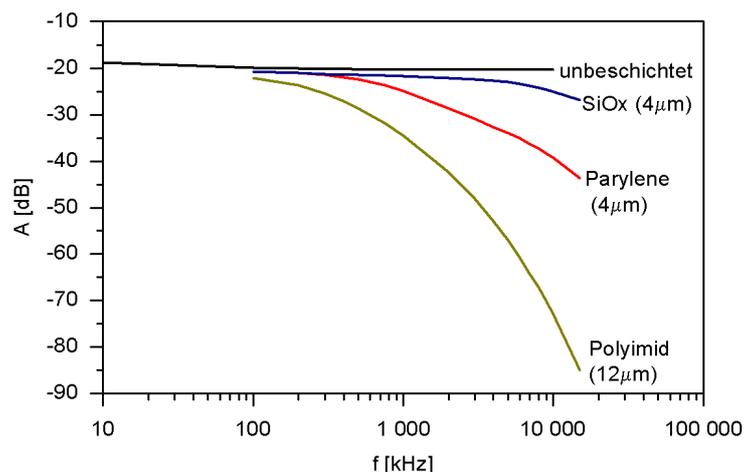


Abbildung 2-11: Frequenzantwort bei unterschiedlicher Materialbeschichtung von Heißfilmen auf Aluminiumsubstrat, HAUSMANN ET AL. [2002]

2.2 Transitionsmechanismen in Turbomaschinen

Die Transition, d. h. der Umschlag einer laminaren Grenzschicht in eine Mischung intensive und höherenergetische turbulente Strömung, stellt einen instationären Mechanismus dar. Dieser wurde erstmals von J.M. Burgers sowie B.G. Van der Hegge Zijnen (1924), später von M. Hansen (1928) und eingehender von H.L. Dryden (1934-38) untersucht, siehe SCHLICHTING ET AL. [2000]. Die natürliche Transition, hervorgerufen durch Tollmien-Schlichting Wellen, bildet in zweidimensionalen Strömungen dabei den am häufigsten auftretenden Instabilitätsmechanismus.

Da die Erfassung instationärer und transistionaler Wandschubspannungen zur Grenzschichtanalyse an Verdichter- und Turbinenschaufeln im Mittelpunkt der vorliegenden Arbeit steht,

werden nachfolgend einige grundlegende Mechanismen der Grenzschichttransition vorgestellt. Dabei wird zwischen der natürlichen Transition durch Tollmien-Schlichting Instabilitäten, einer By-Pass Transition, dem Grenzschichtumschlag in einer laminaren Ablöseblase sowie der reversiblen und der nachlaufinduzierten Grenzschichttransition unterschieden.

Der Mechanismus der natürlichen Transition wird nach White (1974) in fünf Stadien unterteilt, siehe *Abbildung 2-12*, SCHLICHTING ET AL. [2000]. In einer zunächst stabilen laminaren Grenzschicht bilden sich sehr kleine latente Störungen aus, die unter anderem durch Oberflächenrauigkeiten generiert werden. Bei Überschreitung einer kritischen Reynoldszahl ($Re_{crit}=3.5 \times 10^5 - 10^6$, ebene Platte) werden zweidimensionale harmonische Tollmien-Schlichting Instabilitäten in Form wellenartiger Schwingungen (TS-Wellenpakete) frequenzselektiv angefacht, die den Transitionsprozess stromab einleiten. Diese Instabilitäten lassen sich analytisch durch die lineare primäre Stabilitätstheorie beschreiben, bei der von einer stationären, 2D-inkompressiblen Grundströmung ausgegangen wird, die von sehr kleinen Störungen überlagert ist. Eine Herleitung ist entsprechenden Grundlagenwerken zu entnehmen, SCHLICHTING ET AL. [2000], OERTEL ET AL. [1996].

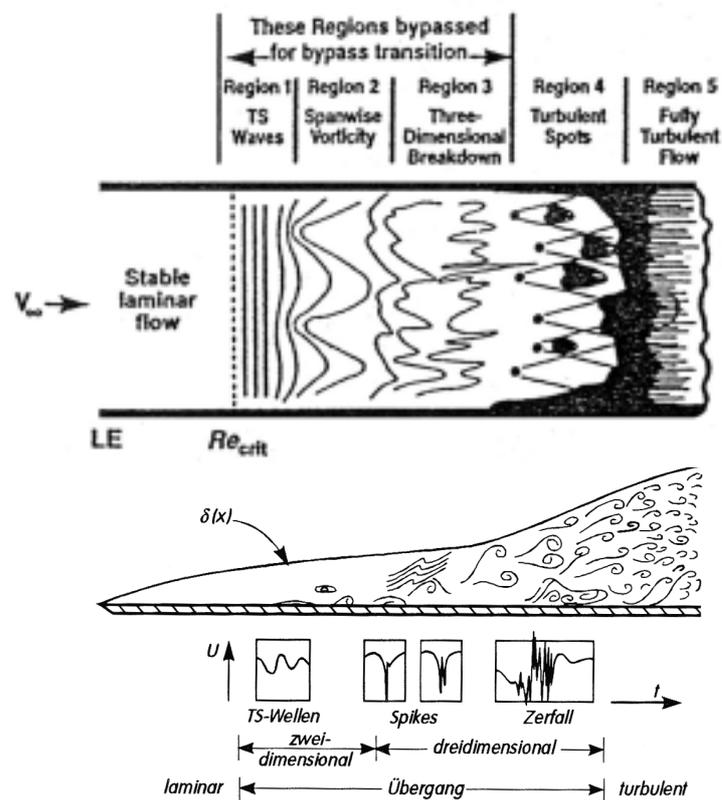


Abbildung 2-12: Transition mit Tollmien-Schlichting Instabilitäten nach White (1974) und die Bereiche der By-Pass-Transition, HALSTEAD ET AL. [1997]

Mit anwachsender Lauflänge erfolgt eine Zunahme von Nichtlinearitäten, die sekundäre Instabilitäten hervorrufen, KACHANOV [1994]. Diese zweidimensionalen Wellenstrukturen besitzen einen hohen Fluktuationsanteil, der stromab zur nichtlinearen Ausbildung von 3D-Störungen mit Gebieten der Beschleunigung sowie der Verzögerung führt. Klebanoff zeigte

1962 erstmals die räumlich-zeitliche Entwicklung dieser dreidimensionalen Störungen, STIEGER [2002]. Es bilden sich sogenannte lambdaförmige Wirbelstrukturen (λ -Wirbel) aus, die sich nach M. Nishioka (1975, 1990) bei experimentellen Untersuchungen im Messsignal durch sog. Spikes äußern (*Abbildung 2-12*). Mit zunehmender Destabilisierung platzen die λ -Strukturen auf und generieren Turbulenzflecken, also kleiner turbulenter Gebiete innerhalb einer noch laminaren Grenzschicht, die erstmals von EMMONS [1951] in Wasserkanalversuchen visualisiert wurden und deren Existenz 1955 durch SCHUBAUER UND KLEBANOFF [1956] bestätigt werden konnte, siehe *Abbildung 2-13*. Dieser Prozess wird auch als Wirbelzerfall bezeichnet, der die Ausbildung einer turbulenten Grenzschicht einleitet. Die sich konvektiv ausbreitenden turbulenten Flecken (turbulent spots) weiten sich infolge unterschiedlicher Ausbreitungsgeschwindigkeiten der Ränder stromab auf und gehen in turbulente Streifen (turbulent streaks) mit sogenannter Haarnadel-Struktur über. Der turbulente Anteil in der Strömung nimmt hierbei stetig zu, die Turbulenzstreifen wachsen zusammen und es ergibt sich schließlich eine vollturbulente Grenzschicht (Region 5, siehe *Abbildung 2-12*).

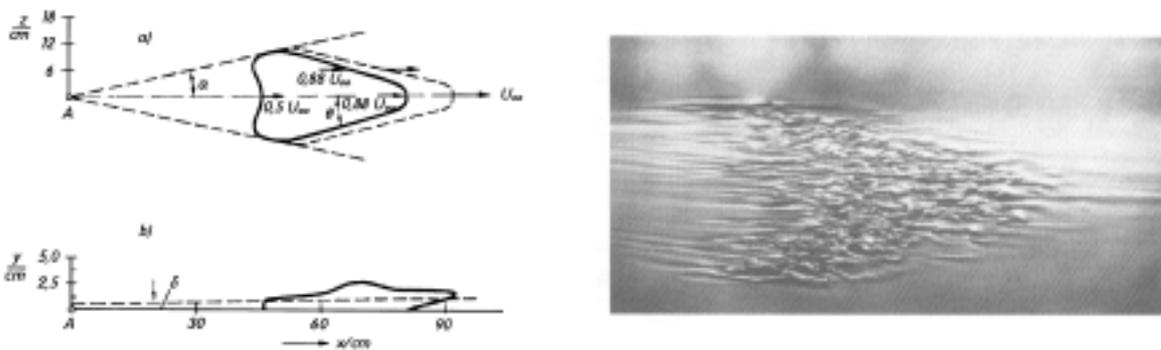


Abbildung 2-13: Anwachsen und Visualisierung eines künstlichen Turbulenzflecks in einer transitionalen Grenzschicht aus SCHLICHTING ET AL. [2000]

Die natürliche Transition mit TS-Wellen basiert auf einer konvektiven Instabilität, die sich stromab fortpflanzt. Die Fortbewegungsgeschwindigkeit der Wellenpakete beträgt rund 30-40% der Außenströmungsgeschwindigkeit und ist dabei abhängig vom Turbulenzgrad der Zuströmung (SCHLICHTING ET AL. [2000], STIEGER [2002]). Mit steigender Turbulenz beschleunigt sich die Transition, d. h., das Transitionsgebiet wandert an die Profilvorderkante, da infolge stärkerer Schwankungsbewegungen ein erhöhter Energietransport in der Grenzschicht stattfindet.

In einer Strömungsmaschine sind Reynoldszahlen von $Re=2.5 \times 10^4$ nicht ungewöhnlich und um eine Größenordnung kleiner als die kritische Reynoldszahl der natürlichen Transition an einer ebenen Platte. Allerdings ist der Turbulenzgrad infolge der Nachlaufdellen durch Rotor-Stator Interaktionen bis zu 20% höher. Daher ist die natürliche Transition in Strömungsmaschinen sehr selten anzutreffen. Dennoch zeigen experimentelle Untersuchungen das Auftreten von TS-Instabilitäten an Schaufelprofilen in Bereichen zwischen zwei Nachlaufdellen, wie beispielsweise von Dong & Cumpsty (1990) an einer zweidimensionalen Large-Scale Verdichterkaskade und an einer Niederdruck-Turbinenschaufel von Schulte & Hodson (1998) nachgewiesen wurde, siehe HUGHES ET AL. [2001]. Die periodische Zuströmung wurde in diesen generischen Aufbauten noch durch Stäbe im Schaufelvorlauf erzeugt. Die

Erfassung von TS-Wellen an einer instrumentierten Verdichterschaufel eines Axialverdichters gelangen dann HUGHES ET AL. [2001].

In Strömungen mit hohem Turbulenzgrad, bzw. einem stark abnehmenden Druckgradienten, ist die Entwicklung einer By-Pass Transition möglich. Die genannten Einflüsse führen zu einer destabilisierenden Wirkung der Grenzschicht und verursachen die unmittelbare Ausbildung von Turbulenzflecken an unterschiedlichen Positionen, während zwei- und dreidimensionale Instabilitätsmechanismen, wie die TS-Wellen, übersprungen werden, siehe *Abbildung 2-12*. Weiter stromab zerfallen die Turbulenzflecken und führen zur Ausbildung von Turbulenzstreifen analog dem natürlichen Transitionsprozess. Die Streifen breiten sich konvektiv, divergent aus und resultieren in einer vollturbulenten Strömung.

Die Annahme der Entstehung von Turbulenzflecken an unterschiedlichen Positionen innerhalb des Transitionsbereichs wurde 1994 durch das „distributed breakdown“-Modell von Johnson und Fasihfar (TEUSCH ET AL. [2000]) erfasst und in experimentellen Untersuchungen von HALSTEAD ET AL. [1997] mit Hilfe von Oberflächenheißfilm-Messungen bestätigt.

Die lineare Stabilitätstheorie nach Orr-Sommerfeld (SCHLICHTING ET AL. [2000]), welche die Grundlage der natürlichen Transition bildet, hat bei der By-Pass Transition keine Gültigkeit mehr. Eine hierfür geeignete Theorie muss primär die Entstehung, die Größe sowie die Ausbreitung turbulenter Flecken berücksichtigen. Emmons [1951] stellte zu Beginn der fünfziger Jahre eine entsprechende Herleitung auf, die auch in einer Arbeit von MAYLE [1991] zusammenfassend wiedergegeben wird. Hierzu definierte er die Intermittenz γ für einen Punkt $P(x,z,t)$ über ein Integral (Gleichung 11), welches die Summe der Turbulenzflecken-Produktion, $g(P_0)$, in einem Volumen V beschreibt. Das Volumen wird hierbei aus allen Punkten P_0 im (x,z,t) -Raum gebildet in denen ein Turbulenzfleck entstehen kann, der den Punkt P passieren wird. Über $g(P_0)$ wird somit die Entstehung der Turbulenzflecken berücksichtigt, während die Größe und Ausbreitung über die Integration im (x,z,t) -Raum erfasst wird.

$$\gamma(P) = 1 - \exp\left(-\iiint_V g(P) dx dz dt_0\right) \quad (11)$$

Analytische Erklärungen zum Mechanismus der By-Pass Transition wurden unter anderem von SENGUTA ET AL. [2002] durch Lösung der Navier-Stokes Gleichungen angestrebt. Die Ergebnisse zeigen, dass der Transitionsmechanismus durch Instabilitäten dominiert wird, die sich konvektiv mit einer signifikant geringeren Geschwindigkeit gegenüber der freien Scherschichtströmung ausbreiten. Erreicht diese einen kritischen Wert, so bilden sich lokale Instabilitäten in der unteren Scherschicht aus, deren Wachstumsrate deutlich größer ist als die der TS-Wellenpakete.

Eine Grenzschichttransition kann auch im unmittelbaren Zusammenspiel mit einer laminaren Ablöseblase erfolgen, wobei der Grenzschichtumschlag dann direkt in einem Rezirkulationsgebiet stattfindet. Die Scherschicht löst zunächst laminar ab, erfährt einen Grenzschichtumschlag im Bereich etwa des Dickenmaximums der Ablöseblase und legt anschließend wieder turbulent an. Hierbei ist es durchaus möglich, dass alle Stadien der natürlichen Transition durchlaufen werden.

Die Ursache für eine laminare Ablösung kann infolge eines zu hohen lokalen statischen Druckes (druckinduzierte Ablösung) oder einer starken Geometrieänderung (geometrie-

induzierte Ablösung) erfolgen. Im Rahmen der vorliegenden Arbeit ist insbesondere die druckinduzierte Entstehung einer laminaren Ablösung von Interesse. *Abbildung 2-14* zeigt die resultierende saugseitige Druckverteilung an einem Tragflügel beim Auftreten einer entsprechend induzierten Ablösung. Diese äußert sich in der Druckverteilung (c_p) durch ein Plateau, das jedoch zu keiner Erhöhung des Auftriebsbeiwertes beiträgt, da sich der Auftrieb aus saug- und druckseitiger c_p -Verteilung ergibt.

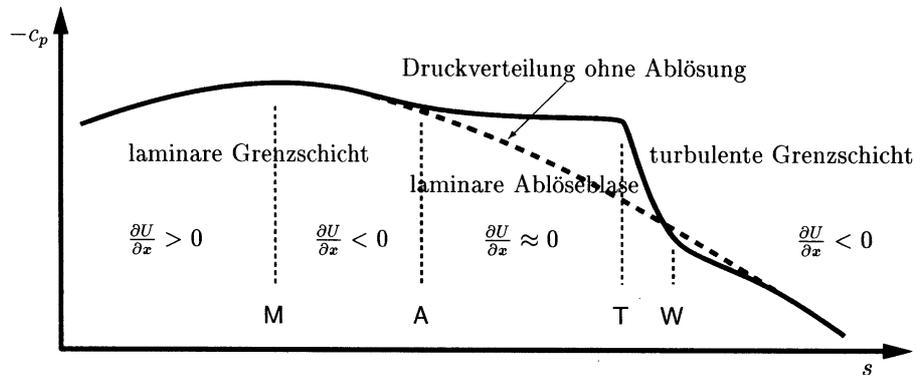


Abbildung 2-14: Saugseitige Druckverteilung an einem Tragflügel mit laminarer Ablöseblase nach RIST [1999]

Legt die Strömung nach einer gewissen Lauflänge stromab des Ablösepunktes (A) wieder an, so wird von einer Ablöseblase gesprochen, deren Länge durch die Stabilität des Transitionsprozesses bestimmt ist. Ein zeitliches und örtliches Oszillieren des Wiederanlegepunktes (W) resultiert aus großskaligen Strukturen, die sich in der Scherschicht der Ablöseblase bilden und den Vorgang der Wiederanlegung bestimmen. Der Anlegepunkt bewegt sich hierbei mit der Schwingfrequenz der Strukturen, wodurch sich ein stark instationäres Strömungsfeld ausbildet (RIST [1999]).

DOVGAL ET AL. [1994] geben vier Mechanismen an, die zum Auftreten einer laminaren Ablöseblase, der Transition innerhalb dieser Blase sowie einem turbulenten Wiederanlegen führen. Diese sind zusammen mit ihrem jeweiligen Wirkungsbereich in *Abbildung 2-15* graphisch eingezeichnet und werden u. a. in einer Arbeit von RIST [1999] zusammenfassend beschrieben: Den ersten Mechanismus, der gleichzeitig auch den Auslöser für die druckinduzierte laminare Ablöseblase darstellt, bildet die nach Morkovin benannte Rezeptivität (1), also die Umsetzung externer Störungen, wie beispielsweise auch das Auftreffen von Nachlaufdüsen, in Grenzschichtstörungen (TS-Wellen).

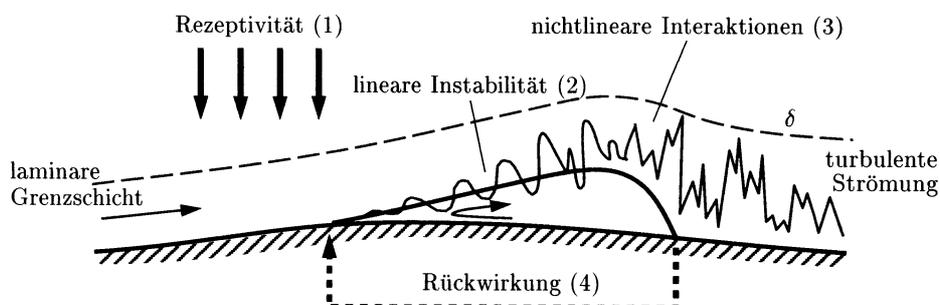


Abbildung 2-15: Mechanismen der Transition in einer laminaren Ablöseblase, RIST [1999]

Im Ablösepunkt bildet sich eine freie Scherschicht aus die durch eine Trennstromlinie von dem Rezirkulationsgebiet separiert wird. Da die Geschwindigkeitsverteilung der freien Scherschicht sehr anfällig auf kleine Störungen reagiert, bilden sich TS-Wellen aus. Angedeutet wird dies in *Abbildung 2-15* durch lineare Instabilitäten (2). Die Ablöseblase wächst bis zum Erreichen der maximalen Grenzschichtverdrängung nahezu linear an. Mit zunehmender Lauflänge finden mit großer Wahrscheinlichkeit nichtlineare Interaktionen einzelner Störanteile statt, wenn die Störungen mehr als $1\% u'_{\max}/u_{\infty}$ erreicht haben (3). Die Transition erfolgt dann ungefähr im Bereich des Maximums des Rezirkulationsgebietes. Gelingt es der resultierenden turbulente Grenzschicht, den von der Potentialströmung vorgegebenen Druckgradienten zu überwinden, so kommt es zu einer turbulenten Wiederanlegung, wobei die Wiederanlegeströmung dreidimensional ist. Neben den drei genannten Mechanismen kann auch davon ausgegangen werden, dass eine Rückwirkung (4) zwischen den Punkten der Wiederanlegung und der Ablösung besteht. Über den Effekt dieses Mechanismus liegt jedoch bisher noch keine eindeutige Klarheit vor.

Eine reversible Transition (Relaminarisierung) wird im Turbomaschinenbereich u. a. am saugseitigen Vorderkantenbereich von Turbinenschaufeln sowie an Tragflügelprofilen im Bereich des druckseitigen "Rearloading" nahe der Profilhinterkante beobachtet. Auch kommt sie häufig am Brennkammer-Austritt vor, da hier ebenfalls eine hohe Strömungsbeschleunigung vorliegt. Die Relaminarisierung wurde 1972 erstmals von Jones und Launder in Düsenströmungen beobachtet, MAYLE [1991]. Auch bei Untersuchungen zur un stetigen Grenzschichtentwicklung an einem oszillierenden NACA-0012 Flügelprofil mittels Oberflächenheißfilmen konnten LEE UND BASU [1997] Gebiete der Relaminarisierung erfassen. Die reversible Transition führt dabei zu einer laminaren Grenzschichtausbildung, ausgehend von einem turbulenten Zustand. Eine Relaminarisierung kann in Bereichen hoher Strömungsbeschleunigung auftreten, in denen der Beschleunigungsparameter (K) Werte von:

$$K = \frac{v}{u^2} \left(\frac{du}{dx} \right) > 3 \cdot 10^{-6} \text{ annimmt.} \quad (12)$$

Die reversible Transition wird nach STIEGER [2002] durch den lokalen vorherrschenden Druckgradienten bestimmt und wurde von SCHULTE [1995] als eine un stetige Grenzschichtantwort auf den Zerfall der turbulenten Scherschicht im zeitlichen Nachlauf der Turbulenzflecken beschrieben.

In Turbomaschinengittern wird die nachlaufinduzierte Grenzschichttransition durch das Zusammenspiel einer stehenden und einer rotierenden Schaufelreihe hervorgerufen. Durch die Relativbewegung einer Schaufelreihe kommt es zu einer zeitlich-periodischen Veränderung des Strömungszustands, wodurch sich die resultierende Grenzschicht auf einem Schaufelprofil einer nachfolgenden Schaufelreihe zeitlich-periodisch mit der Schaufelfrequenz der sich im Vorlauf befindenden Schaufelreihe ausbildet.

Nach BINDER [1985] wird die nachlaufinduzierte Transition in Turbomaschinen durch drei Mechanismen beeinflusst. Zu diesen zählen die Nachlaufdelle, Sekundärströmungen (Wirbel) parallel zur Strömungsrichtung und die Potentialströmung. TEUSCH ET AL. [2000] berücksichtigt zudem noch instationäre Grenzschicht-Effekte, wie Stoß-Grenzschicht-Interferenzen, die für subsonische Betrachtungen jedoch vernachlässigt werden können. Des

Weiteren verliert die Potentialströmung mit zunehmendem Schaufelreihenabstand an Einfluss und ist daher vielfach ebenfalls vernachlässigbar. Die Hauptinstabilitätsquelle in einer nachlaufinduzierten Transition bilden somit die Sekundärwirbel und Nachlaufdellen. Die Entstehung solcher Inhomogenitäten basiert auf dem Zusammenwirken der Grenzschicht eines Schaufelprofils und der endlichen Hinterkantendicke dieser Schaufel. Die Nachlaufdelle hat einen deutlich erhöhten Turbulenzgrad ($\Delta Tu=10\ldots 15\%$), ein Geschwindigkeitsdefizit gegenüber der ungestörten Strömung (negativ jet), und eine verstärkte Radialbewegung. Die konvektive Ausbreitung und der langsame Ausmischungsprozess von Nachlaufdellen führt zu Interaktionen mit den Grenzschichten stromab angeordneter Schaufelreihen, siehe *Abbildung 2-16a* (passing wake). Die Sekundärströmungen wirken insbesondere im Bereich von Nabe und Gehäusewand.

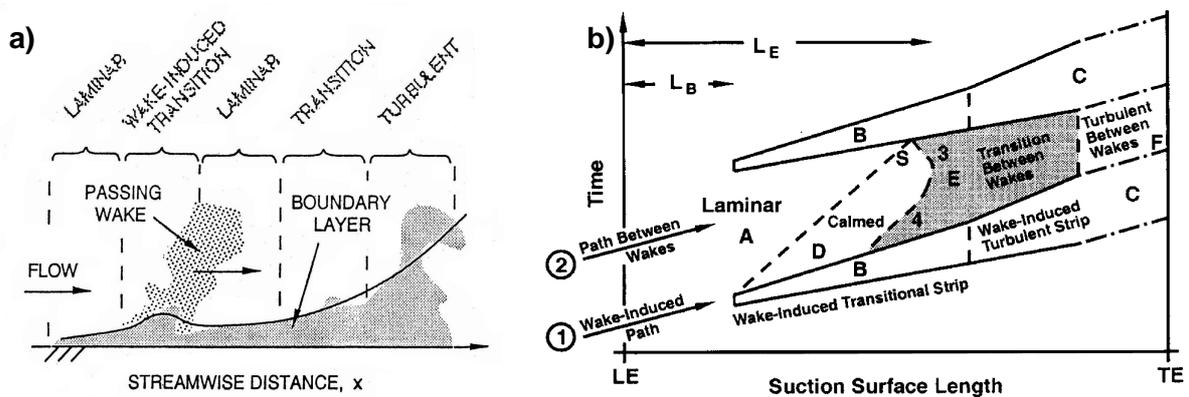


Abbildung 2-16: a) Nachlaufinduzierte Transition nach MAYLE [1991] und
b) saugseitige Grenzschichttransition an einer Verdichterschaufel nach HALSTEAD [1997]

Die nachlaufinduzierte Transition wird durch zwei dominante Pfade gebildet, die sich auf den Schaufelprofilen im temporären Wechsel ausprägen. Neben einem nachlaufinduzierten Pfad (wake-induced path), bildet sich auch ein Pfad zwischen zwei Nachlaufdellen aus (path between wakes). Der nachlaufinduzierte Pfad resultiert dabei aus den Interaktionen der stromauf generierten Nachlaufdelle und der Grenzschicht der betrachteten Schaufel. Die Betrachtung der saugseitigen Grenzschicht einer Verdichterschaufel in einem Weg-Zeit-Diagramm (*Abbildung 2-16b*) zeigt die mit „1“ bzw. „2“ deklarierten Pfade. Entlang des Pfades zwischen zwei Nachlaufdellen (2) bildet sich häufig auch eine beruhigte Zone aus, die in *Abbildung 2-14b* mit D deklariert ist. Die Existenz einer solchen Zone wurde erstmals von SCHUBAUER UND KLEBANOFF [1956] entdeckt. Sie beobachteten, dass bei dem Durchwandern einer Region mit natürlicher Transition hinter den Turbulenzflecken ein Gebiet induziert wird, das die turbulenten Aktivitäten in der Grenzschicht verzögert. In der Turbomaschinen-Aerodynamik wurde die Präsenz dieses beruhigten Bereichs (calmed Region, D) erstmals Mitte der siebziger Jahre von WALKER [1974] bei Grenzschichtuntersuchungen an Verdichter-Statorschaukeln erfasst.

2.3 Ziele der vorliegenden Arbeit

Die Schwerpunkte der vorliegenden Arbeit liegen in der experimentellen Erprobung und Anwendung von Oberflächensensoren und Sensorarrays zur Erfassung flächig und zeitlich hochaufgelöster Wandschubspannungen an Schaufelprofilen. Ein wesentliches Ziel der Arbeit ist es unterschiedliche thermoresistive Oberflächensensoren hinsichtlich ihrer statischen und dynamischen Eigenschaften zu untersuchen, vergleichend zu charakterisieren und in exemplarischen Anwendungsbeispielen an Schaufelprofilen zu erproben. Im Rahmen dieser Arbeit werden hierzu konventionelle und mikromechanisch gefertigte Oberflächenheißfilme sowie Oberflächenhitzdrähte erprobt. Die Erfassung der unterschiedlichen Sensoreigenschaften erfolgt hierbei u. a. über die Bestimmung von Sensorkalibration, Sensitivität und Grenzfrequenz. Ergänzend sollen auch die Auswirkungen unterschiedlicher Beschichtungsmaterialien an klassischen Senflex-Oberflächenheißfilmen und MEMS-Sensoren in Windkanalversuchen ermittelt werden. Ziel ist es die Beeinflussung des dynamischen Signalverhaltens durch thermische Dämpfungseffekte zu erfassen und mögliche Veränderungen der Frequenzantwort in Abhängigkeit vom Beschichtungsmaterial und deren Schichtdicke zu erfassen. Dies ist insofern von Interesse, als hierdurch die mechanische Robustheit der Sensorarrays erhöht und das Anwendungspotential erweitert werden kann.

Ziel der exemplarischen Sensoranwendungen ist es, instationäre und transitionale Wandschubspannungsverteilungen an Schaufelprofilen mit Hilfe unterschiedlicher Oberflächensensoren zu erfassen und vergleichend gegenüberzustellen. Die Visualisierung von Grenzschichtphänomenen in komplexen Systemen, z. B. an Turbomaschinenkomponenten, erfordert dabei eine hohe dynamische Signalauflösung sowohl seitens der Sensoren selbst, als auch seitens des verwendeten Verstärker- und Messdatenerfassungssystems. Der Betrieb der Sensorarrays erfolgt daher über eine geeignete Messkette, bestehend aus einem Multikanal CT-Anemometer mit bis zu 96 Kanälen und einem Mehrkanal Datenerfassungssystem. Für simultane Messungen an einer rotierenden Verdichterschaukel werden zudem ein Telemetriesystem sowie ein speziell gefertigter Ring aus miniaturisierten Anemometerbrücken benutzt. Der Einsatz von Oberflächenhitzdrahtarrays soll bei diesen Untersuchungen das Anwendungsspektrum insbesondere für den Schaufelprofilbereich verdeutlichen.

Die vorliegende Arbeit gliedert sich nachfolgend in weitere vier Kapitel: In Kapitel 3 werden zunächst die genutzten Versuchsanlagen, Messaufbauten, Messsysteme und Methoden der Signalauswertung vorgestellt. Im anschließenden vierten Kapitel werden die Ergebnisse experimenteller Voruntersuchungen zur Erprobung von Oberflächensensoren präsentiert und eine abschließende Wertung der Sensortechniken gegeben. Die experimentelle Anwendung von Oberflächensensorarrays an Stator- und Rotorverdichterschaukeln wird in Kapitel 5.1 beschrieben, während die saug- und druckseitige Anwendung von Oberflächenhitzdrahtarrays an einer Stator-Turbinenschaukel in Kapitel 5.2 vorgestellt wird. In Kapitel 5.3 wird eine abschließende Wertung der Hauptversuche gegeben und die erzielten Ergebnisse analysiert. In Kapitel 6 folgt eine Zusammenfassung der Arbeit.

3. Versuchsanlagen, Messsysteme und Signalverarbeitung

In diesem Kapitel werden die im Rahmen der vorliegenden Arbeit genutzten Versuchsanlagen und Messsysteme vorgestellt. Zunächst werden Windkanäle und Profilprüfstände beschrieben und auf spezielle Versuchsaufbauten sowie instrumentierte Schaufelprofile eingegangen (*Kapitel 3.1*). Ergänzend werden in *Kapitel 3.2* ein Multikanal-Anemometer (M-CTA) und ein Mehrkanal-Datenerfassungssystem (MEDES) erläutert. Gegenstand des *Kapitels 3.3* sind Methoden der Signalauswertung. Hier werden statistische Größen und Transformationsfunktionen vorgestellt die eine problemorientierte Signalverarbeitung ermöglichen.

3.1 Versuchsanlagen

3.1.1 Axialventilator des Profilwindkanals (ILR)

Experimentelle Voruntersuchungen zur Erprobung von Oberflächenheizdrähten an Schaufelprofilen zur Erfassung periodisch-instationärer Grenzschichten erfolgen am Axialventilator des Profilwindkanals, *Abbildung 3-1*. Das Gebläse besitzt eine Leistung von $P=30$ kW und liefert einen durchschnittlichen Volumenstrom von $\dot{V}=40\,000$ m³/h bei einer maximalen Drehzahl von $n=1450$ min⁻¹. Der Nabendurchmesser beträgt $d_N=500$ mm, der Nenn-durchmesser $d_W=900$ mm. Das einstufige Schaufelgitter wird durch einen Rotor mit 12 und einer Leitradstufe mit 17 Schaufeln gebildet.

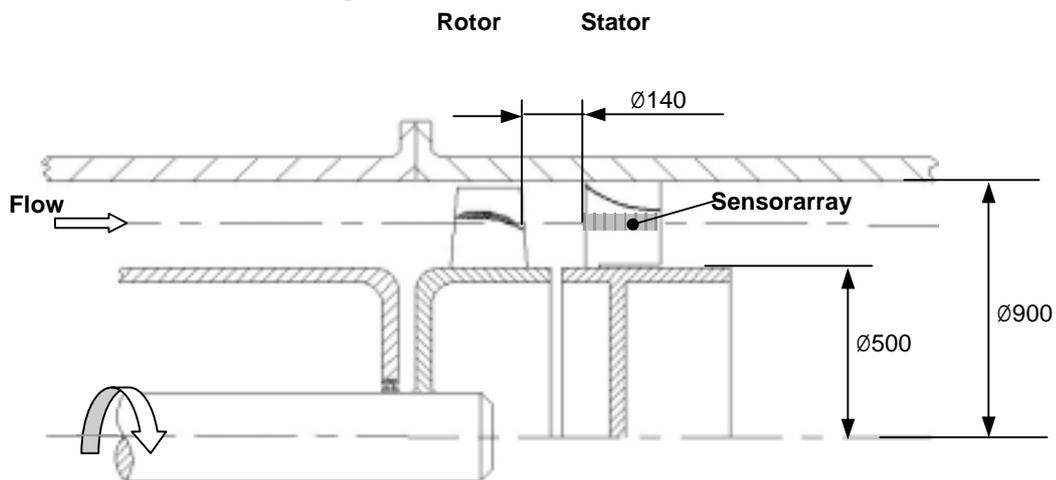


Abbildung 3-1: Axialventilator des Profilwindkanals am ILR

Zur Erprobung der Messkette, bestehend aus Oberflächenheizdrähten, Anemometern und Mehrkanal-Datenerfassungssystem, werden zwei Leitrad-schaufeln saug- bzw. druckseitig instrumentiert. Die Anordnung der Sensoren erfolgt in einem Profilhöhenschnitt von $h=50\%$, wobei die aktive Anzahl der Heizdrähte auf jeweils 24 Sensoren pro Schaufel begrenzt ist. *Abbildung 3-2* zeigt die Aufnahme der saugseitig instrumentierten Leitrad-schaufel sowie eine Detailvergrößerung des Sensorarrays. Der Sensorabstand beträgt $\Delta x=2.5$ mm, wodurch unter Berücksichtigung der Profilsehnenlänge von $c=125$ mm Messdaten zwischen $x/c=8.5\dots92.5\%$ gewonnen werden können.

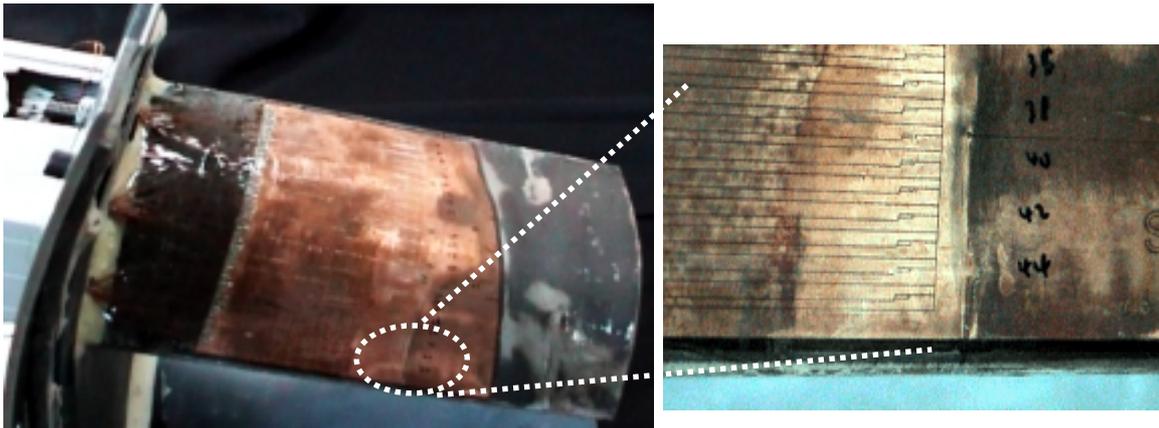


Abbildung 3-2: Instrumentierte Statorschaufel des Axialventilators für Voruntersuchungen

3.1.2 Niedergeschwindigkeits-Verdichterprüfstand (PFI)

Die exemplarische Anwendung von Oberflächensensoren zur Erfassung periodisch-instationärer Wandschubspannungen an Stator- und Rotorscheufeln erfolgt im Rahmen der Hauptuntersuchungen exemplarisch an dem 1,5-stufigen Niedergeschwindigkeits-Axialverdichter (LSRC, low-speed research compressor) des Pfeleiderer-Institutes der TU-Braunschweig (PFI). Der Profilprüfstand besteht aus einem Vorleitrad (Inlet guide vane, IGV), durch das die Eintrittsbedingungen einer Verdichtermittelstufe generiert werden, einem Laufrad (Rotor) und einem Nachleitrad (Stator), siehe *Abbildung 3-3*. Die Anzahl der Schaufeln pro Gitterstufe beträgt 43 am Laufrad sowie 45 an Nachleitrad und IGV. Der Prüfstand ist als offener Kreislauf konzipiert. Der Gehäusedurchmesser beträgt $d_G=600$ mm, der Durchmesser im Nabenbereich hingegen $d_N=450$ mm (Nabenverhältnis: 0.75). Über einen Gleichstrompendelmotor mit einer maximalen elektrischen Leistung von $P=58$ kW wird ein Volumenstrom von $\dot{V}=10$ m³/s erzeugt. Die maximale Rotordrehzahl beträgt $n=2800$ min⁻¹.

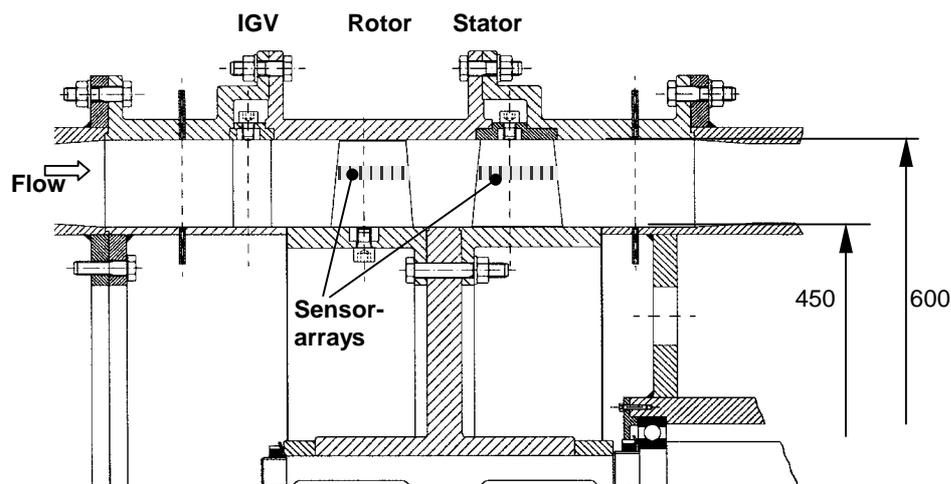


Abbildung 3-3: Niedergeschwindigkeits-Axialverdichterprüfstand (LSRC) am PFI

Die mit einem Oberflächenhitzeleiterarray instrumentierte Statorschaufel des LSRC ist in *Abbildung 3-4a* dargestellt. Bei einem Sensorabstand von $\Delta x=2.5$ mm und 16 kontaktierten Einzelsensoren wird dabei ein Schaufelbereich von $x/c=0.023\dots 0.73$ ($c=78$ mm)

berücksichtigt. Eine zweite Verdichterschaufel ist zu Referenzzwecken mit konventionellen Oberflächenheißfilmen instrumentiert. Auf diesem Array sind 24 Einzelsensoren kontaktiert, die eine Datenerfassung über einen Schaufelbereich von $x/c=2.3\dots94\%$ erlauben. Die zwei instrumentierten Leitrad-schaufeln im eingebauten Zustand zeigt *Abbildung 3-4b*.

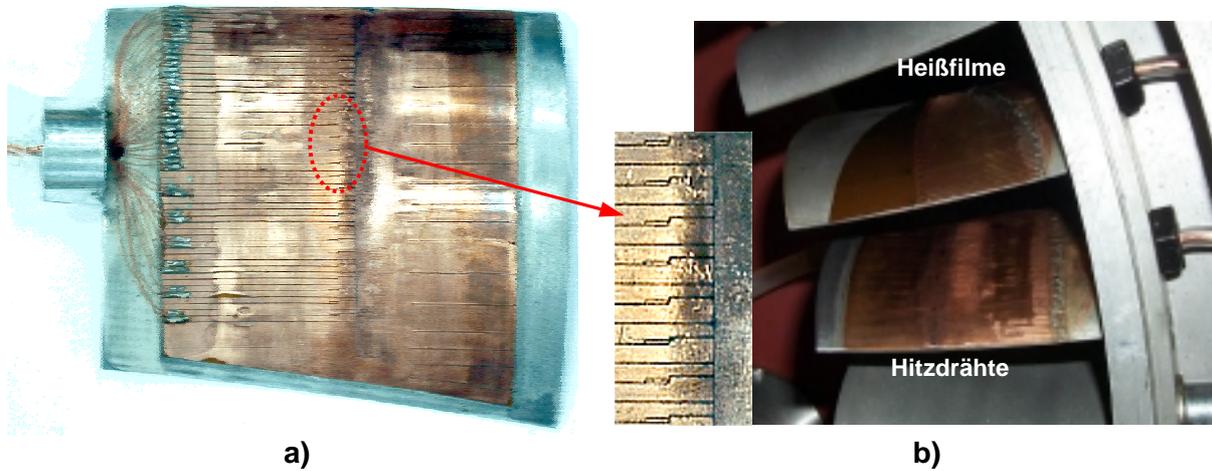


Abbildung 3-4: a) Instrumentierte Nachleitrad-schaufel des Verdichterprüfstand mit Oberflächenhitzearray, b) Statorsegment mit zwei instrumentierten Schaufeln

Simultane Arraymessungen mit Oberflächenheißfilmen an einer Rotorschaukel werden erstmals durch eine Messsystemerweiterung ermöglicht. Die Signalerfassung erfolgt über einen 16-Kanal Miniatur-Anemometerring und eine Telemetrieinheit, die direkt am Rotor befestigt sind, siehe *Abbildung 3-5*. Die Telemetrie dient der simultanen Datenerfassung über den gesamten Rotorumfang und liefert zugleich die Spannungsversorgung für das 16-Kanal Anemometer.

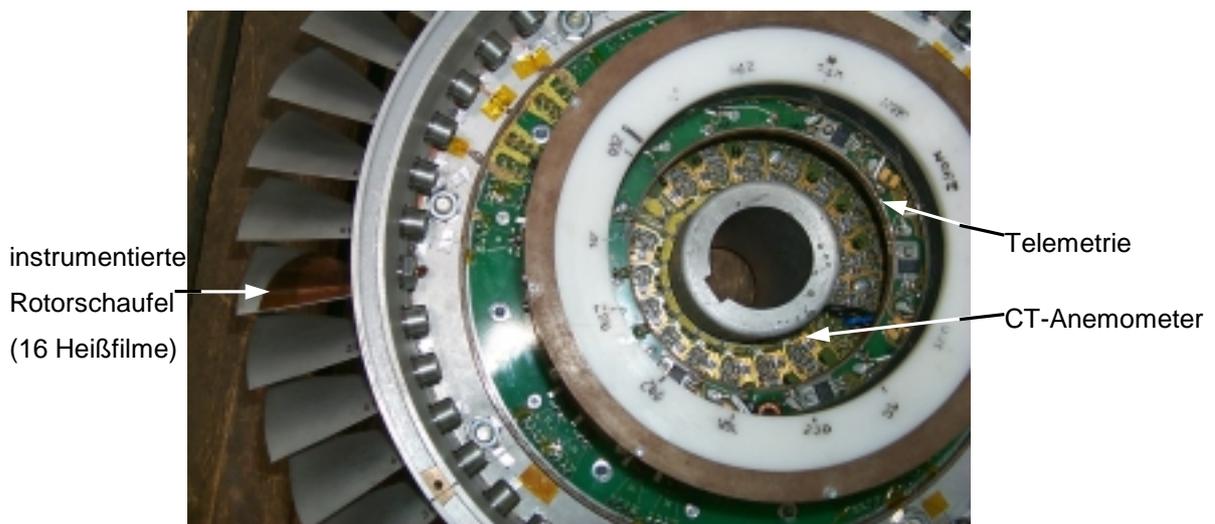


Abbildung 3-5: Instrumentierter Rotor mit Anemometerring und Telemetrie

3.1.3 Niedermachzahl-Turbinenprüfstand (ILA)

Die Untersuchungen an einer dreidimensional gekrümmten Turbinenstatorschaufel stellen ein weiteres Anwendungsbeispiel zur Erfassung instationärer Wandschubspannungen an Schaufelprofilen dar. Die Messungen erfolgen am Niedermachzahl-Turbinenprüfstand (Large Scale Turbine Rig, LSTR-Bau 1) des Institutes für Luftfahrtantriebe (ILA) in Stuttgart. Die Versuchsanlage ist als geschlossener Kreislauf ausgeführt, allerdings kann über einen separaten Verdichter zusätzliche Kühlluft bereitgestellt werden. Ein Ausgleich des Luftmassenstroms erfolgt dann über Abblasklappen. Der Strömungskanal besitzt an der Nabe einen Durchmesser von $d_N=434$ mm und einen Nenndurchmesser von $d_G=568$ mm.

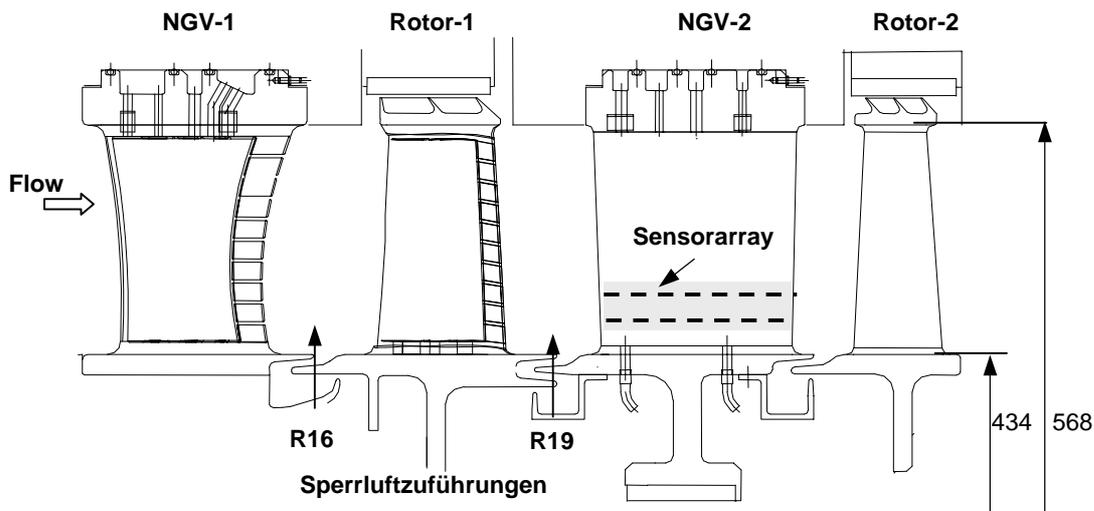


Abbildung 3-6: Turbinen-Prüfstand des Institutes für Luftfahrtantriebe in Stuttgart

Die Versuchsturbine besteht aus vier Schaufelreihen, beginnend mit einer NGV-1 (Nozzle Guide Vane) am Turbineneintritt mit 28 Schaufelblättern, einer Rotorstufe mit 42 Schaufeln, der sich anschließenden NGV-2 Stufe (34 Blatt) und einer zweiten Rotorstufe mit 86 Schaufeln (Abbildung 3-6). Die Anlage erlaubt eine maximale Drehzahl von $n=2000 \text{ min}^{-1}$, während die Auslegungsdrehzahl $n_A=1600 \text{ min}^{-1}$ beträgt. Der maximal erzielbare Massenstrom liegt bei $\dot{m}=14.5 \text{ kg/s}$.

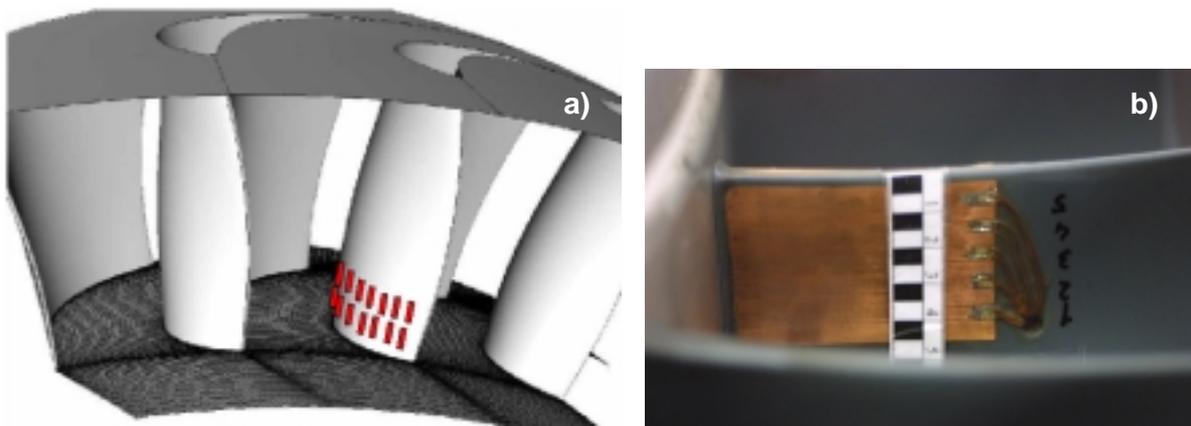


Abbildung 3-7: a) Prinzipielle saugseitige Sensoranordnung im Nabenbereich der Turbine, b) Instrumentierte NGV-2 Turbinenschaufel, Druckseite

Zur Erfassung der Einflüsse von Sekundärmassenströmen auf die Mechanismen der saugseitigen Grenzschichttransition und einer möglichen druckseitigen Grenzschichtablösung ist eine NGV-Schaufel beidseitig mit Oberflächenheizdrahtarrays instrumentiert. Einen skizzierten Ausschnitt der NGV-2 Stufe mit der prinzipiellen Anordnung der Oberflächen-sensoren in Nabennähe zeigt *Abbildung 3-7a*. Auf der Saugseite sind 16 Einzelsensoren kontaktiert, während die Anzahl der Sensoren auf der Druckseite auf 10 beschränkt ist. In *Abbildung 3-7b* ist die instrumentierte NGV-Schaufel mit dem druckseitigen Heizdrahtarray abgebildet. Zur Erfassung großflächiger Strömungsinformationen wurde eine zweireihige Sensorenstaffelung bei $z/b=7\%$ und $z/b=12\%$ gewählt. Der Versatz zwischen den paarweise spannweitig angeordneten Sensoren beträgt $\Delta x=1.6$ mm und zwischen den Sensoren entlang der Stromlinie $\Delta x=8$ mm. Hierdurch wird eine ausreichend hohe Signalaufösung bei relativ groß instrumentierter Fläche gewährleistet.

3.1.4 Transsonik-Windkanal (ILR)

Ergänzende Untersuchungen zum Einfluss von Oberflächenbeschichtungen auf die Dynamik von Heißfilmen erfolgen am transsonischen Windkanal des Instituts für Luft- und Raumfahrt (ILR). Der Windkanal ist in saugender Bauweise (Eiffel-Saugkanal) konzipiert und kann über einen Gleichstrommotor ($P=400$ kW) und einen einstufigen Radialkompressor unter ambienten Bedingungen kontinuierlich betrieben werden, siehe *Abbildung 3-10*. Durch den Einsatz einer konventionellen Messstrecke lassen sich Strömungsgeschwindigkeiten bis in den hohen Unterschall bzw. mit einer Lavaldüse bis zu zweifacher Schallgeschwindigkeit erzielen. Die konventionelle Messstrecke besitzt einen rechteckigen Eintrittsquerschnitt von $A_M=150\times 150$ mm² und eine Länge von $l_M=980$ mm. Mit dem Windkanal können Reynoldszahlen bis $Re=1.4\times 10^6$, bezogen auf $l=0.1$ m erzielt werden. Der Turbulenzgrad beträgt $Tu=0.15\%$.

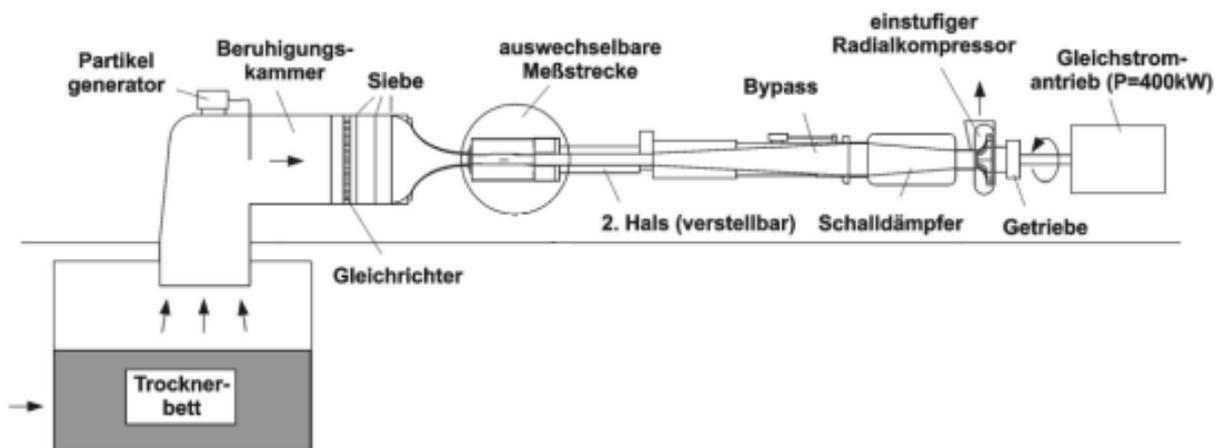


Abbildung 3-8: Transsonischer Windkanal am ILR

Abbildung 3-9 zeigt zwei prinzipielle Versuchsanordnungen zur Untersuchung beschichteter Oberflächensensoren in einer subsonischen Messstrecke. Während Versuche mit klassischen Heißfilmen direkt an der Messstreckenwand stattfinden (*Abb. a*), werden mikrotechnisch gefertigte Oberflächenheißfilme an einem dünnen Plattenmodell mit NACA-Nasenprofil erprobt (*Abb. b*). Zur Erstellung von Kalibrationskurven wird die von NITSCHKE ET AL. [1984]

vorgestellte Computational-Preston-Methode mit drei Druckröhrchen unterschiedlicher Durchmesser (CPM3) verwendet. Hierbei handelt es sich um eine rechnergestützte Erweiterung des klassischen Prestonrohrverfahrens nach PRESTON [1954], wobei die lokale Wandschubspannung aus drei wandnahen Geschwindigkeiten über das van Driest'sche Wandgesetz ermittelt wird. Die Durchführung erfolgt am Plattenmodell bei Wandschubspannungen bis $\tau_w=135 \text{ N/m}^2$ ($u_\tau=13 \text{ m/s}$) bzw. an der Messstreckenwand bis $\tau_w=13 \text{ N/m}^2$.

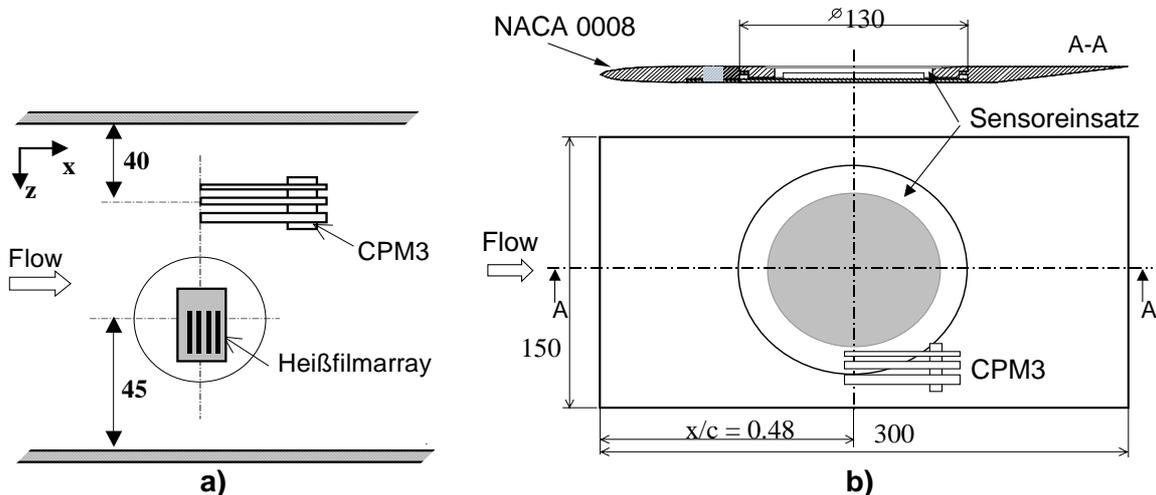


Abbildung 3-9: Versuchsaufbauten für Beschichtungsuntersuchungen

a) Messstreckenwand für Senflex-Heißfilme, b) Plattenmodell für MEMS-Heißfilme

3.2 Messsysteme

3.2.1 Mehrkanal Konstant-Temperatur Anemometer (M-CTA)

Um die flächige Entwicklung einer Grenzschichttransition durch Oberflächensensoren dynamisch hochauflösend zu erfassen, ist eine große Anzahl thermoresistiver Sensoren notwendig. Für den simultanen Betrieb dieser Sensoren wird zudem eine ebenso hohe Anzahl von Anemometerbrücken benötigt. Kommerzielle Anemometer sind jedoch im allgemeinen universell gestaltet, so dass sie für einen breiten Anwendungsbereich und mit einer Vielzahl unterschiedlicher Sondentypen betrieben werden können. Hierdurch sind diese Geräte zumeist relativ groß und teuer. Es ist jedoch möglich, ein kompakt aufgebautes Anemometer mit einer deutlich reduzierten Anzahl elektronischer Bauelemente zu konzipieren, wobei einige entscheidende Sensorparameter, wie beispielsweise der Sensorkaltwiderstand, als Randbedingungen vorgegeben werden müssen. Ein derartiges Mehrkanal-Anemometer wurde am Institut für Luft- und Raumfahrt entwickelt und steht für Arraymessungen mit bis zu 96 Sensoren in einer entsprechenden Stückzahl zur Verfügung. Die Anemometer sind in der Konstant-Temperatur Variante (CT) ausgeführt, lassen jedoch durch Modifikation auch den Betrieb im Konstant-Strom Modus (CC) zu. Das Anemometer besteht in seinen Hauptkomponenten aus einem rauscharmen Operationsverstärker (AD-797) und einer Wheatstone-Widerstandsbrücke. Diese wird aus zwei festen, einem einstellbaren sowie einem variablen Widerstand, dem Sensor, gebildet. Über eine elektrische Rückkopplung wird die Sensortemperatur durch eine kontinuierliche Nachführung des elektrischen Stroms durch den

Sensor konstant gehalten. Die Schaltung registriert dabei Ungleichgewichtszustände in der Widerstandsbrücke und versucht durch permanente Nachregelung einen Gleichgewichtszustand herzustellen. Die hierfür erforderliche Brückenspannung kann mit der Strömungsgeschwindigkeit bzw. der Wandschubspannung korreliert werden.

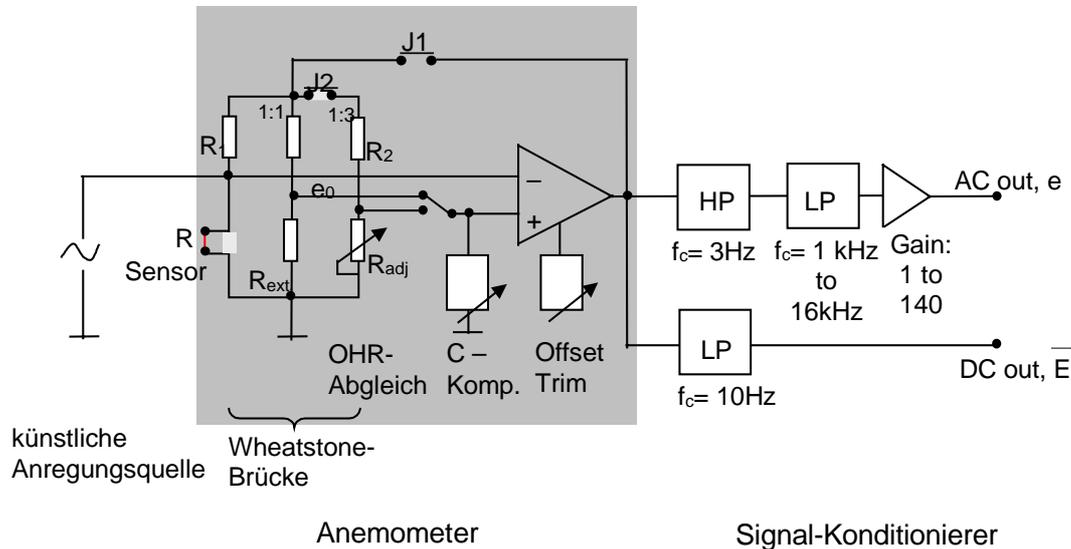


Abbildung 3-10: Blockschaltbild des Konstant-Temperatur Anemometers

Das Blockschaltbild des Konstant-Temperatur Anemometers ist in *Abbildung 3-10* gegeben. Das Anemometer erlaubt den Betrieb im Brückenverhältnis 1:1 mittels eines externen Überhitzungswiderstands (R_{extern}) sowie im üblichen Verhältnis 1:3. Am Mehrkanal-Anemometer werden das Überhitzungsverhältnis (*OHR*), die Brückenskapazität (*C*-Kompensation) und eine Nullwertabweichung des Operationsverstärkers (*Offset-Trim*) über Potentiometer geregelt. Hierdurch kann das System so abgeglichen werden, dass es im Gleichgewichtszustand ist und das Sensorelement die gewünschte Übertemperatur (T_S) besitzt. Die limitierende Frequenz des Sensor/Anemometer-Systems, die sogenannte Grenzfrequenz f_c , lässt sich durch die Einstellung von Kapazität und Nullwertabweichung beeinflussen.

Die Anemometer wurden modular konzipiert, wobei jedes Modul aus zwei Standard-Platinen (CTA, Signal-Konditionierer) besteht, die in kompakter Bauweise parallel zueinander angeordnet sind und den Betrieb von vier Einzelsensoren erlauben. Die Versorgung der Anemometer erfolgt über ein separates Netzteil, um elektrische Einstreuungen zu vermeiden.

3.2.2 Mehrkanal-Datenerfassungssystem (MEDES)

Für eine flächige Datenerfassung von Strömungsinformationen an einem Versuchsträger wird ein Datenerfassungssystem benötigt, das die Schnittstelle zwischen dem Sensoren/Verstärker-System und dem Messrechner (PC) darstellt. Das im Rahmen der Arbeit genutzte Erfassungssystem wurde am ILR entwickelt und kann maximal 48 Kanälen quasi-simultan aufzeichnen und mittels integriertem A/D-Wandler digitalisieren, SUTTAN [1999]. Die Erfassung des Mittelwertanteils der Sensorsignale ist mit der bereitgestellten System-

konfiguration nicht möglich. Diese erlaubt ausschließlich die Aufzeichnung kleiner Störampplituden durch eine AC-Signalentkopplung.

Die Mehrkanal-Messdatenerfassung erfolgt im Rahmen der Arbeit über zwei Einzelsysteme, die durch eine externe Triggerung synchron angesprochen werden. Die Ansteuerung der Systeme wird softwareseitig über ein Messprogramm mit implementierten Geräte-Bibliotheken realisiert. Die Kommunikation zwischen Software und System wird durch einen Controller auf der PC-Steckkarte hergestellt.

Das Messsystem (MEDES) ist ein miniaturisierter Transientenrekorder der aus drei Teilkomponenten besteht:

- Analog-Modul (48-Kanal Multiplexer und A/D-Wandler)
- Steuer-Modul (Timing, serielle Schnittstelle)
- ISA-Slot PC-Steckkarte (Controller, serielle Schnittstelle, Messdaten-Zwischenspeicher)

Steuer- und Analog-Modul bilden die Einheit des Front-Moduls, welches in unmittelbarer Nähe der CT-Anemometer bzw. anderer Verstärkerschaltungen (z. B. bei der Verwendung von Drucksensoren oder Mikrofonen) platziert wird. Die Verbindung mit der PC-Karte erfolgt über optische Kunststoff-Lichtwellenleiter, wobei die Signale hierzu über einen elektro-optischen Konverter (E/OC) gewandelt werden. *Abbildung 3-11* zeigt den prinzipiellen Aufbau des Datenerfassungssystems, bestehend aus Front-Modul und PC-Karte.

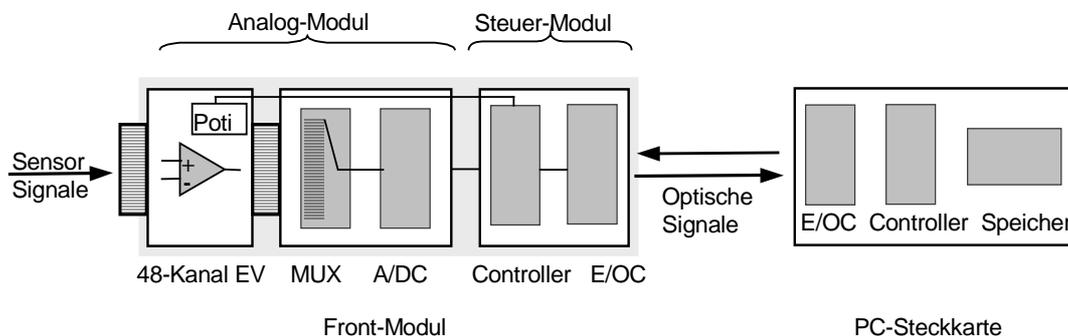


Abbildung 3-11: Schematischer Aufbau des Mehrkanal-Datenerfassungssystems (MEDES) nach SUTTAN [1999]

Bei einer maximalen Anzahl von 48 Kanälen erlaubt der 1-MHz Multiplexer (MUX) des Front-Moduls eine maximale Abtastfrequenz von $f_{\max}=19$ kHz pro Kanal, wobei sich diese erhöht, wenn die Anzahl der abgetasteten Kanäle reduziert wird. Der Multiplexer schaltet nacheinander alle Kanäle auf einen 12-Bit A/D-Wandler mit einem Eingangsspannungsbereich von ± 2.44 Volt. Für eine optimale Signalverstärkung der 48 Kanäle ist der Eingangsverstärker mit elektronischen Trimpotentiometern ausgestattet. Diese erlauben eine individuelle Anpassung (Faktor 1-50) jedes einzelnen Messkanals, um eine Signalübersteuerung zu verhindern. Der prinzipielle Versuchsaufbau des Mehrkanal-Datenerfassungssystems (MEDES) für die simultane Erfassung von maximal 96 Kanälen wird in *Abbildung 3-12* gezeigt.

Für eine Signaltrennung der periodischen Anteile von stochastischen Schwankungsanteilen erfolgt im Rahmen der Untersuchungen eine phasenstarre, gruppengemittelte Messdatenaufzeichnung (Phase locked ensemble average) durch eine Triggerung des Systems. An den Prüfständen erfolgt dies durch eine Kopplung mit der Antriebswelle, wobei pro Umdrehung ein TTL-Impuls geliefert wird. Bei der Versuchsdurchführung werden bis zu 200 kurze Zeitblöcke (geringe Samplezahl, hohe Abtastfrequenz) aufgezeichnet, gemittelt und in verschiedenen graphischen Darstellungsformen bereitgestellt.

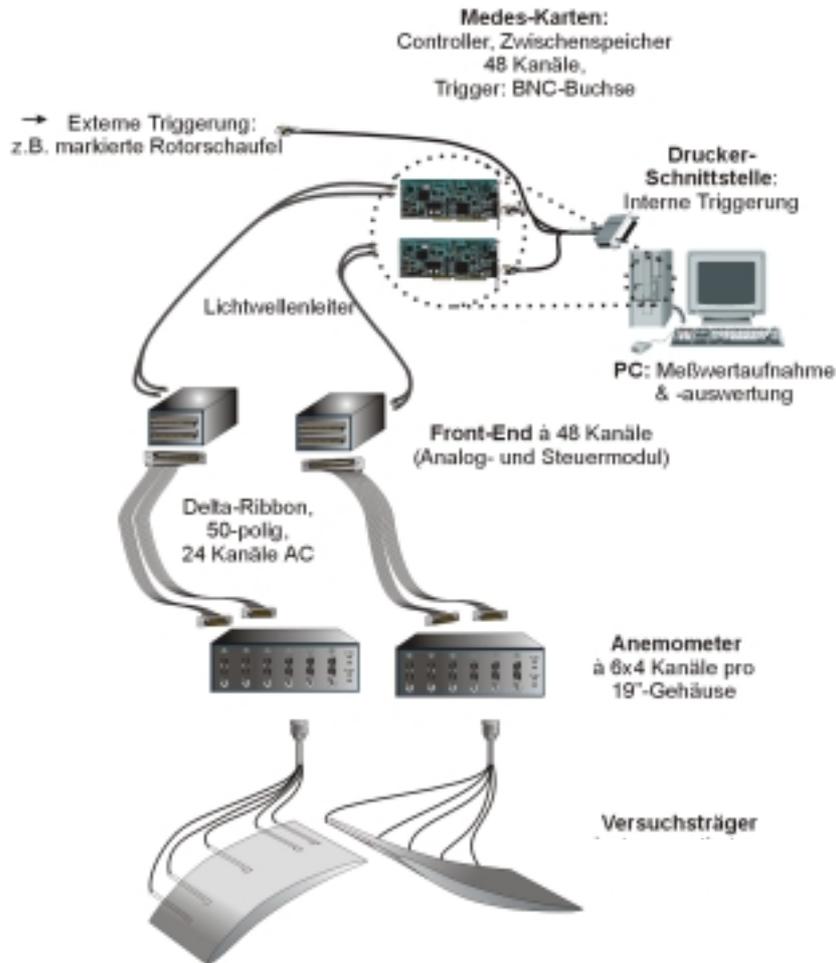


Abbildung 3-12: Aufbau des Datenerfassungssystems

3.3 Signalverarbeitung

Für eine problemorientierte Informationserfassung der aufgenommenen Daten werden bekannte Größen der Statistik sowie Transformationsfunktionen herangezogen, die nachfolgend definiert und erläutert werden.

3.3.1 Statistische Größen

Betrachtet man ein zeitlich instationäres Signal $S(t)$ (Momentansignal, Instantaneous Signal), so setzt sich dieses aus einem Mittelwertanteil $\bar{s}(t)$ und einem zeitlich überlagerten Schwankungsanteil $s'(t)$ zusammen (Gleichung 13), SCHWETLICK [1997]. Der Mittelwert, das zentrale Moment erster Ordnung, ergibt sich hierbei aus einer Aufsummierung von N

Momentansignalen (Samples) bzw. der Anzahl von Messungen im Fall einer phasenstarrten Gruppenmittlung (phase-locked Ensemble Average):

$$S(t) = \bar{s}(t) + s'(t) \quad \text{mit} \quad \bar{s}(t) = \frac{1}{N} \sum_{n=1}^N S_n(t). \quad (13)$$

Der *RMS*-Wert (root-mean-square) wird über die Wurzel des quadratisch aufsummierten Gesamtsignals definiert und stellt dessen mittlere quadratische Abweichung dar (Gleichung 14). In der Strömungsphysik wird der *RMS*-Wert insbesondere zur Unterscheidung laminarer bzw. turbulenter Grenzschichten genutzt. Auch dient er einer Identifikation von Transitionsbereichen und Gebieten mit Ablösung.

$$RMS(t) = \sqrt{\frac{1}{N} \sum_{n=1}^N S_n^2(t)} \quad (14)$$

Die Standardabweichung $\sigma(t)$ bezieht sich ausschließlich auf den Schwankungsanteil (Gleichung 15, unvoreingenommene Definition mit $N-1$). Da die Datenerfassung im Rahmen der experimentellen Anwendungen in dieser Arbeit auf die Schwankungsanteile beschränkt ist, sind die Ergebnisse von $\sigma(t)$ und *RMS* identisch.

$$\sigma(t) = \sqrt{\frac{1}{N-1} \sum_{n=1}^N [S_n(t) - \bar{s}(t)]^2} \quad (15)$$

Die Schiefe (Skewness, μ_3) wird durch das zentrale Moment dritter Ordnung definiert. Sie ist vorzeichenabhängig und beschreibt den Grad der Asymmetrie einer Amplituden- bzw. Häufigkeitsverteilung gegenüber einer Gauß-Verteilungskurve (Gleichung 16). Die Betrachtung der Schiefe ermöglicht Aussagen über intermittierende Grenzschichtphänomene. Sie nimmt, analog zum Intermittenzfaktor, in einer laminaren Grenzschicht den Wert Null an, steigt im laminar-transitionalen Bereich auf ein Maximum (Intermittenz $\gamma=0.25$) und erfährt einen Nulldurchgang im Transitionsunkt ($\gamma=0.5$). Im Bereich einer transitional-turbulenten Grenzschicht ($\gamma=0.75$) fällt sie auf ein Minimum und geht für eine vollturbulente Grenzschicht gegen Null ($\gamma=1$).

$$\mu_3(t) = \frac{1}{N} \sum_{n=1}^N \frac{[S_n(t) - \bar{s}(t)]^3}{\sigma^3} \quad (16)$$

Die Kurtosis (Flatness, μ_4) wird über das nächst höhere zentrale Moment definiert und ist demnach per Definition stets positiv (Gleichung 17). Sie beschreibt die „Flachheit“ der Amplitudenverteilung und wichtet die Amplitudenasymmetrie, die über die Schiefe definiert ist. Sie kann des Weiteren als ein Maß für die Energiedispersion des betrachteten Systems angesehen werden.

$$\mu_4(t) = \frac{1}{N} \sum_{n=1}^N \frac{[S_n(t) - \bar{s}(t)]^4}{\sigma^4} \quad (17)$$

3.3.2 Fourier-Analyse

In der Praxis ergeben sich gemessene Signale aus der Überlagerung einer Vielzahl von Einzelphänomenen. So können neben dem eigentlichen Strömungssignal sowohl Einflüsse stochastischer Art (Rauschen) als auch periodischen Ursprungs in Erscheinung treten. Häufig überlagern die Störungen das interessierende Signal so stark, dass es ohne eine problemorientierte Signalanalyse nur schwer oder gar nicht identifiziert werden kann. Eine entsprechende Signalauswertung ist über Transformationsfunktionen zur Identifikation dominanter bzw. periodischer Signalanteile möglich. Durch eine Analyse im Frequenzbereich können insbesondere charakteristische Frequenzen bzw. Frequenzbereiche wie die Blattfolgefrequenz oder Tollmien-Schlichting Instabilitäten identifiziert werden.

Die Fourier-Analyse basiert auf einer Approximation des Ausgangssignals durch eine Fourier-Reihe, also einer Aufsummierung von Cosinus- und Sinusfunktionen mit diskreten Frequenzen und entsprechend gewichteten Amplituden, SCHRÜFER [1992]. Eine Fourier-Transformation erlaubt die Zerlegung in unterschiedlich stark gewichtete harmonische Signale mit diskreten Eigenfrequenzen. Insbesondere bei der Identifikation periodischer Vorgänge gibt die Betrachtung des Signals im Frequenzbereich Aufschluss über dominante Signalanteile. Zu beachten ist, dass eine Fourier-Reihe nur für periodische Signale aufgestellt werden kann. Eine Fourier-Transformation hingegen lässt sich auf jedes beliebige Signal anwenden, SCHRÜFER [1992].

Betrachtet man ein zeitkontinuierliches, harmonisches Signal, so ermöglicht die Fourier-Transformation die Konvertierung einer zeitlimitierten Funktion $F(t)$ in ein Spektrum $F(j\omega)$. Die Spektralfunktion ist dabei eine komplexe Funktion, bestehend aus Real- und Imaginärteil bzw. Betrag und Phase:

$$F(j\omega) = \int_{-\infty}^{\infty} f(t)e^{-j\omega t} dt \quad F(t) = \int_{-\infty}^{\infty} f(j\omega)e^{-j\omega t} d\omega \quad (18)$$

$$\varphi = \arctan \left[\frac{\text{Im}(F(j\omega))}{\text{Re}(F(j\omega))} \right] \quad (19)$$

Während diese Integralgleichungen (Gleichung 18) für kontinuierliche Zeitsignale ($F(j\omega)$, bzw. $F(t)$) genutzt werden, erlaubt die Betrachtung eines transienten diskreten (digitalisierten) periodischen Zeitsignals $f(nT)$ die Anwendung einer Diskreten-Fourier-Transformation (DFT) $F_d(j\omega)$. Diese Form der Fourier-Transformation ist jedoch in ihrer Berechnung mit einem hohen Zeitaufwand (Rechenzeit) verbunden, da viele Rechenschritte redundant sind. Durch deren Elimination kann die erforderliche Rechenzeit bedeutend verkürzt werden. Man spricht von der Fast-Fourier-Transformation (FFT), deren Anwendung allerdings an die Voraussetzung gebunden ist, dass die Zahl der Messwerte 2^n Samples entspricht.

In Anlehnung an die Signalanalysator-Handbücher des Herstellers HEWLETT-PACKARD [1985] werden spektrale Verläufe über die Koeffizienten der zuvor beschriebenen Fourier-Transformation definiert. Man unterscheidet dabei zwischen dem Amplitudenspektrum und dem Leistungsdichtespektrum. Während sich das Amplitudenspektrum über das lineare Spektrum (F) eines Signals definiert, wird das Leistungsdichtespektrum aus dem Produkt von linearem und konjugiert komplexem Spektrum (F^*) gebildet.

3.3.3 Korrelation

Die Korrelation erlaubt den Vergleich zweier Signale im Zeitbereich. Primär wird zwischen der Auto- und der Kreuzkorrelation unterschieden. Bei der Autokorrelation wird ein Zeitsignal auf sich selbst abgebildet, um periodische Anteile innerhalb des Messsignals zu detektieren. Dies erlaubt die Hervorhebung periodischer Signalanteile, während stochastische Anteile reduziert werden. Die Bildung der Autokorrelation erfolgt durch Multiplikation der Amplituden eines Signals mit denen des selben Signals, verzögert um einen Zeitversatz kT_a , und einer anschließenden Aufsummierung der Produkte, SCHRÜFER [1992]. Demgegenüber wird die Kreuzkorrelation (*KKF*) verwendet, um Gemeinsamkeiten zweier unterschiedlicher Signale zu ermitteln.

Die Bestimmung der Korrelation erfolgt in Analysetools zumeist über die *FFT*. Das Autokorrelationsspektrum definiert sich dabei über das Produkt von linearem und komplex konjugiertem Spektrum des gleichen Ausgangssignals ($G_{11} = F_1 F_1^*$), während das Kreuzkorrelationsspektrum aus der Multiplikation des konjugiert komplexen Spektrums des ersten Signals (F_1^*) mit dem Spektrum (F_2) des zweiten Signals gebildet wird ($G_{12} = F_1 F_2^*$). Die Frequenzantwort $H(f)$, also der Quotient aus Kreuz- und Autokorrelationsspektrum bildet die Ausgangsbasis für eine Darstellung der Korrelation im Zeitbereich, HEWLETT-PACKARD [1985]:

$$H(f) = \frac{G_{11}}{G_{12}} \quad \text{und} \quad h(f) = F^{-1}(H(f)) \quad (20)$$

4. Experimentelle Voruntersuchungen

Für den Einsatz von Oberflächensensoren und Sensorarrays zur Erfassung instationärer Wandschubspannungsverteilungen ist insbesondere in Hinblick auf die Anwendung an Schaufelprofilen mit periodisch-instationären Grenzschichten eine hohe zeitliche und flächige Signalauflösung wichtig. Im Rahmen der Vorversuche sollen daher die Charakteristiken verschiedener thermoresistiver Sensoren ermittelt werden. Es werden hierbei klassische und mikrotechnisch gefertigte Oberflächenheißfilme sowie Oberflächenhitzdrähte erprobt. Das vorliegende Kapitel gliedert sich hierzu in sechs Abschnitte. Ergebnisse von konventionellen Oberflächenheißfilmen sind in *Kapitel 4.1* zusammengefasst. *Kapitel 4.2* befasst sich mit der Erprobung von Oberflächenhitzdrähten, wobei die statischen und dynamischen Eigenschaften untersucht werden. Ergänzend wird in diesem Kapitel der Thermalhaushalt des wandbündig angeordneten Hitzdrahtes und eines klassischen Oberflächenheißfilms gegenübergestellt. In *Kapitel 4.3* werden Ergebnisse zur Statik und Dynamik sowie Beschichtungsuntersuchungen von MEMS-Heißfilmen vorgestellt. Einen Vergleich der dynamischen Eigenschaften von Oberflächenhitzdraht sowie konventionellem und MEMS-Oberflächenheißfilm wird in *Kapitel 4.4* gegeben. Hierbei werden die erzielbaren Grenzfrequenzen in Abhängigkeit vom gewählten Überhitzungsverhältnis und der Machzahl der Anströmung vergleichend gegenübergestellt. Untersuchungen zur Anwendung von flexiblen Kaptonfolien-Oberflächenhitzdrahtarrays an Schaufelprofilen werden in *Kapitel 4.5* vorgestellt. Eine abschließende Wertung der Ergebnisse wird in *Kapitel 4.6* gegeben und die betrachteten Sensoren hinsichtlich ihrer Vor- und Nachteile tabellarisch gruppiert.

4.1 Oberflächenheißfilm

Oberflächenbeschichtungen an Heißfilmen dienen einer Erhöhung der Widerstandsfähigkeit gegenüber äußeren mechanischen Einwirkungen. Um hierbei noch eine hohe dynamische Signalauflösung des beschichteten Sensors zu gewährleisten, sind die Wahl des Beschichtungsmaterials sowie die aufgebrachte Materialstärke wichtig. Insbesondere bei dem thermoresistiven Sensorprinzip sollte die Reduktion der Wärmeabgabe durch die zusätzliche Schutzschicht minimal sein, um ein hohes Signal/Rausch-Verhältnis zu erzielen.

Die Aufbringung einer isolierenden Schutzschicht ist durch verschiedene technische Prozesse möglich. Die Wahl des Verfahrens richtet sich dabei sowohl nach dem Beschichtungsmaterial (metallisch/nicht-metallisch, fest/flüssig) als auch dem zu beschichtenden Objekt. Im Rahmen der Untersuchungen mit Senflex-Heißfilmen wurde das „Spin-Coating“-Verfahren genutzt, bei dem das Beschichtungsmaterial mittig auf der Oberfläche des Sensorarrays platziert und durch Rotation ($n_{\max}=8000 \text{ min}^{-1}$) flächig verteilt wird. Als Beschichtungsmaterialien wurden zwei photoresistive Lacke ausgewählt, die sich vor allem deutlich in ihrer Viskosität voneinander unterscheiden. Die Verwendung des Lackes „Kontakt Chemie, Positiv_20“ (Positiv-Resist, CRC-Industries Deutschland GmbH) ermöglicht die Herstellung von $h=3 \mu\text{m}$ dünnen Schichten, während das flüssige Dielektrikum auf Epoxydharzbasis „Probelec“ infolge erhöhter Viskosität minimale Schichtdicken von $h=6 \mu\text{m}$ erlaubt.

Zur Beurteilung der mechanischen und chemischen Nutzbarkeit dieser Lacke wurden Klimakammertests (ESPEC PL-2K Klimakammer) durchgeführt. Die Erprobungen umfassten Untersuchungen zur Festigkeit sowie Beständigkeitstests bei schnellen Temperaturwechseln, hoher Luftfeuchtigkeit und mechanischer Beanspruchung. Die Ergebnisse zeigen, dass beide

Lacke eine ausreichend hohe mechanische Oberflächenhaftung und Materialfestigkeit besitzen, um zur generellen Beschichtung von Oberflächenensoren zum Einsatz gebracht werden zu können. Temperaturbelastungszyklen zwischen -55°C und $+100^{\circ}\text{C}$ über 100 Stunden, ebenso wie Belastungstests bei 85°C und einer Luftfeuchtigkeit von 85% über 200 Stunden, führten zu keinem Materialversagen oder sprödem Abplatzen von der Trägeroberfläche, jedoch besitzt Probelec eine sehr hohe Materialsteifigkeit, die für eine Anwendung auf flexiblen Sensorarrays ungeeignet ist. Dennoch wurden auch mit diesem Epoxydharz Versuche zum dynamischen Signalverhalten durchgeführt.

Der Einfluss der Oberflächenbeschichtungen auf die dynamische Signalantwort der Senflex-Heißfilme wird an Leistungsdichtespektren und Frequenzantwortverläufen gezeigt. Die Senflex-Sensoren wurden auf einem PVC-Stopfen appliziert und am transsonischen Windkanal in turbulenten Wandgrenzschichten bei Anströmgeschwindigkeiten bis $u_{\infty}=150\text{ m/s}$ zum Einsatz gebracht.

Die sich ergebenden Leistungsdichtespektren für $u_{\infty}=150\text{ m/s}$ sind in *Abbildung 4-1* dargestellt. Zu Referenzzwecken ist auch das Spektrum eines unbeschichteten Sensors aufgetragen. Die Spektren des Oberflächenensors mit Positiv_20-Lackschichten (pro Schichtlage $3\mu\text{m}$) zeigen trotz zunehmender Gesamtschichtdicke nur minimale Amplitudeneinbußen. Hingegen ist der Einfluss des Lackes Probelec (pro Schichtlage $6\mu\text{m}$) deutlich über den gesamten betrachteten Frequenzbereich hinweg zu erkennen. Dies wirkt sich direkt auf das resultierende Signal/Rausch-Verhältnis aus und lässt sich auf die unterschiedlichen Materialfestigkeiten der zwei Lacke im ausgehärteten Zustand zurückführen. Probelec basiert auf einem Epoxydharz und bildet eine sehr feste, glasartige Lackschicht, die zu einer deutlichen Dämpfung der Signalamplituden führt. Das Ziel einer dünnen, flexiblen Beschichtung, die Wandreibungsfuktuationen nahezu ungedämpft an die Sensoren weitergibt, wird mit Probelec verfehlt.

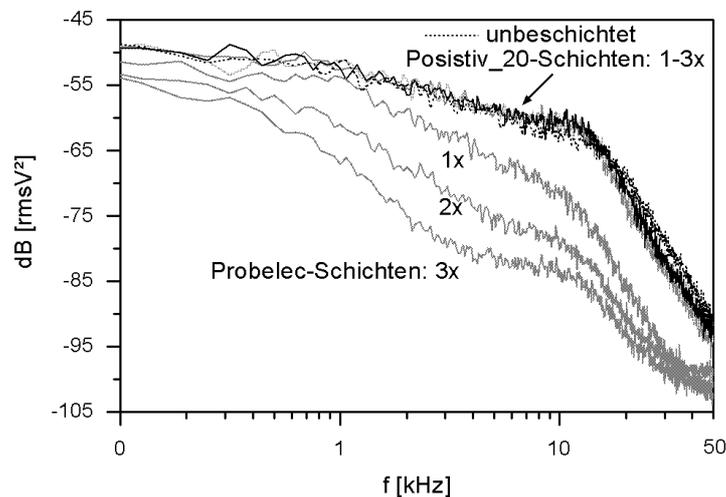


Abbildung 4-1: Leistungsdichtespektren zum Einfluss von Beschichtungslagen auf Senflex-Oberflächenheißfilmen bei $u_{\infty}=150\text{ m/s}$

Zur Erfassung der Grenzfrequenzänderung durch die Lackschichten wird ein Sinuswellenfrequenztest nach FREYMUTH [1977] benutzt, wobei die Anregung direkt in das Sensor/Anemometer-System eingekoppelt wird. In *Abbildung 4-2* sind die Frequenzantworten von beschichteten Oberflächenheißfilmen mit Positiv_20 (*Abb. a*) und Probelec (*Abb. b*) für

jeweils zwei Strömungsgeschwindigkeiten ($u_\infty=0$ und 150 m/s) dargestellt. Gezeigt werden die Verläufe für den unbeschichteten Fall sowie für ein, zwei bzw. drei Schichtlagen.

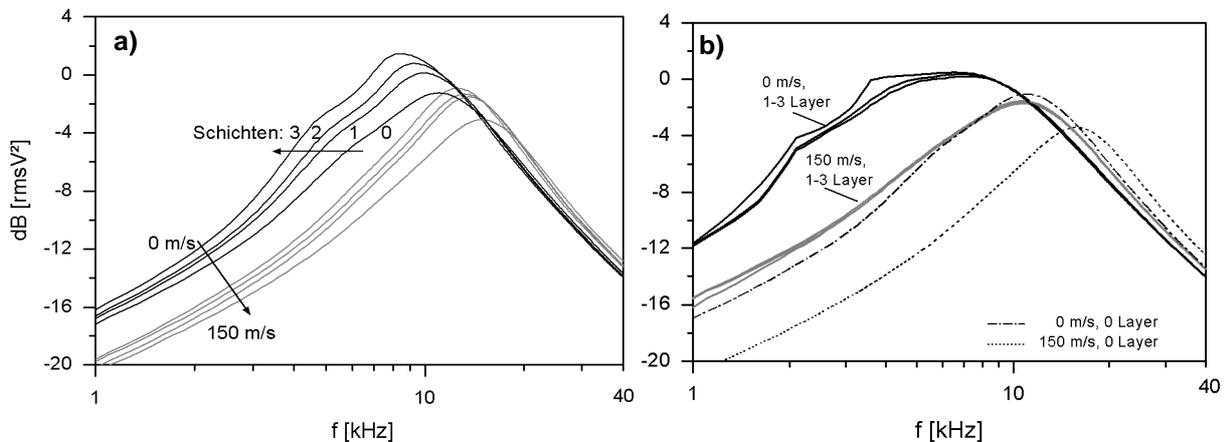


Abbildung 4-2: Leistungsdichtespektrum zum Einfluss von Beschichtungslagen auf Senflex-Oberflächenheißfilmen bei $u_\infty=150$ m/s; a) Positiv_20, b) Probelec

Während die Erhöhung der Strömungsgeschwindigkeit wie erwartet zu einer Amplitudenreduzierung führt, steigen Resonanz- und Grenzfrequenz an. Demgegenüber bewirken die einzelnen Beschichtungslagen eine Verschiebung der Signalantwort hin zu geringeren Frequenzen. Dieser Einfluss ist bei Positiv_20 für alle Schichtlagen zu erkennen. Bei Probelec hingegen erfolgt bereits durch die erste Lackschicht eine deutliche Verschiebung der Frequenzantwort. Dies äußert sich in einem sehr starken Dämpfungseffekt der Strömungssignale mit bereits einer Lackschicht. Weitere Schichten hingegen führen zu keiner weiteren Abnahme der Grenzfrequenzen.

In den Abbildungen 4-3a,b sind die Grenzfrequenzen von Positiv_20 (a) und Probelec (b) in Abhängigkeit von der Anzahl der Schichtlagen und der Strömungsgeschwindigkeit aufgetragen. Ein Vergleich der Ergebnisse verdeutlicht, inwieweit die Grenzfrequenzen durch die zwei unterschiedlichen Lacke beeinflusst werden.

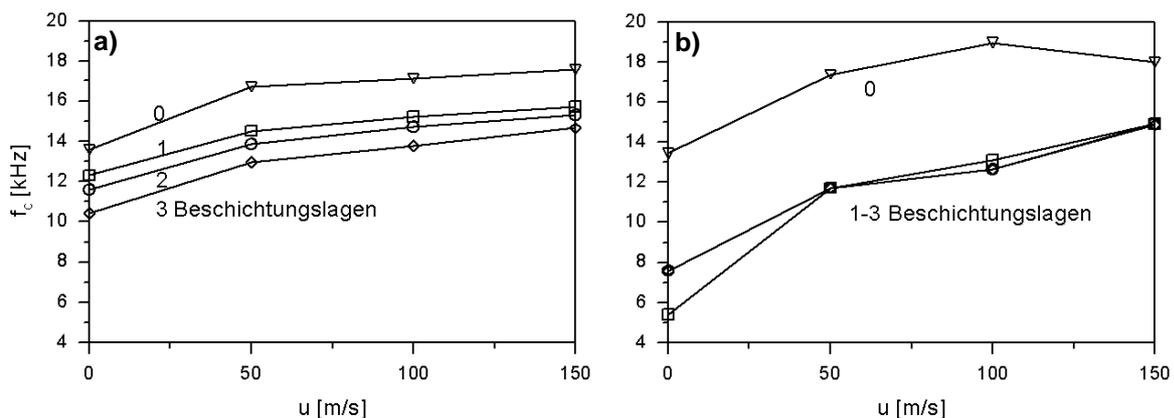


Abbildung 4-3: Einfluss von Strömungsgeschwindigkeit und Schichtlagenanzahl auf die Grenzfrequenzen von Senflex-Heißfilmen für a) Positiv_20 und b) Probelec

Bei den dargestellten Ergebnissen ist zu berücksichtigen, dass der sensorische Aspekt im Vordergrund der Untersuchungen stand. Der Einfluss des Substratmaterials auf die Grenzfrequenz hingegen wurde nicht genauer betrachtet. Es ist jedoch generell zu bedenken, dass aufgrund der thermischen Trägheit des Substratmaterials die konduktive Wärmeabgabe des Sensorelementes an das Substrat infolge lokaler Wandschubspannungsschwankungen nicht beeinflusst wird. Da jedoch die konvektive und die konduktive Wärmeabgabe von der mittleren Wandschubspannung abhängig sind, ergeben sich unterschiedliche Zeitkonstanten durch Strömung und Substrat. Hierdurch stellt sich eine materialabhängige Dämpfung der instationären Signalanteile ein, die für die statische und dynamische Kalibration eines Heißfilms zu unterschiedlichen Steigungen führt, wie *Abbildung 4-4a* verdeutlicht (Haselbach [1997]). Dies wirkt sich dahingehend auf die tatsächliche Grenz-, bzw. Eckfrequenz f_c aus, als das diese deutlich kleiner ist als die theoretische Grenzfrequenz, $f_{c,theo}$. BELLHOUSE UND SCHULTZ [1968] ermittelten die theoretische Frequenz in dimensionsloser Form für einen Heißfilm zu:

$$f_{c,theo}^+ = 0.5 \left(Pr \cdot L_{eff}^+ \right)^{-1/3}. \quad (21)$$

Exemplarisch kann für eine Schichtdicke von $6 \mu\text{m}$ (Probelec 1×, Positiv 2×) ein quantitativer Vergleich der Grenzfrequenzen beider Lacke gegeben werden. Der materialspezifische Einfluss wird durch eine direkte Gegenüberstellung der erzielten Grenzfrequenzen bis $u_\infty=150 \text{ m/s}$ in *Abbildung 4-4b* gegeben. Das Ergebnis verdeutlicht die Unterschiede in den Thermalhaushalten, hervorgerufen durch die unterschiedlichen Lackeigenschaften. Probelec führt gegenüber Positiv_20 zu einer deutlich verminderten Wärmekonvektion an das strömende Medium, woraus deutlich geringere Grenzfrequenzen resultieren.

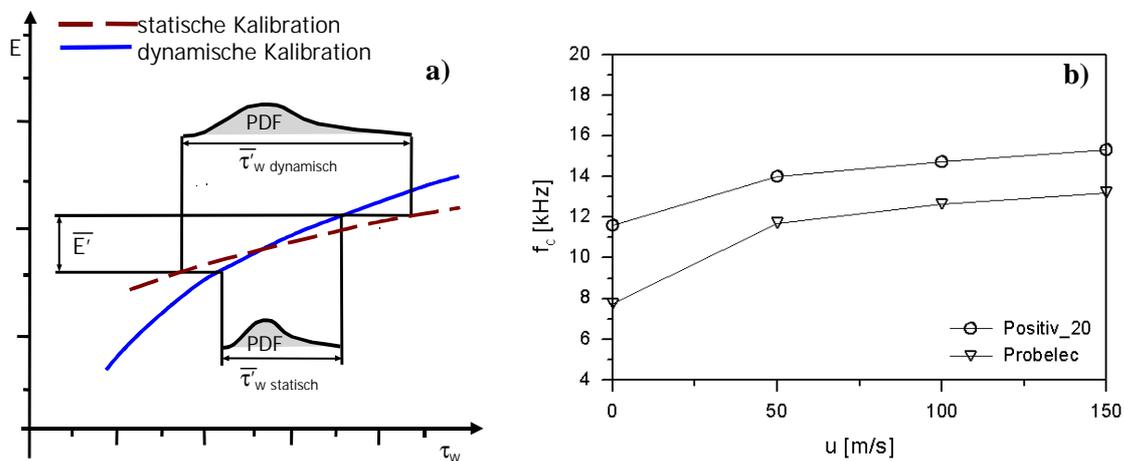


Abbildung 4-4: a) Schematische Darstellung von statischer und dynamischer Kalibration (HASSELBACH [1997]), b) Grenzfrequenzen von Senflex-Heißfilmen für Positiv_20 und Probelec bei einer Schichtdicke von $h=6 \mu\text{m}$

Der Einfluss der Schichtlagenanzahl bei konstanter Strömungsgeschwindigkeit wird in den *Abbildungen 4-5 a/b* graphisch für die zwei untersuchten Lacke herausgestellt. Bei dem mit Positiv_20 beschichtetem Oberflächenheißfilm (*Abb. a*) führt jede zusätzliche Lackschicht zu Grenzfrequenzeinbußen. *Abbildung b* verdeutlicht hingegen, dass bereits mit einer Probelec-Schicht eine sehr massive Grenzfrequenzreduktion $\Delta f_c=5...7 \text{ kHz}$ erfolgt. Weitere Aufschichtungen führen dann zu keinem erkennbaren Dämpfungseinfluss mehr. Der Effekt der

dynamischen Signaldämpfung durch den Epoxyharz-Lack ist demzufolge so stark, dass der Lack für eine Beschichtung von Oberflächenheizfilmen ungeeignet ist.

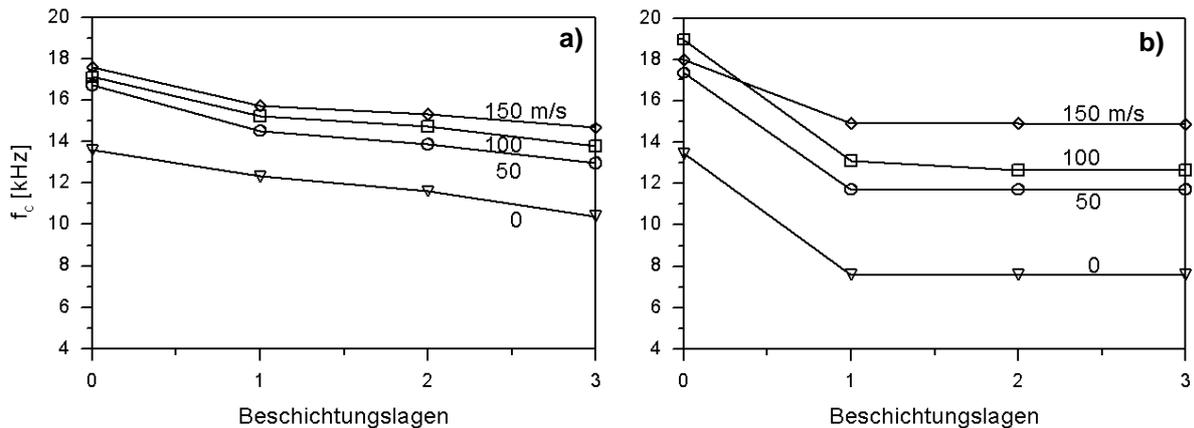


Abbildung 4-5: Einfluss der Beschichtungslagen auf die Grenzfrequenzen von Senflex-Oberflächenheizfilmen für a) Positiv_20 und b) Probelec

4.2 Oberflächenheizdraht

Bedingt durch das Messprinzip des Oberflächenheizdrahtes muss dieser zur quantitativen Erfassung der Wandschubspannung gegen eine Referenz kalibriert werden. *Abbildung 4-6* zeigt die Kalibrationskurve eines Einzelsensors in einer turbulenten Grenzschichtströmung für einen Wandschubspannungsbereich zwischen $\tau_w=2...19 \text{ N/m}^2$. Die Referenzdaten wurden durch eine CPM3-Sonde ermittelt. Die sich ergebende Kalibrationsfunktion mit den empirisch ermittelten Konstanten ist ebenfalls angegeben. Das Ergebnis zeigt, dass eine zunehmende Wandschubspannung zu einem Anstieg der Anemometer-Brückenspannung führt, während die Änderungsrate dieser Spannung, bezogen auf die Wandschubspannung ($\Delta E^2/\Delta \tau_w$), abnimmt. Dem Verlauf entsprechend ist die Signalauflösung im Bereich kleiner Wandschubspannungen deutlich höher. Dies verdeutlicht auch der dargestellte Verlauf der Sensitivität ($dE^2/d\tau_w$) in *Abbildung 4-6*.

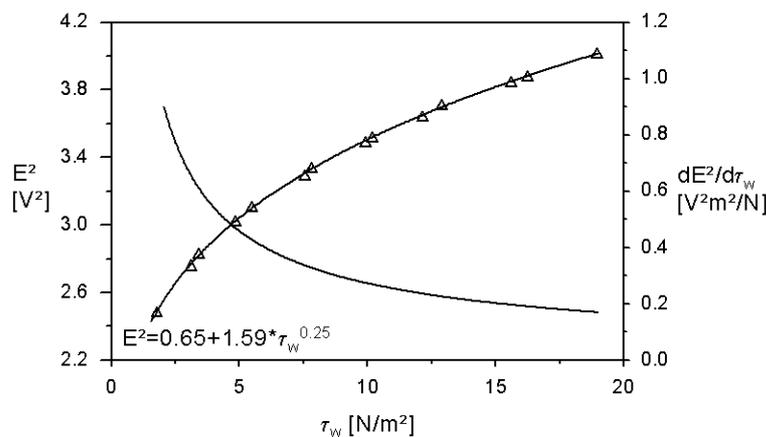


Abbildung 4-6: Kalibrationskurve und Sensitivität eines Oberflächenheizdrahtes

Zur näheren Analyse des Einflusses der Sensorelement-Anordnung des von Oberflächenheizdrähten und Senflex-Oberflächenheizfilmen auf den Thermalhaushalt sind in *Abbildung 4-7*

zwei Infrarotaufnahmen gegeben, welche die Wärmestrahlung dieser Sensoren für zwei Wandschubspannungen ($\tau_w=0 \text{ N/m}^2$, $\tau_w=2 \text{ N/m}^2$) qualitativ gegenüberstellen. Das gewählte Überhitzungsverhältnis der Oberflächenheißfilme beträgt $OHR=1.5$ und für jeweils zwei Oberflächenhitzdrähte $OHR=1.7$ bzw. $OHR=1.5$. Die Datenerfassung erfolgte durch eine Infrarotkamera (ThermaCAM PM380) mit einer Bildauflösung von 256×256 -Pixeln und einem operativen Wellenlängenbereich von $\lambda=3.4 \dots 5 \text{ }\mu\text{m}$, INFRAMETRICS [1997]. Das Substrat auf denen die Sensorarrays appliziert sind wird aus Photoplaten-Basismaterial gebildet.

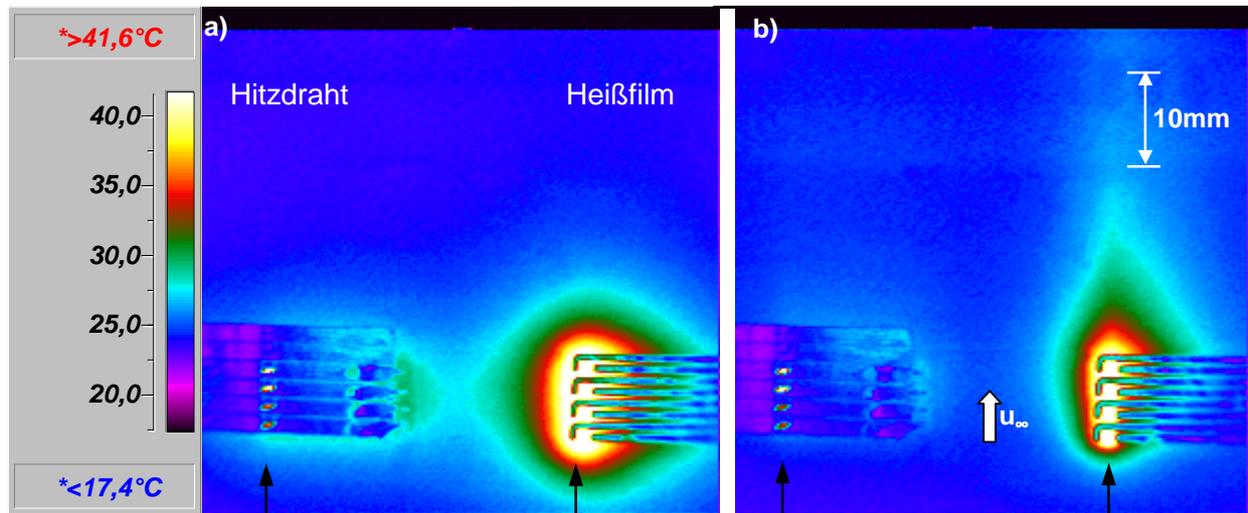


Abbildung 4-7: Isolinien-Temperaturverteilungen von Oberflächenheißfilmen und Hitzdrahtarray, a) $\tau_w=0 \text{ N/m}^2$ und b) $\tau_w=1.2 \text{ N/m}^2$

Aus *Abbildung 4-7a* geht hervor, dass die Wärmeabgabe an den dünnen Hitzdrähten lokal sehr begrenzt ist. Im Vergleich dazu erfolgt aufgrund des direkten Kontakts der Heißfilme mit dem Substrat eine deutliche Wärmeabgabe an die Struktur, so dass sich die Umgebung des gesamten Sensorarrays erwärmt. Analog zu den in *Kapitel 2* gezeigten numerischen Ergebnissen, verdeutlicht *Abbildung 4-7b* eine stark ausgeprägte Temperaturfahne hinter dem Heißfilmarray, die auch noch 30 mm stromab erkennbar ist. Ein derartiger thermischer Nachlauf ist hinter dem Hitzdrahtarray nicht erfassbar.

Für eine vergleichende Ergebnisbetrachtung sind in *Abbildung 4-8* Temperaturverläufe von Hitzdraht und Senflex-Heißfilm gegenübergestellt, die sich jeweils durch Schnitte quer durch die Sensorarrays ergeben (siehe Pfeil-Marker in *Abbildung 4-7*). Für eine quantitative Darstellung mit einer realistischen Temperaturverteilung reichte die Dynamik der Kamera nicht aus. Die Laufkoordinaten wurden entsprechend dem Sensorabstand normiert, um einen direkten Vergleich zwischen Heißfilm ($\Delta x_{\text{Sensor}}=3 \text{ mm}$) und Oberflächenhitzdraht ($\Delta x_{\text{Sensor}}=2.5 \text{ mm}$) zu ermöglichen. Die bereits zuvor beschriebenen Phänomene einer erhöhten thermischen Wärmeabgabe an die unmittelbare Umgebung, wie auch der deutlich ausgeprägte thermische Nachlauf bei den Heißfilmen (*Abb. b*), sind erkennbar. Die geringeren Amplituden der jeweils ersten zwei Oberflächenhitzdrähte resultiert aus kleineren Überhitzungsverhältnissen, wodurch sich eine niedrigere Sensorübertemperatur ergibt.

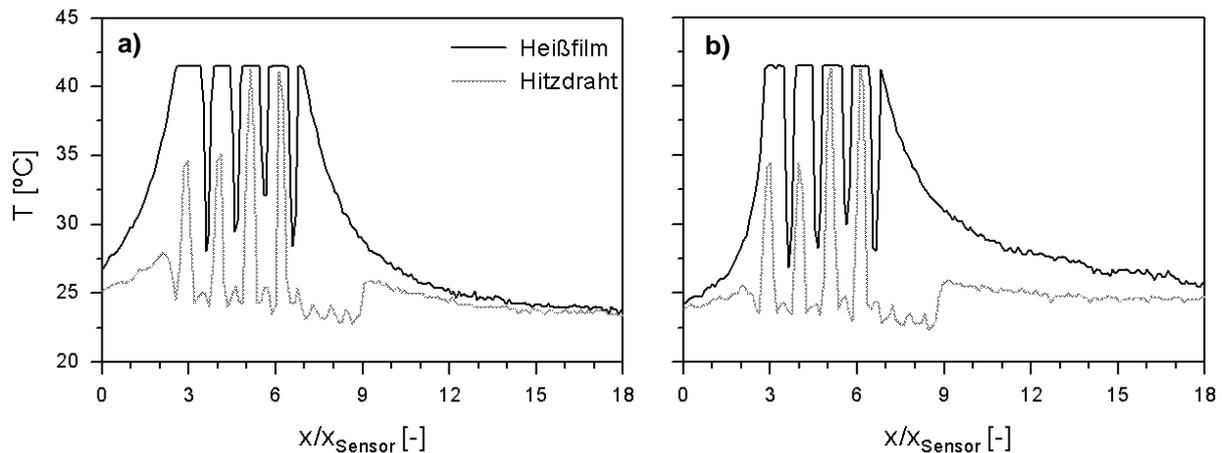


Abbildung 4-8: Isolinien-Darstellungen der Temperaturverteilungen von Oberflächenhitzdraht und Senflex-Heißfilm für a) $\tau_w=0 \text{ N/m}^2$, b) $\tau_w=2 \text{ N/m}^2$

4.3 MEMS-Oberflächenheißfilm

Zur Erfassung der statischen Sensoreigenschaften eines unbeschichteten stabförmigen MEMS-Oberflächenheißfilms ist in *Abbildung 4-9* exemplarisch die Sensorausgangsspannung in Abhängigkeit von der Wandschubspannung dargestellt. Ebenfalls gezeigt wird die resultierende Sensitivität, die sich aus der Ableitung der Sensorspannung nach der Wandschubspannung ($dE/d\tau_w$) berechnet. Die Messung wurde in einer turbulenten Grenzschicht einer ebenen Platte bei Wandschubspannungen bis $\tau_w=90 \text{ N/m}^2$ durchgeführt. Die Ergebnisse sind für einen Heißfilm mit einem Kaltwiderstand von $R_0=17.5 \Omega$ und einem Überhitzungsverhältnis von $OHR=1.15$ dargestellt.

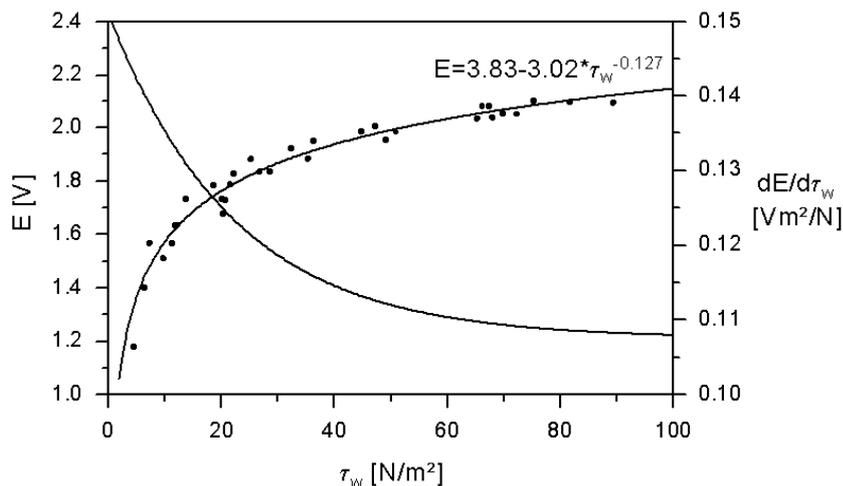


Abbildung 4-9: Sensorausgangsspannung und Sensitivität eines MEMS-Oberflächenheißfilms

Der Verlauf der statischen Signalantwort zeigt mit zunehmender Machzahl der Anströmung ein Anwachsen der Sensorausgangsspannung, während die Steigung ($\Delta E/\Delta \tau_w$) für $\tau_w > 80 \text{ N/m}^2$ gegen einen festen Wert konvergiert. Dies führt zu einer sehr deutlichen Abnahme der Sensitivität ($dE/d\tau_w$) und lässt den Schluss zu, dass der Sensor insbesondere für die Erfassung geringer bis mittlerer Wandschubspannungen geeignet ist. Die relativ starke Streuung der Messpunkte, insbesondere im Bereich kleiner Wandschubspannungen, lässt sich vor allem auf

das niedrige Signal/Rausch-Verhältnis infolge des geringen Überhitzungsverhältnisses zurückführen.

Die dynamische Signalantwort des thermoresistiven MEMS-Heißfilms wird über eine sinuswellige Anregung ermittelt. Parallel zum Sensorelement wird hierbei ein sinusförmiges Störsignal mit einer Anregungsamplitude von 50 mV über einen Vorwiderstand mit 10 k Ω in die Anemometerbrücke eingekoppelt. Die Frequenz der künstlichen Anregung wird zwischen 10 Hz und 10 kHz und einer Stufung von je 110 Hz pro Messpunkt variiert. Die charakteristische Systemgrenzfrequenz wird über einen Amplitudenabfall von $\Delta A=3$ dB gegenüber der Idealantwort definiert und kennzeichnet die physikalische Grenze des Sensor/Anemometer-Systems.

Abbildung 4-10 zeigt die Frequenzantworten eines MEMS-Oberflächenheißfilms für drei Strömungsgeschwindigkeiten, wobei die Signalamplituden in Dezibel über der Anrefrequenz dargestellt sind. Der betrachtete Sensor hat einen Kaltwiderstand von $R_0=14 \Omega$ und wird mit einem Überhitzungsverhältnis von $OHR=1.15$ im Konstant-Temperatur Modus betrieben. Die Frequenzverläufe der Abbildung 4.10 zeigen zunächst einen Amplitudenanstieg von 12 dB/Dekade bis zum Erreichen eines Maximums, dem Resonanzpunkt des Systems. Mit Überschreitung der Resonanzfrequenz nehmen die Amplituden wieder ab und fallen zunächst mit ca. 7 dB/Dekade bis auf einen Sättigungswert von $A=-14$ dB. Die Grenzfrequenzen des betrachteten MEMS-Sensors liegen zwischen 2.5 und 3 kHz. Die ermittelten Grenzfrequenzen liegen allerdings infolge der Interaktionen mit Strömung und Struktur um Größenordnungen unter der theoretischen Grenzfrequenz der Strömung $f_{c,theo.}$ eines Heißfilms (Gl. 21).

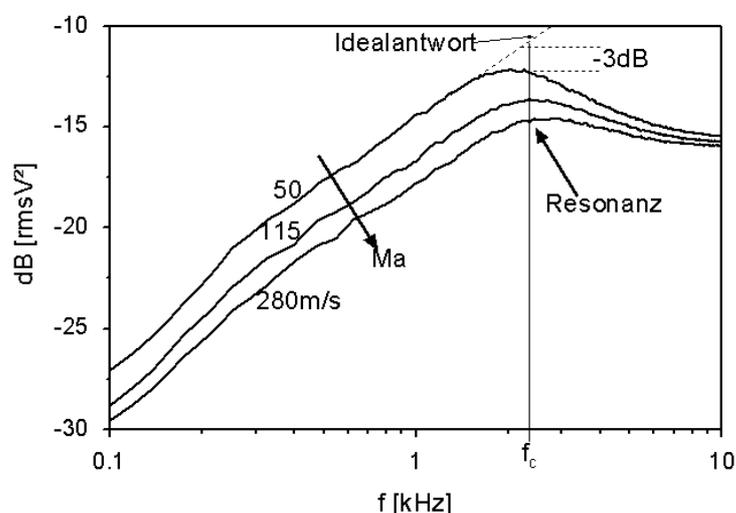


Abbildung 4-10: Frequenzantworten eines BAE MEMS-Oberflächenheißfilms

Der Einfluss der Strömungsgeschwindigkeit äußert sich in den Frequenzantworten durch eine Amplitudenreduktion, die sich aus dem gewählten Sensor/Anemometer-System ergibt. Resonanz- und Grenzfrequenz steigen hingegen mit der Machzahl an. Die Verlagerung der Amplitudenverläufe mit zunehmender Strömungsgeschwindigkeit wird durch eine sinkende Wärmerate ($\Delta\dot{Q}/u_\infty$) geprägt, siehe hierzu auch Abbildung 4-9. Während die vom Sensorelement an die Strömung abgegebene Wärmemenge in Abhängigkeit von der Strömungsgeschwindigkeit steigt, nimmt die Wärmerate stetig ab. Dies führt zu einer Sensitivitätsabnahme, die sich in den Frequenzantworten in einer Amplitudenreduktion äußert. Die Zunahme der Resonanz- sowie der Grenzfrequenz, lässt sich hingegen durch die Veränderung

der Systemreaktionszeit erklären, da durch die Erhöhung der Strömungsgeschwindigkeit eine Zunahme des Wärmeabtransportes am geheizten Sensorelement erfolgt. Dies wird durch eine erhöhte Nachführung der elektrischen Spannung berücksichtigt, um die Sensortemperatur konstant zu halten (CT-Mode). Je höher die Strömungsgeschwindigkeit ist, desto hochfrequenter wird der Prozess der Nachregelung des Systems und die damit verbundene dynamische Signalantwort.

Die im Rahmen der vorliegenden Arbeit durchgeführten Untersuchungen zum Einfluss von Oberflächenbeschichtungen an mikrotechnisch gefertigten Heißfilmen werden nachfolgend beschrieben. Die MEMS-Oberflächenheißfilme weisen eine dünne Siliziumdioxidlage von $d=0.25\ \mu\text{m}$ auf. Unter Ausnutzung der Sinuswellen-Frequenzanalyse zur Erfassung der dynamischen Signalantwort thermoresistiver Sensoren sind in *Abbildung 4-11* die Grenzfrequenzen unterschiedlicher MEMS-Oberflächenheißfilme aufgetragen. Die Sensoren wurden mit einem Überhitzungsverhältnis von $OHR=1.2$ abgeglichen. Die dargestellten Verläufe verdeutlichen ein Anwachsen der Grenzfrequenzen mit zunehmender Machzahl der Anströmung. Der thermische Dämpfungseinfluss einer $0.25\ \mu\text{m}$ dünnen Siliziumdioxidschicht auf die Grenzfrequenzen ergibt sich aus der vergleichenden Betrachtung der Ergebnisse zweier stabförmiger Sensoren. Die zusätzliche Materialschicht agiert hierbei wie ein Tiefpassfilter hinsichtlich des Frequenzspektrums und führt zu einer Reduktion der Grenzfrequenz. Mit zunehmender Machzahl verliert dieser Effekt über den betrachteten Bereich hinweg leicht an Einfluss. Aus diesem Grund konvergieren die Trendlinien.

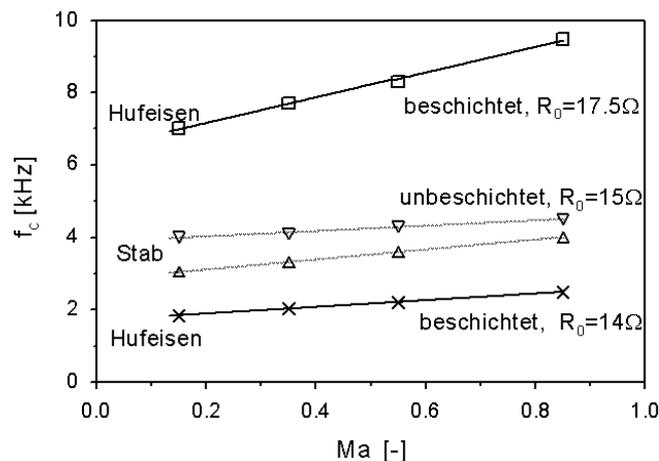


Abbildung 4-11: Grenzfrequenzen von beschichteten und unbeschichteten MEMS-Sensoren

Infolge einer relativ hohen Streuung der Kaltwiderstände der MEMS-Sensor ($10\text{...}20\ \Omega$) sind in *Abbildung 4-11* auch die Grenzfrequenzen zweier beschichteter Hufeisensensoren gegenübergestellt. Der Vergleich zeigt, dass sich bei gleichem Überhitzungsverhältnis, aber höherem Sensorwiderstand deutlich größere Grenzfrequenzen ergeben. Die Ursache hierfür liegt in den Fertigungstoleranzen der zwei Sensoren, die sich in den unterschiedlichen Sensorkaltwiderständen äußern. Ein Abgleich der Sensoren mit einem konstantem OHR führt somit zu zwei unterschiedlichen Sensorwarmwiderständen, die im Betrieb unterschiedliche Sensorübertemperaturen und dementsprechend auch voneinander abweichende Sensitivitäten bewirken. Eine erhöhte Sensortemperatur führt dabei zu einer Erhöhung der Sensitivität und wirkt frequenzsteigernd auf die dynamische Signalantwort.

4.4 Vergleich der Oberflächensensoren

In *Abbildung 4-12* sind die Grenzfrequenzen dreier thermoresistiver Oberflächensensoren vergleichend über der Machzahl der Anströmung dargestellt. Oberflächenheizdraht und klassischer Oberflächenheißfilm (Senflex-HF) wurden mit einem Überheizungsverhältnis von $OHR=1.55$ betrieben. Der MEMS-Sensor hingegen ist mit einem OHR von 1.2 abgeglichen worden.

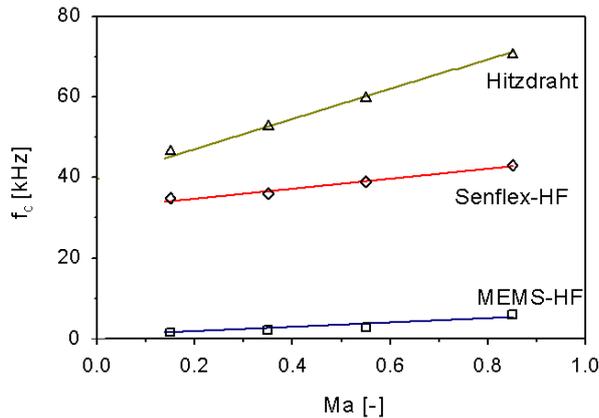


Abbildung 4-12: Grenzfrequenzen verschiedener thermoresistiver Oberflächensensoren

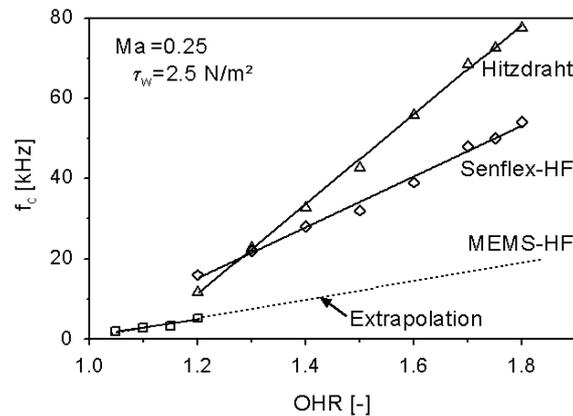


Abbildung 4-13: Einfluss von OHR auf die Grenzfrequenz thermoresistiver Sensoren

Mit Oberflächenheizdraht und Senflex-Heißfilm lassen sich Grenzfrequenzen deutlich über 30 kHz erzielen. Dagegen erlaubt der MEMS-Sensor konstruktiv bedingt nur sehr kleine Überheizungsverhältnisse, die zu Grenzfrequenzen bis maximal $f_c=6$ kHz führen. Die mit einem Oberflächenheizdraht erreichbaren Frequenzen veranschaulichen, dass durch die thermische Entkopplung des Sensorelementes (Heißdraht) von der Struktur im Vergleich zu Oberflächenheißfilmen deutlich höhere Frequenzen erzielt werden können. Zudem verdeutlichen die Ergebnisse für den betrachteten Geschwindigkeitsbereich eine lineare Abhängigkeit der Grenzfrequenz (f_c) von der Machzahl. Eine Betrachtung der drei Verläufe zeigt zudem, dass sowohl das vorgegebene Sensorüberheizungsverhältnis als auch der Thermalhaushalt der Sensoren entscheidende Einflussparameter sind. *Abbildung 4-13* stellt hierzu die Grenzfrequenzen der drei Sensoren für den Fall einer konstanten Wandschubspannung und der Variation des OHR gegenüber. Die Überheizungsverhältnisse von Heißdraht und klassischem Heißfilm wurden zwischen 1.2 und 1.8 variiert, während der MEMS-Oberflächenheißfilm mit einem maximalen OHR von 1.2 abgeglichen werden konnte. Alle drei Verläufe steigen mit zunehmendem Überheizungsverhältnis linear an, wobei die Steigung des Oberflächenheizdrahtes dabei deutlich über denen der Heißfilme liegt. Verantwortlich hierfür ist die unterschiedliche Anordnung der Sensorelemente und die sich daraus ergebenden Thermalhaushalte. Bei den MEMS-Heißfilmen führte die Erhöhung des Überheizungsverhältnisses über $OHR=1.2$ hinaus zu einem elektrischen Versagen. Dies lässt sich mit der Entstehung eines lokalen Temperaturmaximums am Sensorelement begründen, da das Überheizungsverhältnis direkt mit der Überhitzungstemperatur korreliert. Strömungsbedingte Temperaturfluktuationen führen zudem zu hohen lokalen thermischen Materialbelastungen und verursachen schon nach kurzer Zeit einen Sensordefekt. Eine lineare Datenextrapolation prinzipiell erzielbarer Grenzfrequenzen für einen MEMS-Heißfilm ist

tendenziell in *Abbildung 4-13* mit eingezeichnet. Mit einem Überhitzungsverhältnis von beispielsweise $OHR=1.5$ lassen sich demnach Frequenzen um ca. 15 kHz erzielen.

4.5 Voruntersuchungen am Axialventilator

Für die im Rahmen der vorliegenden Arbeit gezeigten Anwendungen des Oberflächenheizdrahtes an zwei- und dreidimensional gekrümmten Schaufelprofilen wurde das ursprüngliche Substrat (Photoplattenbasismaterial) durch eine 30 μm dünne kupferbeschichtete Polyimide-Folie (Kaptonfolie, $h=30\dots 50\mu\text{m}$) ersetzt. Sie ermöglicht die direkte und zerstörungsfreie Applizierung des flexiblen Sensorarrays auf der Oberfläche des zu untersuchenden Objektes. Die Kaptonfolie zeichnet sich durch günstige thermische, mechanische und physikalische Eigenschaften aus. Das Material ist schwer entzündlich, neigt nur geringfügig zum Kriechen und besitzt gute elektrische Isolationseigenschaften.

Periodisch instationäre Strömungen, wie sie beispielweise in rotierenden Schaufelgittern auftreten, zeichnen sich durch hochfrequente Wechsel der Grenzschichtzustände aus. Untersuchungen in derartigen Systemen bei Drehzahlen von bis zu $f=50$ Hz und Blattfolgefrequenzen bis 2.2 kHz erfordern die Nutzung eines Datenerfassungssystems, das diese messtechnischen Anforderungen erfüllt. Für eine gute Signalauflösung wurde das verwendete Messsystem im Rahmen der Voruntersuchungen mit einer Abtastfrequenz von $f_A=20$ kHz und einer Anzahl von 256 Abtastwerten (Samples) betrieben, so dass pro Zeitschrieb 3 bis 4 Schaufeldurchläufe erfasst werden. Um stochastische Störungen aus den Signalen herauszufiltern, erfolgte eine getriggerte phasenstarre Mittelung über 200 Zeitblöcke. Die Voruntersuchungen wurden am Axialventilator des ILR durchgeführt und dienten der Erprobung des Messsystems sowie der erstmaligen Anwendung von Oberflächenheizdrähten auf Kaptonfolienbasis in einer Schaufelgitterkaskade. Zu Vergleichszwecken wurden auch Untersuchungen mit Hilfe einer einfachen Visualisierung durch Wollfäden durchgeführt.

In *Abbildung 4-14* sind für eine Rotordrehzahl von $n=1080$ min^{-1} ($f_n=18$ Hz; Blattfolgefrequenz $f_B=306$ Hz) Weg-Zeit-Diagramme der Wandschubspannung (Sensorausgangsspannung) an Saug- und Druckseite gegeben. Dargestellt sind die Fluktuationssignale der Sensorspannungen von jeweils 24 Sensoren über der normierten Lauflänge x/c (Sehnenlänge $c=128$ mm). Das Ergebnis zeigt die Grenzschichten für drei Durchläufe von Rotorschaukeln, die sich jeweils in einen nachlaufinduzierten Pfad mit hohen Signalamplituden und einem Pfad zwischen zwei Nachlaufdellen unterteilen lassen. Entlang der Lauflänge nehmen die Spannungsamplituden auf der Saugseite der Schaufel stetig zu und erreichen bei $x/c=80\%$ ein transitionales Maximum. Auf der Druckseite der Schaufel ist über einen großen Schaufelbereich ($25\%<x/c<85\%$) hinweg ein stark ausgemischter Bereich mit geringen Amplituden zu erkennen. Dies deutet auf eine abgelöste Grenzschicht hin, die erst im Bereich der Schaufelhinterkante wieder zum Anliegen kommt.

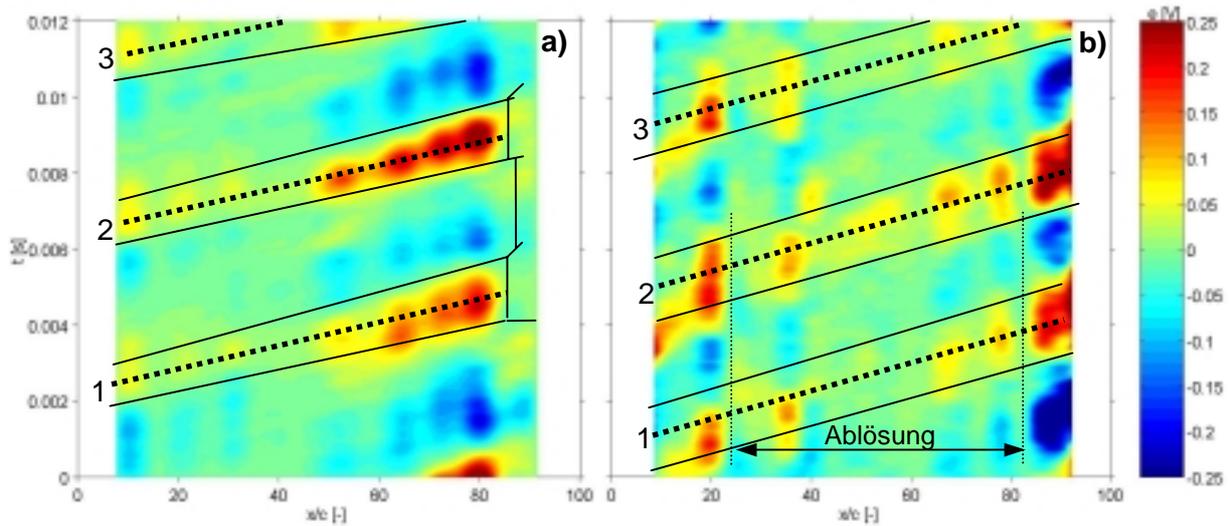


Abbildung 4-14: Flächendiagramme der Wandschubspannung ($f_n=18$ Hz),
a) Schaufelsaugseite, b) Druckseite

Abbildung 4-15 stellt für zwei ausgewählte Zeitpunkte ($t_1=4.5$ ms; $t_2=10.5$ ms) Liniendiagramme der Sensorfluktuationsspannung e und deren RMS-Werte auf der Profilsaugseite (Abb. a) sowie der Druckseite (Abb. b) dar. Die mit $t_{1,2}$ deklarierten Zeitschnitte liegen im nachlaufinduzierten Pfad (t_1), verursacht durch die Grenzschichtanregung einer Rotorschaukel im Vorlauf, und dem beruhigten Strömungspfad (t_2). Auch diese Darstellungen verdeutlichen die unterschiedlichen Grenzschichten in den Signalverläufen auf Druck- und Saugseite sowie entlang der zwei charakteristischen Pfade.

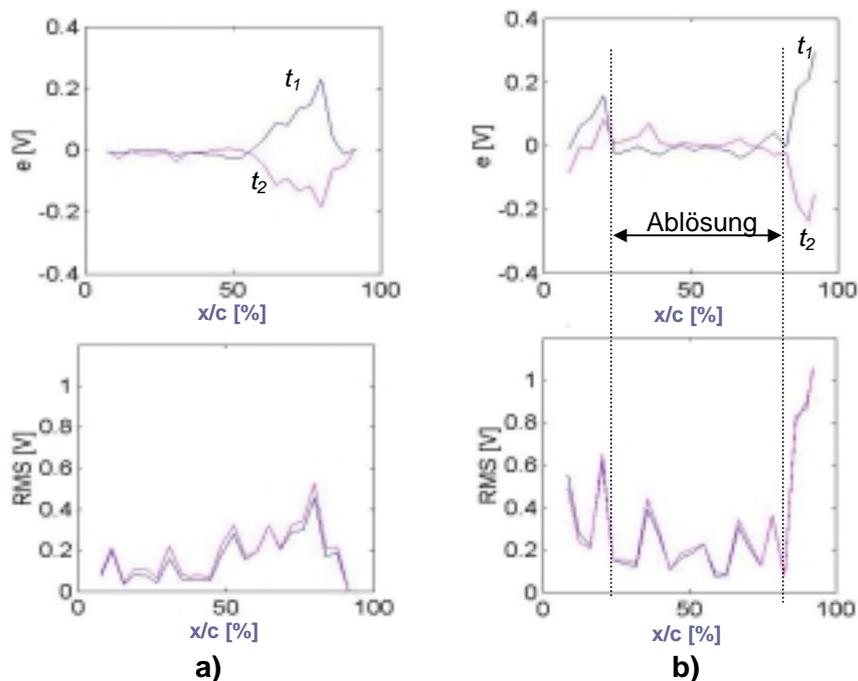


Abbildung 4-15: Schnitt-Diagramme (e , RMS) von a) Saug-, b) Druckseite bei $f_n=18$ Hz

Ein Vergleich der Hitzdrahtergebnisse durch eine einfache Visualisierung mit Hilfe von Wollfäden (*Abbildung 4-15*) erlaubt einen generellen Vergleich der globalen Grenzschichtmechanismen. Insbesondere die Größe des Ablösegebietes auf der Druckseite der Schaufel (*Abb. b*) ist sehr gut erkennbar und entspricht den Ergebnissen der wandbündigen Hitzdrahtmessungen.

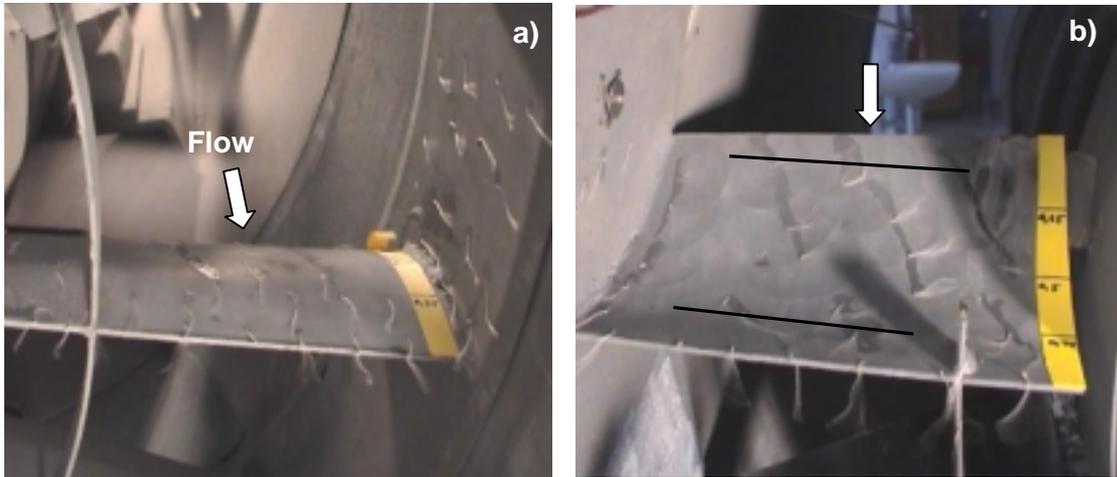


Abbildung 4-16: Visualisierung mit Wollfäden, a) Saugseite der Schaufel, b) Druckseite

4.6 Wertung der Voruntersuchungen

Die im Rahmen der vorliegenden Arbeit durchgeführten Untersuchungen zur Oberflächenbeschichtung an Senflex-Heißfilmen geben Aufschluss über die Verluste in der Frequenzantwort. Der Vergleich zweier photoresistiver Lacke (Positiv_20 und Probelec) zeigt, dass Probelec bereits mit der ersten Schichtlage ($d=6\ \mu\text{m}$) einen sehr deutlichen Einbruch im Signal/Rausch-Verhältnis hervorruft. Die Leistungsdichtespektren weisen dabei einen Amplitudenabfall von 9 dB (bei 3 Lagen 20 dB) auf, während Positiv_20 bei einer Schichtdicke von $9\ \mu\text{m}$ (3 Lagen) einen Abfall von nur 2...3 dB verursacht. Ähnliche Ergebnisse zeigen sich auch beim Vergleich der Grenzfrequenzen zwischen beiden Lacken. Die Reduktion der Grenzfrequenz durch Probelec beträgt für eine $6\ \mu\text{m}$ Schicht bereits $f=6.25\ \text{kHz}$ ($u_\infty=0\ \text{m/s}$), bei Positiv_20 hingegen nur $f=2\ \text{kHz}$. Die Anwendung der zwei Lacke lässt die Schlussfolgerung zu, dass Probelec aufgrund seiner Materialspezifikationen im ausgehärteten Zustand nicht geeignet ist, um die Anforderungen nach einer minimalen Beeinflussung der Sensitivität der Oberflächensensoren zu erfüllen.

Beschichtungsuntersuchungen mit MEMS-Oberflächenheißfilmen verdeutlichen die Reduktion des Signal/Rausch-Verhältnisses durch eine aufgebrauchte Schutzschicht. Aufgrund der sehr dünnen Siliziumdioxidschicht ist der Dämpfungseffekt gegenüber einem unbeschichteten Sensor gering und kann mit steigender Wandschubspannung nahezu vernachlässigt werden. Die Reduktion der Grenzfrequenz an einem MEMS-Stabsensor beträgt im Bereich kleiner Machzahlen ca. $\Delta f_c=1.2\ \text{kHz}$, während sie im hohen Unterschall ($Ma=0.9$) gegen $0.5\ \text{kHz}$ konvergiert.

Voruntersuchungen an Schaufelprofilen eines Axialventilators dienen zur Erprobung der prinzipiellen Anwendbarkeit von flexiblen Oberflächenhitzearrays und des Mehrkanal-Datenerfassungssystems. Die Ergebnisse zeigen, dass das System generell geeignet ist, um qualitative Untersuchungen von Mechanismen einer instationären Grenzschichttransition an Schaufelprofilen durchzuführen. Die Oberflächensensoren auf Kaptonfolienbasis stellen somit eine sinnvolle Ergänzung zur instationären Wandschubspannungserfassung dar. Ihr verbessertes Signal/Rausch-Verhältnis und die höheren Grenzfrequenzen gegenüber einem klassischen Oberflächenheißfilm resultieren dabei aus dem günstigen Thermalhaushalt.

Eine Zusammenfassung der Ergebnisse der Voruntersuchungen ermöglicht die Charakterisierung der betrachteten Oberflächensensor-Messtechniken bezüglich der Erfassung von stationären und instationären Wandschubspannungen und ihrer Anwendungspotentiale. In der nachfolgenden Tabelle sind hierzu die Vor- und Nachteile der erprobten Sensortechniken zusammengestellt.

Tabelle 4-1: Sensorcharakteristika

Sensortechnik	Vorteile	Nachteile
Senflex-Oberflächen- heißfilm	<ul style="list-style-type: none"> - Dünne und flexible Trägerstruktur, geeignet zur Instrumentierung von dreidimensional gekrümmten Oberflächen - Durch Oberflächenbeschichtung kann die Sensorrobustheit erhöht werden 	<ul style="list-style-type: none"> - Hohe Wärmeverluste in die Trägerstruktur und dadurch begrenzte Dynamik (analog zu mechanischer Dämpfung) - Thermische Interferenzen zwischen benachbarten Sensoren
Oberflächen- hitdraht	<ul style="list-style-type: none"> - Weitestgehend thermisch isoliertes Sensorelement erlaubt die Realisierung hoher Grenzfrequenzen bei einer hohen Signalsensitivität, insbesondere im niederen Wandschubspannungsbereich - Fertigung flexibler Sensorarrays auf dünner Kaptonfolie 	<ul style="list-style-type: none"> - Empfindlich gegenüber mechanischen Beanspruchungen wie Staubpartikeln - Empfindlich gegenüber hohen Belastungen durch Oberflächenkräfte, bspw. bei Tragflügeluntersuchungen an der Profilvorderkante (Saugspitze) in transsonischen Strömungen - Erhöhung der mechanischen Widerstandsfähigkeit durch eine Oberflächenbeschichtung wurde bisher nicht realisiert
MEMS-Oberflächen- heißfilm	<ul style="list-style-type: none"> - Sehr kleine Sensorelemente erlauben eine hohe lokale Signalauflösung - Mittels einer Beschichtung lässt sich die mechanische Widerstandsfähigkeit erhöhen - Die Sensoren können mechanisch betrachtet auch im Hochgeschwindigkeitsbereich zum Einsatz gebracht werden 	<ul style="list-style-type: none"> - Hohe Wärmeverluste in die Struktur - Konstruktive Applikation der gegebenen Sensoren ist schwieriger als bei Foliensensoren - Mikromechanische Fertigung ist kostspielig

5. Experimentelle Hauptuntersuchungen

Aufbauend auf den Voruntersuchungen mit Oberflächenheizdrähten zur Erfassung periodisch-instationärer Grenzschichten wurden an zwei Prüfständen für Turbomaschinen experimentelle Untersuchungen zur Anwendung thermoresistiver Sensorarrays an Schaufelprofilen durchgeführt. Sie dienen sowohl zur exemplarischen Demonstration des Anwendungspotentials der Sensoren als auch zur Erfassung und Analyse multimodaler Grenzschichten unter dem Einfluss periodisch-instationärer Nachlaufbereiche (Nachlaufdellen). *Kapitel 5.1* beschreibt zunächst die Ergebnisse aus Untersuchungen an einem Axialverdichterprüfstand. Im Anschluss werden dann in *Kapitel 5.2* Ergebnisse vorgestellt, die an einem Turbinenprüfstand erfasst wurden. In *Kapitel 5.3* wird eine abschließende Wertung über die erzielten Erkenntnisse vorgenommen.

5.1 Ergebnisse am Niedergeschwindigkeits-Verdichterprüfstand (LSRC)

Kapitel 5.1 gliedert sich in Lauf- und Leitraduntersuchungen der sogenannten Datum-Konfiguration des 1,5-stufigen Niedergeschwindigkeits-Axialverdichterprüfstandes mit konventionellen Schaufelprofilen ohne dreidimensionale Krümmungen. Ein Vorleitrad (inlet guide vane: IGV) dient bei dieser Anlage der Erzeugung von spezifischen Eintrittsbedingungen für die nachfolgende Verdichterstufe, um die Mittelstufe eines Hochdruckverdichters zu simulieren.

Abbildung 5-1 zeigt zunächst das Kennfeld des untersuchten Verdichters für drei Betriebsdrehzahlen ($f_n=47, 37$ und 28 Hz), wobei sich die charakteristischen Arbeitslinien durch eine Variation des Massendurchsatzes ergeben. Graphisch dargestellt ist das Druckverhältnis p_3/p_0 (p_3 am Statoraustritt, p_0 am IGV-Eintritt), siehe *Abb. 5-1b* und der Wirkungsgrad (η) der Anlage in Abhängigkeit vom Massendurchsatz \dot{m} . Die betrachtete Verdichterstufe liefert im Betriebspunkt $f_n=47$ Hz, $\dot{m}=6.4$ kg/s einen maximalen Wirkungsgrad von $\eta=0.86$, während der Auslegungspunkt bei $\dot{m}=6.82$ kg/s liegt ($\eta=0.85$).

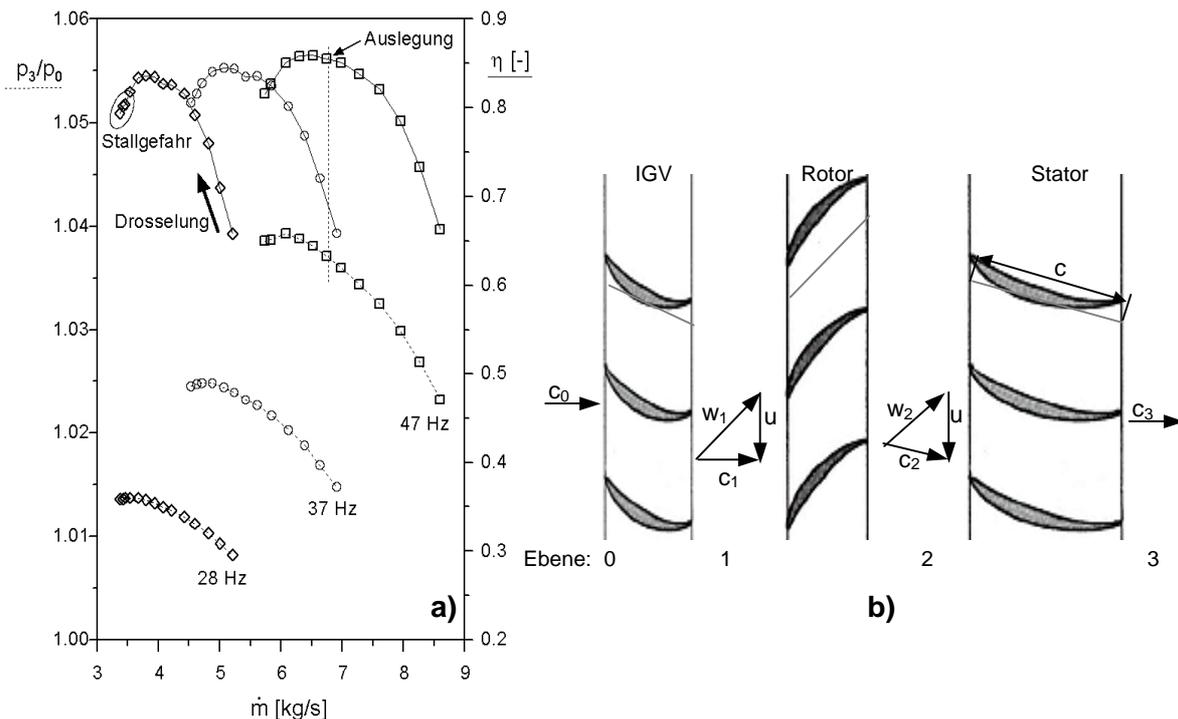


Abbildung 5-1: a) Verdichterkennfeld des einstufigen Axialverdichters, b) Prinzipskizze zur Deklaration der Betrachtungsebenen

5.1.1 Untersuchungen an einem Stator

- Einflüsse auf die saugseitige Transitionslage

Ein allgemeiner Überblick über den Einfluss der Betriebsdrehzahl und des Massendurchsatzes auf die saugseitige Grenzschichttransition an den zwei instrumentierten Leitrad-schaufeln des Verdichters wird in *Abbildung 5-2a* gegeben. Die Signale der Oberflächensensoren wurden mit einem Verstärkungsfaktor 10 sowie einer Tiefpassfilterung ($f_c=3.3$ kHz) erfasst, um den Einfluss hochfrequenter stochastischer Störungen zu minimieren. Die aufgetragenen Messpunkte stellen den jeweiligen charakteristischen Amplitudennulldurchgang der Schiefeverteilung (μ_3) des Pfads zwischen zwei Nachlaufdüsen dar. Der Nulldurchgang ist ein Indikator für die Transitionslage, in welchem die Intermittenz definitionsgemäß gerade den Wert $\gamma=0.5$ annimmt. Das Diagramm zeigt gute Übereinstimmungen zwischen den Messergebnissen der Senflex-Oberflächenheißfilme und den erstmals an einer Turbomaschinenschaufel zum Einsatz gebrachten Oberflächenhitzzdrähte auf Kaptonfolienbasis. Dies zeigt sich insbesondere für die Auslegungsdrehzahl $f_n=47$ Hz. Die Verläufe veranschaulichen zudem, dass mit zunehmender Systemdrosselung und einer damit verbundenen Reduktion des Massendurchsatzes eine Verlagerung der Transition stromauf stattfindet. Die Drosselung führt zu einem Anstieg des Druckverhältnisses p_3/p_0 im Verdichter und damit zu einer Destabilisierung der Grenzschicht.

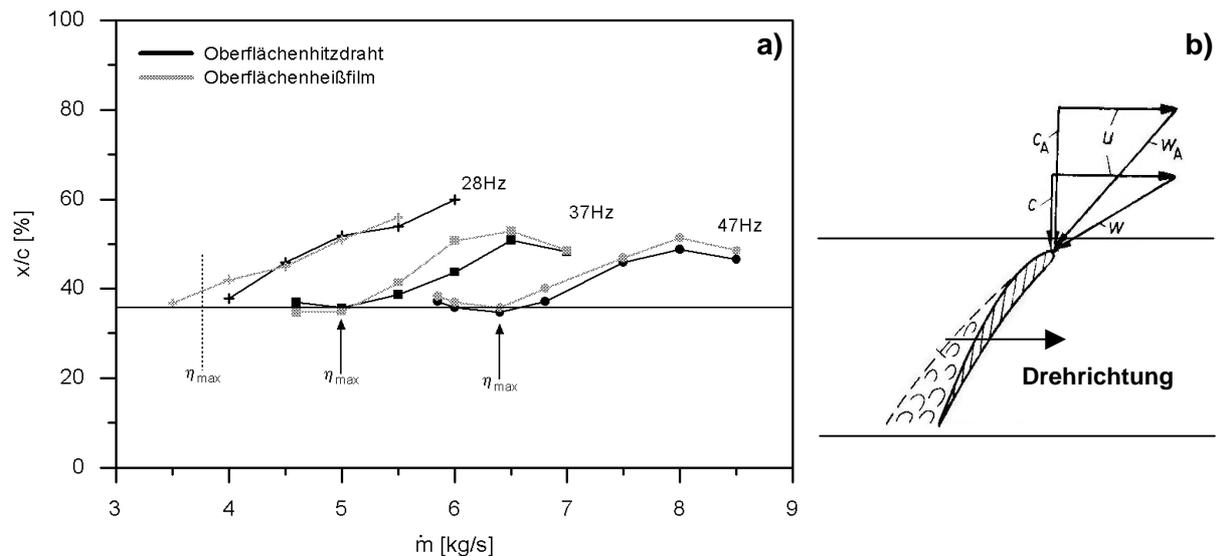


Abbildung 5-2: a) Einfluss von Drehzahl und Massendurchsatz auf die Transitionslage am Stator des Axialverdichters, b) Prinzipielle Auswirkung einer Reduktion des Massenstromdurchsatzes

Die prinzipielle Wirkung einer Reduktion des Massendurchsatzes auf die Position der Transitionsgebiete geht aus *Abbildung 5-2b* hervor. Wird der Massendurchsatz gegenüber einem Ausgangszustand (Index A) verringert, so nimmt die Meridiangeschwindigkeit \vec{c}_A auf \vec{c} ab. Unter Berücksichtigung einer konstanten Umfangsgeschwindigkeit \vec{u} kommt es zu einer Änderung des Gitterzuströmvektors \vec{w}_A zu \vec{w} . Gleiches gilt auch für eine Zunahme der Umfangsgeschwindigkeit \vec{u} über eine Drehzahlerhöhung bei gleichbleibender Meridiangeschwindigkeit \vec{c}_A . Die positive Änderung des Gitterzuströmungswinkels führt zu einer erhöhten aerodynamischen Belastung am Schaufelprofil. Auf der Profilsaugseite bildet sich hierdurch ein erhöhter statischer Druckgradient aus was in Gebieten mit Strömungsverzögerung zu einer druckinduzierten Ablösung der Grenzschicht führen kann. Die Transition erfolgt dann in einer laminaren Ablöseblase.

Die in *Abbildung 5-3* vergleichend gegenübergestellten Zeitschriebe der Rohspannungssignale (e [V]) mehrerer Betriebspunkte heben den Einfluss des Massendurchsatzes auf die Grenzschichttransition an der Statorschaufel ebenfalls deutlich hervor. Dargestellt sind die phasenstarr gruppengemittelten Signale über 200 Einzelmessungen des Oberflächenheißfilmarrays. Der Auslegungspunkt des Verdichters liegt bei $\dot{m} = 6.82$ kg/s, während sich der maximale Wirkungsgrad (η_{\max}) für einen Massendurchsatz von $\dot{m} = 6.4$ kg/s einstellt. Das Ergebnis zeigt, dass durch die Reduktion des Massenstroms eine Verschiebung der Transitionslage zur Schaufelvorderkante hin erfolgt. Des Weiteren bildet sich durch den abnehmenden Massendurchsatz ein lokales Amplitudenmaximum an der Schaufelvorderkante ($x/c = 2.31\%$) aus, das durch eine Staupunktwanderung hervorgerufen wird.

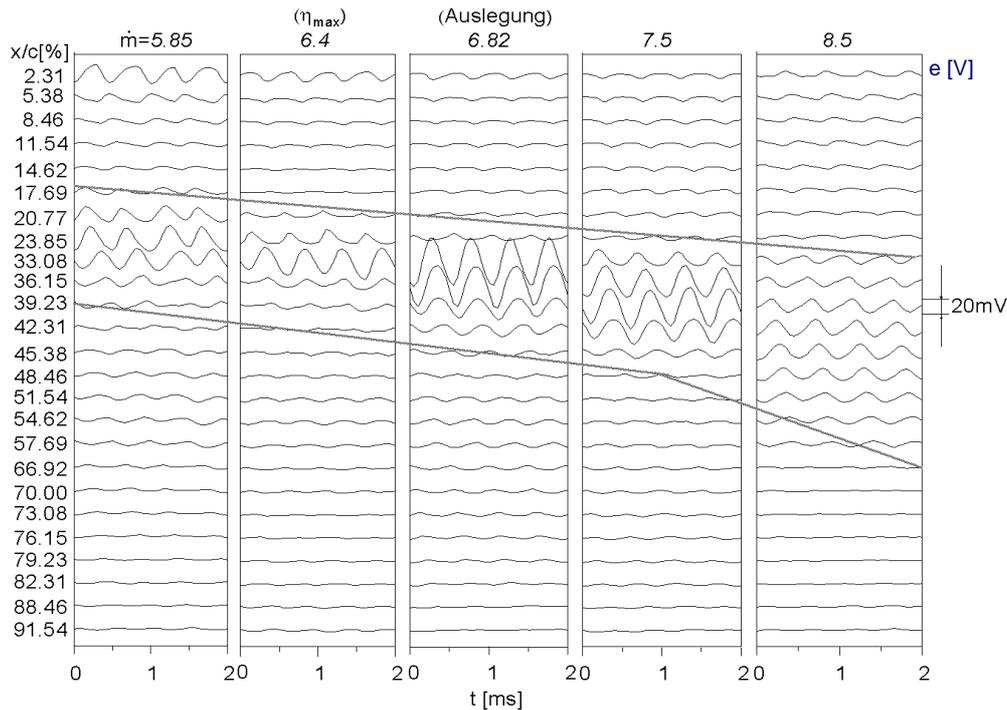


Abbildung 5-3: Zeitschriebsignale der Oberflächenheißfilme bei $f_n = 47$ Hz:
Einfluss des Massendurchsatzes auf die Transitionslage am Verdichterleitrad

- Anwendung eines Oberflächenheizdrahtarrays

Zur Verdeutlichung des Anwendungspotentials von Oberflächenheizdrähten an Schaufelprofilen bei instationären Strömungsbedingungen, sind im Vergleich zu konventionellen Senflex-Heißfilmen Campbell-Diagramme der Wandschubspannung e [V] und der Schiefeverteilung μ_3 [-] in *Abbildung 5-4* gegenübergestellt. Betrachtet wird der Auslegungspunkt ($f_n = 47$ Hz, $\dot{m} = 6.82$ kg/s) des Verdichters, wobei die gegebene Zeitsequenz ($t = 2$ ms) auf vier Nachläufe beschränkt ist. Die Amplituden werden durch 40 äquidistante Farbabstufungen dargestellt, hierbei stellt rot ein Amplitudenmaximum und blau ein Minimum dar. Zur Verdeutlichung der Sensordichte sind in den *Abb. 5-4a,b* zudem die Sensorpositionen angegeben. Gezeigt werden auch Wasserfalldiagramme der Leistungsdichtespektren (e, f). Die Ergebnisse veranschaulichen eine sehr gute Übereinstimmung der zwei Sensortechniken. Die Transitionslage, gekennzeichnet durch die Maxima der Amplituden in den Signalspannungen, wird von beiden Sensorarrays an den gleichen lokalen Positionen ($x/c = 25 \dots 35\%$) erfasst (*Abb. 5-4a,b*). Beide Oberflächensensorarrays geben den periodischen Wechsel von nachlaufinduziertem Pfad und Pfad zwischen zwei Nachlaufzellen vergleichbar wieder. Bei den Heizdrähten bildet sich allerdings eine schärfere Abgrenzung der Pfadverläufe aus. Auffällig ist zudem eine ausgeprägte punktuelle Amplitudencharakteristik bei den Heizdrahtergebnissen, die sich durch lokale Maxima bzw. Minima darstellt. Die Abweichungen basieren vorwiegend auf dem unterschiedlichen Thermalhaushalt der zwei Sensorprinzipien. Bei den Heizdrähten führt dies zu einer ausgeprägten lokalen Signalauflösung, während bei den Heißfilmen ein homogenisierender thermischer „Versmierungseffekt“ ersichtlich ist, der durch Wärmeverluste in die Trägerstruktur und thermischen Interferenzen zwischen benachbarten Einzelsensoren induziert wird.

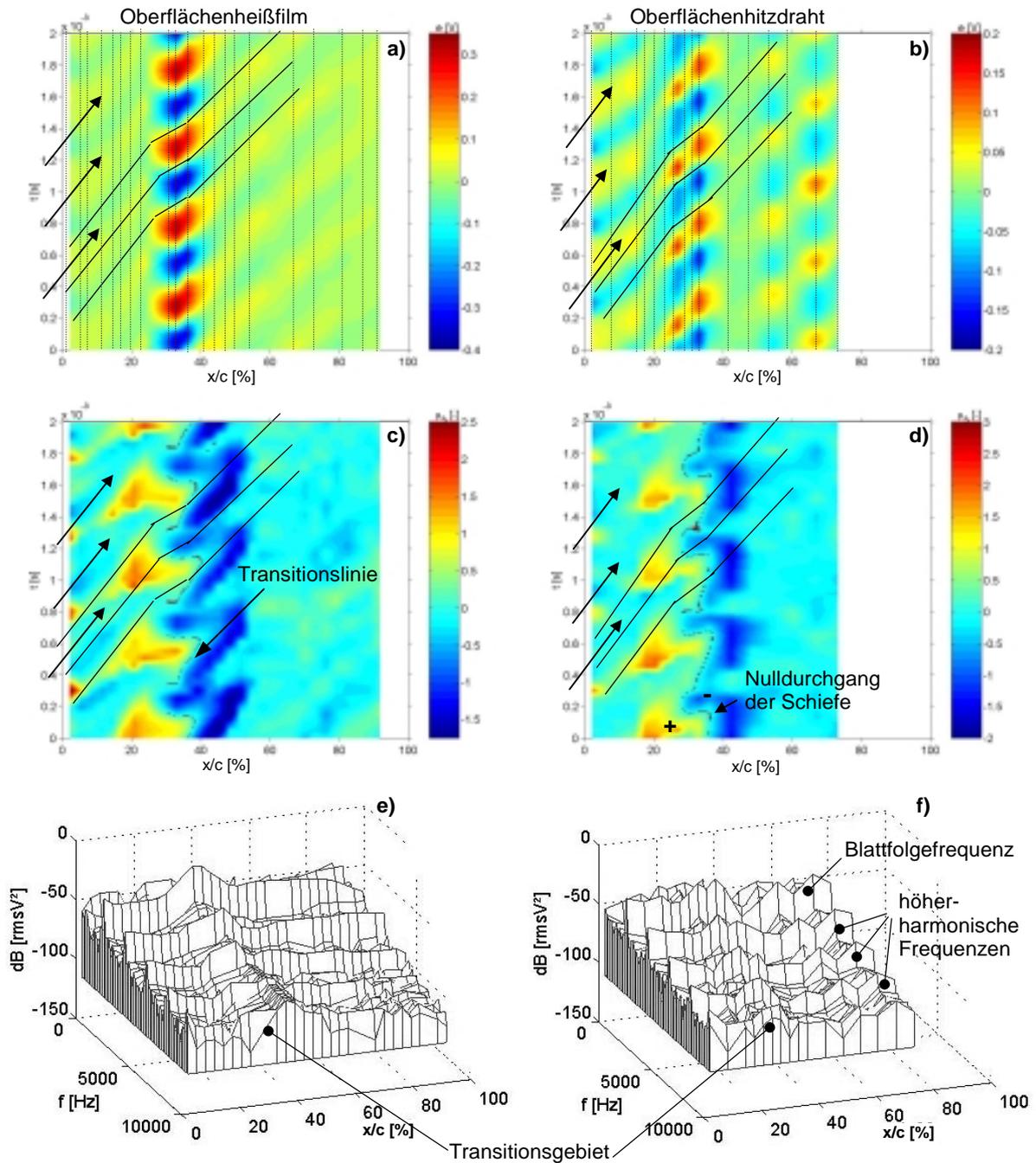


Abbildung 5-4: Vergleich von Oberflächenhitzdraht und -heißfilm ($f_n = 47$ Hz, $\dot{m} = 6.82$ kg/s) in Weg-Zeit-Diagrammen (e , μ_3) und Leistungsdichtespektren; Untersuchungen an zwei Statorschaufeln des Axialverdichters

- Grenzschichtentwicklung bei $\dot{m}=6.4\text{kg/s}$ (η_{\max})

In diesem Abschnitt wird für einen exemplarisch ausgewählten Strömungsfall ($f_n=47\text{Hz}$, $\dot{m}=6.4\text{kg/s}$, η_{\max}) die instationäre Entwicklung der Grenzschichttransition an einer Statorschaufel des Axialverdichters betrachtet. Zur graphischen Analyse werden Weg-Zeit-Diagramme der Wandschubspannung sowie der RMS- und Schiefeverteilung benutzt. Im Weiteren dienen Leistungsdichtespektren sowie Liniendiagramme einer qualitativen Analyse. Die Grenzschicht an einer Turbomaschinenschaufel entwickelt sich entlang zweier charakteristischer Pfade. Dies ist zum einen der nachlaufinduzierte Pfad, welcher zeitlich verzögert der Bahn einer Nachlaufdelle folgt und zum anderen der Pfad, der sich jeweils zwischen zwei Nachlaufdellen ausbildet. Zur besseren Unterscheidung der unterschiedlichen Grenzschichten entlang dieser Pfade werden die einzelnen Abschnitte in den Weg-Zeit-Diagrammen mit Buchstaben deklariert. *Abbildung 5-5* zeigt die erfassten Verteilungen der Wandschubspannung *a)*, der RMS-Verteilung *b)* und der Schiefe *c)*. Zudem sind zur Verdeutlichung der Sensordichte die lokalen Oberflächenhitzdrahtpositionen in *Abbildung a)* markiert.

Der nachlaufinduzierte Pfad wird durch den laminaren Vorderkantenbereich **A**, einem sich anschließenden transitionalen Grenzschichtgebiet **B** ($x/c>20\%$) und dem nachlaufinduzierten turbulenten Bereich **C** ($x/c>45\%$) gebildet. Die laminare Grenzschicht zeichnet sich in den Abbildungen durch eine positive Schiefeverteilung mit Amplitudenwerten um $\mu_3=0$ herum aus, während die Wandschubspannung und die RMS-Werte niedrige positive Amplituden aufweisen. Der Bereich **B** wird durch eine ansteigende Schiefeverteilung gekennzeichnet, die den Beginn der Grenzschichttransition charakterisiert. Die Schiefe erreicht im transitionalen Grenzschichtbereich ein Maximum und nimmt dann wieder ab, wobei sie einen Nulldurchgang erfährt. Dieser definiert den Transitionsunkt (**TP**), in dem der Intermittenzfaktor per Definition gerade $\gamma=0.5$ ist. Sensorspannung und die RMS-Verteilung erreichen in diesem Gebiet ein Amplitudenmaximum. Im turbulenten Grenzschichtbereich **C** nimmt die Schiefe wieder Amplitudenwerte um $\mu_3=0$ herum an, wobei die Schwankungswerte aufgrund einer Asymmetriegewichtung negativ sind. Die RMS-Schwankungswerte konvergieren hier gegen ein Amplitudenniveau, das deutlich über dem der laminaren Grenzschicht liegt.

Der Pfad zwischen zwei Nachlaufdellen beginnt ebenfalls mit einer laminaren Grenzschicht an der Profilvorderkante (Bereich **A**). Diesem folgt ein transitionaler Bereich **E** ($x/c>25\%$), dem sich wiederum eine turbulente Grenzschicht (**F**, $x/c>45\%$) anschließt. Auch im **E**-Gebiet nehmen die Wandschubspannung (*e*) und die RMS-Werte Amplitudenmaxima an. Definitionsgemäß sind die Amplituden der Spannungen hier allerdings negativ im Vorzeichen, während der RMS steigt.

Die Ausbildung der zwei beschriebenen Pfade ergibt sich infolge einer nur sehr langsamen Ausmischung der Nachlaufdellen zwischen den Schaufelreihen. Diese Dellen weisen einen deutlich erhöhten Turbulenzgrad und ein klares Geschwindigkeitsdefizit auf. Die hinzukommende Relativbewegung führt zudem zu einer periodischen Zerteilung der sich konvektiv ausbreitenden Nachlaufdellen durch die nachfolgende Schaufelreihe. Interaktionen dieser partiellen Anteile mit der Grenzschicht der betrachteten Schaufel rufen Instabilitäten hervor, die zur Ausbildung einer komplexen, multimodalen Grenzschichttransition führen.

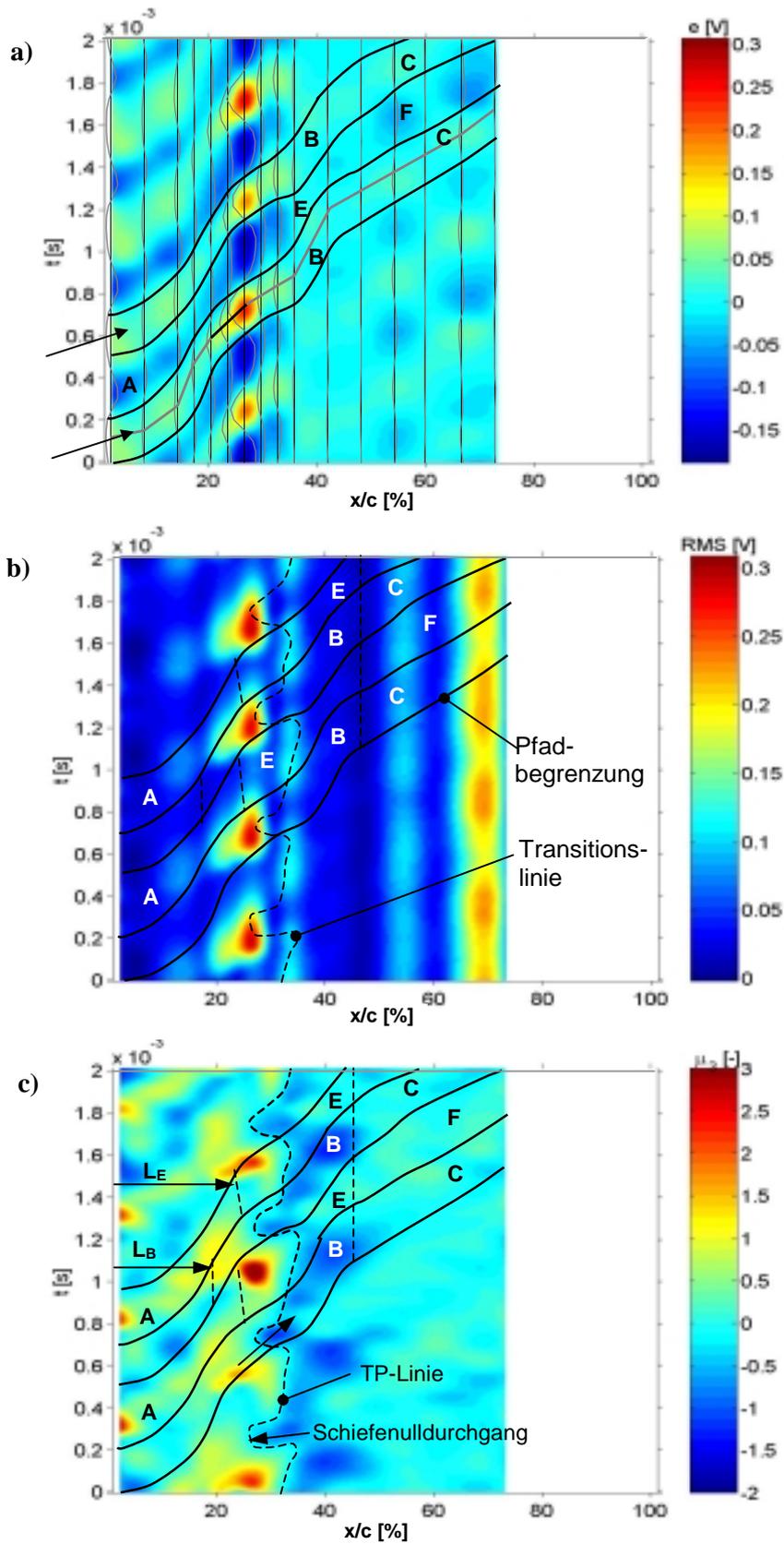


Abbildung 5-5: Weg-Zeit-Diagramme der Hitzdrahtsignale von a) Spannungssignal, b) RMS und c) Schiefe an einer Statorschaufel des Axialverdichters, ($f_n=47\text{Hz}$, $\dot{m}=6.4\text{kg/s}$)

Ein Vergleich der Ausgangspunkte der transitionalen Bereiche **B** und **E** zeigt, dass sich **E** im Pfad zwischen den Nachlaufdellen erst nach einer laminaren Lauflänge L_E ausbildet, die deutlich größer ist als die des Bereiches **B** im nachlaufinduzierten Pfad (L_B). Die Ursache liegt in der unterschiedlich starken Turbulenz, die im Pfad zwischen den Dellen eine deutlich geringere Intensität besitzt. Die Entwicklung der Wandschubspannung und der Schiefe entlang x/c veranschaulicht, dass die Grenzschicht nicht sofort turbulent umschlägt, sondern einen transitionalen Prozess durchläuft. In der Schiefeverteilung ist dies durch einen Nulldurchgang der Amplituden erkennbar, während die RMS-Verteilung in diesem Bereich ein Maximum annimmt.

Die in *Abbildung 5-5c* eingezeichnete Transitionslinie (TP) wird durch die unterschiedlichen Turbulenzintensitäten modelliert. Die Nulldurchgänge der Schiefe werden dementsprechend unterschiedlich früh in den zwei typischen Pfaden erreicht. Des Weiteren zeigen die Verläufe der eingezeichneten Pfadgrenzen, dass sich die Strömungsgeschwindigkeiten über x/c hinweg ändern. Im Bereich der transitionalen Grenzschicht ($20\% < x/c < 30\%$) ist die Strömung dabei deutlich beschleunigt, wobei dies aus der Schaufelgeometrie resultiert.

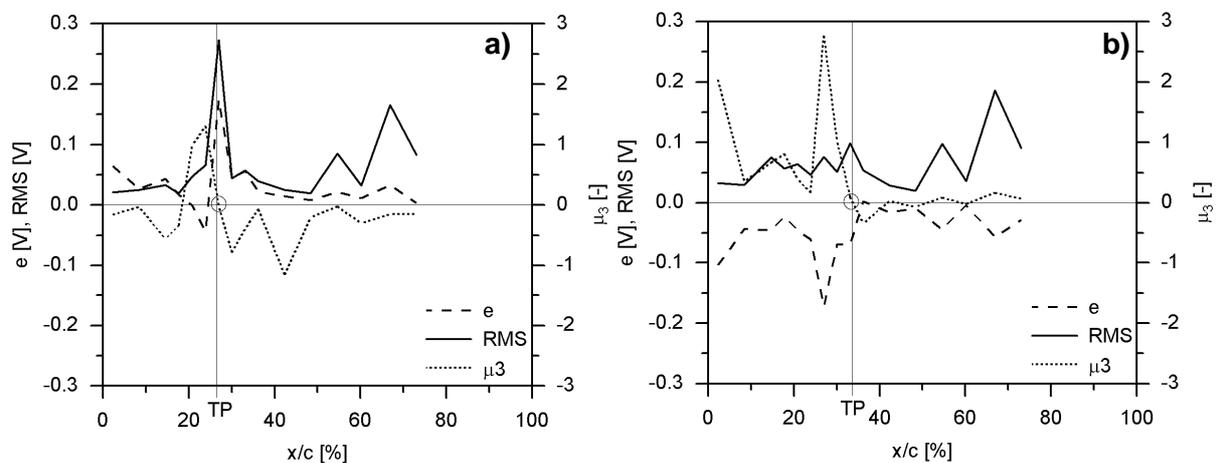


Abbildung 5-6: Linienschnitte von Hitzdrahtsignalen entlang einer Statorschaufel des Axialverdichters ($f_n=47\text{Hz}$, $\dot{m}=6.4\text{kg/s}$):

a) nachlaufinduzierter Pfad, b) Pfad zwischen zwei Nachlaufdellen

Linienschnitte von e , RMS und μ_3 aus den aufgenommenen Hitzdrahtsignalen entlang des nachlaufinduzierten Pfades (a) und dem Pfad zwischen zwei Nachlaufdellen (b) sind in den zwei Diagrammen der *Abbildung 5-6* gegeben. *Abbildung a* zeigt im vorderen Bereich eine laminare Grenzschichtströmung, die sich bis $x/c=20\%$ erstreckt. Sie ist durch eine abnehmende Sensorspannungsverteilung und niedrige RMS -Werte gekennzeichnet. Mit zunehmender Lauflänge wachsen die eingebrachten Instabilitäten langsam an und sind nach $L_B=20\%$ ausreichend hoch, um einen Grenzschichtumschlag einzuleiten. Die Instabilitäten bewirken zunächst ein Anwachsen der Schiefe, zeitlich verzögert steigen dann auch die Amplituden von e und RMS an. Dies führt auch zu einer Zunahme der Wandschubspannung, die mit der Sensorspannung korreliert. Bei $x/c=28\%$ erfährt die Schiefe einen Nulldurchgang, während e und RMS ein Amplitudenmaximum annehmen. Mit zunehmender Lauflänge kommt es zu einer Transition und es bildet sich eine turbulente Grenzschicht für $x/c>45\%$ aus, wobei Wandschubspannung e und RMS hier wieder abfallen. In Analogie zu Darstellung a) zeigt *Abbildung 5-6b* die Amplitudenverläufe entlang des Pfades zwischen den Nachlaufdellen. Die laminare Lauflänge L_E erstreckt sich hier bis $x/c=25\%$. In der

transitionalen Zone nimmt die Wandschubspannungsverteilung ein Amplitudenminimum an, während die Schiefe einen Nulldurchgang bei $x/c=33\%$ aufzeigt. Von einer turbulenten Grenzschicht kann für $x/c>45\%$ ausgegangen werden. Ein Vergleich der Transitionsunkte ($x/c=28\%$ bzw. 33%) der zwei gezeigten *Abbildungen 5-6a,b* verdeutlicht die unterschiedliche Modellierung der Transitionslage, hervorgerufen durch die abweichende Turbulenzintensität in den zwei charakteristischen Pfaden.

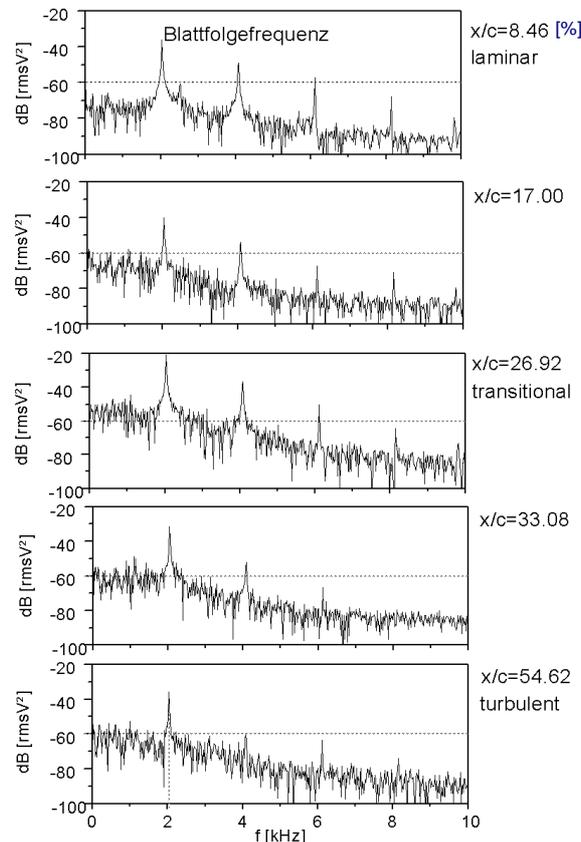


Abbildung 5-7: Leistungsdichtespektren aus Hitzdrahtsignalen an einer Statorschaufel des Axialverdichters an verschiedenen x/c -Positionen ($f_n=47\text{Hz}$, $\dot{m}=6.4\text{kg/s}$)

Für sechs x/c -Positionen sind in *Abbildung 5-7* die Leistungsdichtespektren entlang des betrachteten Schaufelhöhenschnittes ($z/b=50\%$) gegeben. Aufgetragen ist die Amplitude in Dezibel in Abhängigkeit von der Frequenz über einen Bereich von $f=10\text{ kHz}$. Die exemplarisch gewählten Spektren decken Bereiche der laminaren ($x/c=8.46, 17.0\%$), transitionalen ($x/c=26.92, 33.08\%$) und turbulenten ($x/c=54.62\%$) Grenzschichten ab. In den Spektren zeigen sich Amplitudenüberhöhungen im Bereich der Blattfolgefrequenz ($f_B=2021\text{ Hz}$) sowie im Bereich der höherharmonischen Vielfachen. Mit zunehmender Profillaufänge verlieren diese charakteristischen Frequenzen an Intensität und die Grenzschicht wird durch die steigende Turbulenz dominiert.

5.1.2 Untersuchungen an einem Rotor

Die Erfassung simultaner, kontinuierlicher strömungsphysikalischer Informationen an einer rotierenden Schaufel mittels thermoresistiver Sensorarrays ließ sich in der Vergangenheit aufgrund der Komplexibilität der dafür erforderlichen Messsysteme (Anemometer, Datenerfassungssystem) nicht realisieren. Die in diesem Abschnitt gezeigten Ergebnisse von Heißfilmmessungen an einer Rotorschaukel des untersuchten Axialverdichters bilden daher erstmals eine Datenbasis, die beispielsweise dazu dienen kann, numerische Rotorauslegungen zu vergleichen und numerische Rechenverfahren zu optimieren. Derartige Vergleiche zwischen Rechnung und Experiment werden allerdings nicht im Rahmen dieser Arbeit vorgestellt, stattdessen beschränkt sich die Ergebnispräsentation auf die Anwendung von Oberflächensensoren an einer rotierenden Schaufel und der Analyse von Parametereinflüssen, wie dem Massendurchsatz und der Drehzahl und deren Auswirkungen auf die Grenzschichttransition.

Die bei der Instrumentierung der Rotorschaukel benutzten Oberflächenheißfilme haben einen Kaltwiderstand von $R=7.5\pm 0.1 \Omega$ und sind mit einem Überhitzungsverhältnis von $OHR=1.5$ betrieben worden. Die resultierende Sensortemperatur betrug $T_S=100^\circ\text{C}$ ($R_{\text{Hot}}=12 \Omega$).

- Einflüsse auf die saugseitige Transitionslage

Die Abhängigkeit der Transitionslage von Drehzahl und Massendurchsatz an einer Laufradschaukel des Niedergeschwindigkeits-Axialverdichters lässt sich erfolgreich mit einem Oberflächenheißfilmarray erfassen, siehe *Abbildung 5-8*. Im Gegensatz zu den gezeigten Ergebnissen der Leitradschaukel (*Abb. 5-2*) wurde hier die jeweilige Position des RMS-Maximums entlang des beruhigten Pfades aufgetragen, da es für viele Betriebspunkte nicht möglich war den Transitionspunkt aus der Schiefeverteilung zu ermitteln. Die Ursache liegt in der partiellen Ausbildung einer laminaren Ablöseblase in einigen Betriebspunkten, wodurch die Transition über der Ablöseblase erfolgt und eine Informationsgewinnung erschwert wird. Daher ergeben sich auch für diese Betriebspunkte jeweils zwei eingetragene RMS-Punkte, dem lokalen und dem globalen Maximum. Die Verläufe der drei betrachteten Drehzahlen verdeutlichen einen generellen Einfluss des Massendurchsatzes (\dot{m} -Reduktion) auf die Transitionslage.

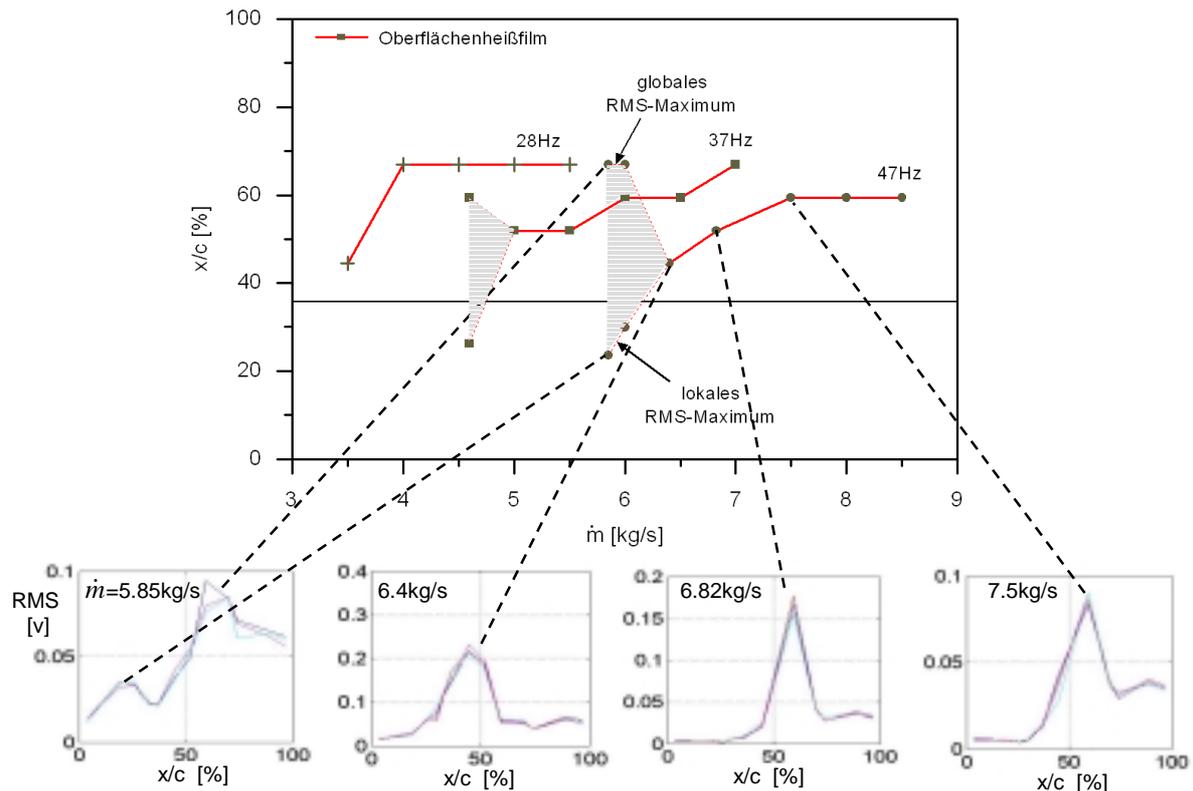


Abbildung 5-8: Einfluss von Massenstrom und Betriebsdrehzahl auf die Transitionslage am Rotor des Niedergeschwindigkeits-Axialverdichters

Auch in *Abbildung 5-9* wird der Einfluss des Massendurchsatzes auf die Entwicklung der Transition gezeigt. Hierzu sind die Zeitschriebe der phasenstarr gemittelten Rohspannungen vergleichend gegenübergestellt. Auffällig ist, dass bei den Massenströmen $\dot{m} = 6.0$ und 5.85 kg/s keine typische Amplitudenentspannung zwischen den Amplitudenmaxima, ergibt. Stattdessen kommt es zu einer buckelartigen Amplitudenüberhöhung, die sich ausschließlich bei Betriebspunkten zeigte, in denen eine Grenzschichttransition über einer laminaren Ablöseblase erfolgt. Der bei $\dot{m} = 7.5$ kg/s zu verzeichnende Sensorausfall bei $x/c = 52\%$ ist auf temporäre Datenübertragungsfehler zwischen den Anemometern und dem Telemetriesystem zurückzuführen, der erst während der Auswertungsphase nach Beendigung der Messkampagne ersichtlich wurde.

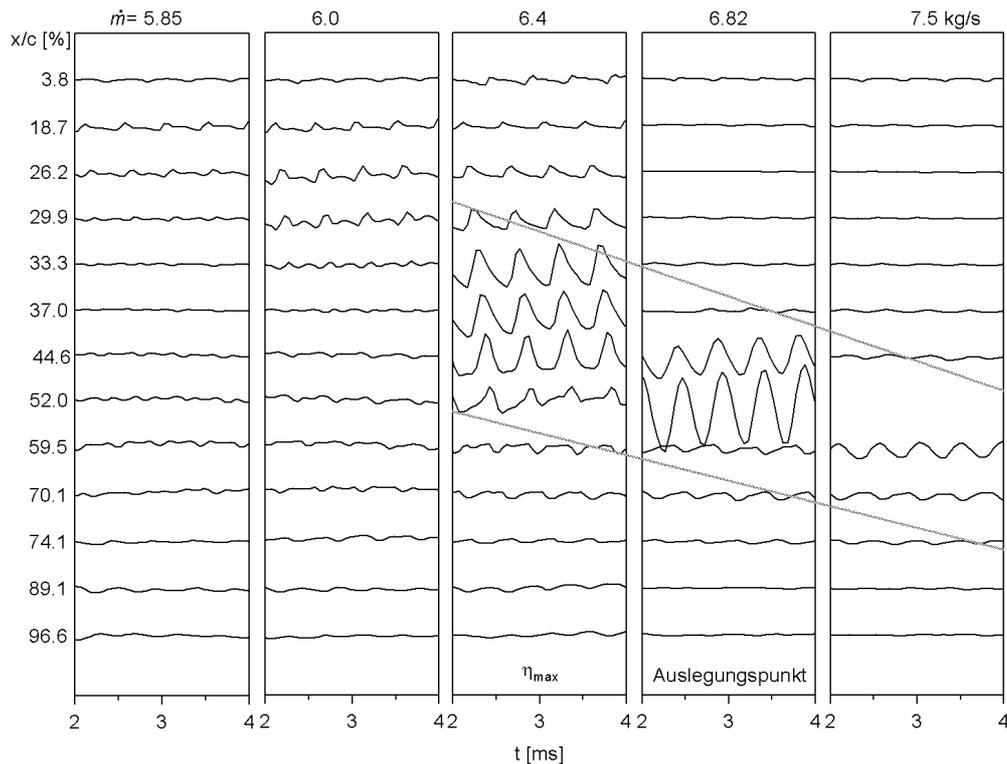


Abbildung 5-9: Zeitschriebe der Rohspannungssignale am Rotor des Verdichters, Einfluss von Massendurchsatz bei $f_n=47$ Hz

Nachfolgend werden die Mechanismen der Grenzschichttransition von drei ausgewählten Betriebspunkten am Rotor des Axialverdichters vorgestellt. Die Betrachtung beschränkt sich auf die Ergebnisse der Auslegungsdrehzahl $f_n=47$ Hz und die Massendurchsätze von $\dot{m}=5.85$, 6.0, und 6.4 kg/s. Es wird somit der Betriebspunkt bei maximalem Wirkungsgrad (6.4 kg/s), sowie zweier reduzierter Massendurchsätze untersucht.

- Grenzschichtentwicklung bei $\dot{m}=6.4$ kg/s (η_{\max})

Zur Analyse der in diesem Betriebspunkt auftretenden Mechanismen einer Grenzschichttransition an der Rotorschaukel werden in *Abbildung 5-10* zunächst Zeitschriebe über $t=6$ ms und ausgewählte Leistungsdichtespektren über $f=10$ kHz gezeigt. In den Zeitschrieben sind zwischen $t=1...5$ ms typische periodische Bereiche der Anregung (Amplitudenmaxima) und der Beruhigung zu erkennen. Die Anregung wird hierbei durch die Nachlaufdellen des Schaufelgitters im Vorlauf generiert. Eine Betrachtung der Grenzschichtentwicklung entlang des Schaufelhöhenschnittes verdeutlicht ein Anwachsen der Amplituden zwischen $x/c=29...60\%$, das die Position der Grenzschichttransition charakterisiert. Die abgebildeten Leistungsdichtespektren bestätigen die Ausprägung laminarer, transistionaler und turbulenter Grenzschichten, was aus den unterschiedlichen Amplitudenniveaus ersichtlich wird. Die Periodendauer zwischen den Nachlaufdellen beträgt $t_P=0.47$ ms und resultiert aus einer Vorleitrad-Schaukelzahl von 45 Blatt und der Betriebsdrehzahl $f_n=47$ Hz (Blattfolgefrequenz $f_B=2115$ Hz).

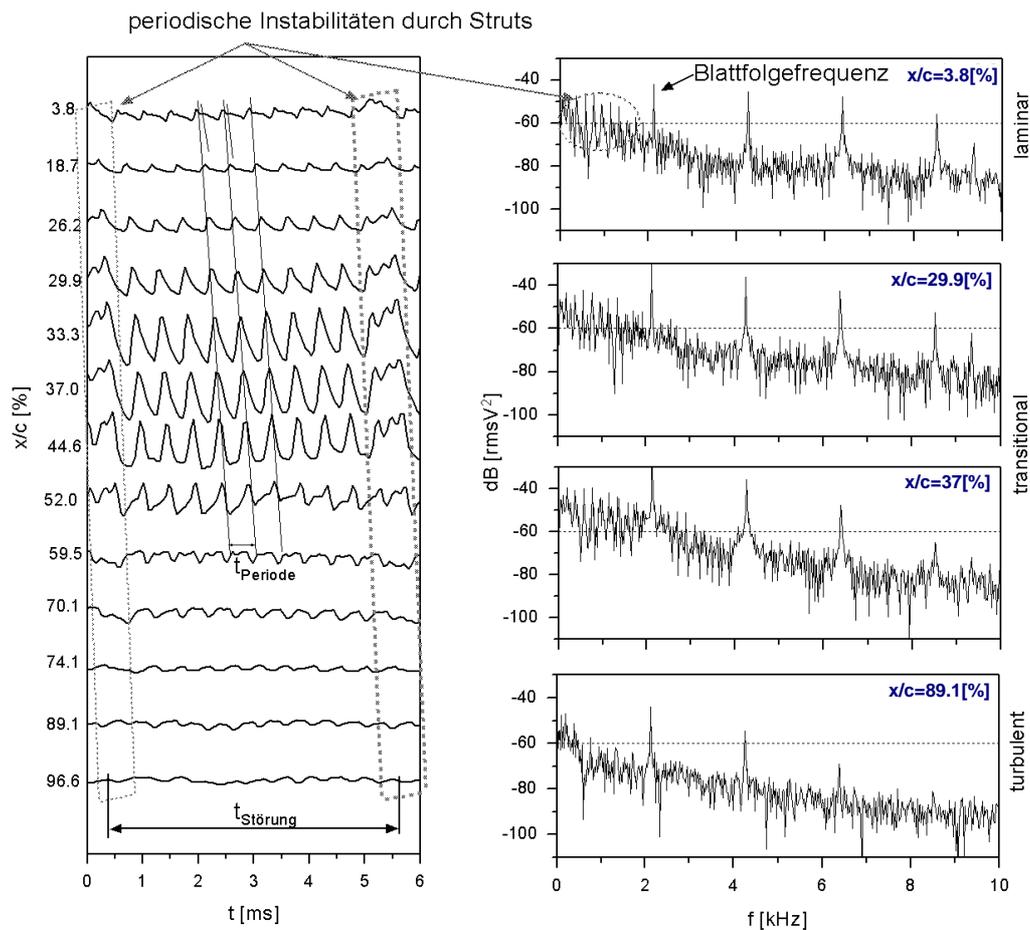


Abbildung 5-10: Zeitschriebe und Leistungsdichtespektren am Rotor ($f_n = 47$ Hz, $\dot{m} = 6.4$ kg/s)

In den Spektren (Abb. 5-10) lassen sich charakteristische Frequenzanregungen des Verdichters, wie die Blattfolgefrequenz ($f_B = 2115$ Hz) und höherharmonischer Anteile identifizieren. Erfasst werden aber auch niederfrequente drehzahlabhängige Störungen ($f < 1.8$ kHz), die ausschließlich in den Rotorergebnissen auftreten. Diese werden durch vier sternförmig angeordnete und mit symmetrischen NACA-Profilen verkleidete Verstrebungen (Struts, Abbildung 5-11) generiert. Die Streben sind ca. $x = 680$ mm stromauf der Rotorstufe angeordnet. In den Zeitschrieben zeigt sich der Einfluss der Streben zwischen $t = 0 \dots 1$ ms und $t = 5 \dots 6$ ms durch deutliche Störungen zwischen den Amplitudenmaxima. Die Störungen erfolgen alle 11.25 Nachlaufperioden ($t_S = 5.3$ ms) infolge einer IGV-Schaufelzahl von 45 Blatt und den 4 Verstrebungen. Hieraus ergibt sich für die betrachtete Drehzahl ($f_n = 47$ Hz) eine Störfrequenz von $f_S = 188$ Hz.

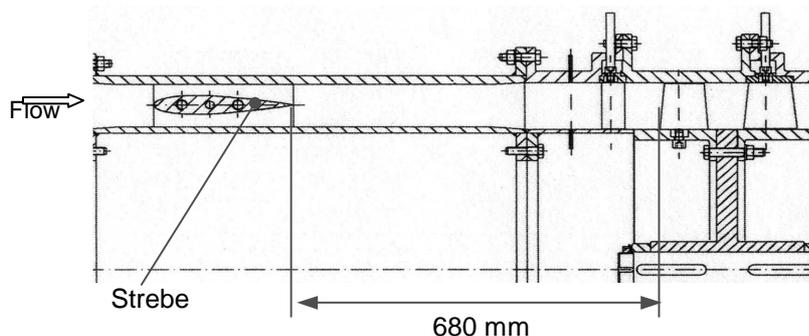


Abbildung 5-11: Verstrebungen im Ringkanal hinter dem Verdichtereinlauf

Für eine Detailbetrachtung charakteristischer Grenzschichtmerkmale sind in *Abbildung 5-12* zwei Zeitsequenzen über jeweils $t=2$ ms gesondert herausgestellt. *Abbildung a)* zeigt zunächst den Bereich der periodisch geprägten Grenzschichttransition. Die einzelnen Bereiche eines generierten Turbulenzfleckes und der Relaxationszone eines beruhigten Bereichs sind in dieser Abbildung mit 1...4 deklariert. Die Turbulenzfleckes breiten sich konvektiv mit unterschiedlichen Fortpflanzungsgeschwindigkeiten aus. Die linke Flanke des Spannungssignals schließt sich einer unmittelbaren Störung der Nachlaufdelle an und ist in *Abb. 5-12a* mit 1 markiert. Diese Grenze des Turbulenzfleckes breitet sich mit der höchsten lokalen Ausbreitungsgeschwindigkeit ($v_1=68$ m/s) aus. Der Kern des Turbulenzfleckes -mit 2 deklariert-, der in *Abb. 5-12a* durch das Maximum des Spannungssignal definiert wird, ist deutlich langsamer und bewegt sich mit $v_2=33$ m/s. Die rechte Flanke des Spannungssignals breitet sich mit einer Fortpflanzungsgeschwindigkeit von $v_3=24$ m/s aus und die sich anschließende beruhigte Zone (4) der Amplitudenentspannung mit $v_4=17$ m/s. Die abnehmende Geschwindigkeitsverteilung entspricht prinzipiell den allgemeinen Angaben der Literatur, die sich mit der Ausbreitungsgeschwindigkeit von Turbulenzfleckes in Turbomaschinenkomponenten befassen, siehe z. B. HALSTEAD ET AL. [1997]. Der beruhigte Bereich (4) in *Abbildung 5-12a* ist in den Zeitschrieben durch eine asymptotische Abnahme der Wandschubspannung (e [V]) erkennbar, die sich physikalisch durch die Abnahme der Wärmekonvektion am Sensorelement erklären lässt. Im Pfad zwischen zwei Nachlaufdellen kommt es somit zu einer Verzögerung der Transition gegenüber dem nachlaufinduzierten Pfad (*Abb. 5-14*). Die zeitliche Entwicklung zeigt zudem, dass der Einfluss der turbulenten Anteile abnimmt bis ein erneuter Turbulenzfleck auftritt, der durch eine weitere Nachlaufdelle hervorgerufen wird. Im Bereich dieses asymptotischen Signalverlaufs kommt es zu einem Effekt, vergleichbar einer Relaminarisierung, wie sie u. a. im Vorderkantenbereich von Turbinenschaufeln beobachtet werden kann.

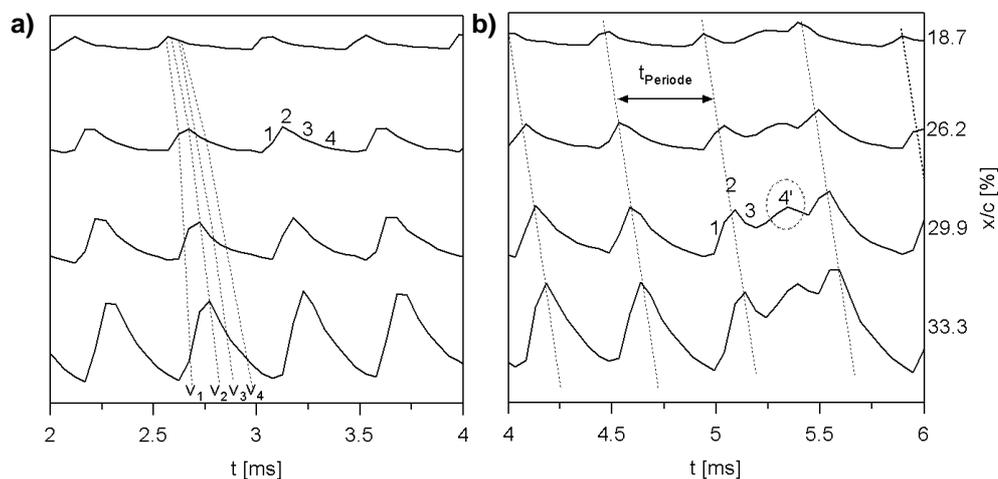


Abbildung 5-12: Detailbetrachtung von Zeitschriebsequenzen am Rotor ($\dot{m}=6.4$ kg/s)

Abbildung 5-12b betrachtet eine Zeitsequenz, in der eine untypische Grenzschichtinstabilität erkennbar ist. Im Vergleich zu *Abbildung 5-12a* zeigt sich, dass aufgrund der massiven Störeinwirkung durch die verkleideten Streben hinter dem Verdichtereinlauf kein Amplitudenabfall (4') erfolgt. Die Betrachtung der Weg-Zeit-Diagramme in *Abb. 5-13* verdeutlicht zudem, dass die Pfadgrenzen durch die starke Versperrung der Streben geprägt werden und die Grenzschichttransition beeinflussen. Ein lokales *RMS*-Maximum vor dem

globalen, transitionalen Amplitudenmaximum bei $x/c=45\%$, das auf eine laminare Grenzschichtablösung hindeuten würde, ist jedoch nicht erkennbar.

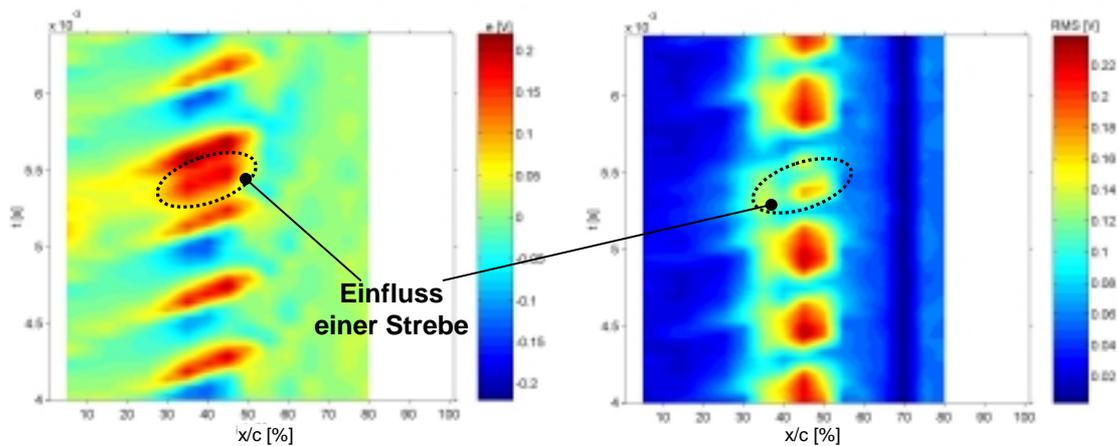


Abbildung 5-13: Weg-Zeit-Diagramme mit Störeinwirkungen durch Verstrebungen

Die Betrachtung der drei in *Abbildung 5-14* gegebenen Campbell-Diagramme dient zur Erfassung der zeitlichen Entwicklung der Grenzschichttransition an der Rotorschaukel. Gezeigt werden die Flächendiagramme der Sensorausgangsspannung e , der RMS -Verteilung sowie der Schiefe μ_3 . Die Darstellungen beschränken sich dabei auf den Nachlauf von vier Vorleitradschaukeln.

Der nachlaufinduzierte Pfad wird aus einer laminaren Vorderkantenströmung **A**, einem transitionalen Bereich **B** und einer turbulenten Hinterkantenabströmung **C** gebildet. Der sich anschließende Pfad zwischen zwei Nachlaufdüellen beginnt zunächst ebenfalls mit einer laminaren Vorderkantenströmung **A**, die jedoch partiell von einer beruhigten Zone **D** verdrängt wird. Dieser strömungsberuhigte Bereich **D** wird durch die Turbulenzflecken der transitionalen Zone **B** des nachlaufinduzierten Pfades generiert. Es handelt sich um ein relativ kleines Gebiet, das die Grenzschichtinstabilitäten temporär verzögert. Durch das Vorhandensein der **D**-Zone kommt es zu einem Effekt der als Relaminarisierung bezeichnet werden kann, ausgehend von einer transitional-turbulenten Grenzschicht an der hinteren Flanke des nachlaufinduzierten Pfades hin zu einer laminaren Grenzschicht. Je weiter die beruhigte Zone bis an die vordere Flanke des nachfolgenden nachlaufinduzierten Pfades reicht, desto effektiver ist die Verzögerung der Transition und die Unterdrückung einer möglichen Grenzschichtablösung. Die Effektivität ist dabei vom Verlauf der Intermittenz innerhalb des nachlaufinduzierten Pfades abhängig. Je weiter die lokalen Gebiete von Schiefemaximum und Minimum ($\gamma=0.25$ bis $\gamma=0.75$) hierbei auseinanderliegen, desto größer ist der Wirkungsgrad der Transitionsverzögerung und das relaminarisierte Gebiet.

Die transitionalen Bereiche **B**, **E** der zwei Pfade weisen einen Nulldurchgang der Schiefe auf, der im nachlaufinduzierten Pfad bei $x/c=28\%$ und im beruhigten Gebiet bei $x/c=48\%$ liegt. Die Nulldurchgänge werden durch die Transitionslinie markiert. Mit zunehmender Lauflänge divergieren die Grenzen des transitionalen Gebietes **B** aufgrund unterschiedlicher Ausbreitungsgeschwindigkeiten der Ränder auseinander und schnüren das **E**-Gebiet ein. Die erhöhte Turbulenz in **B** ist für diesen Effekt verantwortlich. Die Einschnürung setzt sich auch in den turbulenten Grenzschichtbereichen **C**, **F** fort und führt in der Nähe der Profilhinterkante ($x/c>90\%$) zu einer vollturbulenten Grenzschicht.

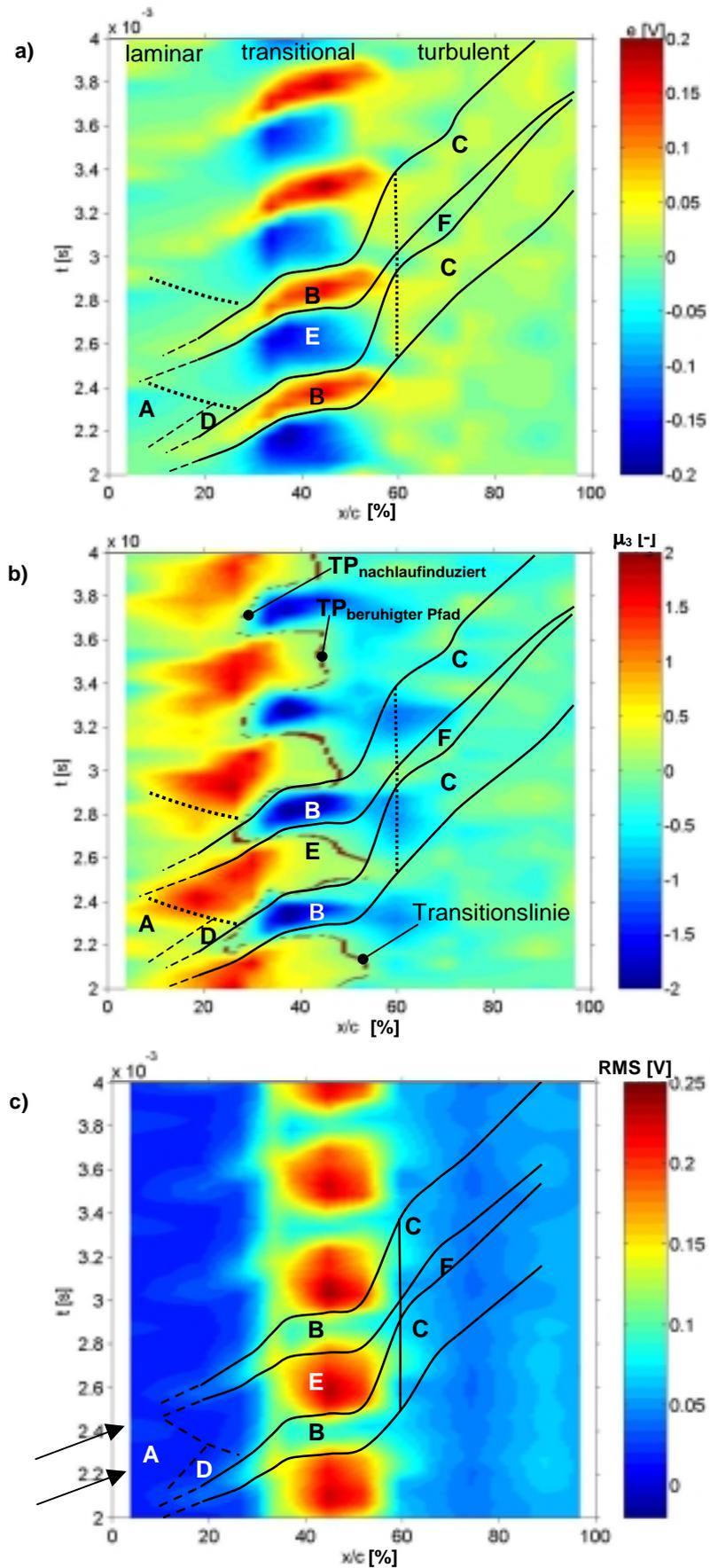


Abbildung 5-14: Campbell-Diagramme von e , RMS und μ_3 an einer Rotorschaukel
Des Axialverdichters im Auslegungspunkt ($f_n=47$ Hz, $\dot{m}=6.4$ kg/s)

In *Abbildung 5-15* sind die Sensorausgangsspannung e sowie die resultierenden *RMS*- und Schiefeverteilungen für den nachlaufinduzierten Pfad (*Abb. a*) und den Pfad zwischen zwei Nachlaufdellen (*Abb. b*) als Linienschnittverläufe aufgetragen. Es zeigt sich, dass die Amplituden der Ausgangsspannung e im Bereich der laminaren Grenzschicht gering sind, jedoch mit zunehmender Grenzschichtinstabilität ansteigen und in *Abbildung a*) bei $x/c=40\%$ zu einem Maximum bzw. in *Abb. b*) bei $x/c=37\%$ zu einem Minimum führen. Weiter stromab tendieren die Amplituden wieder gegen Null bis eine vollturbulente Grenzschicht ($x/c>90\%$) ausgebildet ist. Einen vergleichbaren Verlauf zeigt die *RMS*-Verteilung, die jedoch aufgrund ihrer Vorzeichenneutralität entlang beider charakteristischer Pfade positive Amplitudenmaxima hat. Infolge erhöhter Schwankungen in der Strömung ist das *RMS*-Niveau der turbulenten Grenzschicht dabei höher als das der laminaren Grenzschicht. Eine vergleichende Betrachtung der Verläufe von *RMS* und e zeigt zudem, dass die Nachlaufdelle bzgl. x/c eine sehr frühzeitige Instabilität hervorruft ($x/c=20\%$), während die Amplituden im beruhigten Pfad noch relativ lang gering bleiben. Ein Anstieg ist hier erst ab einem $x/c \geq 30\%$ zu erkennen, der den Beginn der Transition kennzeichnet. Während die Schiefe in laminaren Grenzschichten vorwiegend positive Werte annimmt, sind diese nach Überschreitung des Transitionspunktes zunächst deutlich negativ und tendieren mit zunehmender Lauflänge wieder gegen Null. Der Nulldurchgang markiert dabei den Transitionspunkt, der in *Abbildung 5-15a* bei einem $x/c=26\%$ erreicht wird und in *Abb. b*) bis zu einem $x/c=48\%$ verzögert wird.

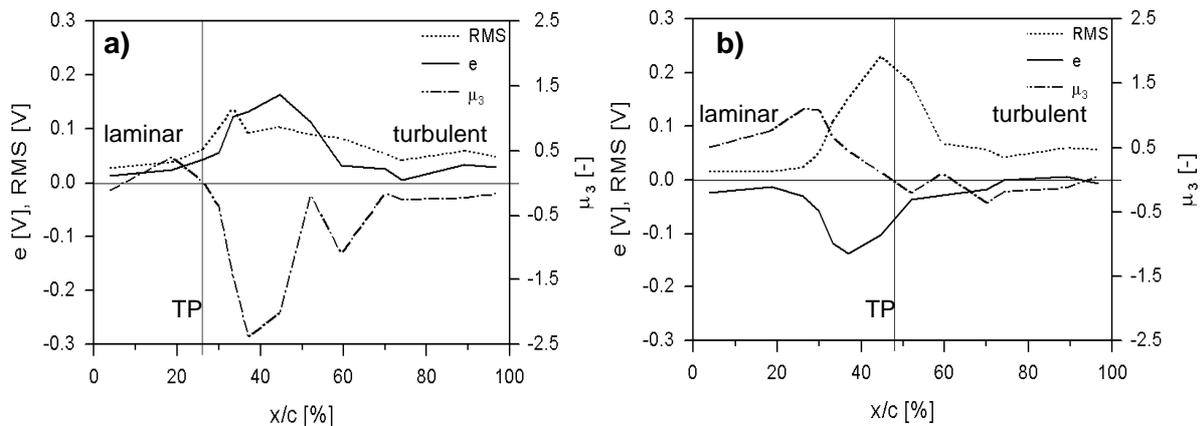


Abbildung 5-15: Linienschnitte von e , *RMS* und μ_3 entlang a) des nachlaufinduzierten und b) des beruhigten Pfades an einer Rotorschaukel im Auslegungspunkt ($f_n=47$ Hz, $\dot{m}=6.4$ kg/s)

- Grenzschichtentwicklung bei $\dot{m} = 6.0$ kg/s

Um die Auswirkungen einer Reduktion des Massendurchsatzes um $\dot{m}=0.4$ kg/s auf die Grenzschichttransition an der betrachteten Rotorschaukel des Verdichters zu erfassen, sind in *Abbildung 5-16* exemplarisch ausgewählte Zeitschriebsignale und Leistungsdichtespektren mehrerer x/c -Positionen abgebildet. Das Ergebnis deutet darauf hin, dass die Transition im Pfad zwischen zwei Nachlaufdellen in einer laminaren Ablöseblase erfolgt, da sich in den Zeitschrieben keine Amplitudenrelaxation im Nachlauf des Turbulenzfleckes ausprägt. Der reduzierte Massendurchsatz führt zur Unterdrückung des stabilisierenden Bereiches **D** und induziert die Entstehung einer laminaren Grenzschichtablösung, die sich in den Zeitschrieben in Form eines lokalen Spannungsmaximums äußert. Aus den Leistungsdichtespektren gehen

zudem deutliche Amplitudenüberhöhungen im Bereich der Blattfolgefrequenz ($f_B=2115$ Hz) sowie deren höherharmonischer Frequenzvielfachen hervor. Ebenso können auch hier die Störungen durch die vier Streben im Vorlauf des Rotors identifiziert werden. Sie führen zu Amplitudenüberhöhungen im niederen Frequenzbereich.

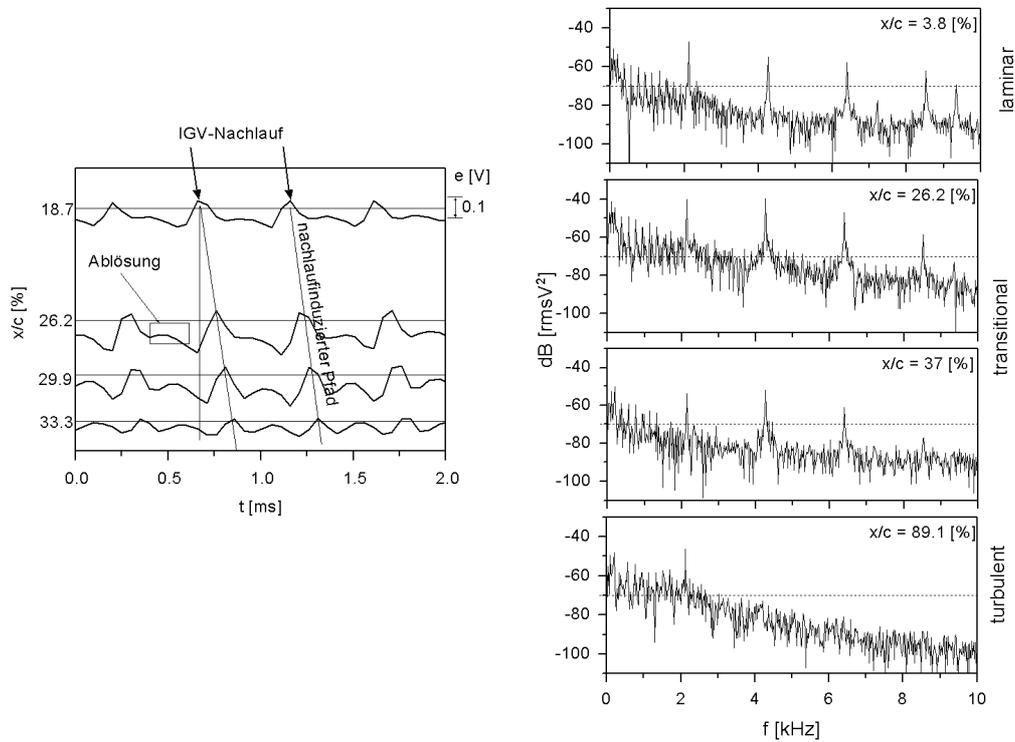


Abbildung 5-16: Zeitschriebe und Amplitudenspektren aus Rotormessungen ($\dot{m}=6.0$ kg/s)

In *Abbildung 5-17* sind die Wandschubspannung (Abb. *a*) und die *RMS*-Verteilung (Abb. *b*) in Weg-Zeit-Diagrammen für den Rotor bei $\dot{m}=6.0$ kg/s gegeben. Zudem sind in *Abbildung a* die Zeitschrieb-Rohspannungssignale (e [V]) der Einzelsensoren eingezeichnet. Die Campbelldiagramme zeigen, dass sich bei einem $x/c=28\%$ ein erstes lokales Amplitudenmaximum ausbildet, das im Pfad zwischen zwei Nachlaufdellen den Beginn der laminaren Ablöseblase kennzeichnet. Die hohen Amplituden resultieren dabei aus der Oszillation des laminaren Ablösepunktes. Entlang der nachlaufinduzierten Pfade wird die Grenzschichtablösung in dieser über 200 Einzelmessungen gemittelten Darstellung durchbrochen, was sich in deutlich geringeren *RMS*-Amplituden entlang des nachlaufinduzierten Pfades äußert. Die stark angefachten Störungen ermöglichen es der Grenzschicht dem Druckanstieg standzuhalten und deuten auf eine Transition ohne Ablösung hin. Es kann von einer Wechselwirkung zwischen Grenzschichtablösung und Wiederanlegung in dieser Profiltiefe ausgegangen werden, die prinzipiell mittels *Abbildung 5-18* erklären lässt. Ein zweites globales *RMS*-Maximum in *Abbildung 5-17b* bildet sich zwischen $x/c=60\ldots 70\%$ aus und definiert das Gebiet der Transition. Die Amplituden werden in diesem Bereich deutlich durch den Einfluss der Nachlaufdellen modelliert. Im Bereich der turbulenten Wiederanlegung der Scherschicht fallen die *RMS*-Werte wieder ab ($x/c>90\%$).

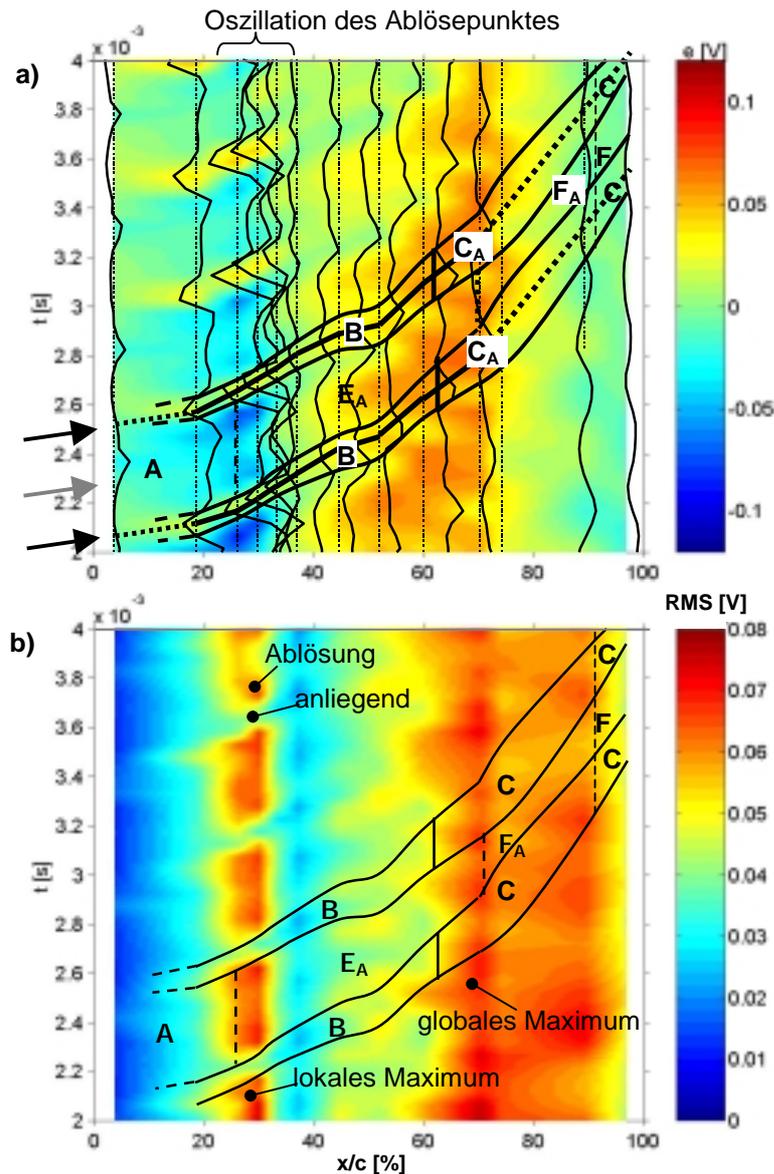


Abbildung 5-17: Campbell-Diagramme von e und RMS aus Rotormessungen am Niedergeschwindigkeits-Verdichter ($f_n=47$ Hz, $\dot{m}=6.0$ kg/s)

Den prinzipiellen Wechselmechanismus von Grenzschichtablösung, Ablöseblase und der Wiederanlegung erläutert *Abbildung 5-18* nach MAYLE [1991]. Gezeigt werden drei Zeitpunkte, wobei zunächst zum Zeitpunkt t_1 die Ablöseblase dargestellt wird, die von der nachrückenden Nachlaufdecke deformiert wird. Im zweiten Zeitpunkt (t_2) ist die Blase durch die Nachlaufdecke (wake) vollständig verdrängt worden, die Grenzschicht liegt an und es bildet sich eine nachlaufinduzierte By-Pass Transition (Wake-Induced Transition) aus. Zum Zeitpunkt t_3 zeigt sich die erneute Entstehung einer Ablöseblase (Bubble Rebirth) im Bereich zwischen zwei Nachlaufdeckeln.

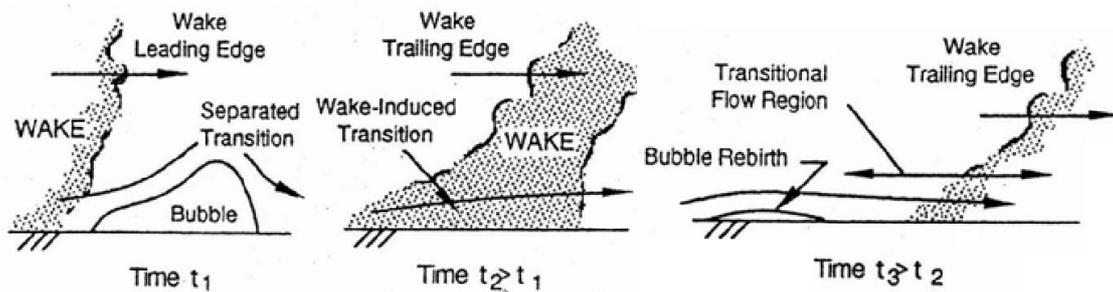


Abbildung 5-18: Interaktion zwischen Nachlaufdele und Ablöseblase nach MAYLE [1991]

Abbildung 5-19 zeigt die Linienschnitte von Schiefe, Spannung und RMS-Verteilung entlang der zwei charakteristischen Pfade. Die Schiefeverläufe zeigen keinen typischen Nulldurchgang der Amplituden mehr auf, wurden der Vollständigkeit halber dennoch mit in die Diagramme mit aufgenommen. Eine Betrachtung der Spannungs- und RMS-Verteilung entlang des nachlaufinduzierten Pfads in *Abbildung 5-19a* zeigt bei $x/c=28\%$ ein kleines lokales Maximum, das im zeitlichen Mittel über 200 Einzelmessungen auf eine Grenzschichtablösung hindeutet, die sich jedoch nicht in allen einzelnen Messungen zeigte. Der betrachtete Betriebspunkt stellt somit gerade den kritischen Übergang zwischen By-Pass Transition und Grenzschichtablösung dar.

Der Verlauf der RMS-Verteilung des Pfads zwischen zwei Nachlaufdellen (*Abb. 5-19b*) zeigt ein deutlich ausgeprägtes lokales Amplitudenmaximum im Bereich der Grenzschichtablösung ($x/c=28\%$). Diesem folgt ein globales Maximum bei $x/c=60\ldots69\%$, das die Transition in der abgelösten Scherschichtströmung markiert.

Der sich für $x/c > 90\%$ zeigende Amplitudenabfall und das Konvergieren gegen ein Endniveau lässt auf eine turbulent wiederanlegende Grenzschicht schließen. Für deren Bestätigung werden die Kreuzkorrelationen der letzten Einzelsensoren des Heißfilmarrays in *Abb. 5-20* betrachtet, wobei der letzte Sensor jeweils als Referenz dient.

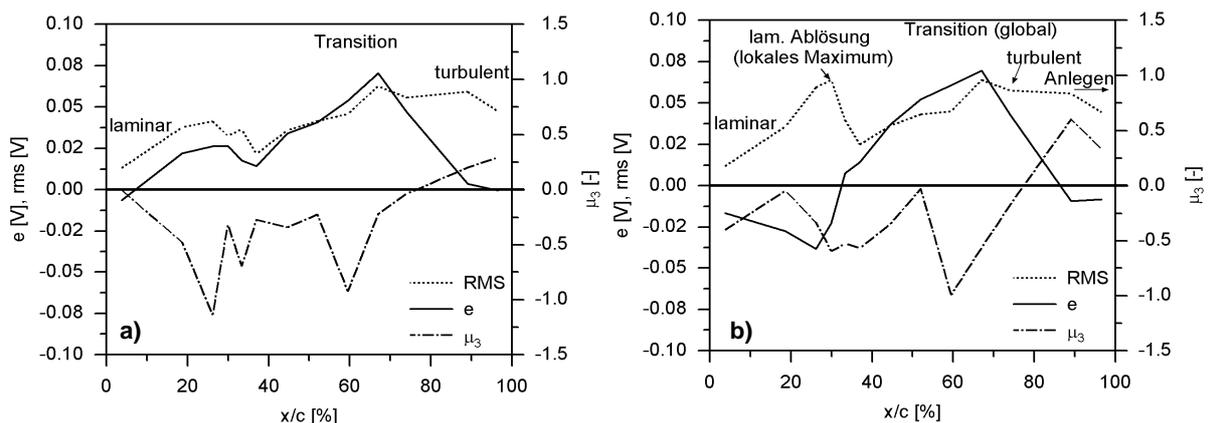


Abbildung 5-19: Linienschnitte von e , RMS und μ_3 an einer Rotorschaukel entlang: a) des nachlaufinduzierten, b) des Pfads zwischen den Nachlaufdellen ($f_n = 47$ Hz, $\dot{m} = 6.0$ kg/s)

Die Kreuzkorrelation in *Abbildung 5-20a* zeigt für den drittletzten Sensor ($x/c=74\%$) noch keine klare Signalkorrelation (*Abb. a*). Es liegt demnach noch eine abgelöste Scherschicht vor. Hingegen zeigt *Abbildung b* für $x/c > 90\%$ eine deutliche Signalamplitude und einen positiven Zeitversatz, die auf eine wiederangelegte Grenzschicht schließen lassen.

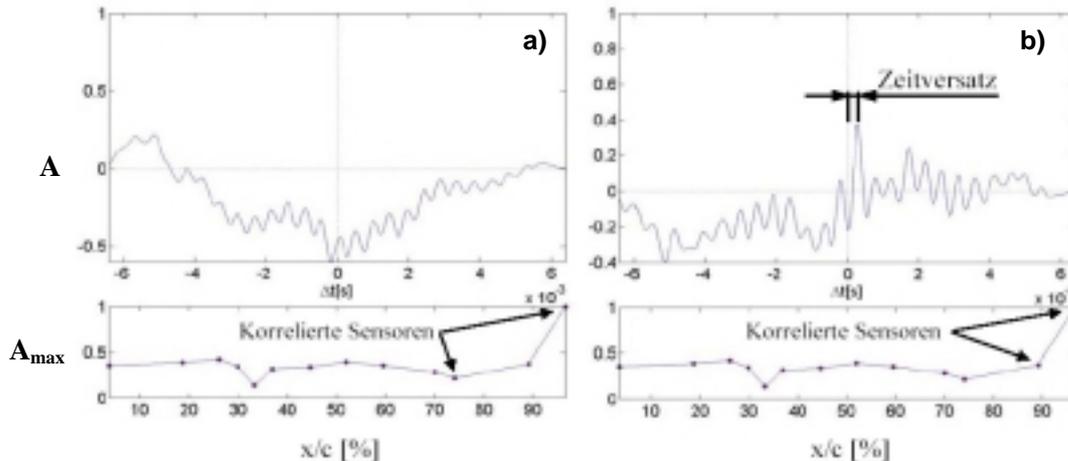


Abbildung 5-20: Signalkorrelationen zwischen jeweils zwei Sensoren an der Rotor-Schaufelhinterkante des Verdichters

- Grenzschichtentwicklung bei $\dot{m} = 5.85 \text{ kg/s}$

Die Auswirkungen einer weiteren Massendurchsatzreduktion am Axialverdichter um $\Delta \dot{m} = 0.15\%$ auf $\dot{m} = 5.85 \text{ kg/s}$ wurde ebenfalls untersucht. Von Interesse war hierbei die stattfindende Transition und deren Veränderung gegenüber $\dot{m} = 6.0 \text{ kg/s}$. In *Abbildung 5-21* sind hierzu Campbell-Diagramme der Wandschubspannung und *RMS*-Verteilung an der Rotorschaukel dargestellt. Die Verringerung des Massendurchsatzes führt zu einer Erhöhung des Gitterzuströmwinkels und erhöhten aerodynamischen Schaukelbelastungen. Diese bewirken wiederum eine Grenzschichtdestabilisierung und führen gegenüber $\dot{m} = 6.0 \text{ kg/s}$ auch im nachlaufinduzierten Pfad zu einer eindeutigen Ausbildung einer laminaren Grenzschichtablösung. Eine Trennung der zwei charakteristischen Pfade ist aufgrund dessen nicht mehr eindeutig möglich, weshalb die eingezeichneten Grenzen als tendenzielle Verläufe zu betrachten sind. Erkennbar ist, dass die Grenzschichtablösung bei $x/c = 25\%$ relativ homogen über den gesamten Zeitbereich auftritt und unabhängig vom vorliegenden Pfad generiert wird. Die in *Abbildung 5-22* dargestellte Prinzipskizze verdeutlicht das gewonnene Ergebnis nochmals graphisch. Die laminare Ablöseblase erstreckt sich in *Abbildung 5-21* bis zu einem $x/c = 70-75\%$ und endet deutlich früher und sehr viel lokaler im Vergleich zu dem zuvor beschriebenen Betriebspunkt ($\dot{m} = 6.0 \text{ kg/s}$). Die eingezeichnete Linie der turbulenten Grenzschichtwiederanlegung zeigt einen stark periodisch modellierten Verlauf, da der hohe Turbulenzgrad der Nachlaufdellen eine Verkürzung der Ablöseblase im nachlaufinduzierten Pfad um bis zu $\Delta x/c = 5\%$ bewirkt. Die abgelöste Scherschicht besitzt hierdurch im nachlaufinduzierten Pfad ein höheres Störniveau im Vergleich zum Pfad zwischen zwei Dellen, wodurch die Instabilitäten stärker angefacht werden und eine deutlich frühere Wiederanlegung der Grenzschicht erfolgt. Der Bereich der turbulent anliegenden Grenzschicht ($x/c > 70\%$) zeichnet sich zum einen durch geringere Spannungs- und *RMS*-Amplituden aus, zum anderen lassen sich hier wieder die Einflüsse der Nachlaufdellen identifizieren und Pfadwechsel erkennen.

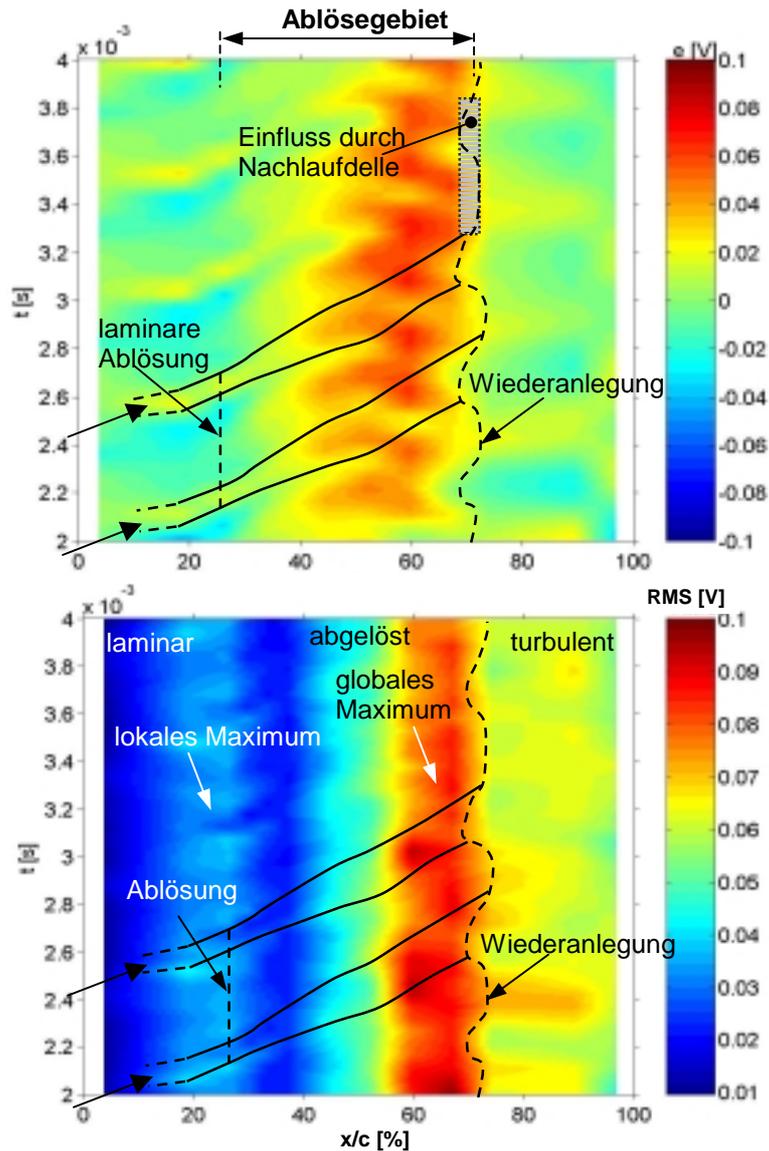


Abbildung 5-21: Campbell-Diagramme ($f_n=47\text{Hz}$, $\dot{m}=5.85\text{ kg/s}$)

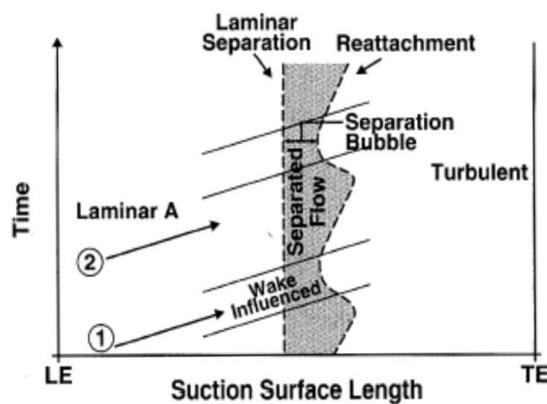


Abbildung 5-22: Prinzipskizze der Transition mit Ablöseblase an einer Schaufel nach HALSTEAD ET AL. [1995]

Für eine detaillierte Betrachtung der saugseitigen Grenzschichtausbildung an der Rotorschaukel sind in *Abbildung 5-23* die Liniendiagramme von *RMS*, Schiefe und Wandschubspannung aufgetragen. Gegenüber *Abbildung 5-19* ($\dot{m} = 6.0 \text{ kg/s}$) zeigen die *RMS*-Verteilungen hier in beiden Abbildungen nach einem laminaren Anlaufbereich einen Ablösepunkt, der durch das lokale Maximum im vorderen Profilbereich ($x/c=26\%$) markiert wird. Im weiteren Verlauf erfolgt ein Anstieg des *RMS* auf ein globales Maximum bei $x/c=67\%$, welches das Transitionsgebiet kennzeichnet. Weiter stromab fallen die Amplituden wieder ab und die abgelöste Scherschicht wird turbulent. Es kommt bei etwa $x/c=70\text{...}75\%$ zu einem turbulenten Wiederanlegen der Grenzschicht, was durch einen Amplitudenabfall gekennzeichnet wird.

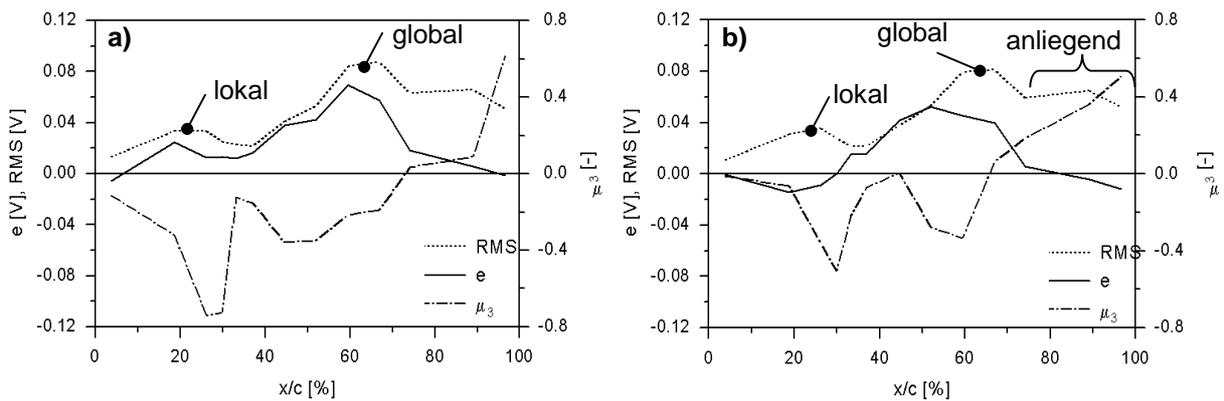


Abbildung 5-23: Liniendiagramme von *RMS*, Spannung, Schiefe am Rotor des Verdichters; a) nachlaufinduzierten Pfad, b) Pfad zwischen zwei Nachlaufzellen ($f_n = 47\text{Hz}$, $\dot{m} = 5.85\text{kg/s}$)

Das Wiederanlegen der Grenzschicht auf der Rotorschaukel kann durch die in *Abbildung 5-24* dargestellten Kreuzkorrelationen bestätigt werden. Die Korrelation erfolgt jeweils mit dem letzten Sensor des Heißfilmmarrays (Referenzsensor: $x/c=96,6\%$). Während der Sensor bei $x/c=67\%$ noch keine Signalähnlichkeiten aufzeigt (*Abb. a*), korreliert das Signal des Sensors bei $x/c=89,1\%$ eindeutig mit einem zu erwartenden positiven Zeitversatz (*Abb. c*). Der Sensor bei $x/c=74,1\%$ (*Abb. c*) liegt gerade im Gebiet der Wiederanlegelinie, wodurch die Korrelation noch relativ stark durch die Ablöseblase beeinflusst wird, die Amplituden aber dennoch eine klare Tendenz aufzeigen.

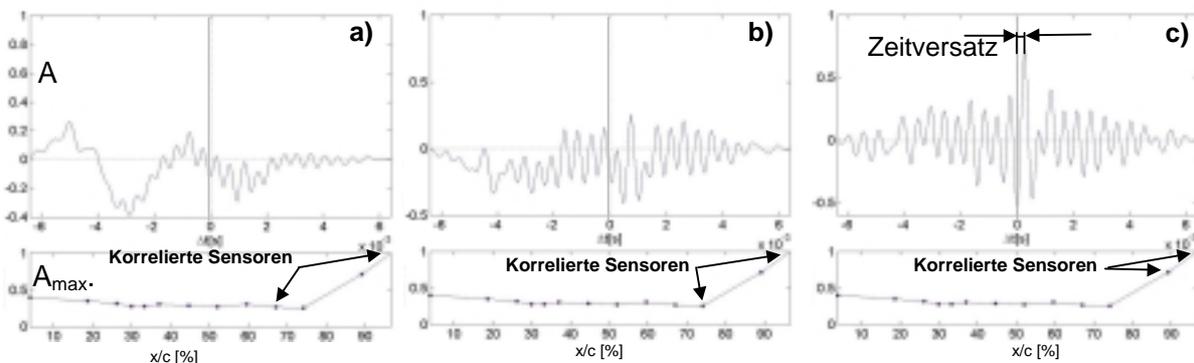


Abbildung 5-24: Erfassung des Wiederanlegungspunktes auf der Rotorschaukel des Verdichters mit Hilfe von Kreuzkorrelationssignalen ($\dot{m} = 5.85 \text{ kg/s}$)

5.2 Ergebnisse am Niedermachzahl-Turbinenprüfstand (LSTR, NGV-2)

Das den Ringraum einer Turbine durchströmende Heißgas führt zu hohen thermischen Belastungen angrenzender Bauteile, sodass diese Komponenten (Schaufeln, Gehäusebauteile) beispielsweise durch Kühlfilme thermisch isoliert werden müssen, um ein Versagen zu vermeiden. Dies ist jedoch insbesondere an den Übergangsbereichen von stehenden und rotierenden Teilen sehr schwierig zu realisieren. Eine Ringraumabdichtung erfolgt in diesen Bereichen zumeist über schleifende Dichtungen bzw. Labyrinthdichtungen, die konstruktionsbedingte Leckagen aufweisen. Aufgrund des herrschenden Überdrucks im Ringraum der Turbine muss im Bereich der Dichtungen dafür Sorge getragen werden, dass der Heißgasstrom nicht in den Scheibenraum eindringen kann. Um dies zu unterbinden werden die Dichtungen mit einem Kühlluftmassenstrom, der sog. Sperrluft, beaufschlagt und auf diese Weise ein geringer zusätzlicher Massenstrom in den Ringraum eingebracht. Die zugeführte Sperrluft ermöglicht hierdurch zwar die Vermeidung des thermischen Versagens von Bauteilen (insbesondere Turbinenscheiben), jedoch werden hierdurch auch die Grenzschichten an den Schaufeln massiv beeinflusst. Die hier beschriebenen experimentellen Untersuchungen an einer NGV-Schaufel dienen daher zur Erfassung der Grenzschichtbeeinflussung eines Kühlluftmassenstroms, der im Turbineneintritt zugeführt wird, sowie der Zufuhr von Sperrluftmassenströmen in den Dichtungsbereichen R16 und R19 vor bzw. hinter der ersten Rotorstufe.

Zur Erfassung der Auswirkungen dieser zusätzlichen Massenströme wurden an einer Turbinen-Statorschaufel (NGV-2) druck- und saugseitig Oberflächenhitzdrahtarrays appliziert. Die durchgeführten Untersuchungen sollten Aufschluss über die saugseitige Entwicklung der Grenzschichttransition sowie das Auftreten einer druckseitigen Grenzschichtablösung geben. Bei den Versuchen wurde die Kühlluftzufuhr mit $K=0\%$ bzw. 100% vorgegeben, hingegen erfolgte die Sperrluftvariation unter Berücksichtigung einer 25% -Staffelung zwischen 0% bis 200% . Die prozentualen Massenstromangaben beziehen sich dabei auf den Auslegungszustand. *Tabelle 5.1* gibt die Zufuhr von Massendurchsätzen für die Turbine an.

Die Versuche wurden mit konstanter Drehzahl ($n=1300 \text{ min}^{-1} \pm 0.1\%$) bei einer Blattfolgefrequenz von $f_n=910 \text{ Hz}$ durchgeführt. Die NGV-2 Eintrittstemperatur variierte in Abhängigkeit des Kühlluftmassenstromes zwischen $T=309\text{...}311 \text{ K}$ bei $K=100\%$ und $T=300\text{--}305 \text{ K}$ bei $K=0\%$. Die Zufuhr der Zusatzmassenströme erfolgte mit ambienter Temperatur. Die Messungen wurden bei einem Totaldruckverhältnis von $P_0/P_4=1.18$ (Auslegungsfall) realisiert, das sich aus dem Gesamtdruckverhältnis zwischen Ebene 0 am Turbineneintritt und der Ebene 4 hinter der zweiten Rotorstufe ergibt.

Tabelle 5.1: Angaben von Massendurchsätzen bei 100% -iger Zufuhr an der Prüfstand-Turbine

P_0/P_4 [-]	Einlauf [kg/s]	Kühlmassenstrom K [kg/s]	Sperrluft R16 [kg/s]	Sperrluft R19 [kg/s]
1.116	8.7	0.66	0.075	0.18
1.18	10.5	0.8	0.09	0.2
1.3	13.0	0.99	0.11	0.27

5.2.1 Erfassung von Kühlluft einfluss

- Saugseite

Die strömungsphysikalischen Auswirkungen der Kühlluftzufuhr auf die zweite Statorstufe der untersuchten Turbine werden für die Profilsaugseite in Weg-Zeit-Diagrammen (Abb. 5-25) für die Höhenschnitte $z_1/b=7\%$ (Abb. a,b) und $z_2/b=12\%$ (Abb. c,d) gezeigt. Die Diagramme verdeutlichen die zeitliche und flächige Entwicklung der elektrischen Spannungssignale (Wandschubspannung) über einen Zeitbereich von $t=3$ ms bei $K=0\%$ (Abbildung a, c) bzw. $K=100\%$ (Abbildung b, d). In beiden Höhenschnitten führt der zusätzliche Massenstrom von $\Delta \dot{m}=0.8$ kg/s zu einer Verzögerung der Transitionslage an die Turbinen-Schaufelhinterrkante, was sich in einer Verlagerung der Amplitudenmaxima entlang der Laufkoordinate um ca. $\Delta s/l=15\%$ äußert. Es bilden sich charakteristische Lauflängen L_B und L_E aus, deren Indizes B und E für den positionellen Beginn der transitionalen Grenzschichtbereiche entlang des nachlaufinduzierten (**B**) bzw. des Pfades zwischen zwei Nachlaufdellen (**E**) stehen. Eine Kühlluftzufuhr von $K=100\%$ (Auslegung) wirkt sich äquivalent zu einer Reduktion des Gitterzuströmwinkels aus und führt damit zu analogen Grenzschichteffekten, wie der Wanderung der Transitionslage. Durch die Änderung der statischen Druckverteilung resultiert eine Stabilisierung der Grenzschicht im vorderen Schaufelbereich und die Instabilitäten der Nachlaufdellen induzieren erst weiter stromab in einer Grenzschichttransition.

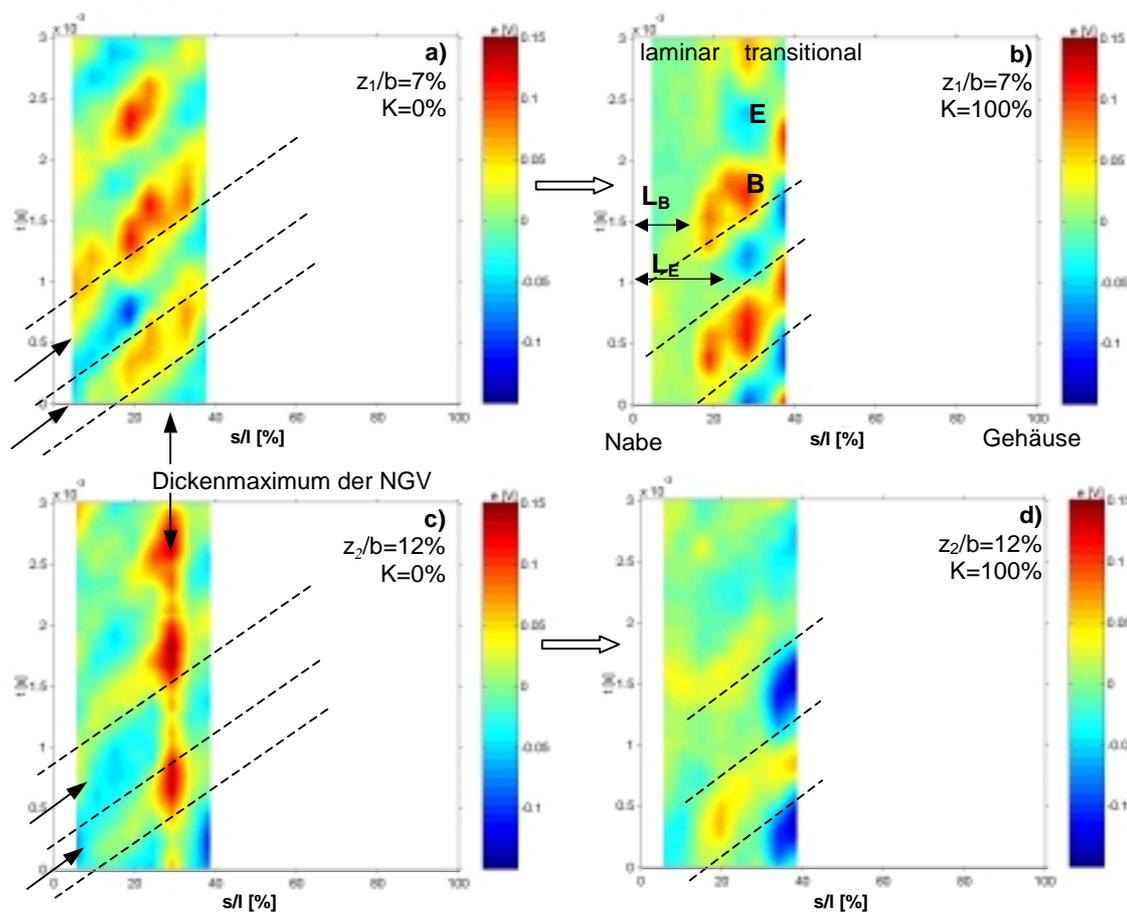


Abbildung 5-25: Einfluss von Kühlluftzufuhr $K=0\%$ (Abb. a, b) und $K=100\%$ (Abb. c, d) auf die Grenzschicht an der zweiten Statorstufe der Turbine (Sperrluftzufuhr: $R16=R19=100\%$)

Abbildung 5-26 zeigt die Zeitschriebe der Spannungssignale (e) sowie exemplarisch ausgewählte Leistungsdichtespektren der laminaren und transitionalen Grenzschicht für den Strömungsfall mit einer Kühlluftzufuhr $K=100\%$. Betrachtet wird ein Zeitfenster von $t=3$ ms bzw. in den Spektren ein Frequenzbereich über $f=10$ kHz. Aus den Verläufen ergibt sich eine Periodendauer zwischen den Nachlaufzellen von $t_P=1.1$ ms ($f_B=910$ Hz). Die Nachlaufzellen führen zur Ausbildung von Turbulenzflecken, die sich mit einer mittleren Gruppengeschwindigkeit von $v_P \approx 58$ m/s ausbreiten. Vorder- und Hinterkante des Turbulenzflecks divergieren dabei mit zunehmendem Abstand von der Schaufelvorderkante auseinander, siehe auch Abb. 2-13. Die Transition beginnt bei einem $s/l \leq 20\%$, erkennbar an der deutlichen Amplitudenzunahme in den Zeitschrieben sowie dem Anstieg des Amplitudenniveaus der Leistungsdichtespektren.

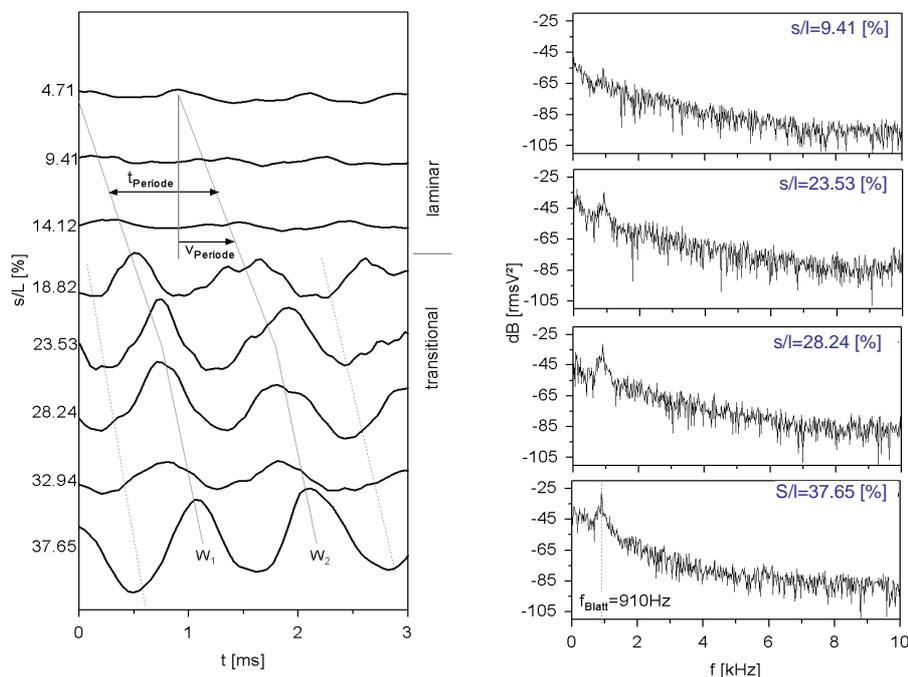


Abbildung 5-26: Zeitschriebe und Leistungsdichtespektren der NGV-2 Saugseite bei $z_1/b=7\%$ ($R16=0\%$, $R19=100\%$, $K=100\%$)

- Druckseite

Der Einfluss des Kühlluftmassenstroms auf die druckseitige Grenzschichtausbildung an der Turbinenschaufel ist exemplarisch für den Strömungsfall $R16=0\%$, $R19=100\%$ in Abbildung 5-27 dargestellt. Die Diagramme beschränken sich auf die spannweite Sensorreihe $z_1/b=7\%$, da sich ein vergleichbares Verhalten für $z_2/b=12\%$ ausbildet. Eine Erhöhung des Gesamtmassenstroms durch die Zufuhr von Kühlluft vor der Turbine führt auf der Druckseite zu einer druckinduzierten Ablösung, die sich in Abbildung 5-27b,d durch ein deutliches Abfallen der Amplituden bereits kurz hinter der Schaufelvorderkante ($s/l \geq 13.7\%$) bemerkbar macht. Der zusätzliche Kühlluftmassenstrom generiert somit in der Nähe der Schaufelvorderkante eine Strömungablösung. Ursache der Destabilisierung ist die Massenstromänderung die mit einer Gitterzuström-Winkelreduktion vergleichbar ist. Die charakteristischen Pfade einer nachlaufinduzierten Grenzschichtausbildung prägen sich nach dem Ablösepunkt nur noch schwach bzw. gar nicht mehr aus.

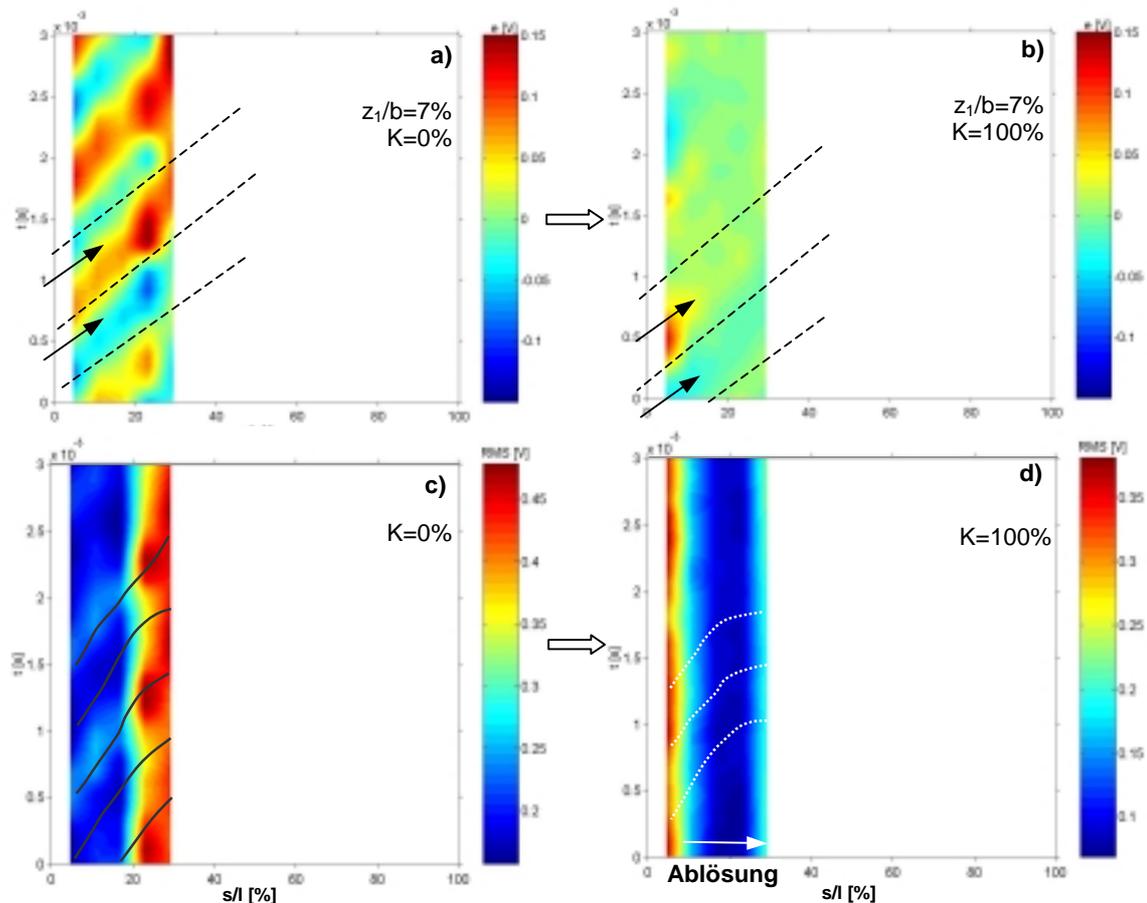


Abbildung 5-27: Einfluss von Kühlluftzufuhr auf die druckseitige Grenzschichtausbildung einer NGV-2 (Sperrluftzufuhr: R16= 0%, R19=100%)

Eine Betrachtung der Amplitudenmaxima aus den Kreuzkorrelationen, die in *Abbildung 5-28* gezeigt werden, dient zur Verdeutlichung der druckseitigen Grenzschichtablösung durch die Kühlluftzufuhr im Höhenschnitt $z_1/b=7\%$ der Turbinenschaufel. Die gezeigten Datenpunkte entsprechen den normierten Maximalamplituden aus der Korrelationsfunktion zwischen zwei Sensoren. Als Referenz diente jeweils der erste Sensor des Stromlinienarrays. Der sich für den Fall $K=0\%$ ergebende Verlauf zeigt für die ersten vier Sensorpaare eine hohe Signalübereinstimmung. Erst für den letzten Amplitudenkorrelationspunkt ist ein deutlicher Einbruch zu verzeichnen, der jedoch aufgrund der hohen *RMS*-Werte in *Abbildung 5-27* nicht aus einer Ablösung resultieren muss. Für den Fall der 100%igen Kühlluftzufuhr zeigen die Amplitudenpunkte bereits für das erste Kreuzkorrelationspaar bei $s/l=10.77\%$ einen deutlichen Amplitudenabfall gegenüber der Autokorrelation von Sensor 1. Die Grenzschicht löst somit unmittelbar hinter der Schaufelvorderkante ab. Die gestrichelt eingezeichnete Verbindungslinie für den Verlauf von $K=100\%$ soll den eigentlich erwarteten Verlauf verdeutlichen.

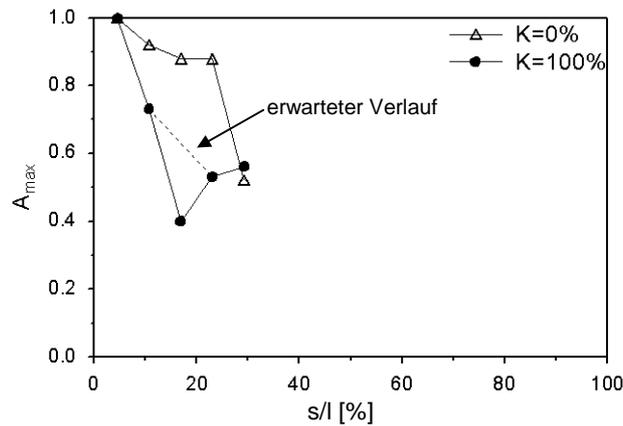


Abbildung 5-28: Einfluss von Kühlluftzufuhr auf die Turbinenschaufel der zweiten Stufe (Sperrluftzufuhr: R16= 0%, R19=100%)

Das frühzeitige Auftreten einer druckseitigen Grenzschichtablösung durch den erhöhten Massendurchsatz lässt sich ebenfalls in den Leistungsdichtespektren entlang der Lauflängenkoordinate zeigen (Abbildung 5-29). Ein direkter Vergleich der Strömungszustände ohne bzw. mit Kühlluft ist durch die zwei dargestellten Abbildungsreihen ($s/l=4.62\% \dots 29.32\%$) gegeben. Während die Blattfolgefrequenz in der linken Spalte ($K=0\%$) bis zu einem $s/l=29\%$ eindeutig erkennbar ist, prägt sich diese in den Spektren der rechten Spalte ($K=100\%$) nur noch am ersten Sensor ($s/l=4.62\%$) eindeutig durch. Stromab ist sie nicht mehr identifizierbar und eine abgelöste Scherschichtströmung liegt vor.

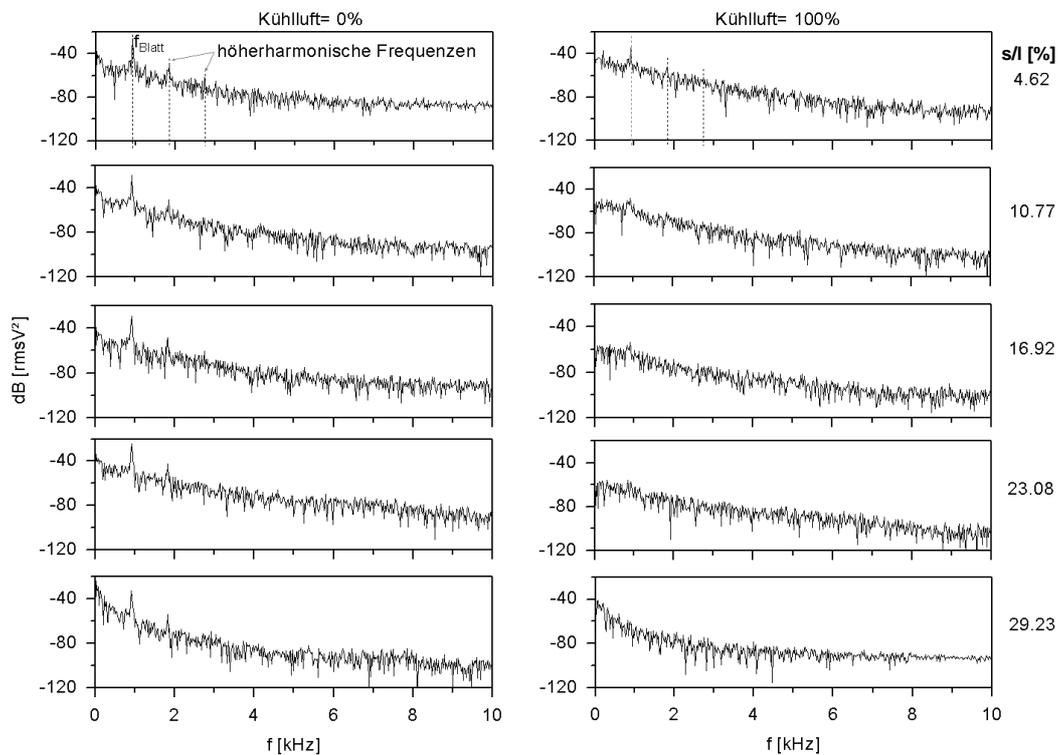


Abbildung 5-29: Leistungsdichtespektren: Einfluss der Kühlluftzufuhr bei $z_1/b=7\%$ an der Statorschaufel (NGV-2) der Prüfstand-Turbine

Auch die Zeitschriebe der *Abbildung 5-30* verdeutlichen den Einfluss der Kühlluftzufuhr auf die druckseitige Grenzschichtausbildung an der Turbinenschaufel bei $z_1/b=7\%$. Die Nachlaufdübeln führen bei $K=0\%$ zu charakteristischen Instabilitäten, die sich in periodischen Amplitudenwechseln äußern. Einen sehr begrenzten Einfluss üben die Nachlaufdübeln hingegen bei einem Kühlluftmassenstrom von $K=100\%$ aus, da die Grenzschicht hier abgelöst ist. Es resultieren nur noch sehr geringe Schwankungsamplituden.

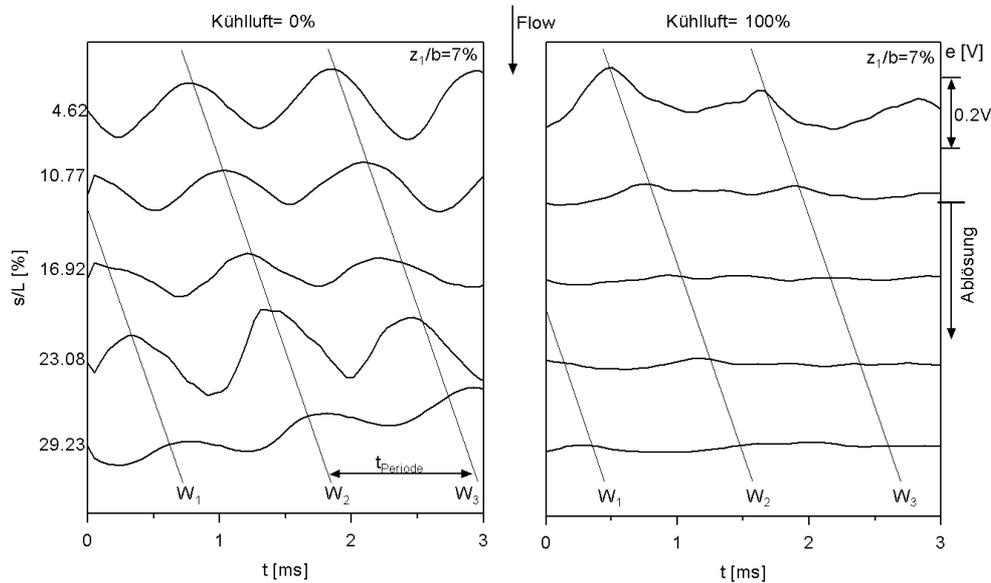


Abbildung 5-30: Kühlluft einfluss auf die Zeitschriebsignale der NGV-2 für $R_{16}=0\%$, $R_{19}=100\%$

Die nachfolgend gezeigten Liniendiagramme stellen die druckseitigen Amplitudenverläufe der Strömungsfälle mit und ohne Kühlluftzufuhr exemplarisch für $z_1/b=7\%$ gegenüber. *Abbildung a* betrachtet den nachlaufinduzierten Pfad, während die Verläufe durch den beruhigten Pfad in *Abb. 5-31b* aufgetragen sind. Die Grenzschichtablösung in *Abbildung b* äußert sich durch einen deutlichen Amplitudenabfall der Wandschubspannung und des RMS für $s/l > 10\%$. Die Verläufe der Schiefe μ_3 geben keine Aufschlüsse über die Grenzschichten, sind der Vollständigkeit halber jedoch mit aufgeführt.

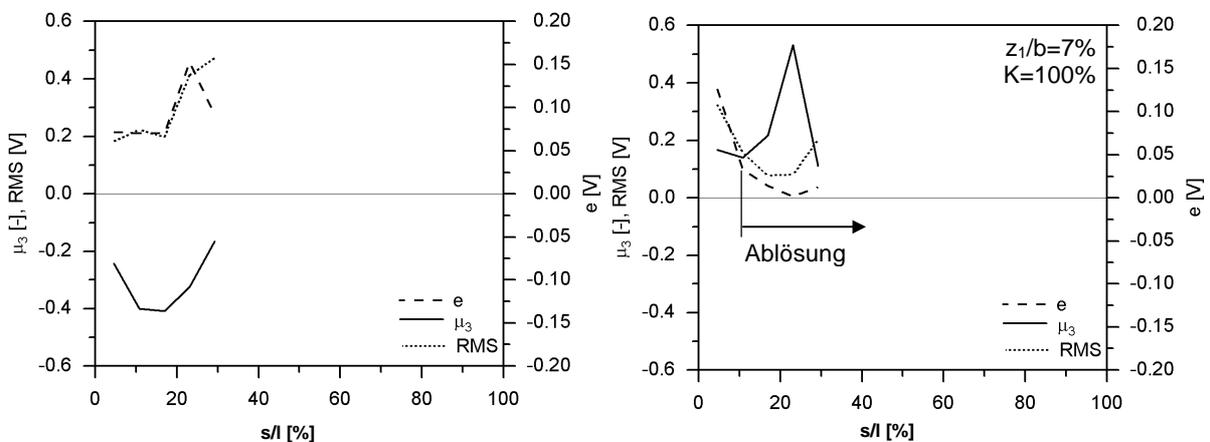


Abbildung 5-31: Liniendiagramme: Kühlluft einfluss auf NGV-Druckseite an der Turbine ($R_{16}=0\%$, $R_{19}=100\%$)

5.2.2 Erfassung von Sperrlufteinfluss R16

- Saugseite

Der Einfluss der Sperrluftzufuhr R16 auf die saugseitige Grenzschichtentwicklung im Höhenschnitt $z_1/b=7\%$ der Turbinen-Statorschaufel wird in Weg-Zeit-Diagrammen der Wandschubspannung für die Fälle R16=0% (Abb. 5-32a,c) und R16=150% (Abb. 5-32b,d) dargestellt. Kühlluft und Sperrluft R19 wurden für den dargestellten Strömungsfall mit $K=R19=100\%$ vorgegeben. Die Positionen der Einzelsensoren sind durch die eingezeichneten Zeitschriebe entlang der Laufkoordinate markiert.

Die Darstellungen zeigen, dass die Zufuhr von R16 einen verzögernden Einfluss auf die saugseitige Grenzschichttransition hat, der sich insbesondere in einer Amplitudenabschwächung äußert. Dies resultiert vor allem aus der Tatsache, dass die Zufuhr des Sperrluftmassenstromes ($\dot{m}_{R16_150\%}=0.135 \text{ kg/s}$) noch vor der ersten Rotorstufe erfolgt, wodurch eine rasche Ausmischung mit dem Hauptmassenstrom ($\dot{m}=10.5 \text{ kg/s}$) stattfindet. Es ergibt sich lediglich eine geringfügige Massendurchsatzserhöhung, die eine ansatzweise Grenzschichtstabilisierung bewirkt.

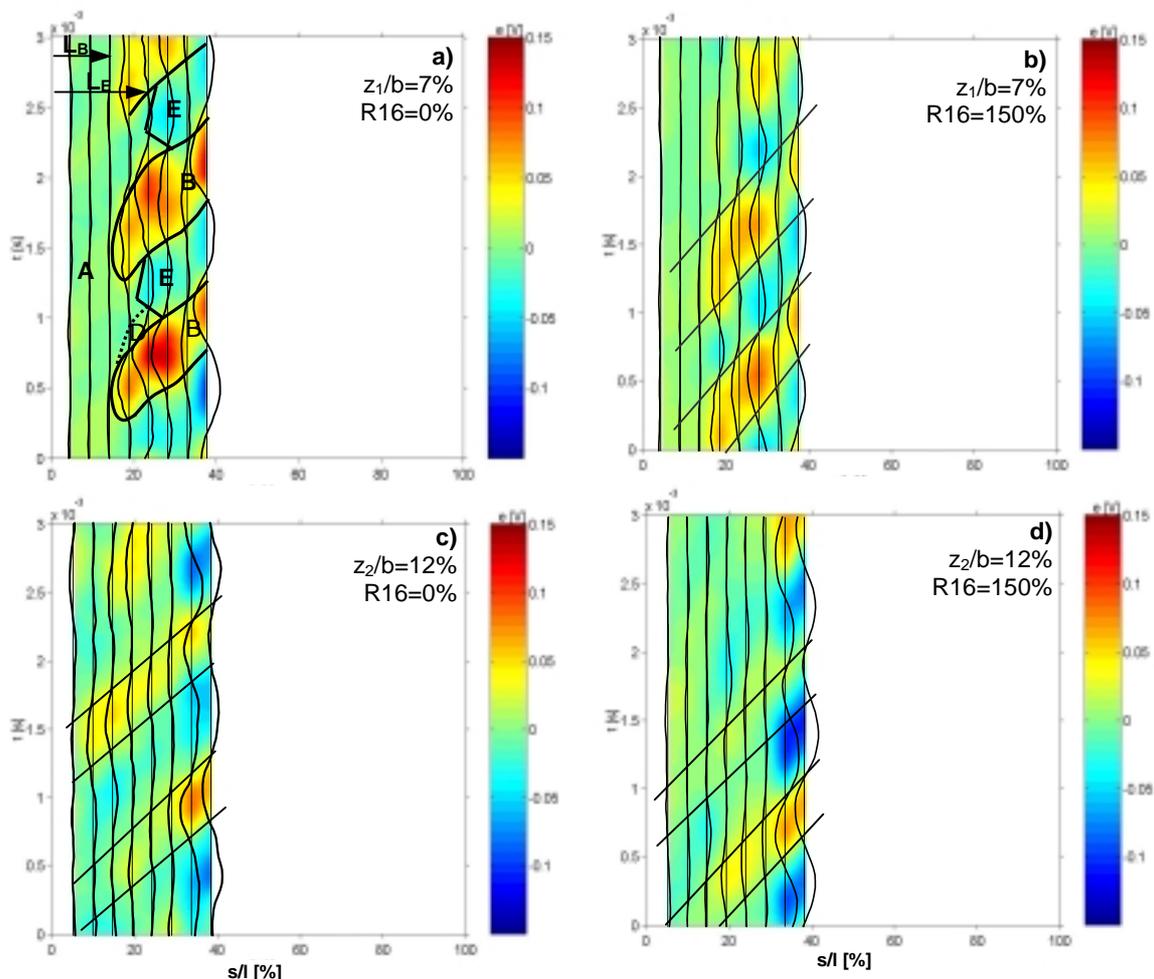


Abbildung 5-32: Einfluss von Sperrluftzufuhr R16 auf die saugseitige Grenzschicht an der Turbine (R19=100%, K=100%)

Eine Kennzeichnung der einzelnen Grenzschichten erfolgt in *Abbildung 5-32* über eine Deklaration mit Buchstaben. An der Vorderkante der Statorschaufel bildet sich zunächst eine

laminare Grenzschicht (**A**) aus, die sich über relativ große Lauflängen (L_E , L_B) erstreckt. Der laminare Bereich einer Turbinenschaufel ist dabei deutlich stärker ausgeprägt als an einer Verdichterschaufel und wird durch die statische Druckverteilung bestimmt. Die Stellung der Schaufeln im Beschleunigungsgitter führt über das Dickenmaximum hinweg zu einem Abfall des statischen Druckes und wirkt hierdurch stabilisierend auf die Grenzschicht. Durch die Nachlaufdüsen werden induzierte Instabilitäten in die Grenzschicht eingebracht, die mit zunehmender Lauflänge an Intensität gewinnen und eine Grenzschichttransition einleiten. Es bilden sich zwei charakteristische transitionale Grenzschichtpfade aus, die in *Abbildung 5-32* mit **B** bzw. **E** gekennzeichnet sind. Auffällig ist, dass der **B**-Bereich nahezu 50% der Periodendauer ausmacht. Aufgrund des größeren Gitterzuströmwinkels und einer höheren Profildicke der Turbinenschaufeln (größere Versperrung) bilden sich im Vergleich zu Verdichterschaufeln breitere Nachlaufdüsen aus, die zu einer starken Ausprägung der **B**-Zone führen. Die Bereiche der turbulenten Grenzschichten (**C**, **F**) wurde mit dem applizierten Sensorarray nicht mehr erfasst.

- Druckseite

Zur Erfassung des Einflusses der Sperrluftzufuhr R16 auf die druckseitige Grenzschichtausbildung sind in *Abbildung 5-33* die Zeitschriebe des Sensorarrays bei einem Höhenschnitt von $z_2/b=12\%$ aufgetragen. Die drei Abbildungen stellen dabei den Einfluss für R16=0%, 150% und 200% graphisch gegenüber. R16 wird noch vor der ersten Rotorstufe in den Ringraum der Turbine eingebracht und interagiert beim Durchströmen der Rotorstufe mit der Sekundärströmung, was dazu führt, dass sich der Massenstrom zur Ringraummitte hin verlagert. Die Auswirkungen von R16 sind dementsprechend auf die Erhöhung des Gesamtmassendurchsatzes zurückzuführen, während Querströmungseffekte eine untergeordnete Rolle spielen.

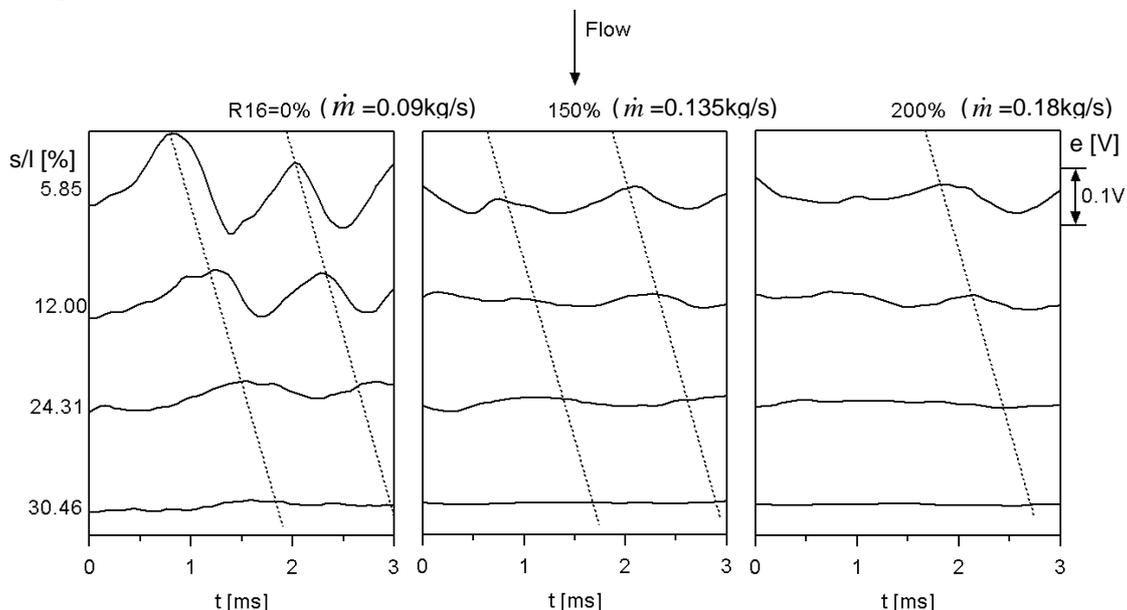


Abbildung 5-33: Zeitschriebe der NGV-2 Druckseite bei $z_2/b=12\%$, Einfluss von R16

5.2.3 Erfassung von Sperrlufteinfluss R19

- Saugseite

Die Sperrluftzufuhr R19 erfolgt unmittelbar vor dem Schaufelfuß der NGV-2 Stufe in der Turbine. Zur Erfassung des Einflusses von R19 auf die Schaufelgrenzschicht sind in *Abbildung 5-34* resultierende Verteilungen der Wandschubspannung für R19=0% (*Abb. a,c*) und R19=150% (*Abb. b,d*) in beiden Höhenschnitten ($z/b=7\%$, 12%) gegenübergestellt. Die Untersuchungen erfolgten für R16=K=100%. Aus den Ergebnissen ergibt sich, dass R19, insbesondere im nabennahen Bereich, zu deutlichen Erhöhungen der Amplitudenschwankungen und einer sehr starken Ausprägung der periodischen Anteile in den Pfaden führt. Eine Verlagerung der Transitionslage zur Vorderkante hin ist zu verzeichnen, wodurch sich für $z_1/b=7\%$ laminare Lauflängen von $L_B=18\%$ und $L_E=25\%$ ausbilden, die im Fall R19=0% über den betrachteten Schaufelbereich hinausgehen. Bei $z/b=12\%$ ist der Einfluss der Sperrluft nicht so stark ausgeprägt, da R19 unmittelbar vor dem Schaufelfuß eingebracht wird und daher erst weiter stromab mit einem Einfluss in diesem Höhenschnitt zu rechnen ist.

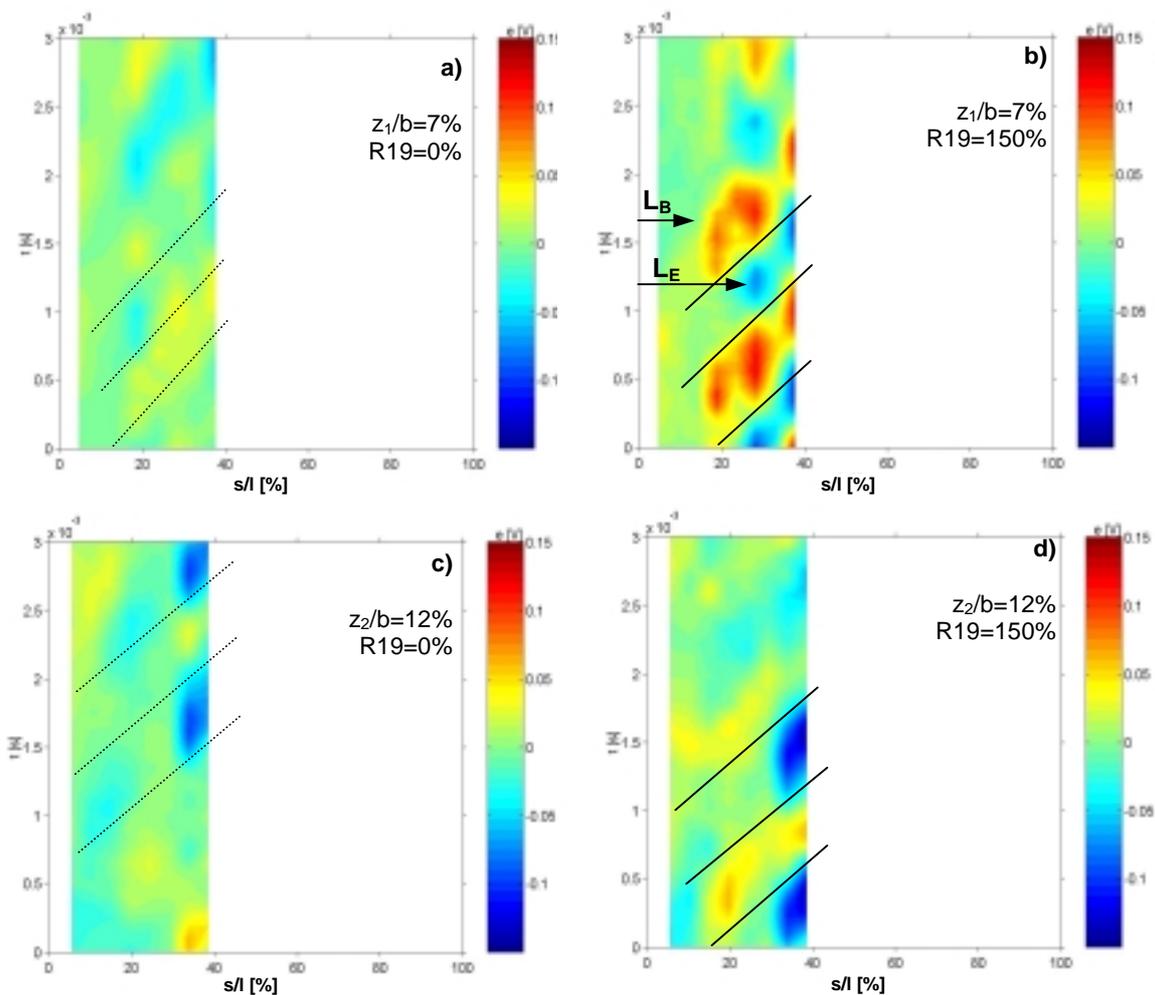


Abbildung 5-34: Einfluss von Sperrluftzufuhr R19 auf die saugseitige Grenzschichtausbildung der zweiten Statorstufe in der Turbine (R16=100%, K=100%)

- Druckseite

Der Einfluss von R19 (Abb. a: 0%, b: 100%) auf die Grenzschichtentwicklung an der Druckseite der untersuchten Turbinenschaufel in *Abbildung 5-35* visualisiert. Die Ergebnisse verdeutlichen einen deutlichen Einfluss der Sperrluft auf die sich ausbildende Grenzschichtablösung. Erkennbar wird dies auch durch die dargestellten Amplitudenschwankungen der Zeitschriebe, die den Flächendiagrammen überlagert sind. Durch die Zufuhr von R19 bilden sich demnach direkt an der Profilverdkerante deutliche Signalamplituden aus, die jedoch schon am zweiten Sensor auf eine abgelöste Grenzschicht hindeuten. Erkennbar ist dies an den sehr geringen Amplituden für eine Lauflänge von $s/l > 10\%$.

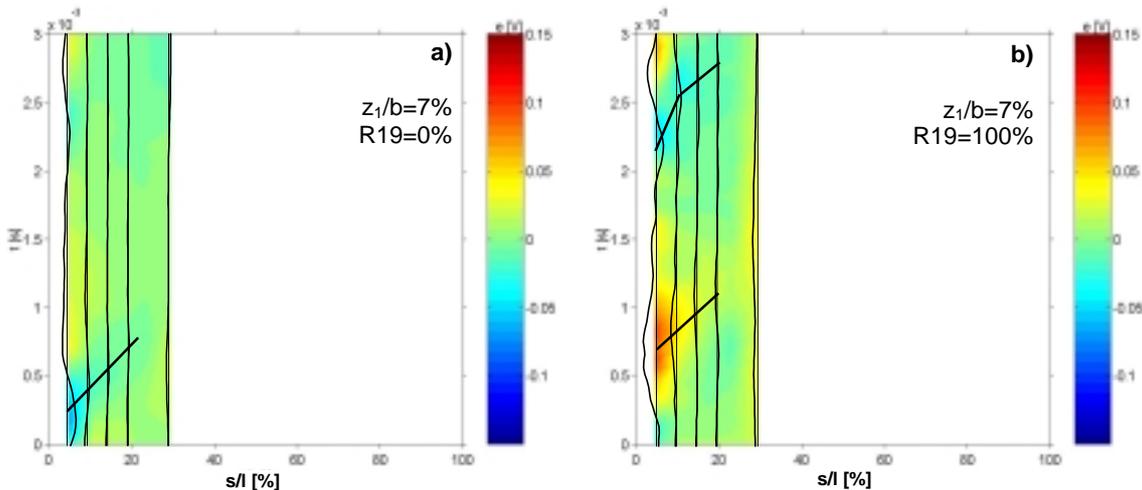


Abbildung 5-35: Einfluss von R19 auf die druckseitige Grenzschichtausbildung an der Turbine ($R16=100\%$, $K=100\%$, $z_2/b=7\%$)

Auch die in *Abbildung 5-36* gezeigten Amplitudenmaxima der Kreuzkorrelationen stellen den Einfluss der Sperrluft R19 dar. Als Referenz diente auch hier der erste Sensor des Stromlinienarrays. Der Kurvenverlauf infolge $R19=0\%$ resultiert für die ersten drei Sensorpaare in erhöhten Korrelationssignalen. Ab einem $s/l=23\%$ fallen die Amplituden dann jedoch deutlich ab und eine Grenzschichtablösung bildet sich aus. Für $R19=100\%$ nehmen die Amplituden bereits für das erste Kreuzkorrelationspaar bei $s/l=10,77\%$ ab und kennzeichnen eine frühe Grenzschichtablösung.

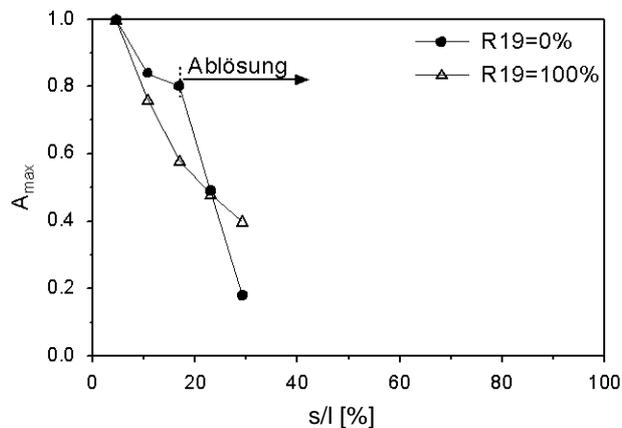


Abbildung 5-36: Detektion der Grenzschichtablösung an der Druckseite der NGV-2 der Prüfstand-Turbine durch R19-Zufuhr ($R16=100\%$, $K=100\%$, $z_2/b=7\%$)

5.3 Wertung der Hauptuntersuchungen

In diesem Kapitel wird eine abschließende Bewertung der erzielten Ergebnisse zur Anwendung thermoresistiver Oberflächensensoren an Schaufelprofilen gegeben. Beurteilt wird dabei die Erfassung instationärer Grenzschichtphänome an Verdichter- und Turbinenschaufeln durch die applizierten Sensoren. Im Rahmen der vorliegenden Arbeit kamen hierzu neben konventionellen Oberflächenheißfilmen erstmals auch dünne, flexible Folienarrays mit Oberflächenhitzdrähten zum Einsatz. Bei der Datenauswertung wurden Darstellungsformen gewählt, die eine detaillierte Angabe der charakteristischen Pfadstrukturen und Grenzschichtbereiche ermöglichen können. So erlaubt beispielsweise die Überlagerung der Campbell-Diagramme mit den Zeitschrieben der Sensorausgangsspannungen eine sehr genaue Abgrenzung zwischen dem nachlaufinduzierten Pfad und dem Pfad zwischen zwei Nachlaufdellen. Die Detektion der Transitionslinie in der Schiefeverteilung ermöglicht zudem die Positionsbestimmung der Grenzschichttransition. Zur Erfassung von Grenzschichtablösung und Wiederanlegung kam des Weiteren Schnittliniendiagramme, die Kreuzkorrelation sowie eine graphische Darstellung der Amplitudenmaxima von Korrelationssignalen zur Anwendung.

Untersuchungen an Statorschaufeln einer Verdichter-Ausgangskonfiguration mit Hilfe von Oberflächenheißfilm und -hitzdraht dienten dem Vergleich dieser zwei Sensortechniken sowie zur Erfassung der Grenzschichttransition. Die Ergebnisse verdeutlichen ein Grenzschichtverhalten, das auch in Betriebspunkten nahe des Strömungsabrisses zu keiner Ablösung führt. Variationen des Massendurchsatzes und der Drehzahl zeigen zudem eine deutliche Abhängigkeit der Transitionslage von diesen Parametern. So führt die Erhöhung des Massendurchsatzes zu einer Verzögerung der Transition infolge eines Strömungsverhaltens, das äquivalent zu einer Reduktion des Zuströmwinkels ist. Die Gegenüberstellung der Statorschaufel-Messergebnisse von Oberflächenhitzdrähten und Heißfilmen zeigen sehr gute Übereinstimmungen in Hinblick auf die Erfassung der Position der Grenzschichttransition, des Ablösepunktes und der Wiederanlegung. Die erfolgreich zur Anwendung gebrachte Oberflächenhitzdraht-Messtechnik bietet somit eine sinnvolle Alternative gegenüber konventionellen Messmethoden und ermöglicht aufgrund ihres hohen Signal/Rausch-Verhältnisses die detaillierte Erfassung von Strömungsinformationen.

An einer rotierenden Verdichterschaufel durchgeführte Messungen mit Oberflächenheißfilmen stellen ebenfalls eine Neuerung dar. Die Verwendung von Miniatur-Anemometern und der Einsatz eines Telemetriesystems ermöglichte dabei erstmals eine Erfassung unterschiedlicher Formen der Grenzschichttransition an einer Rotorschaufel. Dabei zeigten sich in den Versuchsergebnissen deutliche Einflüsse durch vier sternförmig angeordnete Verstreubungen im Vorlauf des Rotors. Diese generieren Nachlaufstörungen, die zu Interaktionen mit der Grenzschicht an den Rotorschaufeln führen.

Die Betrachtung des Betriebspunktes $\dot{m}=6.4 \text{ kg/s}$ zeigt die Ausbildung einer By-Pass Transition entlang zweier charakteristischer Pfade. Sowohl der Beginn der Grenzschichttransition als auch der Übergang in eine vollturbulente Grenzschicht werden entlang der Pfade durch die unterschiedlich stark angefachten Störungen modelliert. Entlang des nachlaufinduzierten Pfades kann der Beginn der Transition bei $x/c=26\%$ detektiert werden, während sie im Pfad zwischen zwei Nachlaufdellen bis zu $x/c=48\%$ verzögert wird. Unerwartet ist die

Ausbildung der Grenzschichttransition über einer laminaren Ablöseblase auf der Rotorschaukel bei einer relativ geringen Reduktion des Massendurchsatzes (Drosselung) gegenüber dem Auslegungsfall ($\dot{m}=6.82$ kg/s) sowie im Vergleich zu den Ergebnissen an Statorschaufeln. So zeigt sich bereits bei einem Massendurchsatz von $\dot{m}=6.0$ kg/s eine Grenzschichtablösung über einer laminaren Ablöseblase in den Pfaden zwischen zwei Nachlaufdüsen. Durch eine weitere Reduktion des Massendurchsatzes auf $\dot{m}=5.85$ kg/s ist der destabilisierende Druckgradient bereits so hoch, dass auch entlang des nachlauf-induzierten Pfades eine dauerhafte Ablösung entsteht. Die Ablöseblase erstreckt sich bei $\dot{m}=5.85$ kg/s über einen Bereich von $x/c=26...74\%$, während der Wiederanlegepunkt bei $\dot{m}=6.0$ kg/s noch sehr stark oszilliert und das abgelöste Gebiet noch bis dicht an die Hinterkante reicht ($x/c=28...85\%$).

In einem weiteren Anwendungsfall erfolgten Untersuchungen zur druck- und saugseitigen Grenzschichtentwicklung an einer Turbinen-Statorschaufel mit Hilfe von Oberflächenhitzdrahtarrays. Die Erfassung der Variation des Gesamtmassenstromes durch die Zufuhr von Kühlluft und Sperrluft war hierbei von Interesse. So wirkt die Erhöhung des Massendurchsatzes von $\dot{m}=10.5$ kg/s um $\Delta\dot{m}=0.8$ kg/s durch die Zufuhr von Kühlluft ($K=100\%$) wie eine Reduktion des Gitterzuströmwinkels. Auf der Saugseite der betrachteten Schaufel führt dies zu einer Grenzschichtstabilisierung und zu einer Verzögerung der Transition um $\Delta s/l=15\%$. Auf der Druckseite hingegen kommt es zu einer frühzeitigen druckinduzierten Grenzschichtablösung, wobei der Ablösepunkt um ca. $\Delta s/l=20\%$ an die Vorderkante wandert.

Zu unterschiedlichen Grenzschichtentwicklungen führen auch die zusätzliche Zufuhr von Sperrluftmassenströme, sowohl vor (R16) als auch hinter (R19) der ersten Rotorstufe. Untersuchungen zum Einfluss der Sperrluft R16 zeigen, dass die Zufuhr dieses Massenstroms zu einer geringfügigen Verzögerung der Transition auf der Profilsaugseite führt. Auf der Druckseite der Schaufel hingegen zeigt sich eine frühe Grenzschichtablösung in der Nähe der Profilvorderkante. Die Sperrluft R16 erfährt beim Durchströmen des Rotors eine nahezu vollständige Ausmischung mit dem Hauptmassenstrom, woraus lediglich eine geringfügige Erhöhung des Gesamtmassenstromes resultiert. Einen deutliche Einfluss auf die Grenzschicht verursacht hingegen die Einbringung des Sperrluftmassenstromes R19 unmittelbar vor der NGV-2 Stufe. Die saugseitigen Auswirkungen äußern sich dabei insbesondere im Bereich der Nabe. So führt R19 zu einer Querströmungskomponente, die eine Destabilisierung der Grenzschicht induziert, wodurch die Transition an die Vorderkante wandert. Bei einer 100-prozentigen Zufuhr von R19 beginnt die Transition in einem Höhenschnitt $z/b=7\%$ bereits bei einem $S/L=20\%$, während dieser Beginn im Fall von R19=0% außerhalb des instrumentierten Bereiches liegt. Auf der Druckseite der Schaufel kommt es zu einer Erhöhung des Druckgradienten mit steigendem R19, was zu einer druckinduzierten Ablösung an der Schaufelvorderkante führt.

Die gezeigten Anwendungsbeispiele verdeutlichen die breiten Möglichkeiten zur detaillierten qualitativen und quantitativen Erfassung von instationären Mechanismen der Grenzschichttransition durch thermoresistive Oberflächenmessverfahren. Insbesondere die Anwendung von flexiblen Oberflächenhitzdrahtarrays stellt hierbei eine sehr effektive Erweiterung der einsetzbaren Messtechniken an Schaufelprofilen dar.

6. Zusammenfassung

In der experimentellen Strömungsmechanik dienen moderne Messverfahren zur Erfassung instationärer Wandschubspannungen und der Analyse grundlegender Mechanismen einer Grenzschichttransition. Ermöglicht wird dies durch die Nutzung geometrisch kleiner Oberflächensensoren mit einer hohen dynamischen Signalauflösung. Im Mittelpunkt der vorliegenden Arbeit stand die vergleichende Erprobung und Anwendung klassischer und moderner thermoresistiver Oberflächenmesstechniken, wie dem Oberflächenheizdraht und konventioneller sowie MEMS-Oberflächenheißfilme, die sowohl eine hohe zeitliche als auch eine ausreichend flächige Signalauflösung gewährleisten. Die Arbeit widmete sich dementsprechend zwei zentralen Aufgaben: Zum einen war dies die Erprobung von Oberflächenheizdrähten und Oberflächenheißfilmen hinsichtlich der statischen und dynamischen Eigenschaften. Zum anderen wurden beispielhaft Anwendungen von flexiblen Oberflächenheizdrähten und konventionellen Heißfilmarrays zur Erfassung instationärer Wandschubspannungen an Schaufelprofilen vorgestellt und zur qualitativen Visualisierung von Grenzschichtphänomenen benutzt.

Untersuchungen mit simultan betriebenen konventionellen Oberflächenheißfilmen an stehenden Komponenten (Leitrad, Gehäusewand) werden bereits seit geraumer Zeit durchgeführt. Aufgrund des hohen messtechnischen Aufwands konnten diese an rotierenden Schaufeln bisher allerdings noch nicht realisiert werden. Der Einsatz eines mehrkanaligen Miniatur-Anemometers ermöglichte jedoch in Kombination mit einer Telemetrieinheit den kontinuierlichen Betrieb eines Oberflächenheißfilmarrays an einer Rotorschaukel. Die Analyse der phasenstarr ermittelten Daten zeigt, dass im Auslegungsfall des Verdichters eine By-Pass Transition stattfindet. Ein unerwartetes Ergebnis stellte jedoch die sehr frühzeitig eintretende Grenzschichtablösung mit Drosselung des Systems dar. Die Reduktion des Massendurchsatzes führt dabei zur Ausbildung einer großflächigen laminaren Ablöseblase, während die Grenzschicht an den untersuchten Statorschaufeln auch noch bei Massendurchsätzen nahe des Strömungsabrisses anliegend ist.

Für Messungen an zwei- und dreidimensional gekrümmten Schaufeloberflächen wurden erstmals auch Oberflächenheizdrahtarrays appliziert, die eine kupferbeschichtete Kaptonfolie als Basismaterial haben. Untersuchungen des Sensorthermalhaushaltes dieser Sensoren zeigen gegenüber Heißfilmen einen sehr begrenzten lokalen thermischen Nachlauf und einen geringen Wärmefluss in die Struktur. Um die Anwendbarkeit von Oberflächenheizdrähten zu demonstrieren wurden in Vor- und Hauptuntersuchungen Arraymessungen an Statorschaufeln durchgeführt. Hierbei wurden an dem untersuchten Axialverdichter zu Vergleichszwecken auch Versuche mit Oberflächenheißfilmen durchgeführt. Die Ergebnisse zeigen sehr gute Übereinstimmungen hinsichtlich der Erfassung typischer Grenzschichtphänomene wie der Transition durch beide Messtechniken.

Weitere Untersuchungen zur Anwendung von Oberflächenheizdrähten an Schaufelprofilen erfolgten an der Statorschaufel (NGV) einer zweiten Niedermachzahl-Turbinenstufe. Druck- und saugseitig applizierte Sensorarrays dienen hierbei der Erfassung von Grenzschicht-Interferenzen, hervorgerufen durch die Zufuhr von sekundären Massenströmen. Die Ergebnisse verdeutlichen, dass eine Erhöhung des Gesamtmassenstromes durch Einbringen eines zusätzlichen ambienten Kühlluftmassenstromes im Turbineneinlauf vergleichbar mit einer Reduktion des Gitterzuströmwinkels ist und auf der Profilsaugseite zu einer

Verzögerung der Transition führt. Auf der Druckseite hingegen wird eine frühe druckinduzierte Ablösung der Grenzschicht hervorgerufen. Die Zufuhr von Sperrluftmassenströmen vor und hinter der ersten Rotorstufe führen zu unterschiedlichen Auswirkungen in Hinblick auf die saugseitige Grenzschichttransition bzw. einer druckseitigen Ablösung. Der Sperrluftmassenstrom, welcher unmittelbar vor der ersten Rotorstufe in den Ringraum eingebracht wird, erfährt beim Durchströmen des Rotors einen hohen Ausmischungsgrad. Hierdurch ergibt sich eine geringe Erhöhung des Gesamtmassenstromes, der mit einer Reduktion des Zuströmwinkels vergleichbar ist. Die Sperrluft die dem System hingegen direkt im Vorlauf der NGV-2 Stufe beigemischt wird, führt zu einer Querströmungskomponente im Bereich der Schaufelnabe. Auf der Saugseite kommt es hierdurch zu einer Transitionsverlagerung an die Schaufelvorderkante, während an der Profildruckseite eine frühzeitige Grenzschichtablösung hervorgerufen wird. Die Anwendung von Oberflächenhitzdrähten stellt somit eine sinnvolle Alternative gegenüber konventionellen Messmethoden dar und erlaubt aufgrund des Signal/Rausch-Verhältnisses eine hohe Signalauflösung.

Mit Hilfe von Oberflächenensorarrays ermittelte instationäre und transitionale Verteilungen der Wandschubspannung an Turbomaschinenkomponenten erlauben somit die detaillierte Erfassung von Grenzschichtphänomenen, wie der Transition oder der Position von Ablösung und Wiederanlegung. Ziel zukünftiger Messungen sollte jedoch auch die quantitative Erfassung von Wandschubspannungen sein, um noch gezielter Referenzdaten, beispielsweise für numerische Rechenverfahren bereitstellen zu können. Der günstige Thermalhaushalt der Oberflächenhitzdrähte führt zu einer erfolgsversprechenden Sensortechnik, die auch eine Kalibration im Arrayverbund deutlich vereinfachen wird.

Zusätzliche Untersuchungen von MEMS-Heißfilmen zeigten, dass die erzielbaren Grenzfrequenzen deutlich geringer sind als die von konventionellen Heißfilmen und Oberflächenhitzdrähten. Es sind jedoch noch deutliche Reserven hinsichtlich des realisierbaren Überhitzungsverhältnisses und der damit verbundenen Systemgrenzfrequenz vorhanden. Mit Hilfe fertigungstechnischer Optimierungsprozesse wird es somit möglich sein, die Frequenzantwort zu verbessern und höhere Grenzfrequenzen zu erzielen, die denen klassischer Heißfilme entsprechen. Beschichtungsversuche an MEMS-Oberflächenheißfilmen mit einer dünnen Schicht aus Siliziumdioxid von $d=0.25 \mu\text{m}$ zeigten, dass diese Schutzschicht einen Dämpfungseffekt in der dynamischen Signalantwort verursacht, dessen Wirkung mit dem eines Tiefpassfilter verglichen werden kann. Mit steigender Wandschubspannung verliert dieser Effekt jedoch über den betrachteten Geschwindigkeitsbereich hinweg an Einfluss.

Ergänzend wurden auch an konventionellen Oberflächenheißfilmen Beschichtungsuntersuchungen zur Erprobung eines wirksamen Schutzes vor schädigenden äußeren mechanischen Einwirkungen durchgeführt. Die erzielten Ergebnisse sollten Aufschluss über den Einfluss der Schutzschichten auf die dynamische Signalantwort und die resultierende Sensitivitätsabnahme geben. Im Rahmen der Untersuchungen wurden das Beschichtungsmaterial und die Schichtdicke variiert. In einem Vergleich der zwei benutzten photoresistiven Lacke Probelec und Positiv_20 zeigte sich, dass Probelec mit einer einzigen Schichtlage eine sehr starke Abnahme des Signal/Rausch-Verhältnisses hervorruft. In den betrachteten Leistungsdichtespektren äußert sich dies in einen deutlichen Amplitudenabfall, für Sensoren die mit Probelec beschichtet wurden. Bei Sensoren die mit Positiv_20 beschichtet wurden

zeigt sich hingegen, dass der Amplitudenabfall selbst mit mehreren Schichten noch sehr gering ist. Ähnliche Ergebnisse ergeben sich auch beim Vergleich der Grenzfrequenzen zwischen den zwei Lacken. Die Reduktion der Grenzfrequenz durch Probelec beträgt bereits nach einer einzelnen Schichtlage $\Delta f = 6.25$ kHz, während Positiv_20 zu einem Abfall von $\Delta f = 2$ kHz führt. Die Ergebnisse lassen somit darauf schließen, dass Photo-Positiv_20 ein geeigneter Werkstoff ist um Oberflächenheißfilme mittels einfacher Beschichtungstechnik mechanisch zu verbessern.

Die vorliegende Arbeit hat gezeigt, dass die verwendeten thermoresistiven Oberflächensensoren geeignet sind um in Zukunft erfolgreich an Schaufelprofilen stationäre und instationäre Wandschubspannungen zu erfassen. Zudem ergibt sich hierdurch die Möglichkeit, Grenzsichtphänomene wie der Transition und der Ablösung zu erfassen und zu analysieren. Auch stellen die im Rahmen der Arbeit benutzten flexiblen Oberflächenhitzearrays aufgrund ihres günstigen Thermalhaushaltes und dem resultierenden Signal/Rausch-Verhältnis eine sinnvolle Alternative zu konventionellen Oberflächenheißfilmen dar.

LITERATUR

1. Baumann M.: "Aktive Dämpfung von Tollmien-Schlichting Wellen in einer Flügelgrenzschicht", Fortschritt-Berichte VDI, Reihe 7, Nr. 372, Dissertation an der Technischen Universität Berlin. Düsseldorf, VDI-Verlag, (1999)
2. Bellhouse B.J., Schultz, D.L.: "The Measurement of Fluctuating Skin Friction in Air with Heated Thin-Film Gauges", J. Fluid Mech. 32, Vol. 4, pp. 675-680, (1968)
3. Binder A.: "Instationäre Strömungsvorgänge im Laufrad einer Turbine", DFVLR Fortschritt-Bericht FB 85-66, Dissertation am Institut für Antriebstechnik in Köln, (1985)
4. Bose S.: "Vergleichende Wandschubspannungsuntersuchungen in transsonischen Strömungen", Dissertation an der Technischen Universität Berlin, (2002)
5. Bruun H.H.: "Hot-Wire Anemometry-Principles and Signal Analysis", Oxford University Press, (1995)
6. Brunner S., Teusch R., Stadtmüller P., Fottner L.: "The use of Simultaneous Surface Hot-Film Anemometry to Investigate Unsteady Wake Induced Transition in Turbine and Compressor Cascades", 14th Symp. On Measuring Techniques in Transonic and Supersonic Flow in Cascades and Turbomachines, Limerick/Irland, (1998)
7. Burkhardt O., Dinata U.G.S., Warsop C., Nitsche W.: "New Developments in Surface Flow Sensor Technology within the Framework of AEROMEMS", Notes on Numerical Fluid Mechanics, Volume 76, Aerodynamic Drag Reduction Technologies, CEAS/DragNet European Drag Reduction Conference 19-21 June 2000 in Potsdam, Springer Verlag, Germany (2001).
8. Cousteix J, Arnal D., Aupoix B., Gleyzes C.: "Recent Studies on Transition and Turbulence at Onera-Cert", AIAA 91-0332, (1991)
9. Desgeorges O., Lee T., Kafyeke F.: "Multiple Hot-Film Sensor Array Calibration and Skin Friction Measurement", Experiments in Fluids 32, pp. 37-43 (2002)
10. Dovgal A.V., Kozlov V.V., Michalke A.: "Laminar Boundary Layer Separation: Instability and Associated Phenomena", Progr. Aerospace Sci. 30, pp 61-94, (1994)
11. Ebefors T., Klävesten E., Stemme G.: "Three Dimensional Silicon Triple-Hot-Wire Anemometer Based on Polyimide Joints", IEEE Int. Workshop on Micro Electro Mechanical System (MEMS'98), Heidelberg, Germany, January 25-29, (1998.)
12. Emmons H.W.: "The Laminar-Turbulent Transition in a Boundary Layer- Part I", J. Aero. Sci., Vol 12, pp. 490-498, (1951)
13. Fage A., Falkner V.M.: "On the Relation Between Heat Transfer and Surface Friction for Laminar Flow", ARC, R. & M., no. 1408, (1931)
14. Fernholz H.H., Janke G., Schober M., Wagner P.M., Warnack: "New Developments and Applications of Skin-Friction Measuring Techniques", Meas. Sci. Technol. 7, pp. 1396-1409, (1996)

15. Freymuth P.: "Frequency Response and Electronic Testing for Constant-Temperature Hot-Wire Anemometers J. Phys. E: Sci. Instrum. 10, 705–10, (1977)
16. Freymuth P.: "Bibliography of Thermal Anemometry", TSI-inc., 1992
17. Gartenberg E., Scott M.A., Martinson S.D.: „Transition Detection with Deposited Hot Films in Cryogenic Tunnels“, AIAA Journal, Vol. 34, No. 11, pp. 2434-2436, (1995)
18. Graichen K, Eschenhagen R.: „Weiterentwicklung von Multisensor-Heißfilmfolien“, DGLR-Fachtagung Berlin, ILR-Mitteilung 295, pp 59-68, (1995)
19. Halstead D.E., Wisler D.C., Okiishi T.H., Walker G.J., Hodson H.P., Shin H.-W.: "Boundary Layer Development in Axial Compressors and Turbines: Parts 1-4", Journal of Turbomachinery, Vol. 119, (1997)
20. Haselbach F., Nitsche W.: "Calibration of Single-Surface Hot-Films and in-line Hot-Film Arrays in Laminar or Turbulent Flows"; Meas. Sci. Technol. 7, pp. 1428-1438, (1996)
21. Haselbach F.: "Thermalhaushalt und Kalibration von Oberflächenheißfilmen und Heißfilmarrays"; VDI Verlag, Reihe 7, Nr. 326, (1997)
22. Hausmann F., Schröder W., Limberg W.: "Development of a Multi-Sensor Hot-Film Measuring Technique for Transition Detection in Cruise Flight", AIAA 2002-0534, pp. 1-9, (2002)
23. Hewlett-Packard Co.: "Operating Manual: Model 3562A Dynamic Signal Analyzer", Hewlett-Packard Co., 8600 Soper Hill Rd., Everett, Wa 98205-1298, USA, (1985)
24. Hocker G.: "A Microtransducer for Air Flow and Different Pressure Sensing Applications, Micromachining and Micropackaging of Transducers, pp. 207 – 214, (1985)
25. Hughes J.D., Walker G.J.: "Natural Transition Phenomena on an Axial Compressor Blade", Journal of Turbomachinery, Vol. 123, April 2001, pp. 392-401, (2001)
26. Inframetrics: "ThermaCAM PM380, PM280, PM180, SC100- Operating Instructions", Dokument # 09874-000 RevA, 1997
27. Jiang F., Tai Y.-C : "Polysilicon Structures for Shear Stress Sensors“, 10th Internat. Conf. Microelectronics and VLSI, IEEE Nov. 1995, pp. 12-15, Hong Kong, (1995)
28. Jiang F., Tai Y.-C, Gupa B., Goodman R. : "A Surface-Micromachined Shear Stress Imager “, IEEE Micro-ElectroMechanical Systems Meeting, San Diego, MEMS'96, pp. 110-115, (1996)
29. Jiang F., Tai Y.-C, Wlash K, Lee G.-B., Ho C.-M. : "A Flexible MEMS Technology and First Application to Shear Stress Sensor Skin“, IEEE Micro-Electromechanical Systems Meeting, MEMS'97, (1997)
30. Johnson C.B., Carraway D.L.: "A Transition Detection Study at Mach 1.5, 2.0 and 2.5 Using a Micro-thin Hot-Film System", Proc of ICIASF, pp. 82-94, (1989)

31. Kachanov Y.S.: "Physical Mechanisms of Boundary-Layer Transition", *Ann. Rev. Fluid Mech.* 26, pp. 411-482, (1994)
32. Kornberger M.: "Multisensor-Heißfilmtechnik zur Transitionserkennung im Windkanal- und Freiflugversuch"; Dissertation RWTH Aachen, Verlag Shaker, (1992)
33. Kreplin H.-P., Höhler G.: „Anwendung von Multisensor-Heißfilmfolien“, DLR-Institut für Strömungsmechanik, DGLR-Bericht 92-01-017, First European Forum on Laminar Flow Technology, (1992)
34. Lee T., Basu S.: "Measurement of Unsteady B. L. Developed on an Oscillating Airfoil using Multiple Hot-Film Sensors", *Experiments in Fluids*, Vol. 25, pp. 108-117, (1997)
35. Liepmann H.W., Skinner G.T.: "Shearing Stress Measurements by Use of a Heated Element", NACA TN 3269, (1954)
36. Löfdahl L., et al.: "Silicon Based Flow Sensors Used for Mean Velocity and Turbulence Measurements", *Exp. Fluids*, 12, pp. 270 – 276, (1992)
37. Löfdahl L., Gad-el-Hak, M.: "MEMS Applications in Turbulence and Flow Control", *Progress in Aerospace Sciences*, Vol. 35, pp. 101-203, (1999)
38. Ludwig H, Tillman W.: "Untersuchungen über Wandschubspannungen in turbulenten Reibungsschichten", *Ing. Arch.* Vol. 17, pp. 288-299, (1949)
39. Mayle .E.: "Fundamental Aspects of Boundary Layers and Transition in Turbomachines", Karman Institute for Fluid Dynamic Lecture Series 1991-06, *Boundary Layers in Turbomachines*, (1991)
40. Nitsche W., Haberland C., Thünker R.: "Comparative Investigations on Friction Drag Measuring Techniques in Experimental Aerodynamics", 14th Congress of the international council of the aeronautical sciences (ICAS), Toulouse, France, 1984, pp. 391-402, (1984)
41. Oertel H., Delfs J.: "Strömungsmechanische Instabilitäten", Springer Lehrbuch, (1995)
42. Owen, F.K., Johnson, D.A.: "Separated Skin Friction Measurement - Source of Error, an Assessment and Elimination", AIAA paper 80-1409, (1980)
43. Padmanabhan A., Sheplak M., Breuer K.S., Schmidt M.A.: "Micromachined Sensors for Static and Dynamic Shear-Stress Measurements in Aerodynamic Flows", Department of Aeronautics and Astronautics, Massachusetts Institute of Technology, Cambridge, USA, (1998)
44. Pan, T., et al: Calibration of Micromachined Shear Stress Sensors, Technical Digest Transducers '95, Stockholm, Sweden (1995), pp. 443 – 446

45. Peltzer I., Nitsche W.: "Flugexperimente und Windkanalversuche zur spannungseigenen Störentwicklung von TS-Instabilitäten an einem Laminarflügel", DGLR-Jahrbuch 2000, Vol. JT2000-172, (2000)
46. Preston J.H.: "The Determination of Turbulent Skin Friction by Means of Pitot Tubes", J. Roy. Aeronautic Soc. 58, 109, (1954)
47. Pucher P, Göhl R.: "Experimental Investigation of Boundary Layer Separation with Heated Thin-Film Sensors", Presented at the intern. Gas Turbine Conf. And Exhibit, Düsseldorf, Germany, The American Society of Mech. Engineers, 86-GT-254, (1986)
48. Rist U.: "Zur Instabilität und Transition in laminieren Ablösblasen", Habilitationsschrift, Lehrgebiet Strömungsmechanik, Universität Stuttgart, Institut für Aerodynamik und Gasdynamik, (1998)
49. Ristic, L.: "Sensor Technology and Devices", Artech House, Norwood, (1994)
50. Roth M.: "Kalibration und Einsatz von Heißfilmarrays im Flugversuch", Dissertation, Shaker Verlag: Forschungsberichte Strömungslehre und Aerodynamik 3, (2003)
51. Schlichting H., Gersten K.: „Boundary-Layer Theory“, Springer-Verlag, Berlin, (2000)
52. Schmidt, M. et al.: "A Micromachined Floating-Element Shear Sensor", Transducers '87, Tokyo, Japan , pp. 383 – 386, (1987)
53. Schröder Th.: "Investigation of Blade Row Interaction and Boundary Layer Transition Phenomena in a Multistage Aero Engine Low-Pressure Turbine By Measurements with Hot-Film Probes and Surface Mounted Hot-Film Gauges", Karman Institute for Fluid Dynamic Lecture Series 1991-06, Boundary Layers in Turbomachines, (1991)
54. Schrüfer E.: "Signalverarbeitung, Numerische Verarbeitung digitaler Signale", Karl Hanser-Verlag, Germany, (1992)
55. Schubauer G.B., Klebanoff P.S.: "Contributions on the Mechanics of Boundary-Layer Transition", NACA TN 3489 (1955) und NACA Rep. 1289, (1956)
56. Schulte V.: "Unsteady Separated Boundary Layers in Axial-Flow Turbomachinery", PhD Dissertation, Cambridge University, (1995)
57. Schulte V., Hodson H.P.: "Unsteady Wake-Induced Boundary Layer Transition in High Lift LP Turbines", ASME Journal of Turbomachinery, Vol. 120, pp. 28-35, (Jan. 1998)
58. Schwetlick H.: "PC-Messtechnik, Grundlagen und Anwendungen der rechnergestützten Messtechnik", Vieweg-Verlag, Germany, (1997)
59. Seitz A.: "Experimentelle Untersuchungen zur Ausbreitung von Wellenpaketen in Grenzschichten von Tragflügeln im Freiflug", 8. AG-STAB Workshop, Göttingen, (1997)

60. Sengupta T.K. et al.: "By-Pass Mechanism of Transition of Turbulence", *Journal of Fluids and Structures* 16(1), pp. 15-29, (2002)
61. Sieverding C.H., Arts T., Dénos R., Brouckaert J.-F.: "Measurement Techniques for Unsteady Flow in Turbomachines", *Review Paper, Exp. In Fluids*, Vol. 28, pp. 285-321, (2000)
62. Spazzini P.G., Iuso G., Onorato M., Zurlo N., "Design, Test and Validation of a Probe for Time-Resolved Measurement of Skin Friction", *Meas. Sci. Technol.*, Vol. 10, pp. 631-639, UK, (1999)
63. Stieger R. D.: "The Effects of Wakes on Separating Boundary Layers in Low Pressure Turbines", *Dissertation, Cambridge University Engineering Department*, (Feb. 2002)
64. Sturzebecher D., Anders S., Nitsche W.: "The Surface Hot-Wire as a Means of Measuring Mean and Fluctuating Wall Shear Stress", *Experiments in Fluids*, Vol. 31, pp. 294-301, (2001)
65. Suttan J.: „Entwicklung und Einsatz von Multisensor-Piezofolienarrays an Laminaflügeln zur zeitlich und flächig hochauflösenden Messung von dynamischen Wandkräften in der Transition“, *Fortschritt-Berichte VDI, Reihe 8, Nr. 794, Reihe: Mess- und Regelungstechnik*, Berlin, (1999)
66. Swoboda M.: "Zum Einfluss der Stoß-Grenzschicht-Interferenz auf transsonische Profilströmungen", *Dissertation, ILR, TU-Berlin, VDI-Fortschrittsbericht, Reihe 7, Nr. 230*, 1993
67. Swoboda M., Teusch R., Gümmer V., Fottner L., Wenger U.: "Experimental Investigation of Boundary Layer Transition in Compressor Cascades at Unsteady Flow Conditions", *STAB Proceedings*, (1998)
68. Teusch R., Kampitsch M., Fottner L.: "Der Einfluss periodisch instationärer Zuströmung auf das Transitionsverhalten von Verdichtergittern", *Abschlussbericht des AG TURBO-Projektes (Turbotech II, Vorhaben 1.134: Optimierung des Strömungsverhaltens von Verdichtergittern mit CDA-Profilierung)*, Universität der Bundeswehr München, Institut für Strahlantriebe, (2000)
69. Walker G.J.: "The Unsteady Nature of Boundary Layer transition on an Axial Flow Compressor Blade", *ASME Paper 74-GT-135*, (1974)
70. Walker G.J., Hughes J.D., "The Occurrence of Natural Transition Phenomena in Periodic Transition on Axial Compressor Blades", *University of Tasmania, International Union of Theoretical and Applied Mechanics, Laminar-Turbulent Transition, IUTAM Symposium, Sep. 13-17, Sedona/AZ*, (1999)
71. Warsop et al., AEROMEMS I, "An Investigation into the Viability of MEMS Technology for Boundary Layer Control on Aircraft", *CEC 4th Framework Project, BE97-4294*, (1997)