

Experimentelle Untersuchung nicht-axialsymmetrisch konturierter Turbinenplattformen

Der Fakultät für Maschinenbau, Elektrotechnik und
Wirtschaftsingenieurwesen der Brandenburgischen
Technischen Universität Cottbus vorgelegte
Dissertation zur Erlangung des akademischen Grades
eines Doktor-Ingenieurs

von

Diplom-Ingenieur
Christoph Feiler
geboren am 05.09.1966 in München

| | |
|-----------------------------|-------------------------------------|
| Vorsitzender: | Prof. Dr.-Ing. Hans Joachim Krautz |
| Gutachter: | Prof. Dr.-Ing. Heinz Peter Berg |
| Gutachter: | Prof. Dr.-Ing. Heinz-Peter Schiffer |
| Tag der mündlichen Prüfung: | 11.11.2005 |

Danksagung

Die vorliegende Arbeit entstand während meiner Tätigkeit als wissenschaftlicher Mitarbeiter des Lehrstuhles für Verbrennungskraftmaschinen und Flugantriebe an der Brandenburgischen Technischen Universität Cottbus. Sie wurde aus Mitteln des Programms E3E-2 (Engine Environment, Efficiency, Economy) des Bundes gefördert.

Herrn Prof. Dr.-Ing. Heinz Peter Berg möchte ich für die Betreuung dieser Arbeit sowie für die Übernahme der Berichterstattung wie auch der vielen wertvollen Anregungen sehr herzlich danken.

Für die Übernahme des Koreferates sowie für wertvolle Hinweise möchte ich Herrn Prof. Dr.-Ing. Heinz-Peter Schiffer sehr herzlich danken.

Für die Übernahme des Vorsitzes des Promotionsausschusses danke ich sehr herzlich Herrn Prof. Dr.-Ing. Hans Joachim Krautz.

Dem Projektpartner, Rolls-Royce Deutschland Ltd & Co KG, welcher die numerische Auslegung der untersuchten Plattformkontur und der Schaufelprofile durchführte sowie zahlreiche wertvolle Hinweise gab, gilt ein besonderer Dank.

Den studentischen MitarbeiterInnen R. Jakubasch, C. Dallorso, N. Turchy-na und S. Charonov sowie den Mitarbeitern V. Biesold, F. Schlag und M. Düring möchte ich für tatkräftige Unterstützung, insbesondere im Labor, besonders danken. R. Jakubasch beteiligte sich tatkräftig an Konstruktion und Aufbau der 5-Achsmesseinrichtung, C. Dallorso war erfolgreich an der Programmierung der Steuerungssoftware beteiligt.

Den Mitarbeitern der Zentralwerkstatt sowie der Fakultätswerkstatt gilt für die Fertigung der Versuchseinrichtungen ebenfalls besonderer Dank. Daneben möchte ich auch allen anderen beteiligten Kollegen und Studenten danken.

Zusammenfassung

Bei der Auslegung moderner Turbinenleitstufen wird zur Verringerung der Sekundärströmung und der hierdurch verbesserten Rotorbeaufschlagung eine dreidimensionale und nicht-achsialsymmetrische Konturierung der Leitstufenplattform im Passagenbereich erwogen. Ziel ist hierbei die Verringerung des wandnahen Querdruckgradienten in der Passage, wodurch die Ausbildung des Passagenwirbels vermindert werden soll. Die Auslegung der Plattformkontur wird hier nicht behandelt, obgleich die Grundzüge derselben exemplarisch vorgestellt werden.

Da die Passagenströmung von sehr komplexer und transitioneller Natur ist, ist eine experimentelle Bestimmung der geforderten Eigenschaften und insbesondere eine Bestimmung der Änderung der Temperaturbelastung der Plattform durch die Konturierung erforderlich.

Die experimentelle Bestimmung und Charakterisierung dieser durch die Konturierung bedingten Änderungen stellt den Kernpunkt der vorliegenden Arbeit dar. Zu diesem Zweck wurden an einem Niedergeschwindigkeitswindkanal Versuche unter Einhaltung der Reynoldsschen Ähnlichkeit durchgeführt, deren Ergebnisse umfassend dargelegt werden. Daneben wird die hierfür teilweise neu entwickelte Messtechnik vorgestellt und die Ergebnisse numerischer Berechnungen präsentiert.

Die wesentlichen Merkmale der durch die Konturierung bewirkten Änderungen werden zusammenfassend dargestellt und näher erläutert. Anhand der beobachteten Änderungen werden Vorschläge für künftige Maßnahmen abgeleitet.

Inhaltsverzeichnis

| | |
|--|-----------|
| Verwendete Formelzeichen | 6 |
| 1 Einleitung | 11 |
| 1.1 Sekundärströmung in der Gasturbinenleitstufe | 13 |
| 1.2 Kühlung von Turbinenbauteilen | 18 |
| 1.3 Beeinflussung der Sekundärströmung | 21 |
| 1.4 Nicht-axialsymmetrisch konturierte Turbinenplattformen . . . | 22 |
| 1.5 Aufgabenstellung | 27 |
| 2 Theoretische Grundlagen | 29 |
| 2.1 Erhaltungsgleichungen | 29 |
| 2.2 Idealisierte Gleichungen | 34 |
| 2.3 Die Wärme-Stoffanalogie | 35 |
| 3 Versuchsaufbau | 40 |
| 3.1 Der Kaskadenwindkanal | 40 |
| 3.2 Die Versuchskaskade | 41 |
| 3.3 Versuchsbetrieb | 46 |
| 4 Strömungsmessungen | 48 |
| 4.1 Einstellung der Periodizität | 48 |
| 4.2 Eintrittsmessungen | 50 |
| 4.2.1 Eintrittstotaldruckmessungen | 50 |
| 4.2.2 CTA-Eintrittsmessung | 52 |
| 4.3 Passagenmessungen | 57 |
| 4.3.1 Schaufeldruckverteilung | 57 |
| 4.3.2 Passagenmitteldruckverläufe | 58 |
| 4.3.3 Wandstromlinien mit Ölanstrichverfahren | 59 |
| 4.4 Abströmungsmessungen | 61 |
| 4.4.1 Totaldruckmessung | 61 |
| 4.4.2 5-Lochsondenmessung | 66 |
| 4.4.3 Umfangsgemittelte Werte | 76 |

| | | |
|-----------|--|------------|
| 4.4.4 | Hitzdraht-Flächentraversen | 82 |
| 5 | Stoffübergangsmessung | 84 |
| 5.1 | Überblick der Messverfahren | 84 |
| 5.2 | Bestimmung des Stoffübergangs | 87 |
| 5.3 | Diffusionskorrektur | 88 |
| 5.4 | Ebene Plattform | 91 |
| 5.5 | Die 5-Achs-Schichtdickenmessanlage | 94 |
| 5.6 | Konturierte Plattform | 99 |
| 6 | Filmkühleffektivitätsmessung | 102 |
| 6.1 | Das kalibrierte Ammoniak-Diazoverfahren | 103 |
| 6.2 | Versuchsanordnung | 106 |
| 6.3 | Erweiterung für mehrfach gekrümmte Oberflächen | 109 |
| 6.4 | Ergebnisse | 112 |
| 7 | PIV-Messungen | 125 |
| 8 | Numerische Berechnung | 128 |
| 8.1 | Berechnungsergebnisse | 132 |
| 8.2 | Vergleich Numerik-Experiment | 141 |
| 9 | Diskussion | 144 |
| 10 | Zusammenfassung | 148 |
| 10.1 | Schlussfolgerung | 148 |
| 10.2 | Ausblicke | 149 |
| | Literaturverzeichnis | 151 |
| | Anhang | 158 |
| A | Messtechnik | 158 |
| B | Filmkühleffektivitätsmessungen | 177 |
| C | PIV-Messungen | 235 |
| D | Vermessung der Schaufelgeometrie | 248 |

Verwendete Formelzeichen

Lateinische Buchstaben

| | |
|------------------|---|
| a | Schallgeschwindigkeit |
| A | Fläche |
| A_P | benetzte Plattformfläche |
| A_{TE} | Passagendurchtrittsfläche an der Schaufelhinterkante |
| b | Kaskadenbreite |
| c | Absolutgeschwindigkeit |
| c | Konzentration |
| c_{ax} | axiale Sehnenlänge |
| c_f | Reibungsbeiwert |
| c_p, c_v | spez. Wärmekapazität bei $p=\text{const.}$ bzw. $V=\text{const.}$ |
| C_{pt}, C_{ps} | Totaldruckbeiwert, statischer Druckbeiwert |
| d | Durchmesser |
| Δd | Schichtdickendifferenz |
| D | binärer Diffusionskoeffizient |
| f_m | Korrekturfaktor der Massenstrommittelung |
| g | Fallbeschleunigung |
| h | Enthalpie |
| h | Schaufelhöhe |
| H_{12} | Formparameter |
| i, j | Anzahl (Iterationswert) |
| I | Impulsverhältnis |
| k | turbulente kinetische Energie |
| k | Faktor |
| l, L | Länge |
| m | Masse |
| \dot{m} | Massenstrom |
| M | Ausblaserate |
| n | Stoffmenge |
| n | Exponent |
| n | Anzahl |
| p_t, p_s | Totaldruck, Statischer Druck, Sättigungsdruck |
| Δp_s | sekundärströmungsinduzierte Druckdifferenz |
| \dot{q} | Wärmestromdichte |
| r | Radius |
| rw | radialer Winkel |
| R_h | rel. Luftfeuchtigkeit |
| s | Sehnenlänge |
| skE | sekundärkinetische Energie |

Lateinische Buchstaben (fortgesetzt)

| | |
|-----------------|---|
| S_h | Enthalpiequellstärke |
| t | Zeit |
| tw | tangentialer Winkel |
| T | Temperatur |
| T | Teilung |
| Tu | Turbulenzgrad |
| u | Lewis-Exponent |
| u | Umfangsgeschwindigkeit |
| u, v, w | Geschwindigkeitskomponenten in Koordinatenrichtung x,y,z |
| u^*, v^*, w^* | Geschwindigkeitskomponenten in gemittelter Abströmungsrichtung |
| U | Spannung, hier: CTA-Signalspannung |
| v | spezifisches Volumen |
| V | Volumen |
| w | Relativgeschwindigkeit |
| x, y, z | orthogonale Raumkoordinaten |

Griechische Buchstaben

| | |
|-----------------|--|
| α | Wärmeübergangskoeffizient |
| α | absol. Strömungswinkel gegenüber Umfangsrichtung |
| β | Stoffübergangskoeffizient |
| β | rel. Strömungswinkel gegenüber Umfangsrichtung |
| β | Ausblasewinkel |
| δ | Grenzschichtdicke |
| δ_1 | Verdrängungsdicke, δ^* |
| δ_2 | Impulsverlustdicke, Θ |
| δ_D | Diffusionsgrenzschichtdicke |
| Δ | Differenz |
| ϵ | Turbulente Dissipation |
| ϵ_{Dt} | Turbulente Stoffaustauschgrösse |
| ϵ_{qt} | Turbulente Energieaustauschgrösse |
| ϵ_{Tt} | Turbulente kinematische Wirbelviskosität |
| η_{aw} | adiabate Filmkühleffektivität |
| λ | Wärmeleitfähigkeit |

Griechische Buchstaben (fortgesetzt)

| | |
|------------------|---|
| ρ | Dichte |
| τ | Zeitkonstante |
| τ_w | Wandschubspannung |
| τ_{ij} | viskoser Schubspannungstensor |
| μ | Dynamische Viskosität |
| μ_t | Wirbelviskosität |
| ν | kinematische Viskosität |
| Φ | allgem. skalare Größe |
| Ψ | Analogiefunktion |
| Θ | Dimensionslose Temperatur |
| Θ_w | Dimensionslose Wandtemperatur |
| ϑ_{s0} | Auslegungswinkel gegenüber der axialen (Ausgangszustd.) |
| ϑ_s | Auslegungswinkel gegenüber der axialen (Strömung) |
| ϑ | gemessener Winkel gegenüber der axialen (Strömung) |
| ω | Rotation (engl.: angular velocity= 1/2 · vorticity) |
| σ_α | Produktionsdichte der Komponente α |

Dimensionslose Kennzahlen

| | | |
|--------|----------------------|----------------------------|
| Le | Sc/Pr | Lewiszahl |
| Ma | u/a | Machzahl |
| Nu | $\alpha l/\lambda_L$ | Nusseltzahl |
| Pr | $\mu c_p/\lambda$ | Prandtlzahl |
| Re | ul/ν | Reynoldszahl |
| Sc | ν/D | Schmidtzahl |
| Sh | $\beta l/D$ | Sherwoodzahl |
| St | $h/\rho u c_p$ | Stantonzahl |
| St_m | h_m/u | Stoffübergangs-Stantonzahl |

Indizes

| | |
|----------|--|
| 0 | Bezugszustand, Zustand am Leitschaufeleintritt |
| 1 | Zustand an der Eintrittsebene, Zustand am Leitschaufelaustritt |
| 2 | Zustand an der Austrittsebene |
| α | Komponente α eines Stoffsystems |
| aw | adiabate Wand |
| D | Diffusion |
| dk | diffusionskorrigiert |
| e | external, außerhalb der Grenzschicht |
| f | Filmkühlung |
| F | Naphtalin im festen Zustand |
| $h/2$ | Mittelschnitt |
| H | Hauptströmung |
| i | $\partial/\partial i$ mit $i = x, y, z$ |
| iw | impermeable (stoffdichte) Wand |
| j | $\partial/\partial j$ mit $j = x, y, z$ |
| K | Kühlluft |
| L | Luft |
| N | Naphtalin |
| s | sekundär |
| Sd | Schichtdickenmessung |
| U | Umgebung |
| w | Wand |
| wait | Pausen- und Umbau-(zeiten) |
| ∞ | bezogen auf den Ausgangszustand |
| *, + | dimensionslos |

Konstanten

| | | |
|----------|--------------------------------|----------------|
| b | Kaskadenbreite | 0,7 m |
| c_{ax} | axiale Sehnenlänge | 0,129 m |
| h | Kaskadenhöhe | 0,25 m |
| R_m | molare allgemeine Gaskonstante | 8,31451 J/molK |
| R_L | Gaskonstante der Luft | 287,04 J/kgK |
| R_A | Gaskonstante des Ammoniaks | 488,21 J/kgK |
| s | Schaufelsehnenlänge | 0,223 m |
| T | Kaskadenteilung | 0,175 m |
| h/s | Öffnungsverhältnis | 1,12 |

Bezeichnungen

| | |
|---------|--|
| 3-D | dreidimensional |
| AS | Wandstromlinie (seitliches Absaugen) |
| CAD | Computer-Aided Design |
| CFD | Computational Fluid Dynamics |
| CNC | Computational Numerical Control |
| CTA | Constant Temperature Anemometer |
| DHW | druckseitiger Hufeisenwirbel |
| DLR | Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt |
| DNC | Direct Numerical Control |
| FAITH | Forward and Inverse Three-Dimensional Linear Design System |
| FDM | Finite Differences Method, Methode der finiten Differenzen |
| FEM | Finite Elements Method, Methode der finiten Elemente |
| FVM | Finite Volume Method, Methode der finiten Volumen |
| J | Jacobi-Matrix |
| LE | Schaufelvorderkante (Leading edge) |
| NMB | non-matching Boundary |
| NURBS | non-uniform rational B-splines |
| PIV | Particle Image Velocimetry |
| pixel | Bildpunkt |
| PS | Druckseite (Pressure side) |
| PW | Passagenwirbel |
| RANS | Reynolds-Averaged Navier-Stokes equations |
| sign(x) | Vorzeichen von x |
| SHW | saugseitiger Hufeisenwirbel |
| SS | Saugseite (Suction side) |
| SSL | Stagnationsstromlinie |
| TE | Schaufelhinterkante (Trailing edge) |

Kapitel 1

Einleitung

Der heutige Entwicklungsprozess moderner ziviler Flugzeuggasturbinen ist gekennzeichnet durch die stetig wachsenden Anforderungen an die Leistungsfähigkeit der Aggregate hinsichtlich des Leistungsgewichtes, der Zuverlässigkeit, der Umweltbelastungen sowie der Wirtschaftlichkeit. Insbesondere sind hier zur Wirkungsgraderhöhung die mit der Erhöhung des Nebenstromverhältnisses verbundenen Bestrebungen zur Erhöhung des Druckverhältnisses und der Turbineneintrittstemperatur zu nennen.

Die Turbineneintrittstemperatur ausgeführter Triebwerke liegen mittlerweile deutlich über den Temperaturen, bei welchen ausreichende Zeitstandfestigkeiten der verwendeten Turbinenwerkstoffe erreicht werden können, was die Notwendigkeit der Bauteilkühlung verdeutlicht, siehe Abbildung 1.1.

Neben der Temperaturbelastung der verwendeten Werkstoffe tritt mit steigender Turbineneintrittstemperatur auch verstärkt die thermische Bildung von NO_x in Folge des sog. Zeldovich-Mechanismus auf, welche aufgrund der sich laufend verschärfenden Umweltverträglichkeitsanforderungen nicht vertretbar sind.

Diese gegenläufigen Forderungen führen zu einer verstärkten Suche nach weiteren Maßnahmen zur Wirkungsgraderhöhung. In letzter Zeit wurden so verstärkt Untersuchungen zu alternativen Antriebssystemen durchgeführt. In diesem Zusammenhang ist das Wärmetauschertriebwerk zu nennen, welches die im Abgasstrahl enthaltene Wärmemenge durch Wärmetauscher zur Vorheizung der Verdichterluft vor dem Eintritt in die Brennkammer verwendet und somit eine Verringerung der eingesetzten Brennstoffmenge bewirkt. Die den bisher höchsten Wirkungsgrad versprechende Kombination rekuperativer Gasturbinen mit Hochtemperaturbrennstoffzellen führte zu der Konzeption elektrischer Flugantriebe. Da beide Konzepte aufgrund ungelöster Betriebs- und Gewichtsprobleme jedoch noch nicht unmittelbar für eine Verwendung im regulären Flugbetrieb bereitstehen, wird eine Erhöhung der Wirkungs-

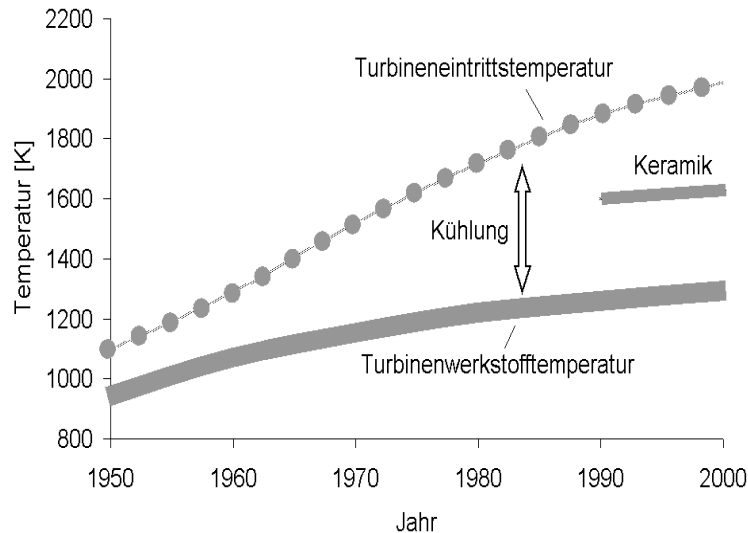


Abbildung 1.1: Entwicklung der Turbineneintritts- und Turbinenwerkstofftemperaturen, nach [38]

grade herkömmlicher Flugantriebe durch die Erhöhung der Wirkungsgrade von Einzelkomponenten angestrebt. So ist man bestrebt, die Kühlung effektiver zu gestalten, um die dem Prozess entzogene Kühlluftmenge zu verringern und so den Gesamtwirkungsgrad zu erhöhen. Ebenso wird versucht, die Strömungen in Verdichter, Brennkammer und Turbine verlustärmer zu gestalten. Dabei wird zunehmend auf die Möglichkeit der dreidimensionalen Gestaltung zurückgegriffen.

Hieraus erwächst eine immer stärker zunehmende Komplexität der Teilkomponenten moderner Flugzeuggasturbinen. Diese zunehmende Komplexität erstreckt sich nicht nur auf die einzelnen Komponenten selbst, sondern beinhaltet auch den gesamten Auslegungs- und Detaillierungsprozess.

Die Auslegung und Detaillierung moderner Flugzeuggasturbinen basiert heute zu einem erheblichen Teil auf der numerischen Lösung der Reynolds-gemittelten Navier-Stokesschen Gleichungen (Reynolds-Averaged Navier-Stokes equations, RANS), genannt „Computational Fluid Dynamics“ (CFD). Weiterhin treten umfangreiche Problemstellungen der Strukturbelastung, der Dynamik und in besonderem Maße der Temperaturbelastung auf. Die Problemstellungen dieser unterschiedlichen Disziplinen sind zu einem hohen Grad gekoppelt, und deren Komplexität nimmt mit der zunehmenden Komplexität

der Teilsysteme immer weiter zu.

Aus diesem Grund fällt der Verifikation und Validierung ein immer höheres Gewicht zu. Diese Aufgabe nimmt in diesem Zusammenhang das Versuchswesen wahr. Die immer steigende Komplexität der Einzelkomponenten bedingt jedoch eine in gleichem Maße steigende Komplexität der Versuchsaufgaben, welche damit umfangreicher und somit teurer werden. Dass auf diese jedoch insbesondere bei komplexen Strömungsproblemen nicht verzichtet werden kann, soll im folgenden gezeigt werden.

1.1 Sekundärströmung in der Gasturbinenleitstufe

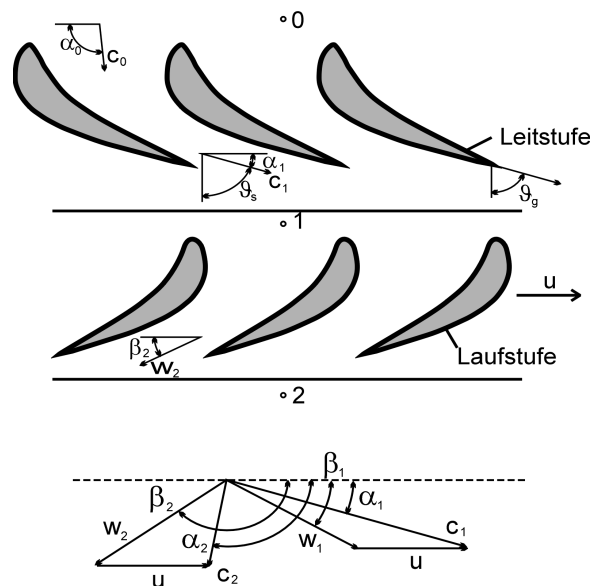


Abbildung 1.2: Schaufelschnitte und Geschwindigkeitsdreiecke einer Turbinenstufe

Abbildung 1.2 stellt die Schaufelschnitte und die Geschwindigkeitsdreiecke in einer Turbinenstufe, bestehend aus einer Leitstufe und einer Laufstufe, dar. Von der Absolutgeschwindigkeit c gelangt man durch Vektoraddition mit der Umfangsgeschwindigkeit u der Laufstufe auf die Relativgeschwindigkeit w , welche für die Laufstufe maßgeblich ist, wobei sich gegenüber der Umfangersrichtung der Absolutwinkel α sowie der Relativwinkel β ergeben. Die Leitschaufeleintrittsebene wird mit dem Index 0, die Austrittsebene der

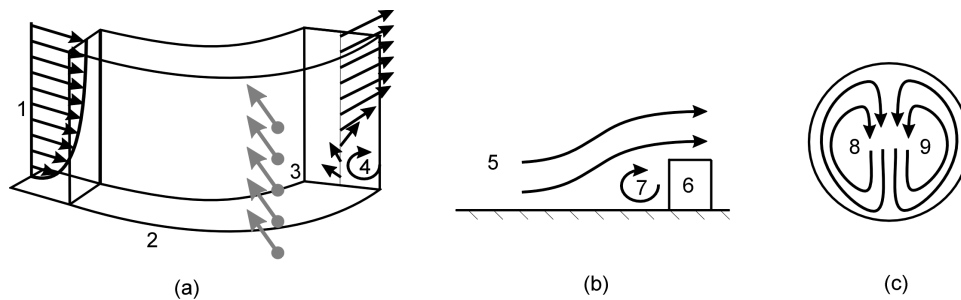


Abbildung 1.3: Entstehung von Sekundärströmung

Leitstufe und Eintrittsebene der Laufstufe mit dem Index 1, die Laufstufenaustrittsebene mit dem Index 2 bezeichnet. Der Winkel ϑ gegenüber der axialen ist dann $90^\circ - \alpha$. Im folgenden wird zwischen dem ursprünglichen Auslegungswinkel ϑ_{s0} und dem tatsächlichen Auslegungswinkel der Strömung ϑ_s unterschieden.

Aus Abb. 1.2 wird ersichtlich, dass die Umlenkung der Strömung ein wichtiges Element axial durchströmter Strömungsmaschinen ist. Die Umlenkung der Strömung hingegen erzeugt Sekundärströmung, wie im folgenden dargelegt.

Abbildung 1.3 stellt schematisch drei Möglichkeiten zur Entstehung von Sekundärströmung dar: links (a), wie sie für die Ausbildung des Passagenwirbels ursächlich ist. Eine Strömung tritt in einen Strömungskanal ein (1). Die Eintrittsgeschwindigkeit ist über die Kanalhöhe nicht konstant, sie fällt dem Grenzschichtverlauf entsprechend zur Wand hin ab. Der Strömungskanal weist im weiteren Verlauf eine Umlenkung auf (2). Bei der Durchströmung der Umlenkung baut sich ein Druckgradient (3) quer zu der Strömung auf. Im Bereich der Mittelströmung (oberer Rand in Abb. 1.3) findet aufgrund des Querdruckgradienten eine gleichmäßige Umlenkung der Strömung statt. Im unteren, wandnahen Bereich hingegen ist die Strömungsgeschwindigkeit und damit der Impuls der Strömung geringer und somit die Wirkung des Querdruckgradienten stärker, wodurch die Strömung stärker umgelenkt wird. Diese ungleichmäßige Umlenkung erzeugt Geschwindigkeitskomponenten in zur Hauptströmungsrichtung orthogonalen Raumrichtungen (4), welche als Wirbelbewegung auftreten. Abweichungen von der Hauptströmungsrichtung werden übergreifend als Sekundärströmung bezeichnet.

Daneben ist in Abb. 1.3 (b) die Entstehung eines Eckenwirbels (7) dargestellt, welcher entsteht, wenn eine Strömung (5) auf ein Hindernis (6) trifft. Bei in der räumlichen Ausdehnung begrenzten Hindernissen rollt sich der Wirbel um das Hindernis herum und wird zum sog. Hufeisenwirbel, wie er

an dem Schaufelfuß von Turbinenschaufeln auftritt, sowie an dem als festes Hindernis wirkenden Kühlluftstrahl einer Filmkühlbohrung. Im Inneren von Kanälen und Filmkühlbohrungen bildet sich Sekundärströmung meist in Form eines Nierenwirbels (c) aus, welcher aus zwei gegenläufigen Wirbelstrukturen besteht, (8) und (9) in Abb. 1.3. In rotierenden Systemen bewirkt die zusätzlich auftretende Corioliskraft ebenfalls die Entstehung von Sekundärströmung.

Eine Ölanstrichvisualisierung eines Hufeisenwirbels zeigt Abb. 1.4 am Beispiel einer querangeströmten ebenen Platte mit aufgesetztem Zylinder. Am vorderen Staupunkt (1) bildet sich zunächst ein Eckenwirbel, welcher sich in zwei Arme aufteilt und um den Zylinder herum legt. An der Stelle (2) vereinigen sich die beiden Arme wieder und gehen bei (3) in ein Abströmgebiet über.

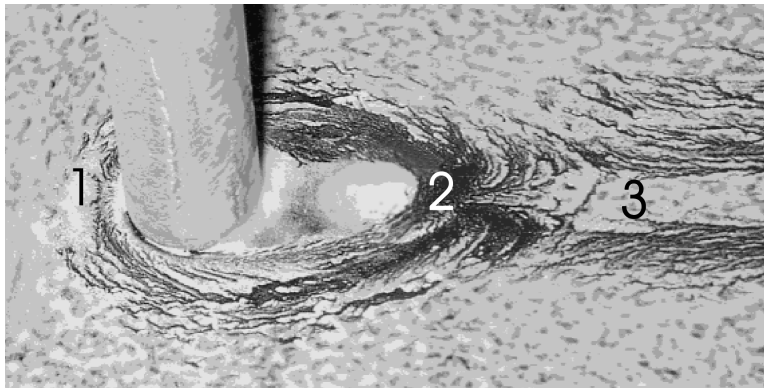


Abbildung 1.4: Querangeströmte ebene Platte mit Zylinder

Betrachtet man die erste Leitstufe einer Gasturbine, so besteht die Strömungspassage, ähnlich Abb. 1.3 (a), aus einem Ringraum, welcher durch die Schaufeln unterteilt wird. Die Wandungen von Nabe und Gehäuse werden auch als Turbinenplattformen oder Turbinenendwände bezeichnet. Bei der Strömungsumlenkung durch die Leitschaufeln entstehen aufgrund der in Abb. 1.3 dargestellten Mechanismen Sekundärströmungen, welche eine ungleichmäßige Beaufschlagung der anschließenden Rotorstufe bewirken und somit den Turbinenwirkungsgrad beeinträchtigen.

Anhand der großen Anzahl durchgeführter experimenteller Untersuchungen ist heute ein grundlegendes physikalisches Verständnis über die Eigenschaften der Passagenströmung ebener Gasturbinenplattformen und deren Beitrag zur Verlustentstehung vorhanden, siehe u.a. Denton [12], Horlock [40] und Sieverding [72]. So zeigt Abbildung 1.5 das Sekundärströmungsmodell

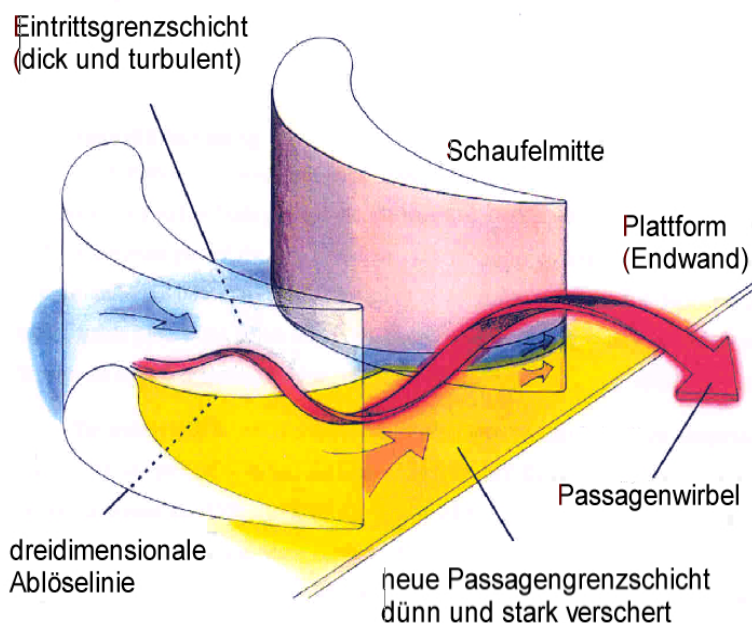


Abbildung 1.5: Sekundärströmungsmodell nach Harrison [32]

nach Harrison [32] und Abbildung 1.6 die schematische Sekundärströmungsdarstellung nach Kappler [47].

Der Passagenwirbel entsteht durch das Zusammenwirken von Eintrittsgrenzschicht und Querdruckgradient in der Passage, vgl. Abb. 1.3. Neben dem Passagenwirbel entsteht am Fuß der Schaufelvorderkante ein Hufeisenwirbel, welcher sich in einen saugseitigen und einen druckseitigen Zweig aufteilt. Daneben existieren kleinere Eckenwirbel. Der druckseitige Zweig des Hufeisenwirbels wird durch das Passagenwirbelsystem bis auf die Saugseite der gegenüberliegenden Schaufel gezogen, wogegen der saugseitige Zweig im vorderen Schaufelbereich wieder auf die Saugseite trifft und dann die Schaufel hinaufwandert. Die Eintrittsgrenzschicht wird durch den druckseitigen Hufeisenwirbel aufgesogen und löst an der dreidimensionalen Ablöselinie ab, welche gleichzeitig dem Verlauf des druckseitigen Hufeisenwirbels an der Plattform entspricht. In der Folge bildet sich an der Plattform eine neue, laminare Grenzschicht aus, welche zunächst durch den Druckgradienten in Strömungsrichtung beschleunigt wird und deshalb zunächst laminar bleibt. Im Bereich nach dem engsten Querschnitt durchläuft diese Plattformgrenzschicht im allgemeinen einen laminar-turbulenten Übergang.

Die in der Leitstufe erzeugte Sekundärströmung bewirkt in der folgenden

1.1. SEKUNDÄRSTRÖMUNG IN DER GASTURBINENLEITSTUFE 17

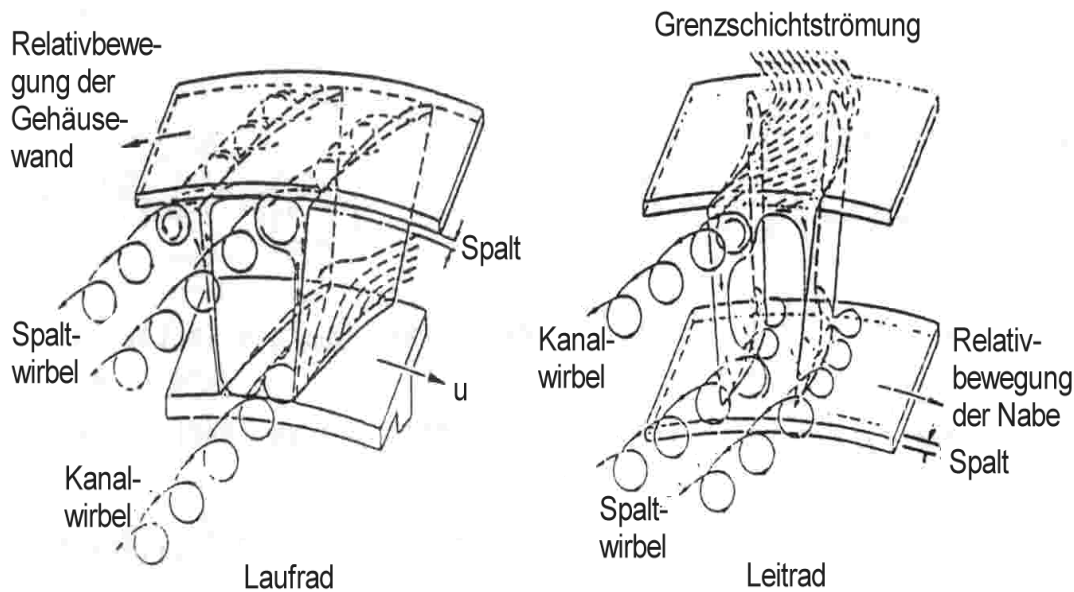


Abbildung 1.6: Sekundärströmung in Turbinen, nach [47]

Laufstufe instationäre Fehlanströmungen der Rotorbeschaufelung und damit Verluste. Im weiteren Verlauf werden die eintretenden Wirbelstrukturen umgelenkt, weiter verlängert und infolge des Kelvin-Theorems verstärkt und durch die einzelnen vorbeilaufenden Rotorschaukeln aufgetrennt, was nach Denton [11] sehr verlustbehaftete, jedoch wenig erforschte Vorgänge sind. Die so erzeugte sekundärkinetische Energie geht dann durch Dissipation in Verluste über, siehe auch Moore und Adhye [53].

Nach Atkins [2] sowie Marchal und Sieverding [48] ist die Formierung des Passagenwirbels und das Aufsaugen der Eintrittsgrenzschicht ein relativ verlustarmer Vorgang. Dagegen wird angenommen, dass das Anwachsen der neu entstehenden Plattformgrenzschicht für den Grossteil der Sekundärströmungsverluste verantwortlich ist. Man folgert, dass Maßnahmen zur Reduzierung von Sekundärströmungsverlusten auf die Plattformgrenzschicht einwirken sollten, indem die Druckverteilung an der Plattform beeinflusst wird. Hierzu wurden von Atkins [2] axialsymmetrisch konturierte Plattformgeometrien untersucht, vgl. Abschnitt 1.3. Das Kelvin-Theorem besagt, dass die Rotation einer Stromröhre konstant ist, vgl. Gl. 2.29. Wenn der Durchmesser der Stromröhre verkleinert wird, wie es bei der Beschleunigung in der Rotorstufe geschieht, wird die Rotation in Strömungsrichtung verstärkt. Wenn ein Wirbel gedehnt wird, ändert sich hierbei die in dem Wirbel enthalte-

ne sekundärkinetische Energie mit dem Quadrat der Längenänderung. Es ist deshalb vorteilhaft, die sekundärkinetische Energie vor der Beschleunigung in der Turbine zu verringern, also beispielsweise bei Stufe 1 einer mehrstufigen Turbine. Hierbei handelt es sich jedoch um die thermisch mit am höchsten belasteten Bauteile.

1.2 Kühlung von Turbinenbauteilen

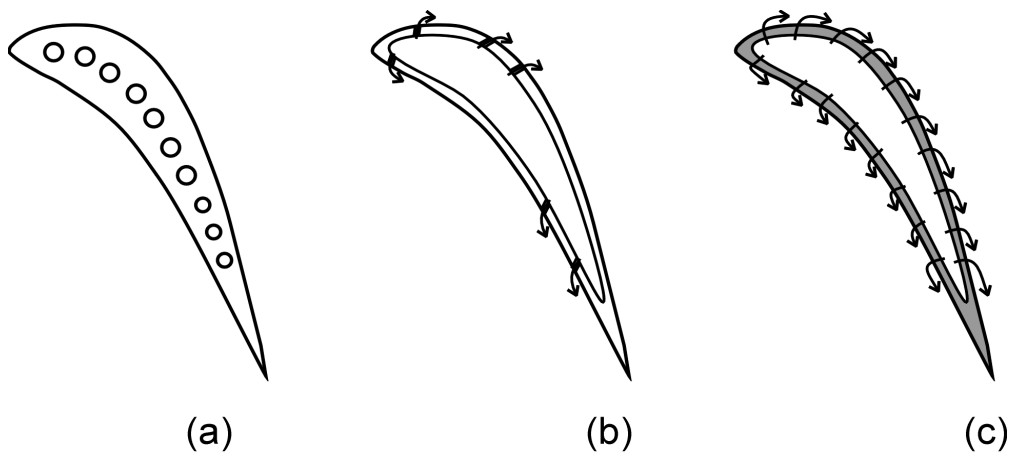


Abbildung 1.7: Kühlung von Turbinenteilen am Beispiel einer Schaufel

Wie in Abschnitt 1 erwähnt, besteht die Notwendigkeit der aktiven Kühlung der thermisch hochbelasteten Turbinenbauteile. Hierbei wird in den meisten Fällen dem Verdichter Luft entnommen, in Einzelfällen stationärer Anwendungen kommen auch Wasserdampf und flüssige Alkalimetalle zur Verwendung. Wie in Abbildung 1.7 am Beispiel einer Turbinenschaufel dargestellt, sind bei der **Konvektionskühlung** (a) die zu kühlenden Bauteile mit Kühlkanälen durchzogen. Der Wärmeübergang kann durch Rippen und Prallkühlung erhöht werden, bei Schaufeln wird oft zusätzlich eine Hinterkantenausblasung angewendet.

Bei der **Filmkühlung** (b) tritt der Kühlluftstrahl aus diskreten Filmkühlbohrungen in die heiße Gasströmung ein, verbleibt dabei jedoch in der Grenzschicht, wodurch eine gute Kühlwirkung erreicht wird. Nachteilig ist die Verzögerung der Hauptströmung durch die Verdrängungswirkung des Filmkühlstrahles, welcher einem festen Hindernis entspricht. Durch die Einbringung des Filmkühlmaterials in die Grenzschicht kann in Einzelfällen eine Beeinflussung des Grenzschichtzustandes erreicht werden.

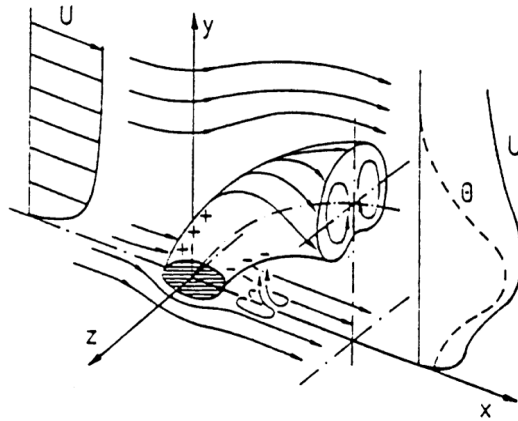


Abbildung 1.8: Filmkühlstrahl (nach Haas [30], vgl. [21])

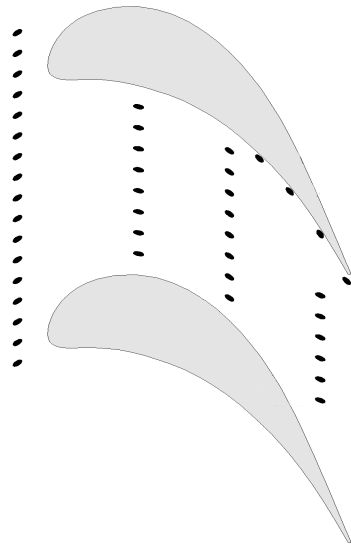


Abbildung 1.9: Verteilung von Filmkühlbohrungen auf einer Turbinenplatteform (nach Friedrichs [21])

Abbildung 1.8 zeigt die Strömungsverhältnisse in einem einzelnen Filmkühlstrahl. Hierbei ist U die Geschwindigkeit, θ ist die dimensionslose Temperatur der Strömung, siehe auch Abb. 1.4. Die neuere **Effusionskühlung** (c in Abb. 1.7) besteht im Ausbringen von Kühlluft durch eine poröse Außenwand. Aufgrund mangelnder Einsatzreife wird diese in der Praxis bisher noch nicht verwendet. In den meisten Fällen werden gekühlte Bauteile zusätzlich mit einer Wärmedämmschicht versehen.

Ein Beispiel für die herkömmliche Filmkühlung einer Turbinenplattform nach Friedrichs [21] zeigt Abb. 1.9. Die Schwarzen Punkte kennzeichnen hierbei die Austrittsöffnungen der Filmkühlbohrungen.

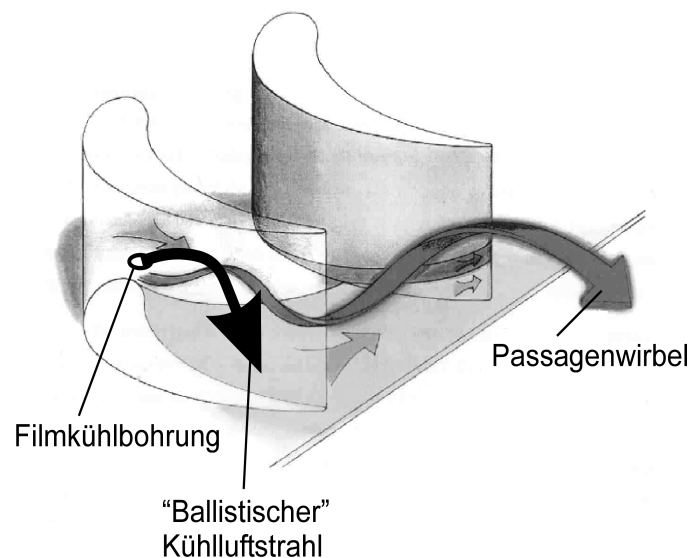


Abbildung 1.10: „Ballistische“ Filmkühlung der Turbinenplattform nach Friedrichs [21] (Darstellung nach Harrison [32])

Eine Sonderform der Filmkühlung für die Turbinenplattform stellt die **„Ballistische“ Filmkühlung** dar, welche von Friedrichs [21] formuliert wurde. Hierbei wird die Kühlluft der Plattform aus einer oder mehreren diskreten Kühlluftbohrungen pro Passage ausgeblasen, wobei der Kühlluftstrahl jedoch nicht in der Grenzschicht verbleibt. Der Kühlluftstrahl wird in das Sekundärströmungsgebiet des Passagenwirbels geblasen und von diesem weiter stromabwärts wieder auf die Plattform gelenkt, siehe Abbildung 1.10. Für die Funktion des Verfahrens sind die Lage und Ausgestaltung der Filmkühlbohrungen sowie das Impulsverhältnis I des Kühlluftstrahles gegenüber der Hauptströmung ausschlaggebend. Die Ausblasung vor der Passage ist ins-

besondere aufgrund der dort geringeren Strömungsgeschwindigkeit und den hierdurch bedingten geringeren Strömungsverlusten vorteilhaft.

1.3 Beeinflussung der Sekundärströmung

Neben den Sekundärströmungsverlusten entstehen in Turbinen Reibungsverluste, Druckverluste (vor allem an den Schaufelhinterkanten), bei Überschallströmung Stossverluste sowie Spalt- und Leckageverluste, welche jeweils möglichst verringert werden müssen um den Gesamtwirkungsgrad zu erhöhen. Eine Beeinflussung der Sekundärströmung ist insbesondere vorteilhaft, wenn diese einen nennenswerten Teil des Strömungsfeldes einnimmt. Zur Charakterisierung kann das Öffnungsverhältnis h/s (Schaufelhöhe/Sehnenlänge) der Beschauelung herangezogen werden. Die relativen Einflüsse der Sekundärströmung steigen mit sinkendem Öffnungsverhältnis, so dass eine Beeinflussung der Sekundärströmung bei Turbinen mit geringem Öffnungsverhältnis besonders aussichtsreich erscheint.

Um die Rotorbeaufschlagung zu verbessern und den Stufenwirkungsgrad zu erhöhen, wurden verschiedene Maßnahmen zur Verringerung der Sekundärströmung vorgeschlagen, siehe Sieverding [71] sowie Tikhomirov und Pogodin [74]. Weitere Methoden zur Verlustreduzierung umfassen Methoden zur Reibungsverminderung [17]. Insbesondere werden folgende Maßnahmen genannt:

- Optimierung des Eckenradius im Übergangsbereich Schaufel / Plattform [77]
- Modifikation der Profilverderrkante im Bereich der Plattform [65]
- Compound Lean Nozzles [24], [75]
- Controlled Flow Nozzles [56]
- Axialsymmetrisch konturierte Plattform [2], [8], [13], [39] sowie deren Kombination mit optimierten Schaufelprofilen, [14], [16], [23] und [67]
- Nicht-axialsymmetrisch konturierte Plattformen [29], [33], [34], [36], [42], [64], [79], sowie deren Kombination mit optimierten Schaufelprofilen [62]

Die vorliegende Arbeit widmet sich den letztgenannten Maßnahmen.

Ursprünglich schlug Rose [64] eine nicht-axialsymmetrische Konturierung der Plattform vor, um eine Vergleichmäßigung der Druckverteilung auf der

Plattform in Umfangsrichtung nach der Passage zu erreichen, wodurch die Leckageströme über den Scheibendichtspalt verringert werden sollten. Aufgrund der Erfahrungen mit dieser Kontur wurde von Hartland, Gregory-Smith und Rose [34] vorgeschlagen, mittels der nicht-axialsymmetrischen, dreidimensionalen Konturierung der Turbinenplattform den Querdruckgradienten in der Passage zu verringern, um den Passagenwirbel zu reduzieren und somit eine Verringerung der Sekundärströmung mit der erwarteten Verlustreduzierung zu erreichen.

Die Plattformgestaltung wurde, ausgehend vom ebenen Ringraum, bereits verschiedenen Konturierungen unterworfen. Die Konturierungen lassen sich schematisch in drei Kategorien einordnen:

1. Die erste Gruppe umfasst linear konturierte Plattformen, wobei der Radius des Ringraumes linear mit der axialen Länge verändert wird, siehe u.a. Duden et al. [14] und Schnaus et al. [67].
2. Die zweite Gruppe umfasst beliebig konturierte, jedoch axialsymmetrische Plattformen, vgl. Atkins [2], Boyle und Haas [8], Dossena et al. [13] sowie Hoeger et al. [39].
3. Die dritte Gruppe, zu der die hier untersuchte Plattformkontur gehört, umfasst nicht-axialsymmetrische, dreidimensional konturierte Plattformkonfigurationen, vgl. Gregory-Smith et al. [29], Hartland und Gregory-Smith [33], Harvey et al. [36], Ingram et al. [42] sowie Yan et al. [79].

Die Konturierung wird in der Regel an der Leitstufenplattform vorgenommen. Daneben wurde bereits eine dreidimensionale Rotorplattformkonturierung erwogen, siehe Hartland et al. [34].

Neben der Optimierung der Schaufelgeometrien stellt die Plattformoptimierung demnach heute eine eigenständige Möglichkeit zur Beeinflussung der Sekundärströmung dar.

1.4 Nicht-axialsymmetrisch konturierte Turbinenplattformen

Mit der Plattformkonturierung werden unterschiedliche Ziele verfolgt, welche jedoch sämtlich in einer Erhöhung des Turbinenwirkungsgrades münden sollen. Dies soll erreicht werden, indem die Intensität der entstehenden Sekundärströmungen verringert und somit die Beaufschlagung der folgenden Rotorstufe vereinheitlicht wird. Daneben ist neben der erwähnten Verringerung der Leckageverluste über den Scheibendichtspalt eine Beeinflussung des

Totaldruckverlustes und der Temperaturbelastung ein weiteres mögliches Ziel der Konturierung.

Die Auslegung von dreidimensional konturierten Plattformen erfolgt heute im wesentlichen durch die Kopplung eines RANS-Lösers mit einem Optimierungsalgorithmus, wie beispielsweise in [69] beschrieben. Hierzu ist es erforderlich, ein Modell der erwarteten Geometrievariation zu entwerfen, um die Anzahl der durch den Optimierungsalgorithmus zu optimierenden Variablen gering zu halten. Die herkömmliche Geometriedarstellung mehrfach gekrümmter Oberflächen erfolgt bei modernen 3-D-CAD-Systemen sowie CFD-Pre- und Postprozessoren im allgemeinen durch „non-uniform rational B-Splines“ oder NURBS, vgl.[60]. Diese universelle Flächendarstellung erfordert jedoch eine relativ große Anzahl an Parametern, was bei der numerischen Optimierung der konturierten Plattform hinderlich ist.

Stattdessen kann jedoch die Geometriedefinition durch ein auf trigonometrischen Funktionen basierendes Modell erfolgen. Hierbei wird die Periodizität trigonometrischer Funktionen ausgenutzt, um die Periodizität innerhalb einer Schaufelpassage darzustellen. Die im Bereich einer Periode definierte Funktion wird hierzu auf Passagenbreite skaliert. Eine Überlagerung mehrerer Funktionen ermöglicht die Erzeugung nahezu beliebiger Konturen. Die Vorteile dieser Methode liegen in den kontinuierlichen Ableitungen, der Periodizität und der geringen Anzahl von Parametern, was die numerische Optimierung erleichtert beziehungsweise erst ermöglicht. Als Beispiel wird hier exemplarisch eine Funktion angegeben, welche aus zwei Sinusfunktionen und Konstanten zur Verschiebung und Skalierung der Kontur besteht. Die Höhe der Kontur wird durch einen weiteren Skalierungsfaktor a festgelegt. Die Gesamthöhe der erhaltenen Kontur sollte dabei annähernd der Eintrittsgrenzschichtdicke entsprechen.

$$g = a \cdot (-\sin(4 \cdot \pi \cdot (x - b) \cdot c \cdot d) - \sin(4 \cdot \pi \cdot (y - e) \cdot (1 - c) \cdot f))$$

mit den empirischen Konstanten

$$\begin{array}{lll} a & = & 4,6 \\ b & = & 0,05 \\ c & = & 0,4 \\ d & = & 1,5 \\ e & = & -0,35 \\ f & = & 0,5 \end{array}$$

Die somit im Bereich $0 < x < 1$ und $0 < y < 1$ definierte Beispielkontur wird anschließend auf Passagenbreite skaliert und an die Schaufelprofile angepasst. Man erhält die Kontur nach Abbildung 1.11. Die empirischen Konstanten sind frei gewählt worden und können als mögliche Ausgangslösung für ein Optimierungsproblem verwendet werden. Eine numerische Berechnung der Kaskadenströmung mit dieser Probekontur (verwendetes Programmpaket: Fluent 5.3, Netzgröße $1,6e^6$ Elemente, $k - \epsilon$ Turbulenzmodell,

s.u.) ergab bei gleichen Druckrandbedingungen wie die ebene Plattform bereits einen um 2,3 % erhöhten Massenstrom, was einer Verringerung des Druckverlustes aufgrund verringerter Sekundärströmungsverluste entspricht. Aufgrund fehlender Transitionsmodellierung ist dieser Wert jedoch von vorläufigem Charakter.

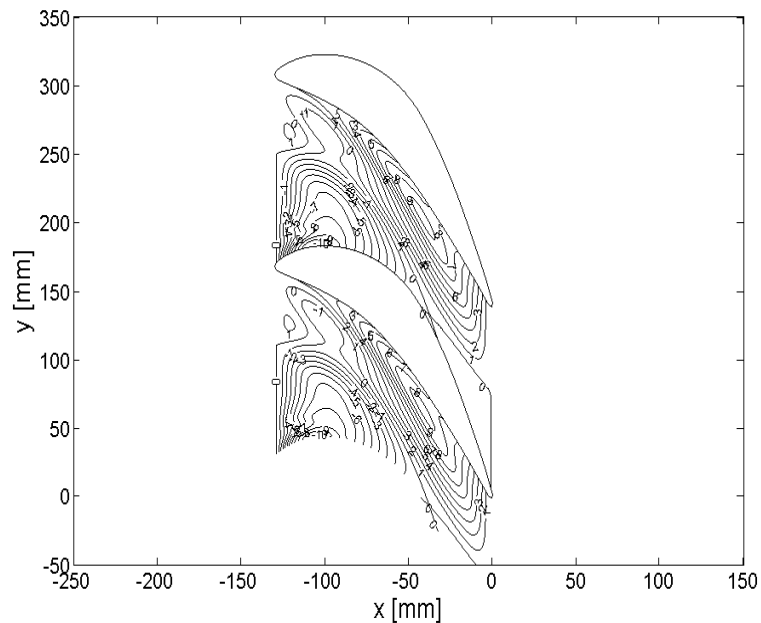


Abbildung 1.11: Probekontur (2 Passagen)

Bei der Optimierung muss die Einhaltung verschiedener Bedingungen beachtet werden (sog. „constraints“). Um einen konstanten Massenstrom für die ebene und die konturierte Plattform zu ermöglichen, müssen die Querschnittsflächen an der Stelle des engsten Passagenquerschnitts (engl.: „Throat Area“) der ebenen und der konturierten Plattform gleich sein. Daneben muss die Schaufelbelastung (Druckverteilung an der Schaufel) vergleichbar sein, um eine vergleichbare Umlenkung der Schaufelreihe zu erhalten. Die numerische Optimierung der Probekontur übersteigt jedoch den Rahmen der vorliegenden Arbeit.

Da der Schwerpunkt der vorliegenden Arbeit in der experimentellen Verifikation und Validierung der Auslegung der Plattformkontur liegen sollte, erfolgte die Auslegung der experimentell untersuchten Plattformkontur durch den Projektpartner, Rolls-Royce Deutschland Ltd &Co KG.

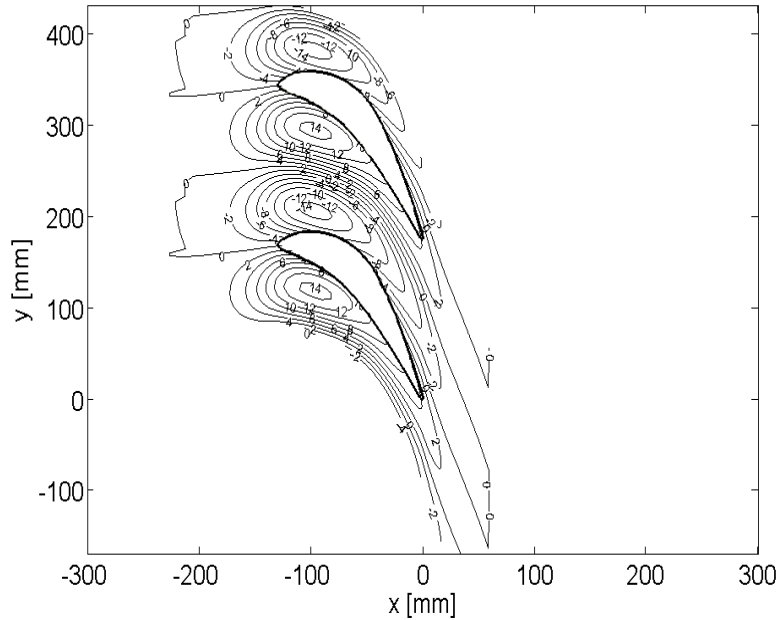


Abbildung 1.12: Versuchskontur (2 Passagen)

Die Auslegung erfolgte in Anlehnung an die von Hartland und Gregory-Smith [33] verwendete Methode. Für die Optimierung musste eine vereinfachte Strömungsberechnung mit einer Gitternetzgröße von ca. 100.000 Elementen erfolgen, um erträgliche Berechnungszeiten zu erzielen [70]. Hierzu wurde ein Strömungslöser verwendet, welcher mit einem Druck-Korrektur-Algorithmus nach Moore [52] arbeitet und in der Lage ist, das Sekundärströmungsfeld selbst mit dieser kleinen Netzgröße sehr genau zu bestimmen. Die Berechnung der Sensitivitäten erfolgte mit dem Optimierungssystem FAITH, siehe Shahpar et al. [70]. Die Optimierung arbeitete nach der „Response Surface“ Methode, Myers und Montgomery [55], wodurch die Anzahl der erforderlichen CFD-Berechnungen verringert werden konnte, Shahpar [69]. Das Ziel der Optimierung war eine Verringerung des Faktors sekundärkinetische Energie $skE \times$ Helizität in der Abströmung. Mit dem Geschwindigkeitsfeld u und der Rotation ω ist die Helizität h gegeben durch

$$h = u \times \omega \quad (1.1)$$

Neben der sekundärkinetischen Energie, Gl. 4.13, ist die Helizität ein mögliches Maß für die Stärke der Sekundärströmung. Da erwartet wird, dass die sekundärkinetische Energie für die Arbeitsumsetzung nicht zur Verfügung

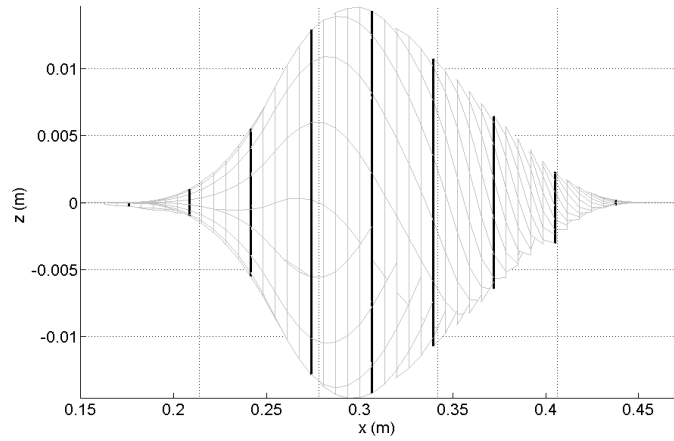


Abbildung 1.13: Konturlinien (Seitenansicht)

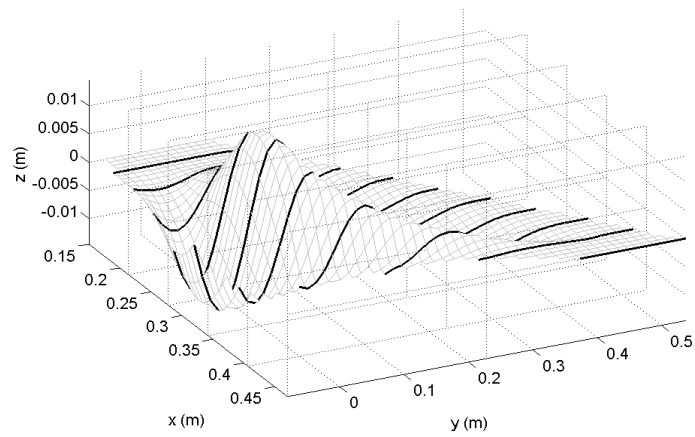


Abbildung 1.14: Konturlinien (perspektivisch)

steht und somit als Verlust gerechnet werden muss, wird erwartet, dass durch die Verringerung der Intensität der Sekundärströmungen ebenfalls die Verluste verringert werden, siehe Hartland et al. [35]. Die so vom Projektpartner ausgelegte Plattformkontur, welche experimentell untersucht wurde, ist in Abbildung 1.12 und 1.15 dargestellt. Erneut ist die auf trigonometrischen Funktionen basierende Auslegung erkennbar.

Ergänzend zu Abbildung 1.12 sind in Abb. 1.13 und 1.14 die Konturlinien entlang der Strömungsrichtung über eine Passage seitlich und perspektivisch dargestellt. Die Strömung kommt hierbei von links. Entlang der axialen Richtung (x) wurden 10 in Umfangsrichtung (y) verlaufende Erhebungslinien gleichmässig verteilt, welche der Verdeutlichung des Konturverlaufs dienen. Die Koordinate z (m) gibt hierbei die Erhebung der konturierten Plattform gegenüber der ebenen Plattform ($z = 0$) an. Weitere Abbildungen der untersuchten Kontur sind in Kapitel 5.5 dargestellt.

1.5 Aufgabenstellung

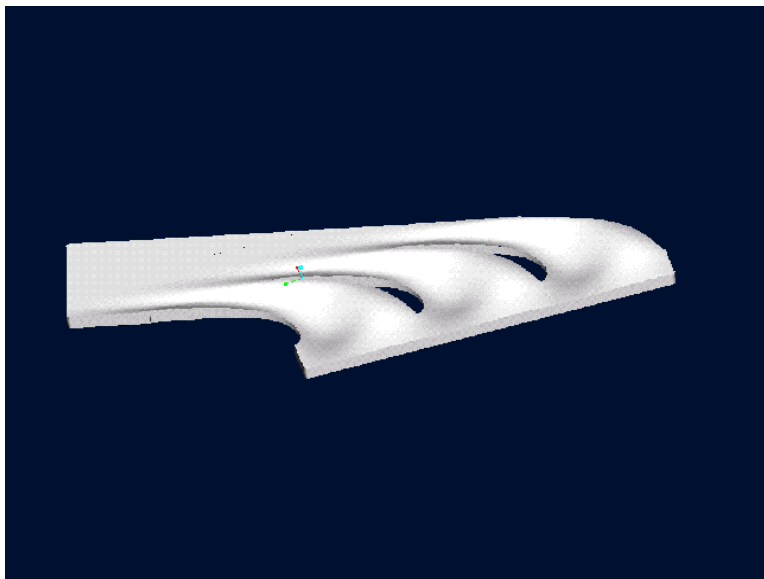


Abbildung 1.15: Versuchsteil: Konturiertes Plattforminsert

Die Auswirkungen einer durch die nicht-axialsymmetrische Plattformkonturierung modifizierten Druckverteilung auf die reale Strömung sind aufgrund der sehr komplizierten und transitionellen Natur der Passagenströmung noch nicht in allen Details bekannt. Deshalb ist die experimentelle Bestimmung der

aerodynamischen Eigenschaften der so erhaltenen, optimierten Plattformkontur in einer Versuchskaskade eine wichtige Aufgabe.

Im Falle der hier im wesentlichen betrachteten ersten Turbinenleitstufe ist die Plattform einer weit über der Zeitstandgrenze des Materials liegenden Turbineneintrittstemperatur ausgesetzt, vgl. Abb. 1.1, weshalb eine Kühlung unumgänglich ist. Bei konturierten Plattformen sind die Bestimmung der Änderung der Verteilung der Wärmebelastung und die Verifikation der Wirksamkeit bestehender Kühlverfahren deshalb von besonderer Wichtigkeit. Insbesondere ist die Wirkungsweise neuartiger Kühlverfahren wie der „ballistischen Filmkühlung“ (siehe Abschnitt 1.2) an nicht-axialsymmetrisch konturierten Plattformen experimentell noch nicht untersucht worden.

Das anhand der vom Projektpartner ausgelegten Plattformkontur gefertigte konturierte Plattforminsert ist in Abbildung 1.15 dargestellt. Die Konturierung erstreckt sich über die drei mittleren Passagen und besteht in einer Erhöhung an der Druckseite und einer Absenkung an der Saugseite der Schaufeln. Die Konturierung erstreckt sich beidseitig etwa 15% über die axiale Sehnenlänge hinaus aus. Aufgrund der Formgebung ist eine kontrollierte Beeinflussung des Hufeisenwirbels, welcher an der Schaufelvorderkante entsteht, durch diese Konturierung nicht vorgesehen. Die Konturierung dient hingegen zur Aufprägung einer Druckverteilung, welcher der Entstehung des Passagenwirbels entgegenwirken soll.

Kapitel 2

Theoretische Grundlagen

2.1 Erhaltungsgleichungen

Dimensionslose Kennzahlen

Bei der Beschreibung von Strömungsvorgängen werden die folgenden dimensionslosen Kennzahlen verwendet, vgl. [41]:

| | | | | |
|----------------------------|--------|-----|------------------------------------|--|
| Lewiszahl | Le | $=$ | α/D | Verhältnis von Wärme- und Stoffaustausch |
| Mach-Zahl | Ma | $=$ | u/a | Verhältnis der Geschwindigkeit zur Schallgeschwindigkeit |
| Nusseltzahl | Nu | $=$ | $\alpha l/\lambda$ | Dimensionsloser Temperaturgradient an der Oberfläche |
| Prandtl-Zahl | Pr | $=$ | ν/a | Verhältnis von Impuls- und Wärmeaustausch |
| Reynolds-Zahl | Re | $=$ | ul/ν | Verhältnis impuls- und viskositätsbedingter Kräfte |
| Schmidt-Zahl | Sc | $=$ | ν/D | Verhältnis von Impuls- und Stoffaustausch |
| Sherwoodzahl | Sh | $=$ | $\beta l/D$ | Dimensionsloser Konzentrationsgradient an der Oberfläche |
| Stantonzahl | St | $=$ | $h/\rho u c_p$ $= Nu_l/Re_l Pr$ | Modifizierte Nusseltzahl |
| Stoffübergangs-Stantonzahl | St_m | $=$ | h_m/u $= Sh_l/Re_l Sc$ | Modifizierte Sherwoodzahl |

Im Fall der Sherwoodzahl wurde als charakteristische Länge l die axiale Sehnenlänge c_{ax} gewählt. Daneben sind die turbulenten Austauschgrößen

$$\begin{aligned} \text{Turbulente Prandtlzahl} & Pr_t = \epsilon_{Tt}/\epsilon_{qt} \\ \text{Turbulente Schmidtzahl} & Sc_t = \epsilon_{Tt}/\epsilon_{Dt} \\ \text{Turbulente Lewiszahl} & Le_t = Sc_t/Pr_t \end{aligned}$$

mit der turbulenten kinematischen Wirbelviskosität ϵ_{Tt} , der turbulenten Energieaustauschgröße ϵ_{qt} und der turbulenten Stoffaustauschgröße ϵ_{Dt} .

Navier-Stokessche Gleichungen

Die konstitutiven Gleichungen in differentieller Schreibweise für inkompressible, inerte Binärgemische bestehen nach [46] aus:

- dem Fourierschen Ansatz der Wärmeleitung für den Energiefluss (Wärmestromdichte) \dot{q}_j :

$$\dot{q}_j = -\lambda \frac{\partial T}{\partial x_j} \quad (2.1)$$

- dem Fickschen Ansatz der Diffusion für den Diffusionsmassenstrom \dot{m}_j :

$$\dot{m}_j = -\rho D \frac{\partial c}{\partial x_j} \quad (2.2)$$

- dem Newtonschen Spannungsansatz mit dem viskosen Schubspannungstensor τ_{ij} und der Stokesschen Hypothese $\acute{\mu} = -\frac{2}{3} \mu$:

$$\tau_{ij} = \mu \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right) + \acute{\mu} \frac{\partial u_j}{\partial x_j} \delta_{ij} \quad (2.3)$$

Die ein strömendes Medium beschreibenden Differentialgleichungen für Newtonsche Fluide, oder Navier-Stokessche Gleichungen, bestehen aus der Massenerhaltungsgleichung, der Impulserhaltungsgleichung und der Energieerhaltungsgleichung. In einem Inertialsystem (Betrachtungsweise nach Euler) mit der Volumenkraft g lautet, in differentieller Schreibweise, nach Jischa [46], vgl. [37], sowie Ferziger und Perić [20], die Massenerhaltungsgleichung:

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_i} (\rho u_i) = 0 \quad (2.4)$$

die Impulserhaltungsgleichung:

$$\frac{\partial}{\partial t} (\rho u_i) + \frac{\partial}{\partial x_j} (\rho u_j u_i) = -\frac{\partial p}{\partial x_i} + \frac{\partial \tau_{ij}}{\partial x_j} + \rho g_i \quad (2.5)$$

die Energierhaltungsgleichung:

$$\frac{\partial}{\partial t} (\rho h) + \frac{\partial}{\partial x_j} (\rho h u_j) = \frac{Dp}{Dt} + \frac{\partial \dot{q}_j}{\partial x_j} + \frac{\partial}{\partial x_j} (u_i \tau_{ij}) + S_h \quad (2.6)$$

mit dem substantiellen Differentialoperator

$$\frac{D}{Dt} = \frac{\partial}{\partial t} + u_j \frac{\partial}{\partial x_j} \quad (2.7)$$

und der Enthalpiequellstärke S_h .

Zusätzlich lautet bei Diffusionsvorgängen die Stoffhaltungsgleichung:

$$\frac{\partial}{\partial t} (\rho c_\alpha) + \frac{\partial}{\partial x_j} (\rho c_\alpha u_j) = -\frac{\partial \dot{m}_{j,\alpha}}{\partial x_j} + \sigma_\alpha \quad (2.8)$$

mit der Produktionsdichte σ_α der Komponente α (für inerte Komponenten ist $\sigma_\alpha = 0$). Die Summe aller Teilkonzentrationen ist $\sum_\alpha c_\alpha = 1$. Für ideale Gase gilt dann

$$p = \rho RT \quad (2.9)$$

und

$$h = c_p T \quad (2.10)$$

RANS-Gleichungen

Im technischen Bereich treten meist turbulente Strömungen auf. Zur Berechnung von turbulenten Strömungen wurden Direkte Numerische Simulation (DNS), Large Eddy Simulation (LES), Smagorinsky und ähnliche Modelle, dynamische Modelle, Lattice- Boltzmann- Automaten und Reynoldsgemittelte Navier-Stokes-Gleichungsmodelle (RANS) erfolgreich verwendet, siehe u.a. Ferziger und Perić [20]. Letztere haben sich für technische Berechnungen etabliert und werden im folgenden näher dargelegt. Dabei werden nach Reynolds die orts- und zeitabhängigen Momentanwerte der turbulenten Strömung u_i, p, T und c in einen zeitlichen Mittelwert und einen Schwankungswert aufgespalten:

$$u_i(x_j, t) = \bar{u}_i(x_j, t) + u'(x_j, t) \quad \text{mit} \quad \bar{u}_i = \frac{1}{t_I} \int_{-\frac{t_I}{2}}^{\frac{t_I}{2}} u_i(t) d\tau \quad (2.11)$$

Entsprechend folgt für p, T und c

$$p = \bar{p} + p', \quad T = \bar{T} + T', \quad c = \bar{c} + c' \quad (2.12)$$

Das Einsetzen der zeitlichen Mittelungen in die Erhaltungsgleichungen der Momentanwerte führt zu den bekannten Reynolds-gemittelten Navier-Stokesschen Gleichungen (Reynolds-averaged Navier-Stokes equations, RANS). Für im Mittel stationäre Strömungen erhält man nach [20] unter der Vernachlässigung von Schwerkraft, Wärme- und Stoffquellen und durch Druck und Reibungskräfte geleistete Arbeit die turbulente Massenerhaltungsgleichung:

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_i} (\rho \bar{u}_i) = 0 \quad (2.13)$$

die turbulente Impulserhaltungsgleichung:

$$\frac{\partial}{\partial t} (\rho \bar{u}_i) + \frac{\partial}{\partial x_j} (\rho \bar{u}_i \bar{u}_j) = -\frac{\partial \bar{p}}{\partial x_i} + \frac{\partial}{\partial x_j} (\bar{\tau}_{ij} - \rho \overline{u'_i u'_j}) \quad (2.14)$$

mit dem turbulenten Schubspannungstensor

$$\bar{\tau}_{ij} = \mu \left(\frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_j} + \frac{\partial \bar{u}_j}{\partial x_i} \right) \quad (2.15)$$

die turbulente Energieerhaltungsgleichung:

$$\frac{\partial}{\partial t} (\rho c_p \bar{T}) + \frac{\partial}{\partial x_j} (\rho c_p \bar{T} \bar{u}_j) = \frac{\partial}{\partial x_j} (-\dot{q}_j - \rho c_p \overline{T' u'_j}) \quad (2.16)$$

sowie die turbulente Stoffhaltungsgleichung:

$$\frac{\partial}{\partial t} (\rho \bar{c}) + \frac{\partial}{\partial x_j} (\rho \bar{c} \bar{u}_j) = \frac{\partial}{\partial x_j} (-\dot{m}_j - \rho \overline{c' u'_j}) \quad (2.17)$$

Mit den turbulenten Austauschgrößen

$$\epsilon_{Tt} = \frac{\tau_{ij,t}}{\rho \frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_j}}; \quad \epsilon_{qt} = \frac{q_{j,t}}{-\rho c_p \frac{\partial \bar{T}}{\partial x_j}}; \quad \epsilon_{Dt} = \frac{\dot{m}_{j,t}}{-\rho \frac{\partial \bar{c}}{\partial x_j}} \quad (2.18)$$

ist der turbulente Energiefluss $\dot{q}_{j,t}$:

$$\dot{q}_{j,t} = \rho c_p \overline{T' u'_j} = -\rho c_p \epsilon_{qt} \frac{\partial \bar{T}}{\partial x_j} \quad (2.19)$$

Der turbulente Diffusionsmassenstrom $\dot{m}_{j,t}$ wird:

$$\dot{m}_{j,t} = \overline{\rho c' u_j'} = -\rho \epsilon_{Dt} \frac{\partial \bar{c}}{\partial x_j} \quad (2.20)$$

Die zusätzlichen Terme in Gl. 2.14, 2.16 und 2.17 bedingen, dass das Gleichungssystem noch nicht geschlossen ist. Um das Gleichungssystem zu schließen und damit lösbar zu machen, müssen weitere Annahmen getroffen werden. Diese Annahmen werden Turbulenzmodelle genannt. Nach der Art der Annahmen werden Nullgleichungs-, Eingleichungs- und Zweigleichungsmodelle sowie Reynoldsspannungsmodelle unterschieden, vgl. Ferziger und Perić [20].

Das Wirbelviskositätsmodell ist ein Nullgleichungsmodell und geht von der Annahme aus, dass die Turbulenz durch eine Zunahme der turbulenten Viskosität modellierbar ist [20]:

$$\tau_{ij,t} = -\overline{\rho u_i' u_j'} = \mu_t \left(\frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_j} + \frac{\partial \bar{u}_j}{\partial x_i} \right) - \frac{2}{3} \rho \delta_{ij} k \quad (2.21)$$

sowie für skalare Größen ϕ

$$-\overline{\rho u_j' \phi'} = \nu_t \frac{\partial \bar{\phi}}{\partial x_j} \quad (2.22)$$

mit der turbulenten kinetischen Energie k :

$$k = \frac{1}{2} \overline{u_i' u_i'} = \frac{1}{2} \left(\overline{u_x' u_x'} + \overline{u_y' u_y'} + \overline{u_z' u_z'} \right) \quad (2.23)$$

Die turbulente kinetische Energie, k oder $q = \sqrt{2k}$, und eine charakteristische Länge l bestimmen die Wirbelviskosität μ_t .

$$\mu_t = \rho C_\mu q l \quad (2.24)$$

Bei den Null-Gleichungsmodellen wird k aus dem gemittelten Geschwindigkeitsfeld berechnet und l aus den Koordinaten bestimmt.

Das am meisten gebräuchliche Zweigleichungsmodell ist das sog. $k - \epsilon$ Modell. Es modelliert die turbulente kinetische Energie, k :

$$\begin{aligned} \frac{\partial(\rho k)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho \bar{u}_j k)}{\partial x_j} &= \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\mu \frac{\partial k}{\partial x_j} \right) - \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\frac{\rho}{2} \overline{u_j' u_i' u_i'} + \overline{p' u_j'} \right) - \\ &\quad \overline{\rho u_i' u_j'} \frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_j} - \mu \frac{\partial u_i' \partial u_i'}{\partial x_k \partial x_k} \end{aligned} \quad (2.25)$$

Der zweite Term auf der rechten Seite wird angenähert durch

$$-\frac{\rho}{2}\overline{u'_j u'_i u'_i} + \overline{p' u'_j} \approx \frac{\mu_t}{Pr_t} \frac{\partial k}{\partial x_j} \quad (2.26)$$

mit der turbulenten Prandtl-Zahl $Pr_t \approx 1$, sowie die Dissipation, ϵ :

$$\frac{\partial(\rho\epsilon)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho u_j \epsilon)}{\partial x_j} = C_{\epsilon 1} P_k \frac{\epsilon}{k} - \rho C_{\epsilon 2} \frac{\epsilon^2}{k} + \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\frac{\mu_t}{\sigma_\epsilon} \frac{\partial \epsilon}{\partial x_j} \right) \quad (2.27)$$

Damit ergibt sich für die Wirbelviskosität

$$\mu_t = \rho C_\mu \frac{k^2}{\epsilon} \quad (2.28)$$

Die gebräuchlichsten Konstanten, vgl. [20], sind

$$C_\mu = 0,09; \quad C_{\epsilon 1} = 1,44; \quad C_{\epsilon 2} = 1,92; \quad \sigma_k = 1,0; \quad \sigma_\epsilon = 1,3$$

Durch die Annahmen des Turbulenzmodells wird zusammen mit geeigneten Randbedingungen das RANS-Gleichungssystem geschlossen und damit lösbar.

2.2 Idealisierte Gleichungen

Einige Teilprobleme des Strömungsfeldes werden sehr gut durch idealisierte Formen der Navier-Stokesschen Gleichungen beschrieben. Die inkompressible Transportgleichung der Rotation $\omega = 1/2 \nabla \times u$ beruht auf der inkompressiblen Impulsgleichung und wird auch Wirbeltransportgleichung genannt. Sie lautet nach Truckenbrodt [76]:

$$\frac{\partial \omega}{\partial t} + u_i \frac{\partial \omega}{\partial x_i} = \nu \frac{\partial^2 \omega}{\partial x_i^2} \quad (2.29)$$

Die Sekundärströmungsrotation ω_{s2} am Kaskadenaustritt ist nach Horlock [40] in Abhängigkeit von der Umlenkung $\vartheta_2 - \vartheta_1$ und der Sekundärströmungsrotation am Kaskadeneintritt ω_{s1} gegeben durch

$$\omega_{s2} = 2 \cdot \omega_{s1} \cdot (\vartheta_2 - \vartheta_1) \quad (2.30)$$

wobei 1 den Kaskadeneintritt und 2 den Kaskadenaustritt bezeichnen.

Basierend auf idealisierten Gleichungen und experimentellen Untersuchung wurden eine Vielzahl von analytischen Verlustkorrelationen für Plattformverluste angegeben, welche meist die Höhe der Sekundärströmungsverluste in Abhängigkeit von den Parametern Öffnungsverhältnis, Schaufelumlenkung und bezogene Eintrittsverdrängungsdicke formulieren. Da die vielfältigen physikalischen und geometrischen Parameter nicht-axialsymmetrisch konturierter Turbinenplattformen hierbei nicht berücksichtigt werden, wird im folgenden auf eine eingehendere Betrachtung dieser Korrelationen verzichtet. Eine Übersicht über derartige Verlustkorrelationen geben Chauvin [9], Morris und Hoare [54] sowie Wei [78].

2.3 Die Wärme-Stoffanalogie

Da bei der realen Maschine prozessbedingt die Festigkeitsgrenzen des Materials im Bereich der ersten Leitstufe durch die Hauptströmungstemperatur weit überschritten werden, vgl. Abb. 1.1, erfordert die Ermittlung der Temperaturbelastung der Plattform besondere Aufmerksamkeit. Bei den Versuchen wurde die Wärmeleitung in dem Schaufel- und Plattformmaterial nicht berücksichtigt, hingegen wurde der konvektive Wärmeübergang von der Hauptströmung zur Plattform sowie von dem Kühlluftmassenstrom zur Plattform berücksichtigt. Im realen Fall ist die Wärmebelastung charakterisiert durch den Wärmeübergangskoeffizienten α [W/m^2K] und der Temperaturdifferenz zwischen der adiabaten Wandtemperatur T_{aw} , welche der Wandtemperatur bei adiabater (wärmeisolierter) Wand entspricht, und der tatsächlichen Wandtemperatur T_w :

$$\dot{q} = \alpha \cdot (T_{aw} - T_w) \quad (2.31)$$

Bei der Filmkühlung, vgl. Abschnitt 1.2, wird die Bauteilwand durch einen gegenüber der Hauptströmung kühleren Filmkühlstrahl gekühlt. Dabei kühlt ein Teil der Kühlluft die Bauteilwand, wogegen ein anderer Teil der Kühlluft in der Hauptströmung verloren geht und nicht zur Kühlung beiträgt. Zur Bewertung des kühlenden Anteils am gesamten Filmkühlstrahl dient die adiabate Filmkühleffektivität η_{aw} . Diese wird mittels der adiabaten Wandtemperatur und der Hauptströmungs- und Kühllufttemperaturen definiert als:

$$\eta_{aw} = \frac{T_{aw} - T_H}{T_K - T_H} \quad (2.32)$$

Mit der dimensionslosen Wandtemperatur Θ_w , definiert als

$$\Theta_w = \frac{T_w - T_H}{T_K - T_H} \quad (2.33)$$

erhält man die lokale Wärmebelastung der Plattform als

$$\dot{q} = \alpha \cdot (\Theta_w - \eta_{aw}) \cdot (T_K - T_H) \quad (2.34)$$

Im allgemeinen sind die Temperaturen der realen Maschine durch die Prozessführung vorgegeben. Für die vollständige Charakterisierung der Temperaturbelastung der Plattform sind demnach der Wärmeübergangskoeffizient α und die adiabate Filmkühleffektivität η_{aw} zu bestimmen.

Der Wärmeübergangskoeffizient α und der Stoffübergangskoeffizient β werden im allgemeinen in nondimensionaler Form durch die Nusseltzahl und die Sherwoodzahl angegeben (Tab. 2.1):

$$Nu = \frac{\alpha l}{\lambda} \quad (2.35)$$

$$Sh = \frac{\beta l}{D} \quad (2.36)$$

Mit den dimensionslosen Größen

$$x_i^* = \frac{x_i}{l}; \quad u_i^* = \frac{\bar{u}_i}{u_0}; \quad t^* = \frac{t}{l/u_0}$$

$$\Theta = \frac{\bar{T} - T_0}{T_\alpha - T_0} \quad c^* = \frac{\bar{c} - c_0}{c_\alpha - c_0} \quad p^* = \frac{p}{\rho u_0^2}$$

lassen sich die Reynolds-gemittelten Energie- und Stoffhaltungsgleichungen, Gl. 2.16 und Gl. 2.17, nach [15], [37] in dimensionsloser Form darstellen:

Energiebilanzgleichung:

$$\frac{\partial \Theta}{\partial t^*} + u_i^* \frac{\partial \Theta}{\partial x_i^*} = \frac{1}{RePr} \frac{\partial}{\partial x_i^*} \left[\left(1 + \frac{\epsilon_{Tt}}{\nu} \frac{Pr}{Pr_t} \right) \frac{\partial \Theta}{\partial x_i^*} \right] \quad (2.37)$$

Stoffbilanzgleichung für die Komponente α :

$$\frac{\partial c^*}{\partial t^*} + u_i^* \frac{\partial c^*}{\partial x_i^*} = \frac{1}{ReSc} \frac{\partial}{\partial x_i^*} \left[\left(1 + \frac{\epsilon_{Tt}}{\nu} \frac{Sc}{Sc_t} \right) \frac{\partial c^*}{\partial x_i^*} \right] \quad (2.38)$$

In beiden Gleichungen ist der Term:

$$\frac{\epsilon_{Tt}}{\nu} = f(Re; x_i^*)$$

identisch. Für

$$Pr = Sc$$

gilt dann

$$Le = \frac{Sc}{Pr} = 1 \quad (2.39)$$

Unter der Annahme, dass für Wärme- und Stoffübertragungsprobleme turbulenter Strömungen in technisch relevanten Anwendungsfällen eine analoge Behandlung möglich ist, vgl. Berg [5], Eckert und Goldstein [15], Haslinger [37] und Jischa [46], gilt weiterhin

$$Pr_t = Sc_t$$

$$Le_t = \frac{Sc_t}{Pr_t} = 1 \quad (2.40)$$

wodurch bei gleichen Randbedingungen das dimensionslose Temperaturfeld und das dimensionslose Konzentrationsfeld identisch werden.

Für $Pr \neq Sc$ folgt hingegen aus Gl. 2.39 $Le \neq 1$ und

$$\Theta = \mathcal{F}(Re, Pr, x_i^*) \quad \text{und} \quad c^* = \mathcal{F}(Re, Sc, x_i^*) \quad (2.41)$$

mit jeweils gleichem funktionalen Zusammenhang \mathcal{F} , vgl. [49].

Diese Übereinstimmung wird durch den Begriff Wärme-Stoff-Analogie ausgedrückt und dient als Grundlage für verschiedene Messmethoden, wie im folgenden dargelegt.

Die Bestimmung des Stoffübergangs erfolgte anhand des Naphtalin-Diffusionsverfahrens nach Berg [5]. Die Schmidt-Zahl des verwendeten Stoffsystems Naphtalin-Luft beträgt nach Berg [5] $Sc = 2,47$, wodurch die Beziehung \mathcal{F} in Gl. 2.41 die von Chilton und Colburn [10] angegebene Form annimmt:

$$\begin{aligned} Nu &= K Re^m Pr^n \\ Sh &= K' Re^m Sc^n \end{aligned}$$

Mit der Konstanten K_S für den Stefanstrom genannten diffusionsbedingten konvektiven Massenstrom wird $K' = K \cdot K_S$. Nach [1] erhält man K_S unter der Annahme $\beta \approx D/\delta$ (Filmtheorie, vgl. [5]) aus:

$$K_S = \frac{p}{p_{N,W} - p_N} \ln \frac{p - p_N}{p - p_{N,W}} \quad (2.42)$$

Die Abschätzung für das hier verwendete Stoffsystem Naphtalin-Luft nach Berg [5] führt aufgrund des gegenüber dem Umgebungsdruck verschwindend geringen Partialdruckes des Naphtalins auf $K_S = 1$. Somit erhält man die Beziehung

$$Nu = Sh \cdot Le^{-n} \quad (2.43)$$

Hierbei ist die Lewiszahl $Le = Sc/Pr$ und n wird als Lewiszahlexponent bezeichnet. Für die hier betrachteten Reynoldszahlen wird für ebene Platten die Beziehung nach Gnielinski [25] empfohlen, vgl. [58]:

$$n = 1 - \frac{\ln(1 + 2,443 Re_l^{-0,1} (Pr^{0,5} - 1))}{\ln Pr} \quad (2.44)$$

Unter Verwendung der Analogiefunktion

$$\Psi = \frac{f(Pr)}{f(Sc)} \quad (2.45)$$

erhält man mit

$$\Psi = Le^{-n} \quad (2.46)$$

dagegen

$$Nu = Sh \cdot \Psi \quad (2.47)$$

wobei nach Berg [5] für prallgekühlte konkave Oberflächen $\Psi \approx 0,62 - -0,59$. Andere Autoren [27] geben die Analogiefunktion in der Form

$$\frac{St}{St_m} = \left(\frac{Pr}{Sc} \right)^{n-1} \quad (2.48)$$

mit $n = 1/3$ für laminare und $n = 0,4$ für turbulente Strömung an.

Zur direkten Messung der Analogiefunktion empfiehlt Berg [5] eine Trägergasvariation, und eine Variation des Sublimates, um die Abhängigkeit u.a. vom Grenzschichtzustand zu bestimmen.

Für ebene Platten in laminarer Strömung werden von Incropera et al. [41], vgl. Schlichting [66], für Reynoldszahlen bis 10^7 die folgenden Beziehungen angegeben:

$$Nu_x = 0,332 Re_x^{1/2} Pr^{1/3} \quad (2.49)$$

$$Sh_x = 0,332 Re_x^{1/2} Sc^{1/3} \quad (2.50)$$

Das Einsetzen in Gl. 2.47 liefert für laminare Strömung

$$\Psi = \frac{Pr^{1/3}}{Sc^{1/3}} = 0,663$$

Für ebene Platten in turbulenter Strömung gilt entsprechend

$$Nu_x = 0,0296 Re_x^{4/5} Pr^{1/3} \quad (2.51)$$

$$Sh_x = 0,0296 Re_x^{4/5} Sc^{1/3} \quad (2.52)$$

Das Einsetzen in Gl. 2.47 liefert dann für turbulente Strömung ebenfalls

$$\Psi = \frac{Pr^{1/3}}{Sc^{1/3}} = 0,663 \quad (2.53)$$

Somit wird festgestellt, daß Gl. 2.53 für laminar und turbulent angeströmte ebene Platten gültig ist. Jedoch wird auf den Einfluss des Turbulenzgrades und der Oberflächenrauigkeit hingewiesen. Bei der Verwendung der Beziehung für die Turbinenplattform bestehen mögliche Abweichungen im Bereich der Staupunkte an den Schaufelvorderkanten sowie im Bereich der Sekundärströmung. Eine experimentelle Bestimmung der Analogiefunktion erfordert jedoch eine Änderung der Zusammensetzung des Stoffsystems, beispielsweise durch eine Trägergasvariation oder ein anderes Sublimat (s.o.), was den Rahmen der experimentellen Möglichkeiten überstieg. Unter der vereinfachenden Annahme einer ebenen Plattenströmung ist aber die Analogiefunktion nach Gl. 2.53 in erster Näherung auch für Turbinenplattformströmungen geeignet und wird deshalb im folgenden bei der vergleichenden Darstellung der Berechnungsergebnisse, Kap. 8.1, verwendet. Aufgrund der Unsicherheiten in der Bestimmung der Analogiefunktion werden Messergebnisse jedoch meist als Sherwoodzahlverteilungen dargestellt, vgl. Berg [5], Jin und Goldstein [45] sowie Papa, Goldstein und Gori [59].

Kapitel 3

Versuchsaufbau

Die Messungen an der konturierten Plattform und an der zu Vergleichszwecken ebenfalls untersuchten ebenen Plattform erfolgten mit Hilfe einer Reynolds-ähnlichen Versuchskaskade unter Vernachlässigung der Machschen Ähnlichkeit. Aufgrund der durch die Machsche Skalierung ermöglichten geringeren Eintrittsgeschwindigkeit im Vergleich zur realen Maschine konnte ein Niedergeschwindigkeits-Windkanal der Eiffel-Bauform¹ verwendet werden. Die Eiffel-Bauform wurde gewählt, um durch das Ansaugen der Hallenluft möglichst konstante Temperaturen in der Versuchskaskade zu erhalten, was für den Einsatz von auf der Wärme-Stoffanalogie basierenden Versuchsmethoden besonders günstig ist.

3.1 Der Kaskadenwindkanal

Der eingesetzte Kaskadenwindkanal wurde gemeinsam mit einem Parallelprojekt neu aufgebaut und wechselweise genutzt, siehe Abbildungen 3.1 und 3.2. Da in Gasturbinenleitstufen typischerweise erhöhte Turbulenzgrade auftreten, wurde auf eine Turbulenzverringerung durch eine Einlasskontraktion verzichtet und stattdessen ein mit einer Evolventenkontur versehener, gerader Einlauf verwendet, in welchen ein Strömungsgleichrichter in Rechteckwellenform integriert wurde. Anfänglich zusätzlich eingebaute Turbulenzsiebe mussten aufgrund zu starker Verschmutzungsneigung wieder entfernt werden.

In Abb. 3.1 ist an der Stelle der Strömungsumlenkung die Versuchskaskade erkennbar. An die Kaskade schließt sich ein mehrteiliger Diffusor an, welcher in den saugend betriebenen Lüfter mit 55 kW el. Leistung mündet. Dieser ist zur Schwingungsdämpfung federnd aufgestellt und durch eine Manschette entkoppelt. Dahinter ist ein Abluftschalldämpfer angebracht, welcher

¹offene Bauart ohne Rückführung der Versuchsluft

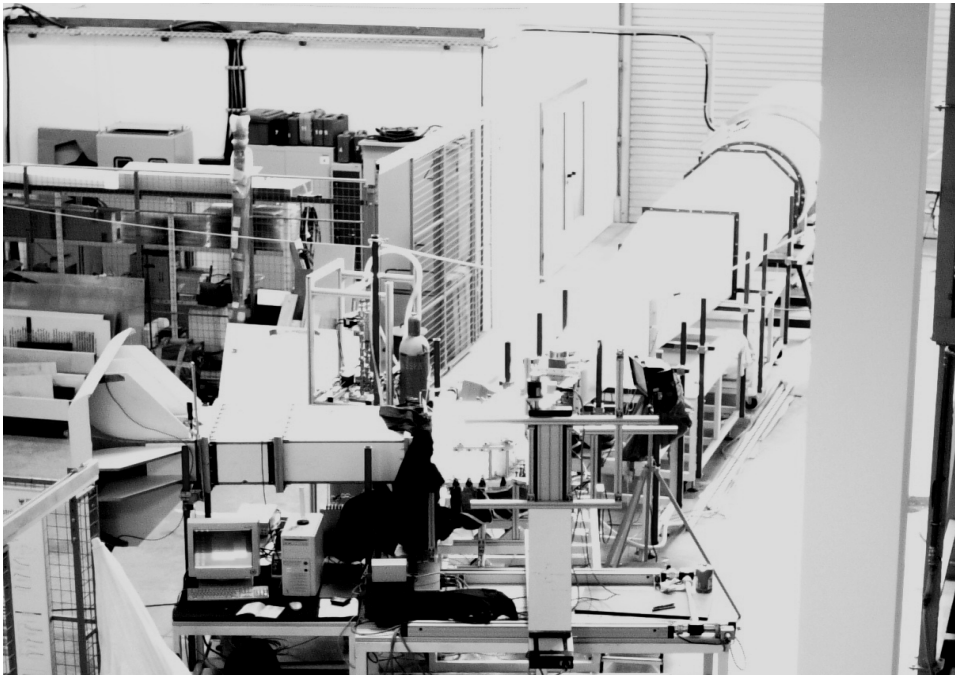


Abbildung 3.1: Kaskaden-Windkanal

in die Halle mündet. Der Lüfter wird mit einem Frequenzumrichter betrieben und ist somit stufenlos regelbar. Um eine durch die Lüfterdrehung verursachte, stromaufwärts noch messbare Rotation der Luftsäule zu verhindern, wurde in den Diffusor ein Wabengleichrichter eingebaut. Der Windkanal wurde für einen vollautomatischen Versuchsbetrieb konfiguriert, siehe Abschnitt 4.

3.2 Die Versuchskaskade

Die Versuchskaskade besteht bei einer Schaufelteilung von 175 mm und einer Kanalhöhe von 250 mm aus 4 Schaufeln, einem Metallrahmen, Deck- und Bodenplatten aus 15 mm starkem Acrylglas sowie 5-10 mm starken Seitenwänden aus Polycarbonat, siehe Abbildung 3.3. Zur Einstellung der Periodizität sind die Seitenwände flexibel ausgelegt. Zu diesem Zweck wurden 72 verstellbare Seitenwandbefestigungen an den Metallrahmen angebracht. Die Verstellbarkeit beruht auf mit Kugel/Pfannengelenken gelagerten Gewindestangen mit 5 mm Durchmesser.

Die Schaufelprofile basieren auf der durch den Projektpartner umgerechneten C_p -Verteilung des Hochgeschwindigkeitsprofils T-62 bei der Teilung



Abbildung 3.2: Detailansicht Windkanal: Einlauf und Kaskade

$T = 0,14 \text{ m}$, was einer 5-Schaufel-Kaskade entspricht. Zur Intensivierung der Sekundärströmung wurde, ausgehend von einer 5-Schaufel-Kaskade mit einer Schaufelteilung von $0,14 \text{ m}$, die Schaufelanzahl auf 4 verringert, was nun einer Schaufelteilung von $0,175 \text{ m}$ entspricht. Der ursprüngliche Auslegungswinkel ϑ_{s0} zwischen Eintritts- und Austrittsebene beträgt $\vartheta_{s0} = -74^\circ$, was dem Abströmwinkel bei einer Teilung von $T = 0,14 \text{ m}$ entspricht. Aufgrund der erfolgten Teilungsänderung auf $T = 0,175 \text{ m}$ und der hiermit verbundenen Änderung der Schaufelbelastung änderte sich der Auslegungs-Abströmwinkel auf $\vartheta_s = -72,3^\circ$.

Die Versuchsschaufeln (1) wurden einzeln aus Acrylglasblöcken mit einer CNC-Bearbeitungsmaschine gefräst. Anschließend wurden die Schaufeln mit handgeführten Schwingschleifern nach Schablone geschliffen und poliert. Die verwendeten Schablonen wurden mit einem CNC-Laserschneidgerät hergestellt. Anschließend wurde die so erhaltene Schaufelgeometrie mit einer 3-D Koordinatenmessmaschine vermessen, siehe Abschnitt D . Die gesamte Schaufelhöhe betrug 300 mm , wobei 50 mm der Schaufeln in der Plattform eingelassen waren.

Die Darstellung der Versuchskaskade, Abbildung 3.3, zeigt in der Mitte das einseitig ausgeführte Plattforminsert (2), siehe auch Abbildung 1.15, wel-

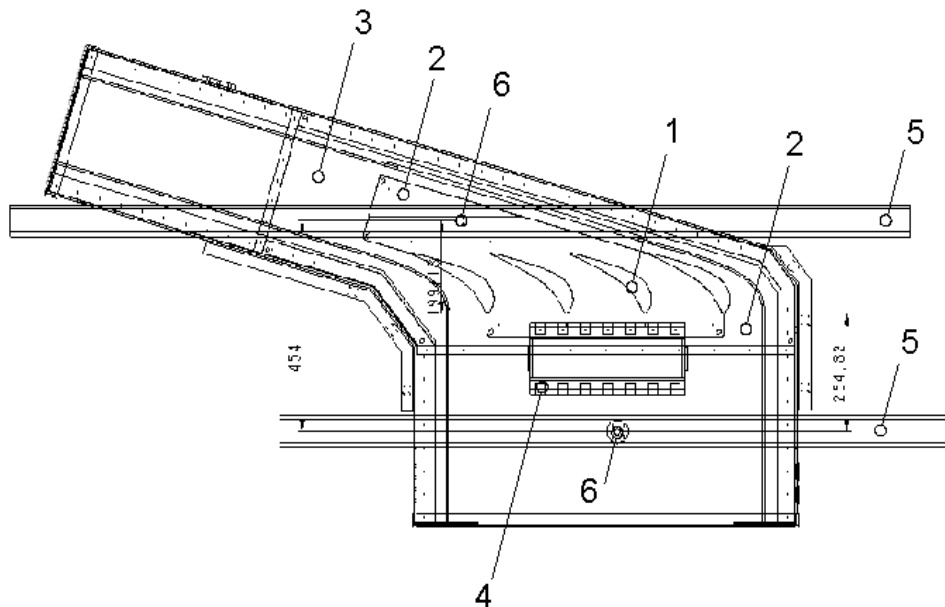


Abbildung 3.3: Versuchskaskade

ches sich über 3 Passagen erstreckt. Das Plattforminsert wurde in zwei Ausführungen außer Hause durch CNC-Fräsen hergestellt, einmal aus Acrylglas und einmal aus Aluminium bestehend. Die Rohteile wurden daraufhin von Hand überschleift. Das Acrylglasinsert wurde anschließend poliert, wogegen das Aluminiuminsert mit $80\ \mu\text{m}$ Glasperlen gestrahlt wurde. Das Plattforminsert für die ebene Plattform bestand aus einer 3 mm Aluminiumplattform, welche auf eine 10 mm starke Acrylglasplatte mit Distanzstücken montiert wurde.

Das jeweilige Plattforminsert wurde von einem 50 mm starken Acrylglasblock mit Aussparungen (3) aufgenommen. Im Bereich der Schaufelvorderkanten ist von unten eine Beruhigungskammer (4) zur Versorgung der Filmkühlbohrungen mit Kühlluft angebaut. Insgesamt sind 27 Bohrungen vorhanden, welche zunächst durch Blindstopfen verschlossen wurden. An der Oberseite sind je eine verschiebbare, 50 mm breite Traversenschiene (5) vor und nach der Kaskade zur Aufnahme der Sonden angebracht. Die Mit-

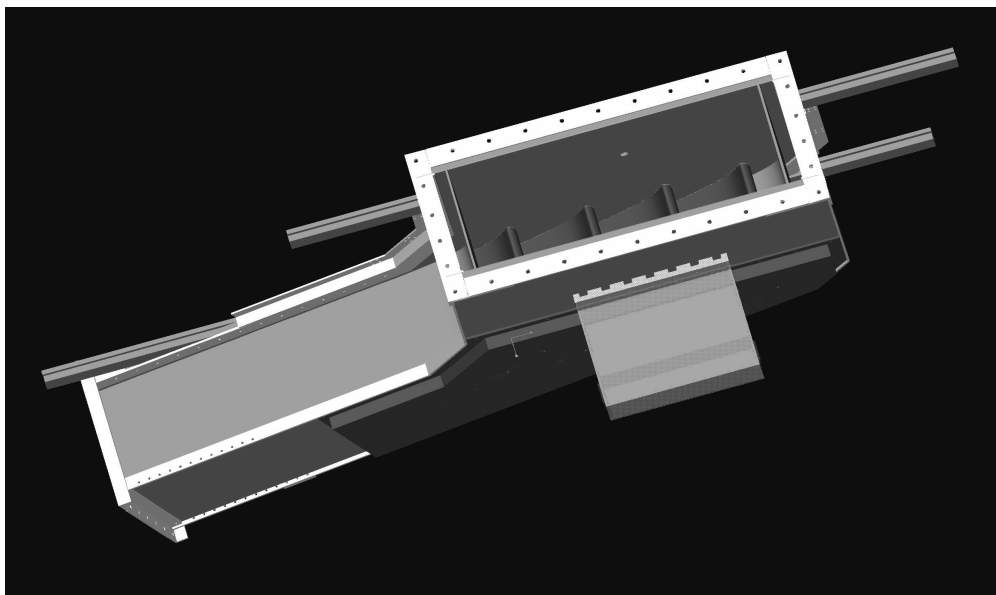


Abbildung 3.4: Versuchskaskade, perspektivisch

| Bezeichnung | Symbol | Wert |
|--------------------------------|------------------------|---------------|
| Schaufelanzahl | n | 4 |
| Eintrittsgeschwindigkeit | u | 15 m/s |
| Kaskadenbreite | b | 0,7 m |
| Schaufelhöhe | h | 0,25 m |
| Teilung | T | 0,175 m |
| Sehnenlänge | s | 0,223 m |
| axiale Sehnenlänge | c_{ax} | 0,129 m |
| Öffnungsverhältnis | h/s | 1,12 |
| Teilungsverhältnis | T/s | 0,783 |
| Reynoldszahl | $Re = s \cdot u / \nu$ | 230,700 |
| Austrittswinkel (ursprünglich) | ϑ_{s0} | -74° |
| Austrittswinkel (tatsächlich) | ϑ_s | $-72,3^\circ$ |

Tabelle 3.1: Geometrische Auslegungs-Kenngrößen der Kaskade

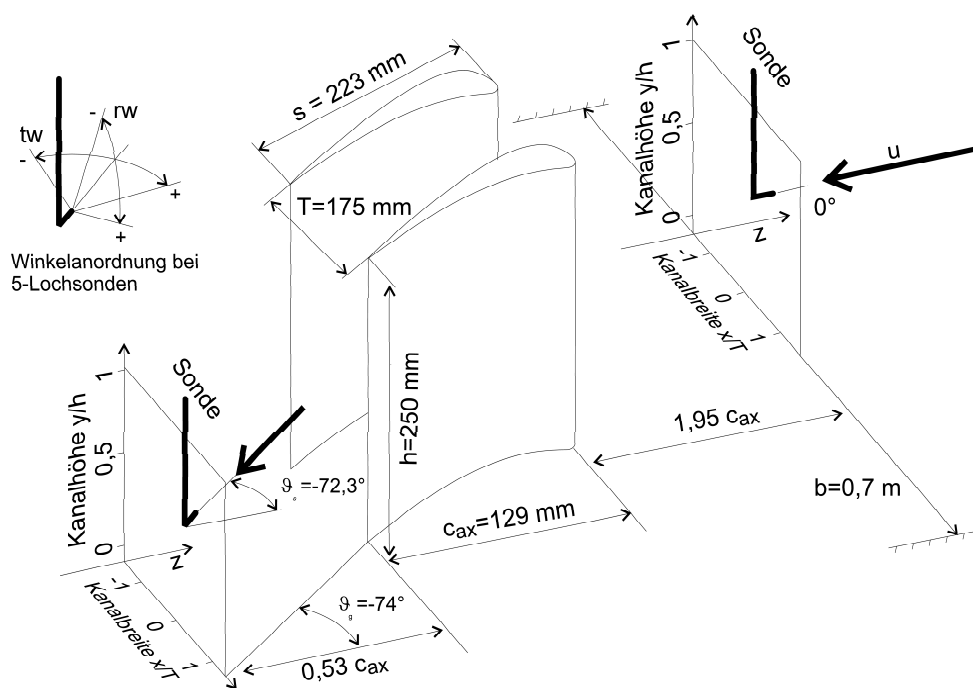


Abbildung 3.5: Lage der Messebenen

telnpunkte der Sondenschaftbohrungen (6) liegen dabei $254,8 \text{ mm}$ vor und $199,2 \text{ mm}$ hinter der Schaufelvorderkante. Bei einer axialen Sehnenlänge von $c_{ax} \approx 130 \text{ mm}$ entspricht dies einem Verhältnis von $1,95 \cdot c_{ax}$ vor und $1,53 \cdot c_{ax}$ hinter der Schaufelvorderkante und somit $2,95 \cdot c_{ax}$ vor bzw. $0,53 \cdot c_{ax}$ hinter der Schaufelhinterkante. Zur Abdichtung der Kaskade gegen den Unterdruck von ca. 2500 Pa in der Abströmung wurde an den Kanten Kautschuk appliziert. Die Traversenschielen wurden durch dünne Latextücher abgedichtet. Als Schmierung und Abdichtung des Sondenschaftes gegenüber der zusätzlich aufgeschraubten Führungshülse wurde Vaseline verwendet. Für die korrekte Positionierung und Ausrichtung der einzelnen Schaufeln bei Umbauarbeiten wurde eine aus Metall gefräste Einstellschablone eingesetzt.

Abbildung 3.5 zeigt die Lage der Messebenen vor und hinter der Kaskade. Die Messebenen sind zueinander parallel angeordnet. Bei der stromab liegenden Messebene wurden die Sonden um den Abströmwinkel von $\vartheta_{s0} = -74^\circ$ in die Strömung gedreht.

Die in Abschnitt 4.4 gezeigten Darstellungen der Flächentraversen in der Abströmung entsprechen der Ansicht von stromabwärts auf die Schaufeln.

3.3 Versuchsbetrieb

Die Kanalgeschwindigkeitsmessung erfolgte durch zwei fest im Einlauf angebrachte Prandtl-Sonden, deren Druckleitungen untereinander verbunden waren, um zonale Sondenschaftblockadeeffekte auf die Geschwindigkeitsermittlung auszugleichen. Die Messung der statischen Drücke am Sondenfuß erfolgte durch 2 gegenüberliegend um den Sondenschaft angebrachte statische Druckbohrungen, welche mit einer Ringleitung untereinander verbunden wurden.

Zur Druckmessung standen Druckmessmodule des Typs Scanivalve DSA 3017 und 3018 zur Verfügung, welche je 16 Kanäle und eine Auflösung von 2560 Pa bzw. 6000 Pa besaßen. Vor und nach den Versuchen wurde jeweils eine Leermessung durchgeführt, um den Drift der Module festzustellen. Auch nach den längsten Versuchen, welche bis zu 2 Tage dauern konnten, wurde typischerweise ein Drift von nicht mehr als $1 - 2 \text{ Pa}$ festgestellt, weshalb ein Drift der Module als vernachlässigbar betrachtet wird. Alle dargestellten Messwerte bestehen aus dem Mittelwert mindestens 100 einzelner Messwerte.

Während der Versuche wurden die Temperaturen an der Kanalober- und unterseite durch zwei Pt100 Temperatursensoren gemessen. Die Spannungen der Temperatursensoren wurden von einem Digital-Voltmeter des Typs „Prema“ ausgelesen. Der Umgebungsdruck wurde mit einem elektronischen Barometer des Typs „Paroscientific Digiquartz“ gemessen, wogegen die Luftfeuchtmessung durch ein einfaches Hygrometer erfolgte.

Für die Sondentraversierung kam eine 3-Achs-Lineartraverse mit einer zusätzlichen rotatorischen Achse der Typen Isel LF4, LF5 und MD1, jeweils mit Schrittmotorantrieben, zum Einsatz. Diese wurden im DNC-Betrieb von Controllern der Baureihen Isel C142-4 und C116 angesteuert.

Das Windkanalregelungsprogramm wurde in „LabView“ realisiert und ermöglichte einen vollautomatischen Versuchsbetrieb. Das Steuersystem bestand aus zwei PCs mit Netzwerkkommunikation über das TCP/IP Protokoll. Das Programm erzeugte die Befehlssätze für die beiden DNC-Controller sowie die für die Lüftergeschwindigkeitsregelung erforderlichen Befehle. Gleichzeitig wurden die Werte der Messgeräte für Drücke und Temperaturen eingelesen. Setuproutinen für die Initialisierungen der Geräte und die Erzeugung oder das Einlesen von Traversiergitterdateien vervollständigten das Programm. Die Eintrittsgeschwindigkeit wurde vollautomatisch unter Berücksichtigung von Kanaltemperatur, Umgebungstemperatur und rel. Luftfeuchtigkeit bei $u_0 = 15 \text{ m/s}$ konstant gehalten. Abbildung 3.6 zeigt eine Ansicht des Hauptprogramms während der Messung.

Die hierzu erforderliche Luftdichte wurde laufend aus der gemessenen Kanaleintrittstemperatur T_0 , dem barometrischen Luftdruck p_0 und der re-

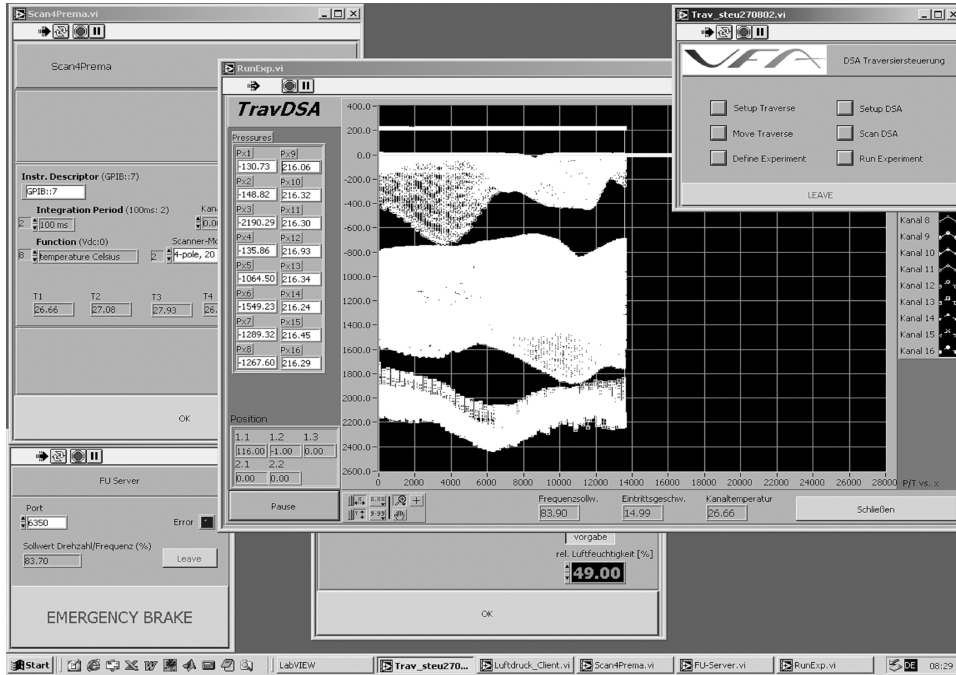


Abbildung 3.6: Versuchssteuerprogramm

lativen Luftfeuchtigkeit R_h nach Barlow et al. [4] wie folgt berechnet:

$$\rho_0 = \left(\frac{0,0034847}{T_0} \right) (p_0 - 0,0003796 R_h p_s) \quad \text{kg/m}^3 \quad (3.1)$$

mit der Temperatur T_0 in K , dem Druck p_0 in Pa , der relativen Luftfeuchtigkeit R_h in % und dem Sättigungsdruck von Wasser, p_s in Abhängigkeit von der Temperatur T_0 :

$$p_s = \left(1,7526 \times 10^{11} \right) e^{(-5315,56/T_0)} \quad (3.2)$$

Die Aufnahme von Messwerten erfolgte nur bei einer innerhalb der Toleranzgrenze von $0,02 \text{ m/s}$ liegenden Eintrittsgeschwindigkeit, was somit eine Veränderung des Kanalbetriebspunktes, insbesondere durch die veränderliche SONDENSCHAFTBLOCKADE durch Ein- und Ausfahren der Sonde in den Kanal, vollautomatisch verhinderte. Die gewählte Toleranzgrenze gewährleistete die maximale im Betrieb erzielbare Genauigkeit bei gleichzeitigem Vermeiden übermäßig langer Einstellzeiten.

Die Einstellung der Sondenpositionen relativ zur Plattform wurde durch eine Widerstandsmessung zwischen der Sonde und einer auf die Plattform aufgeklebten Aluminiumfolie bei laufendem Windkanal durchgeführt.

Kapitel 4

Strömungsmessungen

Zum Zweck der Ermittlung der Wirkung der Plattformkonturierung auf das Strömungsfeld sind jeweils Messungen der ebenen und der konturierten Plattform erfolgt. So sind Messungen mit einer Fischmaulsonde (Abb. A.11) zur Bestimmung des Totaldruckes am Kaskadeneintritt und am Kaskadenausritt durchgeführt worden. Mittels 5-Lochsonden (Abb. A.1) wurde die Strömungswinkelverteilung vermessen. Zur Kalibrierung und Auswertung sind jeweils eigene Auswertelgorithmen entwickelt worden, siehe Anhang A. Die Bestimmung des Turbulenzgrades erfolgte mit einem kommerziellen Hitzdrahtanemometer „Streamline“ der Firma Dantec Dynamics im Konstant-Temperatur-Betrieb (CTA). Die Sichtbarmachung der Wandstromlinien erfolgte mit Hilfe des Ölanstrichverfahrens. Druckbohrungen an einer Druckmessschaufel sowie Druckbohrungen entlang einer mit Hilfe des 3D-RANS-Lösers „Numeca-FineTurbo“ errechneten Stromlinie in Passagenmitte wurden zur Messung statischer Wanddrücke verwendet. Die ebenfalls durchgeführten PIV-Messungen sind in Abschnitt 7 dargestellt.

4.1 Einstellung der Periodizität

Zur Herstellung einwandfreier Versuchsbedingungen ist bei ebenen Kaskaden die Einstellung der Periodizität die wichtigste Forderung. Als Periodizität wird die Wiederholbarkeit der Strömung von einer Passage zur nächsten bezeichnet, welche sich bei der realen Turbine aus der ringförmigen Anordnung der Schaufeln ergibt. Bei der ebenen Versuchskaskade wurde die Periodizität durch Verstellung der Seitenwände erreicht, welche zu diesem Zweck elastisch und einstellbar gestaltet wurden. Die Einstellung erfolgte anhand von Totaldruckmessung im Mittelschnitt der Abströmung ($y/h = 0,5$). Diese Messungen wurden nach jeder Verstellung der Seitenwände wiederholt, bis eine

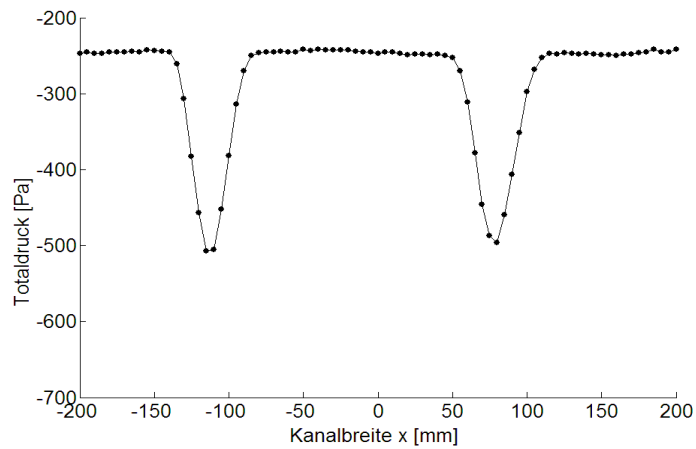


Abbildung 4.1: Totaldruckverteilung in der Abströmung

hinreichende Periodizität erreicht wurde, siehe Abb. 4.1 und 4.2. Kriterien waren der Verlauf der Totaldruckverteilung und der Geschwindigkeitsverteilung sowie die Breite und Tiefe der Schaufelnachlaufdüellen. Die Einstellung wurde für jede Versuchsreihe wiederholt.

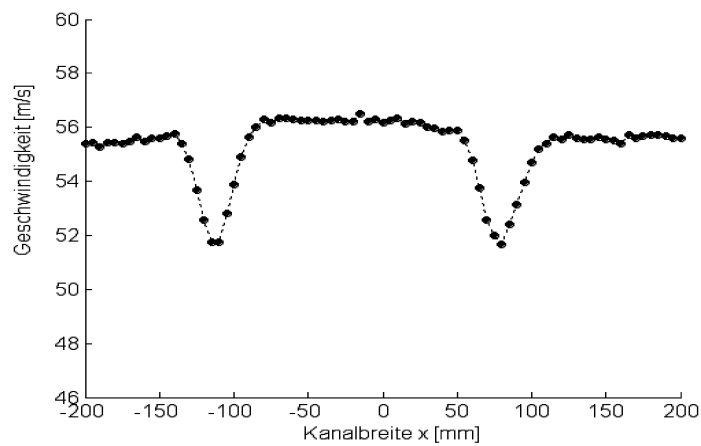


Abbildung 4.2: Geschwindigkeitsverteilung in der Abströmung

4.2 Eintrittsmessungen

4.2.1 Eintrittstotaldruckmessungen

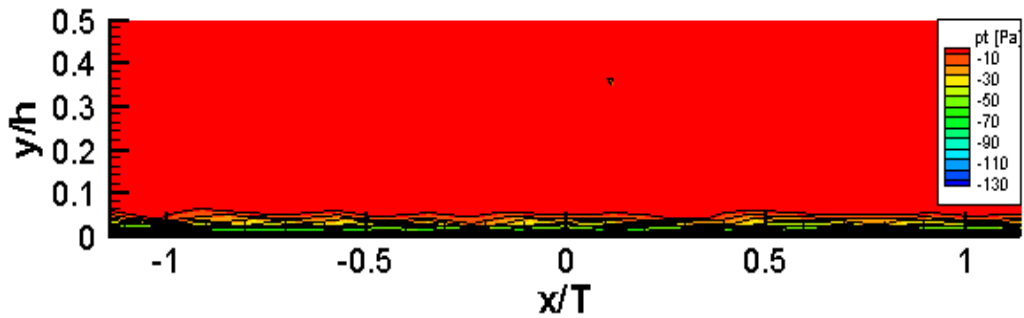


Abbildung 4.3: Totaldruckverteilung, ebene Plattform

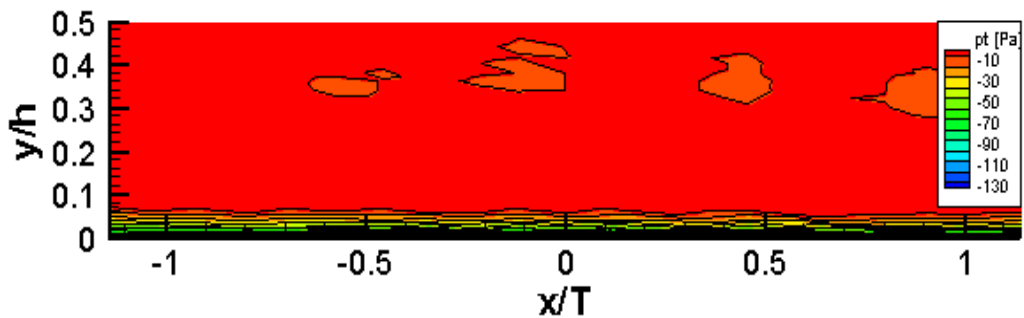


Abbildung 4.4: Totaldruckverteilung, konturierte Plattform

Die Eintrittstotaldruckverteilungen sind in Abbildung 4.3 und 4.4 dargestellt. Die Messungen wurden an 17 x -Positionen und 272 y -Positionen durchgeführt, dargestellt als x/T und y/h . Da der Gradient des Totaldruckes in y -Richtung in der Grenzschicht am größten ist, wurde, um eine maximale Grenzschichtauflösung zu erreichen, eine Schrittweite in y -Richtung im Bereich $0 < x/T < 0,1$ von $0,1 \text{ mm}$ gewählt (entsprechend $y/h = 0,0004$), dagegen konnte außerhalb der Grenzschicht im Bereich $0,1 < x/T < 0,5$ eine größere Spreizung von 5 mm , entsprechend $y/h = 0,02$, gewählt werden. Hierbei liegt die untere Kanalwand bei $y/h = 0$, wogegen sich die Kanalmitte

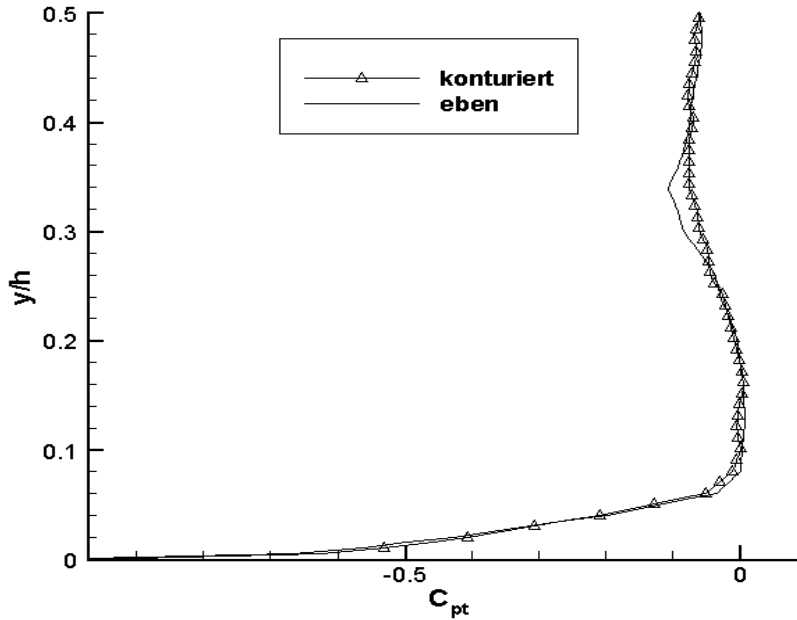


Abbildung 4.5: Eintrittstotaldruckverteilung: ebene und konturierte Plattform (in x-Richtung flächengemittelt)

bei $y/h = 0,5$ befindet. Es wird ein konstanter Totaldruck über dem Eintrittsquerschnitt festgestellt. Die Teilung T beträgt 175 mm , die Kanalhöhe h beträgt 250 mm , die Lage der Messebene ist im Abstand $1,95 \cdot c_{ax}$ vor der Schaufelvorderkante, siehe Abb. 3.5 und Tabelle 3.2. Der Totaldruckbeiwert C_{pt} ist wie folgt definiert:

$$C_{pt} = \frac{p_t - p_{t0}}{1/2 \cdot \rho_0 \cdot u_0^2} = \frac{p_t - p_{t0}}{p_{t0} - p_{s0}} \quad (4.1)$$

Abbildung 4.5 zeigt einen Vergleich der in x-Richtung flächengemittelten Werte des Totaldruckbeiwertes C_{pt} , errechnet aus den in Abb. 4.3 und 4.4 dargestellten Werten. Abweichungen im Bereich $y/h = 0,35$ sind vermutlich auf unterschiedliche Verschmutzungsgrade des Eintrittsgleichrichters zurückzuführen.

4.2.2 CTA-Eintrittsmessung

Die CTA-Messungen der Eintrittsgeschwindigkeit und des Eintrittsturbulenzgrades erfolgten mit dem Hitzdrahtanemometer „Streamline“ der Fa. Dan-tec Dynamics, welches im Konstant-Temperaturbetrieb (CTA) arbeitete, unter Verwendung einer Eindraht-Grenzschichtsonde. Um mögliche Messfehler durch elektrische Störsignale zu vermeiden, wurde der Windkanal geerdet und die Messleitung abgeschirmt. Abb. 4.6 zeigt das erhaltene Leersignal bei versuchsähnlichen Bedingungen mit einer Lüfterdrehzahl von 1 %. Die geringe Schwankungsbreite der gemessenen Spannung von $2,5 \text{ mV}$, siehe y-Skala, weist auf eine gelungene Abschirmung hin.

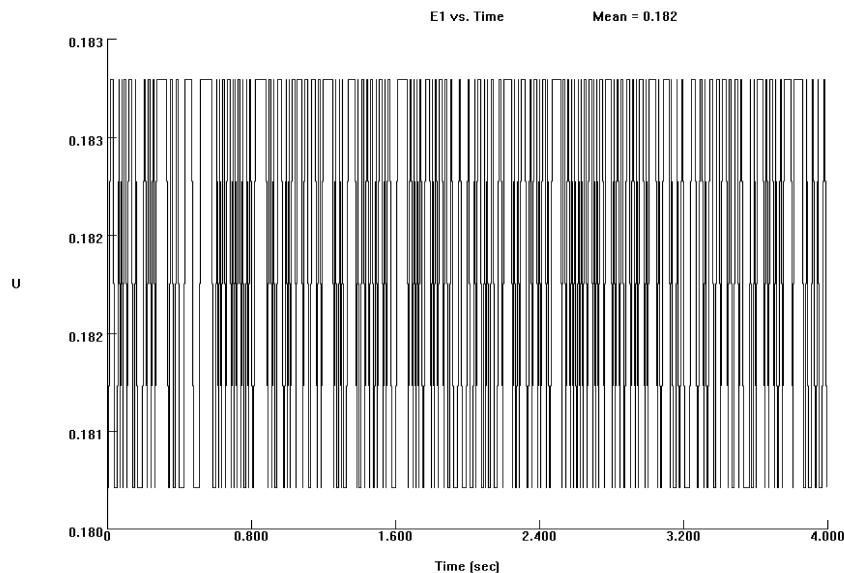


Abbildung 4.6: CTA-Leersignal

Abbildung 4.7 zeigt die gemessene Eintrittsgeschwindigkeit in dimensionsloser Darstellung. Anhand dieser Darstellung wird, mit der Strömungsgeschwindigkeit u_e außerhalb der Grenzschicht, entsprechend der Konvention $u = 0,99 u_e$ eine Eintrittsgrenzschichtdicke von $\delta = 19 \text{ mm}$ festgestellt. Wie bereits in Kapitel 1.1 dargelegt, ist die Grenzschichtdicke ein maßgeblicher Faktor bei der Entstehung von Sekundärströmung.

Für die Charakterisierung der Eintrittsgrenzschicht werden weiterhin die Verdrängungsdicke δ_1 und die Impulsverlustdicke δ_2 verwendet, vgl. [66], welche mit $y_0 = \delta$ definiert sind als

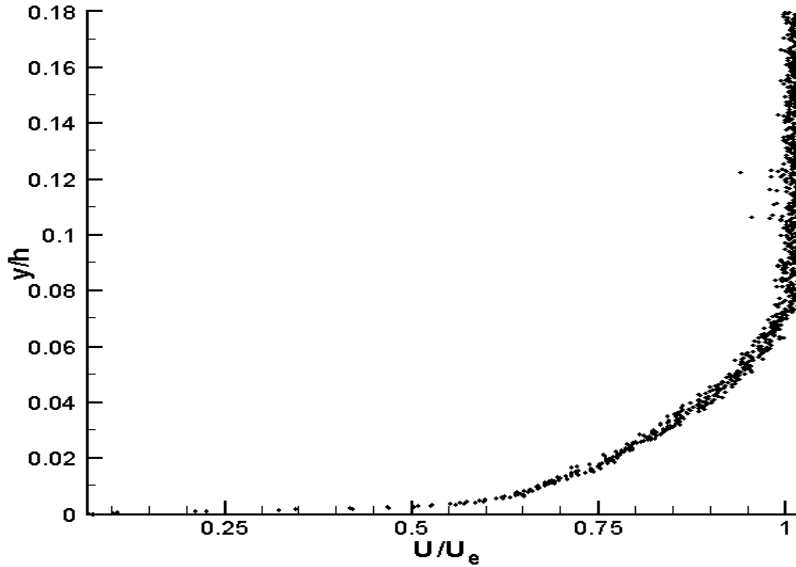


Abbildung 4.7: Eintrittsgeschwindigkeitsverteilung (CTA-Messung)

Verdrängungsdicke δ_1 :

$$\delta_1 = \int_0^{y_0} \left(1 - \frac{\rho u}{\rho_e u_e}\right) dy \quad (4.2)$$

Impulsverlustdicke δ_2 :

$$\delta_2 = \int_0^{y_0} \frac{\rho u}{\rho_e u_e} \left(1 - \frac{\rho u}{\rho_e u_e}\right) dy \quad (4.3)$$

Formparameter H_{12} :

$$H_{12} = \frac{\delta_1}{\delta_2} \quad (4.4)$$

In der englischsprachigen Literatur sind hierfür auch die Bezeichnungen $\delta_1 = \delta^*$ und $\delta_2 = \Theta$ gebräuchlich.

Im vorliegenden Fall wurden für die Eintrittsgrenzschicht die in Tabelle 4.1 dargestellten Werte erhalten, welche zusätzlich auf die Schaufelhöhe h und die Schaufelsehnenlänge s bezogen dargestellt sind.

Die auf die Sehnenlänge s bezogene Verdrängungsdicke δ_1 , hier 0.029, dient in Verbindung mit der Umlenkung der Kaskade als dimensionsloses Maß

| Bezeichnung | Wert | bezogen auf Schaufelhöhe h | bezogen auf Sehnenlänge s |
|-------------|---------|---------------------------------|--------------------------------|
| δ | 19,0 mm | 0,076 | 0,085 |
| δ_1 | 6,59 mm | 0,026 | 0,029 |
| δ_2 | 4,43 mm | 0,018 | 0,019 |
| H_{12} | 1,49 | — | — |

Tabelle 4.1: Eintrittsgrenzschichtparameter

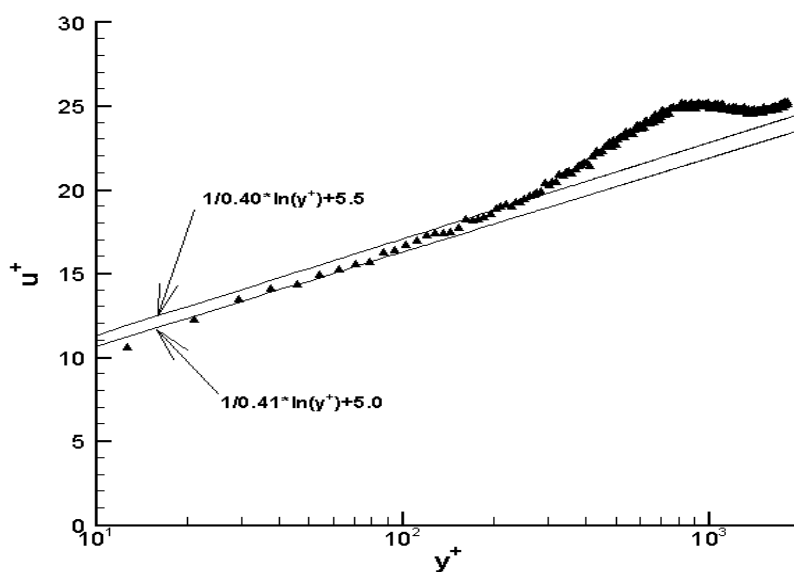


Abbildung 4.8: Dimensionslose Eintrittsgrenzschicht (CTA-Messung)

für die Charakterisierung der zu erwartenden Sekundärströmung. So geben Morris und Hoare [54] eine auf diesem Parameter basierende Sekundärströmungsverlustkorrelation für ebene Turbinenplattformen an.

Die dimensionslose Darstellung der Eintrittsgrenzschicht zeigt Abbildung 4.8. Nach Schlichting [66] betragen hierbei, mit $c_f = 0,0592 Re_l^{-1/5}$, basierend auf der effektiven Eintrittslauflänge von $l = 2,3 m$:

$$\begin{aligned} Re_l &= u l / \nu = 2379310 \\ c_f &= 0,0592 \cdot Re_l^{-1/5} = 0,00314 \\ \tau_w &= \frac{c_f \rho u_0^2}{2} = 0,4169 \\ u_\tau &= \sqrt{\tau_0 / \rho} = 0,5944 \end{aligned}$$

sowie:

$$\begin{aligned} u^+ &= \frac{\bar{u}}{u_\tau} \\ y^+ &= \frac{u_\tau y}{\nu} \end{aligned}$$

Der beobachtete Verlauf deutet anhand des Überschreitens der gestrichelt dargestellten Korrelationen im Bereich $y^+ \approx 10^3$ auf eine schwach verzögerte Eintrittsgrenzschicht hin. Ursächlich hierfür ist die durch den elliptischen Charakter der Strömung bedingte Stromaufwärtswirkung der Kaskade sowie der Einfluss des Einlaufgleichrichters.

Abbildung 4.9 zeigt die Eintritts-Turbulenzgradverteilung, definiert als

$$Tu = \frac{\sqrt{1/3 \overline{u_i'^2}}}{|\overline{u_i}|} \approx \frac{\sqrt{\overline{u'^2}}}{\bar{u}} \quad (4.5)$$

in logarithmischer Skalierung. Die Verteilung der Turbulenz in Umfangsrichtung kann demnach als hinreichend gleichförmig betrachtet werden.

Die umfangsgemittelte Turbulenzgradverteilung zeigt Abbildung 4.10. Im Bereich der ungestörten Eintrittsströmung wird ein mittlerer Turbulenzgrad von $Tu \approx 1,7\%$ erreicht. Dieser Wert liegt aufgrund der fehlenden Eintrittskontraktion und anderer Maßnahmen über dem Wert herkömmlicher Windkanäle, jedoch noch unter dem turbinentypischen Wert von $Tu = 4 - 7\%$ ¹. Diejenigen Anteile der Strömung, welche im Experiment laminar sind, werden

¹In einigen Fällen auch darüber

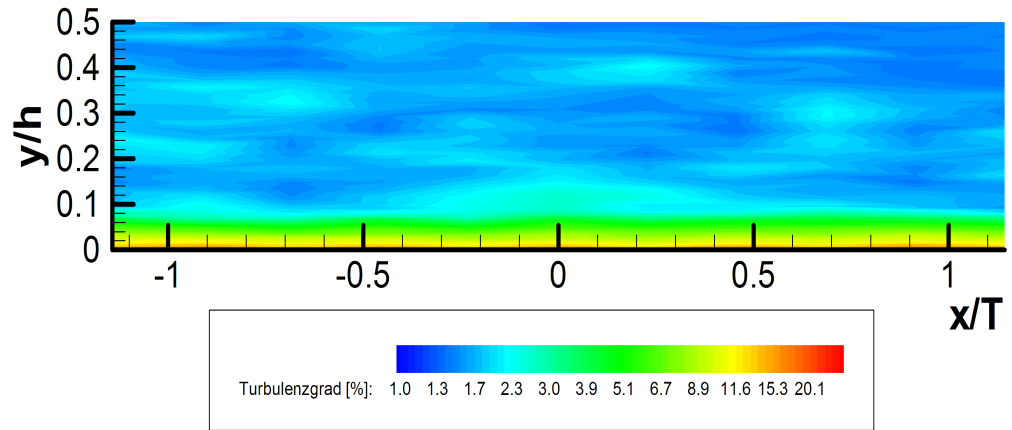


Abbildung 4.9: Turbulenzgradverteilung in der Eintrittsebene (CTA-Messung, logarithmische Skalierung)

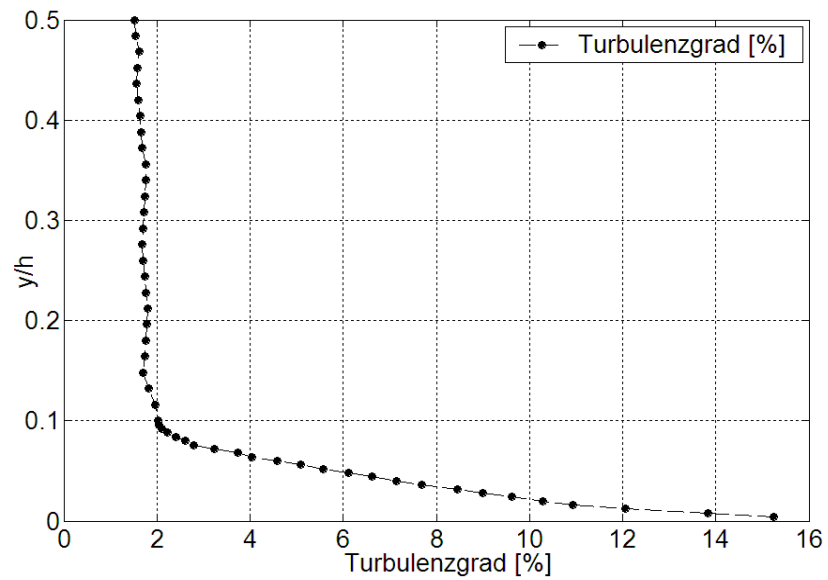


Abbildung 4.10: Eintritts-Turbulenzgradverteilung (CTA-Messung, umfangsgemittelt)

deshalb in der realen Turbine möglicherweise turbulent sein. Aufgrund der nahezu vollständig ausgeschöpften Lüfterleistung musste jedoch auf weitere turbulenz erhöhende Maßnahmen verzichtet werden. Im Bereich der Grenzschicht steigt der Turbulenzgrad auf Werte von $Tu \approx 15,3\%$ an. Somit ist die Eintrittsgrenzschicht voll turbulent.

4.3 Passagenmessungen

4.3.1 Schaufeldruckverteilung

Die Schaufeldruckverteilung wurde mittels einer Druckmessschaufel bestimmt. Diese wurde aus einer Versuchsschaufel angefertigt, in welche zusätzlich 79 am Umfang verteilte Nuten eingefräst wurden. In diese wurden Kunststoffschläuche mit 1,5 mm Außendurchmesser eingeklebt, woraufhin die Oberfläche nachgeschliffen und nachpoliert wurde. Für die Positionierung der Bohrungen wurde anhand eines CAD-Programms ein Schnitt bei 50 % der Schaufelhöhe gelegt, dieser dann um 10° entgegen der Einströmungsrichtung angestellt (um die x-Achse in Abb. 3.5 gedreht) sowie um 15° um die z-Achse gedreht. Die Lage der Druckbohrungen ergab sich aus der Schnittkurve des geneigten Schnittes und der Schaufeloberfläche. Hierdurch wurde für alle Bohrungen eine annähernd ungestörte Anströmung ermöglicht. An den so ermittelten Positionen wurden die Druckmessbohrungen mit einem Durchmesser von 0,3 mm orthogonal durch die Oberfläche und die Druckmessschläuche gebohrt. Die Lage der Druckbohrungen an der Schaufelhinterkante lag bei ca. 180 mm, die der Bohrungen an der Schaufelvorderkante etwa bei 280 mm oberhalb der Plattform und somit weit außerhalb des Sekundärströmungsbereiches, welcher ca. 40 mm oberhalb der Plattform endet, siehe unten. Für die Messung wurden 5 Druckmessmodule der Bauart Scanivalve DSA 3017 und 3018 mit einem Messbereich von 2500 bzw. 6000 Pa verwendet. Die Messwertaufnahme aller 5 Module erfolgte simultan. In Abbildung 4.11 ist die Position bezüglich der axialen Sehnenlänge c_{ax} dargestellt. Aufgrund der filigranen Bauweise lieferten einige Bohrungen leider keine Messwerte. Dennoch sind genügend Werte für die Charakterisierung der Druckverteilung vorhanden. Die Schaufeldruckverteilung für die ebene und die konturierte Plattform zeigt Abbildung 4.11.

Hierbei wird ein in weiten Bereichen identischer Druckverlauf für die ebene und die konturierte Plattform festgestellt. Für die konturierte Plattform wird jedoch stromab der engsten Position saugseitig ein etwas geringerer statischer Wanddruck gemessen. Es scheint somit eine Verringerung der saugseitigen Schaufelbelastung durch die untersuchte Konturierung zu erfolgen.

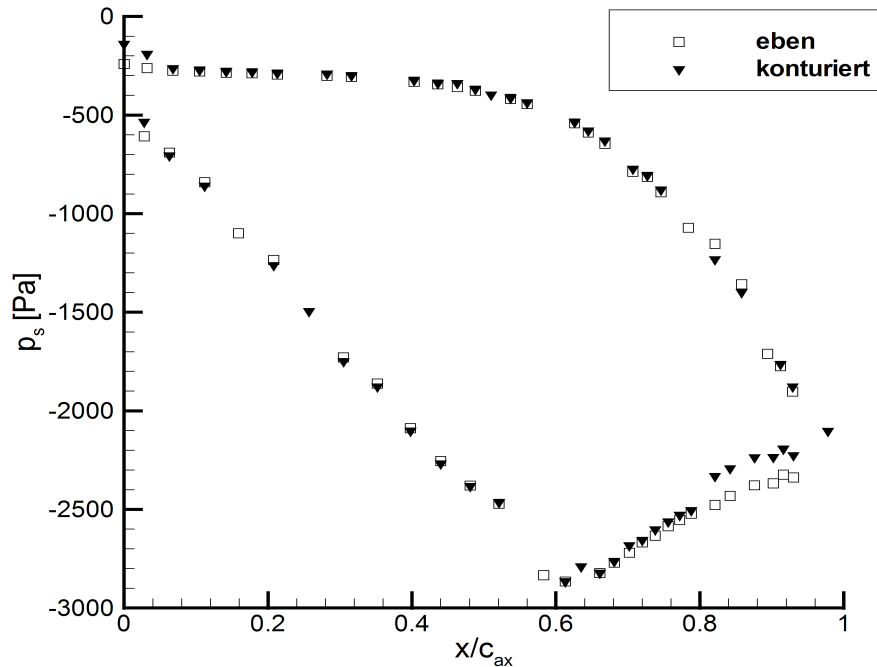


Abbildung 4.11: Schaufeldruckverteilung

Eine genauere Betrachtung der Konturierung ergab, dass diese an der saugseitigen Schaufelhinterkante eine um ca. 3 mm geöffnete Kontur aufweist, was zur Verringerung der Schaufelbelastung beiträgt. Weitere Einflüsse sind in Abschnitt 4.4.2 dargestellt.

4.3.2 Passagenmitteldruckverläufe

Die Messung der statischen Passagenmitteldrücke erfolgte durch statische Druckbohrungen an der oberen Plattform über die mittlere und die beiden seitlichen Passagen der Kaskade. Die Verteilung der Bohrungen erfolgte entlang einer, mittels des Strömungslösers „Numeca FineTurbo“ berechneten, Stromlinie der Passagenmitte. Abbildung 4.12 zeigt den Verlauf des statischen Druckbeiwertes, bezogen auf den dynamischen Eintrittsdruck, für 3 Passagen. Zwischen den Passagen zeigen sich leichte Abweichungen im statischen Druckbeiwert. Die Einstellung der Periodizität erfolgte hingegen anhand des Totaldruckverlaufes, Abschnitt 4.1.

Der statische Druckbeiwert C_{ps} ist wie folgt definiert:

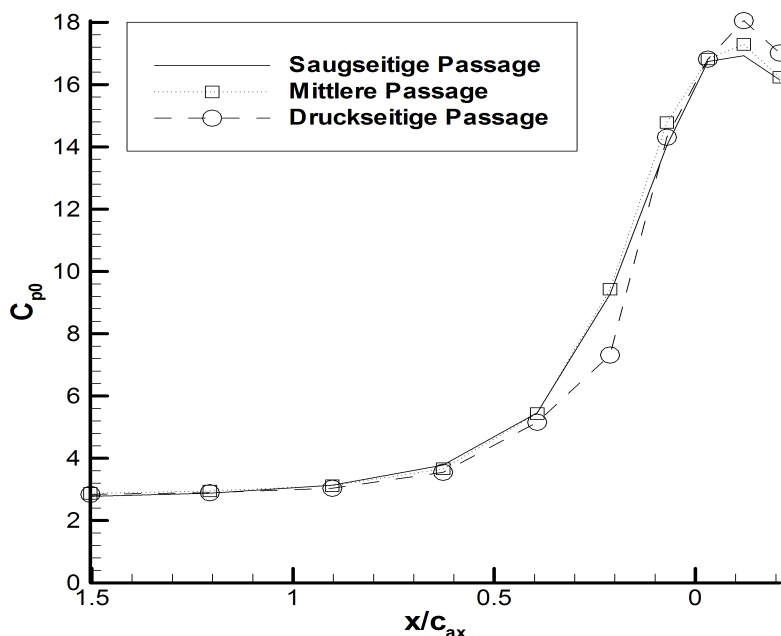


Abbildung 4.12: Verlauf des statischen Wanddruckbeiwertes an der oberen Plattform entlang idealer Stromlinien im Mittelschnitt

$$C_{ps} = \frac{p_s - p_{t0}}{1/2 \cdot \rho_0 \cdot u_0^2} = \frac{p_s - p_{t0}}{p_{t0} - p_{s0}} \quad (4.6)$$

4.3.3 Wandstromlinien mit Ölanstrichverfahren

Die Wandstromlinien der ebenen Plattform, Abbildung 4.13, zeigen eine stark ausgeprägte Sekundärströmung. Sie lassen deutlich das Entstehen des saugseitigen (SHW) und druckseitigen (DHW) Zweiges des Hufeisenwirbels erkennen. Während der saugseitige Zweig sehr schnell wieder an die Schaufel gedrückt wird, wird der druckseitige Zweig durch den Passagenwirbel fast bis auf die gegenüberliegende Saugseite gezogen. Im Bereich des engsten Passagenquerschnittes zeigen sich darüberhinaus Wandstromlinien (AS), welche annähernd senkrecht zur Schaufeldruckseite hin verlaufen, was auf ein starkes seitliches Absaugen der Eintrittsgrenzschicht hinweist. Weiterhin zeigt sich ein starkes saugseitiges Wirbelsystem an der Schaufelhinterkante, welches

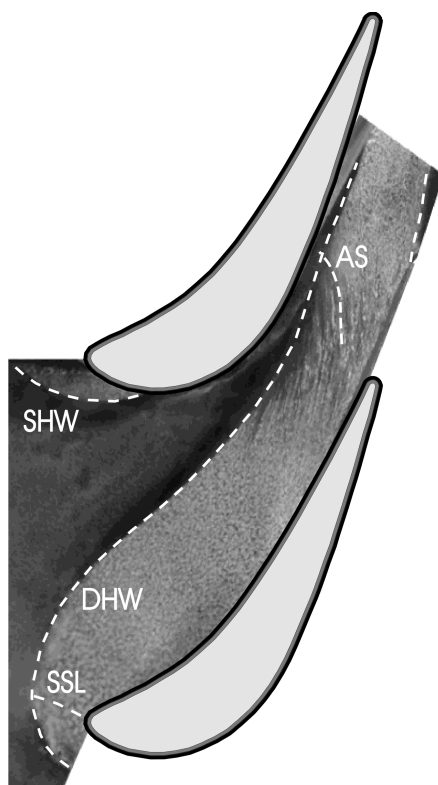


Abbildung 4.13: Wandstromlinien, ebene Plattform

in dem durch den Hauptpassagenwirbel wieder an die Endwand beförderten saugseitigen Zweig des Hufeisenwirbels oder in einem Ausgleichswirbel besteht. Dagegen ist an der Schaufelvorderkante die Stagnationsstromlinie (SSL) bestenfalls zu erahnen.

Bei der konturierten Endwand, Abbildung 4.14, wurde zunächst eine Bildtransformation zur Ansichtsentzerrung in Anlehnung an die bei der Filmkühleffektivitätsmessung angewandte Bildregistrierung, siehe Abschnitt 6.3, durchgeführt. Die Auswertung ist aufgrund von optischen Reflexionen und dem Schwerkrafteinfluss an geneigten Flächen schwieriger. Die Lagebestimmung des druckseitigen Hufeisenwirbels gelingt nur im Bereich der Schaufelvorderkante. Im weiteren Verlauf ist keine eindeutige Spur der Ablöselinie mehr feststellbar. Dagegen zeigt sich eine enge Wirbelspur im hinteren Bereich der Schaufeldruckseite. Auffällig ist, dass die Wandstromlinien (AS) hinter dem engsten Querschnitt unter einem deutlich geringeren Winkel zur

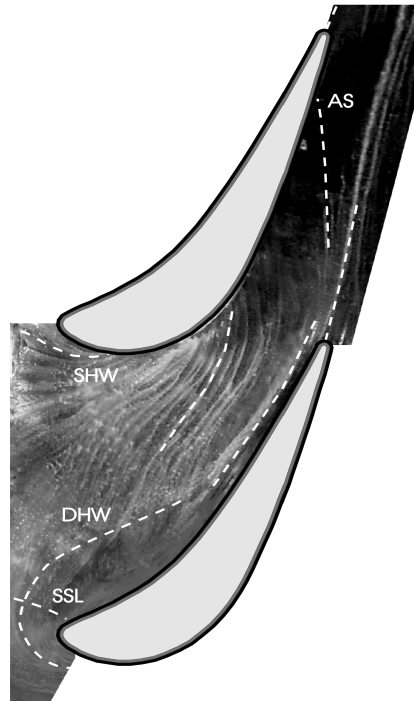


Abbildung 4.14: Wandstromlinien, konturierte Plattform

Saugseite hin gerichtet sind, was auf ein Abschwächen der Absaugung der Eintrittsgrenzschicht gegenüber der ebenen Plattform hinweist. Das Wirbelsystem an der saugseitigen Schaufelhinterkante ist hingegen verschwunden. Die Stagnationsstromlinie (SSL) ist erneut nur undeutlich erkennbar.

4.4 Abströmungsmessungen

4.4.1 Totaldruckmessung

Die Totaldruckmessungen erfolgten mit der in Abbildung A.11 dargestellten Fischmaulsonde mit einer Sondenspitzenhöhe von $0,15 \text{ mm}$. Um alle Gradienten des Totaldruckes, insbesondere an der Wand, aufzulösen, und gleichzeitig die Anzahl der Traversierpunkte zu begrenzen, wurde ein zonal verfeinertes Traversiergitter verwendet, welches in Abbildung 4.15 dargestellt

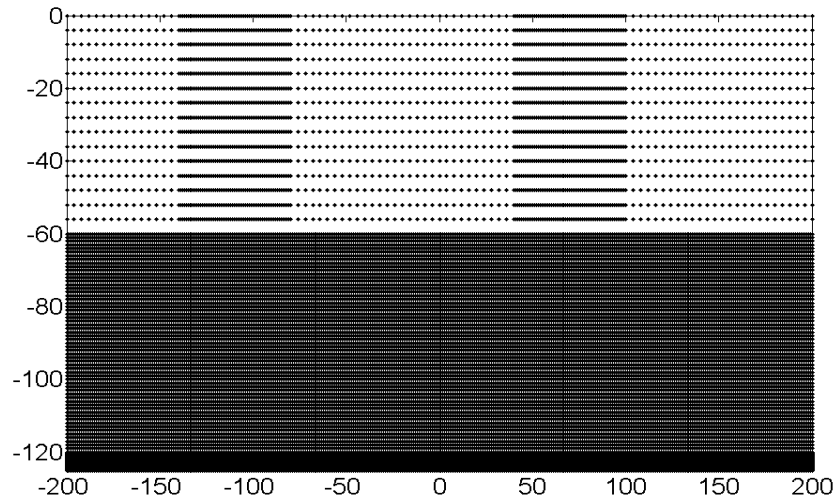


Abbildung 4.15: Traversiergitter für Totaldrucktraversen in der Abströmung

ist. Die Anzahl der Punkte beträgt 47376. Die zonale Auflösung beträgt 0,1, 1, und 4 mm Schritte. Die Messung erfolgte auf der unteren Passagenhälfte (0 bis 125 mm) in y -Richtung und über etwas mehr als 2 Passagen (-200 bis +200 mm) in x -Richtung. Die Einstellung der y -Position erfolgte durch Kontaktmessung mit einer auf die Plattform aufgeklebten Aluminiumfolie bei mit Betriebsdrehzahl laufendem Windkanal.

Um die Richtungsabhängigkeit der verwendeten Fischmaulsonde auszugleichen, wurde eine Winkelkalibrierung durchgeführt, siehe Anhang A.

Abbildung 4.16 zeigt die Verteilung des Totaldruckverlustes für die ebene Plattform. Der größte Verlustbereich liegt bei $x/T = 0,4, y/h = 0,16$ und ist dem Passagenwirbel, übergehend in den druckseitigen Hufeisenwirbel bei $x/T = 0,2, y/h = 0,12$, zuzuordnen. Daneben ist ein wandnaher Bereich hoher Verluste bei $x/T \approx 0,5 \dots 0,7, y/h < 0,1$ auszumachen. Dieser Bereich ist in Anlehnung an Gregory-Smith et al. [29] einem gegenrotierenden Ausgleichswirbel zuzuordnen, vgl. Abb. 4.27.

Abbildung 4.17 zeigt den Verlauf des Totaldruckverlustes für die konturierte Plattform. An der Stelle $x/T = 0,5$ ist kein Verlustbereich mehr vorhanden. Dagegen ist eine dickere Grenzschicht, vor allem im Bereich $x/T = 0,8$, feststellbar. Die Bereiche des Passagenwirbels und des druckseitigen Hufeisenwirbels liegen nun bei $x/T = 0,2, y/h = 0,1$ und haben sich somit etwas zur Saugseite und zur Plattform hin verschoben.

Die Mittelung der Strömungsgrößen berücksichtigt den Massenstrom durch

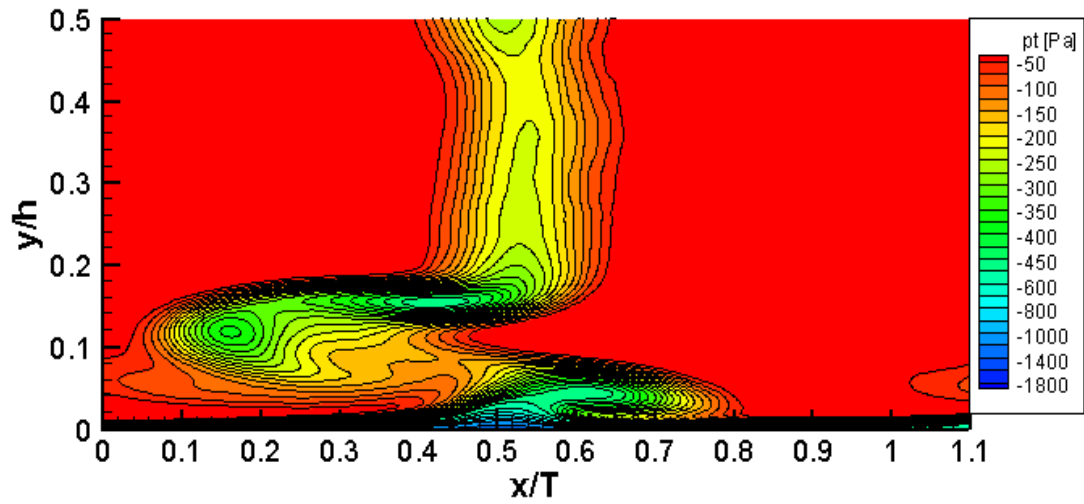


Abbildung 4.16: Totaldruckverteilung, ebene Plattform

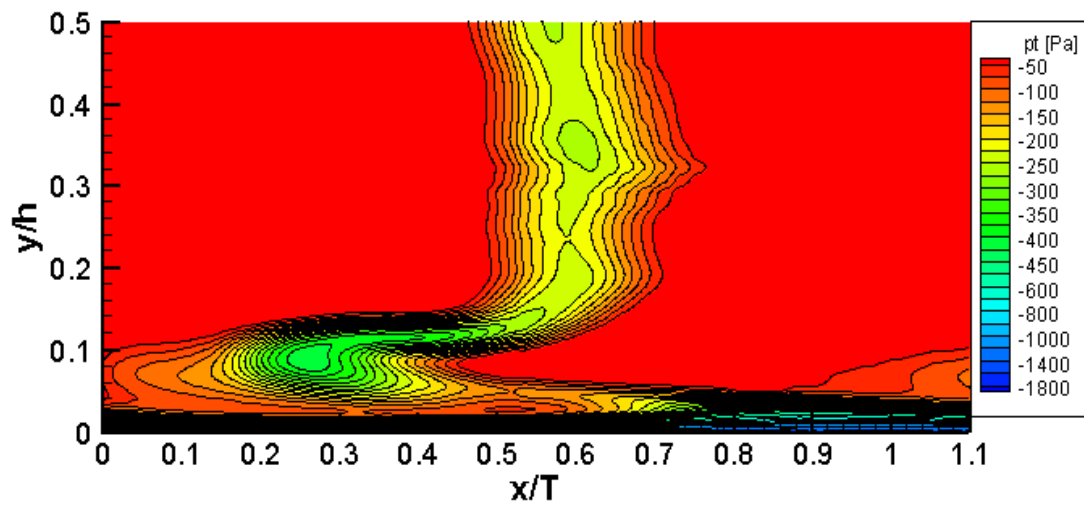


Abbildung 4.17: Totaldruckverteilung, konturierte Plattform

den Korrekturfaktor f_m :

$$f_m = \rho \sqrt{u^2 + v^2 + w^2} / \rho \sqrt{u^2 + v^2 + w^2} \quad (4.7)$$

Der Vergleich der in Umfangsrichtung massenstromgemittelten Totaldruckverläufe ergibt einen mittleren Totaldruckverlust von $-75,26 Pa$ an der ebenen und von $-82,96 Pa$ an der konturierten Plattform. Dies entspricht einem mittleren Totaldruckbeiwert C_{pt} , definiert als

$$C_{pt} = \frac{p_t - p_{t0}}{1/2 \cdot \rho_0 \cdot u_0^2} = \frac{p_t - p_{t0}}{p_{t0} - p_{s0}} \quad (4.8)$$

bezogen auf den dynamischen Eintrittsdruck, von $0,3258$ der ebenen und $0,3888$ der konturierten Plattform. Hierbei ist zunächst ein höherer Totaldruckverlust der konturierten Plattform in unmittelbarer Wandnähe zu bemerken. Ein positiver Effekt ist hingegen auf der Höhe $y/h = 0,04$ und $y/h = 0,15$ festzustellen. An letzterer Stelle wurde das ursprüngliche Totaldruckdefizit aufgehoben und tritt bei der konturierten Plattform nun im Bereich von $y/h = 0,12$ auf.

Einige ältere Verlustmodelle wurden basierend auf der benetzten Oberfläche A_P formuliert, vgl. [9]. Die Konturierung verursacht im Passagenbereich eine Zunahme der benetzten Plattformfläche um $+1,34 \%$, was jedoch nicht alleine ursächlich für die beobachtete Zunahme des Totaldruckverlustes sein kann.

Zur Charakterisierung der Änderungen der Plattformströmung durch die Konturierung kann eine erweiterte Grenzschichtdefinition verwendet werden. Hierbei werden die umfangsgemittelten Größen zur Definition einer umfangsgemittelten Grenzschicht herangezogen. Insbesondere soll im folgenden die Änderung der umfangsgemittelten Verdrängungsdicke näher betrachtet werden.

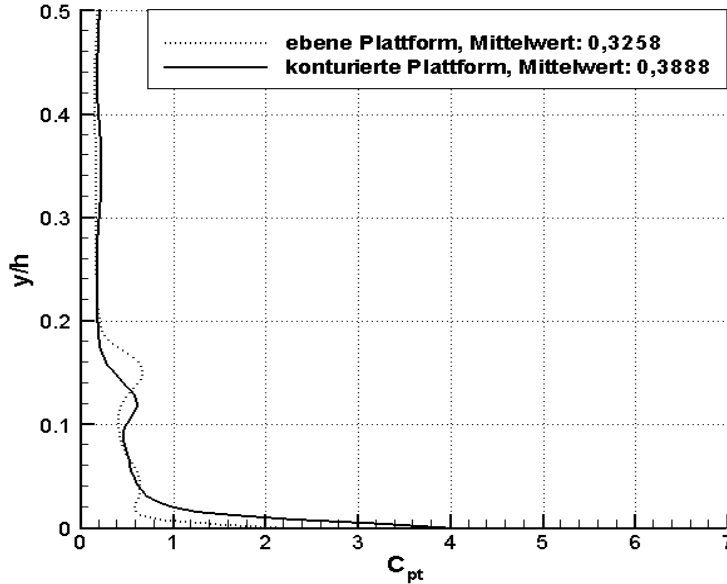


Abbildung 4.18: In Umfangsrichtung massenstromgemittelter Verlauf des Totaldruckbeiwertes der ebenen und der konturierten Plattform

Die Verdrängungsdicke δ_1 ist nach Gl. 4.2 definiert. Für umfangsgemittelte Werte erhält man entsprechend

$$\bar{\delta}_1 = \int_0^{y_0} \left(1 - \frac{\bar{\rho} \bar{u}}{\rho_e \bar{u}_e} \right) dy \quad (4.9)$$

Für die ebene Plattform erhält man $\bar{\delta}_1 = 1,99 \text{ mm}$, für die konturierte Plattform ist $\bar{\delta}_1 = 2,39 \text{ mm}$. Das bedeutet, dass die Konturierung eine um 20,22% größere, umfangsgemittelte Verdrängungsdicke erzeugt. Auf entsprechende Weise erhält man die „effektive Impulsverlustdicke“ $\bar{\delta}_2$ wie folgt:

$$\bar{\delta}_2 = \int_0^{y_0} \frac{\bar{\rho} \bar{u}}{\rho_e \bar{u}_e} \cdot \left(1 - \frac{\bar{\rho} \bar{u}}{\rho_e \bar{u}_e} \right) dy \quad (4.10)$$

Für die ebene Plattform beträgt die effektive Impulsverlustdicke $0,93 \text{ mm}$, für die konturierte Plattform $1,13 \text{ mm}$.

Somit wird beobachtet, dass die durch die verschiedenen Wirbelsysteme in der Passage erzeugten Totaldruckverlustbereiche an der konturierten Plattform verkleinert und zur Plattform hin verschoben werden, wogegen eine dickere Grenzschicht vorliegt, welche als Hauptursache für die beobachtete

Zunahme des Totaldruckverlustes betrachtet wird, wie im folgenden noch näher dargelegt werden wird, vgl. Abschnitt 4.4.4. Die beobachtete Zunahme der Grenzschichtdicke wird im Rahmen der Stoffübergangsmessung noch näher dargelegt, siehe Kap. 5.

4.4.2 5-Lochsondenmessung

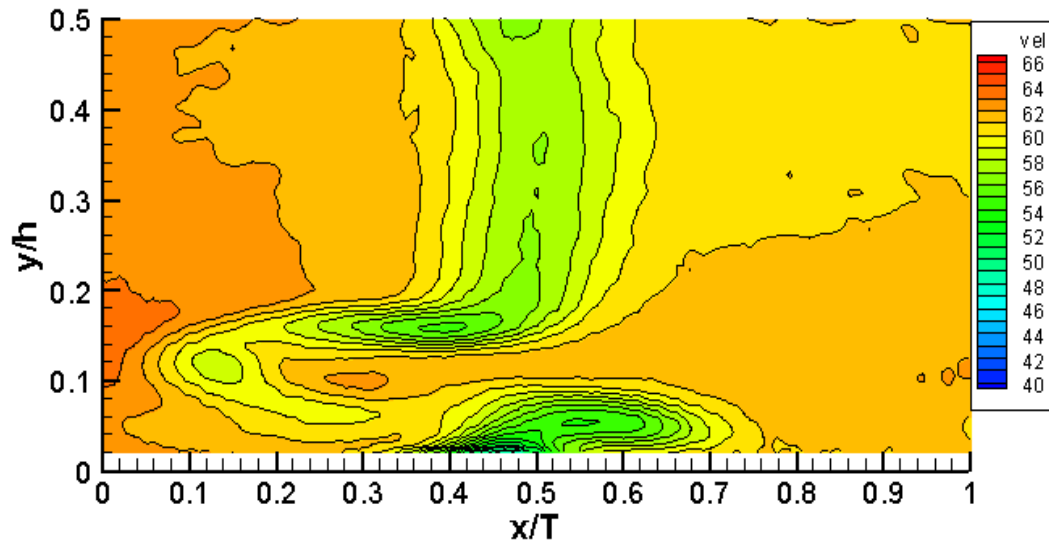
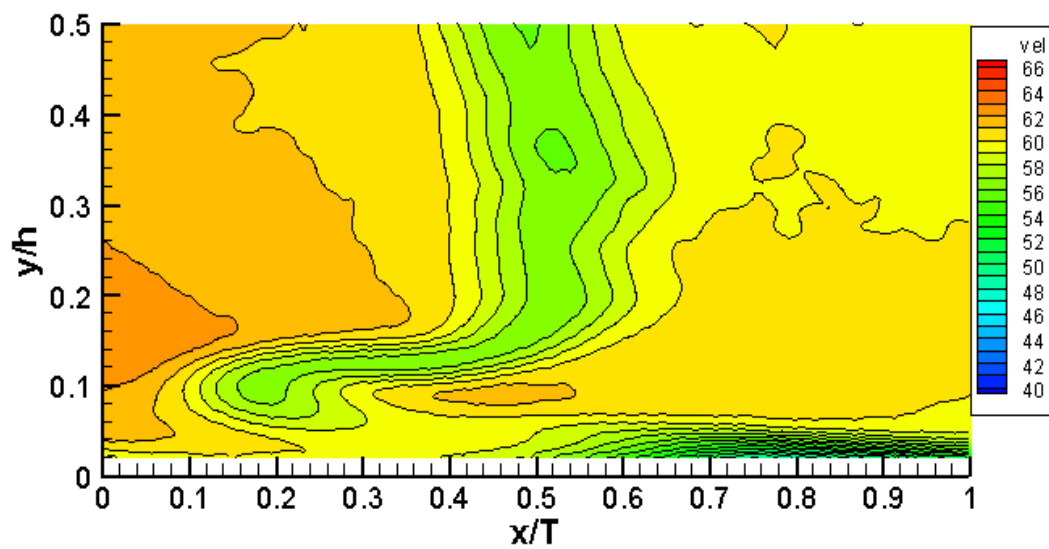
Die 5-Lochsondenmessung basiert auf dem in Anhang A dargelegten Messprinzip. Die verwendete Sonde ist eine DLR-Kugelkopfsonde mit einem Schaftdurchmesser von 12 mm und einem Sondenkopfdurchmesser von 2 mm, siehe Abbildung A.1. Das Traversiergitter entspricht dem in Abbildung 4.15 gezeigten, wobei jedoch die Punkte von $y = 120 \text{ mm}$ bis $y = 125 \text{ mm}$ mit 0,1 mm Schrittweite entfallen, da bei dieser Wandnähe 5-Lochsonden systembedingt nicht auswertbare bzw. fehlerhafte Messwerte liefern, Pien [61]. Die Größe des Traversiergitters liegt bei etwa 27.000 Punkten. Folgende Abbildungen 4.19 bis 4.26 stellen die gemessenen Größen gegenüber.

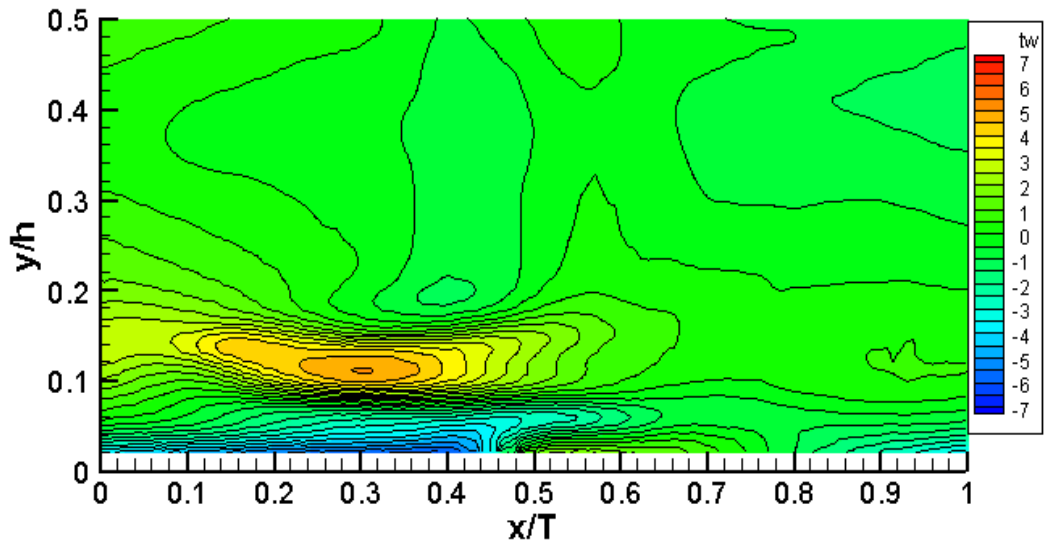
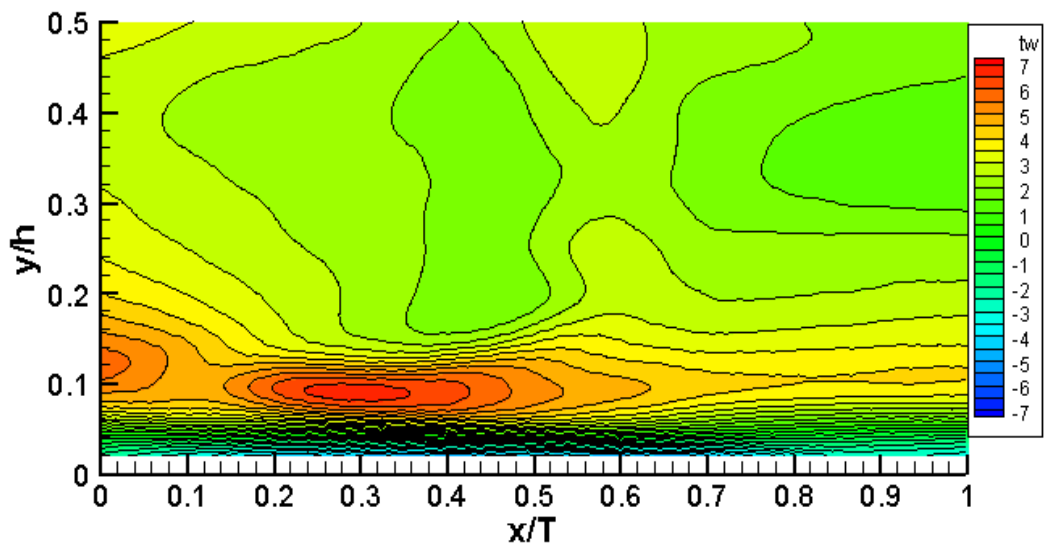
Der Vergleich der mit der Fischmaulsonde gemessenen Totaldruckverteilungen, Abbildungen 4.16 und 4.17, mit den mit der 5-Lochsonde gemessenen Totaldruckverteilungen, Abbildungen 4.25 und 4.26, zeigt nahezu identische Verläufe. Bei den Abbildungen 4.25 und 4.26 wurden zur Vermeidung von Linienhäufungen eine variable Spreizung der Niveaulinien gewählt. Von 0 bis -600 Pa beträgt sie 25 Pa , von -600 bis -1800 Pa hingegen 100 Pa . Dabei wird der erhöhte Totaldruckverlust der konturierten Plattform in Plattformnähe von $x/T = 0,7$ bis $x/T = 1,0$ sichtbar. Aufgrund der mathematisch einfacheren Regression der Kalibrierung werden die Messungen mit der Fischmaulsonde als genauer betrachtet. Die Abströmungsgeschwindigkeiten werden aus dem Betrag des Geschwindigkeitsvektors U , dem Tangentialwinkel tw und dem Radialwinkel rw berechnet:

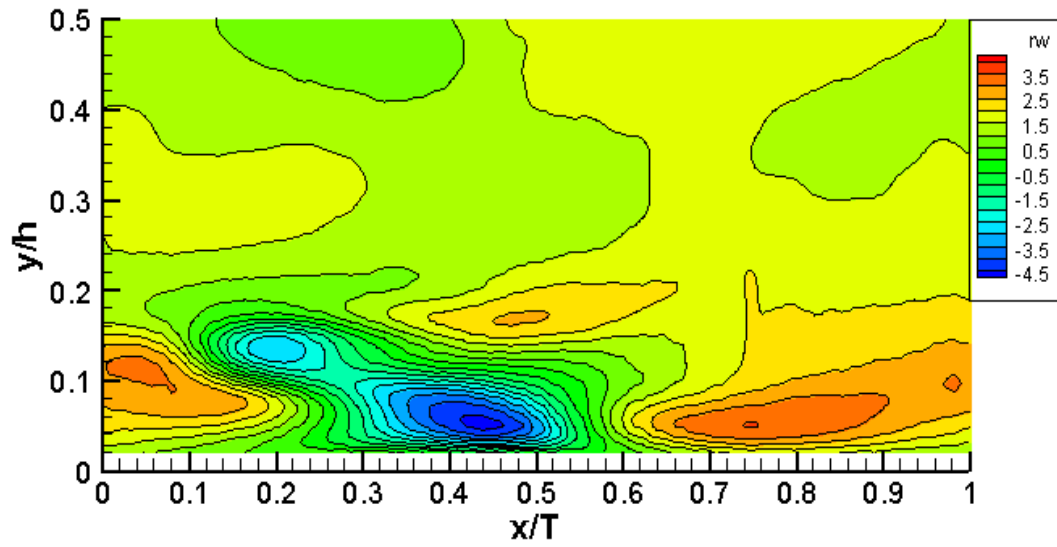
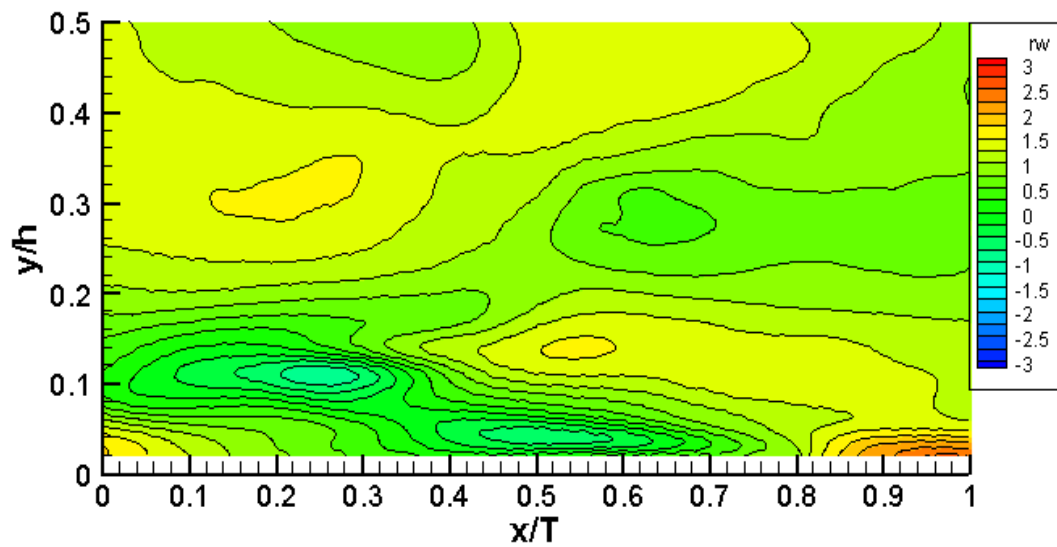
$$\begin{aligned} u &= U \cdot \cos(rw \cdot (\pi/180)) \cdot \cos(tw \cdot (\pi/180)) \\ v &= U \cdot \sin(rw \cdot (\pi/180)) \\ w &= U \cdot \cos(rw \cdot (\pi/180)) \cdot \sin(tw \cdot (\pi/180)) \end{aligned} \quad (4.11)$$

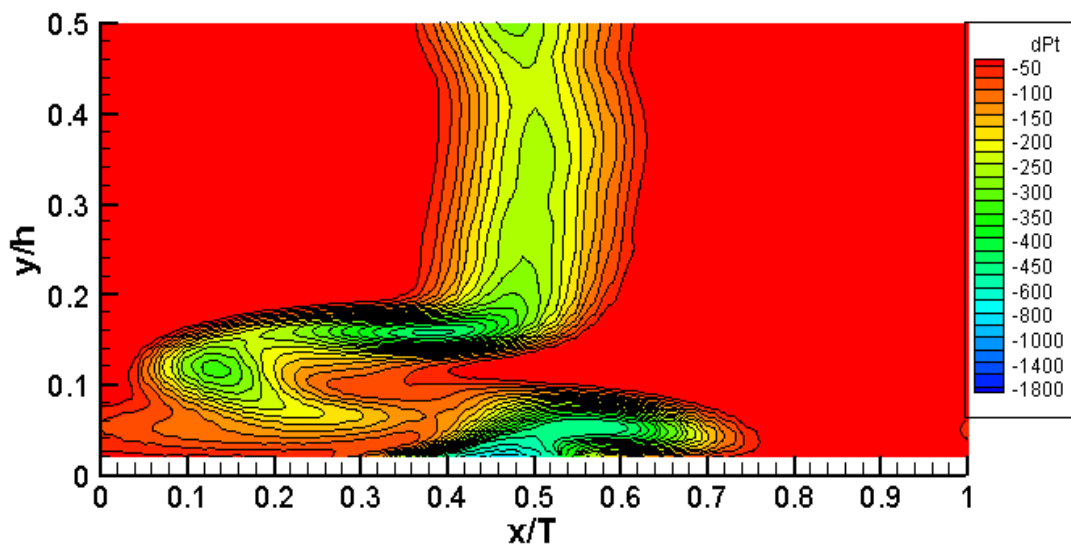
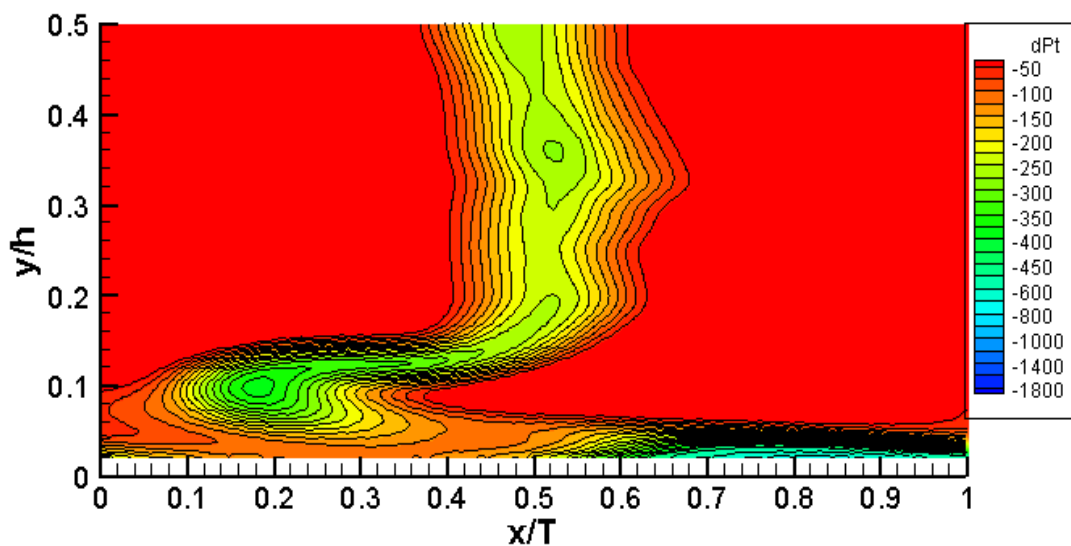
Hierbei ist u die Hauptströmungsgeschwindigkeit, wogegen v und w als Sekundärströmungsgeschwindigkeiten bezeichnet werden. Da eine Hauptströmungsrichtung nicht strikt definiert ist, vgl. [11], wurde der Mittelwert des Strömungsfeldes als Hauptströmungsrichtung u^* definiert, zu welcher die Sekundärströmungsgeschwindigkeiten v^* und w^* orthogonal sind.² Der Tangentialwinkel tw ist $tw = \vartheta - \vartheta_{s0} = \vartheta - 74^\circ$.

²Die Änderung der Hauptströmungsdefinition hat deutliche Auswirkungen auf die Ab-

Abbildung 4.19: Geschwindigkeitsverteilung u^* , ebene Plattform (m/s)Abbildung 4.20: Geschwindigkeitsverteilung u^* , konturierte Plattform (m/s)

Abbildung 4.21: Tangentialwinkel, ebene Plattform ($^{\circ}$)Abbildung 4.22: Tangentialwinkel, konturierte Plattform ($^{\circ}$)

Abbildung 4.23: Radialwinkel, ebene Plattform ($^\circ$)Abbildung 4.24: Radialwinkel, konturierte Plattform ($^\circ$)

Abbildung 4.25: Totaldruck, ebene Plattform (5-Lochsondenmessung) (Pa)Abbildung 4.26: Totaldruck, konturierte Plattform (5-Lochsondenmessung) (Pa)

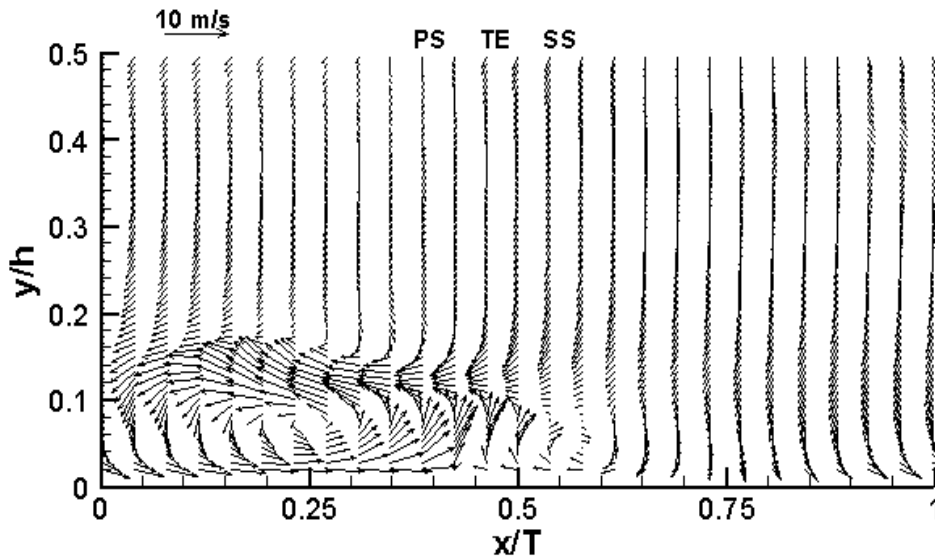


Abbildung 4.27: Sekundärströmungsgeschwindigkeiten, ebene Plattform

Abbildung 4.27 stellt die Vektordarstellung der Sekundärströmungsgeschwindigkeiten v^* und w^* der ebenen Plattform dar. Zur übersichtlicheren Darstellung wurde die Anzahl der Vektoren gegenüber der Anzahl der Messpunkte verringert. Deutlich erkennbar ist die Lage des Passagenwirbels bei $x/T \approx 0,1 \dots 0,4$, $y/h \approx 0 \dots 0,16$ sowie eines gegenläufigen Ausgleichswirbels bei $x/T = 0,55$, $y/h = 0,04$.

Abbildung 4.28 zeigt in entsprechender Weise die Verteilung der Sekundärströmungsgeschwindigkeiten für die konturierte Plattform. Der Ausgleichswirbel ist verschwunden, der Passagenwirbel ist sehr deutlich abgeschwächt und näher an die Plattform gerückt. Nahe der Plattform tritt bei $x/T = 1$ eine etwas verstärkte, zur Saugseite gerichtete Strömung auf.

Abbildung 4.29 zeigt die Rotation³ des Vektorfeldes nach Abbildung 4.27 orthogonal zur mittleren Abströmungsrichtung, definiert als

$$\omega_{z^*} = \frac{1}{2} \left(\frac{\partial v^*}{\partial x} - \frac{\partial w^*}{\partial y} \right) [s^{-1}] \quad (4.12)$$

Erwartungsgemäß ist die Rotation an den Stellen des Passagenwirbels und des Ausgleichswirbels am deutlichsten sichtbar.

solutwerte der in Tabelle 9.1 zusammengefassten Kenngrößen, jedoch nur geringe Auswirkungen auf die prozentualen Änderungen.

³auch: Winkelgeschwindigkeit, Drehung; engl.: angular velocity = $1/2 \times$ vorticity

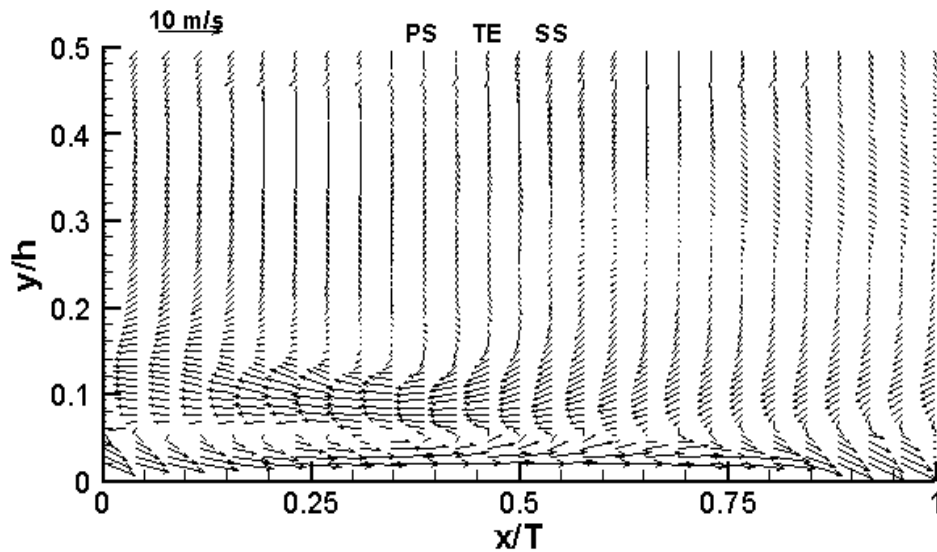


Abbildung 4.28: Sekundärgeschwindigkeiten, konturierte Plattform

Abbildung 4.30 zeigt die Rotationsverteilung ω_{z^*} für die konturierte Plattform. Auch hier wird deutlich, dass der Passagenwirbel und der druckseitige Hufeisenwirbel nahezu vollständig verschwunden sind. Die Rotationsgeschwindigkeit ist geringer als bei der ebenen Plattform (Abbildung 4.29) und hat sich mehr zur Plattform hin verlagert.

Abbildung 4.31 stellt den Verlauf der spezifischen sekundärkinetischen Energie skE [J/kg] für das Sekundärströmungsvektorenfeld nach Abbildung 4.27 dar. Die spezifische sekundärkinetische Energie skE [J/kg] in der Abströmung ergibt sich unter der Annahme inkompressibler Strömung gemäss

$$skE = \frac{1}{2} (v^{*2} + w^{*2}) \quad (4.13)$$

Das Maximum ist an der Stelle des Ausgleichswirbels erkennbar, wogegen sich ein Nebenmaximum im Bereich zwischen dem Passagenwirbel und dem druckseitigen Hufeisenwirbel abzeichnet.

Abbildung 4.32 stellt die spezifische sekundärkinetische Energie skE der konturierten Plattform dar. Die Energieniveaus sind deutlich geringer als die der ebenen Plattform. Allerdings sind in unmittelbarer Plattformnähe ($y/h = 0,02$) größere sekundärkinetische Energieniveaus mit starken Gradienten zur Plattform hin feststellbar, welche gegenüber der ebenen Plattform auch eine breitere Erstreckung in Umfangsrichtung (x/T) aufweisen.

Neben der Totaldruckverteilung ist die durch die Sekundärströmung indu-

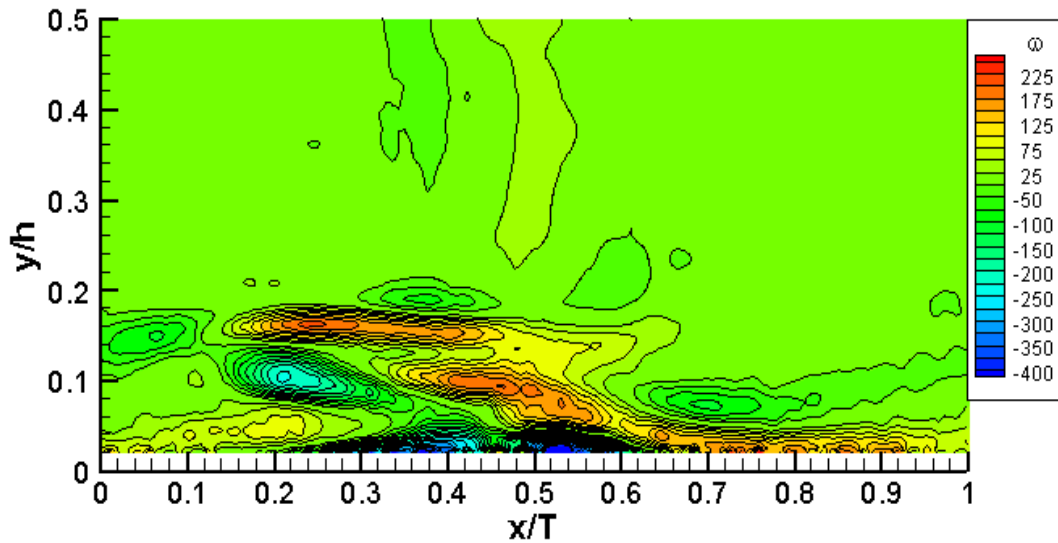


Abbildung 4.29: Rotation, ebene Plattform

zierte Änderung der Druckverteilung von besonderem Interesse. Hierzu wird das Strömungsfeld idealisiert in ein Hauptströmungs- und ein Sekundärströmungsfeld aufgeteilt, vgl. [76]. Mit den Sekundärströmungsgeschwindigkeiten v^* und w^* ergibt das Anwenden der stationären Bernoullischen Gleichung auf das Sekundärströmungsfeld

$$\Delta p_s = \bar{\rho}/2 \cdot (v^{*2} + w^{*2}) \quad (4.14)$$

Abbildung 4.33 zeigt die nach Gleichung 4.14 ermittelte sekundärströmungsinduzierte Druckverteilung für die ebene Plattform. Hierbei wurde die mittlere Dichte $\bar{\rho}$ als Mittelwert der gesamten Messung bestimmt. Deutlich erkennbar ist der Bereich des stärksten Druckabfalls nahe der Saugseite.

Abbildung 4.34 zeigt die sekundärströmungsinduzierte Druckverteilung der konturierten Plattform. Mit der Abnahme der Sekundärströmung geht eine Verringerung der sekundärströmungsinduzierten Druckverteilung einher. Demnach wird durch die Konturierung die an der ebenen Plattform beobachtete zusätzliche Druckabsenkung an der Saugseite, siehe Abbildung 4.33, verhindert.

Da sich die Lage der Messebenen $0.53 \cdot c_{ax}$ hinter der Schaufelhinterkante befindet, und da die Sekundärströmungsgeschwindigkeit viskositätsbedingt mit der Lauflänge abnimmt, sind an der Schaufel höhere Sekundärströmungsgeschwindigkeiten und damit stärkere sekundärströmungsinduzierte Druck-

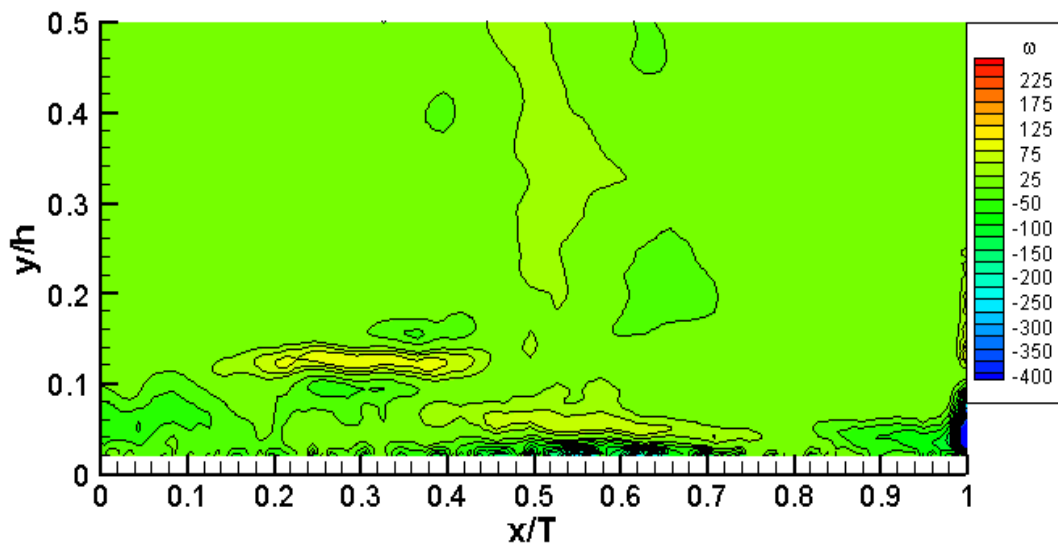


Abbildung 4.30: Rotation, konturierte Plattform

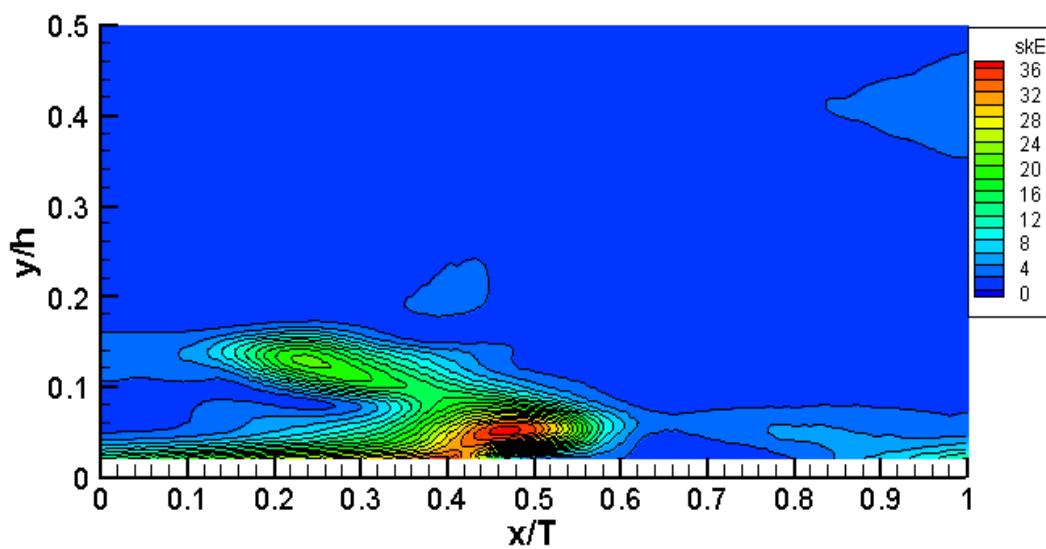


Abbildung 4.31: spezifische sekundärkinetische Energie, ebene Plattform

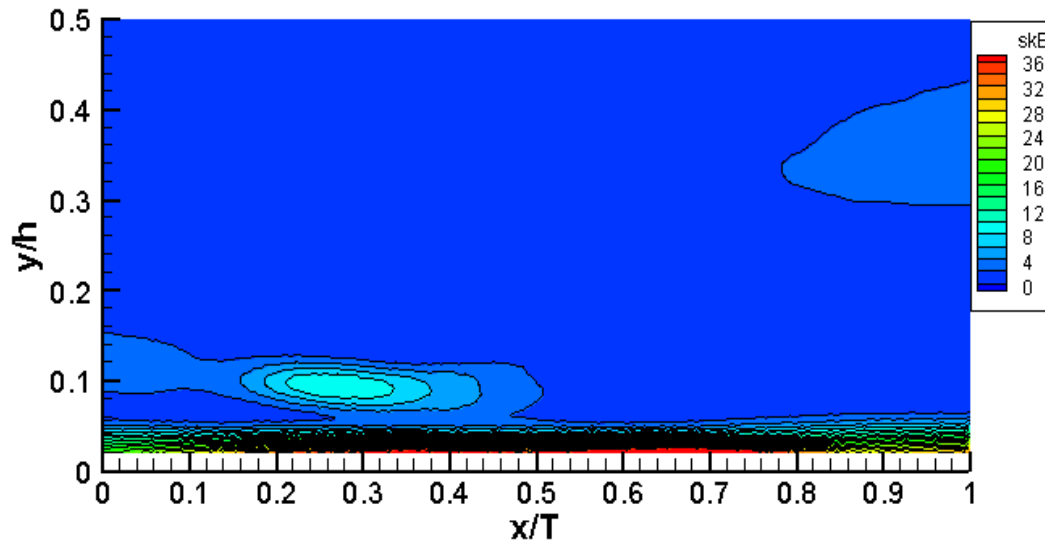


Abbildung 4.32: spezifische sekundärkinetische Energie, konturierte Plattenform

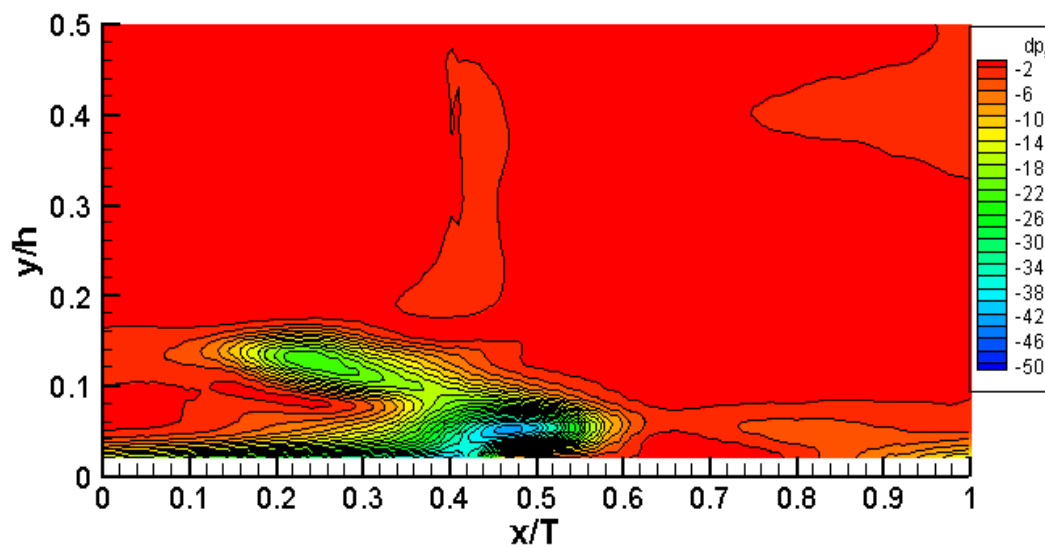


Abbildung 4.33: sekundärströmungsinduzierte Druckverteilung, ebene Plattenform

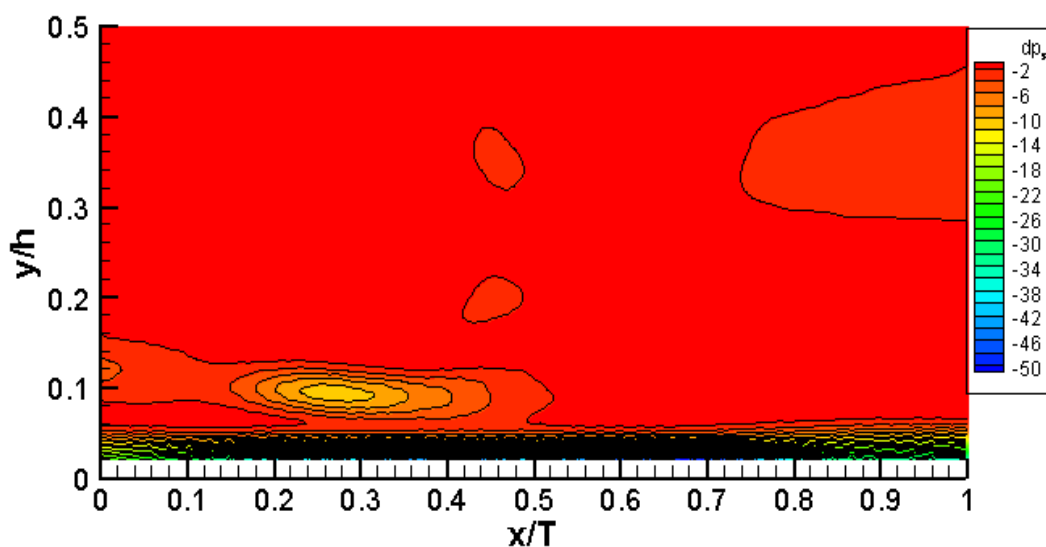


Abbildung 4.34: sekundärströmungsinduzierte Druckverteilung, konturierte Plattform

verteilungen zu erwarten.

In der Folge bewirkt dieser Umstand neben der Öffnung der Kontur an der Schaufelhinterkante um ca. 3 mm die Verringerung der Schaufelbelastung, siehe Abbildung 4.11, und somit deren Umlenkung, siehe Abbildungen 4.35 und 7.1 mit 7.3. Der Einfluss der größeren effektiven Verdrängungsdicke $\bar{\delta}_1$ der konturierten Plattform auf die Umlenkung, Gl. 4.9, wirkt diesem zwar entgegen, ist jedoch offensichtlich nicht dominant.

4.4.3 Umfangsgemittelte Werte

Bei den folgenden Abbildungen erfolgte die Mittelwertbildung durch eine Flächenmittelung, welche unter Verwendung des Korrekturfaktors f_m , Gl. 4.7, hinsichtlich des Massenstroms korrigiert wurde. Abbildung 4.35 stellt den in Umfangsrichtung massenstromgemittelten Tangentialwinkel tw (Tangentialwinkel in der Horizontalen, ausgehend vom ursprünglichen Auslegungs-Abströmungswinkel $\vartheta_{s0} = -74^\circ$) für die ebene Plattform (gestrichelte Linie) und für die konturierte Plattform (durchgezogene Linie) dar. Die Messung erfolgte durch geometrische Winkeleinstellung der Seitenkante der 5-Lochsonde in einem Winkel von -74° zur Eintrittsfläche. Demnach ist in Abbildung 4.35

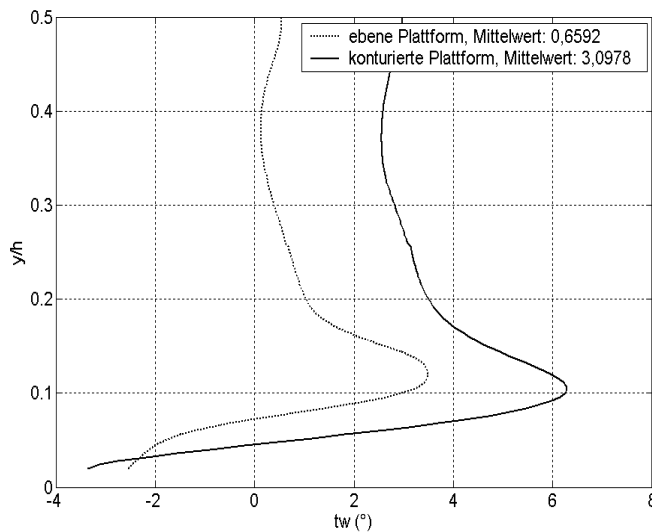


Abbildung 4.35: In Umfangsrichtung massenstromgemittelter Tangentialwinkel, ebene und konturierte Plattform

die Abweichung vom ursprünglichen Design-Abströmwinkel dargestellt.⁴

Der Mittelwert beträgt $\overline{tw} = 0,6592^\circ$ entsprechend $\overline{\vartheta} = -73,3408$ bei der ebenen Plattform und $\overline{tw} = 3,0978^\circ$ entsprechend $\overline{\vartheta} = -70,922$ bei der konturierten Plattform. Bei näherer Betrachtung fällt der nahezu identische Verlauf der Geschwindigkeitsverteilung von $y/h = 0,25$ bis $0,5$ auf, welcher jedoch verschoben ist.

Diese Verringerung des Abströmwinkels scheint durch die Verringerung der Schaufelbelastung, siehe Abbildung 4.11, verursacht zu sein, was durch eine Öffnung der Kontur an der Schaufelhinterkante um ca. 3 mm bei einer Zunahme der Passagendurchtrittsfläche A_{TE} an der Schaufelhinterkante der konturierten Plattform um $+0,54\%$ sowie durch die Verringerung der sekundärströmungsinduzierten Druckverteilungen bedingt ist, siehe Abbildungen 1.12, 4.33 und 4.34, vgl. [13].

Eine weitere wichtige Aussage ist in der Darstellung der Standardabweichung dieses Wertes, Abbildung 4.36, enthalten. Die mittlere Standardabweichung beträgt $1,22$ für die ebene und $1,16$ für die konturierte Plattform. Erneut ist die Verschiebung der Abweichung zur konturierten Plattform hin festzustellen.

⁴Aufgrund der späteren Teilungsänderung von $T = 140$ auf $T = 175\text{ mm}$ änderte sich der Abströmwinkel auf $\vartheta_s = -72,3^\circ$

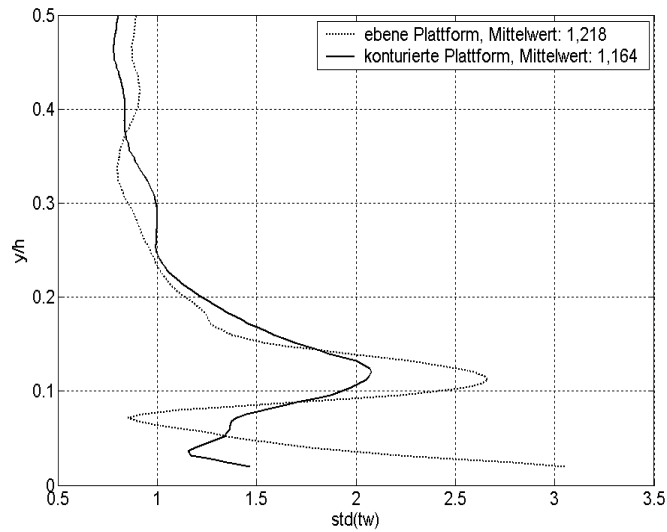


Abbildung 4.36: Standardabweichung des Tangentialwinkels, ebene und konturierte Plattform

In entsprechender Weise zeigen Abbildung 4.37 und Abbildung 4.38 den umfangsgemittelten Radialwinkel rw sowie dessen Standardabweichung. Bei der konturierten Plattform ist der Trend der Sekundärgeschwindigkeiten zur Plattform hin ebenfalls zu beobachten.

Abbildung 4.39 zeigt den in Umfangsrichtung massenstromgemittelten Absolutbetrag der Rotation $|\omega_{z*}|$ [s^{-1}] für die ebene und die konturierte Plattform. Das Vorzeichen der Rotation zeigt die Drehrichtung an, so dass sich die Rotation gegenläufiger Wirbel in der Mittelung subtrahieren würde. Die Bestrebung ist jedoch, die Rotation als Maß für die Stärke der Sekundärströmung zu verwenden, weshalb hier deren Absolutbetrag verwendet wird. Der Absolutbetrag der Rotation sinkt demnach von $32,4018 s^{-1}$ bei der ebenen auf $23,6836 s^{-1}$ bei der konturierten Plattform.

Abbildung 4.40 stellt den in Umfangsrichtung massengemittelten Verlauf der spezifischen sekundärkinetischen Energie skE [J/kg] (Gl. 4.13) dar. Auch hier zeigt sich wiederum bei der konturierten Plattform der näher zur Plattform hin verschobene Verlauf. Zusätzlich wird deutlich, dass in unmittelbarer Wandnähe ein hohes Maß an sekundärkinetischer Energie enthalten ist. Dennoch ergibt sich mit einem Mittelwert von $2,97 J/kg$ für die ebene Plattform und $2,62 J/kg$ für die konturierte Plattform für letztere ein günstigerer Wert.

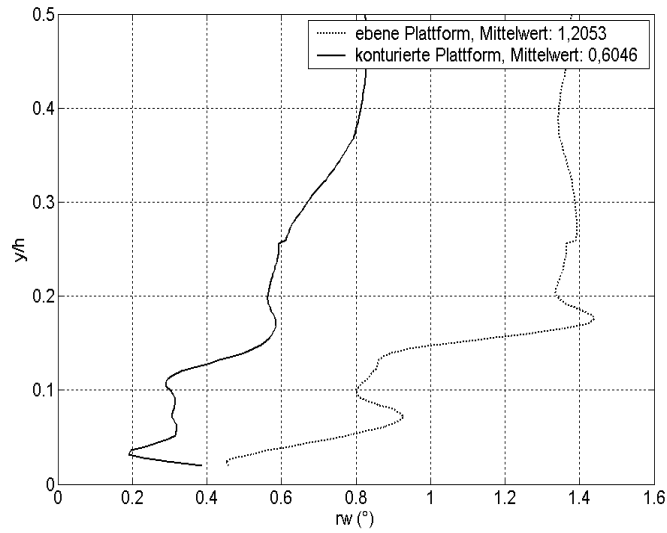


Abbildung 4.37: Radialwinkel, ebene und konturierte Plattform

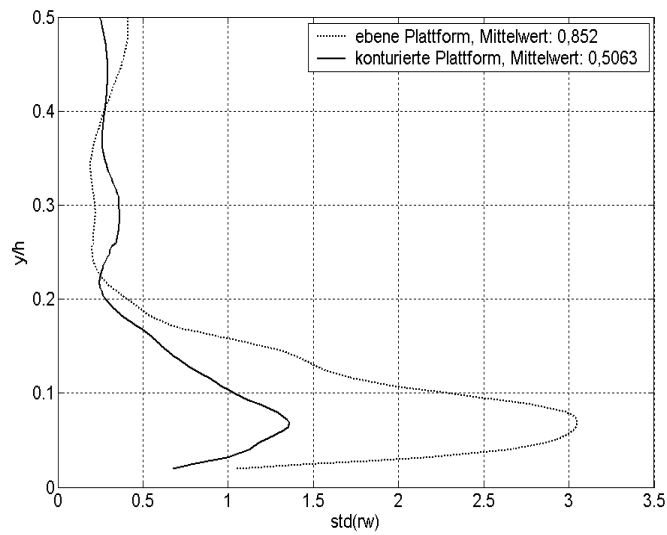


Abbildung 4.38: Standardabweichung des Radialwinkels, ebene und konturierte Plattform

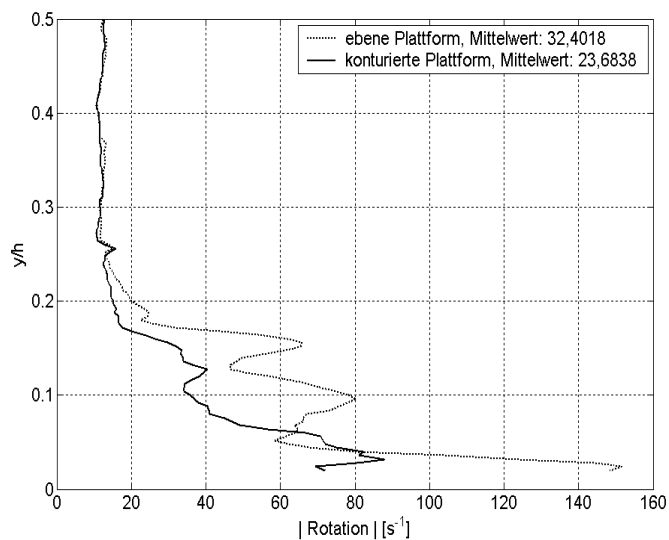


Abbildung 4.39: Absolutbetrag der Rotation, ebene und konturierte Plattform

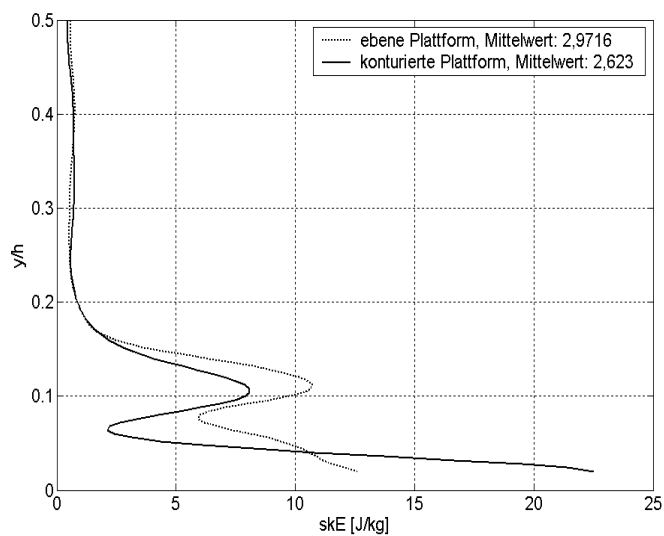


Abbildung 4.40: spezifische sekundärkinetische Energie, ebene und konturierte Plattform

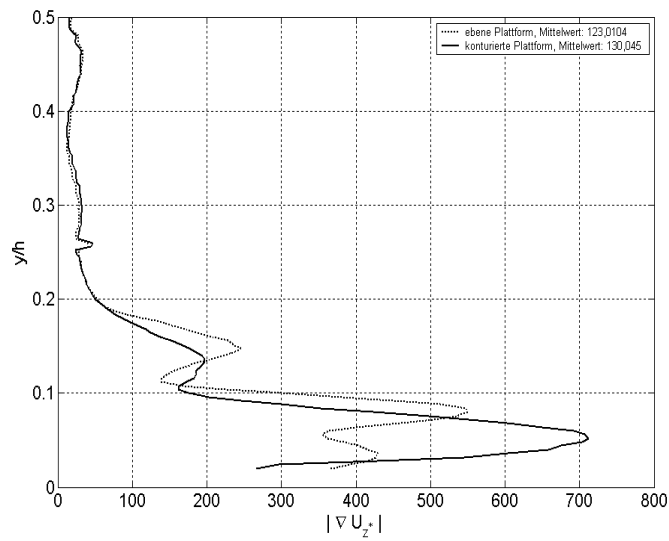


Abbildung 4.41: Divergenz der Sekundärströmung, ebene und konturierte Plattform

Abbildung 4.41 zeigt die umfangsgemittelte Divergenz der Sekundärströmung entsprechend

$$\nabla U_{z^*} = \frac{\partial v^*}{\partial x} + \frac{\partial w^*}{\partial y} \quad (4.15)$$

Für die konturierte Plattform wird in Grenzschichtnähe eine Zunahme der Divergenz der Sekundärströmung festgestellt.

4.4.4 Hitzdraht-Flächentraversen

Die Messungen erfolgten mit dem kommerziellen Hitzdrahtanemometer „Streamline“ der Firma Dantec Dynamics und dienten zur Bestimmung des Turbulenzgrades Tu (Gl. 4.5). Die Messungen erfolgten zunächst mit dem Traversiergitter der 5-Lochsondentraverse, siehe Abbildung 4.15, d.h. mit etwa 27.000 Punkten. Aufgrund eines Speicherproblems konnten nur die Messungen der ebenen Plattform, siehe Abbildung 4.42, gesichert werden.

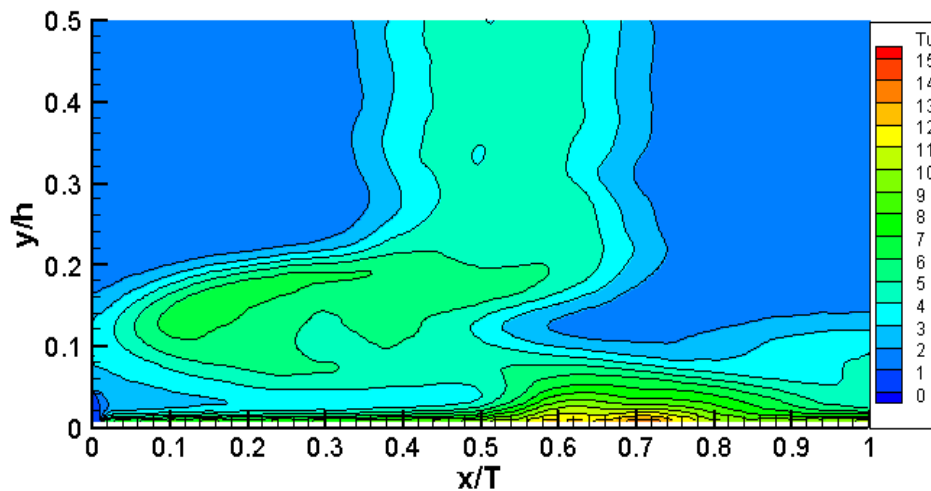


Abbildung 4.42: Turbulenzgradverteilung in der Abströmung, ebene Plattform (%)

Aufgrund des erwähnten Speicherproblems musste die Messung an der konturierten Plattform mit einer stark verringerten Punkteanzahl von 1200 Punkten erfolgen. Hieraus ergibt sich eine deutlich geringere räumliche Auflösung, siehe Abbildung 4.43. Insbesondere der Vergleich der Messung an der ebenen Plattform, Abb. 4.42, mit der Totaldruckverlustmessung, Abb. 4.16, zeigt eine gute Übereinstimmung der Bereiche erhöhten Totaldruckverlustes mit den Bereichen erhöhter Turbulenzgrade. Hierdurch wird implizit die Annahme von Atkins [2] sowie Marchal und Sieverding [48], Abschnitt 1.1, bestätigt, dass das Aufsaugen der Eintrittsgrenzschicht durch den Passagenwirbel ein relativ verlustarmer Vorgang sei. Maßgeblich für die Verlustentstehung an der Plattform ist somit der Turbulenzgrad. Die Neubildung einer laminaren Plattformgrenzschicht an der ebenen Plattform, vgl. Abb. 1.5, ist demnach dort wesentlich an der Verringerung der Totaldruckverluste beteiligt.

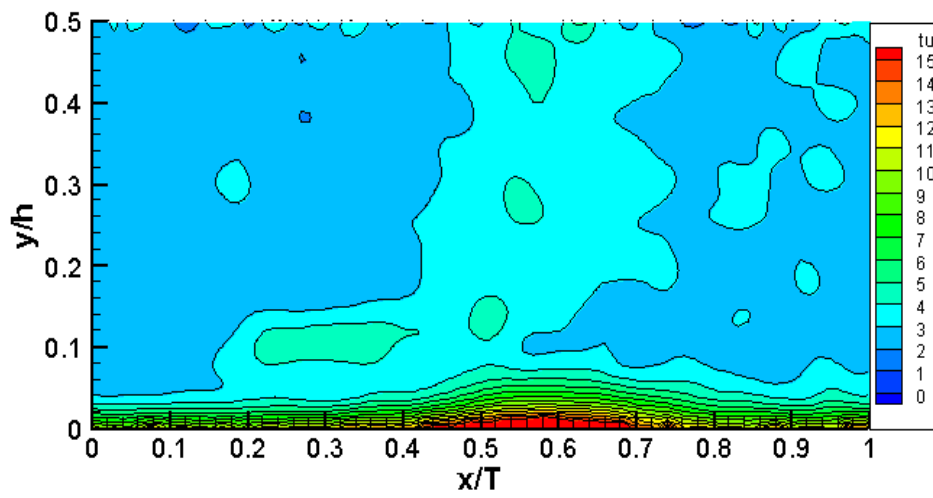


Abbildung 4.43: Turbulenzverteilung in der Abströmung, konturierte Plattenform, geringe Auflösung (%)

Kapitel 5

Stoffübergangsmessung

5.1 Überblick der Messverfahren

Zur Bestimmung des Wärmeübergangskoeffizienten und der adiabaten Filmkühleffektivität werden direkte und indirekte Methoden unterschieden.

Bei den **direkten** Messverfahren wird ein Wärmestrom erzeugt und die Temperaturänderung an der Plattform gemessen, woraus der Wärmeübergangskoeffizient direkt berechnet werden kann. Die Messungen können mit der Randbedingung einer konstanten Wandtemperatur oder eines konstanten Wandwärmestromes erfolgen.

Im Falle der adiabaten Filmkühleffektivität wird eine adiabate Wand verwendet, wobei die Temperaturdifferenzen durch unterschiedliche Temperaturen von Hauptströmung und Kühlluft erzeugt werden. Einen Überblick über verwendete Messverfahren geben z.B. Berg [5] und Haslinger [37].

Die Messung der Wandtemperaturen kann an diskreten Stellen durch Thermolemente, Heiß- und Kaltleiter sowie flächig durch Flüssigkristalle mit anschließender optischer Auswertung oder durch Infrarotthermographie erfolgen.

Vorteile direkter Messungen sind die direkte Messung aller auftretenden Effekte ohne Einschränkungen durch vereinfachende Annahmen. Ein Nachteil direkter Messverfahren sind die zusätzlich zu berücksichtigenden Wärmeströme durch Wärmeleitung im Versuchsaufbau. Bei höheren Temperaturdifferenzen treten weiterhin zu berücksichtigende Strahlungsverluste auf sowie geometrische Veränderungen der Versuchsteilgeometrie aufgrund von Wärmedehnung. Bei der Verwendung von Temperatursensoren ist die Bestückung der Versuchsteile sehr aufwendig und erlaubt nur vergleichsweise geringe räumliche Auflösungen. Am aussichtsreichsten erscheinen derzeit thermographische Messungen, welche jedoch uneingeschränkte optische Zu-

gänglichkeit und Reflexionsfreiheit erfordern.

Bei den **indirekten** Messverfahren sind auf der Wärme-Stoffanalogie beruhende Messungen weit verbreitet. Die Bestimmung des *Wärmeübergangs* erfolgt hierbei anhand von Messungen des Stoffübergangs. Hierzu müssen sublimierende Stoffe auf das Versuchsteil aufgebracht werden. Als sublimierende Stoffe werden Naphtalin, Kampfer, Pardichlorbenzol, Pardibrombenzol, Jod, Thymol und Ammoniumchlorid sowie Eis verwendet. Eine besonders einfache und damit effektive Versuchsdurchführung ermöglichen bei Raumtemperatur feste Stoffe, wie z.B. Naphtalin und Thymol. Einen Überblick über die Bestimmung des Wärmeübergangs mit Hilfe der Wärme-Stoffanalogie geben Berg [5] sowie Goldstein und Cho [27], vgl. [28]. Daneben ist als Voraussetzung für die Anwendbarkeit der Wärme-Stoffanalogie eine gegenüber dem Sublimat stoffundurchlässige (impermeable) Wand des Versuchsteils erforderlich.

Bei der Versuchsdurchführung werden die Stoffabträge des Sublimates unter dem Einfluss der zu untersuchenden Strömung gemessen, was integral durch Wägung, vgl. [31], oder lokal durch Messung der Schichtdicke erfolgen kann, [28]. Eine besonders genaue Messung der Schichtdicke ermöglichen Wirbelstromsonden, siehe Berg [5], welche ihrerseits ein elektrisch leitendes Versuchsteil, z.B. aus Aluminium, erfordern.

Der Vorteil der indirekten Messverfahren liegt in der genauen und flächig hoch auflösenden Messung des Stoffabtrages, insbesondere bei dem Messverfahren nach Berg [5]. Durch die Überführung des Wärmeübergangsproblems in ein Stoffübergangsproblem bei entsprechenden Randbedingungen werden Wärmeleitungs- und Wärmestrahlungsfehler vermieden. Daneben wird der versuchstechnische Aufbau durch den adiabaten Versuchsbetrieb vereinfacht.

Nachteile der indirekten Wärmeübergangsmessung liegen in den durch die Wärme-Stoffanalogie eingeführten Unsicherheiten der Analogiefunktion sowie in der Beschränkung auf inkompressible und isotherme Strömung, was jedoch bei Niedergeschwindigkeitsversuchen im allgemeinen keinen Nachteil darstellt, sowie in einer möglichen Geruchsbelastung durch das Sublimat. Messungen mit Wirbelstromsonden erfordern zudem an konturierten Oberflächen ein Schwenken des Versuchsteils entsprechend der lokalen Oberflächenneigung.

Bei indirekten Verfahren zur Bestimmung der *adiabaten Filmkühleffektivität* werden zwei Methoden unterschieden.

Bei der ersten Methode erfolgt zunächst eine Bestimmung des Stoffübergangs an dem zu untersuchenden Versuchsteil. Hierzu wird ein sublimierender Stoff, z.B. Naphtalin, als Schicht auf das Versuchsteil aufgetragen, und die Schichtdickenänderung ohne Zugabe von Kühlluft vermessen, wie oben beschrieben. Anschließend wird der gleiche Stoff in sublimierter Form der

nun zugeführten Kühlluft beigemischt. Die adiabate Filmkühleffektivität wird dann aus der Differenz der Schichtdicken mit und ohne Kühlluftstrom erhalten, vgl. Haslinger [37] sowie Goldstein und Jin [44].

Bei der zweiten Methode wird ebenfalls eine stoffundurchlässige Wand vorausgesetzt. Die Bestimmung der adiabaten Filmkühleffektivität erfolgt anhand der Messung der Verteilung eines Tracergases, welches einem der Teilmassenströme von Haupt- und Kühlluft beigesetzt ist. In der realen Turbine auftretende Dichteunterschiede können in erster Näherung durch die Verwendung von Tracergasen mit entsprechender Dichte simuliert werden. Die Messung der Tracergasverteilung kann durch Probeentnahme durch Absaugen mittels wandnaher Pitotsonden oder durch Wandbohrungen erfolgen, [37]. Eine weitere Möglichkeit zur Konzentrationsbestimmung des wandnahen Tracergases ist eine konzentrationsabhängige chemische Reaktion mit einem an der Wand angebrachten Reaktionspartner, wie z.B. bei dem kalibrierten Ammoniak-Diazoverfahren nach Friedrichs [21], [22]. Hierbei wird eine Diazofolie an der Wand angebracht, welche eine Farbreaktion mit einem der Kühlluft beigemischten Ammoniakanteil durchläuft.

Vorteilhaft ist die zweite Methode und insbesondere die Messung mit dem kalibrierten Ammoniak-Diazoverfahren aufgrund der flächig hochauflösenden und bei ebenen Geometrien relativ einfachen Versuchsdurchführung.

Nachteilhaft ist die bei konturierten Plattformen aufgrund der mehrfach gekrümmten Oberfläche erforderliche Aufteilung der nahezu undehnbaren Diazofolie oder alternativ eine qualitativ hochwertige, gleichmäßige Beschichtung mit einem Diazosubstrat. Darüber hinaus ist zur korrekten Darstellung von Ergebnissen der konturierten Plattform eine Geometriekorrektur (Rückabwicklung) erforderlich. Bei der Verwendung von Ammoniak als Tracergas tritt zudem ebenfalls eine Geruchsbelastung auf.

Aufgrund der flächig hochauflösenden Messung bei vergleichsweise einfachem Versuchsaufbau wurde für die Wärmeübergangsmessung das indirekte Messverfahren nach Berg [5] verwendet. Um das Versuchsteil für die Wirbelstrommessung entsprechend der lokalen Oberflächenneigung schwenken zu können, wurde eine 5-Achs-Schichtdickenmessanlage konstruiert und gebaut, siehe Kapitel 5.5. Die Bestimmung der adiabaten Filmkühleffektivität erfolgte anhand des kalibrierten Ammoniak-Diazoverfahrens nach Friedrichs [21], da dieses ebenfalls flächig hochauflösende Messungen bei teilweise noch einfacherem Versuchsaufbau ermöglichte. Die für die konturierte Plattform erforderliche Aufteilung der Diazofolie und die eingesetzte Geometriekorrektur sind in Kapitel 6 beschrieben.

5.2 Bestimmung des Stoffübergangs

Der Wärmeübergangskoeffizient α von der Strömung an eine feste Wand ist definiert durch Gl. 2.31, wogegen der Stoffübergangskoeffizient β in herkömmlicher Schreibweise definiert wird als:

$$\dot{m}_w = \beta \rho_w \Delta c = - \left(\rho D \frac{\partial c}{\partial y} \right)_w \quad (5.1)$$

Hierbei ist $\Delta c = c_w - c_0$ jeweils die Konzentrationsdifferenz zwischen dem Fluid an der Wand und dem Rand der Konzentrationsgrenzschicht. Bei den vorliegenden Versuchen kann $c_0 = 0$ angenommen werden, vgl. [27]. Die Übergangskoeffizienten sind keine Stoffgrößen, sondern hängen von dem Konzentrations-, Geschwindigkeits- und Temperaturfeld ab, vgl. [6].

In der praktischen Durchführung wird das zu untersuchende Versuchsteil, im vorliegenden Fall das konturierte Plattforminsert, siehe Abbildung 1.15, mit Naphtalin beschichtet. Die Ausgangsschichtdicke wird zunächst an diskreten Punkten flächig vermessen. Nun wird das Versuchsteil der Strömung für einige Zeit ausgesetzt. Anschließend wird die Schichtdicke an den gleichen Positionen erneut vermessen. Die örtliche Diffusionsstromdichte wird aus der gemessenen örtlichen Schichtdickendifferenz $\Delta d(x, y)$ und der Versuchszeit Δt (Dauer des Windkanalbetriebs) berechnet:

$$\dot{m}_{N,w}(x, y) = \frac{\rho_{N,F} \Delta d(x, y)}{\Delta t} \quad (5.2)$$

Hierbei ist $\rho_{N,F} = 1145 \text{ kg/m}^3$ die Dichte des festen Naphtalins. Da die Naphtalindichte in der Umgebung vernachlässigt werden kann ($\rho_{N,0} = 0$), erhält man den Stoffübergangskoeffizienten β wie folgt:

$$\beta(x, y) = \frac{\dot{m}_{N,w}(x, y)}{\rho_{N,w} - \rho_{N,0}} = \frac{\dot{m}_{N,w}(x, y)}{\rho_{N,w}} \quad (5.3)$$

Die Dichte des gasförmigen Naphtalins an der Wand ergibt sich zu $\rho_{N,w} = p_N / R_N T_w$ mit der Gaskonstante von Naphtalin $R_N = 64,84 \text{ J/kgK}$ und der Wandtemperatur T_w . Für p_N ergibt sich nach Presser [63], vgl. [31], [5]:

$$\log p_N = 13,57 - \frac{3734}{T_w} \quad (5.4)$$

Man bemerkt, dass die Wandtemperatur einen starken Einfluss auf den Stoffübergangskoeffizienten aufweist. Für die Sherwoodzahl wird noch der Diffusionskoeffizient D benötigt. Für das Stoffsystem Naphtalin-Luft gilt nach Presser [63]:

$$D = D_0 \left(\frac{T}{T_0} \right)^u \frac{p_0}{p} \quad (5.5)$$

mit

$$\begin{aligned} D_0 &= 5,185 \cdot 10^{-6} \text{ m}^2/\text{s} \\ u &= 1,75 \\ T_0 &= 273,16 \text{ K} \\ p_0 &= 1,01 \text{ bar} \end{aligned}$$

Somit erhält man mit der Bezugslänge $l = c_{ax}$ die örtliche Sherwoodzahlverteilung

$$Sh(x, y) = \beta(x, y) \frac{l}{D} \quad (5.6)$$

und

$$Nu(x, y) = Sh(x, y) \cdot \Psi = \beta(x, y) \frac{l}{D} \cdot \Psi \quad (5.7)$$

Für die Darstellung der Ergebnisse wird im folgenden die Sherwoodzahlverteilung verwendet. Die Bestimmung der Schichtdickendifferenz Δd nach Gl. 5.2 erfolgte durch eine kommerziell erhältliche Wirbelstromsonde „Fischer MMS ETD3.3“ mit Auswerteeinheit, siehe Abbildung 5.1.

Abbildung 5.2 zeigt die Ganggenauigkeit der Wirbelstromsonde, ermittelt anhand einer Luftspaltmessung an einem ebenen Probekörper, siehe Abbildung A.16.

5.3 Diffusionskorrektur

Das Messverfahren nach Abschnitt 5.2 impliziert, dass die Messung der örtlichen Schichtdickenänderung Δd nach Gleichung 5.2 ohne oder mit vernachlässigbarem Zeitverzug erfolgt, und somit nur eine vernachlässigbare Schichtdickenänderung aufgrund der Diffusion *während* der Schichtdickenmessung gegenüber der Schichtdickenänderung während des Windkanalbetriebes auftritt. Da die Schichtdickenmessung an komplexeren Probekörpern, wie im vorliegenden Fall, durchaus mehrere Stunden in Anspruch nehmen kann, tritt während der Messung und auch in Umbauzeiten ein zusätzlicher diffusionsbedingter Stoffabtrag an der zu vermessenden Schicht auf, vgl. [28], welcher nicht mehr vernachlässigbar ist. Zum Ausgleich dieses Einflusses wird hier



Abbildung 5.1: Wirbelstromsonde zur Schichtdickenmessung (links), mit Auswerteeinheit (rechts)

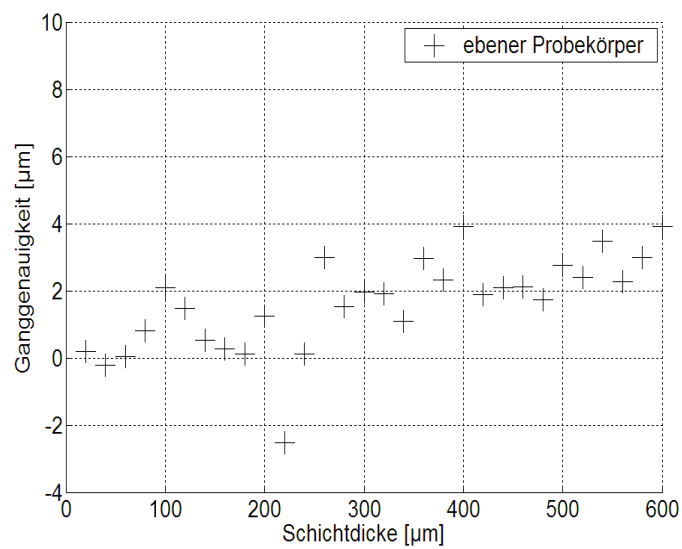


Abbildung 5.2: Ganggenauigkeit der Wirbelstromsonde: Luftspaltmessung an ebenem Probekörper

erstmalig eine Diffusionskorrektur durchgeführt, vgl. [19]. Durch Einsetzen von Gl. 5.2 in Gl. 5.3 erhält man mit $\beta \approx D/\delta$ (Filmtheorie, s. [5]) folgende Beziehung:

$$\delta_D = \frac{D \cdot \rho_{N,w} \cdot \Delta t_{sd}}{\overline{\Delta d_{sd}} \cdot \rho_{N,F}} \quad (5.8)$$

Sie beschreibt den Zusammenhang zwischen dem gemittelten Schichtdickenabtrag $\overline{\Delta d_{sd}}$ während der Schichtdickenmesszeit Δt_{sd} und der Diffusionsgrenzschichtdicke δ_D , welche durch die Bedingung, dass die NaphtalinKonzentration an deren Rand Null werde, definiert ist. Zur Bestimmung von δ_D wird das jeweilige naphtalinbeschichtete Versuchsteil zweimal *ohne* Windkanalversuch vermessen, woraus der als Mittelwert gebildete Schichtdickenabtrag $\overline{\Delta d_{sd}}$ während der Versuchszeit Δt_{sd} (hier ist die Dauer *einer* Vermessung einzusetzen) erhalten wird.

Im folgenden wird δ_D für jeden Versuchsaufbau getrennt bestimmt und anschließend als konstante, charakteristische Größe des jeweiligen Versuchsaufbaus behandelt. Man erhält für die ebene Plattform $\delta_D = 0,0416 \text{ m}$, für die konturierte Plattform mit $\delta_D = 0,0215 \text{ m}$ etwa die Hälfte. Dieser Unterschied ist auf die Schwenkbewegung der 5-Achs-Schichtdickenmessanlage, siehe Abb. 5.7, zurückzuführen, welche die Diffusion während der Schichtdickenmessung nahezu verdoppelt.

Den Schichtdickenabtrag Δd_{sd} der anschließenden Messungen erhält man nun unter Verwendung der jeweiligen (konstanten) Diffusionsgrenzschichtdicke und der jeweiligen (nicht konstanten) Versuchsparameter durch Umformen der Gleichung 5.8:

$$\Delta d_{sd} = \frac{D \cdot \rho_{N,w} \cdot \Delta t_{sd}}{\delta_D \cdot \rho_{N,F}} \quad (5.9)$$

Hierbei werden die Werte $D, \rho_{N,w}, \Delta t_{sd}, \rho_{N,F}$ der aktuellen Messung eingesetzt. Die diffusionskorrigierte lokale Schichtdickenänderung $\Delta d_{dk}(x, y)$ wird anschließend aus folgender Beziehung erhalten:

$$\Delta d_{dk}(x, y) = \Delta d(x, y) - \Delta d_{sd} \quad (5.10)$$

Nach Einsetzen in Gl. 5.2, 5.3 und 5.6 erhält man so den diffusionskorrigierten, d.h. den um die Diffusion während der Schichtdickenmessung verringerten, lokalen Schichtdickenabtrag und aus diesem die lokale Sherwoodzahlverteilung.

Der Vorteil der beschriebenen Vorgehensweise liegt in der Bestimmbarkeit der während der Schichtdickenmessung auftretenden zusätzlichen Stoffabträge auch bei sich ändernden Schichtdickenmessbedingungen wie unterschied-

licher Messdauer oder unterschiedlicher Messtemperaturen. Hierdurch erhält man in der Folge korrigierte Schichtdickenabträge, welche dem ursprünglichen Schichtdickenabtrag während des Windkanalversuches möglichst nahe kommen.

Auf die gleiche Weise kann ein während der Warte- und Umbauzeit Δt_{wait} auftretender Stoffabtrag berücksichtigt werden. In erster Näherung kann hierbei die für die Schichtdickenvermessung erhaltene Diffusionsgrenzschichtdicke verwendet werden. Weiterhin muss die Temperatur des Naphtalinbeschichteten Versuchsteils während der Umbau- und Wartezeiten bestimmt werden, um die jeweiligen Stoffwerte in Gl. 5.8 berechnen zu können.

5.4 Ebene Plattform

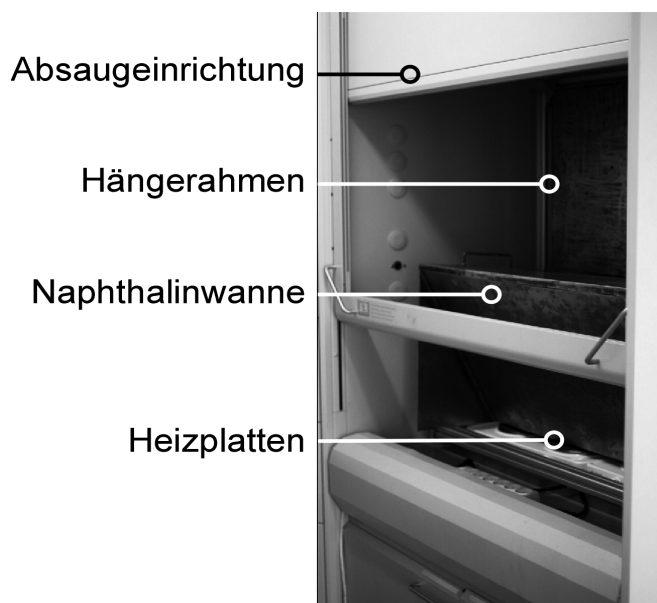


Abbildung 5.3: Naphtalinwanne in Absaugeinrichtung

Die ebene Versuchsplattform bestand aus 3 mm starkem Aluminium. Die Beschichtung erfolgte in einem neu errichteten elektrisch beheizten Naphtalinbad, siehe Abbildung 5.3, im Naphtalincontainer des Lehrstuhls, welcher aufgrund der Geruchsbelastung außerhalb der Versuchshalle aufgestellt wurde. Die dargestellte Absaugeinrichtung diente ebenfalls der Vermeidung von Geruchsbelastungen, vgl. [43].

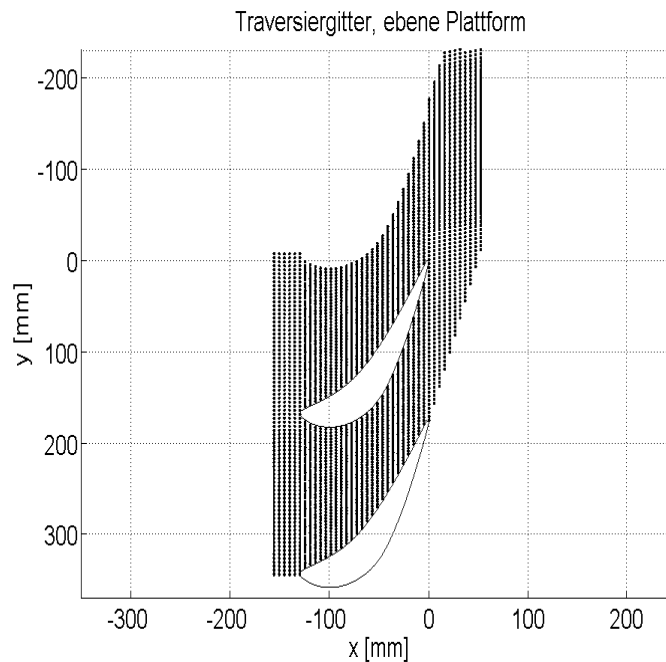


Abbildung 5.4: Traversiergitter der Stoffübergangsmessung, ebene Plattform

Die Beschichtung ist ein instationärer Wärmeübergangsprozess und besteht aus ca. 10 s dauernden Tauchvorgängen des Versuchsteils in das geschmolzene Naphtalin, worauf das Versuchsteil über mehrere Minuten abgekühlt wird. Durch mehrmaliges Tauchen können weitere Schichten Naphtalin aufgebracht werden, bis eine Schichtdicke von etwa $600 \mu\text{m}$ erreicht ist.

Die Schichtdicke wird anschließend, wie in Kapitel 5.2 beschrieben, auf einer 3-Achs-Schichtdickenmessanlage an definierten Stellen vermessen. Die Anzahl der Traversierpunkte, siehe Abbildung 5.4, ist zur Begrenzung der Schichtdickenmessdauer auf 5200, später 3362 beschränkt, was einer Laufzeit der Anlage von 4-6 Stunden entspricht.

Anschließend wird die ebene Plattform in den Windkanal eingebaut. Dabei wurden die Schaufeln zur Berücksichtigung eines dort stattfindenden Wärmeübergangs aufgrund einer festen Wand ebenfalls mit Naphtalin beschichtet. Der Windkanal wird für 2-3 Stunden im Betriebspunkt von $u_0 = 15 \text{ m/s}$ betrieben.

Daraufhin wird die Versuchsplattform wieder ausgebaut und erneut auf der Schichtdickenmessanlage vermessen. Man erhält, wie in Kapitel 5.2 dargestellt, aus dem Naphtalinabtrag die lokale Sherwoodzahl, und aus dieser mittels der Wärme-Stoffanalogie die Nusselt-Zahl Nu und aus dem Stoffüber-

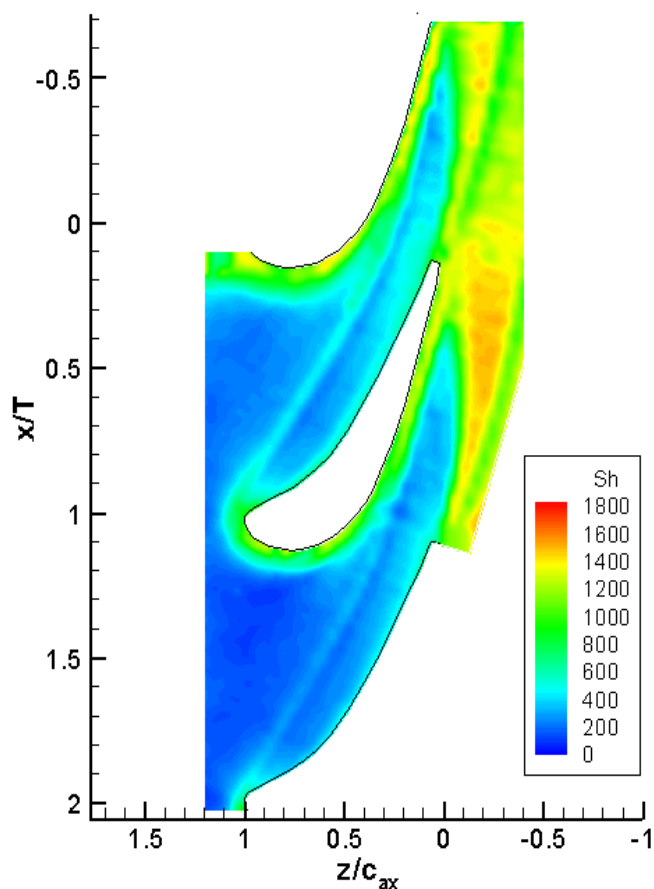


Abbildung 5.5: Verteilung der Sherwoodzahl, ebene Plattform

gangskoeffizienten β den lokalen Wärmeübergangskoeffizient α . Als Bezugsgröße wurde die axiale Sehnenlänge gewählt ($c_{ax} = 0,129 \text{ m}$). Abbildung 5.5 zeigt die Sherwoodzahlverteilung nach Anwendung der in Kapitel 5.3 dargestellten Diffusionskorrektur.

Deutlich zeichnet sich quer über die Passagen die Spur der dreidimensionalen Ablöselinie der Eintrittsgrenzschicht ab, vgl. Abbildung 1.5, welche gleichzeitig den Verlauf des druckseitigen Hufeisenwirbels nachbildet. Die Eintrittsgrenzschicht wird an dieser Ablöselinie aufgesaugt und stromabwärts bildet sich eine neue, laminare Grenzschicht, welche weiter stromabwärts einen laminar-turbulenten Übergang durchläuft. Der starke Anstieg der Sherwoodzahlen direkt im Anschluss an die Passage weist, übereinstimmend mit anderen Autoren, vgl. Abschnitt 1, auf einen derartigen laminar-turbulenten

Übergang hin. Als Mittelwert der Sherwoodzahl wurde hier $\overline{Sh} = 627,97$ festgestellt. Die höchsten Wärmeübergänge werden erwartungsgemäß im Plattformbereich hinter den Schaufelhinterkanten gemessen. Im saugseitigen Bereich des Schaufelnachlaufes sind etwas geringere Sherwoodzahlen festzustellen.

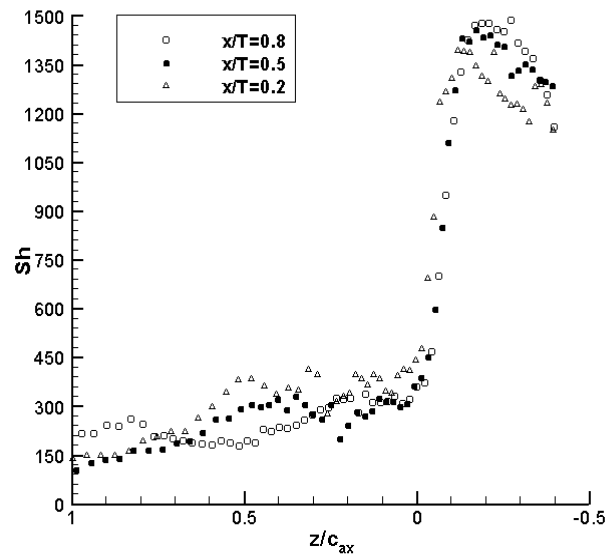


Abbildung 5.6: Sherwoodzahlverteilung entlang mittlerer Strömungsrichtung, ebene Plattform

Abbildung 5.6 zeigt die Sherwoodzahlverteilung dreier Umfangspositionen entlang der mittleren Strömungsrichtung, beginnend am linken Rand von Abb. 5.5 bei der in der Legende angegebenen Position x/T . Anhand des sprunghaften Anstiegs der Sherwoodzahl nahe der Schaufelhinterkante, $z/c_{ax} \approx 0$, wird der laminar/turbulente Übergang deutlich sichtbar.

5.5 Die 5-Achs-Schichtdickenmessanlage

Da die Schichtdickenmessung mit der Wirbelstromsonde, Abb. 5.1, ein orthogonales Aufsetzen der Sonde auf die zu vermessende Schicht erfordert und da die Sonde durch ihr Eigengewicht auf die Naphtalinschicht aufliegt und dabei leicht einsinkt, war es nicht möglich, die Sonde zu schwenken. Stattdessen musste die konturierte Plattform mittels einer neu konstruierten Schwenkvorrichtung entsprechend der örtlichen Oberflächenneigung so

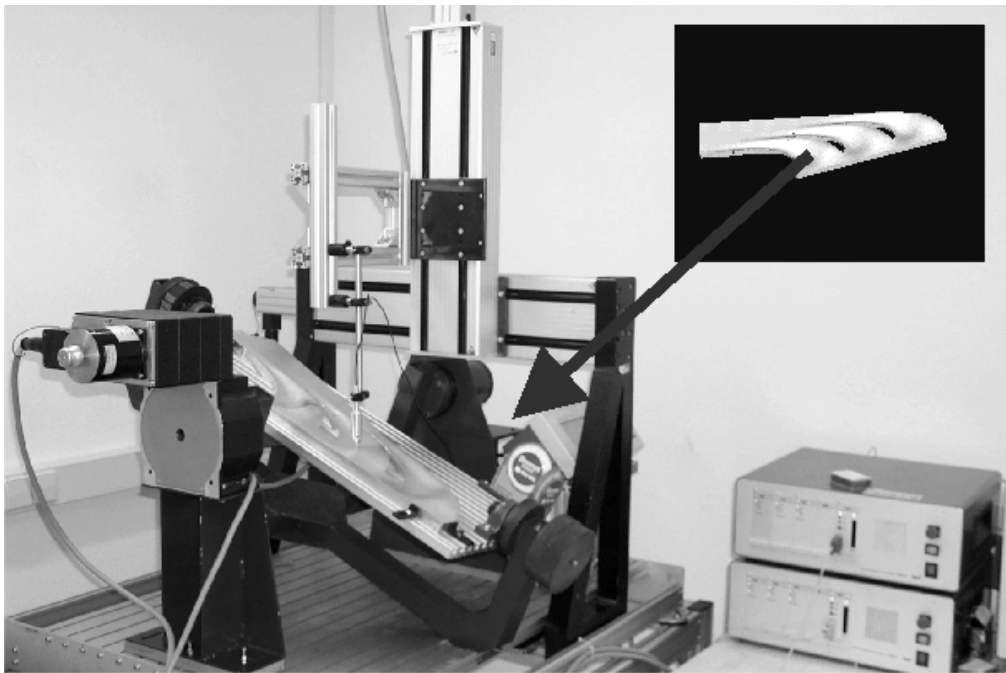


Abbildung 5.7: 5-Achs-Schichtdickenmessanlage

geschwenkt werden, dass der Sensor orthogonal aufsetzen kann, um so eine genaue Schichtdickenmessung zu ermöglichen.

Die Schwenkeinrichtung ermöglichte das Schwenken der konturierten Plattform in 2 horizontalen Raumrichtungen. Hierzu war die Konstruktion eines Schwenkrahmens und entsprechender Schwenkachsen mit Lagerböcken erforderlich, siehe Jakubasch [43]. Die Schwenkeinrichtung wurde an die leicht modifizierte 3-Achs-Schichtdickenportalanlage angebaut, wodurch eine 5-Achs-Schichtdickenmessanlage entstand, siehe Abbildung 5.7.

Für die Ansteuerung der Schrittmotoren wurden 2 Controller des Typs „Isel C142-4“ mit jeweils 3 Kanälen verwendet, welche im DNC-Betrieb arbeiteten. Zur Steuerung der 5-Achs-Schichtdickenmessanlage wurde eine geeignete 2-Controller-fähige DNC-Steuerung programmiert sowie eine geeignete Bewegungsmatrix berechnet, wie im folgenden dargestellt.

Die für das orthogonale Aufsetzen der Wirbelstromsonde erforderlichen Schwenkbewegungen sind durch die lokale Oberflächenneigung der konturierten Plattform definiert. Diese ist gleich der ersten Ableitung nach der jeweiligen Schwenkrichtung. Aufgrund der projizierten Radien ergibt sich dabei eine zusätzliche Verschiebung, welche durch entsprechende Verfahrbewegungen der verbleibenden x-, y- und z-Achsen ausgeglichen wird. Nach diesem Prin-

zip wurde das Programm „readkon1“ zur Berechnung der Traversiermatrix erstellt. Dabei erfolgt die Diskretisierung der ersten Ableitungen der Erhebung z in die Richtungen x und y nach der Methode der Finiten Differenzen (FDM). Die Randpunkte wurden durch vorwärtige oder rückwärtige Differenzen bestimmt, wogegen alle restlichen Punkte durch zentrale Differenzen angenähert wurden. Die Ableitung der Erhebung z nach der Raumkoordinate x mittels Jacobimatrix lautet dann für ein Nicht-Randelement:

$$\frac{\partial x}{\partial i} = \frac{x(i+1, j) - x(i-1, j)}{2} \quad (5.11)$$

$$\frac{\partial x}{\partial j} = \frac{x(i, j+1) - x(i, j-1)}{2} \quad (5.12)$$

$$J = \frac{\partial x}{\partial i} \cdot \frac{\partial y}{\partial j} - \frac{\partial x}{\partial j} \cdot \frac{\partial y}{\partial i} \quad (5.13)$$

$$F_x = \frac{1}{J} \cdot \left(\left(\frac{\partial y}{\partial j} \cdot \frac{\partial z}{\partial i} \right) - \left(\frac{\partial y}{\partial i} \cdot \frac{\partial z}{\partial j} \right) \right) \quad (5.14)$$

Für die Raumkoordinate y gilt sinngemäß dasselbe. Abbildung 5.8 zeigt in Farbdarstellung die so aus den Konturkoordinaten berechnete erste Ableitung der Erhebung, F_x , für eine Passage. Der Vorteil dieser Methode gegenüber internen Funktionen des verwendeten Programms liegt in der Erhaltung der Randinformationen und der höheren Genauigkeit.

Zur Erzeugung der Traversierwegedatei wurden 2 seitlich angrenzende Passagen verwendet. Die Koordinaten der Schaufeln wurden zusammen mit einem 5 mm breiten Rand ausgespart. Da die Bewegungen der 5-Achsanlage deutlich umfangreicher sind als die der 3-Achsanlage für die ebene Plattform, ist zum Erhalt einer vergleichbaren Schichtdickenmesszeit nur eine Matrixgröße von 1086 Punkten möglich, was die räumliche Auflösung der Messung an der konturierten Plattform verschlechtert. Eine vereinfachte Darstellung der abzufahrenden Messmatrix zeigt perspektivisch Abbildung 5.9.

Die so entstandene Traversierwegedatei wird dann von dem 5-Achs-DNC-Steuerprogramm eingelesen und ausgeführt. Zur Kontrolle der Positioniergenauigkeit und Wiederholgenauigkeit der 5-Achsmessanlage wurden zwei unbeschichtete Leermessung der konturierten Plattform durchgeführt. Die Abweichungen der beiden Leermessungen sind in Abb. 5.10 dargestellt, womit die Funktionsfähigkeit der Anlage und deren erfolgreiche Justierung demonstriert wird. Die Werte werden auch zur Fehlerbestimmung herangezogen, vgl. Abschnitt A.

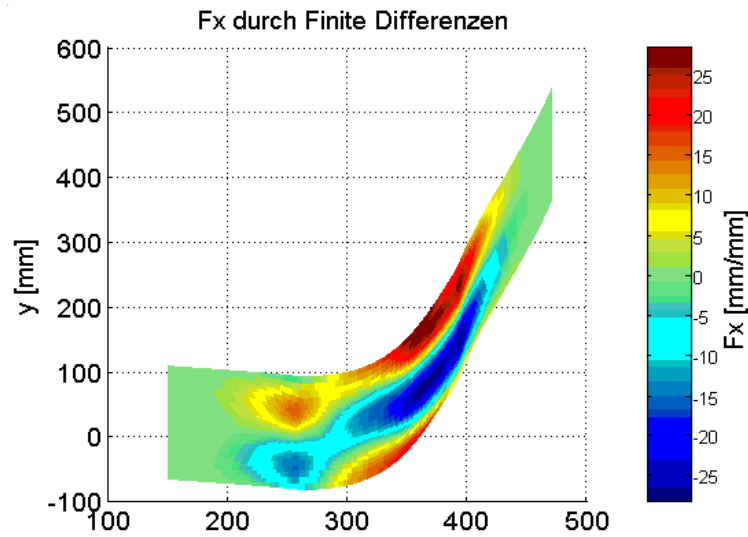


Abbildung 5.8: Oberflächenneigung F_x der konturierten Plattform, ermittelt nach der Finite Differenzen Methode (FDM)

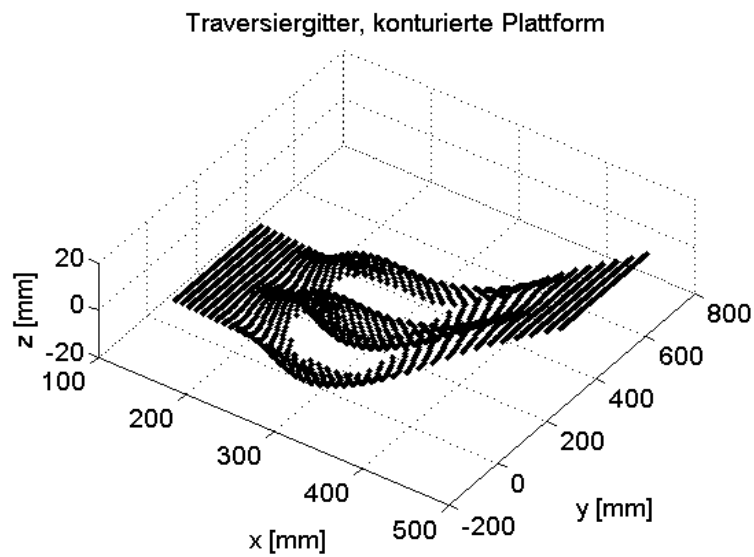


Abbildung 5.9: Traversiergitter für Stoffübergangsmessungen an der konturierten Plattform, perspektivisch

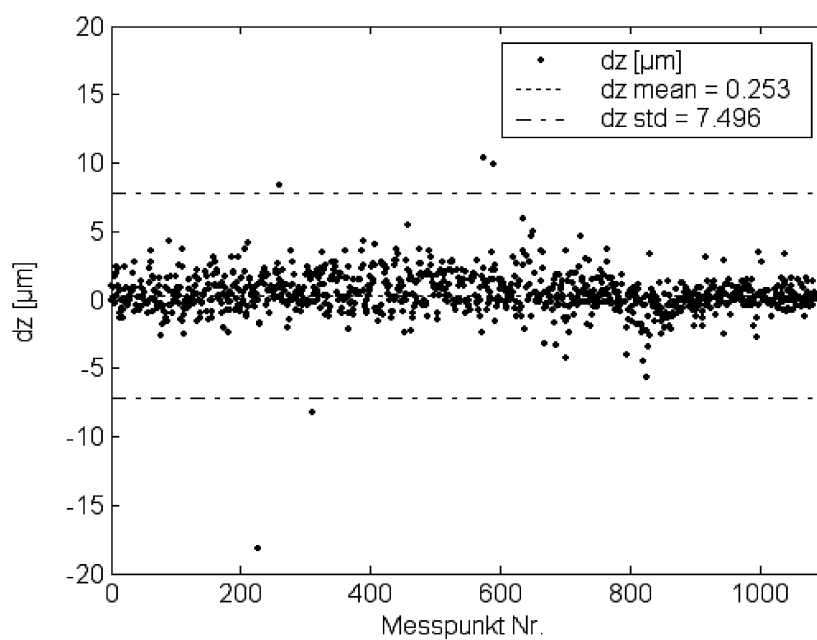


Abbildung 5.10: Leermessungen der konturierten Plattform mit der 5-Achs-Schichtdickenmessanlage: Messfehler (μm)

5.6 Konturierte Plattform

Aufgrund der komplizierteren Verfahrensbewegungen ist die erhaltene flächige Auflösung geringer als die der ebenen Plattform (s.o.) und es ist generell ein höherer Messfehler aufgrund der zusätzlichen Positioniergenauigkeit zweier weiterer Achsen vorhanden, Abbildung 5.10. Der typische Naphtalinabtrag liegt im Bereich von $300 \mu\text{m}$, wodurch der zusätzliche Fehler im ungünstigsten Fall 2,5% beträgt. Eine umfassende Fehlerbetrachtung ist in Anhang A enthalten.

Abbildung 5.11 zeigt die Verteilung der diffusionskorrigierten Sherwoodzahl der konturierten Plattform. Dargestellt ist eine Projektion der unverzerrten x- und y-Achsen auf eine ebene Fläche. Die dargestellte Fläche entspricht der Fläche der ebenen Plattform, die Darstellung ist jedoch um eine halbe Passagenbreite nach oben verschoben. Bedingt durch die geringere Punktzahl ist die Klarheit der Darstellung gegenüber der ebenen Plattform deutlich geringer.

Gegenüber Abbildung 5.5 ist hier der Verlauf der dreidimensionalen Ablöselinie an der Stelle des druckseitigen Hufeisenwirbels nicht mehr erkennbar, was auch durch die geringere Auflösung bedingt sein könnte. Der Anstieg der Sherwoodzahlen im hinteren Bereich der Passage wird hier ebenfalls beobachtet, er findet jedoch deutlich früher und gleichmäßiger statt. Nach der Passage werden Sherwoodzahlen erreicht, welche unter denen der ebenen Plattform liegen.

Aus dem beobachteten Verlauf der Sherwoodzahl wird geschlossen, dass die Eintrittsgrenzschicht nicht oder nur abgeschwächt durch den druckseitigen Hufeisenwirbel aufgesaugt wird, weshalb auch keine dreidimensionale Ablöselinie erkennbar ist. Es bildet sich folglich keine neue, laminare Grenzschicht, die Grenzschicht bleibt hingegen durchgehend turbulent. Folglich findet auch kein laminar-turbulenter Übergang statt, wogegen die Sherwoodzahl der Beschleunigung der Strömung entsprechend, wie beobachtet, langsam ansteigt. Aufgrund der längeren Lauflänge bildet sich eine dickere turbulente Grenzschicht aus, wodurch in der Abströmung geringere Sherwoodzahlen erreicht werden. Erneut bildet sich saugseitig in der Abströmung ein Bereich geringerer Sherwoodzahlen aus. Der Mittelwert der diffusionskorrigierten Sherwood-Zahl beträgt hier $\overline{Sh} = 485,78$, was gegenüber der ebenen Plattform eine Verringerung um 22,64 % darstellt.

Es scheint demzufolge, dass die Konturierung einen deutlichen Einfluss auf das transitionelle Verhalten der Plattformgrenzschicht ausübt, wie bereits von Ingram et. al [42] vermutet wurde.

Abbildung 5.12 zeigt die Sherwoodzahlverteilung dreier Umfangspositionen, beginnend am linken Rand in Abb. 5.11 an der in der Legende an-

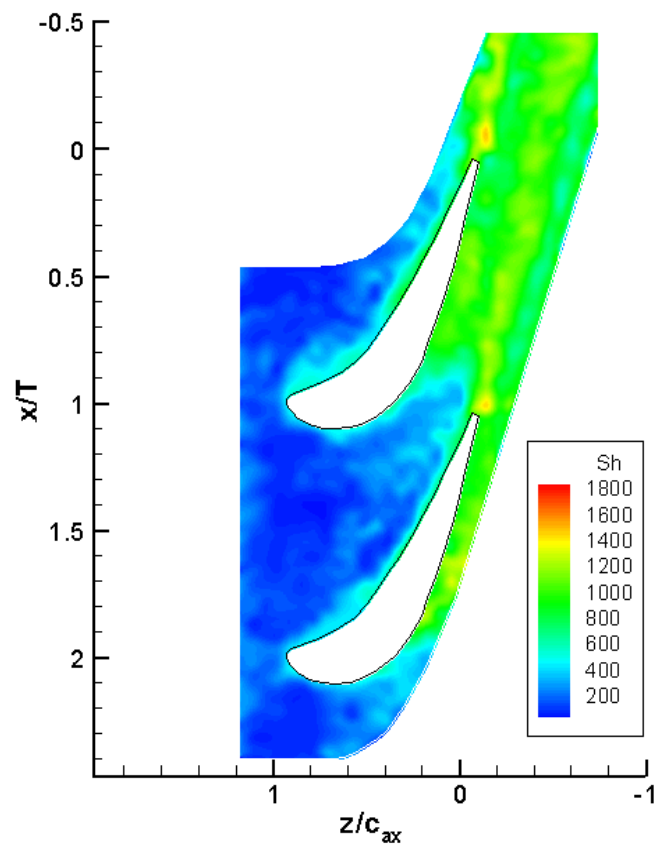


Abbildung 5.11: Verteilung der Sherwoodzahl, konturierte Plattform

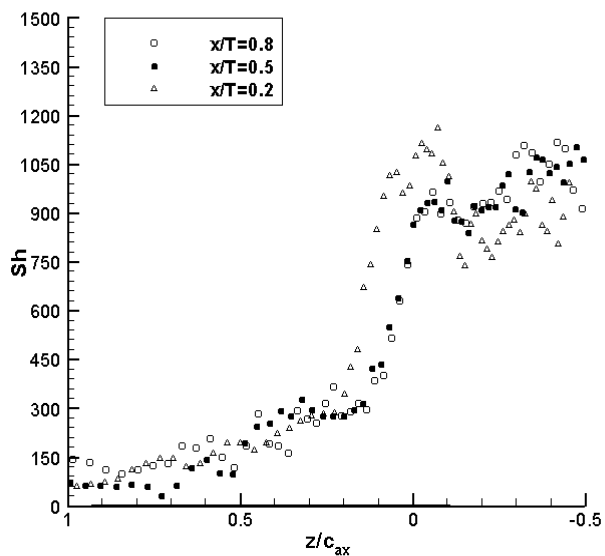


Abbildung 5.12: Sherwoodzahlverteilung entlang mittlerer Strömungsrichtung, konturierte Plattform

gegebenen x/T Position, entlang der mittleren Strömungsrichtung. Anhand des entsprechend der Beschleunigung der Strömung starken, aber gegenüber Abb. 5.6 nicht sprunghaften Anstieges der Sherwoodzahl nahe der Schau-felhinterkante, $z/c_{ax} \approx 0$, wird deutlich, dass hier kein laminar/turbulenter Übergang stattfindet. Daneben sind in der Abströmung ($z/c_{ax} < 0$) deutlich geringere Sherwoodzahlen erkennbar.

Kapitel 6

Filmkühleffektivitätsmessung

Um eine Aussage über die Temperaturbelastung der konturierten Plattform treffen zu können, ist es nach Gl. 2.34 erforderlich, neben dem Wärmeübergang die Verteilung der aus entsprechenden Filmkühlbohrungen austretenden Kühlluft zu bestimmen, vgl. Kap. 1.2. Hierbei soll unter Ausnutzung der durch den druckseitigen Hufeisenwirbel induzierten Sekundärströmung eine Anlagerung des Kühlfilmes im Bereich des höchsten Wärmeübergangs, d.h. stromabwärts der Schaufelhinterkanten, bewirkt werden. Zu diesem Zweck muss, etwas druckseitig vor der Schaufelvorderkante, Kühlluft eingespeist werden, welche dann durch die Sekundärströmung transportiert wird und im Bereich der Schaufelhinterkanten wieder auf die Plattform auftritt, vgl. Abb. 1.10. Dieses neuartige Kühlverfahren wird auch „ballistische Filmkühlung“ genannt und wurde erstmals von Friedrichs [21] vorgeschlagen. Der größte Vorteil dieser Maßnahme gegenüber der herkömmlichen Filmkühlung liegt in der verlustarmen Kühlluft einblasung bei der geringeren Strömungsgeschwindigkeit vor den Schaufelvorderkanten gegenüber der herkömmlichen, verlustreicheren Einblasung bei den sehr viel höheren Geschwindigkeiten im Bereich der Abströmung.

Die Bestimmung der adiabaten Filmkühleffektivität erfolgte im vorliegenden Fall anhand der Wärme-Stoffanalogie mittels des Ammoniak-Diazoverfahrens, vgl. Kapitel 5.1. An einer stoffdichten (impermeabel, iw) und adiabaten Wand (aw) verschwinden Temperatur- und Konzentrationsgradienten, womit keine Austauschvorgänge von Wärme bzw. Stoff auftreten. Die Bedingung der Wärme-Stoffanalogie, Gl. 2.39,

$$Le = \frac{Sc}{Pr} = 1$$

muss deshalb bei einer stoffdichten bzw. adiabaten Wand wie im vorliegenden Fall der adiabaten Filmkühleffektivitätsmessung nicht erfüllt werden,

vgl. [37]. Somit berechnet sich die adiabate Filmkühleffektivität aus den Konzentrationen von Hauptströmung und Kühlluftströmung wie folgt:

$$\eta_{aw} = \frac{T_{aw} - T_H}{T_K - T_H} = \frac{c_{iw} - c_H}{c_K - c_H} = \eta_{iw} \quad (6.1)$$

Da weiterhin $c_H = 0$, ergibt sich $\eta_{iw} = c_{iw}/c_K$.

6.1 Das kalibrierte Ammoniak-Diazoverfahren

Die Messung der adiabaten Filmkühleffektivität erfolgte mittels des kalibrierten Ammoniak-Diazo-Verfahrens nach Friedrichs [21], [22]. Dabei wird ein mit einem geringen Ammoniakanteil versetzter Kühlluftstrahl in die Hauptströmung eingeblasen, welcher an einer an dem Versuchsträger angebrachten Diazofolie durch eine Farbreaktion eine Graufärbung auslöst.

Das Ammoniak reagiert mit der Feuchtigkeit des Kühlluftstrahls zu dem basischen Ammoniumhydroxid. Bei diesem abgewandelten Photolyse-Verfahren (Blaupausenerzeugung) findet zunächst die Entwicklung in Form einer Einwirkung des Ammoniumhydroxids auf Diazoniumsalze statt, welche durch eingelagerte Kuppler im alkalischen Milieu zu Azofarbstoff reagieren. Anschließend wird die Versuchsfolie durch UV-Bestrahlung fixiert, wobei das verbliebene Diazoniumsalz zu Aminophenol zersetzt und somit die weitere Reaktion und Verfärbung der Folie verhindert wird. Nach der Entfernung vom Versuchsträger wird die Folie mit einem handelsüblichen Flachbettscanner eingescannt, wodurch Bilddateien mit 8-Bit-Graustufenverteilung erhalten werden.

Parallel zu dem Versuch wird eine Kalibrierfolie, welche während der Messung einer bekannten Zusammensetzung aus der mit Ammoniak angereicherten Kühlluft und der ammoniakfreien Hallenluft ausgesetzt wurde, eingescannt. Die Zusammensetzung reicht von 0 bis 100 % in 11 Stufen, was durch eine entsprechende Anzahl von Bohrungen in der Mischstrecke der Kalibriereinheit, siehe Abbildung 6.1, erreicht wird. Durch eine computerbasierte Bildverarbeitung wird nun anhand der Kalibrierfolie ein Ausgleichspolynom 5. Ordnung berechnet, welches als Grundlage für die Umrechnung der Grauwerteverteilung in die adiabate Filmkühleffektivität des Versuchsträgers dient.

Zur Durchführung des kalibrierten Ammoniak-Diazoverfahrens werden konstante und definierte Kühlluftmassenströme benötigt. Hierzu wurde eine bereits vorhandene computergesteuerte Ammoniak-Diazo-Anlage verwendet, welche mit Regelventilen bestückt ist, siehe [7]. Zu beachten ist, dass die Reaktion der Diazoniumsalze mit Ammoniumhydroxid erfolgt, welches aus

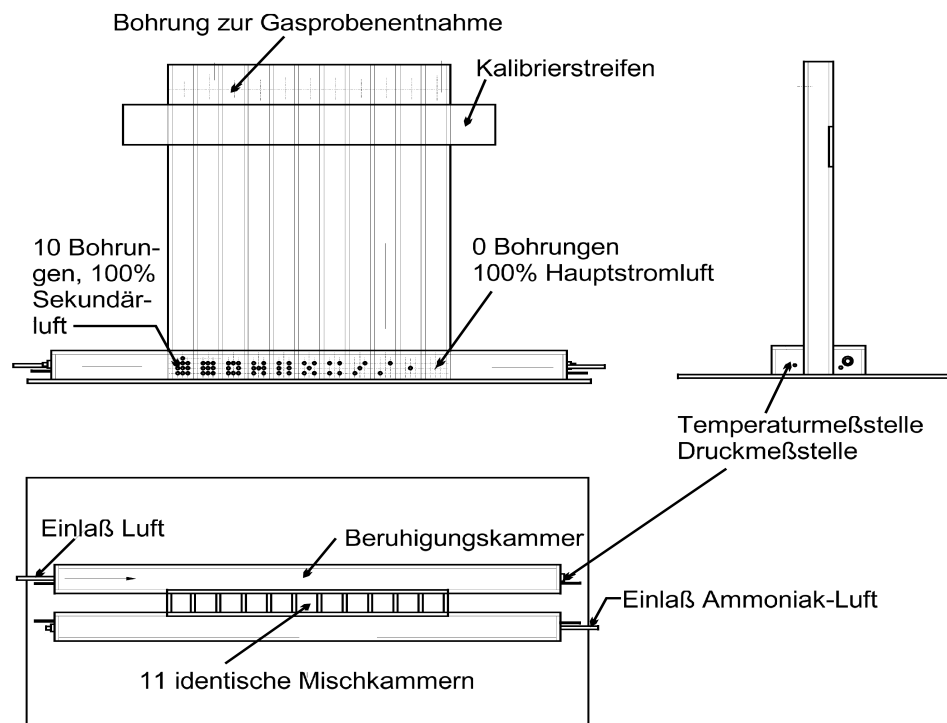


Abbildung 6.1: Kalibriereinheit für online-Kalibrierung nach Friedrichs [21], [22]

dem mit der Luftfeuchtigkeit reagierenden Ammoniakgas entsteht. Aus diesem Grund muss die Kühlluft sorgfältig befeuchtet, oder der Ammoniakanteil sehr klein gehalten werden, um verlässliche Versuchswerte zu erhalten.

Die Kühlluft wird durch einen Hallenkompressor in die Ammoniak-Diazo-Anlage eingespeist. Zunächst wird ein Druckregler passiert, wonach die Kühlluft in einem Befeuchtungskessel angefeuchtet wird. Das fluidtechnische Schaltbild der Ammoniak-Diazo-Anlage zeigt Abbildung 6.2. Weitere Details der Versuchsdurchführung sind in [7], [21] und [22] dargestellt.

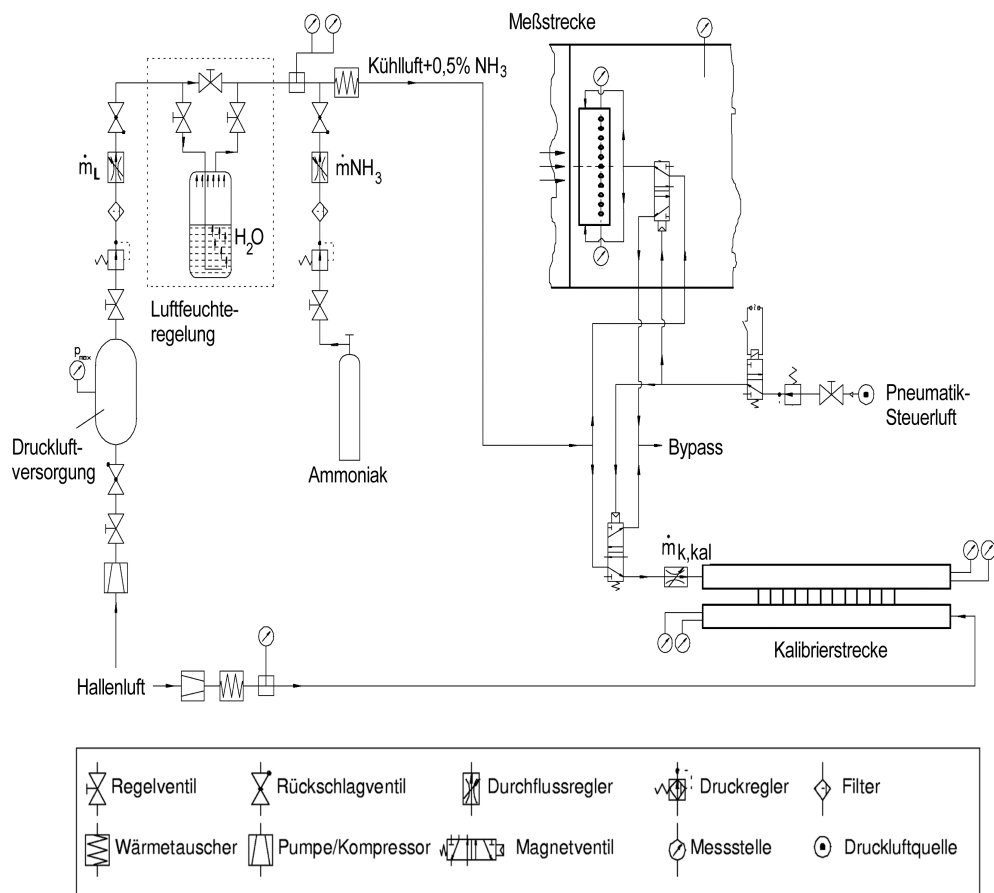


Abbildung 6.2: Fluidtechnisches Schaltbild der Ammoniak-Diazo-Anlage (nach [7])

6.2 Versuchsanordnung

An der konturierten Plattform wurden 9 Filmkühlbohrungen angebracht, wie in Abbildung 6.3 dargestellt. Die Filmkühlbohrungen wurden zunächst wieder verschlossen und mit einer dünnen Klebefolie zur Kanalseite hin strömungsgünstig abgedeckt. Nur jeweils eine Kühlluftbohrung wurde während der Messungen geöffnet. Die Bemessung bezieht sich auf die Lage der Bohrungsmittelpunkte an der ebenen Plattform. Da in Abbildung 6.3 die Filmkühlbohrungen an der konturierten Plattform dargestellt sind, ist die Form der Durchtrittsöffnungen der Bohrungen nicht identisch. Die Neigung beträgt $\beta = 35^\circ$ gegenüber der axialen Einströmungsrichtung, der Lateralwinkel ist Null, der Innendurchmesser beträgt 7 mm . Das l/d -Verhältnis der Filmkühlbohrungen ist 10. Das im folgenden verwendete Lochbezeichnungsschema ist ebenfalls in Abbildung 6.3 dargestellt. Es wurden alle 3 ganzen Passagen der 4-Schaufelkaskade, Abb. 3.4, mit Filmkühlbohrungen versehen.

Die einströmende Kühlluft wurde zunächst durch eine von unten an die Kaskade angebrachte Beruhigungskammer mit Strömungsgleichrichtern in Form von Aluminiumwaben beruhigt, vgl. Abb. 3.4. Die Kühlluftmenge wurde von einem Durchflussregler innerhalb von 1% des spezifizierten Wertes konstant gehalten, vgl. Abb. 6.2.

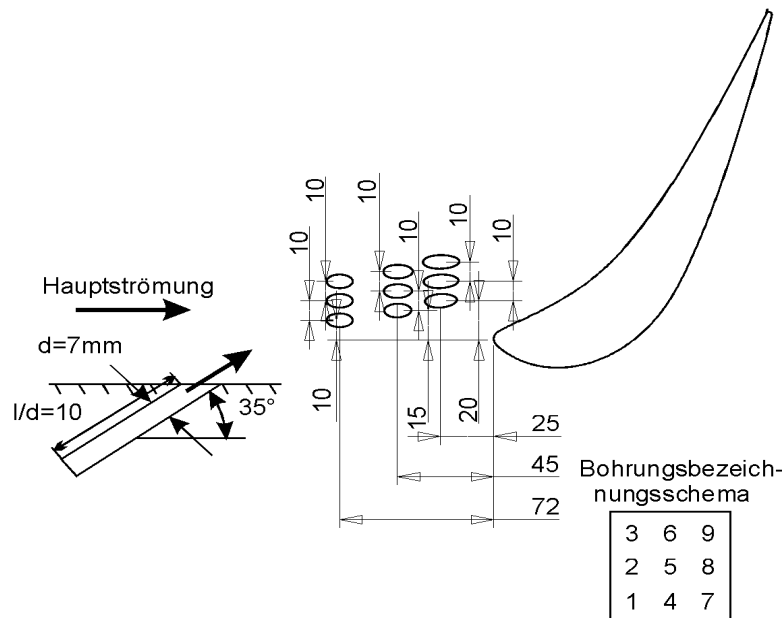


Abbildung 6.3: Lage der Filmkühlbohrungen und Bezeichnungsschema

Zur Definition der Kühlluftmenge werden die Ausblaserate M , definiert

als

$$M = \frac{\rho_K \cdot u_K}{\rho_H \cdot u_H} \quad (6.2)$$

und das Impulsverhältnis I , definiert als

$$I = \frac{\rho_K \cdot u_K^2}{\rho_H \cdot u_H^2} \quad (6.3)$$

verwendet. Im hier betrachteten isothermen und inkompressiblen Fall ist jedoch $\rho_H = \rho_K$ und somit $M = \sqrt{I}$. Um dem Impulseintrag zu entsprechen, wird im folgenden das Impulsverhältnis als charakteristische Größe verwendet. Es wurden die Impulsverhältnisse $I = 1,0, 1,92, 3,68$ und $6,25$ untersucht, entsprechend den Ausblaseraten $M = 1,0, 1,39, 1,92$, und $2,5$. Zur Vereinfachung wurde die Geschwindigkeiten im Filmkühlquerschnitt als konstant betrachtet, wobei der im Durchflussmengenregler eingestellte Massenstrom als gleichmäßig verteilt auf die Querschnittsfläche der Filmkühlbohrung angenommen wird.

Das Ammoniak-Diazoverfahren besteht in der Farbreaktion von Diazoniumsalzen, siehe Abschnitt 6.1. Hierbei sind die Parameter Versuchsdauer, Ammoniakkonzentration sowie rel. Luftfeuchtigkeit, maßgeblich. Der Kühlluftstrahl, welcher zunächst der Druckluftversorgung entstammt, wird durch einen Befeuchtungskessel angefeuchtet. Der Feuchtegehalt sollte immer so hoch sein, dass das gesamte Ammoniak mit der Luftfeuchtigkeit des Kühlluftstrahles zu Ammoniumhydroxid reagieren kann und nicht etwa noch Ammoniak durch die Luftfeuchtigkeit der Hauptströmung nachreagiert, was eine zu hohe Filmkühleffektivität im Bereich der gut ausgemischten Strömung, insbesondere hinter der Kaskade, indizieren würde. Dies kann durch eine Erhöhung der Feuchtigkeit im Kühlluftstrahl oder durch eine Verringerung der Ammoniakkonzentration erreicht werden. Durch die Anpassung der Versuchsdauer wird erreicht, dass eine deutliche Verfärbung der Folien eintritt. Versuche mit geringer Filmkühleffektivität laufen deshalb sehr viel länger, um so noch eine auswertbare Farbreaktion zu erhalten. Abbildung 6.4 zeigt die Kalibrierkurven für die Ammoniakkonzentrationen 2,0, 1,0, 0,5 und 0,25 %. Man beachte die unterschiedlichen Achsenskalierungen.

Die gewählte Ammoniakkonzentration beträgt 0,5%. Es wurden jedoch auch einige Versuche mit 2% Ammoniakanteil durchgeführt, um Vergleichswerte zu erhalten.

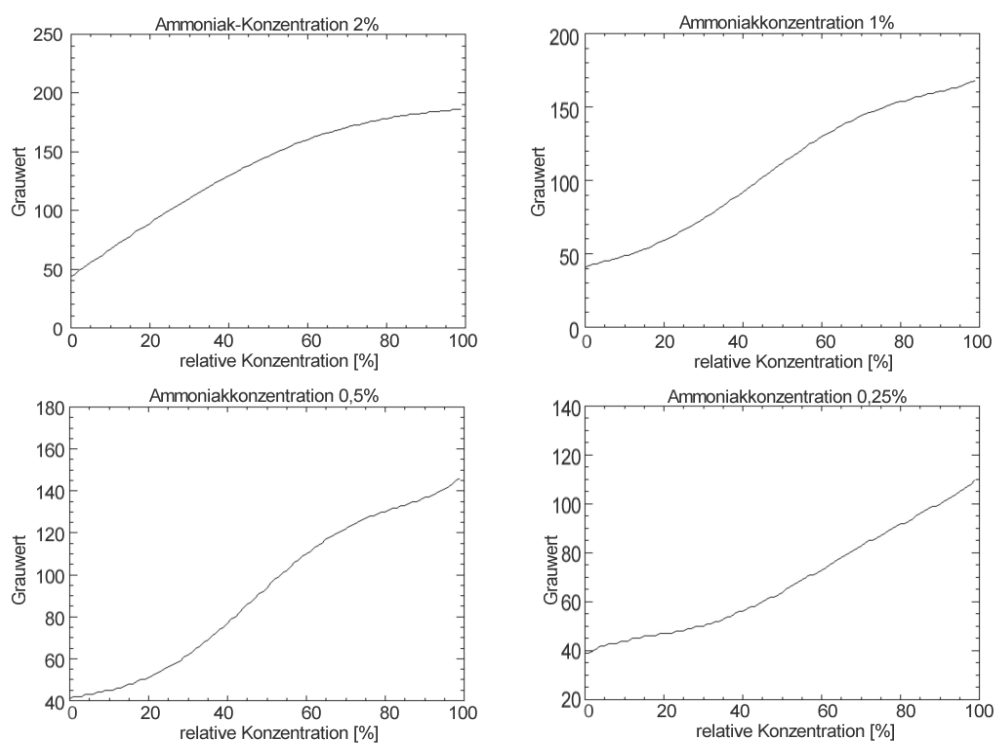


Abbildung 6.4: Kalibrierkurven für unterschiedliche Ammoniakkonzentrationen

6.3 Erweiterung für mehrfach gekrümmte Oberflächen

Die Anwendung des Ammoniak-Diazoverfahrens an der ebenen Plattform oder an einfach gekrümmten Oberflächen ist ohne weitere prinzipielle Schwierigkeiten möglich. Bei der konturierten Plattform hingegen stellt die mehrfach gekrümmte Oberfläche eine zusätzliche Komplikation hinsichtlich der Aufbringung der (nicht dehnbaren) Diazofolie dar.

Zunächst wurden mittels eines kommerziellen dreidimensionalen CAD-Programms Abwicklungen der mehrfach gekrümmten Oberfläche erzeugt, wobei die Fläche in kleinere Teilflächen zerlegt wurde. Das Anbringen der entsprechend geschnittenen Diazofolien an die Versuchsplattform erwies sich jedoch als nicht praktikabel, weshalb das Schnittmuster entsprechend angepasst werden musste. Dies besteht aus 12 einzelnen Streifen, welche zusammen eine Passage bedeckten. Vermessen wurde die mittlere Passage sowie jeweils eine halbe Passage unterhalb und oberhalb der mittleren Passage im Bereich der Abströmung. Die Streifen wurden manuell auf dem Versuchsträger aufgebracht und durch Sprühkleber in Position gehalten.

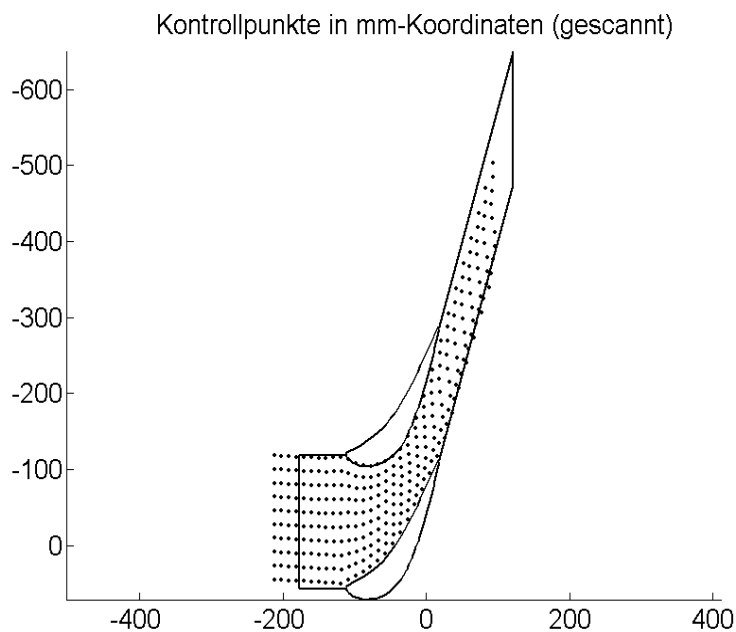


Abbildung 6.5: Programm "ADTResize": Kontrollpunkte der Abwicklung (gescannt)

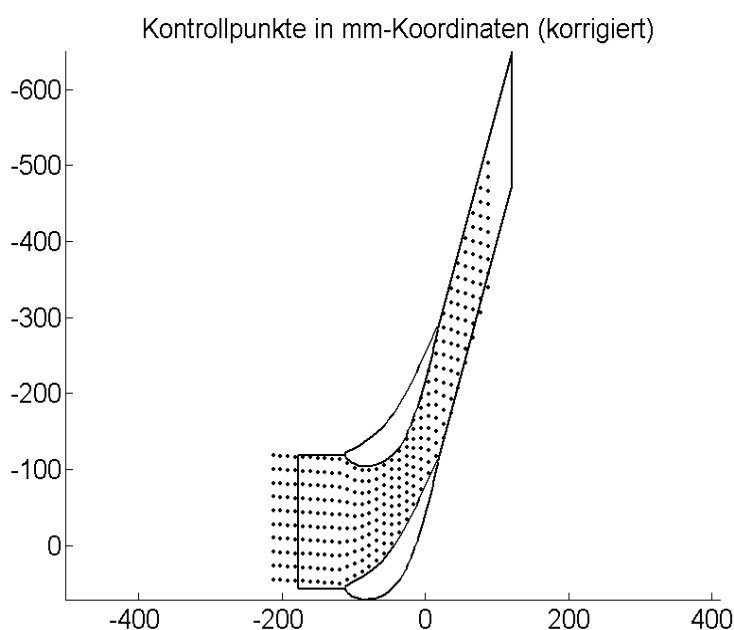


Abbildung 6.6: Programm „ADTResize“: Kontrollpunkte der Abwicklung (korrigiert)

Nach dem Versuch wurden die Streifen wieder entfernt und auf ein weißes Papier geklebt, woraufhin sie eingescannt wurden. Das so entstandene 8-bit-Graustufenbild wurde an den Stosskanten der Einzelstreifen retuschiert. Hierbei wurde darauf geachtet, dass jeweils genau der Grauwert verwendet wurde, welcher an den in Strömungsrichtung benachbarten Bereichen anlag, um eine physikalisch sinnvolle, gleichmäßige Grauwertverteilung zu erhalten.

Die Oberflächenkrümmung der konturierten Plattform bewirkt eine Verzerrung der Position der eingescannten Streifen gegenüber der Orthonormalen Ansicht der Kaskade. Zu dem Zweck der Rücktransformation der geometrisch verzerrten Grauwertbilder auf die unverzerrte Position wurde das Matlab-Programm „ADTResize“ geschrieben, welches durch Finite Differenzen und Jacobi-Matrix, ähnlich dem in Abschnitt 5.5 dargestellten Verfahren, die Ableitungen der Erhebung in x- und y-Richtung sowie die hieraus resultierten Verzerrungen anhand diskreter Punkte berechnet, siehe Abbildungen 6.5 und 6.6. Die Unterschiede werden in diesen Abbildungen vor allem an der Unterkante im Bereich der Abströmung deutlich.

Die Kontrollpunkte dienen anschließend als Eingabewerte für das Programm „ADTLoad“, welches das eingescannte Grauwertbild sowie ein die

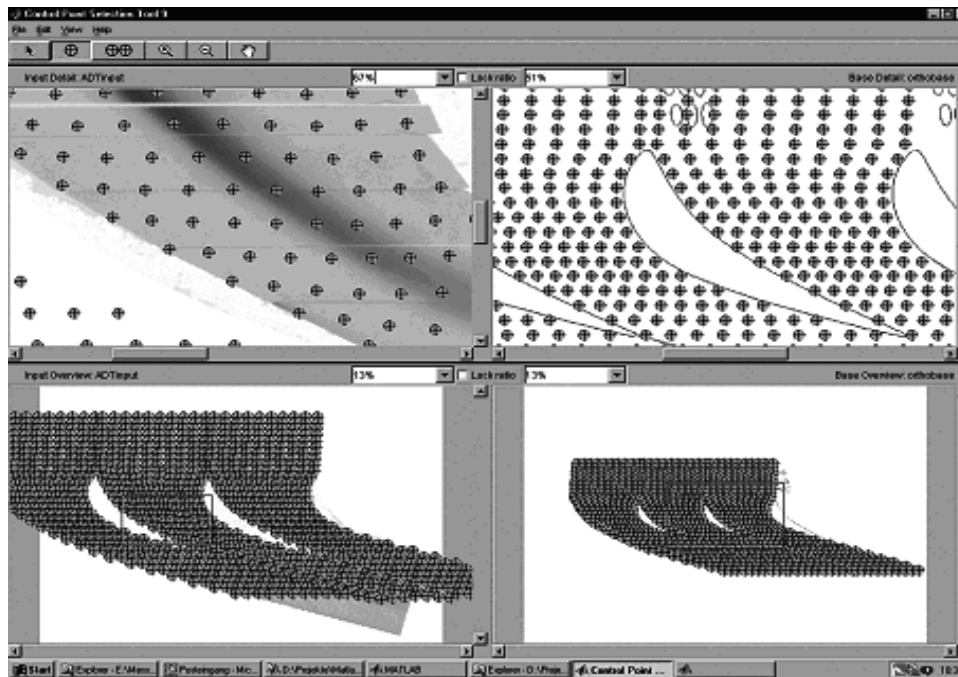


Abbildung 6.7: Programm „ADTload“: Geometriekorrektur durch Bildregistrierung; linke Seite: Grauwertverteilung, rechte Seite: Orthonormalansicht

Orthonormalansicht der Passage enthaltendes Vergleichsbild lädt. Die Kontrollpunkte werden auf die Bilder projiziert und solange gemeinsam verschoben, bis eine Überdeckung erreicht ist, siehe Abbildung 6.7.

Aus den Informationen berechnet anschließend das Programm mit Hilfe der „Image Processing Toolbox“ der Fa. Mathworks durch Bildregistrierung eine geometrische Projektion der Eingangsdatei, welche die unverzerrte Position der Filmkühleffektivität beinhaltet. Die so erhaltenen Grauwertebilder können anschließend ebenso wie die Grauwertebilder der ebenen Plattform mit einem am Lehrstuhl bereits vorhandenen Auswerteprogramm ausgewertet werden.

Hierzu wird ein Ausgleichspolynom 5. Ordnung aus den 11 Grauwerten des Kalibrierstreifens errechnet. Anhand dieses Polynoms erfolgt dann für jeden Versuch die Umrechnung der Grauwerte in Filmkühleffektivitäten sowie deren farbliche Darstellung und Mittelwertberechnung.

6.4 Ergebnisse

Eine Übersicht über die erhaltenen flächig gemittelten Filmkühleffektivitäten über dem Impulsverhältnis zeigt Abbildung 6.8. Die entsprechenden Zahlenwerte sind in Tabelle 6.1 angegeben. Der Bereich der Mittelung erstreckte sich in den folgenden Abbildungen 6.9 bis 6.14 sowie im Anhang B vom linken Bildrand ausgehend über eine Passagenbreite bis nach der Passage. Darüber hinaus ist nach der Passage (im Bild rechts oben) noch jeweils eine halbe Passagenbreite oberhalb und unterhalb der Passage dargestellt, um den Verlauf der Effektivitäten noch besser verfolgen zu können; diese Bereiche wurde nicht zur Mittelung herangezogen. Neben den Messungen der konturierten Plattform sind auch die Referenzmessungen an der ebenen Plattform dargestellt. Für die konturierte Plattform wird die höchste Filmkühleffektivität bei Loch 3 mit einem Impulsverhältnis von $I = 3,68$ erreicht. Loch 4 zeigt hingegen bei allen Impulsverhältnissen vergleichsweise gute Ergebnisse und wird deshalb als die im Mittel beste Konfiguration an der konturierten Plattform betrachtet. Loch 4 weist auch an der ebenen Plattform die besten Filmkühleffektivitäten auf.

Je weiter man sich in der Passage stromabwärts bewegt, desto besser arbeiten die Bohrungen in der Nähe der Druckseite. Diese Tendenz lässt sich an der ebenen und an der konturierten Plattform gleichermaßen beobachten.

In den folgenden Abbildungen 6.9 bis 6.14 sind repräsentativ die Filmkühleffektivitätsmessungen der konturierten und der ebenen Plattform mit den Impulsverhältnissen $I = 1,92$, $3,68$ und $6,25$ bei Filmkühlbohrung Nr. 4 dargestellt. Die Strömung verläuft von links unten nach rechts oben. Die Messung wurden meist mit einer Ammoniak-Konzentration von $0,5\%$ durchgeführt. Die Darstellungen der weiteren durchgeführten Versuche enthält Anhang B. Auf der rechten Bildseite sind die Flächenanteile der Filmkühleffektivität sowie die Verteilung der Filmkühleffektivität in axialer Richtung dargestellt. Zwei senkrechte, mit „LE“ (für Leading edge, Schaufelvorderkante) und „TE“ (für Trailing edge, Schaufelhinterkante) Linien bezeichnen die Lage der Schaufelreihe. Für die Mittelwertbildungen wurde erneut nur die mittlere Passage herangezogen, wogegen die rechts der Schaufelreihe dargestellte halbe Passagenbreite ober- und unterhalb der Passage ebenfalls nicht zur Auswertung herangezogen wurde. Weiterhin ist der Verlauf der Kalibrierkurve des Ammoniak-Diazoversuches dargestellt.

Aus Abbildung 6.9 mit 6.14 sowie Anhang B ist ersichtlich, dass die Umfangsverteilung an der ebenen Plattform relativ gut und gleichmäßig ist, wobei die Kühlluft bis nahe an die Saugseite transportiert wird, wogegen bei der konturierten Plattform die Kühlluft aufgrund des abgeschwächten Passagenwirbels in Umfangsrichtung nur bis in die Passagenmitte gelangt.

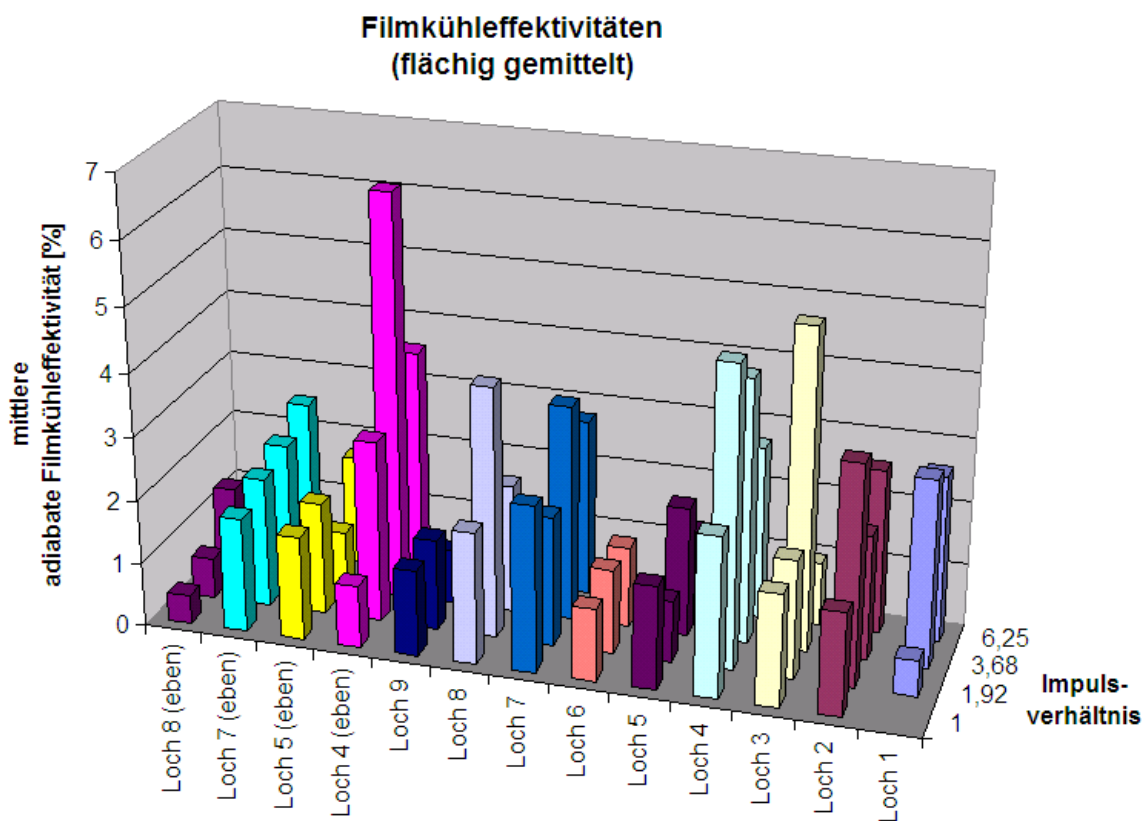


Abbildung 6.8: Ergebnisvergleich: flächig gemittelte adiabate Filmkühleffektivitäten über Lochbezeichnung und Impulsverhältnis

| Lochbezeichnung: | Impulsverhältnis: | | | |
|-----------------------|-------------------|------|------|-------|
| | 1 | 1,92 | 3,68 | 6,25 |
| Loch Nr.1, konturiert | - | 0,57 | 2,95 | 2,62 |
| Loch Nr.2, konturiert | 1,62 | 3,47 | 1,97 | 2,59 |
| Loch Nr.3, konturiert | 1,77 | 1,87 | 5,04 | 0,98 |
| Loch Nr.4, konturiert | 2,52 | 4,72 | 4,15 | 2, 71 |
| Loch Nr.5, konturiert | 1,62 | 0,96 | 2,03 | 1,24 |
| Loch Nr.6, konturiert | 1,13 | 1,33 | 1,28 | - |
| Loch Nr.7, konturiert | 2,61 | 2,03 | 3,39 | 2,79 |
| Loch Nr.8, konturiert | 2,08 | 3,39 | 2,02 | - |
| Loch Nr.9, konturiert | 1,35 | 1,43 | 0,85 | - |
| Loch Nr.4, eben | 0,98 | 2,87 | 6,38 | 3,58 |
| Loch Nr.5, eben | 1,64 | 1,77 | 0,89 | 1,74 |
| Loch Nr.7, eben | 1,81 | 2,05 | 2,22 | 2,52 |
| Loch Nr.8, eben | 0,45 | 0,64 | 1,38 | 1,0 |

Tabelle 6.1: Flächig gemittelte Filmkühleffektivitäten

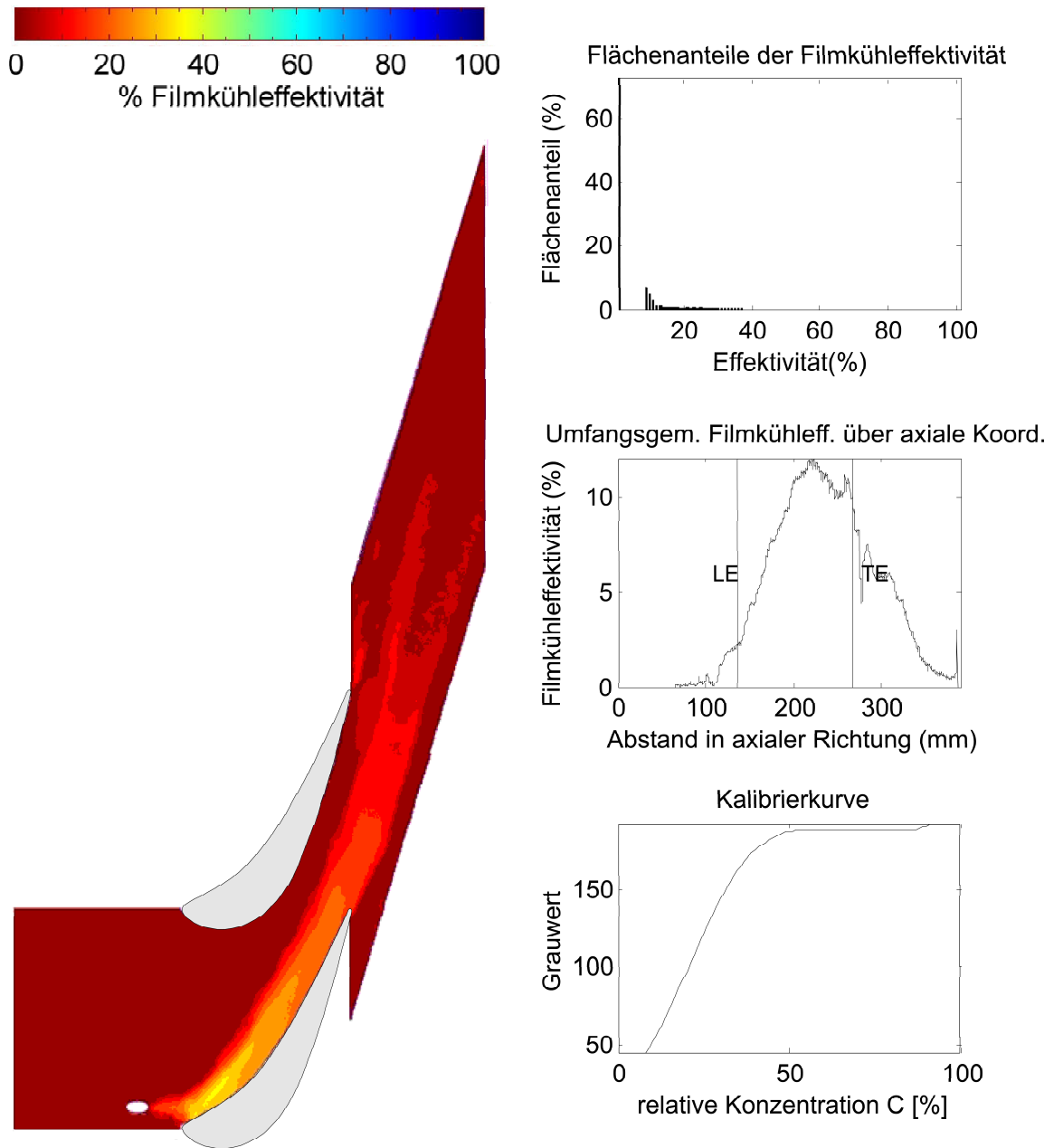


Abbildung 6.9: Bohrung 4, Impulsverhältnis 1,92, Ammoniak-Konzentration 0,5%, konturiert

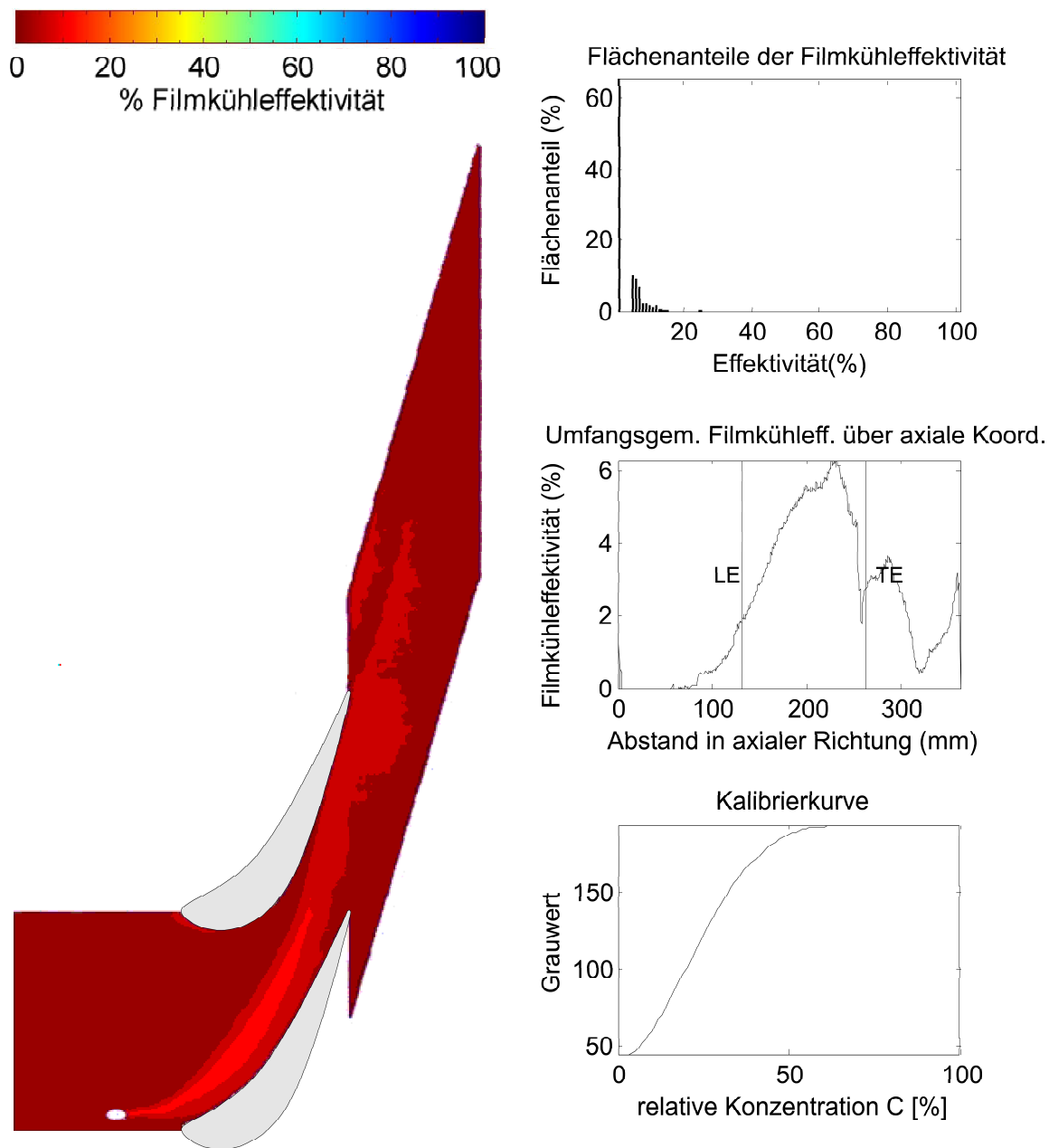


Abbildung 6.10: Bohrung 4, Impulsverhältnis 1,92, Ammoniak-Konzentration 0,5%, eben

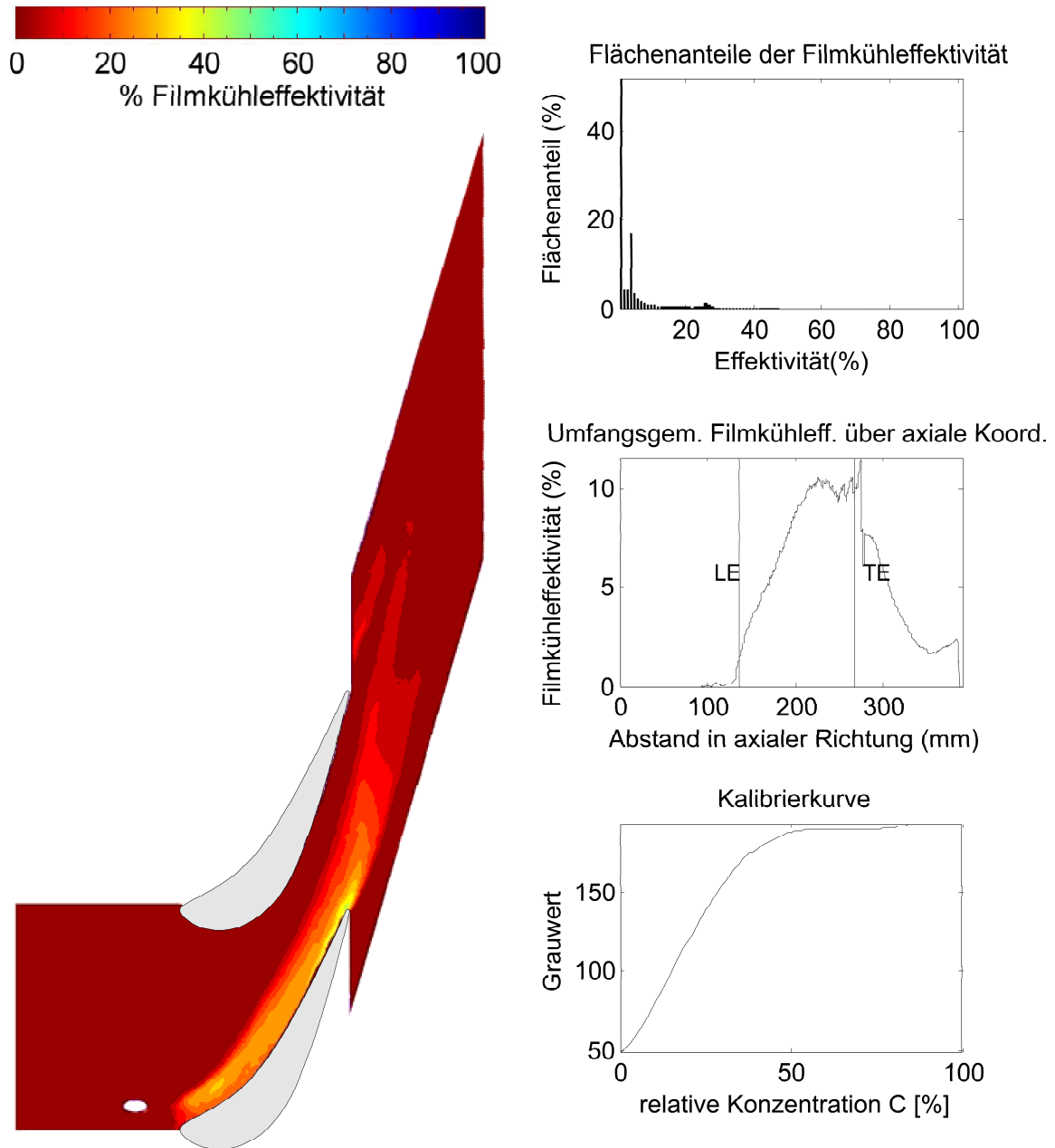


Abbildung 6.11: Bohrung 4, Impulsverhältnis 3,68, Ammoniak-Konzentration 2,0%, konturiert

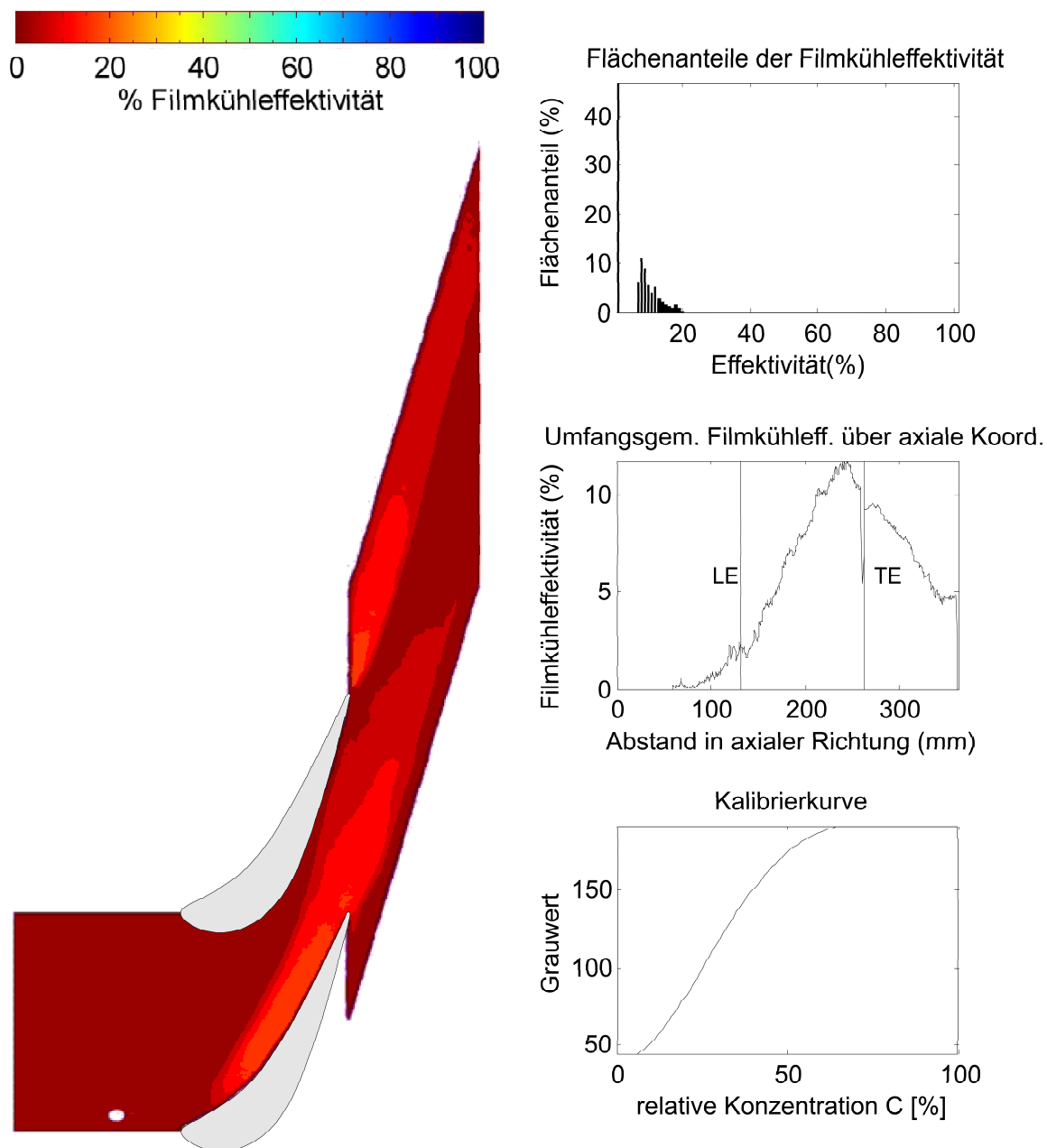


Abbildung 6.12: Bohrung 4, Impulsverhältnis 3,68, Ammoniak-Konzentration 0,5%, eben

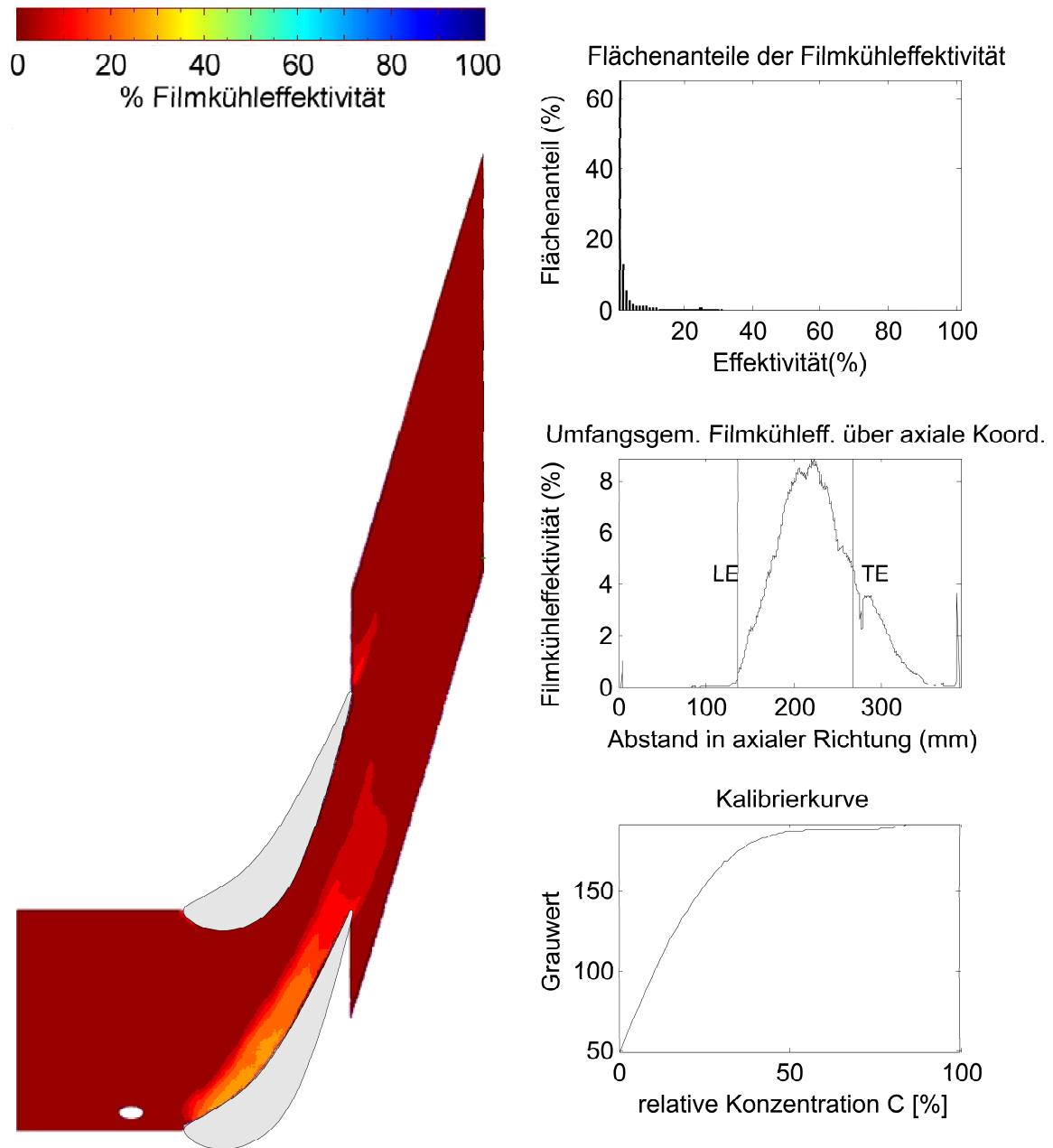


Abbildung 6.13: Bohrung 4, Impulsverhältnis 6,25, Ammoniak-Konzentration 0,5%, konturiert

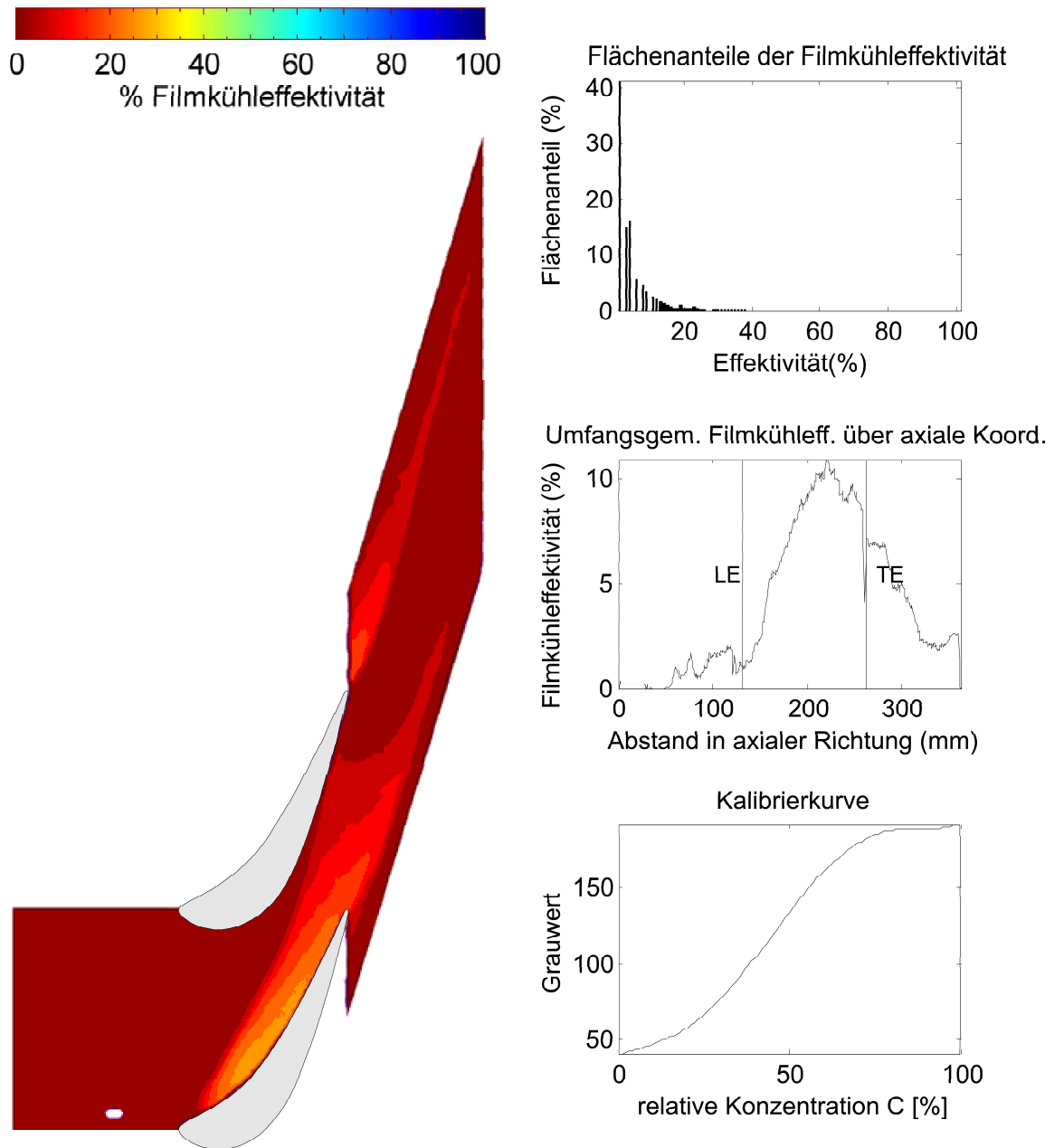


Abbildung 6.14: Bohrung 4, Impulsverhältnis 6,25, Ammoniak-Konzentration 0,5%, eben

Dagegen werden an der konturierten Plattform druckseitig meist höhere Effektivitäten erreicht, wobei an der Schaufelhinterkante ein Bereich besonders hoher Effektivität neu auftreten kann. An der ebenen und der konturierten Plattform treten die höchsten Effektivitäten bei dem Impulsverhältnis $I = 3,68$ auf, bei höheren Impulsverhältnissen hingegen beginnt der Kühlluftstrahl abzuheben.

Die Abbildungen 6.15 mit 6.17 stellen die relativen Änderungen der Filmkühleffektivität der konturierten Plattform, bezogen auf die Effektivitäten der ebenen Plattform in Prozent (%) dar. Bei Abb. 6.15 und Abb. 6.16 ist anhand des dunkelblauen Streifens innerhalb der Schaufelreihe sehr deutlich sichtbar, dass die Filmkühleffektivität der konturierten Plattform hier im Bereich der Passagenmitte abnimmt, während sie im vorderen Bereich der Schaufeldruckseite teilweise um das mehrfache zunimmt. Bei insgesamt ähnlicher Effektivität ist demnach deutlich die Umverteilung der Kühlwirkung hin zur Schaufeldruckseite zu sehen, was auf die Abschwächung des Passagenwirbels zurückzuführen ist. Bei höheren Impulsverhältnissen, Abb. 6.17, wird diese Tendenz nur zu einem geringen Maß festgestellt, da hier der Kühlluftstrahl bereits abgehoben hat.

Im Bereich des Schaufelnachlaufes (rechte obere Bildseite in Abb. 6.15 mit 6.17) werden anhand der dunkelblauen Fläche relative Abweichungen infolge von Messungenauigkeiten sichtbar, welche jedoch nicht überbewertet werden sollten, da diese bei sehr geringen Absolutwerten der Filmkühleffektivität auftreten.

Es wird somit festgestellt, dass die Wirksamkeit der „ballistischen“ Filmkühlung als flächiges Kühlverfahren vor allem bei Schaufelreihen mit starken Passagenwirbel, wie hier im Referenzfall „ebene Plattform“, nachgewiesen werden konnte. Bei durch Konturierung abgeschwächtem Passagenwirbel wird, in Umfangsrichtung gemittelt, eine ähnliche Größenordnung der Filmkühleffektivität erreicht, jedoch konzentriert sich die Kühlwirkung im vorderen Bereich der Schaufeldruckseite, wo die Filmkühleffektivität gegenüber der ebenen Plattform deutlich ansteigt, wogegen diese in Passagenmitte deutlich abnimmt. Bei höheren Impulsverhältnissen hebt der Kühlluftstrahl in beiden Fällen ab, wodurch die Effektivität bei der konturierten Plattform deutlich zurückgeht, wogegen an der ebenen Plattform noch eine deutliche Kühlwirkung bei flächiger Verteilung im Bereich der Schaufelhinterkante erreicht wird.

Hieraus ist zu folgern, dass bei der konturierten Plattform eine gegenüber der ebenen Plattform verbesserte Kühlwirkung der Schaufeldruckseite erreicht wird, jedoch eine zusätzliche Kühlung der Passage in Passagenmitte und nahe der Schaufelsaugseite erfolgen sollte, wobei das Impulsverhältnis des „ballistischen“ Kühlluftstrahles verringert werden kann.

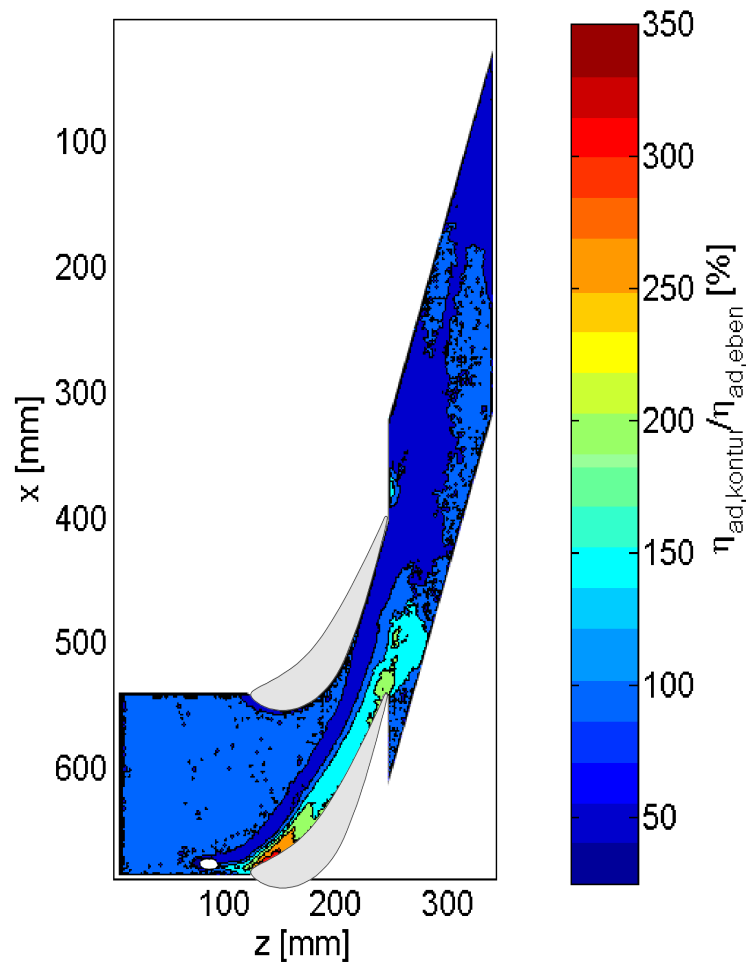


Abbildung 6.15: Relative Änderung der Filmkühleffektivität durch Konturierung, Bohrung 4, $I=1,92$

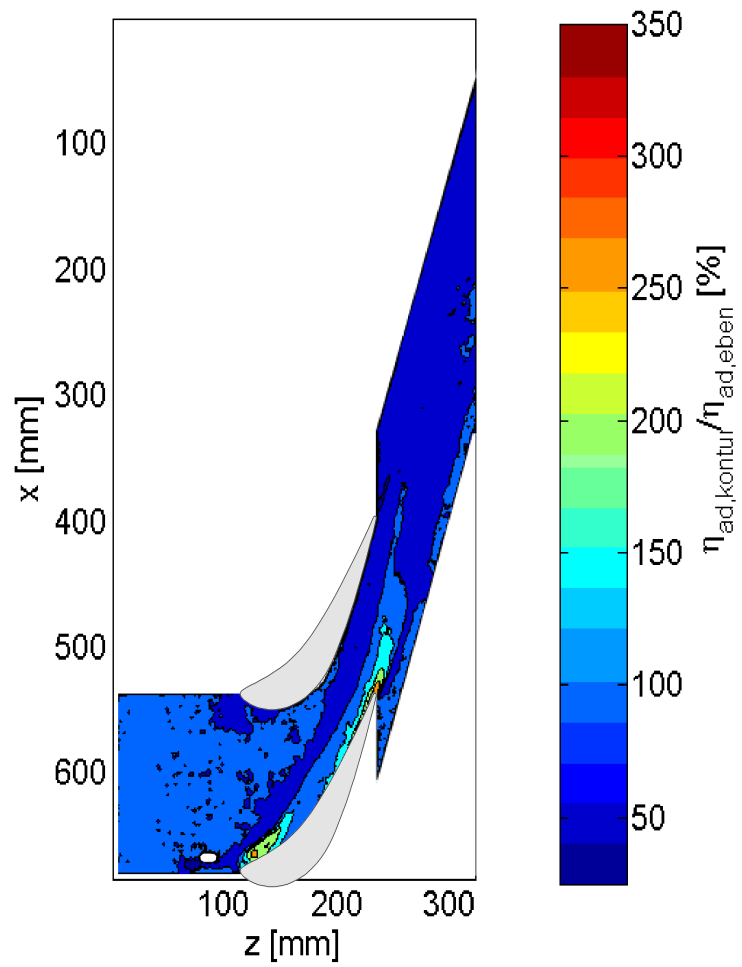


Abbildung 6.16: Relative Änderung der Filmkühleffektivität durch Konturierung, Bohrung 4, $I=3,68$

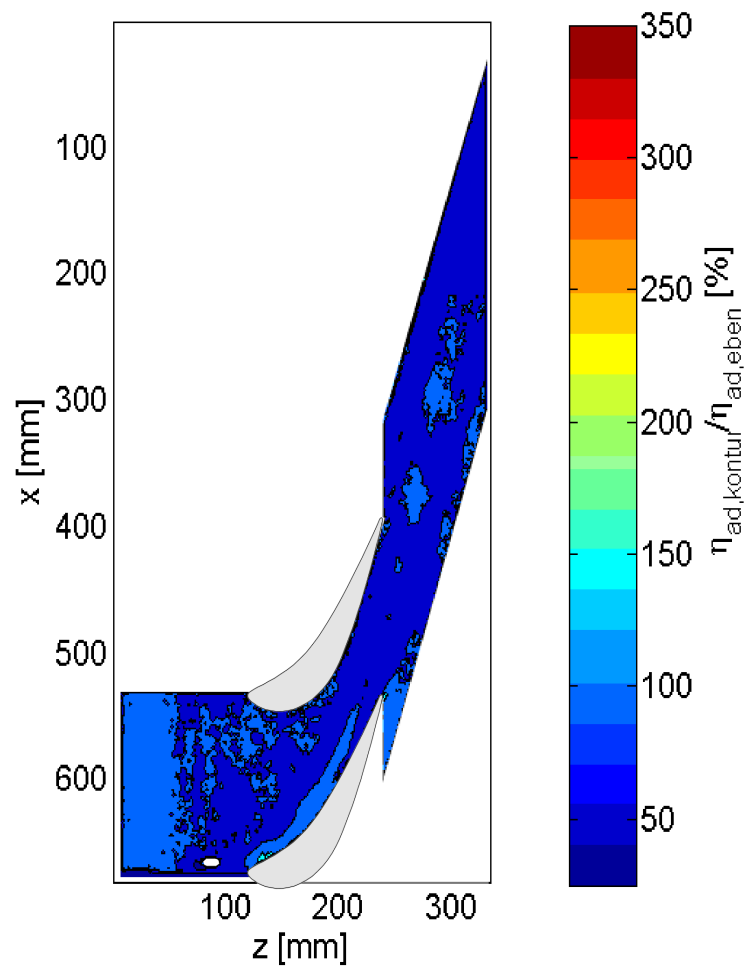


Abbildung 6.17: Relative Änderung der Filmkühleffektivität durch Konturierung, Bohrung 4, $I=6,25$

Kapitel 7

PIV-Messungen

Mit einem Particle Image Velocimetry (PIV) System der Fa. TSI wurden zum Zweck der Ergänzung der 5-Lochsondenmessung bezüglich der Abströmungswinkelverteilung, Kap. 4.4.2, Messungen an der ebenen und der konturierten Plattform durchgeführt. Hierzu wurden 10 Lichtschnitte in Draufsicht, in gleichmäßigen Abstufungen der y -Achse, ausgehend vom Mittelschnitt ($y/h = 0,5$) bis hin zur Plattform ($y/h = 0$), vermessen. Weiterhin wurden Lichtschnitte in Seitenansicht in die Abströmebene der pneumatischen Sonden gelegt, siehe Abbildung 3.5. Parallel hierzu wurden 4 weitere Lichtschnitte stromaufwärts bis $0,05 \cdot c_{ax}$ angebracht, um Volumeninformationen der Geschwindigkeitsverteilung zu erhalten. Weitere Messebenen wurden durch die Abschattung der nächsten Schaufel verhindert. Aufgrund der schwierigen optischen Zugänglichkeit und durch die in Folge der relativ hohen Geschwindigkeiten auftretenden Seedingprobleme wurden bei der Seitenansicht keine aussagekräftigen Messungen erhalten. Auf die Darstellung der Seitenansicht wird deshalb hier verzichtet.

Die Abströmwinkelverteilung, Abbildung 7.1, wurde aus den durch PIV ermittelten Geschwindigkeitsverteilungen, siehe Anhang C, Abb. C.1 mit C.12, durch Flächenmittelung in Umfangsrichtung gebildet. Der gemittelte Bereich erstreckte sich von $z = -20$ bis $z = 0$, $x = -150$ bis $x = +25$ mm. Der Mittelungsbereich umschließt somit die Lage der 5-Lochsondenmessung um einen 20 mm breiten Streifen, welcher sich über eine Passagenteilung in x -Richtung der Länge $T = 175$ mm erstreckt. Der in Umfangsrichtung flächengemittelte Abströmwinkel $tw(^{\circ})$ wird aus den in Umfangsrichtung flächengemittelten Abströmungsgeschwindigkeiten erhalten:

$$tw = \bar{\vartheta} - \vartheta_{s0} = 180/\pi \cdot \arctan\left(\frac{\bar{v}}{u}\right) - \vartheta_{s0} = \bar{\vartheta} + 74^{\circ} \quad (7.1)$$

Abbildung 7.1 stellt die erhaltene Tangentialwinkelverteilung an der Po-

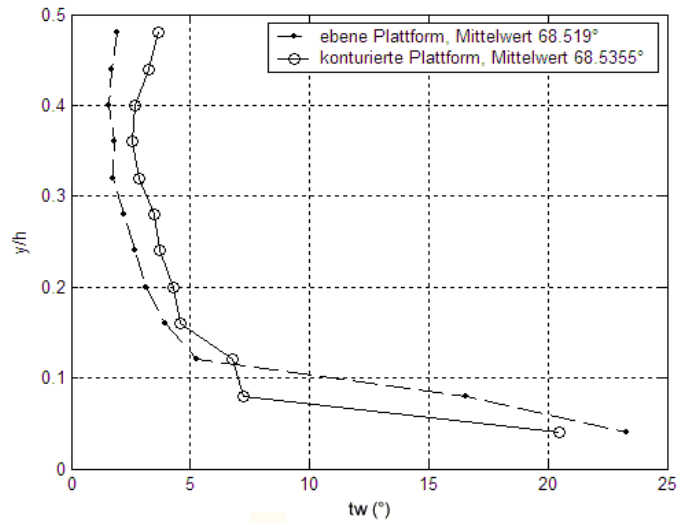


Abbildung 7.1: Flächengemittelte Abströmwinkelverteilung $tw(^{\circ})$, gemittelt im Bereich $-20 < z < 0$ (PIV-Messungen)

sition der 5-Lochsondenmessungen dar, vgl. Kap. 4.4.2. Zusätzlich sind in Abbildung 7.2 und 7.3 die Mittelungen der Bereiche $0 < z < 10$ und $10 < z < 20$ dargestellt, um eine mögliche Trendaussage der Abströmwinkelverteilung zu erhalten.

Die Verringerung der Umlenkung aufgrund der Konturierung ist anhand der flächengemittelten Abströmungswinkelverteilungen, Abbildungen 7.1 mit 7.3, bis zur Höhe $y/h = 0,1$ deutlich erkennbar. Unterhalb von $y/h \approx 0,1$ zeigen sich sehr starke Abweichungen von den 5-Lochsondenmessungen, welche auf eine Fehlmessung aufgrund mangelnder Seedingpartikel hinweisen, was auf die für PIV-Messungen relativ hohen Geschwindigkeiten und die starke Sekundärströmung in diesem Bereich zurückzuführen ist. Der Trend der Messungen der 5-Lochsonde bezüglich der Minderumlenkung der konturierten Plattform, Abbildung 4.35, wird somit oberhalb von $y/h = 0,1$ bestätigt. Da es sich bei den vorliegenden Messungen um Flächenmessungen handelt sowie aufgrund der Seedingproblematik wurde auf eine Massenstrommittelung verzichtet. Die qualitative Beobachtung der Minderumlenkung der konturierten Plattform bleibt hiervon jedoch unberührt. Aufgrund der präziseren Winklereinstellung werden jedoch die Meßwerte der 5-Lochsondenmessung als genauer betrachtet.

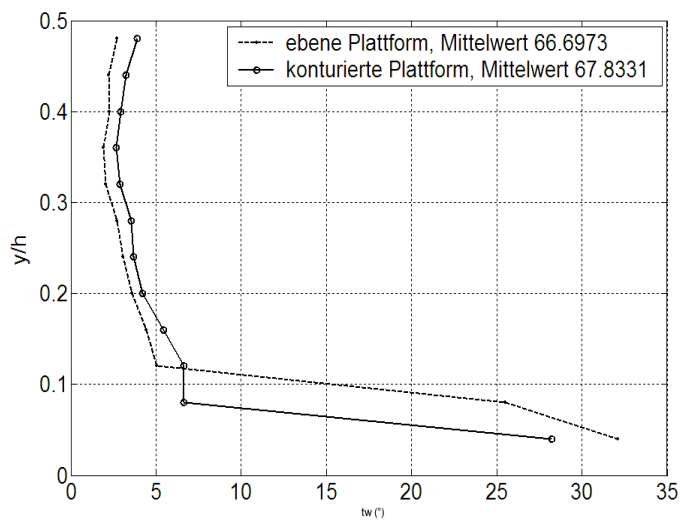


Abbildung 7.2: Flächengemittelte Abströmwinkelverteilung $tw(^{\circ})$, gemittelt im Bereich $0 < z < 10$ (PIV-Messung)

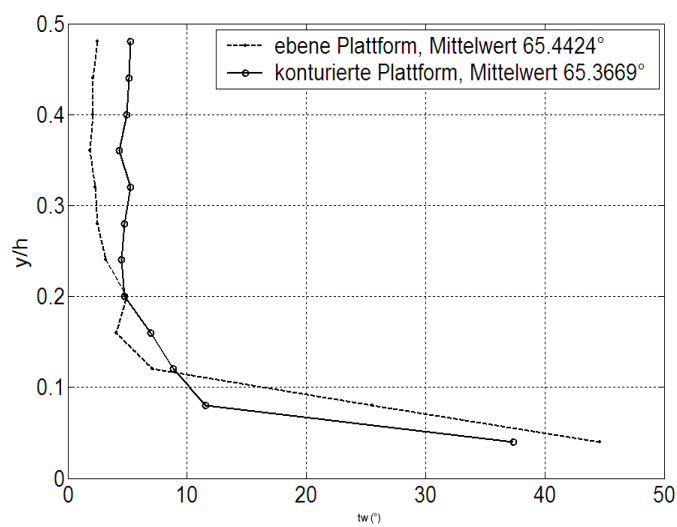


Abbildung 7.3: Flächengemittelte Abströmwinkelverteilung $tw(^{\circ})$, gemittelt im Bereich $10 < z < 20$ (PIV-Messungen)

Kapitel 8

Numerische Berechnung

Die Numerische Vergleichsrechnung erfolgte mit dem kommerziellen Programmpaket „Numeca FineTurbo“, Version 6.1-1, und besteht aus der Lösung der RANS-Gleichungen, Abschnitt 2.1. Das Berechnungsgitter reichte bis zur Mitte der Kaskade, wo sich eine Spiegelungsrandbedingung sowie eine Periodische Randbedingung in Umfangsrichtung anschließen. Die Eintrittsprofile von Geschwindigkeit und Turbulenzparametern wurden anhand der gemessenen Eintrittsgrößen vorgegeben, wogegen die Austrittsbedingung durch eine Druckrandbedingung vorgegeben wurde. Für die Berechnung der ebenen und der konturierten Plattform wurden jeweils die gleichen Berechnungsgitter verwendet, welches im letzteren Fall auf die Oberfläche der konturierten Plattform projiziert wurde. Die Berechnung des Wärmeübergangs erfolgte anhand einer isothermen Randbedingung der Plattform und der Schaufel bei $T_w = 273,15 \text{ K}$, wogegen die eintretende Strömung eine Temperatur von $T_0 = 293,15 \text{ K}$ aufwies. Diese geringe Temperaturdifferenz wurde gewählt, um temperaturbedingte Variationen der Dichte und der Viskosität gering zu halten, und um die Vergleichbarkeit mit dem adiabaten Windkanalversuch zu gewährleisten.

Alle im folgenden dargestellten Berechnungen wurden mit mindestens 8000 Iterationen auf 3 Netzverfeinerungsebenen durchgeführt, was in Residuen unterhalb von $1e^{-4}$ und Massenstromabweichungen des Ein- und Austritts unter 0,05 % resultierte. Der dimensionslose Wandabstand betrug $y^+ \approx 1-2$.

Auswahl des Berechnungsgitters

Zur Auswahl einer geeigneten Berechnungsgittergröße wurden Berechnungen auf 5 verschiedenen Berechnungsgittern durchgeführt. Gitter 1 und 2 wurden durch eine Vergrößerung des feineren Gitters 3 mittels des Multigrid-

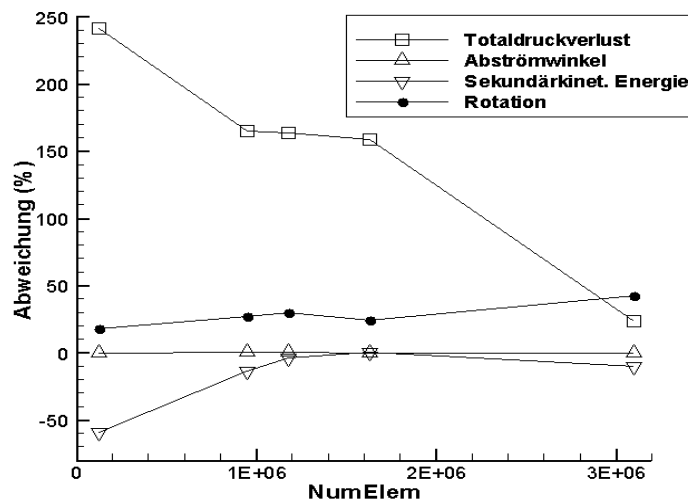


Abbildung 8.1: Abhängigkeit der Ergebnisse von der Anzahl der Gitterelemente (Turbulenzmodell nach Spalart-Allmaras)

Verfahrens, vgl. [57], erhalten, wogegen Gitter 4 und 5 neu erstellt wurden. Aufgrund der in Abbildung 8.1 dargestellten Abhängigkeit der Lösungen (erzielt mit dem Turbulenzmodell nach Spalart-Allmaras) von der Gittergröße wurden im folgenden Berechnungen mit 3,1 Mio. Elementen durchgeführt. Der Totaldruckverlust sinkt mit steigender Gittergröße, wogegen der Einfluss auf den Abströmwinkel vernachlässigbar ist. Daneben wurde bei einer Gittergröße von 2,2 Mio. Elementen ein wellenförmiger Konvergenzverlauf beobachtet. Mit steigender Gittergröße verschwand die Wellenform jedoch wieder. Eine weitere Verfeinerung des Berechnungsgitters wurde durch die Verfügbarkeit der eingesetzten Ressourcen begrenzt.

Abbildung 8.2 zeigt eine perspektivische Ansicht eines Berechnungsgitters für die konturierte Plattform.

Auswahl des Turbulenzmodells

Es wurden Rechnungen mit dem Nullgleichungs-Turbulenzmodell nach Baldwin-Lomax, dem Eingleichungs-Turbulenzmodell nach Spalart-Allmaras [73] und den k - ϵ -Modellen nach Chien, Shih sowie Launder und Sharma durchgeführt. Weiterhin wurden Berechnungen mit einem nichtlinearen k - ϵ -Modell durchgeführt, wobei jedoch keine Konvergenz erzielt werden konnte.

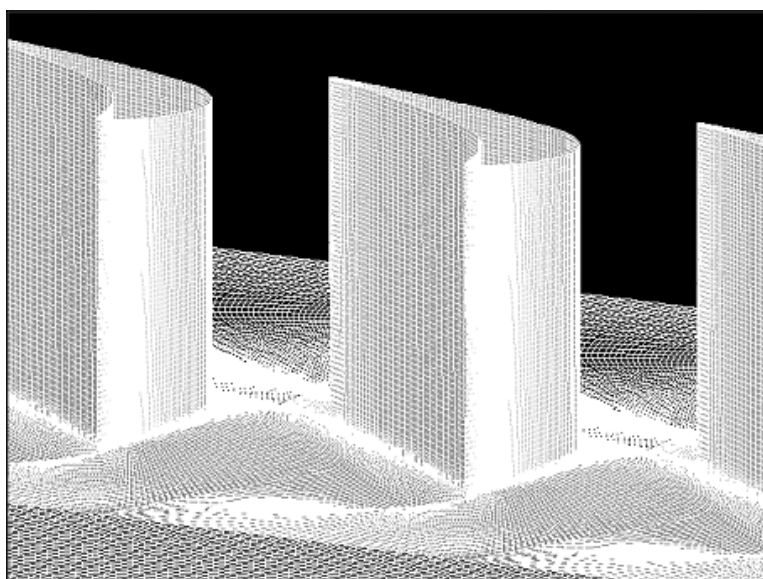


Abbildung 8.2: Berechnungsgitter der konturierten Plattform

Bei einer Berechnungsgittergröße von 2,2 Mio. Elementen wurde eine Vorauswahl der Turbulenzmodelle durchgeführt, welche eine gute Leistung der Turbulenzmodelle nach Chien, Spalart-Allmaras und Launder-Sharma ergab. Da die Turbulenzmodelle nach Chien und Spalart-Allmaras nahezu identische Ergebnisse lieferten, wurde in der Folge das einfachere und somit numerisch günstigere Turbulenzmodell nach Spalart-Allmaras dem Turbulenzmodell nach Chien vorgezogen, siehe auch Bardina et al. [3]. Tabelle 8.1 zeigt einen Vergleich der in der Abströmungsmessebene nach Abb. 3.5 flächengemittelten Berechnungsergebnisse der verbliebenen Turbulenzmodelle nach Spalart-Allmaras und Launder-Sharma.

| Kenngröße | Abweichung ggüb. Messung (%) | |
|----------------------------------|------------------------------|----------------|
| | Spalart-Allmaras | Launder-Sharma |
| Abströmungswinkel | -2,375 | -2,366 |
| Totaldruckverlust | -1,836 | -32,374 |
| spez. sekundärkinetische Energie | -72,254 | -68,750 |
| Rotation | -44,950 | -47,535 |

Tabelle 8.1: Vergleich gemittelter Kenngrößen: Änderung gegenüber der Messung in %, ebene Plattform, Vorauswahl (2,2 Mio. Elemente)

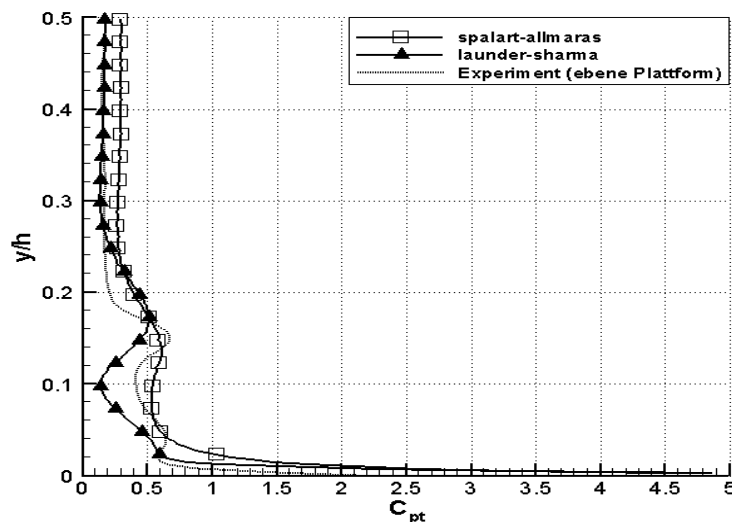


Abbildung 8.3: Totaldruckverlustbeiwert: Vergleich Numerik-Experiment (ebene Plattform)

Gegenüber der Messung zeigen sich deutliche Abweichungen bei der sekundärkinetischen Energie und der Rotation, wobei beide Turbulenzmodelle nahezu gleichauf liegen. Der massenstromgemittelte Totaldruckverlust wird mit dem Turbulenzmodell nach Spalart-Allmaras am besten berechnet.

Der Vergleich der in Umfangsrichtung massenstromgemittelten Werte des Totaldruckverlustes in der Abströmungsmessebene der ebenen Plattform ergab für die verwendeten Turbulenzmodelle den in Abbildung 8.3 gezeigten Verlauf, vgl. Abb 4.18. Wie bereits bei der Berechnungsgittergröße von 2,2 Mio. Elementen festgestellt wurde, vgl. [19], zeigen sich auch bei 3,1 Mio. Elementen für beide Turbulenzmodelle deutliche Abweichungen gegenüber der Messung im Bereich der Sekundärströmung ($0,05 < y/h < 0,25$). Daneben zeigen sich ebenfalls Abweichungen des Turbulenzmodells nach Spalart-Allmaras im Bereich der Grenzschicht, wogegen der Grenzschichtverlauf durch das Turbulenzmodell nach Launder-Sharma am besten wiedergegeben wird.

Bei der weiteren Auswertung der Berechnungen mit dem Turbulenzmodell nach Launder-Sharma zeigten sich jedoch Inhomogenitäten im Bereich der Non-matching Boundaries (NMB) Randbedingungen (siehe [57]) in der Plattformgrenzschicht, welche auf ein Implementierungsproblem hindeuten und auch die beobachtete langsame Konvergenz der Berechnung mit diesem Turbulenzmodells erklären. Non-matching Boundaries sind Randbedingun-

gen, bei welchen bei einer Periodizität des Gitters, wie sie im vorliegenden Fall in Umfangsrichtung auftritt, ein Knoten nicht genau auf den durch die Periodizität definierten Knoten fällt, weshalb zwischen den Knoten interpoliert wird, um die Randbedingungen zu übertragen.

Im Bereich der Endwandgrenzschicht ist die getroffene Bewertung der Turbulenzmodelle deshalb nicht repräsentativ. Deshalb und aufgrund der insgesamt besseren Übereinstimmung im Bereich der Sekundärströmung wird im folgenden das Turbulenzmodell nach Spalart-Allmaras verwendet.

8.1 Berechnungsergebnisse

Die folgenden Darstellungen zeigen die Verteilung der Berechnungsergebnisse mit 3,1 Mio. Elementen in einer der Abströmungstraversenmessebene entsprechenden Schnittebene, vgl. Abb. 3.5. Zur direkten Vergleichbarkeit sind die Messergebnisse aus Kapitel 4.4 unterhalb nochmals dargestellt. Die Spreizung der Niveaulinien der Totaldruckverteilungen entspricht jener der Messungen, siehe Abb. 8.5, 8.7, 4.25 und 4.26.

Obleich die Höhe und Lage der Verlustbereiche annähernd korrekt wiedergegeben werden, sind doch viele Details nicht erkennbar. Insbesondere wird die Form des Passagenwirbels nicht korrekt wiedergegeben. Die gemessene Verschiebung der Totaldruckverluste zur konturierten Plattform hin wird von der Berechnung ebenfalls nicht wiedergegeben, wie auch die Verluste in der Grenzschicht.

Die Verteilung der spezifischen sekundärkinetischen Energie, Abb. 8.8 und 8.10 zeigt im Vergleich mit den unterhalb nochmals dargestellten Messungen eine Unterschätzung der quantitativen Verteilung bei einer nahezu korrekten Berechnung der Lageverteilung. Insbesondere werden zum einen die nahezu vollständige Eliminierung im Bereich des Passagenwirbels der konturierten Plattform und zum anderen der gemessene starke Anstieg in unmittelbarer Wandnähe zur konturierten Plattform korrekt wiedergegeben.

Für die Berechnung der Nusseltzahlverteilung wurde zum Zweck der Vergleichbarkeit mit den Stoffübergangsmessungen zunächst eine Berechnung mit einem Medium durchgeführt, welches die Stoffeigenschaften von Luft besitzt. Um jedoch der Schmidtzahl von $Sc = 2,47$ des Stoffpaares Naphtalin-Luft zu entsprechen, wurde die Wärmeleitfähigkeit λ des Berechnungsmediums so verändert, dass eine Prandtlzahl von $Pr = 2,47$ resultiert. Um Einflüsse der Stoffwerteänderung auf das Strömungsfeld auszuschließen, wurden gleichzeitig alle weiteren Stoffwerte konstant gehalten, d.h., die Berechnung erfolgte hier für den inkompressiblen Fall.

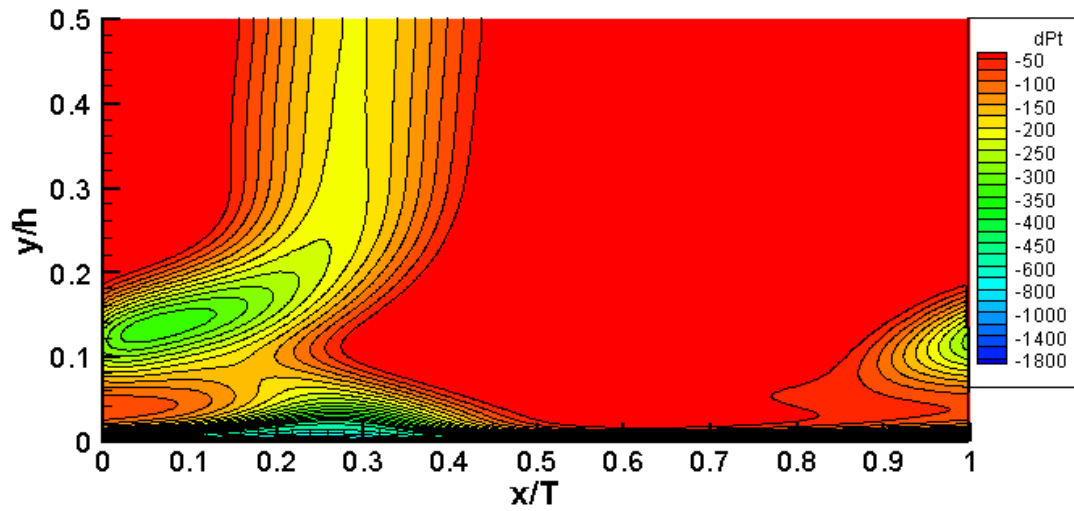


Abbildung 8.4: Berechnung: Totaldruckverlust, Turbulenzmodell nach Spalart-Allmaras, ebene Plattform

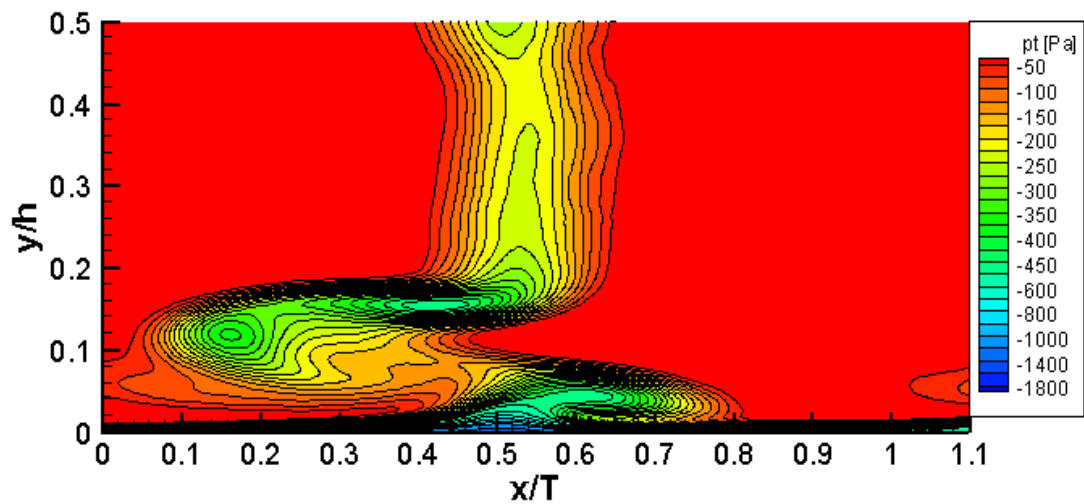


Abbildung 8.5: Messung: Totaldruckverteilung, ebene Plattform

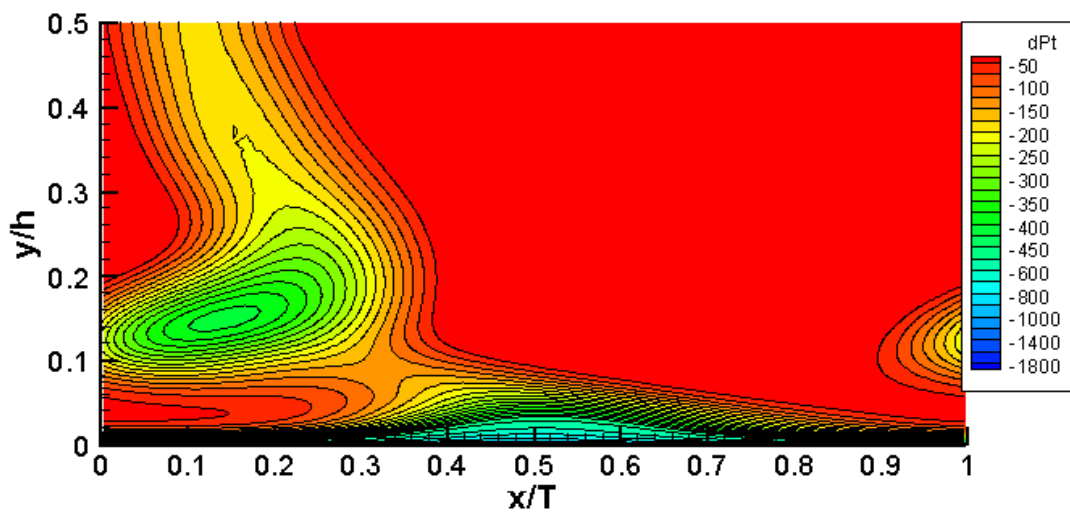


Abbildung 8.6: Berechnung: Totaldruckverlust, Turbulenzmodell nach Spalart-Allmaras, konturierte Plattform

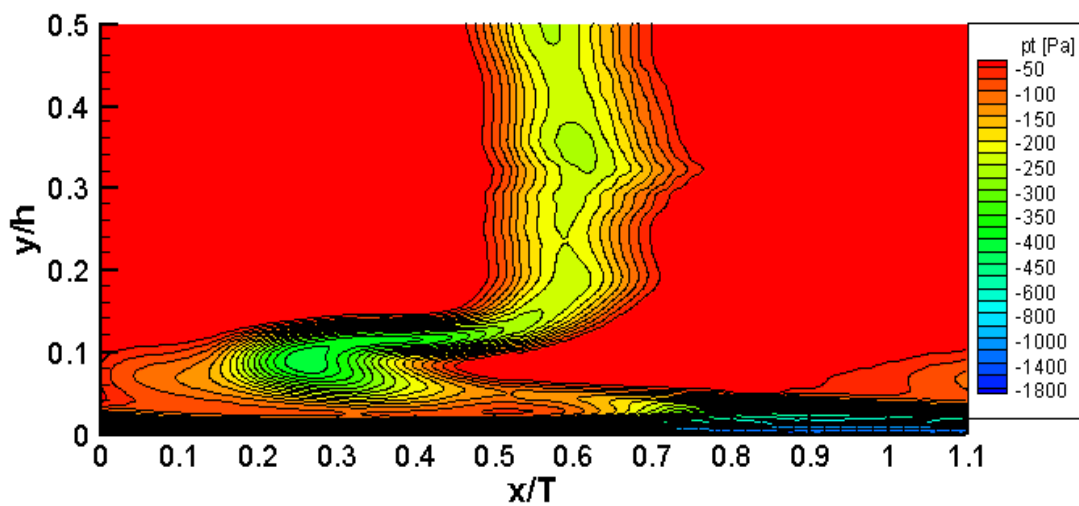


Abbildung 8.7: Messung: Totaldruckverteilung, konturierte Plattform

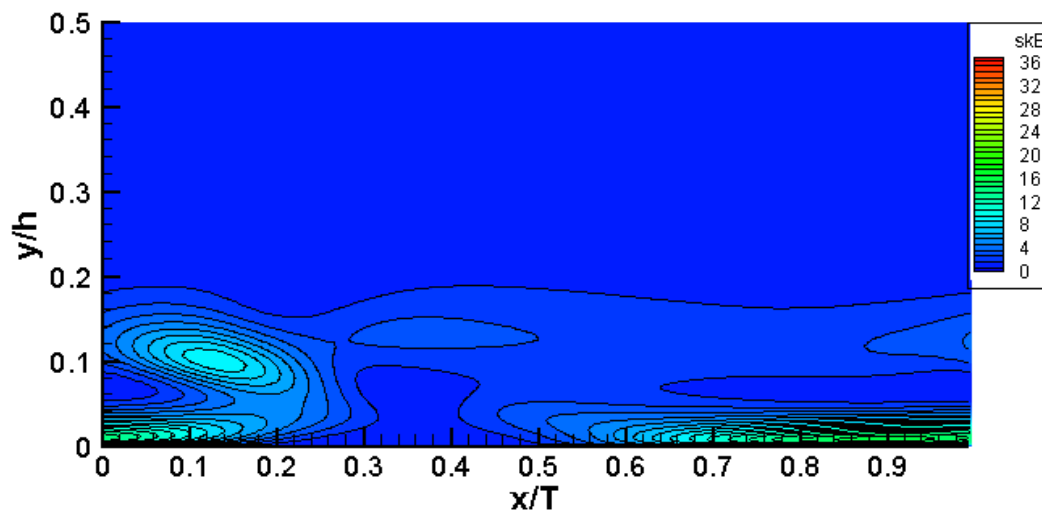


Abbildung 8.8: Berechnung: spezifische sekundärkinetische Energie, Turbulenzmodell nach Spalart-Allmaras, ebene Plattform

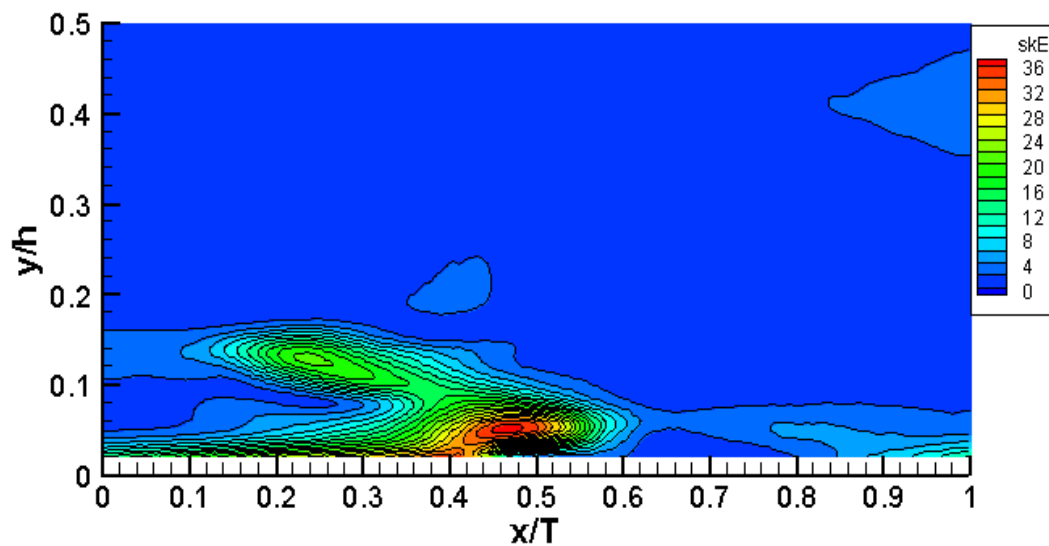


Abbildung 8.9: Messung: spezifische sekundärkinetische Energie, ebene Plattform

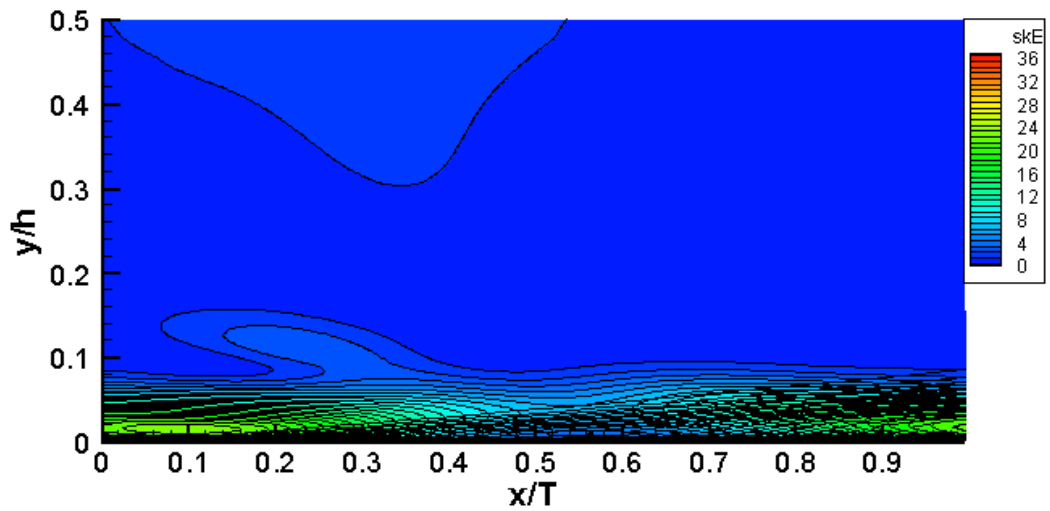


Abbildung 8.10: Berechnung: spezifische sekundärkinetische Energie, Turbulenzmodell nach Spalart-Allmaras, konturierte Plattform

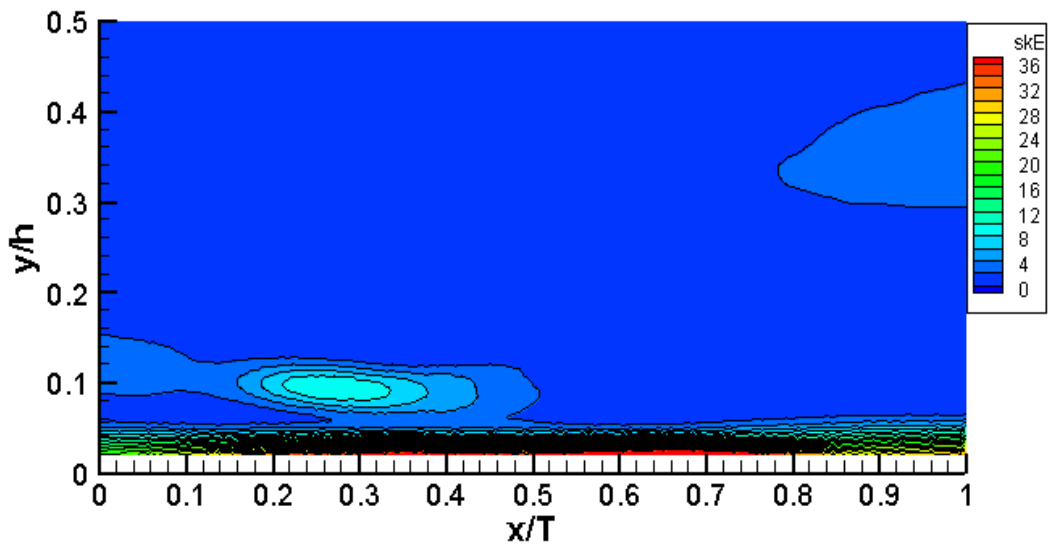


Abbildung 8.11: Messung: spezifische sekundärkinetische Energie, konturierte Plattform

Wie aufgrund der inkompressiblen Strömungsgeschwindigkeiten ($Ma < 0,3$) zu erwarten ist, wurden Verteilungen des Totaldruckverlustes und der spezifischen sekundärkinetischen Energie erhalten, welche keine Änderung gegenüber dem kompressiblen Fall erkennen ließen. Auf deren Darstellung wird hier jedoch verzichtet.

Aufgrund der Wärme-Stoffanalogie erhält man nach Gl. 2.39 und Gl. 2.46 für $Sc = Pr Le = 1$ und somit $Nu = Sh$. Im Vergleich mit den Messungen an der ebenen Plattform, Abb. 5.5 wurde jedoch bei der Berechnung mit $Pr = 2,47$ eine deutliche Überschreitung der Nusseltzahlverteilung beobachtet, welche etwa $+63,1\%$ gegenüber der gemessenen Sherwoodzahlverteilung, bezogen auf die Maximalwerte, beträgt. Die Verteilung entspricht hierbei qualitativ Abb. 8.12. Als Ursache hierfür wird ebenfalls ein Implementierungsproblem vermutet. Bei der Berechnung mit dem Turbulenzmodell nach Launder und Sharma beträgt die Überschreitung etwa $+205,1\%$. Hierbei ist jedoch das erwähnte Implementierungsproblem der NMB Randbedingungen zu beachten, s.o., wodurch diese Aussage für dieses Turbulenzmodell nicht repräsentativ ist.

In Anbetracht der relativ hohen Abweichungen wurden weitere Berechnungen für das Medium Luft mit der Prandtl-Zahl von $Pr = 0,72$ durchgeführt, siehe Abb. 8.12 und 8.14. Die Stoffwerte wurden entsprechend der Temperatur- und Druckänderungen variabel gewählt, d.h. diese Berechnungen erfolgten wieder für ein kompressibles Medium. Entsprechend der Wärme-Stoffanalogie, siehe Kap. 2.3, werden die erhaltenen Nusseltzahlverteilungen nun mittels der Analogiefunktion Ψ umgerechnet. Da im Rahmen des Projektes eine Trägergasvariation zur experimentellen Bestimmung der Analogiefunktion nicht vorgesehen war, musste eine Analogiefunktion hergeleitet werden. Durch Einsetzen von Gl. 2.51 und 2.52 in Gl. 2.47 erhält man (Gl. 2.53):

$$\Psi = \frac{Pr^{1/3}}{Sc^{1/3}} = 0,663$$

und damit

$$Sh = Nu/\Psi = Nu/0,663 \quad (8.1)$$

Unter der Voraussetzung, dass die Abweichungen der Plattformströmung von der idealisierten ebenen Plattenströmung, insbesondere an den Stellen hoher Nusseltzahlen, als klein angenommen werden kann, erhält man so eine Beziehung für die Analogiefunktion, welche für laminare und turbulente Strömung gleichermaßen geeignet ist, wodurch der Grenzschichtzustand in

erster Näherung keinen Einfluss auf die Analogiefunktion besitzt. Diese Beziehung hat jedoch eine eingeschränkte Gültigkeit und kann nicht verallgemeinert werden. Die experimentelle Bestimmung einer allgemeineren Form der Analogiefunktion lag hingegen außerhalb des Rahmens des hier behandelten Projektes.

Die mittels Gl. 8.1 auf Sherwoodzahlen umgerechneten Nusseltzahlverteilungen der Berechnung zeigen gegenüber den Messwerten, bezogen auf die Maximalwerte, eine Abweichung von $-0,3\%$ für die ebene Plattform, was unter Berücksichtigung der gemachten Annahmen als gut zu bezeichnen ist und darauf hinweist, dass obige Annahmen der Wärme-Stoffanalogie in erster Näherung gerechtfertigt sind und auch auf die Gültigkeit der Berechnung hinweist.

Bei ebener und konturierter Plattform werden hingegen im Bereich der niedrigturbulenten Einlaufströmung deutlich höhere Werte von Nu/Ψ als die gemessenen Sherwoodzahlen beobachtet. Die Ursache für diese Abweichungen wird in der Modellierung des Wärmeübergangs bei geringen Turbulenzgraden des verwendeten Turbulenzmodells vermutet.

Bei einer näheren Betrachtung der Verteilung von Nu/Ψ an der ebenen Plattform, Abb. 8.12, zeigt sich, beginnend am engsten Querschnitt, ein stetiges Ansteigen bis zum Erreichen des höchsten Wertes auf der Höhe der Schaufelhinterkanten, wogegen die Messung, Abb. 8.13, eine sehr niedrige Sherwoodzahl in diesem Bereich ergab. Hier schließt sich ein sehr starker Anstieg der Wärmeübergangszahlen im Bereich nach der Schaufelhinterkante an, wobei der höchste Wert deutlich hinter der Passage erreicht wird. Daneben ist die bei der Messung deutlich ausgeprägte Spur der dreidimensionalen Ablöselinie in den Berechnungen nicht feststellbar.

Die Ursache für dieses abweichende Verhalten ist in der fehlenden Transitionsmodellierung der Berechnung begründet, wodurch das stark transitionelle Verhalten der Plattformströmung, insbesondere an der ebenen Plattform, vgl. Kap. 5.4, nicht hinreichend berücksichtigt werden kann.

Bei der Verteilung an der konturierten Plattform, Abb. 8.14, wird im Bereich der Schaufelhinterkante in Passagenmitte ein Bereich erhöhter Werte von Nu/Ψ berechnet, welcher keine Entsprechung in den Messungen, vgl. Abb. 8.15, findet. Abgesehen von diesem Bereich finden sich jedoch bei Messung und Berechnung ähnliche Verteilungen. So finden sich in beiden Fällen in der Abströmung saugseitig in unmittelbarer Schaufelnähe stark verringerte Werte, wogegen in Passagenmitte ein erhöhter Stoff- bzw. Wärmeübergang beobachtet wird.

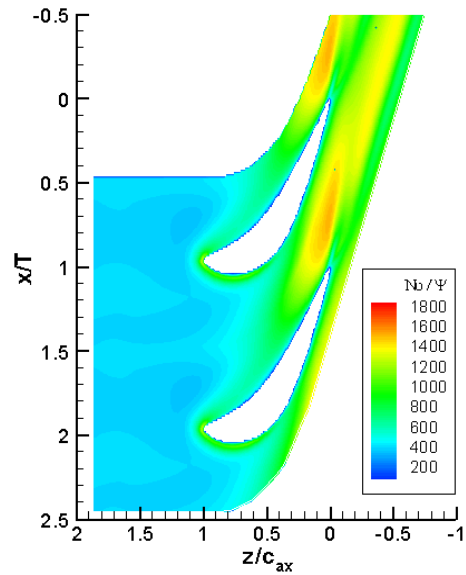


Abbildung 8.12: Berechnung: Verteilung von Nu/Ψ , Turbulenzmodell nach Spalart-Allmaras, ebene Plattform

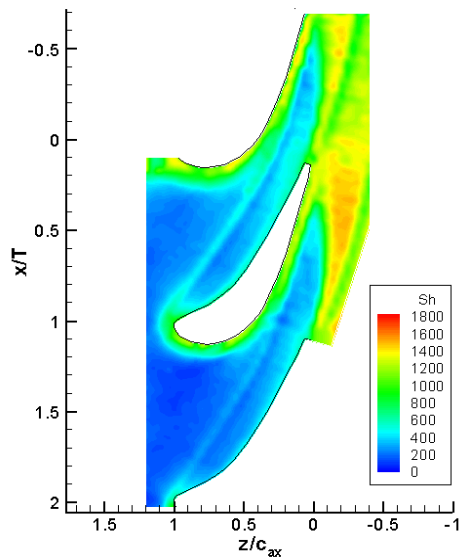


Abbildung 8.13: Messung: Verteilung der Sherwoodzahl, ebene Plattform

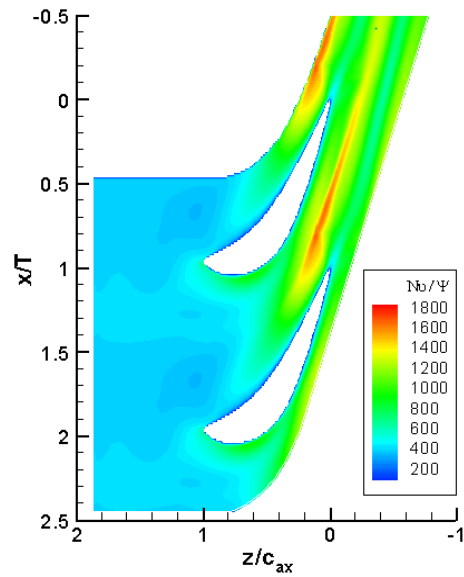


Abbildung 8.14: Berechnung: Verteilung von Nu/Ψ , Turbulenzmodell nach Spalart-Allmaras, konturierte Plattform

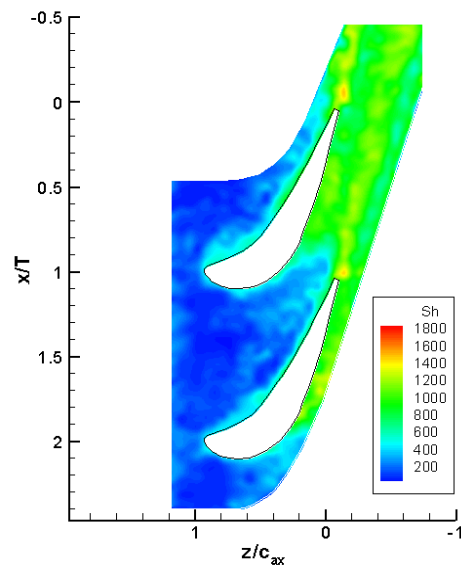


Abbildung 8.15: Messung: Verteilung der Sherwoodzahl, konturierte Plattform

8.2 Vergleich Numerik-Experiment

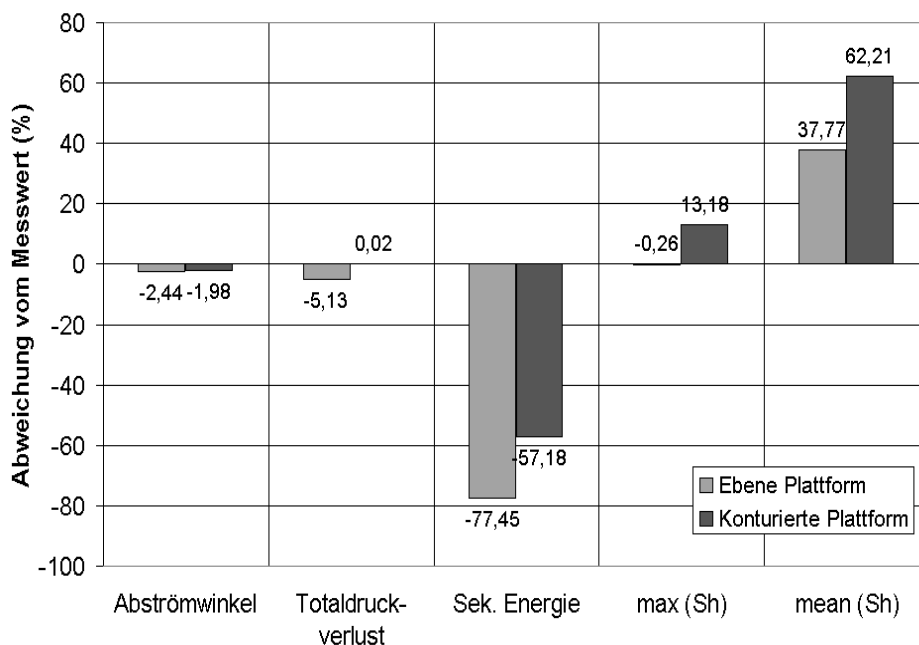


Abbildung 8.16: Abweichung der gemittelten Berechnungsergebnisse von den Messwerten

Abbildung 8.16 stellt die Abweichungen der berechneten von den gemessenen Werten dar. Die Mittelung wurde für Abströmwinkel, Totaldruckverlust und sekundärkinetische Energie als Massenstrommittelung durchgeführt, wogegen die Sherwoodzahlvergleiche flächengemittelt sind, wobei sich die Mittelung über 2 ganze Passagen in Umfangsrichtung (x/T) sowie in axialer Richtung über $-0.7 \leq z/c_{ax} \leq 1.2$ erstreckt.

Bei den Abweichungen der Werte ist die Messungenauigkeit zu beachten. Insbesondere die Übereinstimmung des Totaldruckverlustes kann jedoch als gut betrachtet werden. Hingegen ist die quantitative Übereinstimmung der sekundärkinetischen Energie sowohl für die ebene als auch für die konturierte Plattform nicht überzeugend, obgleich die qualitative Verteilung korrekt wiedergegeben wird, s. Abschn. 8.1.

Die erhaltenen Abweichungen der Maximalwerte von Nu/Ψ betragen hiermit gegenüber den gemessenen Sherwoodzahlverteilungen $-0,3\%$ für die ebene Plattform und $+13,2\%$ für die konturierte Plattform.

Für den flächengemittelten Fall ergeben sich hingegen eine Überschrei-

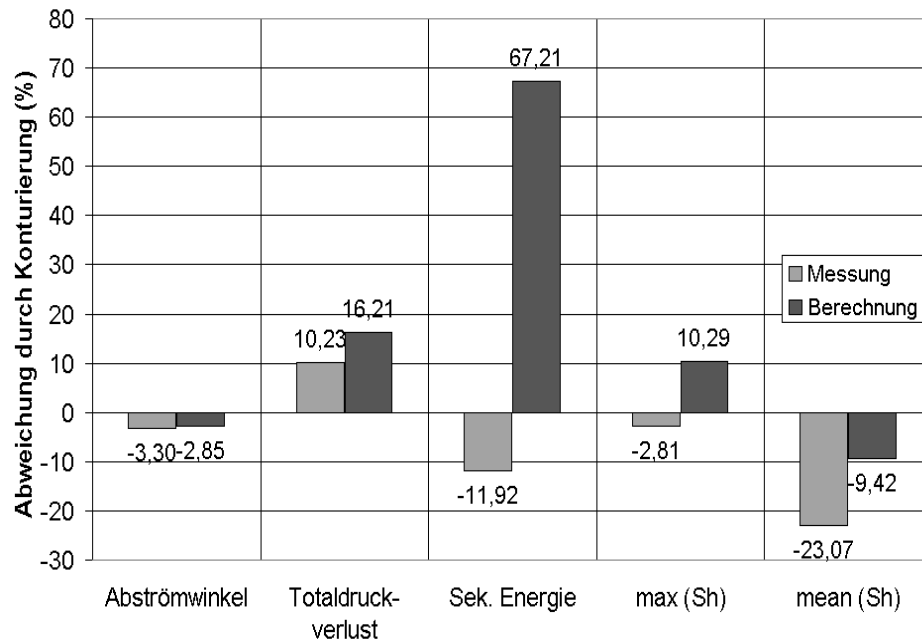


Abbildung 8.17: Gemittelte Änderungen durch die Konturierung: Messwerte und Berechnungsergebnisse

Abbildung 8.17 zeigt die gemittelten Änderungen der Messwerte und der Berechnungsergebnisse der konturierten Plattform gegenüber den jeweiligen Werten der ebenen Plattform, ermittelt an der Austrittsmessebene, $0.53 \cdot c_{ax}$ hinter der Schaufelhinterkante. Die Änderungen des Abströmwinkels weisen in die gleiche Richtung, zeigen jedoch für die Messung einen höheren Betrag. Eine Totaldruckverlustzunahme wird von Messung und Berechnung übereinstimmend festgestellt, bei einer höheren Zunahme des berechneten Totaldruckverlustes. Hingegen zeigt die Messung eine Abnahme der sekundärkinetischen Energie, wogegen die Berechnung hier eine deutliche Zunahme feststellt. Der nähere Vergleich von Abb. 8.10, 8.8, 4.32 und 4.31 zeigt, dass die Reduzierung der sekundärkinetischen Energie im Bereich des Passagenwirbels ($y/h \approx 0.15$) korrekt berechnet wird, wogegen die berechnete starke

Zunahme der sekundärkinetischen Energie in Plattformnähe, Abb. 8.10, für die flächengemittelte Abweichung ursächlich ist. Dabei ist zu beachten, dass prinzipbedingt die sekundärkinetische Energie in unmittelbarer Plattformnähe nicht gemessen werden kann, vgl. Abschnitt 4.4.2. Um eine direkte Vergleichbarkeit der Berechnung mit den Messwerten zu ermöglichen, wurde die Auswertung der Berechnung ebenfalls auf diesen Bereich ($y/h \geq 0,05$) begrenzt.

Der Maximalwert der Sherwoodzahlverteilung ist bei der Messung gesunken, bei der Berechnung hingegen leicht angestiegen. Hingegen sinkt die mittlere Sherwoodzahl (bzw. Nu/Ψ) übereinstimmend bei Messung und Berechnung, bei letzterer jedoch in einem geringeren Maß.

Erneut wird festgestellt, dass auch bei großen Berechnungsgittern im Bereich des Totaldruckverlustes und des maximalen Wärmeübergangskoeffizienten teilweise sehr gute Übereinstimmung, hingegen bei der Berechnung der Sekundärströmung deutliche Abweichungen gegenüber der Messung erkennbar sind. Die Abweichungen der Sekundärströmung führen hingegen zu einer Fehlbewertung der Lage der Sekundärwirbelstrukturen mit den beobachteten Folgen für die Lage und Form der Verlustbereiche des Totaldruckes sowie des Wärmeübergangs. So gelingt eine korrekte Trendaussage, wie sie für die numerische Optimierung erforderlich ist, nur teilweise. Um eine verbesserte Übereinstimmung zu erhalten, wären ein anisotropes Turbulenzmodell (z.B. ein Reynolds-Stress-Modell) und ein Transitionsmodell sicherlich vorteilhaft, siehe auch Müller et al. [50], welche leider noch nicht zur Verfügung standen.

Kapitel 9

Diskussion

Es konnte experimentell nachgewiesen werden, dass die Konturierung der Plattform bestimmungsgemäß den den Passagenwirbel erzeugenden Querdrukgradienten in der Passage reduziert, wodurch die spezifische sekundärkinetische Energie in der Abströmung verringert wird. Die Wirbelsysteme des druckseitigen und des saugseitigen Hufeisenwirbels werden dementsprechend weniger durch den Passagenwirbel versetzt.

Bei der ebenen Plattform wird entsprechend dem Sekundärströmungsmodell nach Harrison [32], Abbildung 1.5, eine deutliche dreidimensionale Ablöselinie beobachtet, siehe Abbildung 5.5, an welcher die Eintrittsgrenzschicht aufgesaugt wird. Im Anschluss entsteht eine neue laminare Grenzschicht. Der markante Anstieg der Sherwoodzahlen im Bereich nach den Schaufelhinterkanten deutet auf den zu erwartenden laminar-turbulenten Übergang hin.

Bei der konturierten Plattform findet kein oder nur ein sehr abgeschwächtes Aufsaugen der Eintrittsgrenzschicht statt, wie anhand der fehlenden dreidimensionalen Ablöselinie des druckseitigen Hufeisenwirbels, siehe Abbildung 5.11, festgestellt wird. In der Folge bildet sich keine neue, laminare Grenzschicht aus, welche im weiteren Verlauf somit keinen laminar-turbulenten Übergang mehr durchläuft. Anstelle dessen ist die Grenzschicht an der konturierten Plattform durchgängig turbulent und auch dicker. Dies bedingt zum einen etwas höhere Totaldruckverluste und zum anderen eine Verringerung der Sherwoodzahlen in der Abströmung.

Daneben werden in unmittelbarer Wandnähe der konturierten Plattform verstärkte Sekundärströmungen und sekundärkinetische Energie beobachtet. Die effektive Verdrängungsdicke $\bar{\delta}_1$ und die Impulsverlustdicke $\bar{\delta}_2$ in der Abströmung sind an der konturierten Plattform angestiegen, was wiederum auf eine turbulenterere Grenzschicht hinweist.

An der ebenen Plattform sind die Sekundärströmungsgeschwindigkeit des Passagenwirbels sowie des druckseitigen Hufeisenwirbels, welcher quer über

die Plattform zur Saugseite hin gezogen und dabei gedehnt wird, besonders ausgeprägt. Die hiermit verbundene sekundärströmungsinduzierte Druckabsenkung verursacht eine Erhöhung der Schaufelbelastung im Bereich nach dem engsten Querschnitt, insbesondere an der Schaufelsaugseite.

Aufgrund der Verringerung der Sekundärströmungsgeschwindigkeiten bei der konturierten Plattform ist die sekundärströmungsinduzierte Druckabsenkung im Bereich nach dem engsten Querschnitt hier sehr viel geringer. In der Folge sinkt die Schaufelbelastung und damit auch die Umlenkung der gesamten Schaufelreihe, was bei Neuauslegungen berücksichtigt werden muss.

Darüberhinaus sinkt die Schaufelbelastung und damit auch deren Umlenkung bei einer lokalen Öffnung der Plattformkontur an der Schaufelhinterkante wie im vorliegenden Fall mit einer Öffnung von ca. 3 mm. Die etwas größere Verdrängungsdicke wirkt der Verringerung der Schaufelbelastung entgegen, vermag jedoch nicht, diese auszugleichen.

Die Verringerung der Schaufelbelastung entspricht zwar der von Atkins [2] sowie Marchal und Sieverding [48] erhobenen Forderung zur Verringerung der seitlichen Absaugung der Plattformgrenzschicht und somit der Sekundärströmungsverluste, vgl. Kap. 1.1. Um jedoch die Verringerung der Strömungsumlenkung bei Neuauslegungen zu vermeiden, sollte durch entsprechende Gestaltung der Schaufelprofile eine etwas höhere Schaufelbelastung angestrebt werden, oder aber die Passagendurchtrittsfläche A_{TE} an der Schaufelhinterkante leicht verringert werden. In letzterem Fall ist jedoch eine verstärkte Sekundärströmung in unmittelbarer Plattformnähe zu erwarten.

Über den genannten Änderungen sollte jedoch beachtet werden, dass nur der Stufenwirkungsgrad und insbesondere die Rotorbeaufschlagung für die Gesamtbewertung entscheidend sind. Hierbei ist von besonderer Wichtigkeit, dass in der nachfolgenden Rotorstufe eine Umlenkung und eine Beschleunigung der Strömung stattfindet und jede Sekundärströmung hierdurch verstärkt wird. Die durch die konturierte Plattform erreichte Reduzierung der sekundärkinetischen Energie in der Leitschaukelabströmung wirkt sich somit erst im folgenden Rotor besonders günstig auf den Gesamtwirkungsgrad aus, vgl. Abschnitt 1.1.

Wie in Anhang B im einzelnen dargelegt, wurde die Wirkungsweise der neuartigen „ballistischen Plattformfilmkühlung“ für die ebene und die konturierte Plattform bestätigt. An der konturierten Plattform ist hierbei durchgängig eine geringere Verbreitung der Kühlluft in Umfangsrichtung zu beobachten, deren Ausdehnung durch den Verlauf des druckseitigen Hufeisenwirbels begrenzt scheint. Ein ballistisches Kühlen der gegenüberliegenden Saugseite ist demnach bei der konturierten Plattform nicht mehr möglich. Dagegen ist die adiabate Filmkühleffektivität an der Druckseite im allgemeinen höher als an der ebenen Plattform, wobei in einigen Fällen ein isolierter

| Kenngrösse | eben | konturiert | Änderung (%) | Messfehler |
|-----------------------------|---------------|---------------|--------------|-------------|
| A_P | $38,99e^{-3}$ | $39,52e^{-3}$ | +1,34 | 0,01 % |
| A_{TE} | $21,87e^{-3}$ | $21,99e^{-3}$ | +0,55 | 0,01 % |
| \bar{p}_t | -75,26 | -82,96 | +10,23% | 5,5 %/2,8 % |
| ϑ | -73,34 | -70,92 | -3,3 | 2,41° |
| \overline{rW} | 1,21 | 0,60 | -50,41 | 2,41° |
| $ \overline{\omega_{z^*}} $ | 32,4 | 23,68 | -36,81 | 0,201 % |
| skE | 0,86 | 0,51 | -26,9 | 12,42 % |
| δ_1 | 1,99 | 2,39 | +20,22 | 7,2 % |
| δ_2 | 0,93 | 1,13 | +20,89 | 7,2 % |
| Sh | 627,97 | 483,08 | -23,07 | 8,23 % |
| $\max(\bar{\eta}_{ad})$ | 6,38 | 5,04 | -21,0 | 2 % |

Tabelle 9.1: Änderung gemessener Kenngrossen durch Konturierung

Bereich besonders hoher Filmkühleffektivität an der Schaufelhinterkante neu auftreten kann.

Die wesentlichen Kenngrossen der ebenen und konturierten Plattform wurden massenstromgemittelt, im Falle der Stoffübergangsmessungen flächig gemittelt, und sind in Tabelle 9.1 zusammengefasst, siehe auch Abb. 8.17. Die Änderung bezieht sich auf die durch die Konturierung erzeugte Änderung gegenüber der ebenen Plattform.

Die numerische Berechnung der Strömung an der ebenen und der konturierten Plattform erfordert zur Auflösung der Details der Sekundärströmung sehr große Berechnungsgitter und ist damit anspruchsvoll hinsichtlich der eingesetzten Ressourcen. Neuere Verfahren wie automatische Netzverfeinerung mit unstrukturierten Berechnungsgittern können hierbei Verbesserungen bringen.

Die Höhe der Totaldruckverluste wird mit dem Turbulenzmodell nach Spalart-Allmaras annähernd zutreffend berechnet, jedoch wird die Lage der Verlustbereiche und deren Verschiebung zur konturierten Plattform hin nicht korrekt wiedergegeben. Dies ist vorrangig in der fehlenden Transitionsmodellierung und dem isotropen Turbulenzmodell begründet.

Es bleibt festzustellen, dass eine Berechnung der Sekundärströmungsverteilung und der Wärmeübergangsverteilung bei Strömungen mit stark transitionellem Charakter wie bei der hier untersuchten Plattformströmung in der räumlichen Auflösung begrenzt ist, wogegen massenstrom- bzw. flächengemittelte Aussagen mit Einschränkungen möglich erscheinen. Eine korrekte Trenderaussage, wie sie für die numerische Optimierung erforderlich ist, gelingt

nur in eingeschränkter Form. Eine genauere Betrachtung der Modellierung des niedrigturbulenten Wärmeübergangs, der Transition und des anisotropen Turbulenzcharakters erscheinen dabei als lohnende Ziele für eine weitere Verbesserung der hier verwendeten numerischen Verfahren.

Kapitel 10

Zusammenfassung

10.1 Schlussfolgerung

Es konnte gezeigt werden, dass die untersuchte Konturierung der Plattform

- die sekundärkinetische Energie in der Abströmung verringert und dadurch eine verbesserte Rotorbeaufschlagung ermöglicht
- ein Aufsaugen der Eintrittsgrenzschicht durch das Sekundärwirbelsystem verhindert, wodurch in der Abströmung eine dickere, turbulenterere Grenzschicht entsteht
- aufgrund der dickeren Grenzschicht die Sherwoodzahlen im Bereich der Abströmung verringert und den Totaldruckverlust leicht erhöht
- durch die Verringerung der Sekundärströmungsgeschwindigkeiten in Verbindung mit der lokalen Öffnung der Kontur an der Schaufelhinterkante eine Verringerung der Schaufelbelastung, insbesondere saugseitig nach dem engsten Querschnitt, verursacht, welcher jedoch durch die Zunahme der Verdrängungsdicke entgegenwirkt wird
- durch die Verringerung der Schaufelbelastung die Umlenkung verringert
- die Erstreckung der wirksamen Bereiche der ballistischen Plattformfilmkühlung in Umfangsrichtung verringert, wobei ein Kühlen der Saugseite nicht mehr ermöglicht wird
- die ballistische Filmkühleffektivität an der Druckseite erhöht, wobei an der Schaufelhinterkante ein konzentrierter Bereich besonders hoher Effektivität neu auftreten kann

- hohe ballistische Filmkühlungseffektivitäten vor allem bei geringen bis mittleren Impulsverhältnissen ermöglicht, welche jedoch bei hohen Impulsverhältnissen stärker zurückgehen als an der ebenen Plattform

Hinsichtlich der eingesetzten Methoden und Verfahren konnte gezeigt werden, dass

- ein neuartiger Auswertungsalgorithmus für 5-Lochsondenmessung besonders genaue Messungen ermöglicht, vgl. Anhang A
- eine Stoffübergangsmessung an dreidimensional konturierten Oberflächen mittels einer neuartigen 5-Achs-Messeinrichtung möglich ist
- korrekte Stoffübergangsverteilungen bei zeitaufwendigen Messaufgaben mit Hilfe der neu implementierten Diffusionskorrektur erhalten werden
- die Messung der adiabaten Filmkühleffektivität an mehrfach gekrümmten Oberflächen mittels einer Abwicklung und Aufteilung der verwendeten Diazofolie in Verbindung mit einer geometrischen Rückabwicklung möglich ist
- bei der numerischen Berechnung mit isotropem Turbulenzmodell ohne Transitionsmodellierung auch bei großen Berechnungsgittern räumlich begrenzte Auflösungen zu erwarten sind

10.2 Ausblicke

Künftige Forschungen und Entwicklungen im Bereich der Turbinenplattformkonturierung sollten aus heutiger Sicht

- die durch die Verringerung der sekundärströmungsinduzierten Druckabsenkung an der saugseitigen Schaufelhinterkante verursachte Verringerung der Schaufelbelastung durch eine geeignete Schaufelprofilgestaltung oder durch eine Verringerung der Passagendurchtrittsfläche A_{TE} ausgleichen, um eine Verringerung der Strömungsumlenkung zu vermeiden
- bereits während der Optimierung das transitionelle Verhalten der Strömung an der Plattform berücksichtigen
- die ballistische Filmkühlung im Bereich der Schaufelhinterkanten untersuchen

- bei einer konturierten Plattform die Kombination von ballistischer Plattformkühlung mit einer herkömmlichen Filmkühlung der saugseitigen Passagenhälfte untersuchen
- die Beeinflussung des Hufeisenwirbels durch eine Plattformkonturierung im Bereich der Schaufelvorderkante untersuchen, vgl. [51]
- bei Wärmeübergangsproblemen variable Stoffwerte in den Designprozess mit einbeziehen, vgl. [17]
- Turbulenz- und Transitionsmodelle unter Berücksichtigung der Modellierung des niedrigturbulenten Wärmeübergangs sowie der anisotropen Turbulenz weiterentwickeln bzw. implementieren, vgl. [50]

Literaturverzeichnis

- [1] ACKERMANN, G.: *Wärmeübergang und molekulare Stoffübertragung im gleichen Feld bei grossen Partialdruckdifferenzen*. VDI Forschungsheft 382, 1937.
- [2] ATKINS, M.J.: *Secondary losses and end-wall profiling in a turbine cascade*. IMechE, 255:29–42, 1987.
- [3] BARDINA, J.E., P.G. HUANG und T.J. COAKLEY: *Turbulence Modeling Validation, Testing, and Development*. NASA Technical Memorandum 110446, 1997.
- [4] BARLOW, J.B., W.H. JR. RAE und A. POPE: *Low-Speed Wind Tunnel Testing*. Wiley Interscience, New York, 1999.
- [5] BERG, H.P.: *Experimentelle Bestimmung des örtlichen inneren Wärmeübergangs von Turbinenleit- und Laufschaufeln mit Hilfe der Analogie zwischen Wärme- und Stoffübertragung*. Dissertation, TH Darmstadt, 1991.
- [6] BERG, H. P., R. DÜCKERSHOFF, G. RABE und C. FEILER: *Bestimmung des örtlichen Wärmeübergangs an komplexen Bauteilgeometrien mit Hilfe eines experimentellen Verfahrens*. Forum der Forschung 2000, BTU Cottbus, Heft 10, 2000.
- [7] BIESOLD, V.: *Untersuchung der Filmkühlung in Gebieten mit verzögerter Hauptströmung*. Diplomarbeit, Lehrstuhl VFA, BTU Cottbus, 2001.
- [8] BOYLE, R. J. und R. J. HAAS: *Comparison of Experimental and Analytic Performance for Contoured Endwall Stators*. NASA Technical Memorandum 82877, Technical Report 82-C-12, 1982.
- [9] CHAUVIN, J.: *Turbine Cascade End Wall Losses, A Review*. VKI Lecture Series 72, Secondary Flows in Turbomachines, von Karman Institute, Belgien, 1975.

- [10] CHILTON, C. H. und A. P. COLBURN: *Mass Transfer Coefficients. Prediction from Data on Heat Transfer and Fluid Friction*. In. Eng. Chem., 26:1183–1187, 1934.
- [11] DENTON, J. D.: *Loss mechanisms in Turbomachinery*. Journal of Turbomachinery, 115:621–656, 1993.
- [12] DENTON, J. D. und N. A. CUMPSTY: *Loss mechanisms in Turbomachinery*. IMechE, 260:1–14, 1987.
- [13] DOSSENA, V., A. PERDICHIZZI und M. SAVINI: *The Influence of Endwall Contouring on the Performance of a Turbine Nozzle Guide Vane*. International Gas Turbine and Aeroengine Congress, Stockholm, 1998.
- [14] DUDEN, A., I. RAAB und L. FOTTNER: *Controlling the Secondary Flow in a Turbine Cascade By 3D Airfoil Design and Endwall Contouring*. International Gas Turbine and Aeroengine Congress, Stockholm, 1998.
- [15] ECKERT, E. R. G. und R. J. GOLDSTEIN: *Measurements in Heat Transfer*. Springer, Berlin, 1976.
- [16] EYMANN, S., U. REINMÖLLER, R. NIEHUIS, W. FÖRSTER, M. BEVERSDORFF und J. GIER: *Improving 3D Flow Characteristics in a Multistage LP Turbine by means of Endwall Contouring and Airfoil Design Modification-Part 1: Design and Experimental Investigation*. ASME GT-2002-30352, 2000.
- [17] FEILER, C.: *Drag Coefficient Reduction in the Presence of Pressure Gradients by Heat Transfer*. AIAA Journal, 39, No.12:2262–2267, 2001.
- [18] FEILER, C. und H. P. BERG: *Strömungsfeldvermessung und Wärmeübergangsmessung an Reynolds-ähnlichen Turbinenendwänden*. Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress 2002, Stuttgart, Band III, S. 1821–1830, 2002.
- [19] FEILER, C. und H. P. BERG: *Aerothermale Auslegungsvalidierung von Plattformkonfigurationen mittels Experiment und numerischer Verfahren*. Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress 2003, München, Band III, S. 1933–1950, 2003.
- [20] FERZIGER, J. H. und M. PERIĆ: *Computational Methods for Fluid Dynamics*. Springer, Berlin, 1996.
- [21] FRIEDRICHS, S.: *Endwall Film cooling in axial Flow Turbines*. Dissertation, Whittle Laboratory, Cambridge, 1997.

- [22] FRIEDRICHS, S., H. P. HODSON und W. N. DAWES: *Distribution of Film-Cooling Effectiveness on a Turbine Endwall Measured Using the Ammonia and Diazo Technique*. ASME 95-GT-1, 1995.
- [23] GIER, J., S. ARDEY, S. EYMANN, U. REINMÖLLER und R. NIEHUIS: *Improving 3D Flow Characteristics in a Multistage LP Turbine by means of Endwall Contouring and Airfoil Design Modification-Part 2: Numerical Simulation and Analysis*. ASME GT-2002-30353, 2000.
- [24] GÜMMER, V., U. WENGER und H.-P. KAU: *Using Sweep and Dihedral to Control Three-Dimensional Flow in Transsonic Stators of Axial Compressors*. ASME GT-2000-0491, 2000.
- [25] GNIELINSKI, V.: *Berechnung mittlerer Wärme- und Stoffübergangskoeffizienten an laminar und turbulent überströmten Einzelkörpern mit Hilfe einer einheitlichen Gleichung*. Forsch. Ingenieurwesen, Bd. 41:145–153, 1975.
- [26] GOLDSTEIN, R.J.: *Fluid Mechanics Measurement*. Hemisphere, Washington, 1983.
- [27] GOLDSTEIN, R. J. und H. H. CHO: *A review of Mass Transfer Measurements Using Naphthalene Sublimation*. Experimental Thermal and Fluid Science, 10:416–434, 1995.
- [28] GOLDSTEIN, R. J., M. K. CHYU und R. C. HAIN: *Measurement of local mass transfer on a surface in the region of the base of a protruding cylinder with a computer-controlled data acquisition system*. Int. J. Heat Mass Transfer, 28(5):977–985, 1985.
- [29] GREGORY-SMITH, D. G., G. INGRAM, P. JAYARAMAN, N. W. HARVEY und M.G. ROSE: *Non-axisymmetric turbine endwall profiling*. IMechE, 215 Part A:721–734, 2001.
- [30] HAAS, W., W. RODI und B. SCHÖNUNG: *The influence of Density Difference Between Hot and Coolant Gas on Film Cooling by a Row of Holes: Predictions and Experiments*. ASME 91-GT-225, 1991.
- [31] HANKE, H.: *Wärmeübergang und Druckverlust in querangeströmten Ovalrohrbündeln*. Dissertation, TH Darmstadt, 1986.
- [32] HARRISON, S.: *Secondary Loss Generation in a Linear Cascade of High-Turning Turbine Blades*. ASME 89-GT-47, 1989.

- [33] HARTLAND, J. und D. GREGORY-SMITH: *A Design Method for the Profiling of End Walls in Turbines*. ASME GT-2002-30433, 2000.
- [34] HARTLAND, J. C., D. G. GREGORY-SMITH und M. G. ROSE: *Non-Axisymmetric Endwall Profiling in a Turbine Rotor Blade*. International Gas Turbine and Aeroengine Congress, Stockholm, 1998.
- [35] HARTLAND, J. C., D. G. GREGORY-SMITH und M. G. ROSE: *Non-Axisymmetric Turbine End Wall Design: Part II, Experimental Validation*. ASME 99-GT-338, 1999.
- [36] HARVEY, N. W., G. BRENNAN, D.A. NEWMAN und M. G. ROSE: *Improving Turbine Efficiency using Non-Axisymmetric Endwalls: Validation in the Multi-Row Environment and with low Aspect Ratio Blading*. ASME GT-2002-30337, 2002.
- [37] HASLINGER, W.: *Filmkühlung an einer Turbinenschaufelvorderkante: Die adiabate Filmkühleffektivität aus Messung und numerischer Simulation*. Dissertation, TH Darmstadt, 1998.
- [38] HENNECKE, D. K.: *Turbine Blade Cooling in Aero Engines*. VKI Lecture Series 3, Film Cooling and Turbine Blade Heat Transfer, von Karman Institute, Belgien, 1982.
- [39] HOEGER, M., P. CARDAMONE und L. FOTTNER: *Influence of Endwall Contouring on the Transonic Flow in a Compressor Blade*. ASME GT-2002-30440, 2000.
- [40] HORLOCK, J.H.: *Secondary Flows*. VKI Lecture Series 72, Secondary Flows in Turbomachines, von Karman Institute, Belgien, 1975.
- [41] INCROPERA, F. P. und D. P. DEWITT: *Fundamentals of Heat and Mass Transfer*. John Wiley & Sons, New York, 4. Auflage, 1996.
- [42] INGRAM, G., D. GREGORY-SMITH, M. ROSE, N. HARVEY und G. BRENNAN: *The Effect of End-Wall Profiling on Secondary Flow and Loss Development in a Turbine Cascade*. ASME GT-2002-30339, 2002.
- [43] JAKUBASCH, R.: *Aufbau und Inbetriebnahme einer 5-Achs-Schichtdickenmessanlage*. Studienarbeit SA0012, Lehrstuhl VFA, BTU Cottbus, 2003.
- [44] JIN, P. und R. J. GOLDSTEIN: *Film Cooling Downstream of a Row of Discrete Holes with Compound Angle*. ASME GT 2000-248, 2000.

- [45] JIN, P. und R. J. GOLDSTEIN: *Local Mass/Heat Transfer on Turbine Blade Near-Tip Surfaces*. ASME GT 2002-30556, 2002.
- [46] JISCHA, M.: *Konvektiver Impuls- Wärme- und Stoffaustausch*. Vieweg, Braunschweig, 1982.
- [47] KAPPLER, G.: *Gasturbinen, Dokumentation zur Vorlesung*. Lehrstuhl für Flugantriebe, TU München, 1991.
- [48] MARCHAL, P. und C. H. SIEVERDING: *Secondary flows within turbomachinery bladings*. AGARD CP-214, 1977.
- [49] MATTERN, C.: *Konvektive Stoffübertragung an gekrümmten Prallflächen in einem rotierenden Kühlsystem und deren Analogie zur Wärmeübertragung*. Dissertation, TH Darmstadt, 1998.
- [50] MÜLLER, M., H. E. GALLUS und R. NIEHUIS: *A Study on Models to Simulate Boundary Layer Transition in Turbomachinery Flows*. ASME GT 2000-274, 2000.
- [51] MÜLLER, R., H. SAUER, K. VOGELER und M. HOEGER: *Influencing the Secondary Losses in Compressor Cascades by a Leading Edge Bulb Modification at the Endwall*. ASME GT-2002-30442, 2000.
- [52] MOORE, J.: *Calculation of 3D Flow without Numerical Mixing*. 3D Computation Techniques Applied to internal Flows in Propulsion Systems, AGARD-LS-140:8.1–8.15, 1985.
- [53] MOORE, J. und R. Y. ADHYE: *Secondary Flow and Losses Downstream of a Turbine Cascade*. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 107:961–968, 1985.
- [54] MORRIS, A. W. H. und R. G. HOARE: *Secondary Loss Measurements in a Cascade of Turbine Blades with Meridional Wall Profiling*. ASME 75 WA/GT-13, 1975.
- [55] MYERS, R. und D. MONTGOMERY: *Response Surface Methodology: Process and Product Optimization*. John Wiley, New York, 1995.
- [56] NOWI, A. und P.J. WALKER: *Erste Meßergebnisse an Turbinen mit neuer Schaufelgeneration*. VGB Kraftwerkstechnik, 12/99:60–65, 1999.
- [57] NUMECA, INTERNATIONAL: *Fine, Numeca's Flow Integrated Environment, User Manual, Version 6.1-1*. Numerical Mechanics Applications, Brüssel, Belgien, 2003.

- [58] PAGENKOPF, U.: *Untersuchung der lokalen konvektiven Transportvorgänge auf Prallflächen*. Dissertation, TH Darmstadt, 1996.
- [59] PAPA, M., R. J. GOLDSTEIN und F. GORI: *Effects of Tip Geometry and Tip Clearance on the Mass/Heat Transfer from a Large Scale Gas Turbine Blade*. ASME GT 2002-30192, 2002.
- [60] PIEGL, L. und W. TILLER: *The NURBS Book*. Springer, Berlin, 1997.
- [61] PIEN, P.C.: *Five-hole spherical Pitot Tube*. DTMB Rep., 1229, 1958.
- [62] PIOSKE, CH., H.-F. VOGT, H. E. GALLUS und W. BRAIG: *Abschlußbericht über das Vorhaben Nr. 653*. R500 (1998), Informationstagung Turbinen, Herbst 1998, Karlsruhe.
- [63] PRESSER, K.H.: *Experimentelle Prüfung der Analogie zwischen Wärme- und Stoffübertragung bei nichtabgelöster Strömung*. Wärme- und Stoffübertragung, Bd. 1:225–236, 1968.
- [64] ROSE, M. G.: *Non-axisymmetric Endwall Profiling in the HP NGV's of an Axial Flow Gas Turbine*. ASME International Gas Turbine and Aeroengine Congress, The Hague, 1994.
- [65] SAUER, H., R. MUELLER und K. VOGELER: *Reduction of Secondary Flow Losses in Turbine Cascades By Leading Edge Modifications at the Endwall*. ASME 2000-GT-473, 2000.
- [66] SCHLICHTING, H.: *Boundary Layer Theory, 6th ed.* Mc-Graw-Hill, New York, 1968.
- [67] SCHNAUS, J. und L. FOTTNER: *Experimental and numerical Investigation of the Influence of Endwall Inclination and Contouring on the Flow Field in a Highly Loaded Turbine Cascade*. ISABE 97-7117, Seiten 840–850, 1997.
- [68] SCHNEIDER, A. und W. KOSCHEL: *Kalibrierbericht Fünflochsonde HGW 576-1*. RWTH Aachen, 1996.
- [69] SHAHPAR, S.: *A Comparative Study of Optimisation Methods for Aerodynamic Design of Turbomachinery Blades*. ASME 2000-GT-523, 2000.
- [70] SHAHPAR, S. und B. L. LAPWORTH: *A Forward and Inverse Three-Dimensional Linear Design System for Turbomachinery Applications*. 4th ECCOMAS Computational Fluid Dynamics Conference, Athens, Greece, 1998.

- [71] SIEVERDING, C. H.: *Reduction of Secondary Losses in Turbines*. VKI Lecture Series 72, Secondary Flows in Turbomachines, von Karman Institute, Belgien, 1975.
- [72] SIEVERDING, C. H.: *Secondary Flows in Straight and Annular Turbine Cascades*, in: *Thermodynamics and Fluid Dynamics of Turbomachinery Vol. II*, Seiten 621–664. von Karman Institute, Belgien, 1986.
- [73] SPALART, P.R. und S.R. ALLMARAS: *A one equation turbulence model for aerodynamic flows*. AIAA, 92-0439, 1992.
- [74] TIKHOMIROV, B.A. und J.M. POGODIN: *Three Dimensional Modeling and Secondary Flows Control in Gas Turbines*. AGARD PEP 85th Symposium, CP 571:9.1–12, 1995.
- [75] TREIBER, M., R.S. ABHARI und M. SELL: *Flow Physics and Vortex Evolution in Annular Turbine Cascades*. ASME GT-2002-30540, 2002.
- [76] TRUCKENBRODT, E.: *Fluidmechanik, Bd. 2*. Springer, 1980.
- [77] UNSWORTH, R. G. und G.L.M PARKER: *A Two-Stage Air Turbine Test Facility for the Development of High Pressure / Intermediate Pressure Steam Turbine Blading*. IMechE, C423/024:281–292, 1991.
- [78] WEI, NING: *Significance of Loss Models in Aerothermodynamic Simulation for Axial Turbines*. Dissertation, Royal Institute of Technology, Stockholm, Sweden, 2000.
- [79] YAN, J., D. G. GREGORY-SMITH und P.J. WALKER: *Secondary Flow Reduction in a Nozzle Guide Vane Cascade by Non-Axisymmetric End-wall Profiling*. ASME International Gas Turbine and Aeroengine Congress, Indianapolis, 99-GT-339, 1999.

Anhang A

Messtechnik

Kalibrierung von 5-Lochsonden



Abbildung A.1: 5-Lochsonde, Bauart und Spende des DLR

Im Rahmen des Projektes wurde mit Unterstützung des DLR am Lehrstuhl die 5-Lochsondenmesstechnik eingeführt. Das Messprinzip und die Implementierung wird aus diesem Anlass näher dargelegt. Ausgehend von der inkompressiblen, drehungsfreien Umströmung kann mittels der Potentialtheorie der Druckbeiwert p eines Punktes auf einer Sphäre berechnet werden zu:

$$\frac{p - p_0}{1/2 \cdot \rho_0 \cdot U^2} = 1 - \frac{9}{4} \sin^2 \beta \quad (\text{A.1})$$

Hierbei sind β der Winkel der ankommenden Strömung mit der z-Achse, p_0 ist der statische Druck der Umströmung. Nach Pien [61], vgl. [26], [4], gilt nun für die Punkte 4 und 5 auf der Sphäre, welche jeweils um den gleichen Winkel α vom Punkt 1 auf der x-Achse ausgehend in die xy-Ebene gedreht sind:

$$\frac{p_5 - p_4}{2p_1 - p_5 - p_4} = \frac{\sin 2 \alpha}{1 - \cos 2 \alpha} \cdot \cos 2 tw \quad (\text{A.2})$$

sowie

$$\frac{p_5 - p_4}{1/2 \rho_0 U_h^2} = \frac{9}{4} \sin 2 \alpha \sin 2 tw \quad (\text{A.3})$$

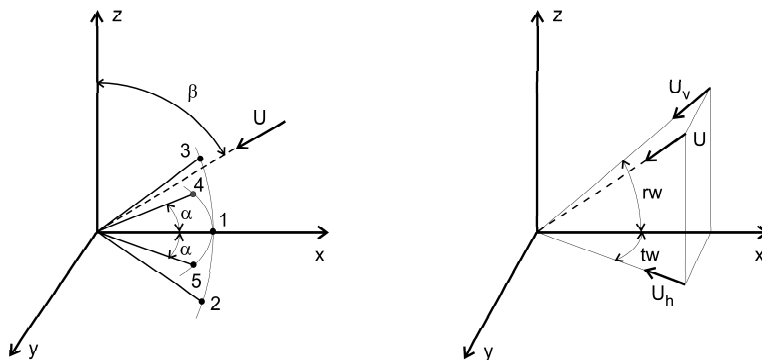


Abbildung A.2: Vektorzerlegung von Lochgeometrie und Strömungsrichtung für sphärische 5-Lochsonden

Die Messung der Drücke p_1 , p_4 und p_5 ermöglichen die Bestimmung des Winkels tw (Tangentialwinkel) in Gl. A.2; $U_h = U \sin \beta$ ergibt sich aus Gl. A.3. Entsprechende Beziehungen für rw und U_v ergeben sich bei gleichbleibendem Winkel α für die in die xz-Ebene gedrehten Punkte 2 und 3 durch Ersetzen von p_5 durch p_3 , p_4 durch p_2 in obigen Gleichungen, wodurch man nun rw und U_v unabhängig von tw und U_h erhält.

In der praktischen Anwendung werden die 5-Lochsonden am Göttinger Windkanal des Lehrstuhles kalibriert, wobei Radialwinkel rw und Tangentialwinkel tw durch Schrittmotorachsen kontrolliert werden. Hierzu werden Kalibrierkoeffizienten der Form

$$C_{tw} = \frac{p_5 - p_4}{2p_1 - p_5 - p_4} \quad (\text{A.4})$$

für den Tangentialwinkel tw sowie

$$C_{rw} = \frac{p_3 - p_2}{2p_1 - p_3 - p_2} \quad (\text{A.5})$$

für den Radialwinkel rw verwendet.

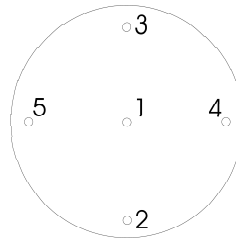


Abbildung A.3: Benennung der 5-Loch-Sondenbohrungen

Neben diesen hier verwendeten Koeffizienten wurden eine Vielzahl weiterer Koeffizienten vorgeschlagen. Ein möglicher Kalibrierkoeffizient für die Machzahl in Erweiterung des von Schneider und Koschel [68] vorgeschlagenen Koeffizienten, welcher hier verwendet wird, ist gegeben durch:

$$C_M = \frac{p_1 - \frac{p_2 + p_3 + p_4 + p_5}{4}}{p_1} \quad (\text{A.6})$$

Die Kalibrierung erfolgt durch eine kontrollierte Winkeleinstellung bei bekannter Geschwindigkeit (oder Machzahl), welche beispielsweise von einer Prandtlsonde oder bei Freistrahbedingungen in Form des Ruhedruckes des Windkanals gemessen wird. Durch Messung der Sondendrucke erhält man nun die Kalibrierkoeffizienten, Gl. A.5 und Gl. A.6. Daneben sind Winkel und Geschwindigkeiten bekannt. Als Ergebnis der Kalibrierung erhält man die Ausgleichskoeffizienten, welche die Beziehung von dem jeweiligen Kalibrierkoeffizienten zu dem jeweiligen Winkel bzw. Machzahl darstellt. Die Ausgleichskoeffizienten können entweder durch Interpolation direkt zur Auswertung von Messungen herangezogen werden, was jedoch erfordert, dass der vorhandene Kalibrierwertebereich größer ist als der Messwertebereich.

Andernfalls kann eine Berechnung von Ausgleichspolynomen erfolgen, welche effizient durch ein numerisches least-squares-Verfahren bestimmt werden können. Der Grad der Ausgleichspolynome ist vom jeweiligen Messproblem abhängig. Implementiert wurden Ausgleichspolynome der 1. mit 7. Ord-

nung, exponentielle Ausgleichspolynome 1. bis 3. Ordnung sowie ein Ausgleichspolynom 3. Ordnung mit Interaktionstermen, welches für die Auswertungen verwendet wurde.

Da die Radialwinkel- und Tangentialwinkelausgleichskoeffizienten im allgemeinen eine Symmetrie um den Ursprung aufweisen und da andererseits die Ausgleichspolynomkoeffizienten mit geraden Exponenten immer positiv sind, wurde hier erstmalig ein vorzeichenerhaltendes Ausgleichspolynom verwendet, vgl. [18], welches am Beispiel eines kubischen Polynoms lautet:

$$y = x_1 + x_2 + x_3 + |x_1| + |x_2| + x_1^2 + x_2^2 + x_3^2 + \dots \\ + \text{sign}(x_1) \cdot x_1^2 + \text{sign}(x_2) \cdot x_2^2 + x_1^3 + x_2^3 + x_3^3 + \dots \quad (\text{A.7})$$

Hierbei bedeuten x_1 den Tangentialwinkelausgleichskoeffizienten, x_2 den Radialwinkelausgleichskoeffizienten und x_3 den Machzahlausgleichskoeffizienten. Da der Machzahlausgleichskoeffizient x_3 immer positiv ist, ist der vorzeichenerhaltende Polynomansatz in Gl.A.7 lediglich für die Koeffizienten x_1 und x_2 ausgeführt. Um die Anzahl der Variablen so gering wie möglich zu halten und damit die Genauigkeit zu erhöhen, wurde bei der aktuellen Auswertung unter der Annahme einer inkompressiblen Strömung der Machzahleinfluss vernachlässigt.

Zur Durchführung der Kalibrierung wurde eine Schwenkeinrichtung mit 2 Rotationsachsen zur Einstellung von Tangential- und Radialwinkel aufgebaut und auf dem Göttinger Windkanal des Lehrstuhles installiert, siehe Abbildung A.4. Diese Kalibriereinrichtung wird auch von anderen Projekten und ebenso für 3-Draht-CTA-Sonden verwendet. Als Steuersoftware wurde eine angepasste Version der Windkanalsteuerungssoftware, Abbildung 3.6, eingesetzt.

Abbildungen A.5 mit A.10 zeigen den Vergleich der mit der Regression errechneten Werte mit den eingestellten Winkel- und Geschwindigkeitswerten für eine 5-Lochkugelsonde.

Die Kalibrierung kann in dem erstellten Auswerteprogramm (Matlab-Skript cal54.m) bedarfsweise noch verfeinert werden, indem eine definierbare Anzahl an Werten mit dem jeweils größten Fehler gelöscht wird, worauf eine Neuberechnung der Kalibrierkoeffizienten erfolgt.

Die Kalibrierung erfolgte mit Hilfe des Göttinger Windkanals des Lehrstuhls. Hierbei wurden Geschwindigkeiten bis ca. 55 m/s erreicht, wobei bereits vereinzelt Maschinenschäden am Kanal auftraten. Aus diesem Grund ist eine Kalibrierung mit noch höheren Geschwindigkeiten am Lehrstuhl derzeit nicht möglich.

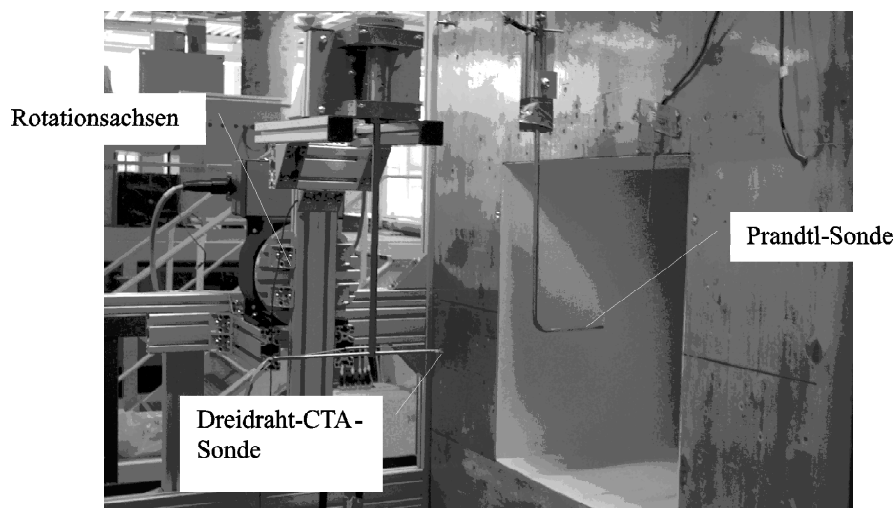


Abbildung A.4: 5-Loch-Sondenkalibriereinrichtung

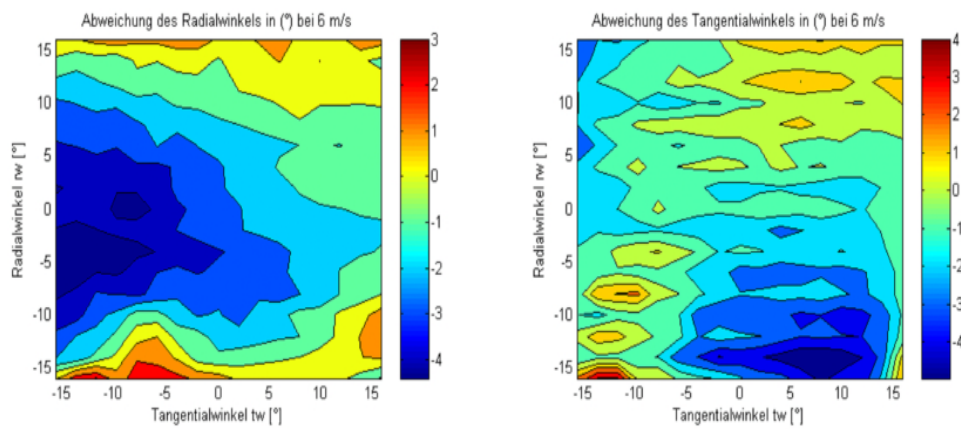


Abbildung A.5: Verifikation der Kalibrierung bei 6 m/s

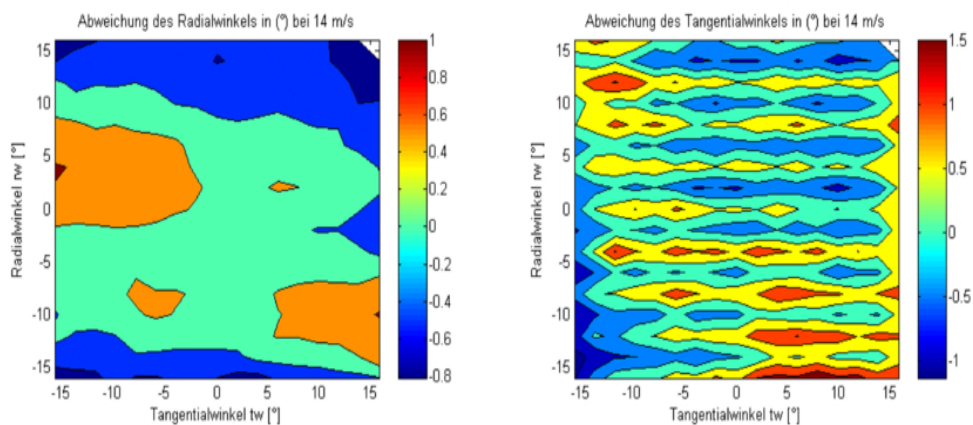


Abbildung A.6: Verifikation der Kalibrierung bei 14 m/s

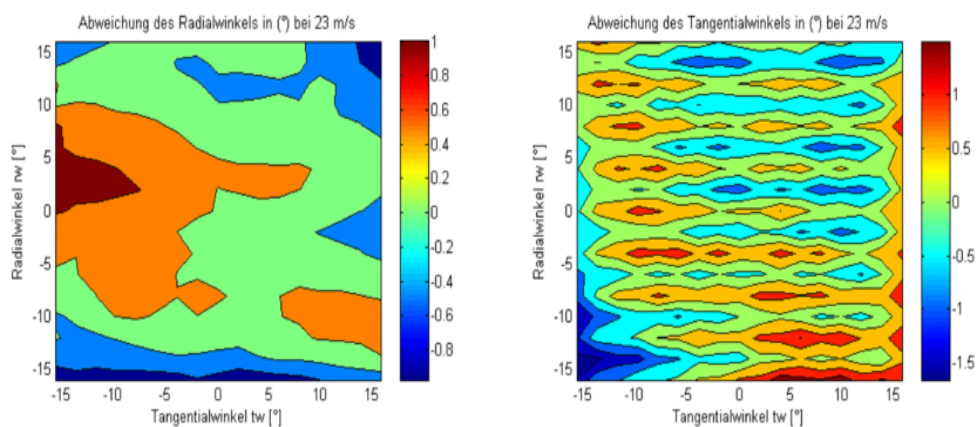


Abbildung A.7: Verifikation der Kalibrierung bei 23 m/s

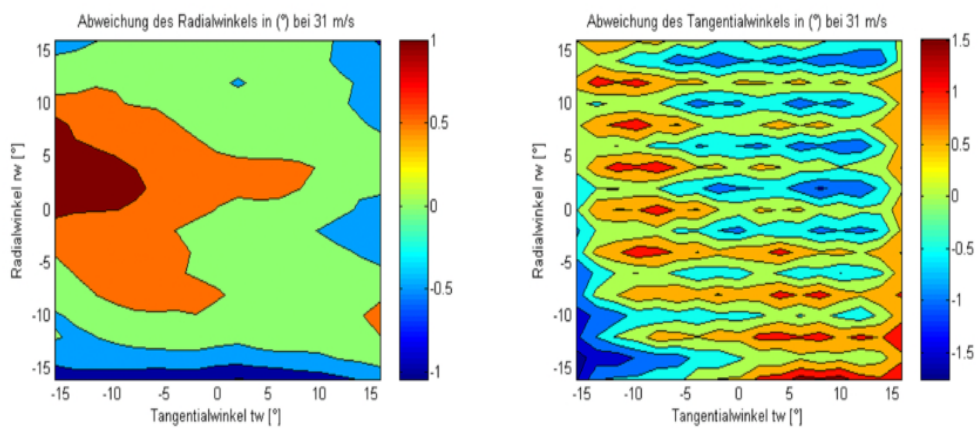


Abbildung A.8: Verifikation der Kalibrierung bei 31 m/s

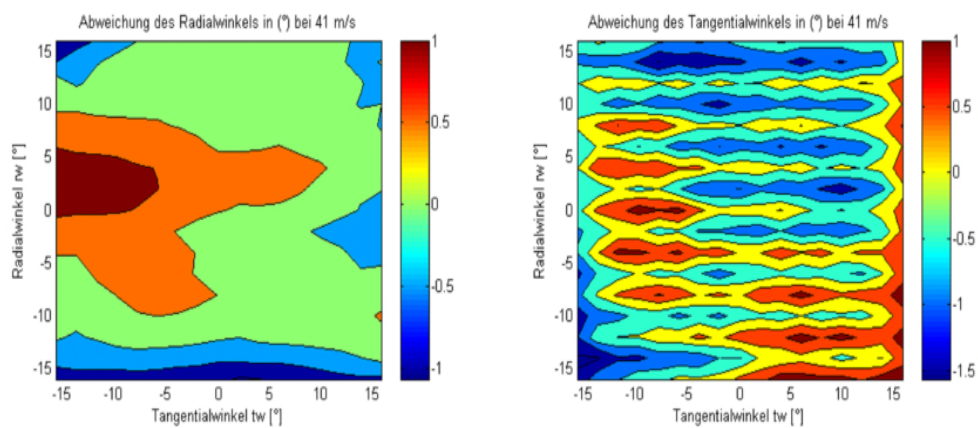


Abbildung A.9: Verifikation der Kalibrierung bei 41 m/s

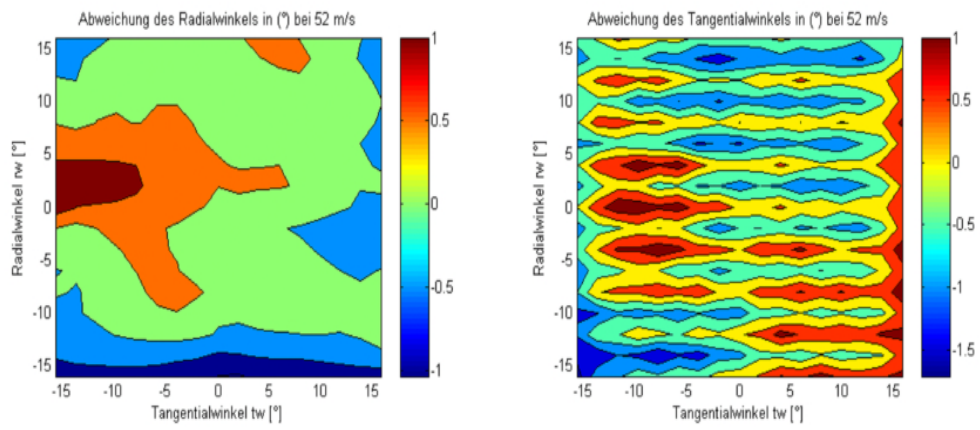


Abbildung A.10: Verifikation der Kalibrierung bei 52 m/s

Kalibrierung von Fischmaulsonden

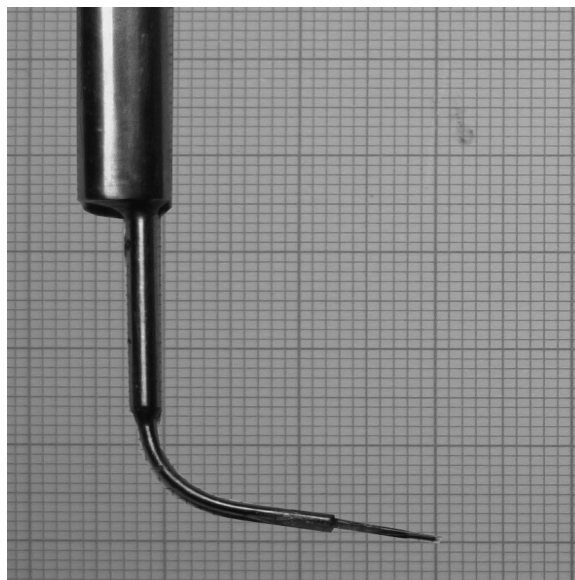


Abbildung A.11: Fischmaulsonde, Bauart und Spende des DLR

Die verwendete Fischmaulsonde, siehe Abbildung A.11, wurde mit der in Abbildung A.4 dargestellten Kalibriereinrichtung auf ihre Winkelsensitivität hin untersucht. Die Winkelabhängigkeit des gemessenen Totaldruckes ist beispielhaft für eine Geschwindigkeit von 47 m/s in Abbildung A.12 dargestellt.

Zur Richtungskorrektur der gemessenen Werte wurde das Totaldruckkalibrierprogramm „calPT.m“ erstellt. Wie auch in der 5-Lochsondenregression werden die gemessenen Werte anhand einer wählbaren Regressionsfunktion und einer Kalibrierdatei auf kalibrierte Werte umgerechnet. Mit gutem Erfolg wurde hier eine Regression 3. Ordnung mit Interaktions- und Vorzeichentermen verwendet, wie auch in Gleichung A.7, beschrieben. Die Regression ist hinreichend genau, wie in Abbildung A.13 dargestellt.

Die Regression benötigt die Eingabe des Tangential- und Radialwinkels an den zu vermessenden Positionen, welche im vorliegenden Fall den 5-Lochsondenmessungen entnommen wurden. Die systembedingt nicht vorhandenen Werte im Bereich von -120 mm bis -125 mm müssen geschätzt werden. Es bietet sich ein linearer Verlauf vom letzten gemessenen Punkt auf einen Wert an der Wand an. Für die Geschwindigkeit wurde aus dem letzten gemessenen Totaldruck und dem dazugehörigen statischen Wanddruck eine Randgeschwindigkeit gebildet, welche von Null abweicht, da die Sonde aufgrund ihrer Größe immer etwas in die Strömung ragt.

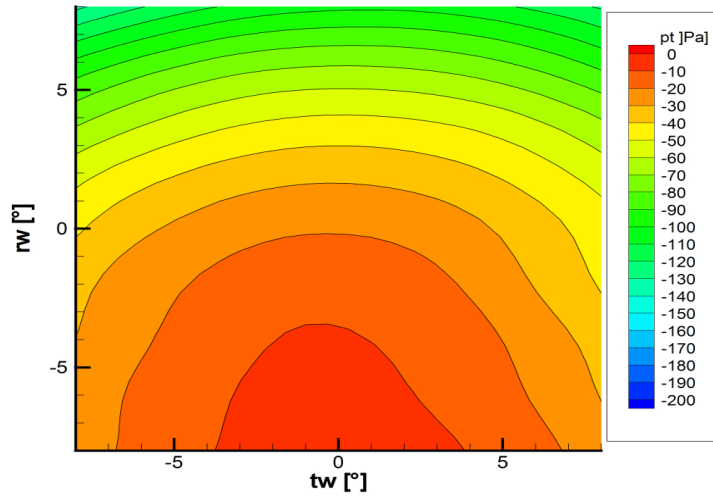


Abbildung A.12: Winkelkalibrierung der Fischmaulsonde bei 47 m/s

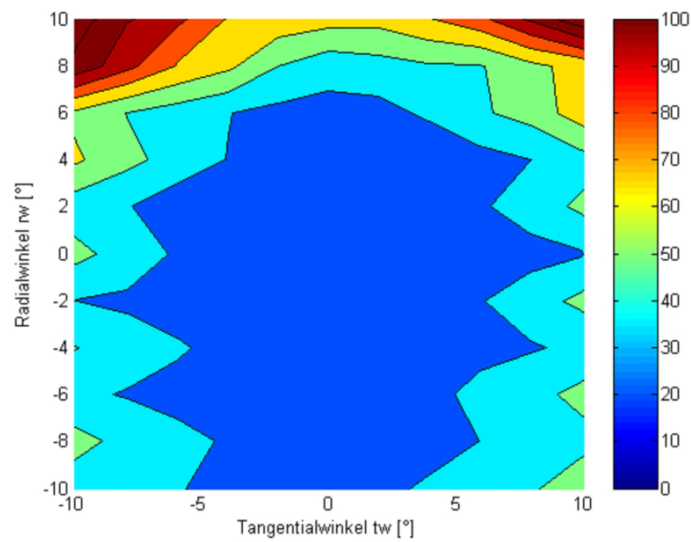


Abbildung A.13: Residuen der Regression in [Pa] über Tangential- und Radialwinkel

Bei den Messungen mit der Fischmaulsonde ist insbesondere die Grenzschichtauflösung von besonderem Interesse. Hierzu muss die Sonde natürlich bis an die Wand traversiert werden. Die Wandberührungen wurden, wie bereits erwähnt, mittels einer Widerstandsmessung in Verbindung mit einer auf die Wand aufgeklebten Aluminiumfolie bei Verfahrensschritten der Traversse von 0.1 mm und mit Betriebsgeschwindigkeit laufendem Windkanal gemessen. Bei den nun folgenden, mehrtägigen Messungen trat ein wiederholter Wandkontakt der Sonde auf, welcher durch die Eigenschwingungen des Windkanals verstärkt wurde. Dies hatte eine effektive Änderung des Radialwinkels rw in Abbildung A.11 durch Verformung der filigranen Sondenspitze aufgrund des Wandkontaktes zur Folge. Hinzu kommt eine mögliche Veränderung des Winkels rw bei Ein- und Ausbau. Ein Blick auf Abbildung A.12 reicht aus, um die mit der Winkeländerung des Radialwinkels einhergehende Abweichung des gemessenen Totaldruckes deutlich zu machen. Der Tangentialwinkel stellt hingegen kein Problem dar, da der Tangentialwinkel der Sonde vor Beginn der Messungen im Mittelbereich der Kaskade, also zwischen zwei Schaufel-Nachlaufdüsen, solange verstellt wurde, bis ein maximaler Totaldruck gemessen wurde. Um einen belastbaren Totaldruck zu erhalten, wurde die erhaltene Kalibrierdatei mit einem Radialwinkel-Offset ausgelesen, welcher für jede Messung unterschiedlich ist. Für die ebene Plattform wurde ein Radialwinkel-Offset von -3° festgestellt, für die konturierte Plattform betrug der Offset $-4,55^\circ$. Die Bestimmung dieses Radialwinkel-Offsets wurde durch die Sondenvermessung erhalten und die erhaltenen umfangsgemittelten Werte des Totaldruckes wurden zusätzlich im Mittelschnitt mit den aus der 5-Lochsondenmessung erhaltenen Werten verglichen.

Fehlerrechnung

Kanalgeschwindigkeit

| Messgerät | Messgröße | Genauigkeit | Messfehler |
|-------------------------------------|----------------|--------------------|------------|
| Paroscientific Digiquartz | p_0 | 0,008% <i>F.S.</i> | 8,61 Pa |
| Pt-100 mit Multimeter „Prema“ | T_0 | (bei 20°C) | 0,3°C |
| Scanivalve DSA 3017/8 (10" H_2O) | $16 \cdot p_m$ | 0,2% <i>F.S.</i> | 7 Pa |
| Scanivalve DSA 3017/8 (1 psi) | $16 \cdot p_m$ | 0,1% <i>F.S.</i> | 5,08 Pa |
| Isel Traversierung C142-4 | Position | 0,1 mm | 0,1 mm |

Tabelle A.1: Genauigkeit der eingesetzten Messgeräte

Kanalgeschwindigkeit:

$$u = \sqrt{\frac{\rho}{2} \cdot (p_t - p_s)}$$

$$\rho = \frac{p_0}{R \cdot T}$$

$$\Delta \rho = \frac{|T \cdot \Delta p| + |p \cdot \Delta T|}{|T^2|} = \frac{300 \cdot 8,61 + 101325 \cdot 0,3}{300^2} = 0,0646 \frac{kg}{m^3}$$

$$\frac{\Delta \rho}{\rho} = \left| \frac{\Delta p_0}{p_0} \right| + \left| \frac{\Delta T}{T} \right| = \frac{8,61}{101325} + \frac{0,3}{20} = 1,5\%$$

$$\Delta p = |p_t| + |p_s| = 10,16 Pa$$

$$\frac{\Delta p}{p} = \frac{|\Delta p_t| + |\Delta p_s|}{|p_t - p_s|} = 10,16/375 = 2,71\%$$

$$\Delta u^2 = |0,6 \cdot 10,16| + |375 \cdot 0,0646| = 30,321$$

$$\frac{\Delta u^2}{u^2} = \left| \frac{\Delta \rho}{\rho} \right| + \left| \frac{\Delta p}{p} \right| = 1,5\% + 2,71\% = 4,2\%$$

$$\Delta u = 0,5 \cdot (u^2)^{-0,5} \cdot \Delta u^2 = 0,5 \cdot 225^{-0,5} \cdot 30,321 = 1,0107$$

$$\frac{\Delta u}{u} = 0,5 \cdot \left| \frac{\Delta u^2}{u^2} \right| = 2,1\%$$

Der Fehler der Kanaleintrittsgeschwindigkeit beträgt 2,1%.

Totldruckmessung

Totldruck:

$$p_t = p_t(u) - p_{t,ein}(u)$$

$$\begin{aligned} \text{Fehlergleichung für Totldruck: } \Delta p_t &= \left| \frac{\partial p_t}{\partial p_{DSA}} \right| \cdot \Delta p_{DSA} + \left| \frac{\partial p_t}{\partial u} \right| \cdot \Delta u + \left| \frac{\partial p_{t,ein}}{\partial p_{DSA}} \right| \cdot \\ &\Delta p_{DSA} + \left| \frac{\partial p_{t,ein}}{\partial u} \right| \cdot \Delta u + \left| \frac{\partial p_{t,ein}}{\partial pos} \right| \cdot \Delta pos \end{aligned}$$

Der Term $\left| \frac{\partial p_t}{\partial pos} \right|$ wurde mittels eines Matlab- Skriptes aus den Messwerten bestimmt. Der Gradient ist aufgrund der Grenzschicht in Wandnähe am stärksten ($459 \cdot 0,1$) und in der freien Strömung geringer (mittlere Positionsensitivität: $14,08 \cdot 0,1$). Damit ergeben sich unterschiedliche Fehler für die Wandnähe und die Hauptströmung. Der Term $\left| \frac{\partial p_t}{\partial u} \right|$ wird annähernd wie folgt bestimmt:

$$\begin{aligned} \left| \frac{\partial p_t}{\partial u} \right| \cdot \Delta u &\approx \left| \frac{\partial (p_t - p_s)}{\partial u} \right| \cdot \Delta u = \left| \frac{\partial \left(\frac{\rho}{2} \cdot u^2 \right)}{\partial u} \right| \cdot \Delta u = |\rho \cdot u| \cdot \Delta u \\ &= 17,4 \cdot 1,0107 = 17,586 \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} \Delta p_t &= 5,08 + 17,586 + 5,08 + 17,586 + 45,9 = 91,2 Pa \text{ (Grenzschicht)} \\ \Delta p_t/p_t &= 91,2/1668 = 5,5\% \\ \Delta p_t &= 5,08 + 17,586 + 5,08 + 17,586 + 1,408 = 46,7 Pa \text{ (Hauptströmung)} \\ \Delta p_t/p_t &= 46,7/1668 = 2,8\% \end{aligned}$$

5-Lochsondenmessung

$$\begin{aligned} p_{avg} &= 1/4 \cdot p_2 + p_3 + p_4 + p_5 \\ \Delta p_{avg} &= 4 \cdot 5.08 = 20.32 Pa \\ dp &= p_1 - p_{avg} \\ \Delta dp &= 5.08 + 20.32 = 25.4 Pa \\ rw_m &= (p_5 - p_4) / dp \\ \Delta rw_m &= (500 \cdot 10.16 + 153 \cdot 25.4) / 500^2 = 0.0358^\circ \end{aligned}$$

Positioniergenauigkeit bei Kalibrierung: $\Delta rw_{pos} = 1^\circ$
 Δreg aus Matlab-Skript für Regression 5.Ordnung mit Interaktion:
 $\Delta reg = 0.3406^\circ$.

$$\begin{aligned}\Delta cal &= \Delta rw_m + \Delta reg = 0.376^\circ \\ \Delta rw &= \Delta tw = \left[\frac{\partial rw}{\partial cal} \right] \Delta cal + \Delta rw_m + \Delta rw_{pos} \\ &= 1 \cdot 1.38^\circ + 0.0358^\circ + 1^\circ = 2.41^\circ\end{aligned}$$

Die Genauigkeit der Winkelmessung des Radial- und Tangentialwinkels beträgt somit 2.41° .

Wärmeübergangsmessungen

Wie bereits in Gleichung 5.4 bemerkt wurde, besitzt die Wandtemperatur einen großen Einfluss auf den Stoffübergang. So ändert sich der Dampfdruck des Naphtalins im betrachteten Bereich um ca. 1% pro 0,1 K Temperaturunterschied. Da dieser linear in die Sherwoodzahl eingeht, ändert sich diese ebenfalls um ein Prozent, vgl. Berg [5] und Mattern [49]. Die Bestimmung der Temperatur erfolgte mit Quecksilber-Laborthermometern, welche eine Ablesegenauigkeit von 0,1 K besitzen. Es ergibt sich hieraus ein temperaturbedingter Fehler von 1%. Im vorliegenden Fall der Vermessung komplexer Versuchsteile unter der Verwendung großer Traversiermatrizen tritt die Diffusion während der Versuchszeit und während der Umbauzeiten als zusätzliche, erhebliche Fehlerquelle hinzu. Die in Kapitel 5.3 beschriebene Diffusionskorrektur ermöglicht es, diesen systematischen Fehler mit Hilfe der Diffusionsgrenschichtdicke δ_D zu quantifizieren. Die Genauigkeit dieser Berechnung erfordert die exakte Bestimmung der Schichtdicken- und Pausen- bzw. Umbauzeiten, die exakte Bestimmung der jeweiligen Temperaturen und Drücke sowie die Bestimmung der Schichtdickenänderung Δd . Alle Zeiten wurden mit Hilfe von computerinternen Uhren mit einer Genauigkeit von 1 s und mit Hilfe von Zeitmarken in den Ergebnisdateien bestimmt. Im vorliegenden Fall liegt der Fehler der Diffusionskorrektur bei unter 2 %. Wie in [43] dargelegt, besitzt die Schichtdickenmessung an der ebenen Plattform einen systematischen Fehler von 2,83 %. Es addieren sich noch Fehler in der Versuchszeitbestimmung, Ein- und Ausbau sowie Diffusion während des Transportes der Versuchsteile von Windkanal zu Traversiereinrichtung. Diese werden pauschal zu 2 % geschätzt. Insgesamt ergibt sich also ein systematischer Fehler von 7,83 % für die ebene Plattform mit einem zufälligen Fehler der Schichtdickenmessanlage von 0,5 %. Hierzu addieren sich allerdings noch

schwer zu quantifizierende Fehler durch eine unhomogene Anströmung infolge von Oberflächenrauigkeiten, welche durch die Beschichtung entstehen und im Falle der konturierten Plattform fast nicht mehr behebbar sind, wogegen bei der ebenen Plattform die Rauigkeiten der Naphtalinschicht durch Schleifen beseitigt werden können. Um jedoch die Vergleichbarkeit der Versuche zu verbessern, wurde auf das Überschleifen der ebenen Plattform verzichtet. Da die gewählte Versuchsdauer einen erheblichen Stoffabtrag von etwa $300 \mu\text{m}$ bewirkte, wird der Einfluss dieser Fehler auf das Messergebnis jedoch als gering betrachtet.

Fehlerbetrachtung der Schichtdickenmessung an der konturierten Plattform

Bei der konturierten Plattform tritt durch die Oberflächenkrümmung ein weiterer systematischer Fehler auf. Zur Bestimmung der Einflussgrößen wird die maximale konkave und konvexe Krümmung gesucht und jeweils ein Probekörper angefertigt, anhand welchem mittels einer Luftspaltnessung der Einfluss der Oberflächenkrümmung bestimmt wird. Die Oberflächenkrümmung L und der Krümmungsradius R sind definiert als

$$\begin{aligned} L &= \frac{\nabla^2 z}{4} = \frac{1}{4} \left(\frac{\partial^2 z}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 z}{\partial y^2} \right) \\ R &= 1/L \end{aligned} \quad (\text{A.8})$$

Der größte Fehlereinfluss ist bei dem kleinsten Krümmungsradius zu erwarten. Folgender Abbildung A.14 kann der jeweils kleinste konkave und konvexe Krümmungsradius entnommen werden.

Der kleinste positive (konkave) Krümmungsradius beträgt $10,5 \text{ mm}$, der kleinste negative (konvexe) Krümmungsradius beträgt $-12,7 \text{ mm}$. Die räumliche Lage der Krümmungsradien ist in Abbildung A.15 dargestellt. Demzufolge ist die Lage der stärksten Krümmung im Bereich hinter den Schaufelhinterkanten zu finden. Weiterhin kann dieser Abbildung entnommen werden, dass die Krümmungen jeweils nur in einer Raumrichtung auftreten.

Hierauf basierend wurde ein ebener Probekörper angefertigt, siehe Abbildung A.16, sowie jeweils Probekörper mit einer Krümmung von $+10,5 \text{ mm}$, Abbildung A.17 und einer Krümmung von $-12,7 \text{ mm}$, Abbildung A.18, mit welchen die in Abbildung 5.2, Abbildung A.19 und Abbildung A.20 dargestellten Luftspaltnessungen durchgeführt wurden.

Anhand Abbildung A.19 ist deutlich erkennbar, dass die Sonde bei Luftspalten unterhalb von $300 \mu\text{m}$ nicht mehr richtig aufsetzt, woraus ein merklicher Messfehler resultiert. Aus diesem Grund sind Schichtdicken unter $300 \mu\text{m}$ an der konturierten Plattform zu vermeiden. Bei den Versuchen traten hingegen durchweg größere Schichtdicken auf.

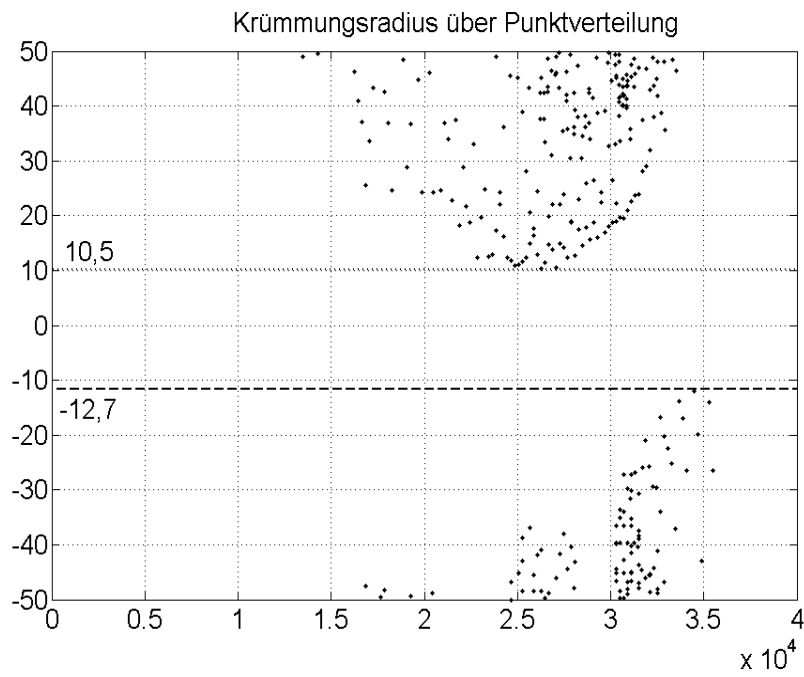


Abbildung A.14: Krümmungsradien der konturierten Plattform

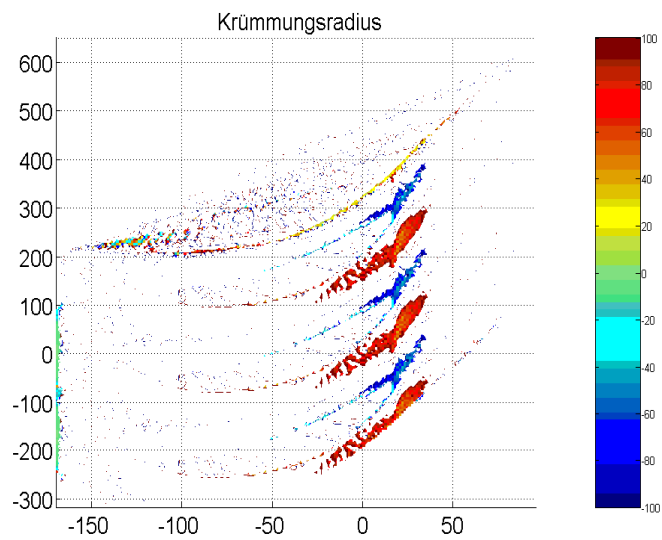


Abbildung A.15: Flächige Verteilung der Oberflächenkrümmung auf der konturierten Plattform

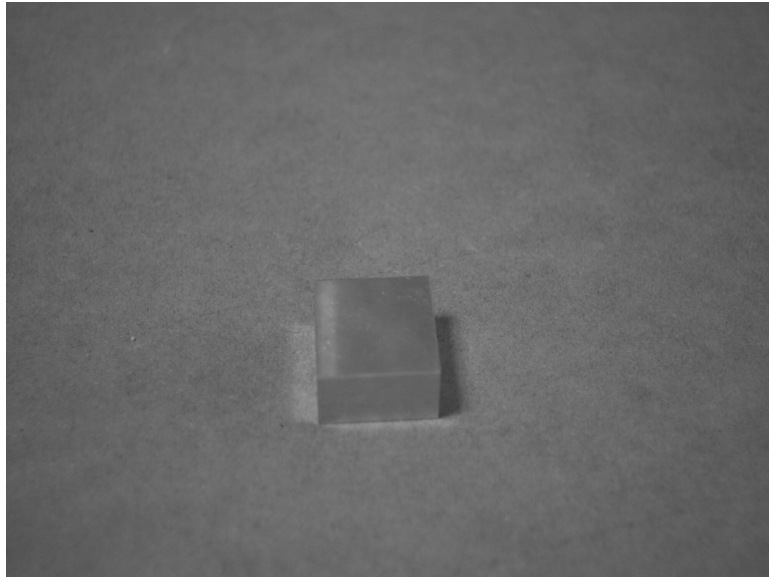


Abbildung A.16: Probekörper (eben)

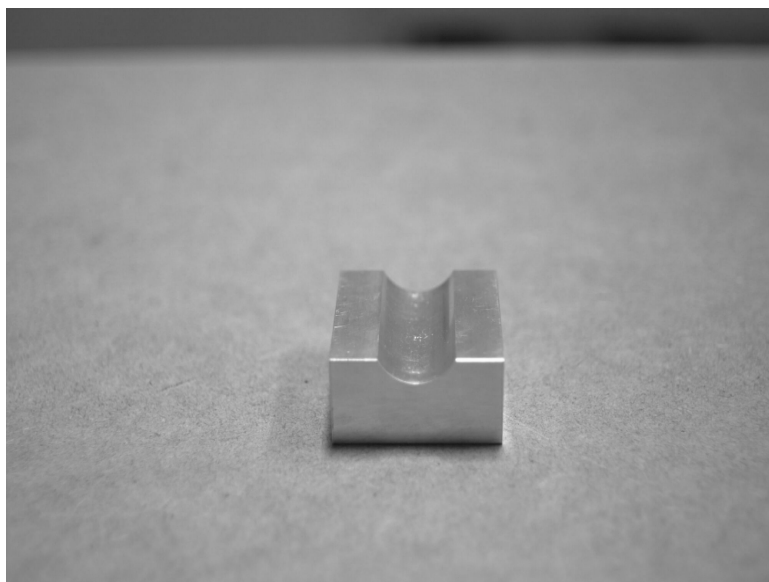


Abbildung A.17: Probekörper, konkav

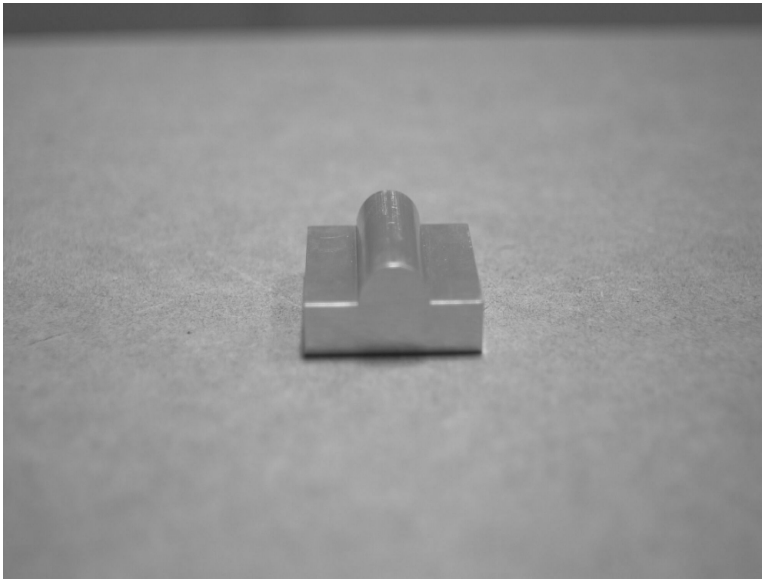


Abbildung A.18: Probekörper, konvex

Wie in [43] beschrieben, beträgt der maximale systematische Fehler der Schichtdickenmessung für die untersuchte Plattform 3,83% . Hieraus ergibt sich ein maximaler systematischer Fehler für die konturierte Plattform von 8,83 % bei einem zufälligen Fehler von 0,5 % für diffusionskorrigierte Messungen nach Kapitel 5.3.

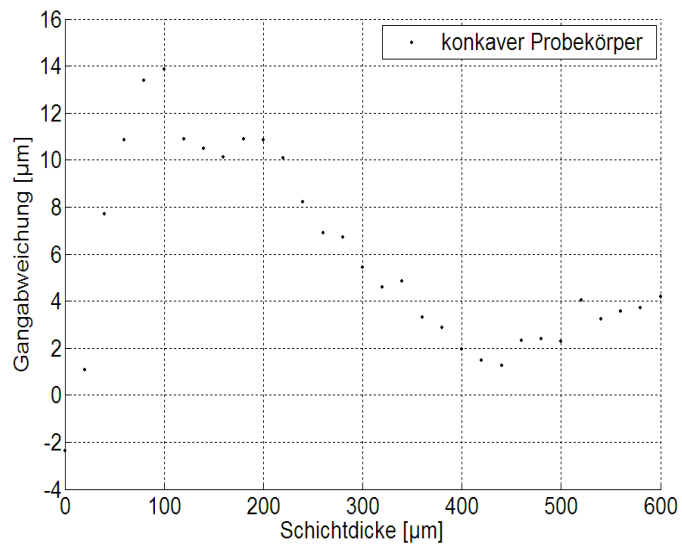


Abbildung A.19: Luftspaltnessung an einem konkaven Probekörper

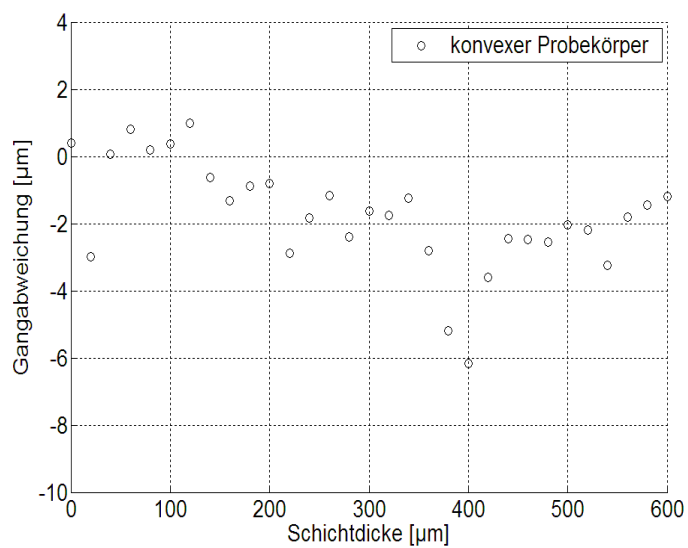


Abbildung A.20: Luftspaltnessung an einem konvexen Probekörper

Anhang B

Filmkühleffektivitätsmessungen

Die im folgenden dargestellten Filmkühleffektivitätsmessungen sind nach der Bezeichnung der Filmkühlbohrungen (1-9), siehe Abbildung 6.3, und dem Impulsverhältnis, Gl. 6.3, von $I = 1,0$ bis $I = 6,25$ steigend geordnet. Jeder Versuch ist als flächige Filmkühleffektivitätsverteilung in Farbskalierung über der mittleren Passage dargestellt. Zusätzlich ist von der Schaufelhinterkante an jeweils eine halbe Passagenbreite oberhalb sowie unterhalb dargestellt. Weiterhin sind auf der rechten Bildhälfte der folgenden Abbildungen ein umfangsgemittelter Effektivitätsverlauf in axialer Richtung sowie ein Histogramm zur Flächenanteilsverteilung der Effektivitäten dargestellt. Letztere Darstellungen beziehen sich lediglich auf die Auswertung der mittleren Passage. Die Lage der Schaufelvorderkante (LE, Leading edge) und Hinterkante (TE, Trailing edge) sind als senkrechte Linien dargestellt. Darunter ist der Verlauf der Kalibrierkurve dargestellt.

Nähere Erläuterung der Filmkühleffektivitätsmessung

Einzelne Versuche haben sich aus verschiedenen Gründen als nicht auswertbar erwiesen. Falls möglich, wurden stattdessen Versuche mit einem ähnlichen Impulsverhältnis dargestellt, so z.B. Impulsverhältnis 1,5 anstelle von Impulsverhältnis 1. Bei manchen Versuchen tritt die Eigenheit auf, dass die Kalibrierkurve in einem Teil des Versuchs sehr flach ist. Dies kann einen Farbsprung verursachen, welcher einem Grauwertunterschied von einem einzigen Bit entspricht und ist somit als Rauschen zu deuten. Um keine Fehlaussagen zu treffen, sollte deshalb immer die Farbskalierung und der Verlauf der Kalibrierkurve im betrachteten Bereich verglichen werden.

Da die Versuche als A2-Folien durchgeführt wurden, jedoch nur ein A3-Scanner zur Verfügung stand, mussten die eingescannten A3-Bilder wieder zu A2-Bildern montiert werden. In Verbindung mit einer im betrachteten Ef-

fektivitätsbereich flach verlaufenden Kalibrierkurve kann es zu einer unphysikalischen Kante nach der Passage kommen, welche ebenfalls als Rauschen zu deuten ist. Um der Auflösung der eingescannten Graustufenbilder von 8 Bit zu entsprechen, erfolgt die Farbdarstellung der Filmkühleffektivitäten ebenfalls mit einer Auflösung von 8 Bit.

Konturierte Plattform

Bei konturierten Versuchen kann es trotz größtmöglicher Sorgfalt aufgrund der Vielzahl (12) von Diazo-Folienstreifen und deren manueller Anbringung an der konturierten Plattform manchmal zu leichten Fehlpositionierungen kommen. Die geometrische Verzerrung durch die Abwicklung der einzelnen Diazostreifen wurde, wie in Kapitel 6.3 dargelegt, durch Bildregistrierung korrigiert. Anhand der ebenfalls dargestellten Wiederholungsmessungen wird der Messfehler zu $\leq 2\%$ bestimmt.

Bei Bohrung 2 tritt bei einem hohen Impulsverhältnis ($I=6,25$) an der druckseitigen Schaufelhinterkante ein isolierter Bereich besonders hoher Effektivitäten auf, siehe Abb. B.9, welcher ansatzweise bei Bohrung 3 ebenfalls beobachtet werden kann, Abb. B.13. Bohrung 4 zeigt bei ebener und konturierter Plattform jeweils gute Effektivitäten und wurde deshalb bereits in Kap. 6.4 dargestellt. Bohrungen 5, 6 sowie 8 und 9 weichen nicht oder nur bei höheren Impulsverhältnissen von dem Verhalten eines herkömmlichen Kühlluftstrahles ab, wobei eine konzentrierte Kühlwirkung nach der Bohrung und keine flächige Ausmischung erreicht wird. Die höchsten beobachteten Filmkühleffektivitäten treten lokal an Bohrung 8 auf. Hierbei ist sicherlich der durch die Konturierung bedingte geringere Winkel der Bohrung zur lokalen Oberflächenkontur mit entscheidend. Eine gute flächige Ausmischung des Kühlluftstrahles ist dagegen an den Bohrungen 4 und 7 gegeben.

Aufgrund des stark gesättigten Versuches, siehe Kalibrierkurve, kann in Abbildung B.4 nur bis ca. 22% Effektivität ausgewertet werden. Die erhöhte Effektivität nach der Passage könnte hingegen, bedingt durch eine mögliche relative Übersättigung des Kühlluftstrahles mit Ammoniak bezüglich des Feuchtigkeitsgehaltes, in einer Nachreaktion des Ammoniaks mit dem feuchteren Hauptstrom begründet sein. Um diese Vermutung zu entkräften, wurden in der Folge verschiedene Messungen mit einem Ammoniakgehalt von 0,5 % durchgeführt. Die zeitliche Reihenfolge entspricht nicht der Reihenfolge der hier dargestellten Folge der Versuche.

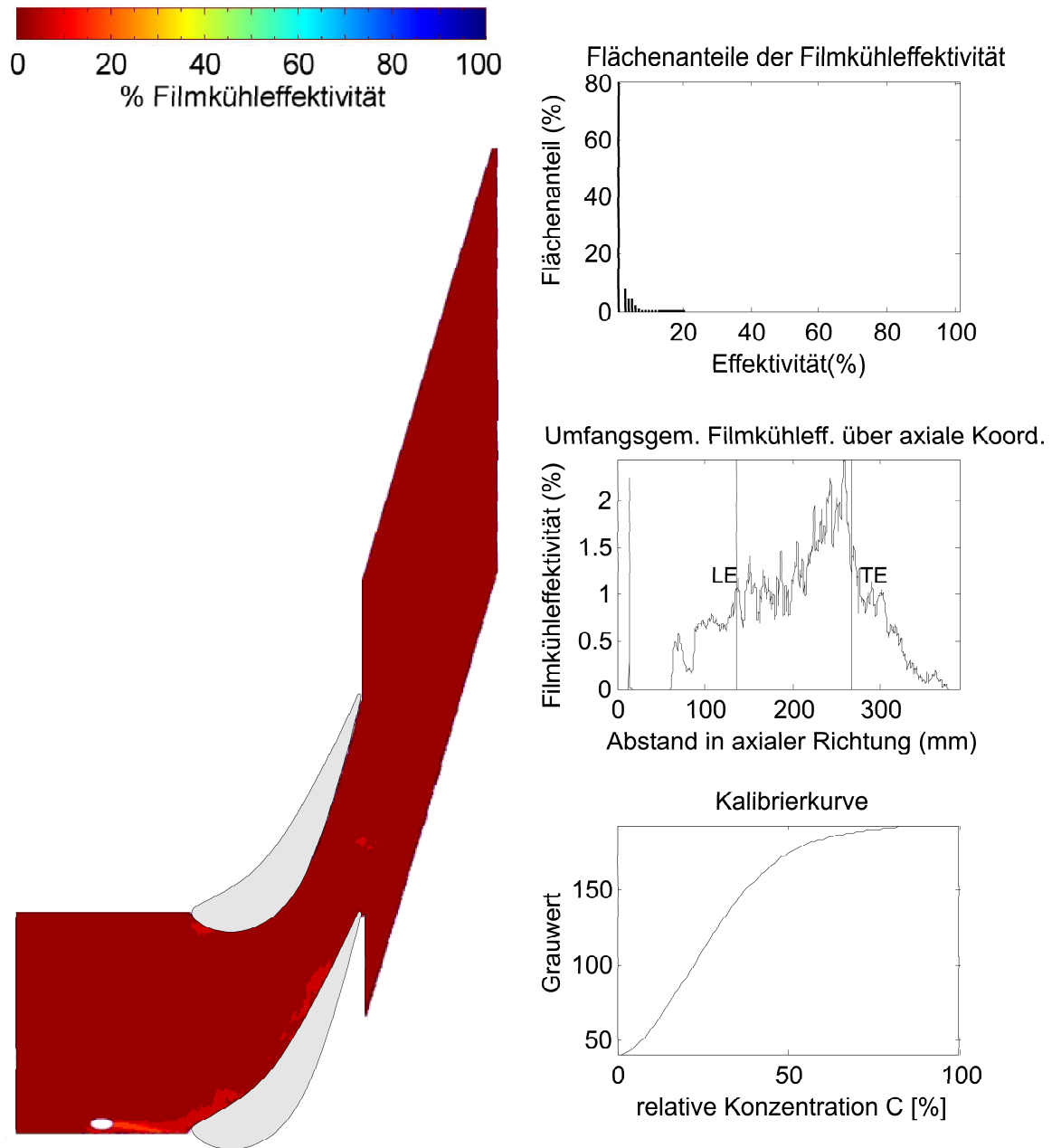


Abbildung B.1: Bohrung 1, Impulsverhältnis 1,92, Ammoniak-Konzentration 2,0%, konturiert

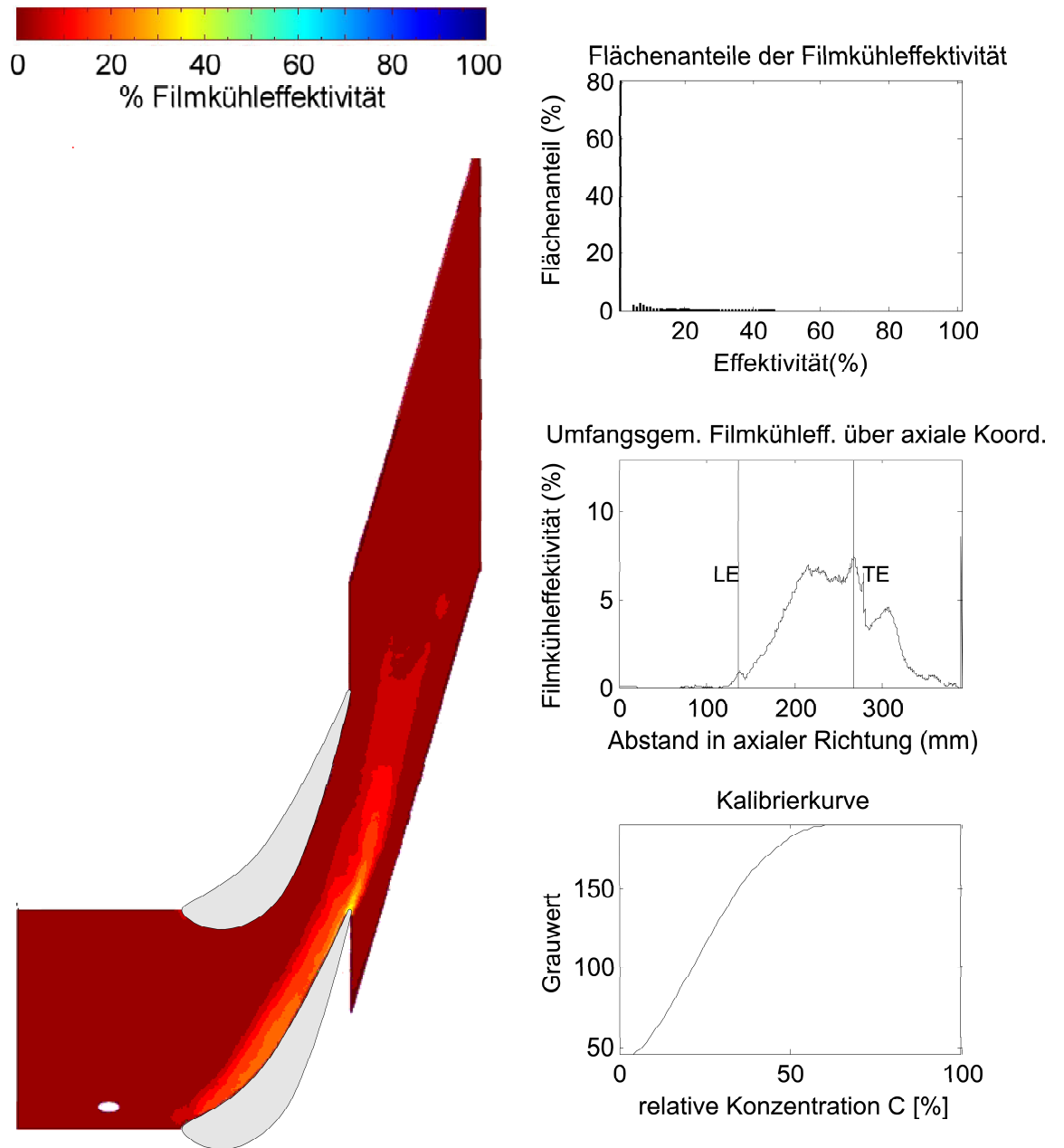


Abbildung B.2: Bohrung 1, Impulsverhältnis 3,68, Ammoniak-Konzentration 0,5%, konturiert

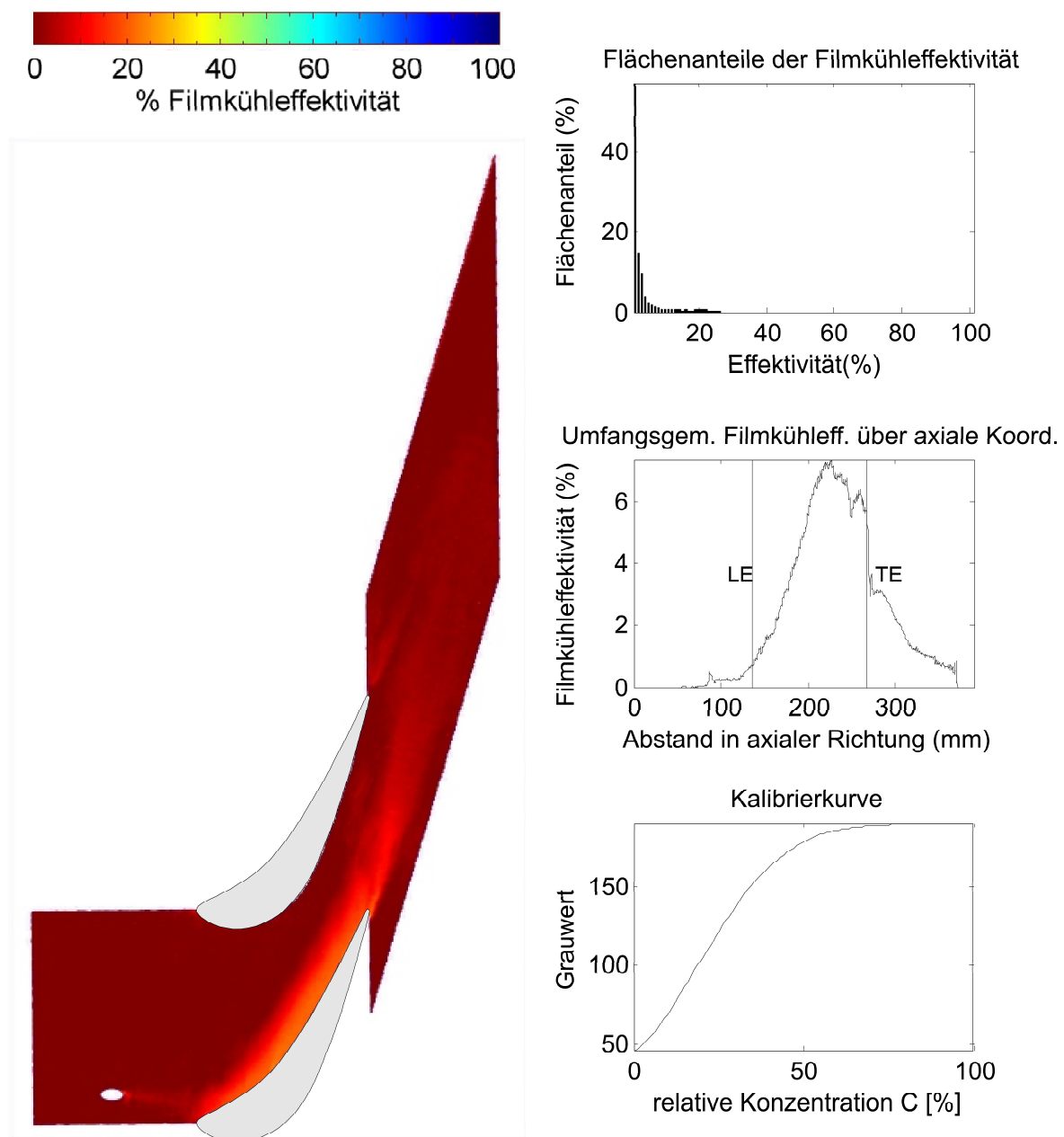


Abbildung B.3: Bohrung 1, Impulsverhältnis 6,25, Ammoniak-Konzentration 0,5%, konturiert

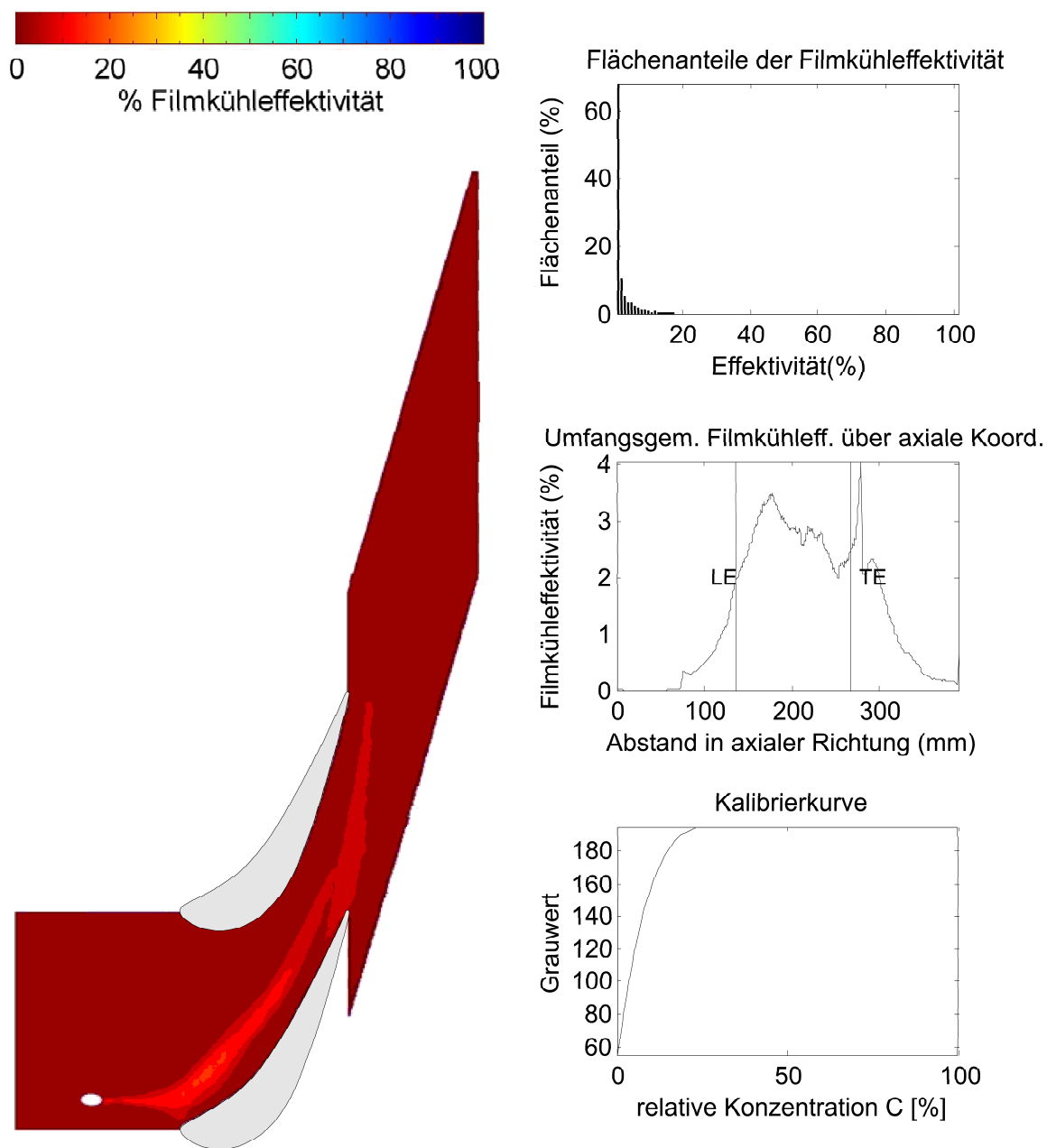


Abbildung B.4: Bohrung 2, Impulsverhältnis 1,0, Ammoniak-Konzentration 2,0%, konturiert

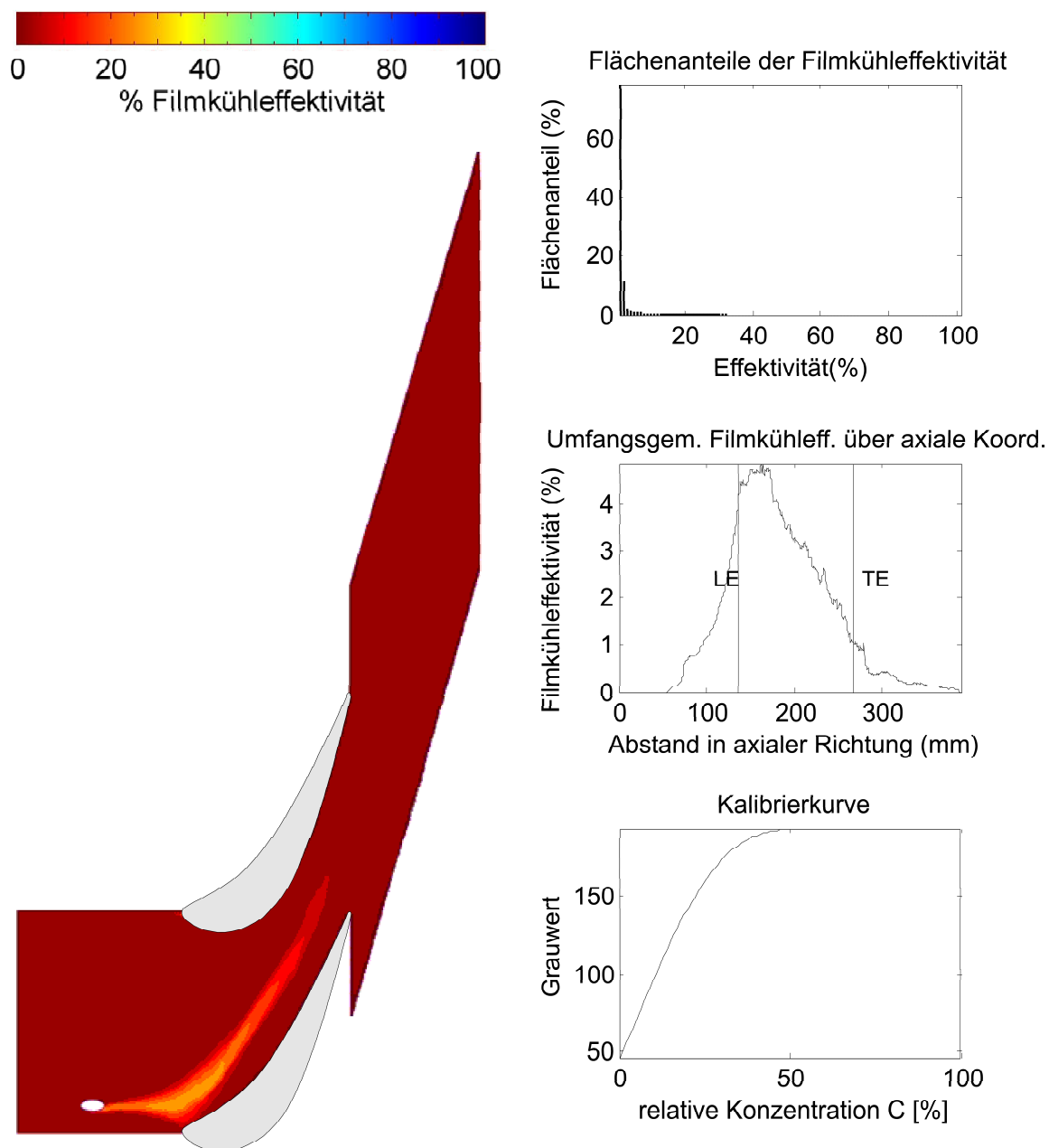


Abbildung B.5: Wiederholmessung Bohrung 2, Impulsverhältnis 1,0, Ammoniak-Konzentration 0,5%, konturiert

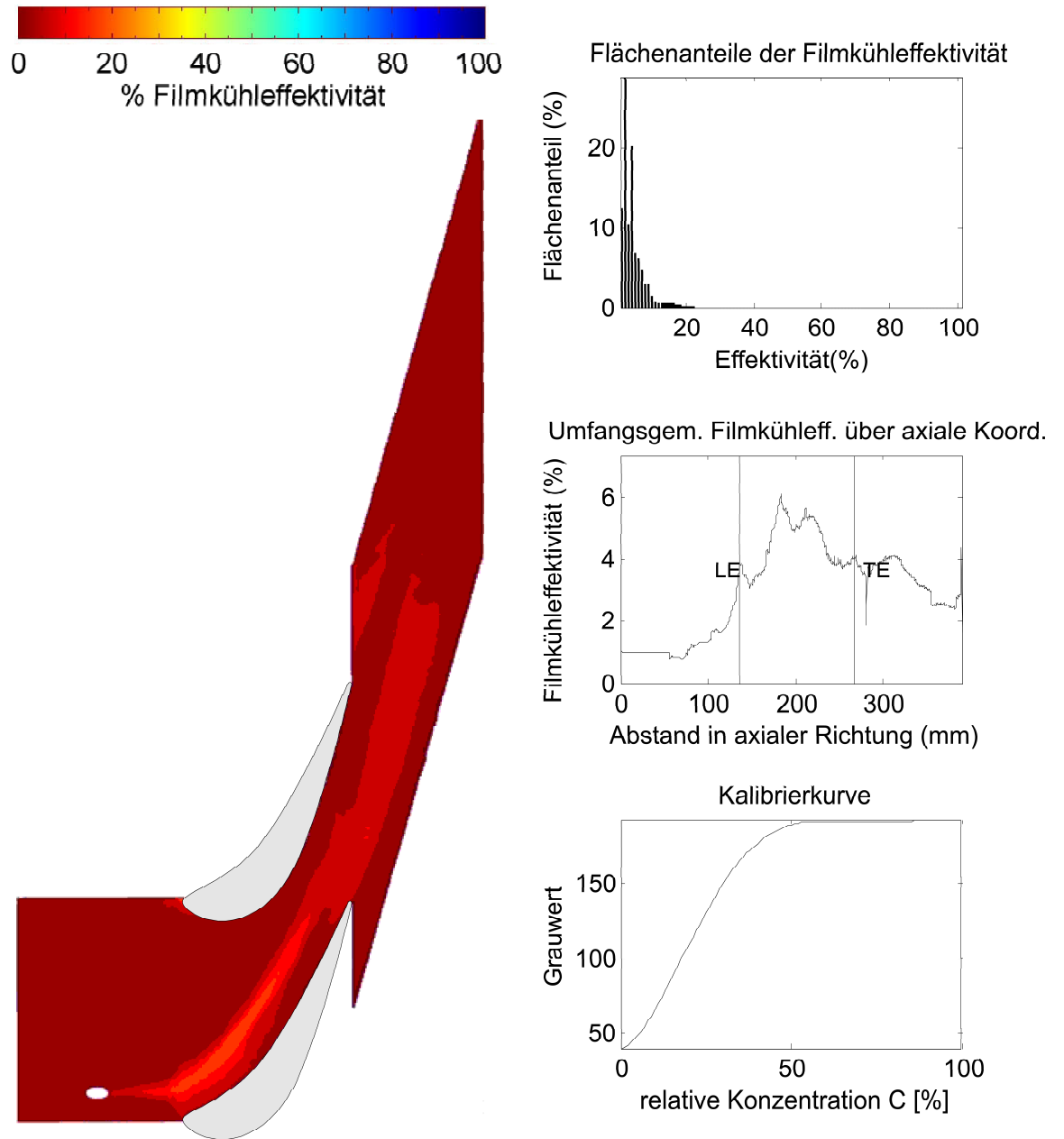


Abbildung B.6: Bohrung 2, Impulsverhältnis 1,92, Ammoniak-Konzentration 2,0%, konturiert

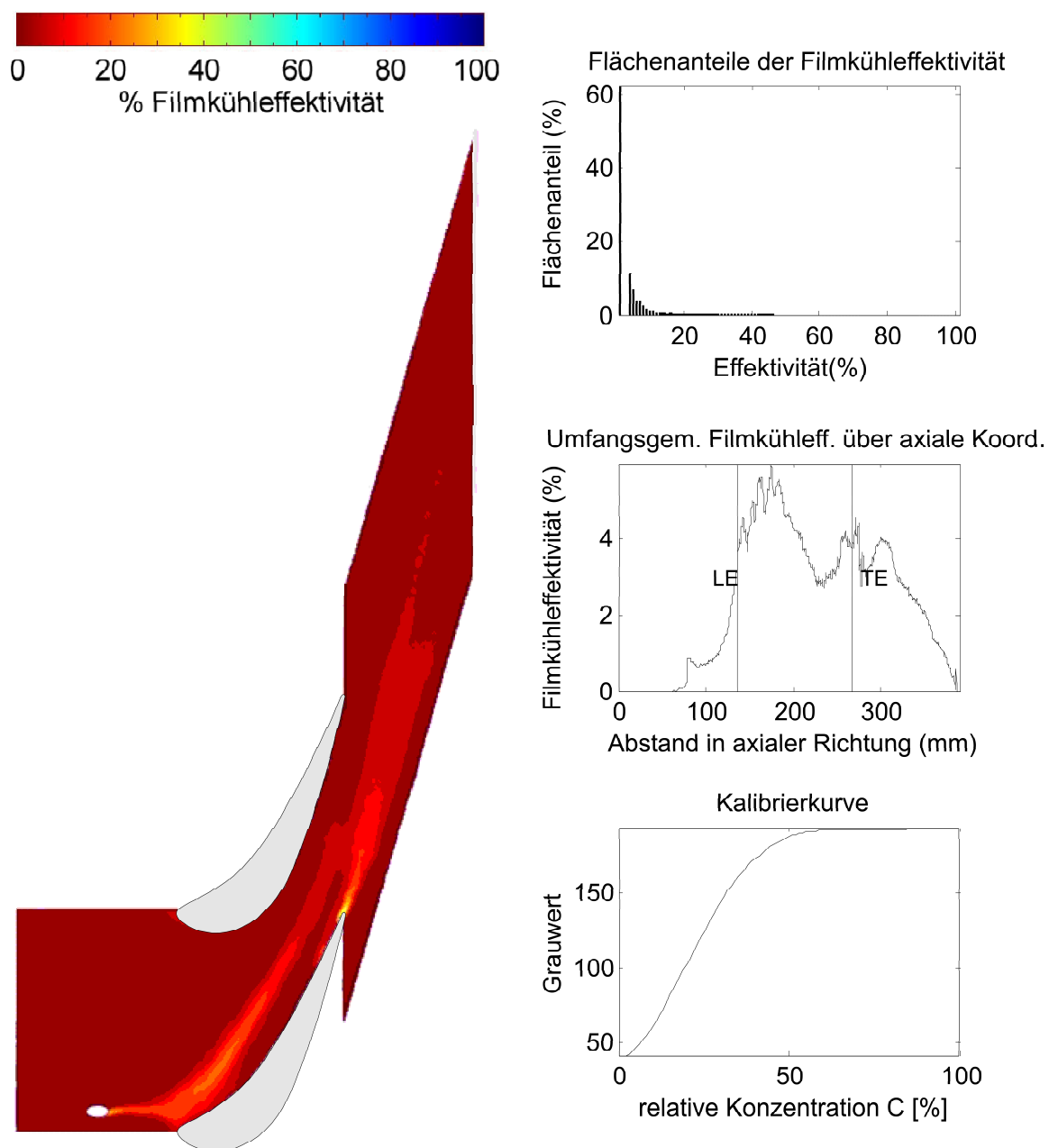


Abbildung B.7: Wiederholmessung Bohrung 2, Impulsverhältnis 1,92, Ammoniak-Konzentration 2,0%, konturiert

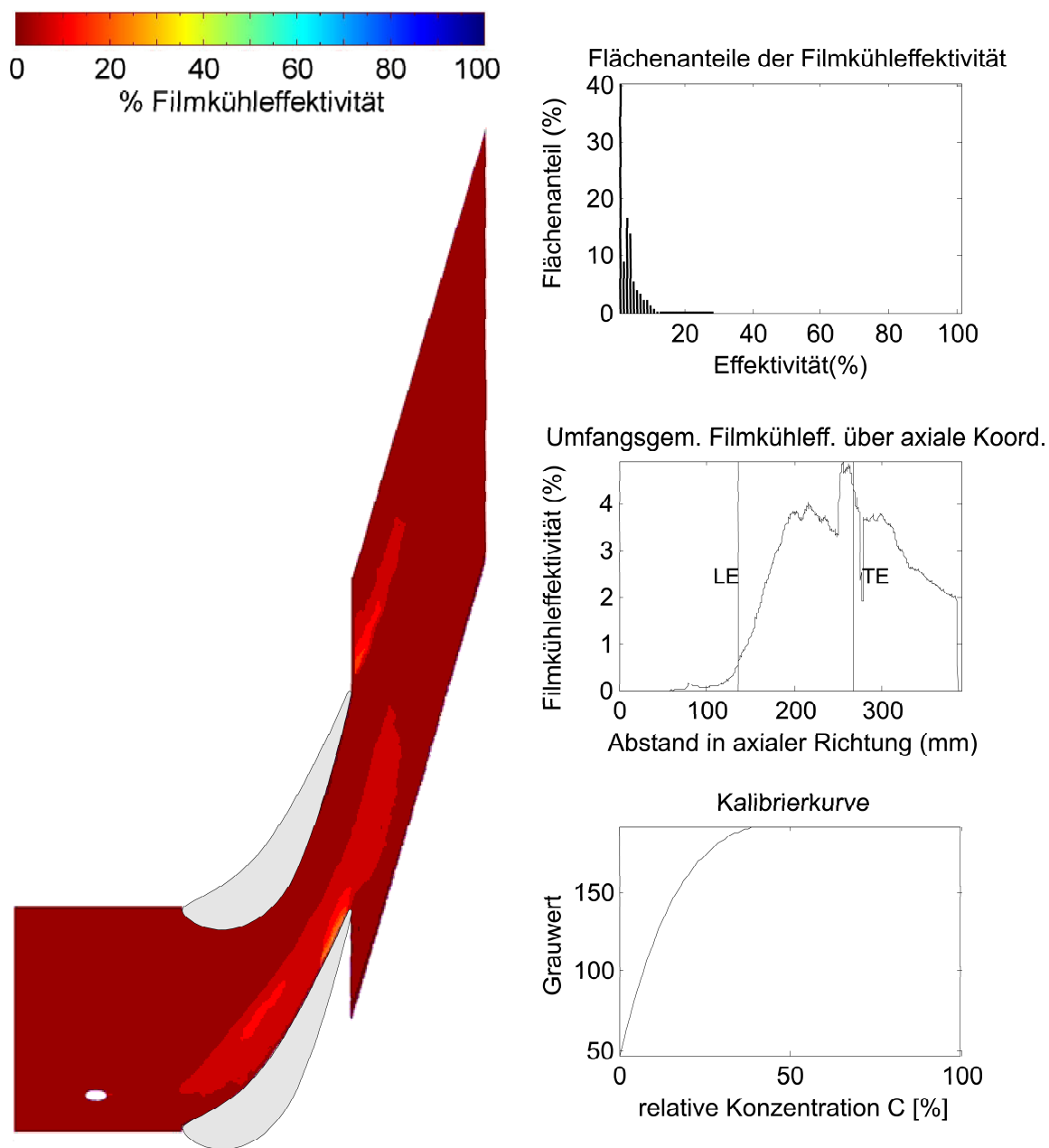


Abbildung B.8: Bohrung 2, Impulsverhältnis 3,68, Ammoniak-Konzentration 2,0%, konturiert

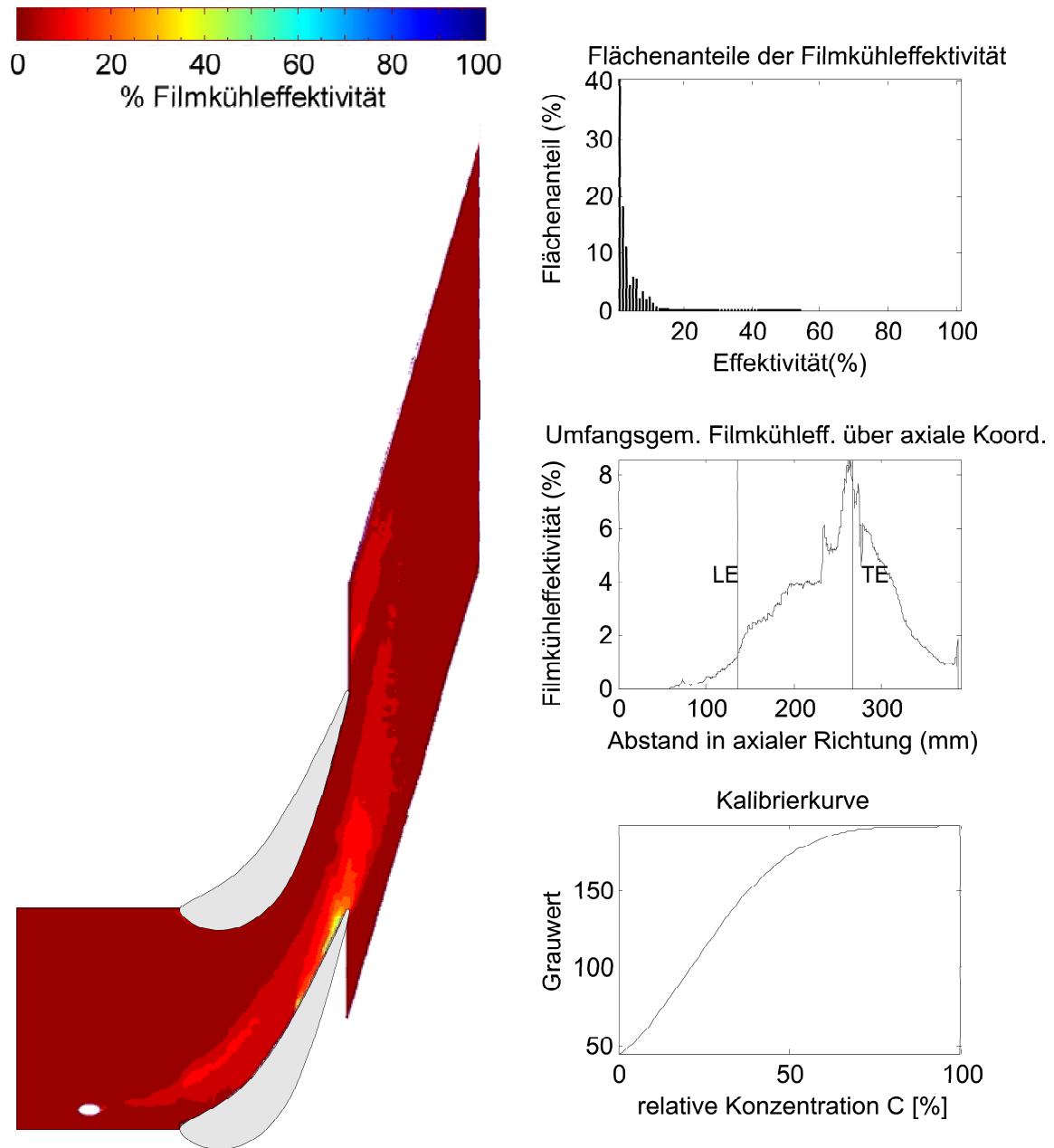


Abbildung B.9: Bohrung 2, Impulsverhältnis 6,25, Ammoniak-Konzentration 0,5%, konturiert

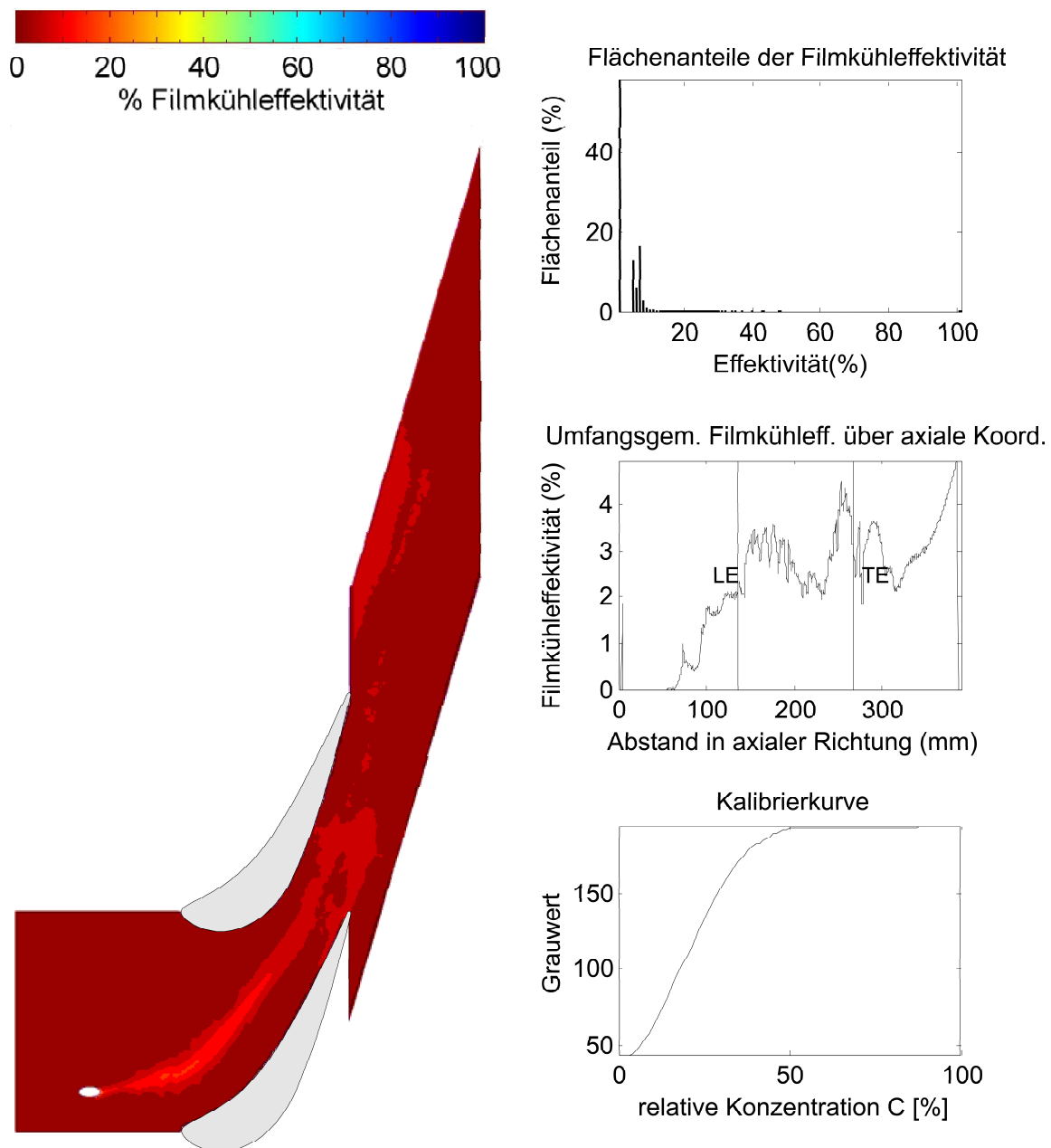


Abbildung B.10: Bohrung 3, Impulsverhältnis 1,0, Ammoniak-Konzentration 0,5%, konturiert

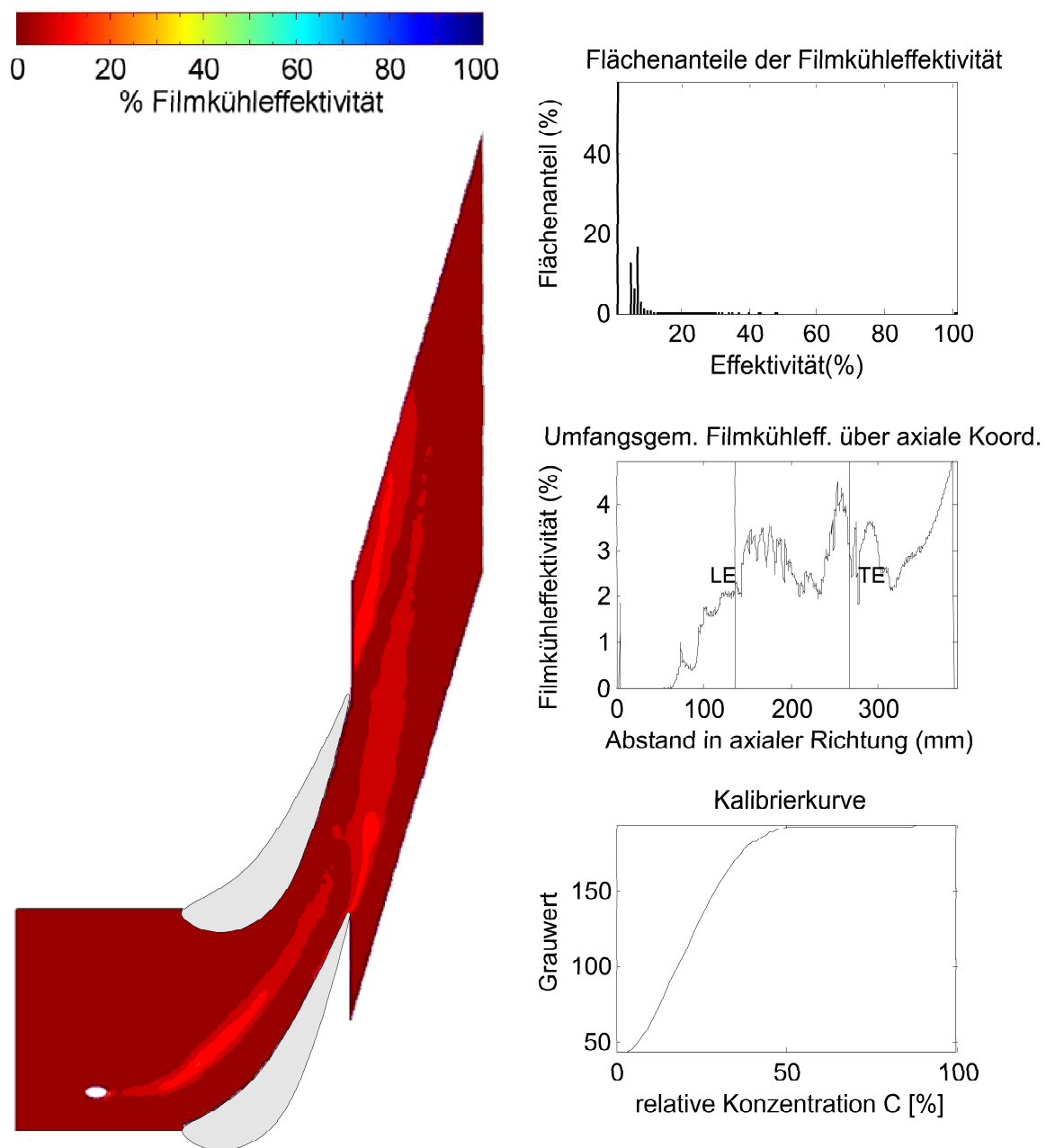


Abbildung B.11: Bohrung 3, Impulsverhältnis 1,92, Ammoniak-Konzentration 0,5%, konturiert

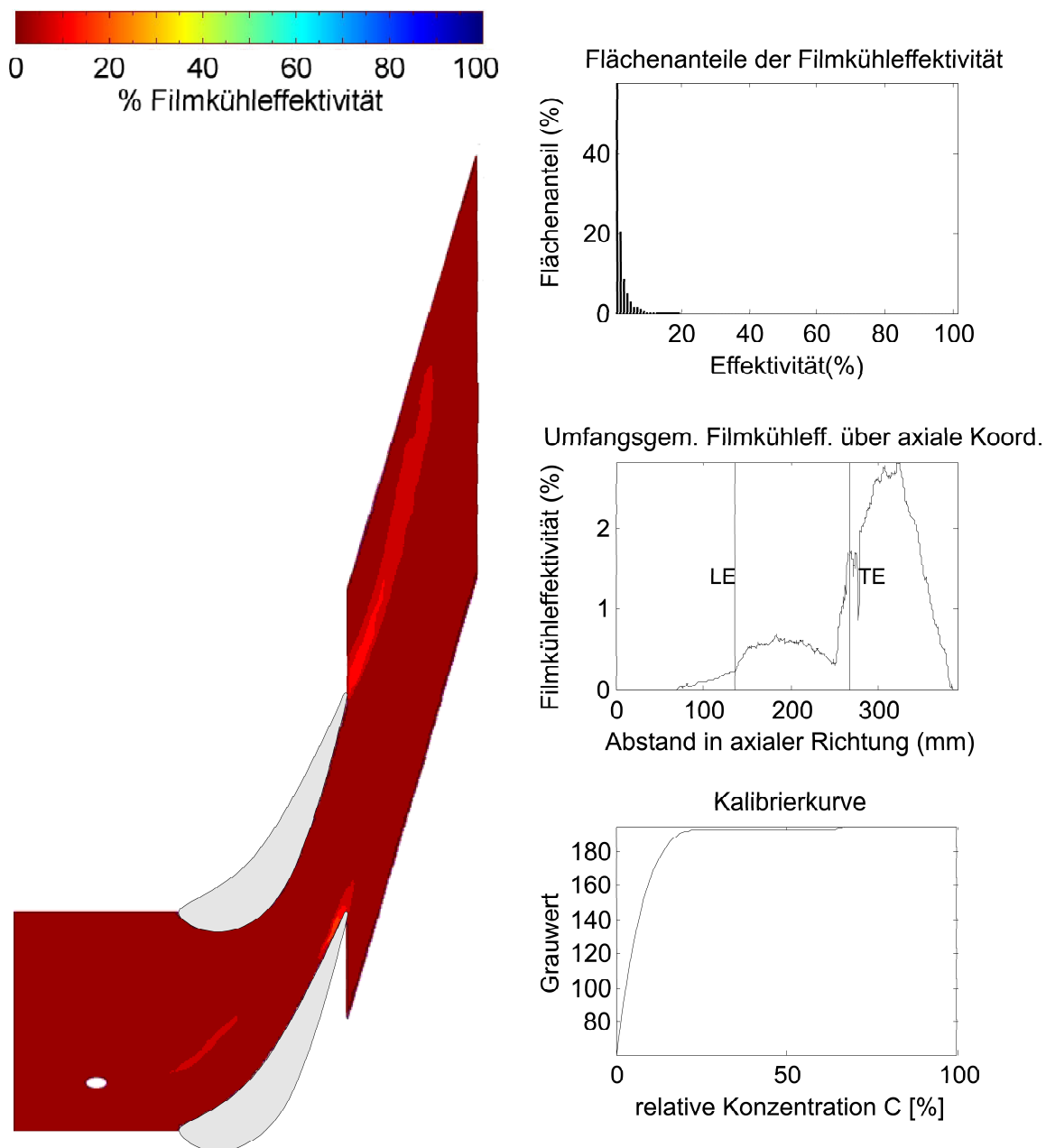


Abbildung B.12: Bohrung 3, Impulsverhältnis 3,68, Ammoniak-Konzentration 0,5%, konturiert

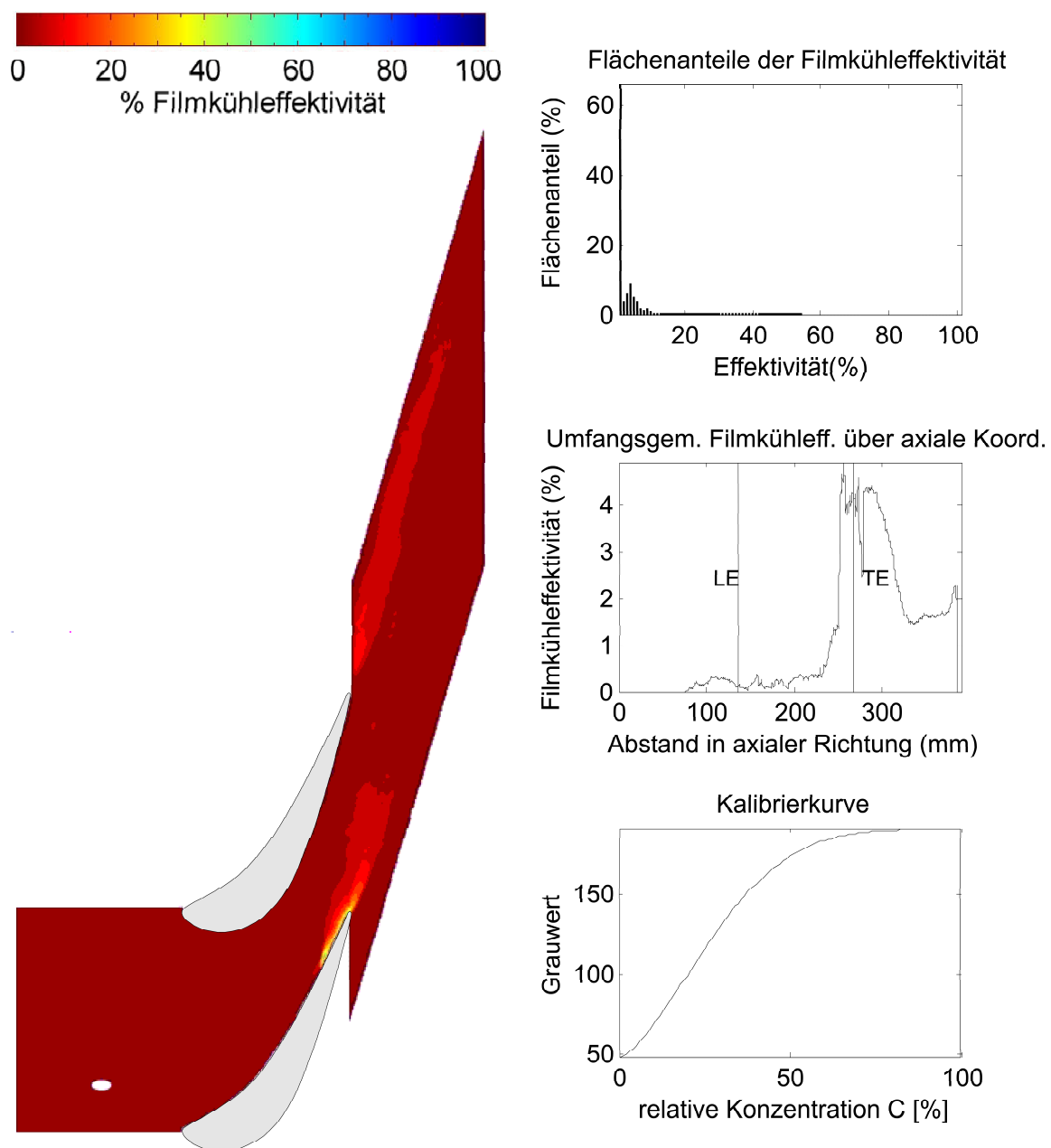


Abbildung B.13: Bohrung 3, Impulsverhältnis 6,25, Ammoniak-Konzentration 0,5%, konturiert

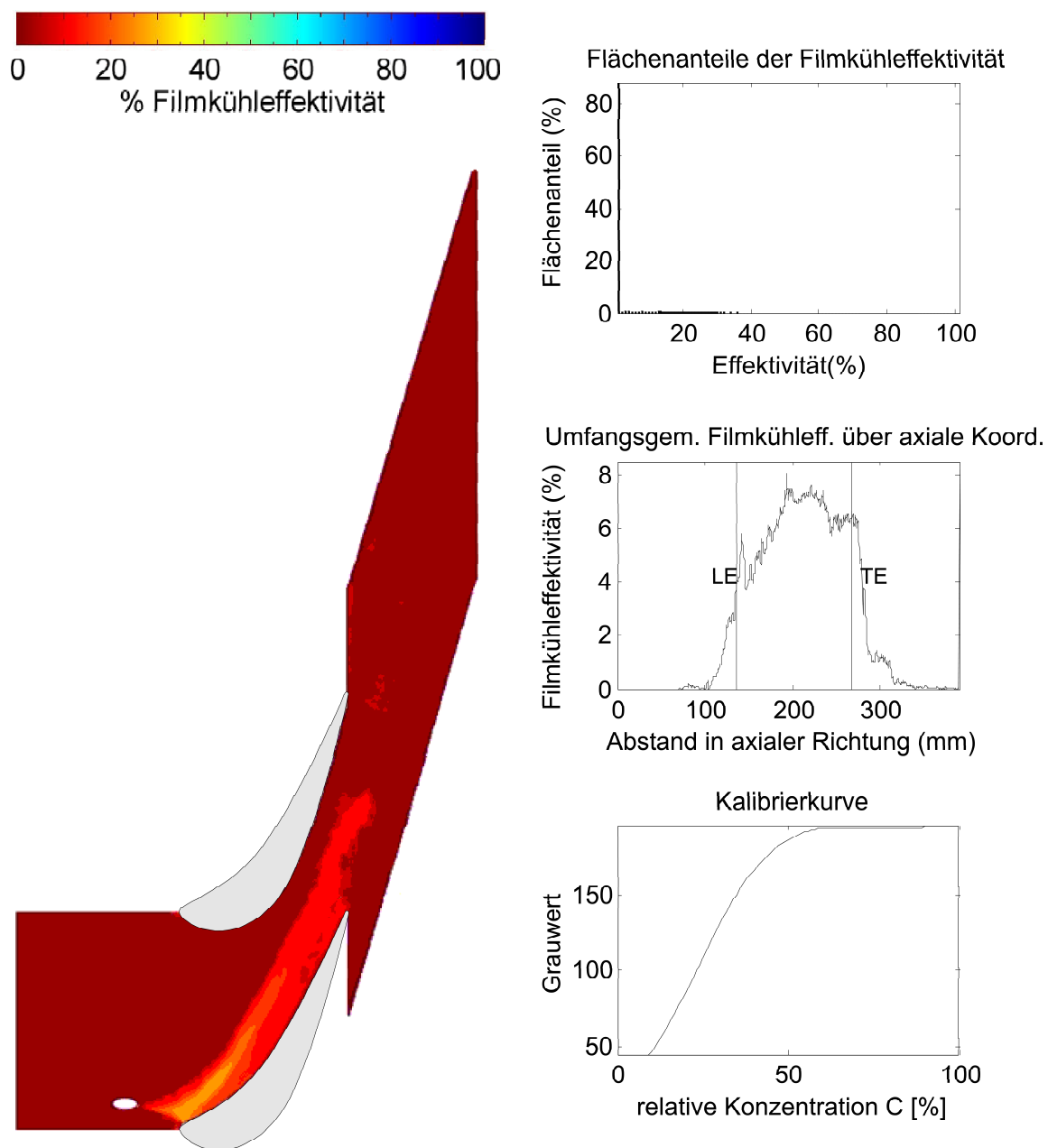


Abbildung B.14: Bohrung 4, Impulsverhältnis 1,0, Ammoniak-Konzentration 0,5%, konturiert

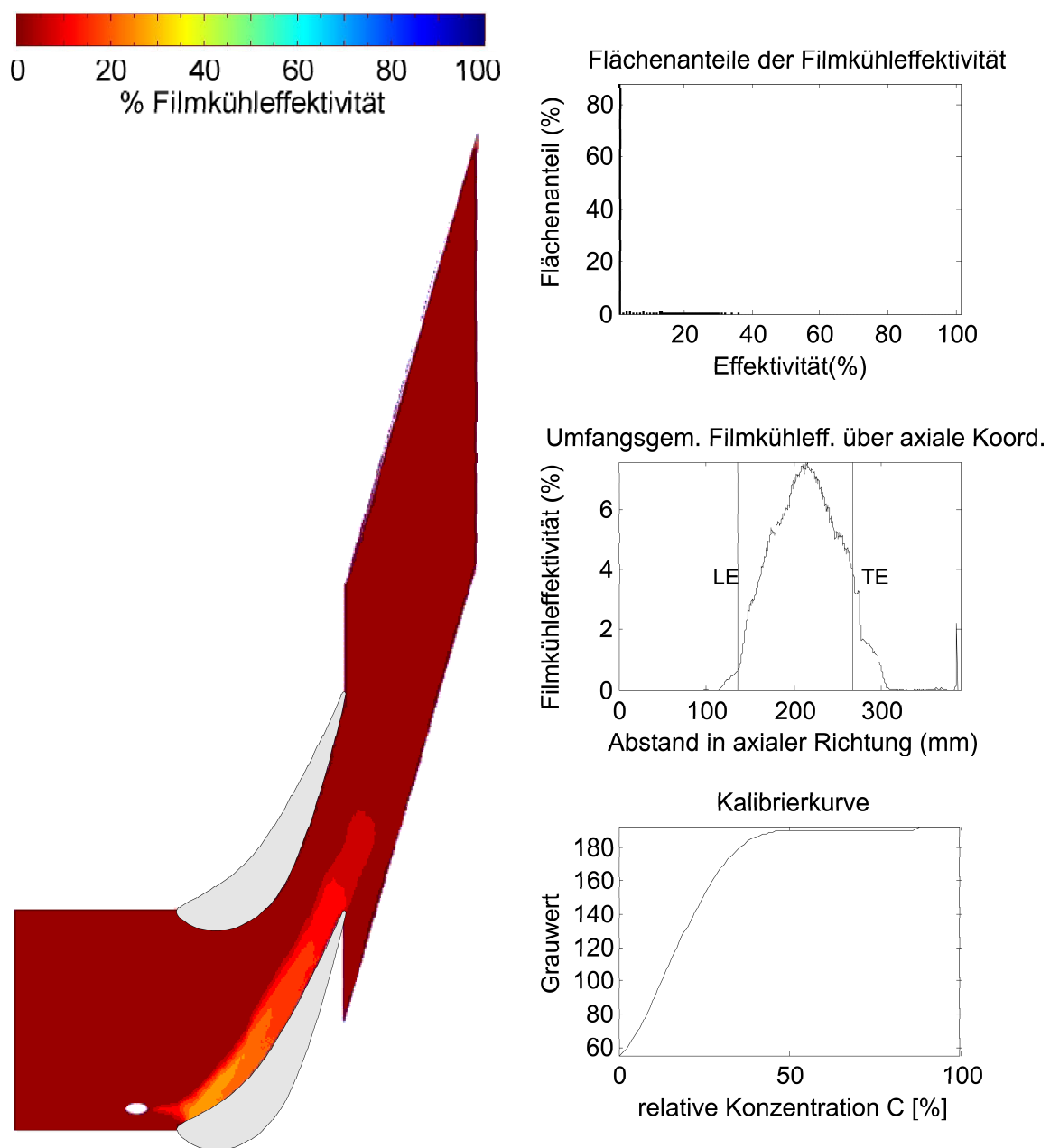


Abbildung B.15: Bohrung 4, Impulsverhältnis 1,5, Ammoniak-Konzentration 0,5%, konturiert

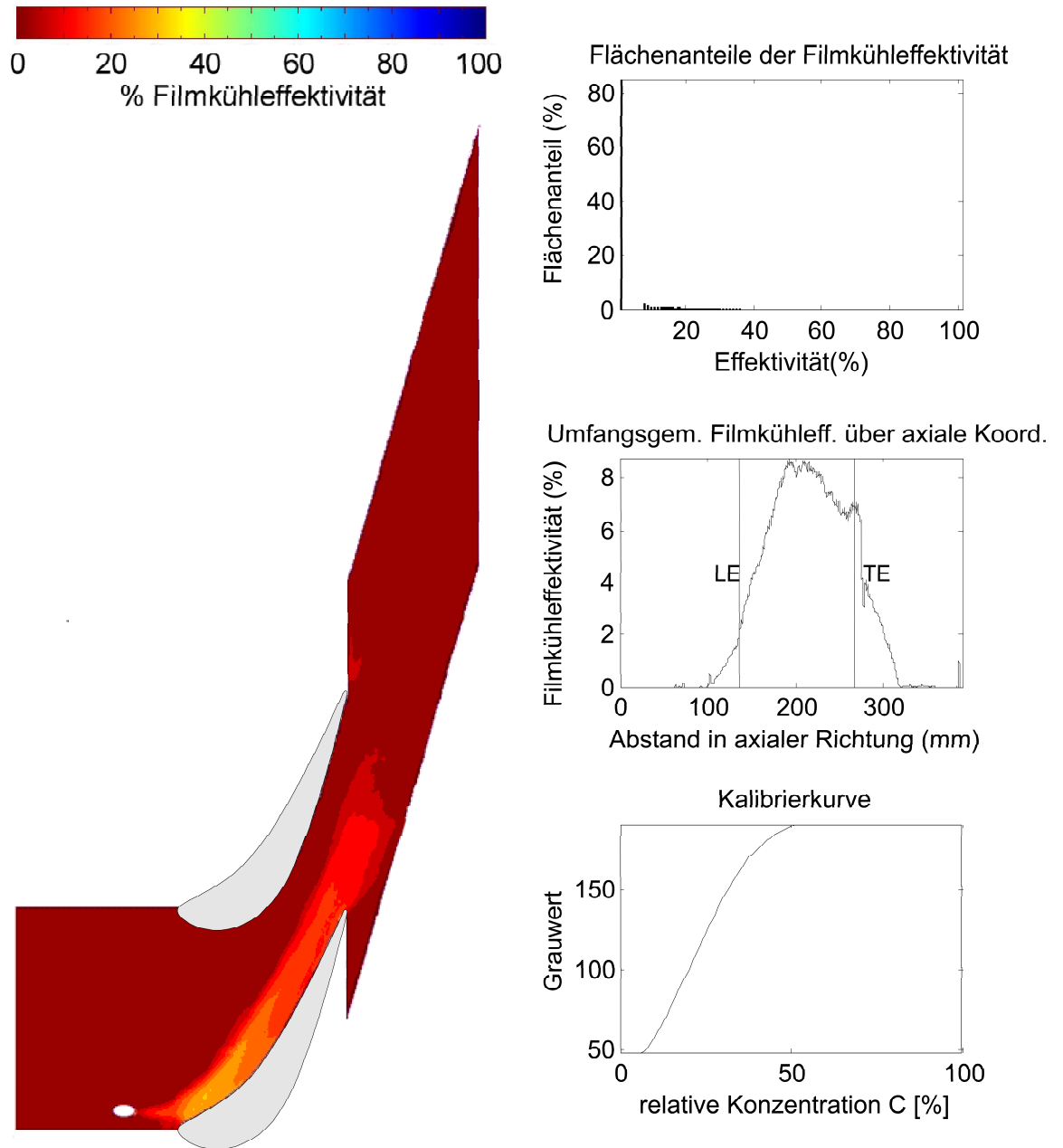


Abbildung B.16: Wiederholmessung Bohrung 4, Impulsverhältnis 1,92, Ammoniak-Konzentration 0,5%, konturiert

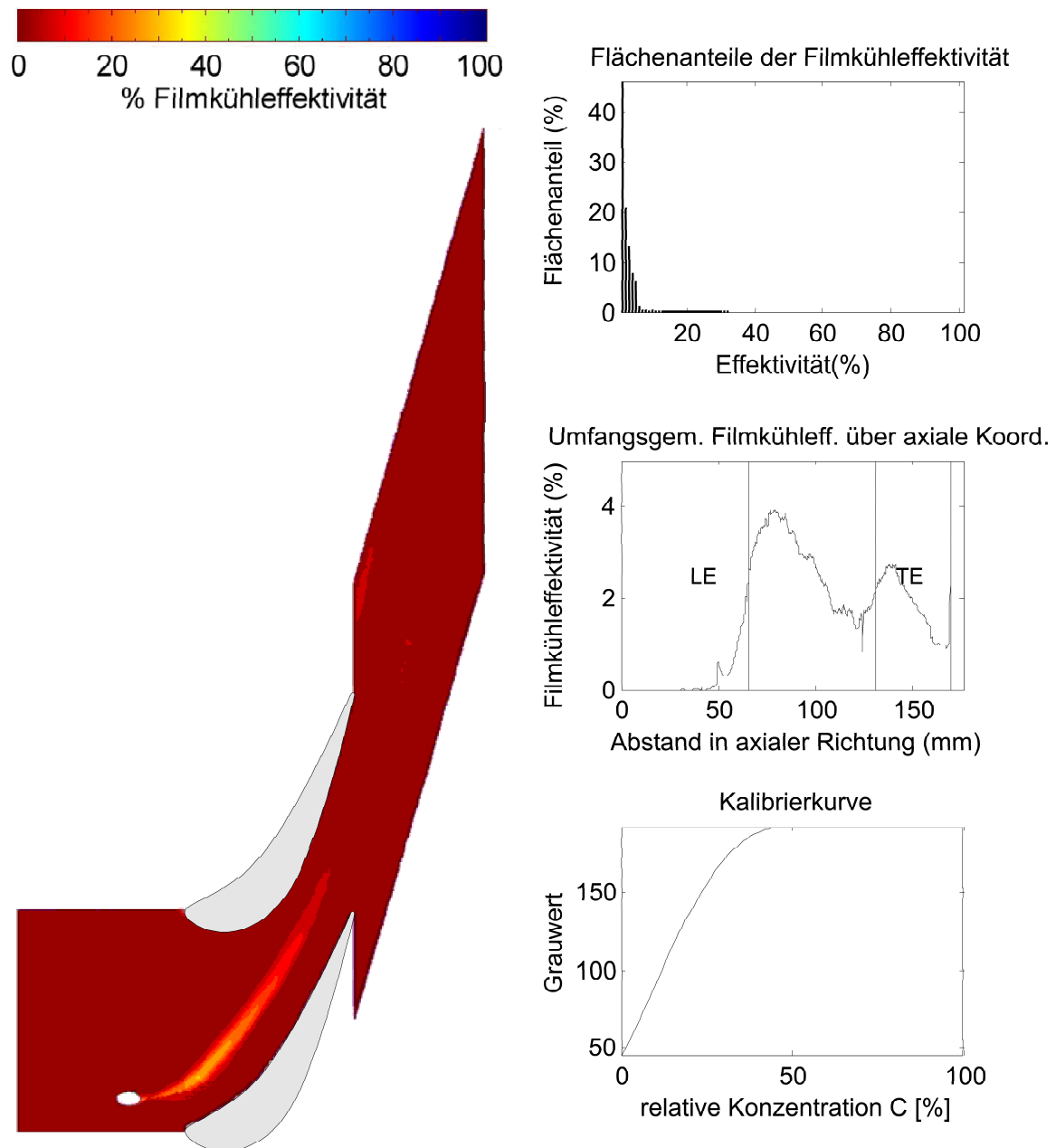


Abbildung B.17: Bohrung 5, Impulsverhältnis 1,0, Ammoniak-Konzentration 0,5%, konturiert

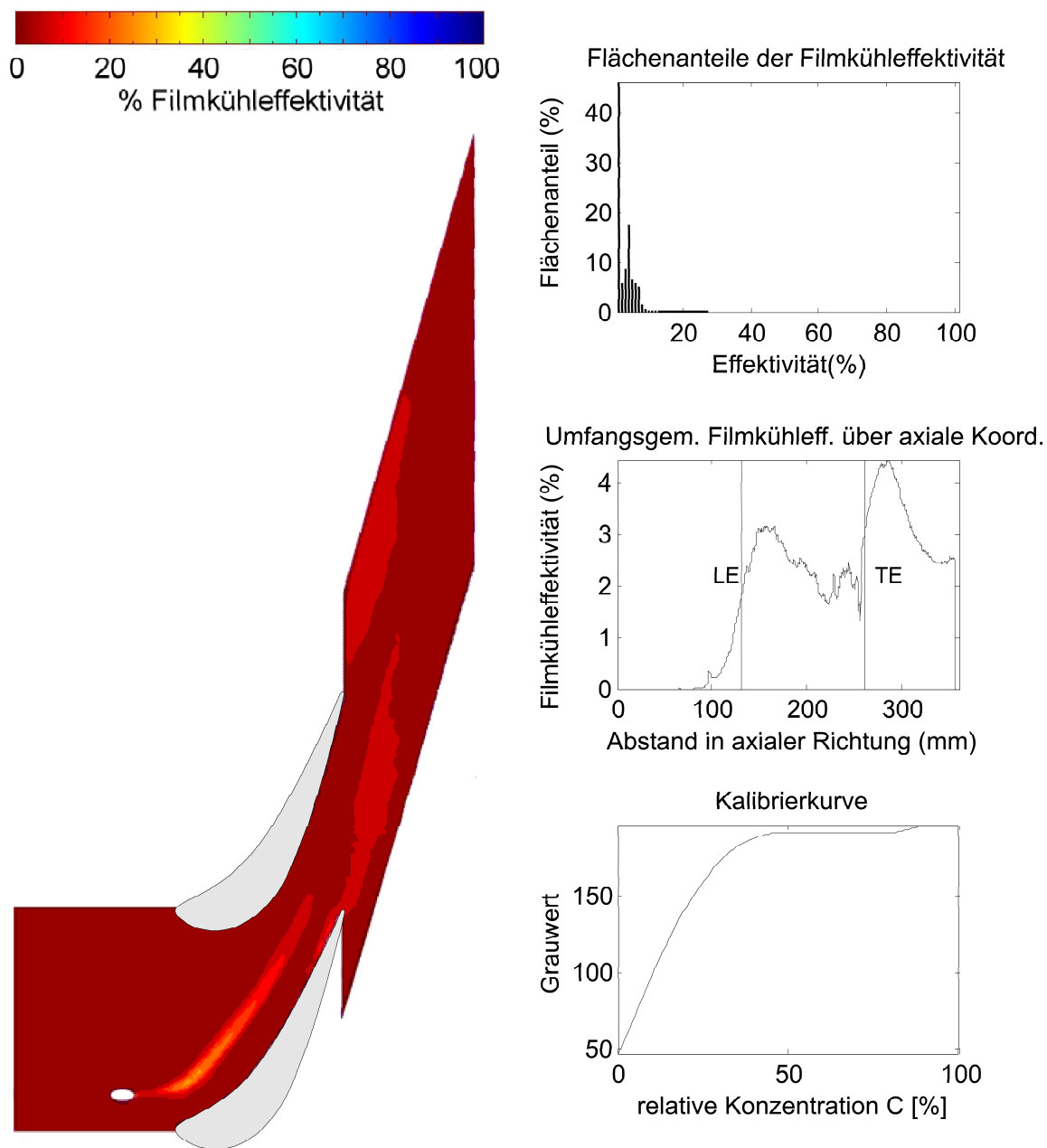


Abbildung B.18: Bohrung 5, Impulsverhältnis 1,5, Ammoniak-Konzentration 0,5%, konturiert

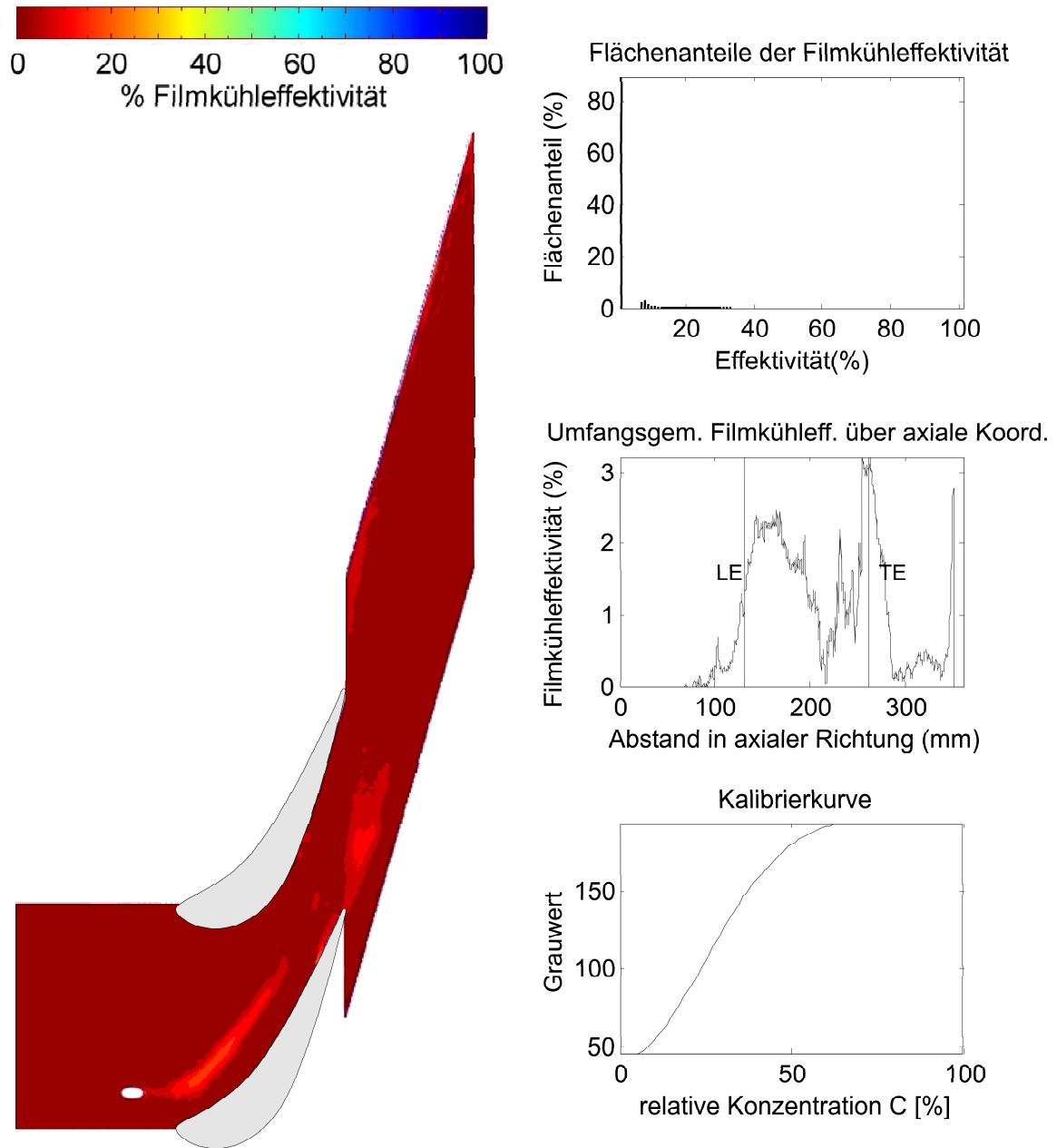


Abbildung B.19: Bohrung 5, Impulsverhältnis 1,92, Ammoniak-Konzentration 0,5%, konturiert

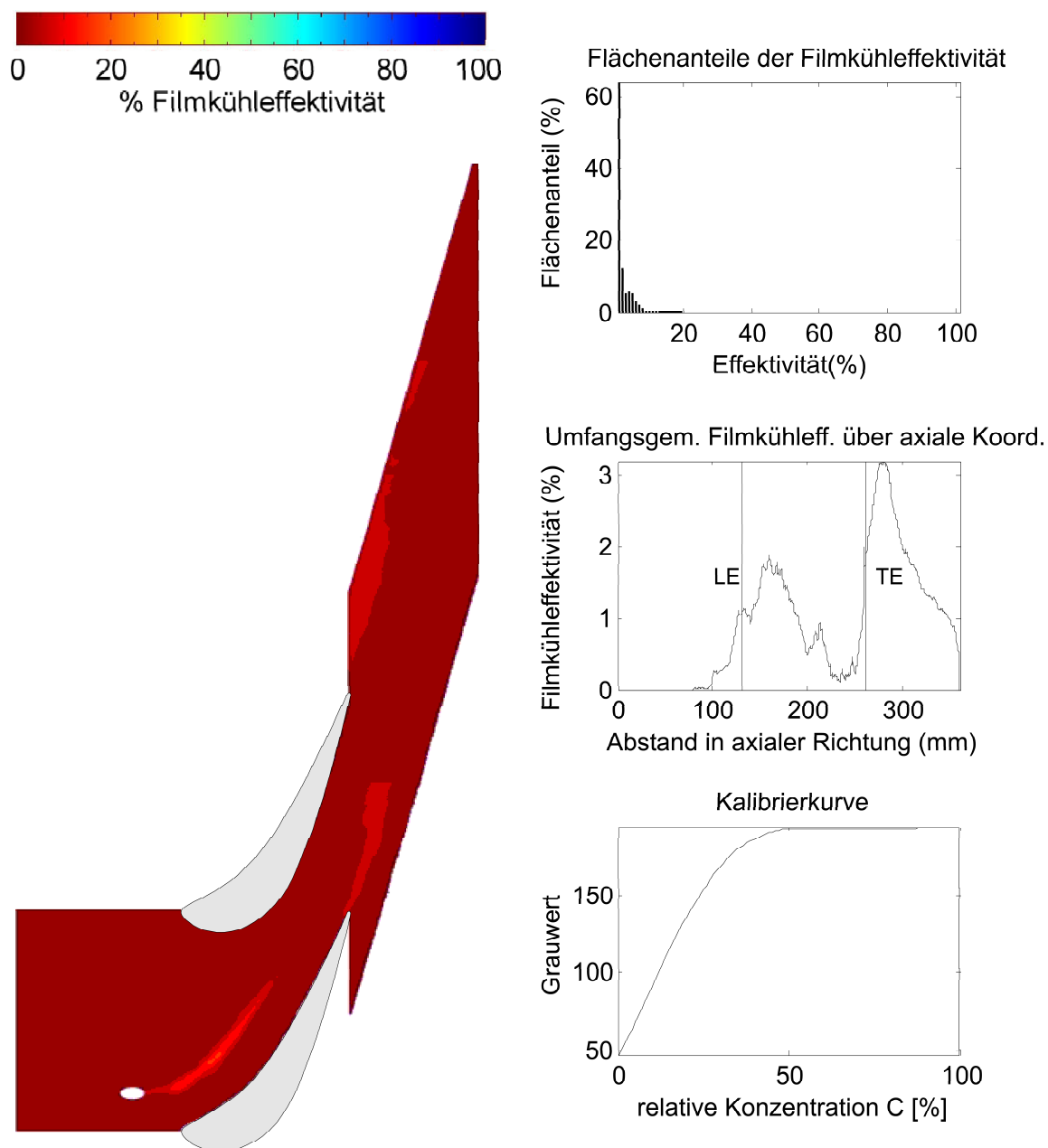


Abbildung B.20: Wiederholmessung Bohrung 5, Impulsverhältnis 1,92, Ammoniak-Konzentration 0,5%, konturiert

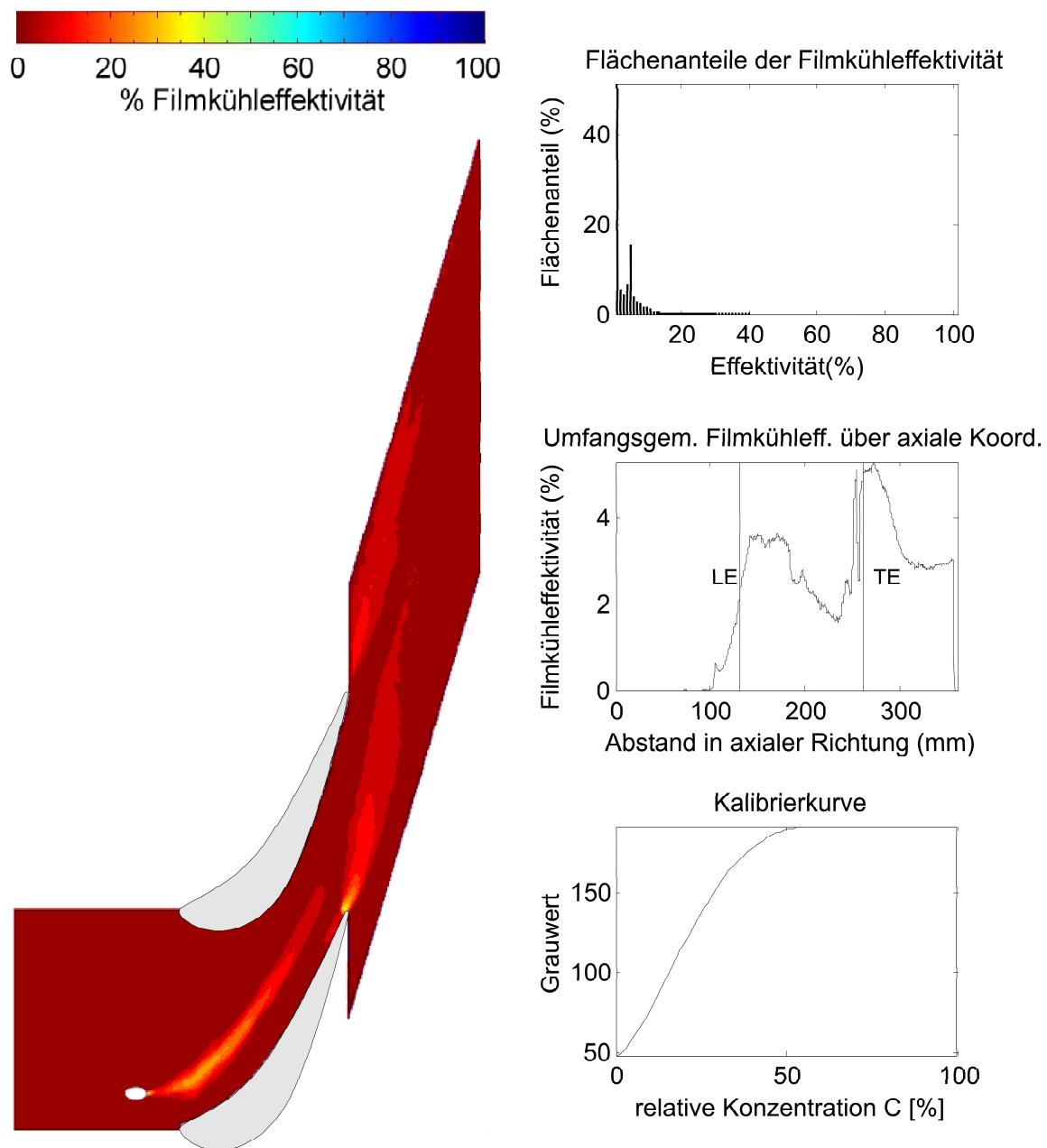


Abbildung B.21: Bohrung 5, Impulsverhältnis 3,68, Ammoniak-Konzentration 0,5%, konturiert

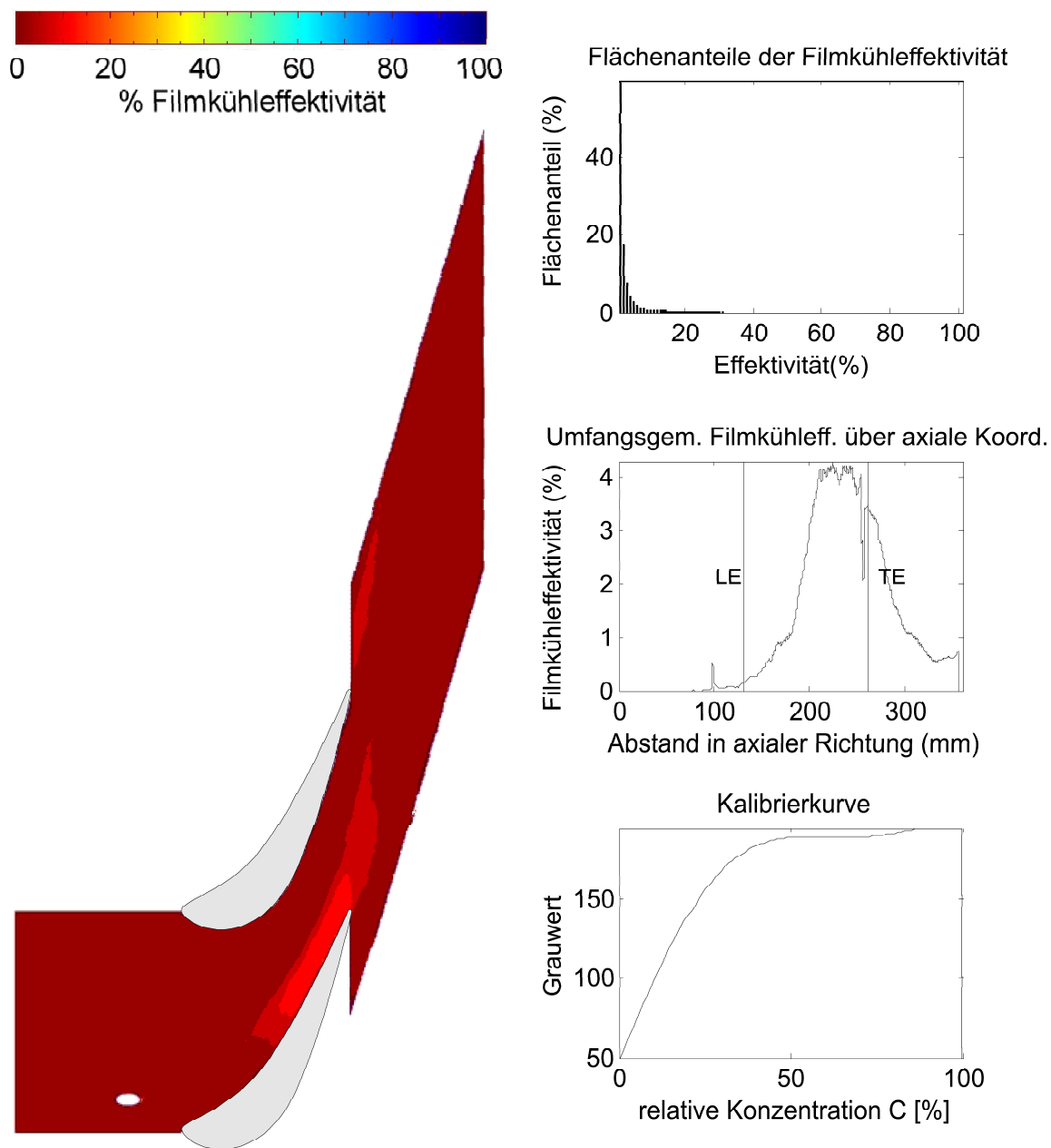


Abbildung B.22: Bohrung 5, Impulsverhältnis 6,25, Ammoniak-Konzentration 0,5%, konturiert

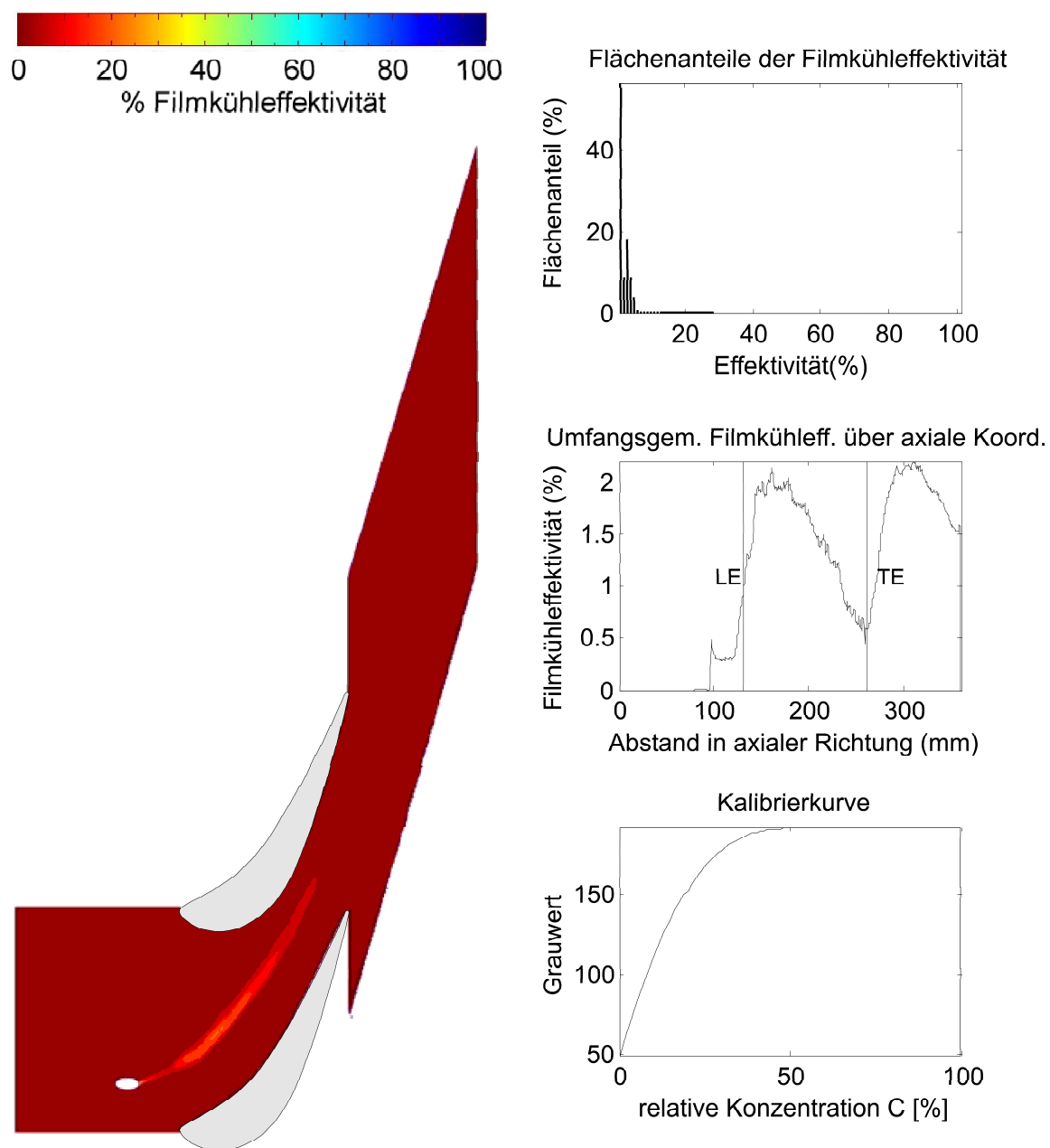


Abbildung B.23: Bohrung 6, Impulsverhältnis 1,5, Ammoniak-Konzentration 0,5%, konturiert

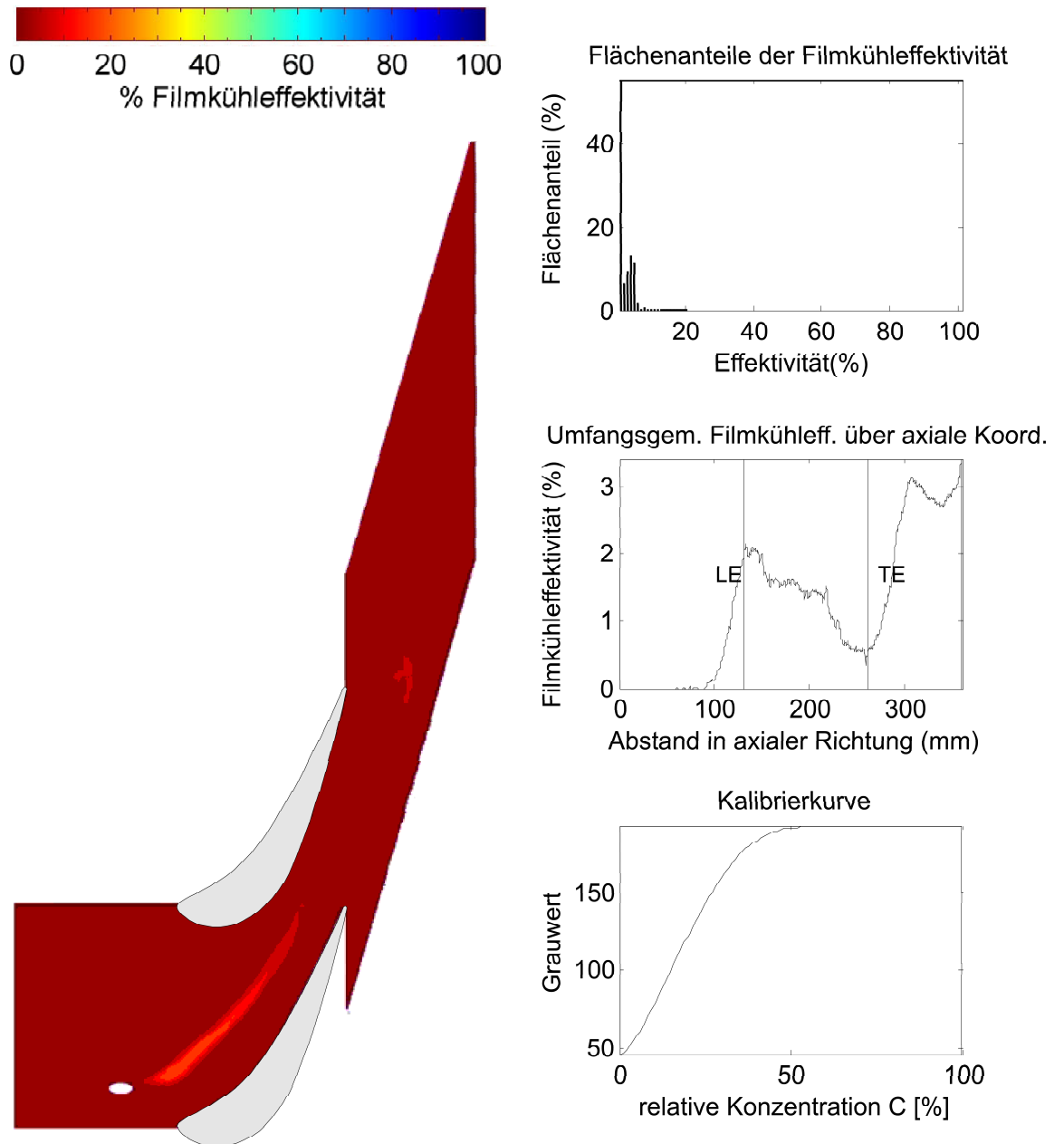


Abbildung B.24: Bohrung 6, Impulsverhältnis 1,92, Ammoniak-Konzentration 0,5%, konturiert

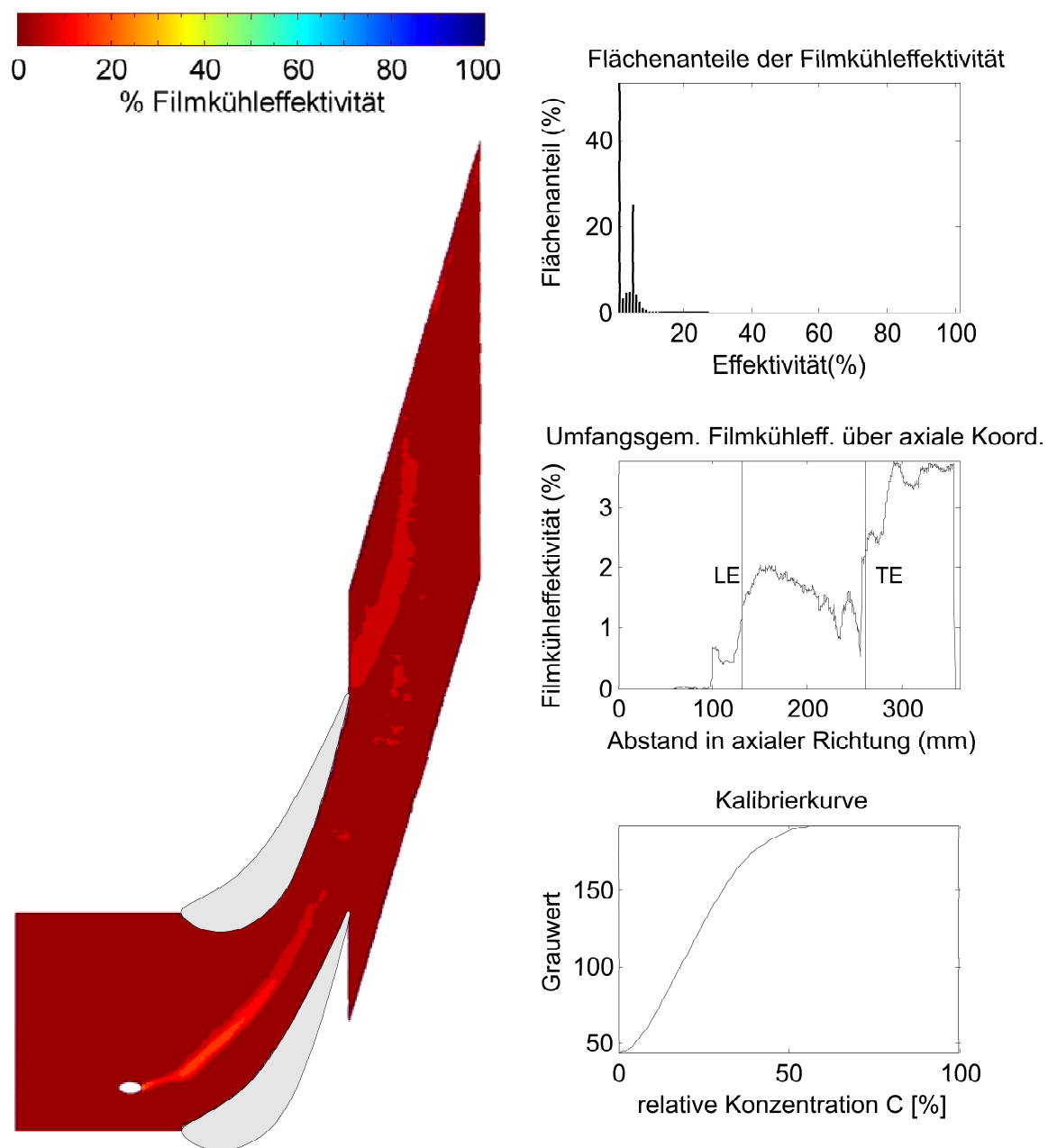


Abbildung B.25: Wiederholmessung Bohrung 6, Impulsverhältnis 1,92, Ammoniak-Konzentration 0,5%, konturiert

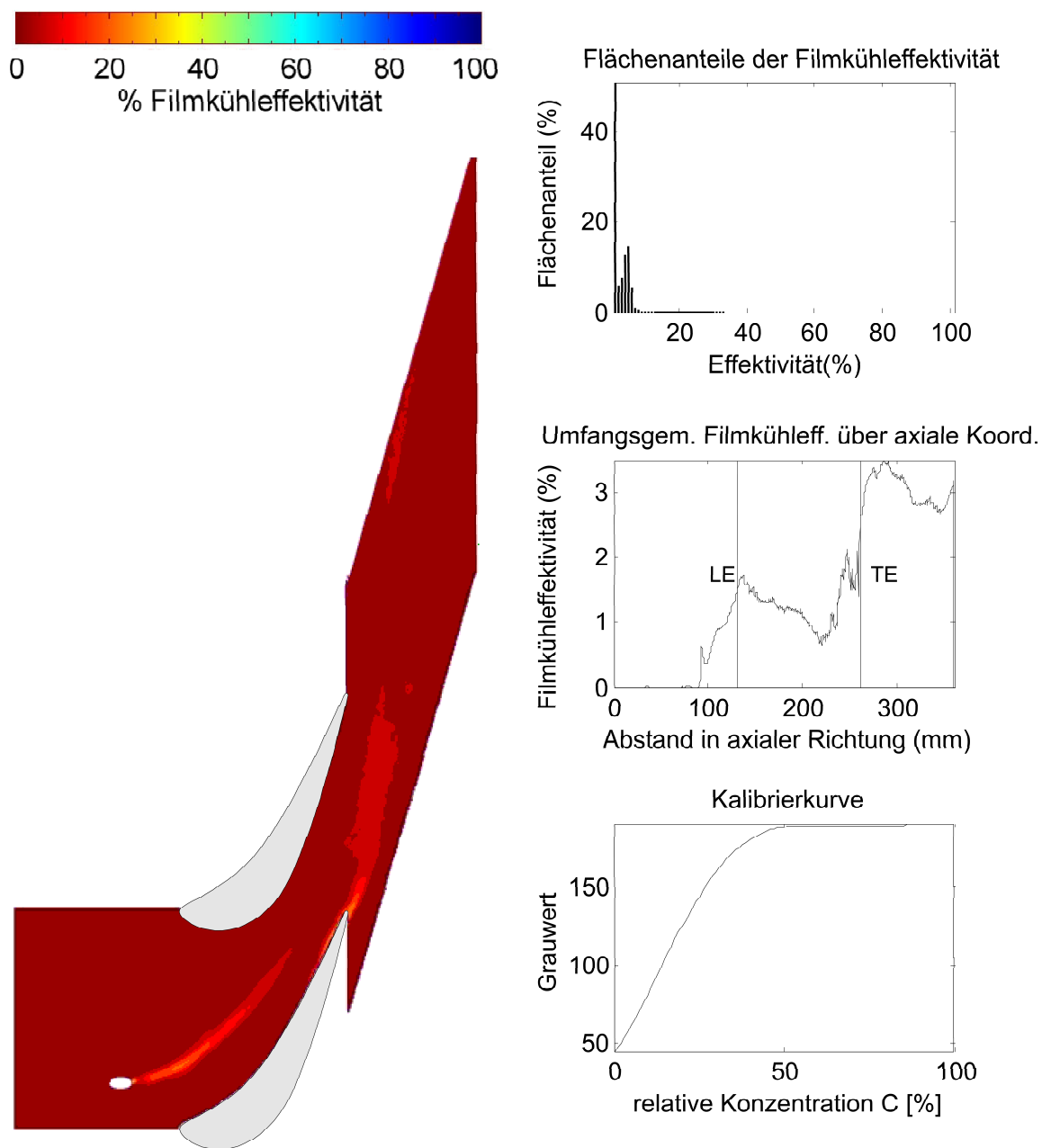


Abbildung B.26: Bohrung 6, Impulsverhältnis 3,68, Ammoniak-Konzentration 0,5%, konturiert

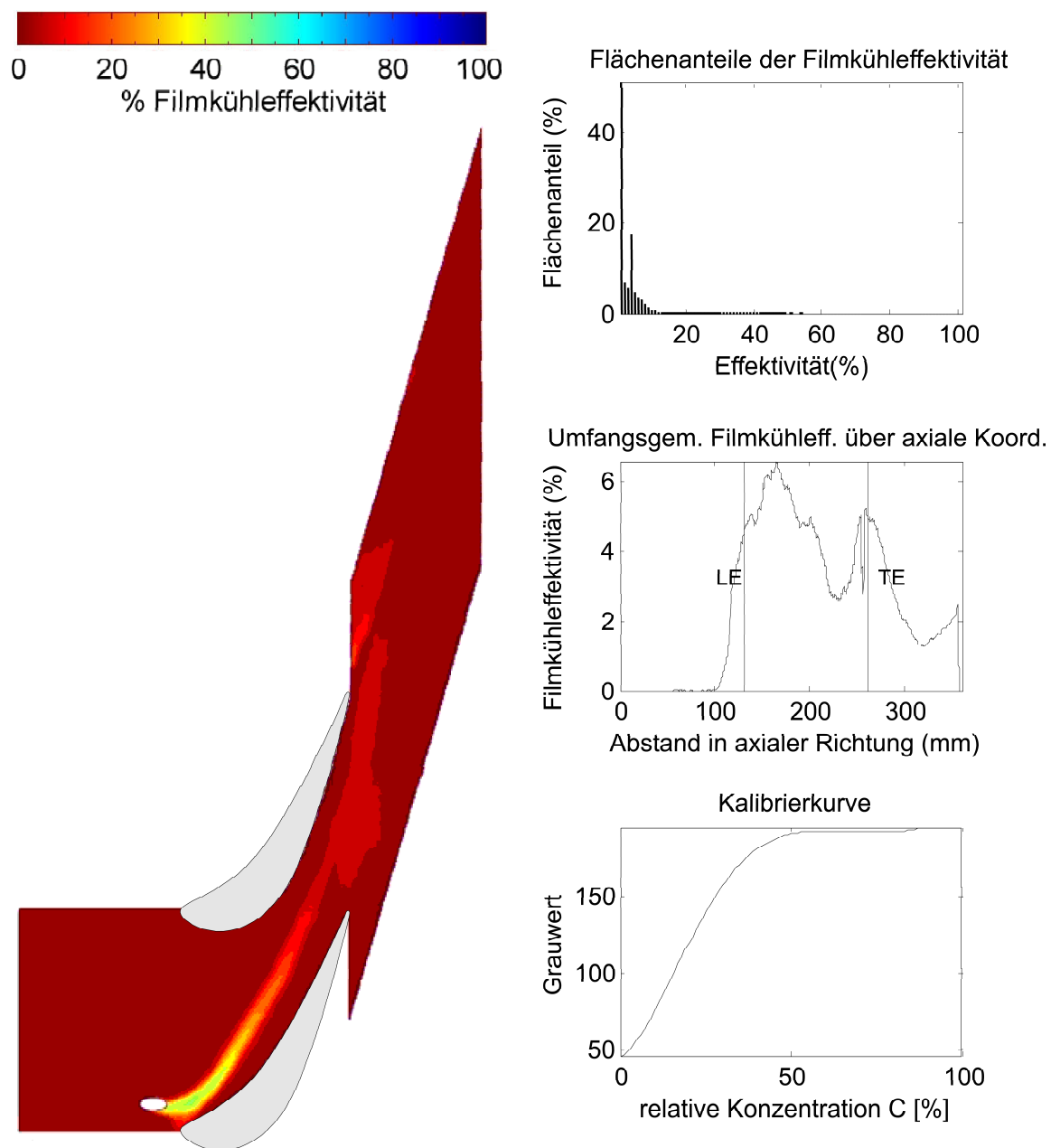


Abbildung B.27: Bohrung 7, Impulsverhältnis 1,0, Ammoniak-Konzentration 0,5%, konturiert

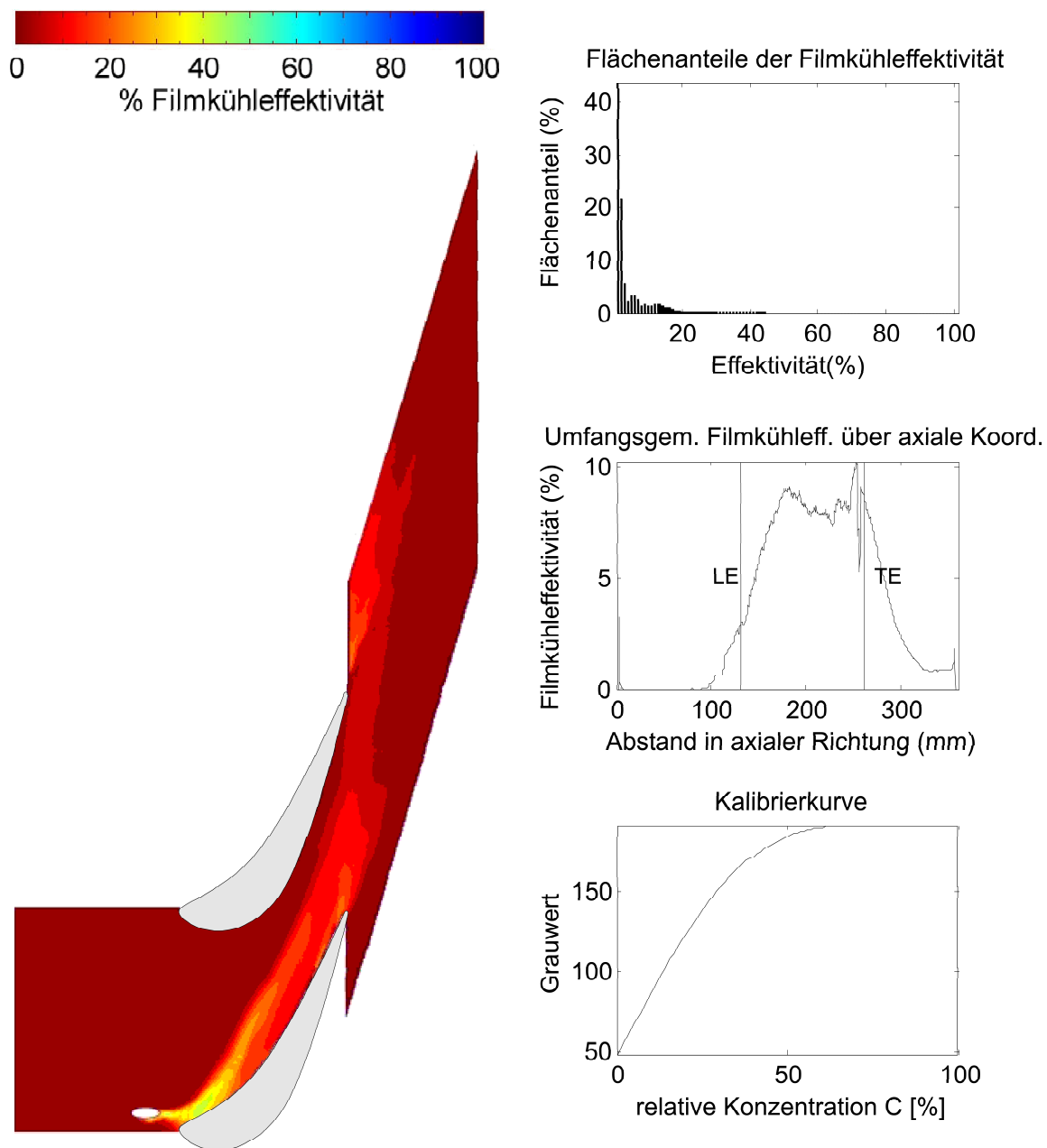


Abbildung B.28: Bohrung 7, Impulsverhältnis 1,92, Ammoniak-Konzentration 0,5%, konturiert

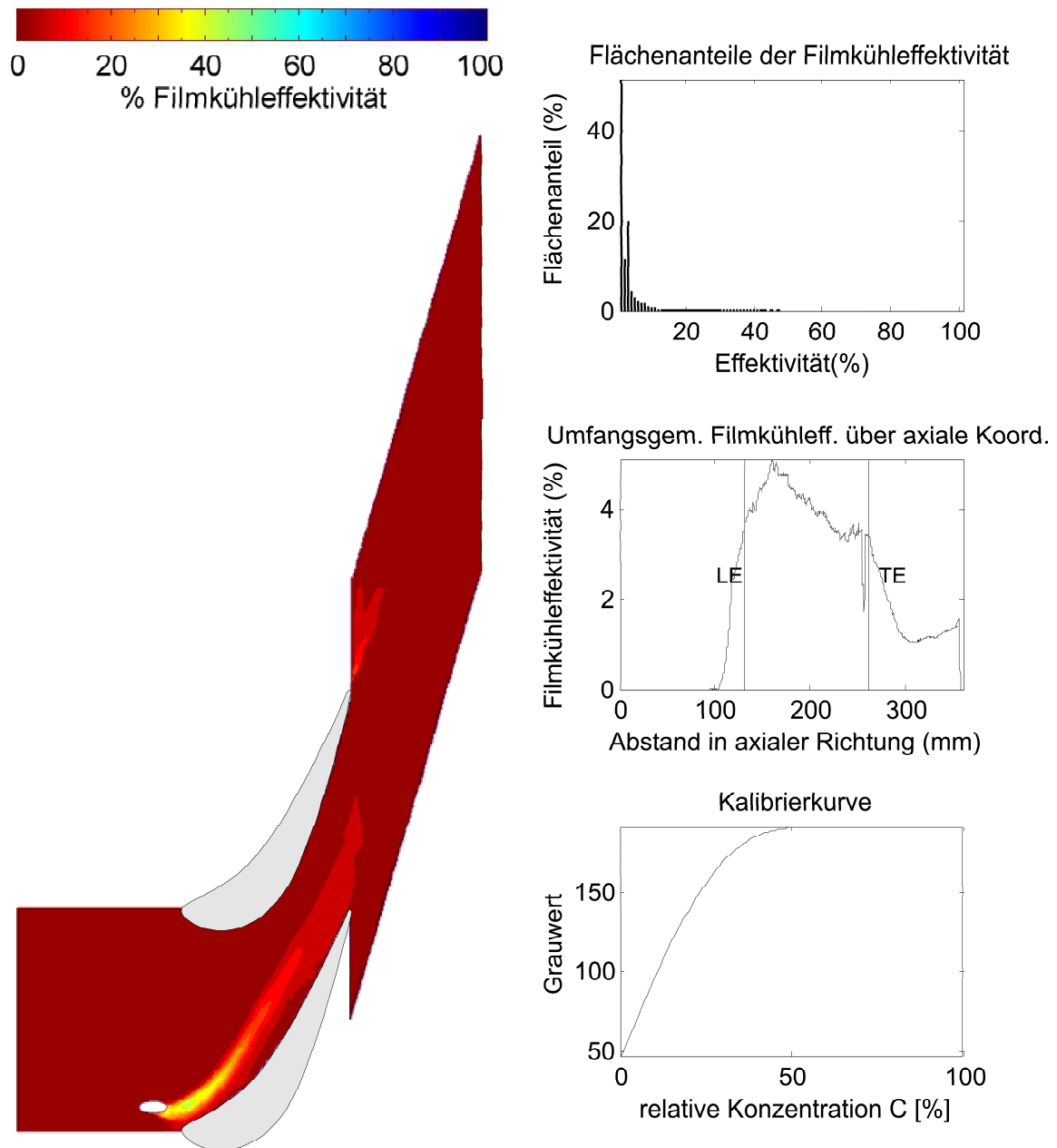


Abbildung B.29: Wiederholmessung Bohrung 7, Impulsverhältnis 1,92, Ammoniak-Konzentration 0,5%, konturiert

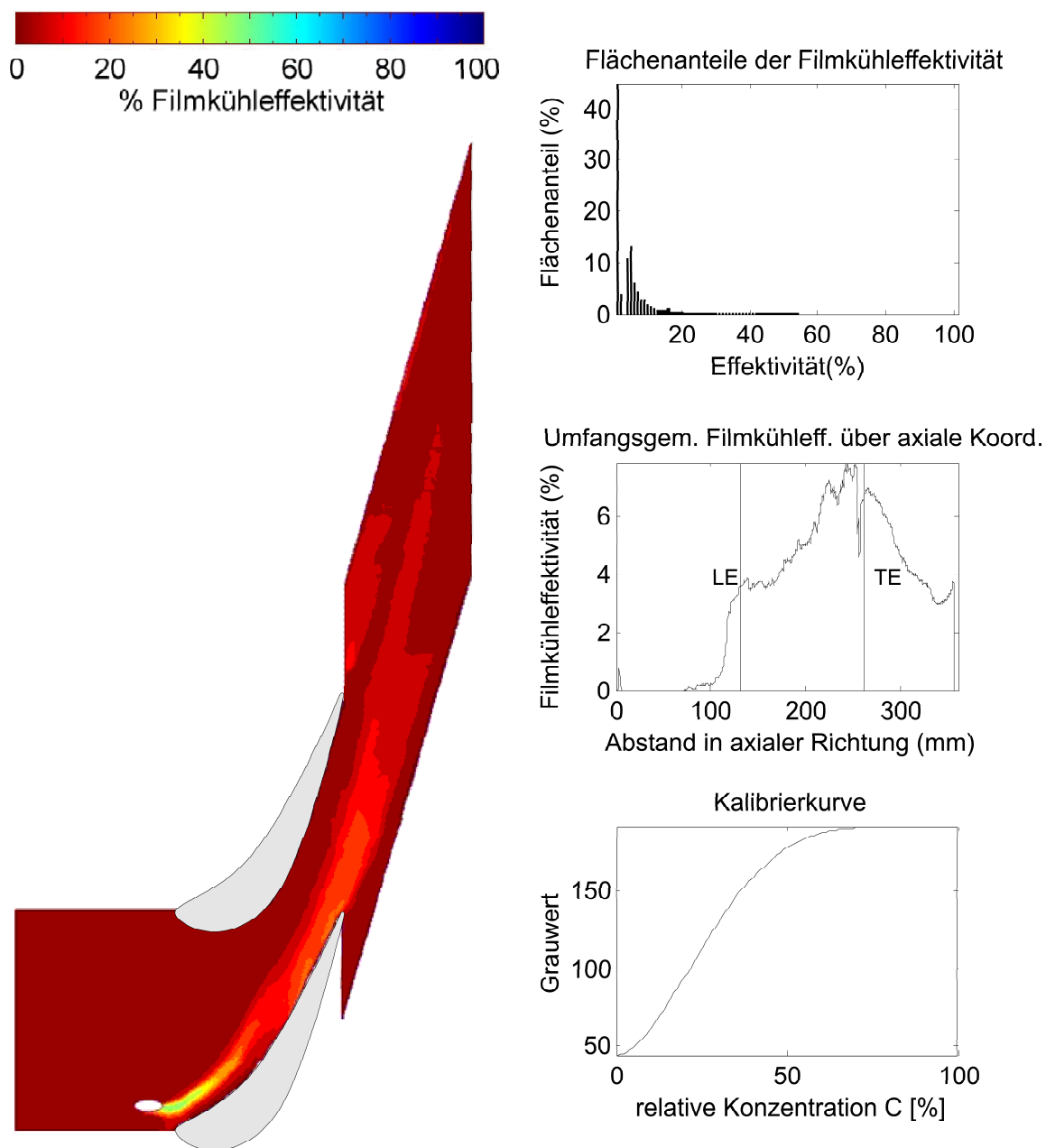


Abbildung B.30: Bohrung 7, Impulsverhältnis 3,68, Ammoniak-Konzentration 0,5%, konturiert

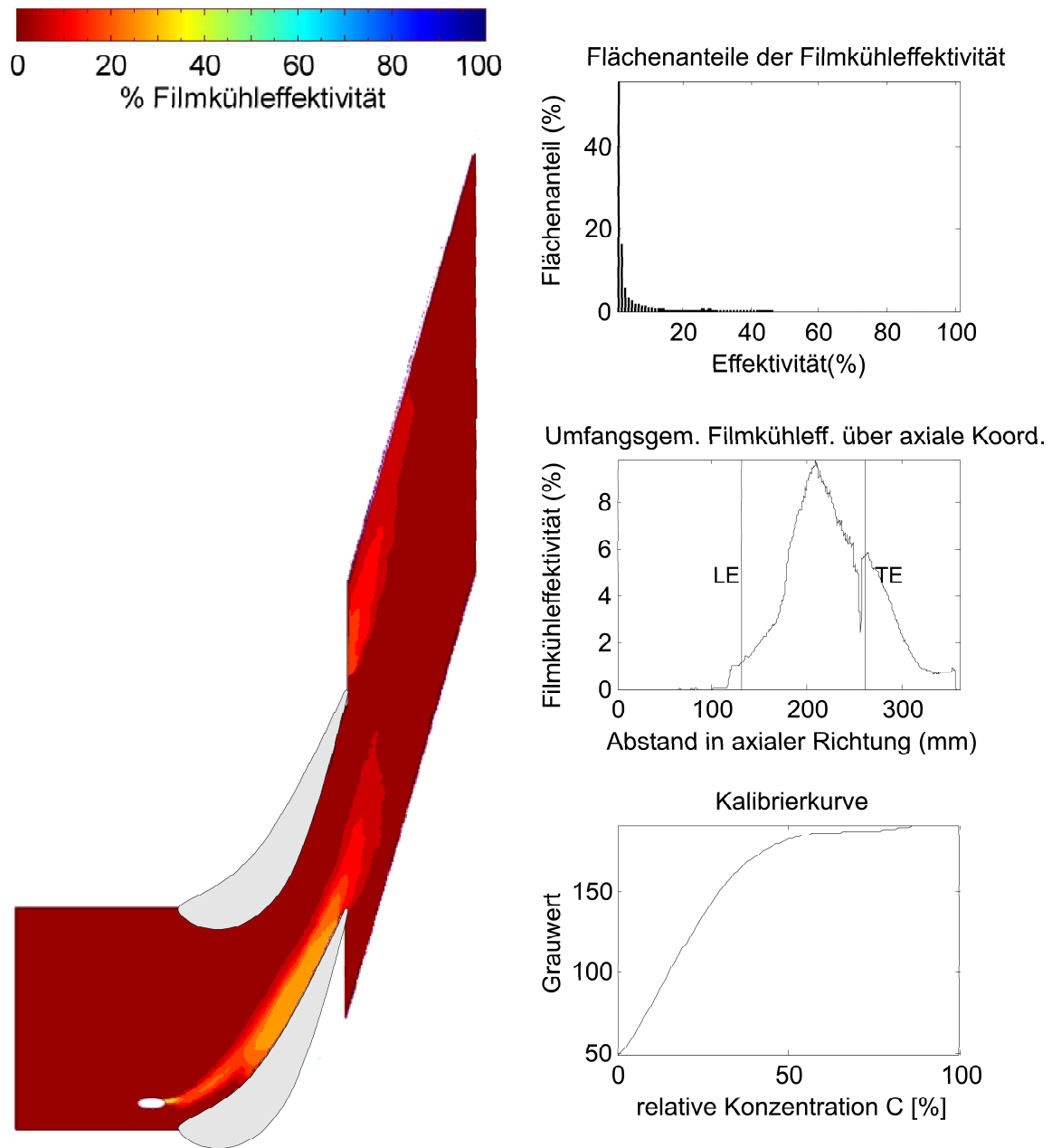


Abbildung B.31: Bohrung 7, Impulsverhältnis 6,25, Ammoniak-Konzentration 0,5%, konturiert

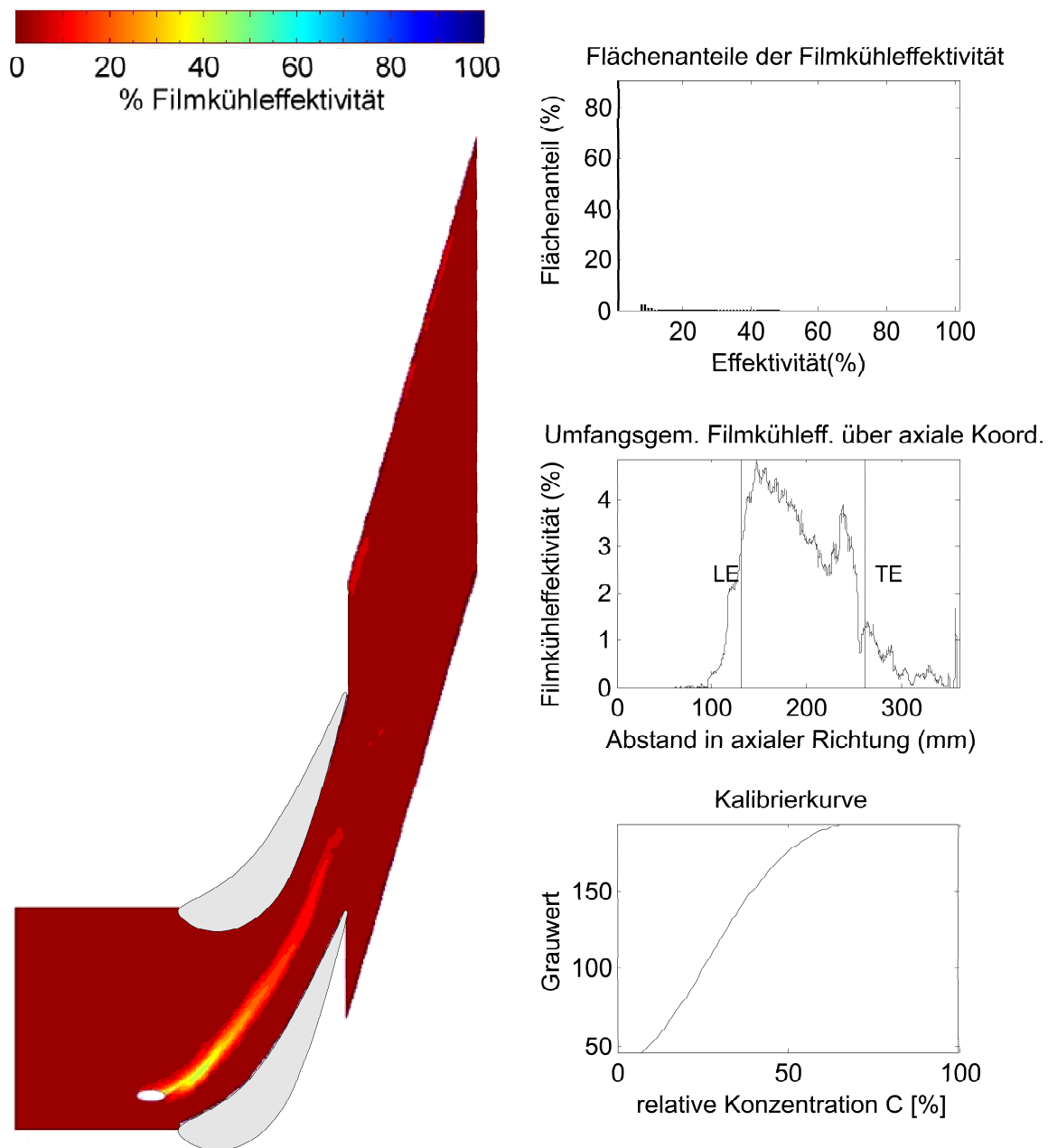


Abbildung B.32: Bohrung 8, Impulsverhältnis 1,0, Ammoniak-Konzentration 0,5%, konturiert

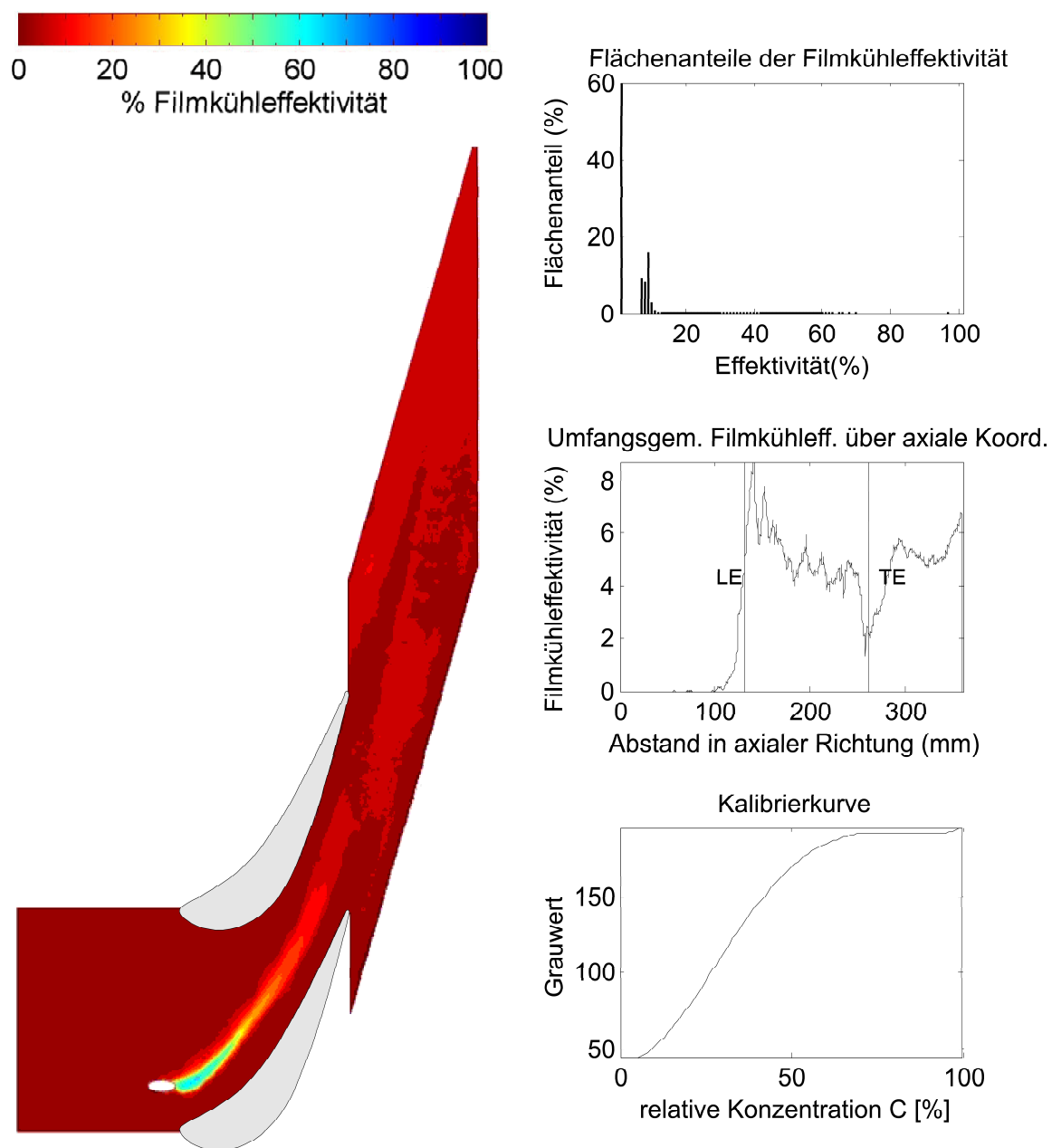


Abbildung B.33: Bohrung 8, Impulsverhältnis 1,92, Ammoniak-Konzentration 0,5%, konturiert

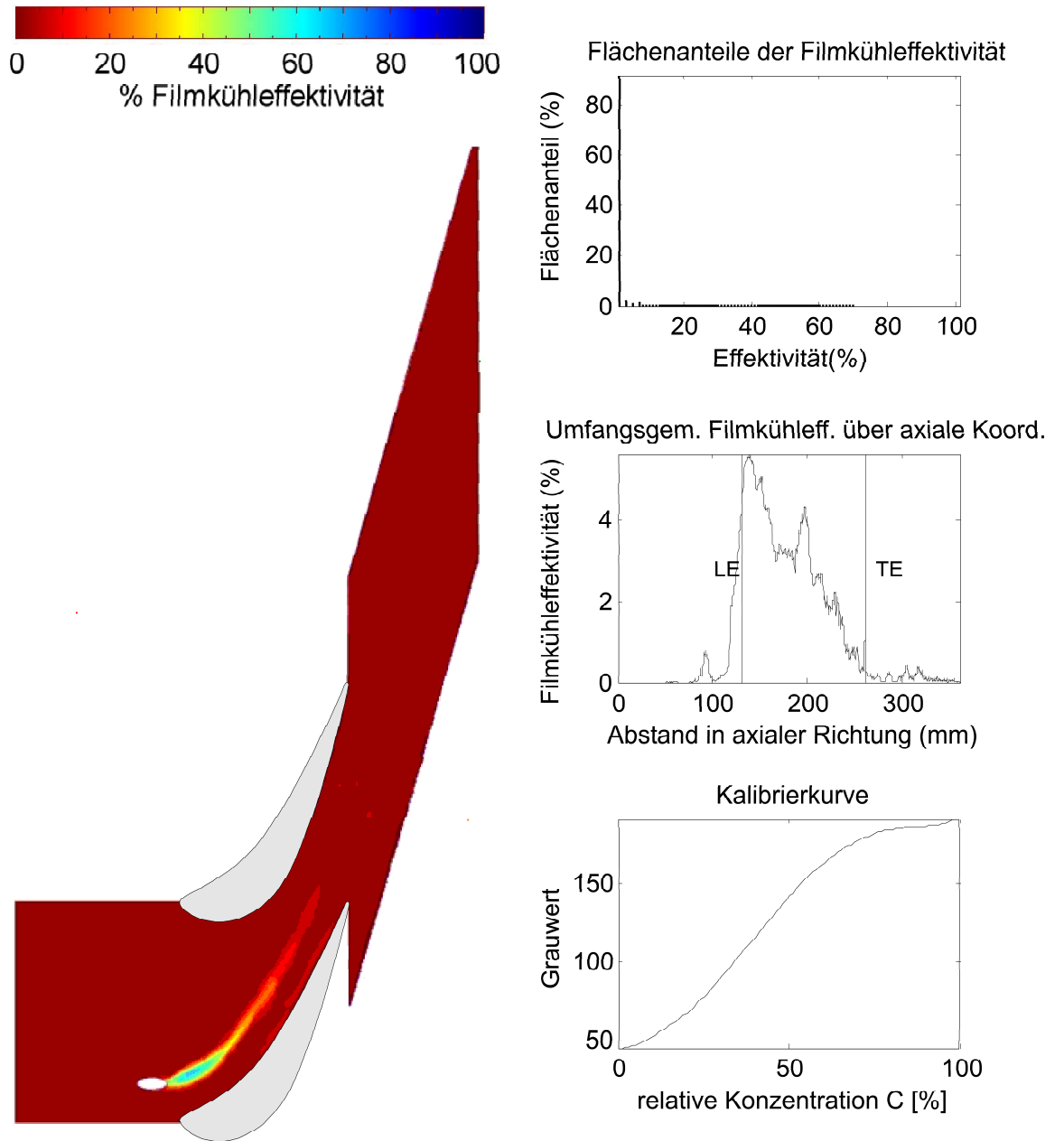


Abbildung B.34: Bohrung 8, Impulsverhältnis 3,68, Ammoniak-Konzentration 0,5%, konturiert

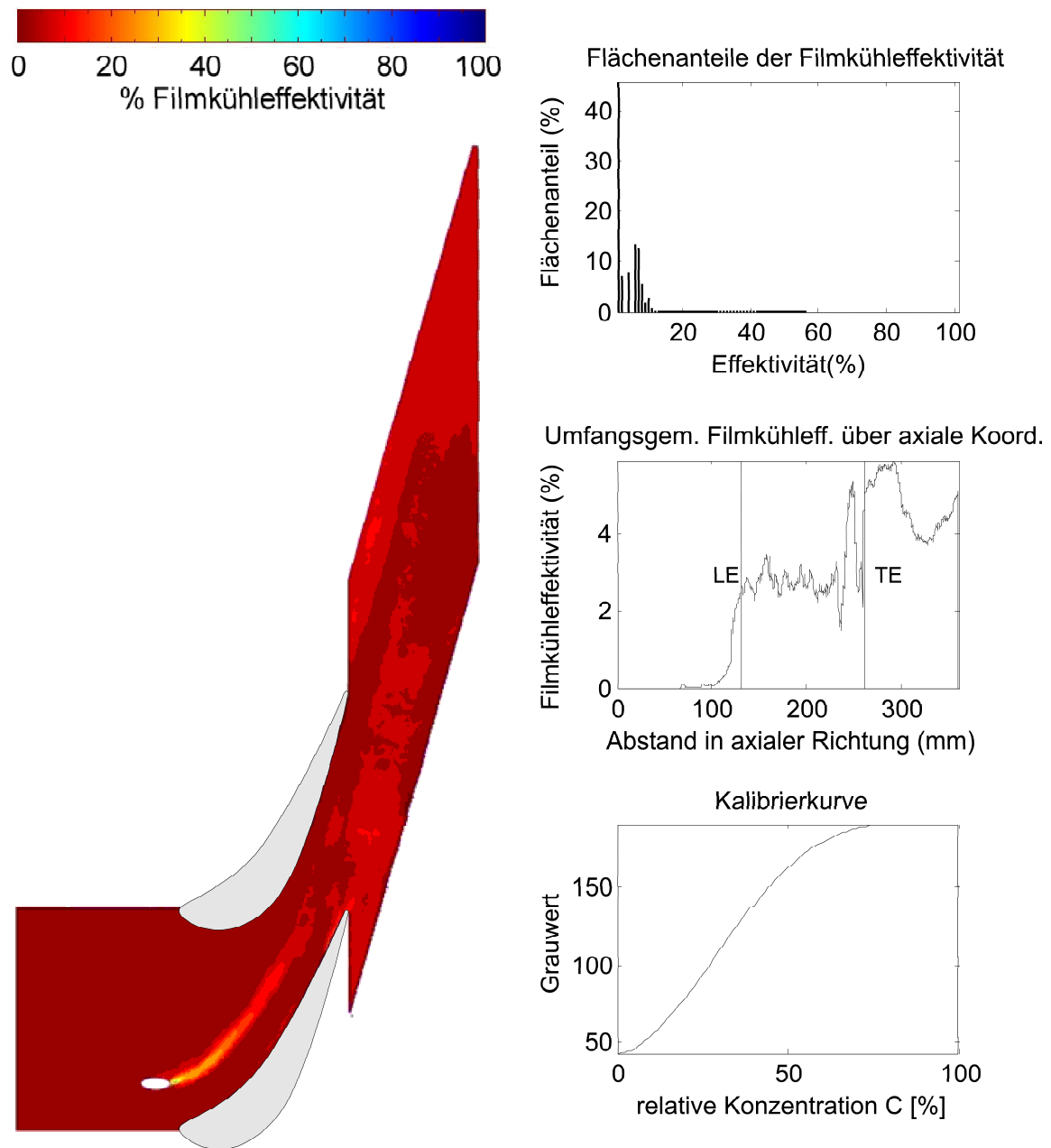


Abbildung B.35: Bohrung 8, Impulsverhältnis 3,68, Ammoniak-Konzentration 2,0%, konturiert

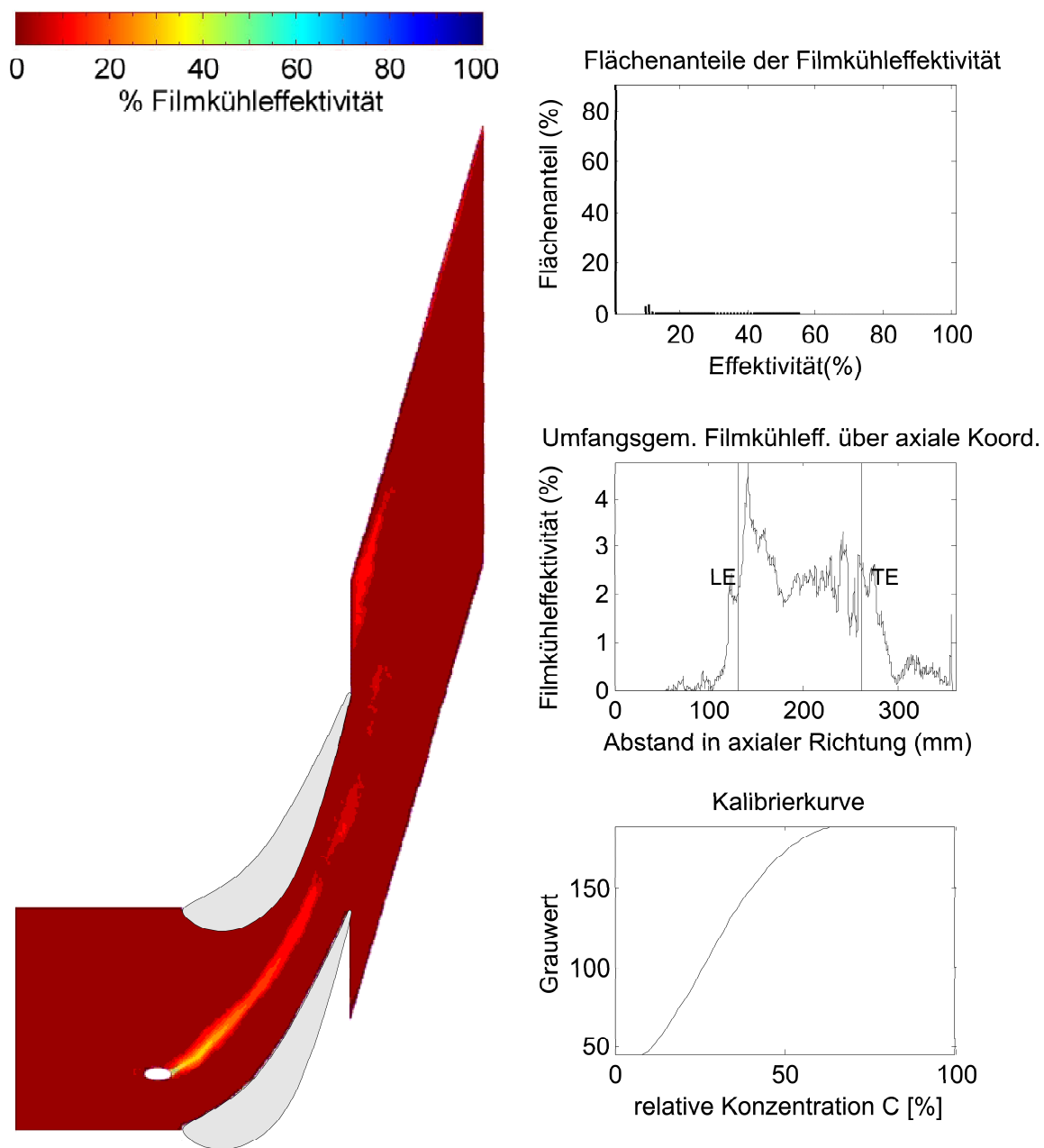


Abbildung B.36: Bohrung 9, Impulsverhältnis 1,0, Ammoniak-Konzentration 2,0%, konturiert

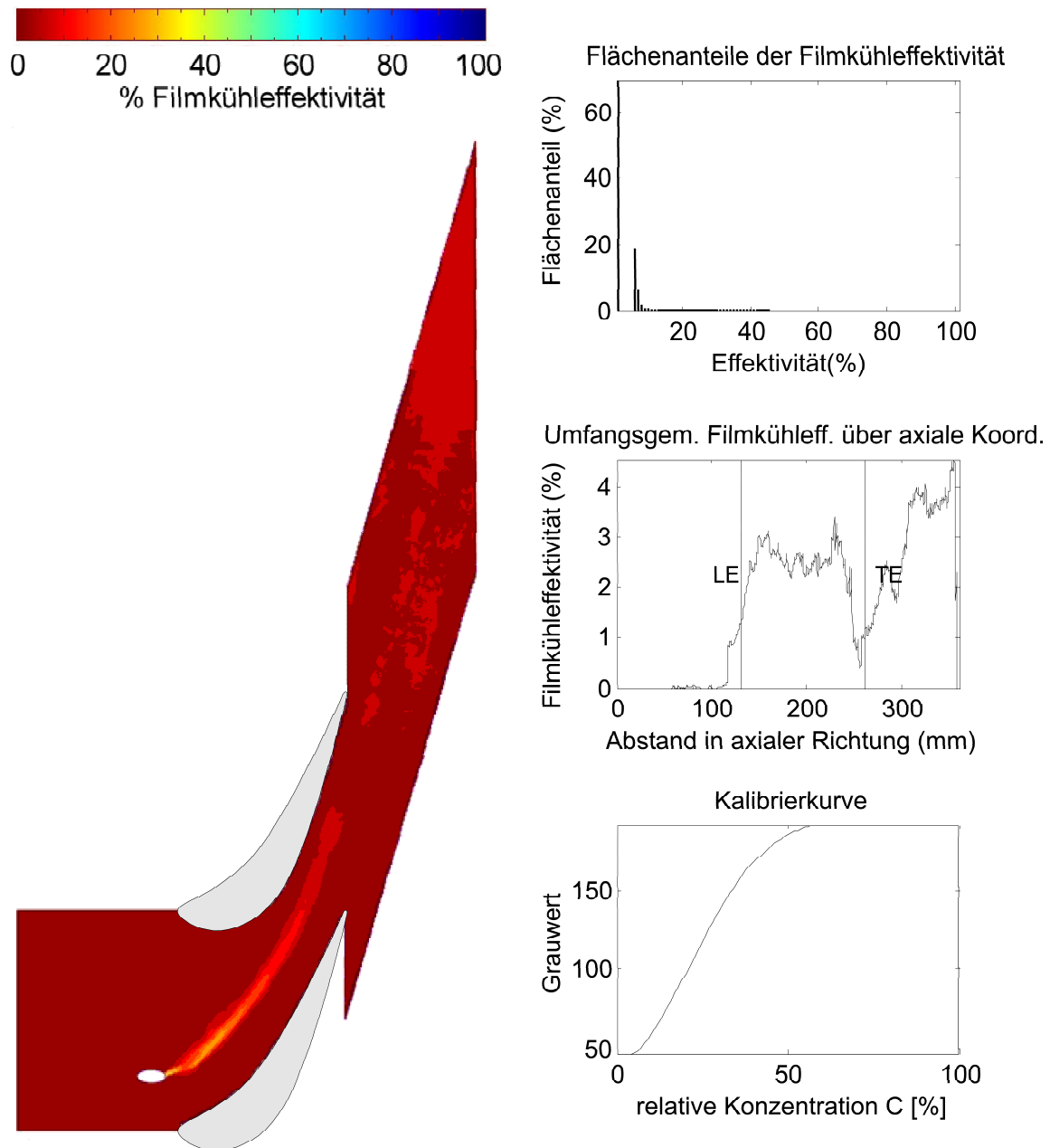


Abbildung B.37: Bohrung 9, Impulsverhältnis 1,92, Ammoniak-Konzentration 2,0%, konturiert

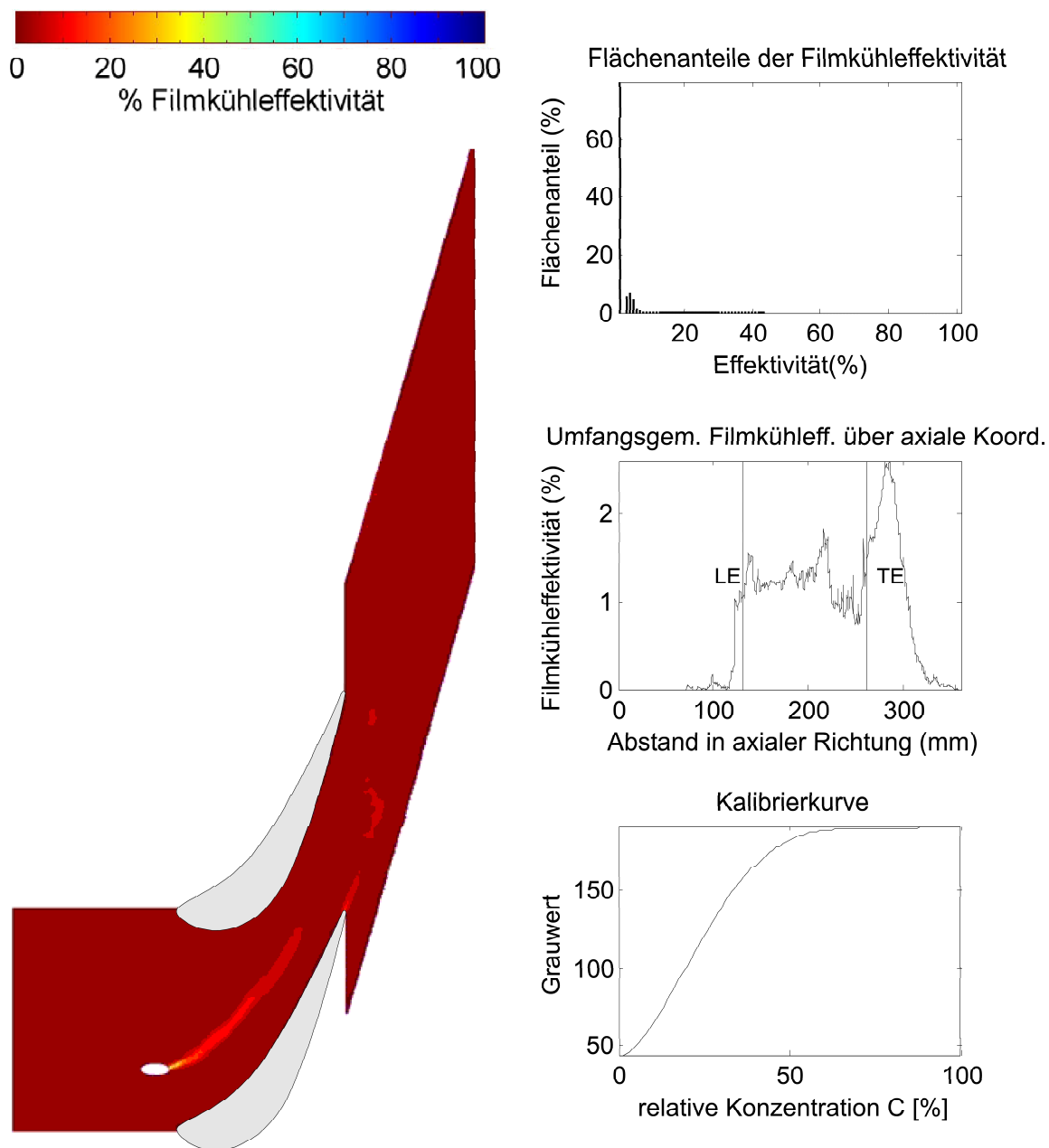


Abbildung B.38: Bohrung 9, Impulsverhältnis 3,68, Ammoniak-Konzentration 0,5%, konturiert

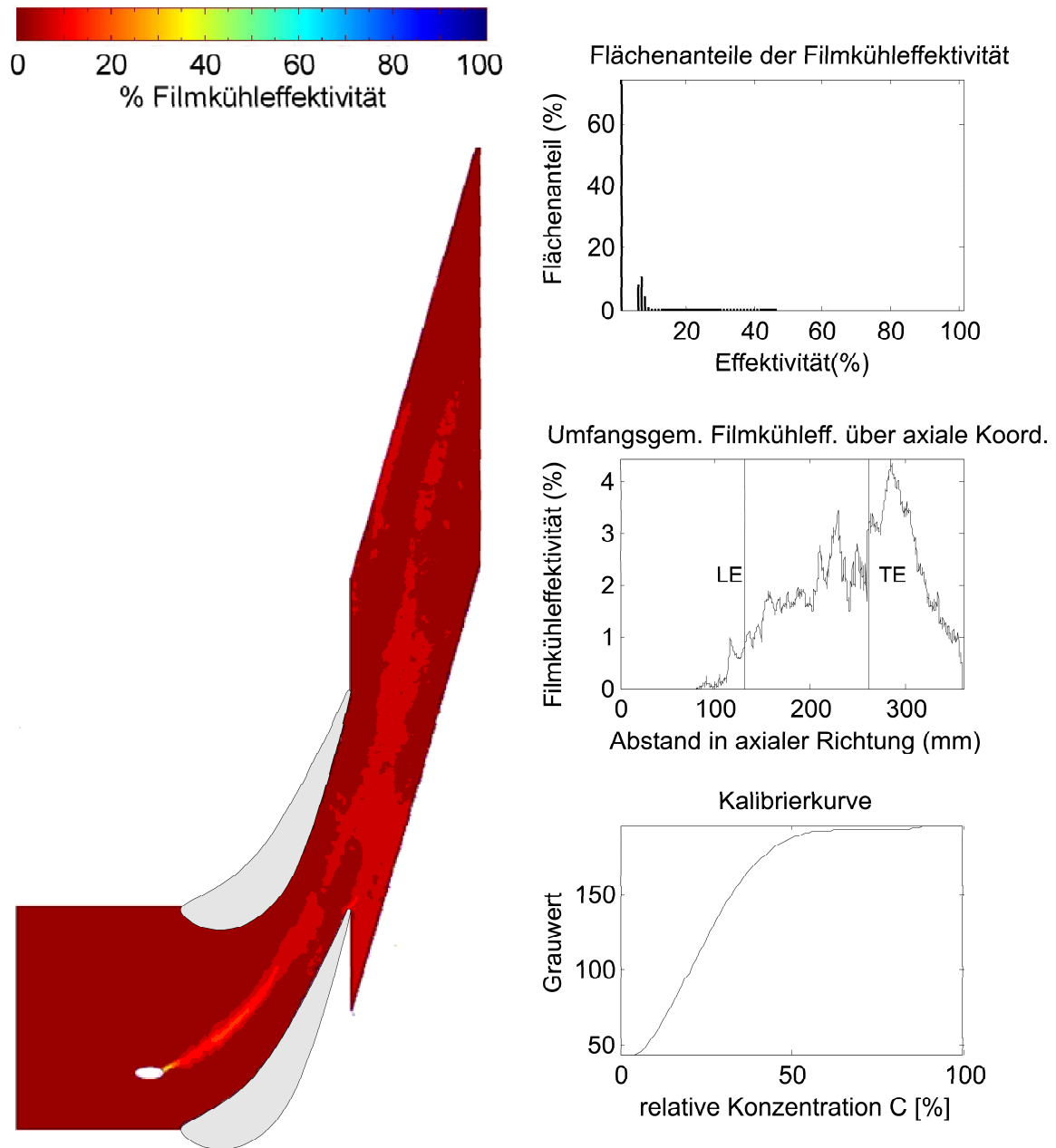


Abbildung B.39: Wiederholmessung Bohrung 9, Impulsverhältnis 3,68, Ammoniak-Konzentration 0,5%, konturiert

Referenzmessung an der Ebenen Plattform

Da die Messungen an der ebenen Plattform der Referenz dienen, wurden lediglich die Filmkühlbohrlöcher 4, 5, 7 und 8 vermessen, welche den interessantesten Messwerten der konturierten Plattform entsprechen. Bei der vergleichenden Bewertung der Filmkühleffektivitäten sollte beachtet werden, dass die Oberflächenneigung immer konstant ist, wogegen die konturierte Plattform an den Durchdringungsstellen der Bohrungen unterschiedliche lokale Oberflächenneigungen aufweist. Im Gegensatz zu den Messungen an der konturierten Plattform konnten einteilige flächige Diazo-Folien verwendet werden, womit das nachträgliche Retuschieren der Stosskanten der Einzelstreifen entfiel. Die Bildregistrierung der konturierten Plattform entfiel ebenfalls. Die Messungen an der ebenen Plattform sind deshalb erheblich einfacher und die Auswertung mit einer geringeren Anzahl an Arbeitsschritten durchzuführen, wodurch die Genauigkeit des Messverfahrens verbessert wurde. Der Messfehler an der ebenen Plattform beträgt $\leq 1\%$.

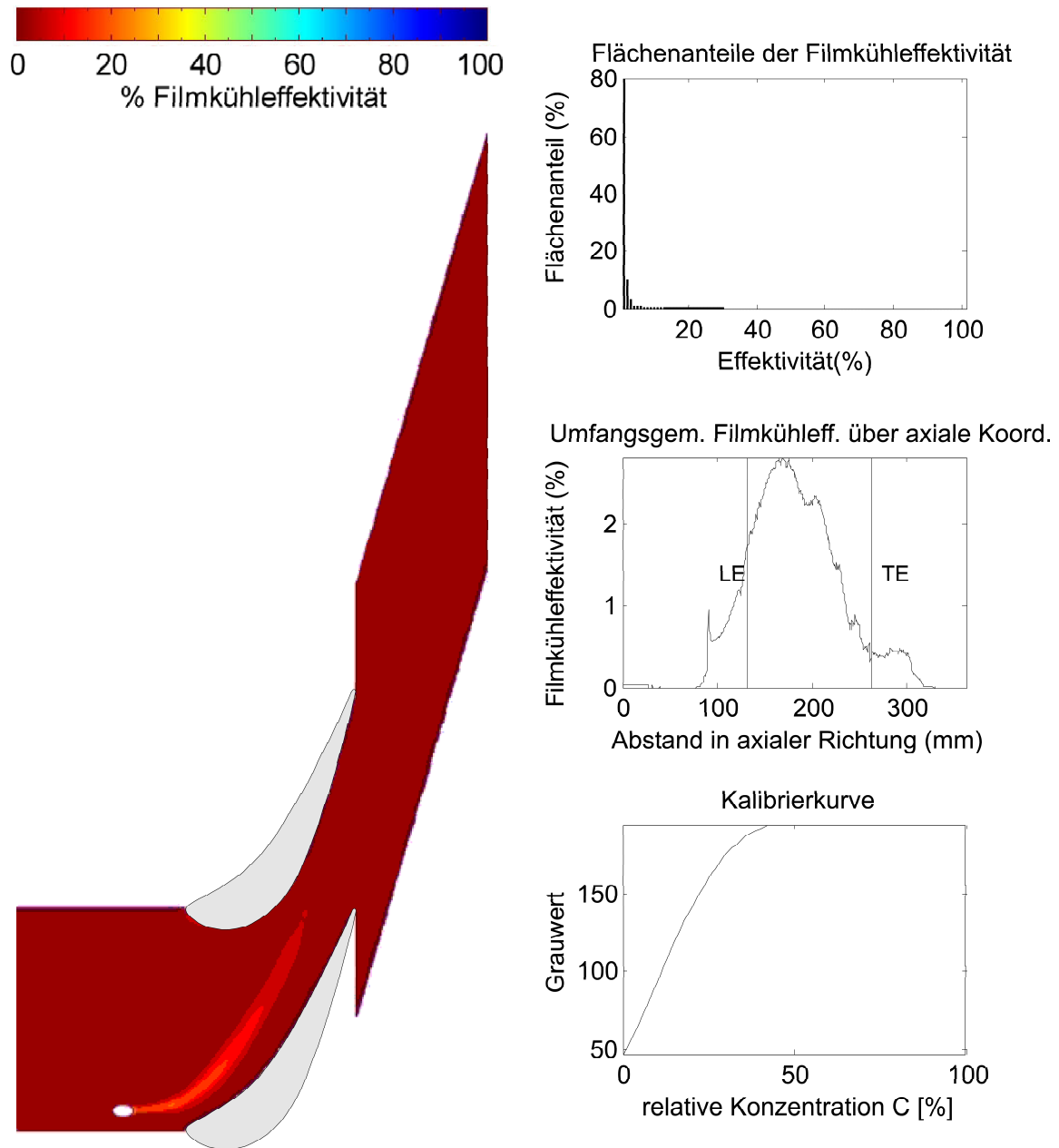


Abbildung B.40: Bohrung 4, Impulsverhältnis 1,0, Ammoniak-Konzentration 0,5%, eben

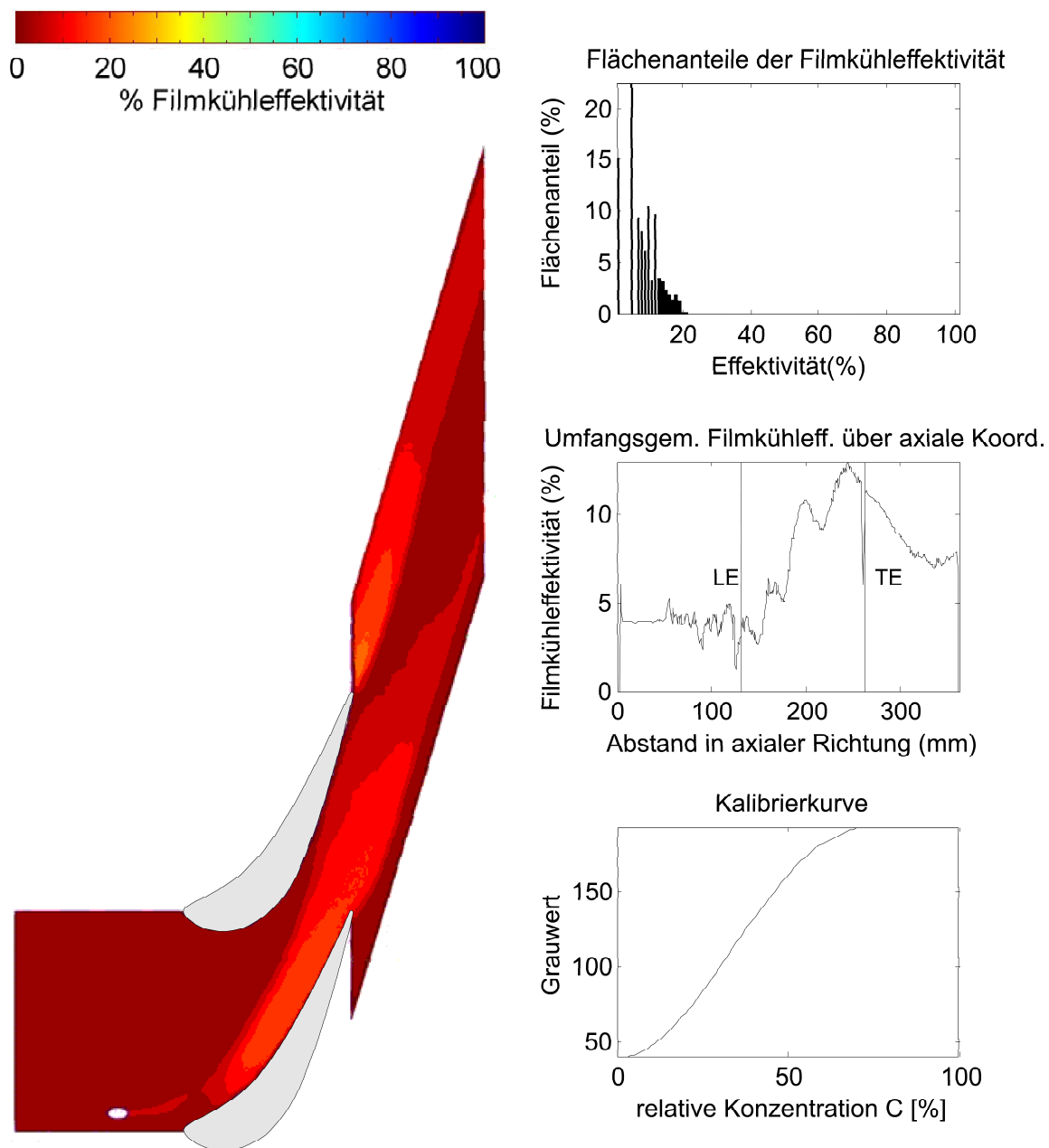


Abbildung B.41: Wiederholmessung Bohrung 4, Impulsverhältnis 3,68, Ammoniak-Konzentration 0,5%, eben

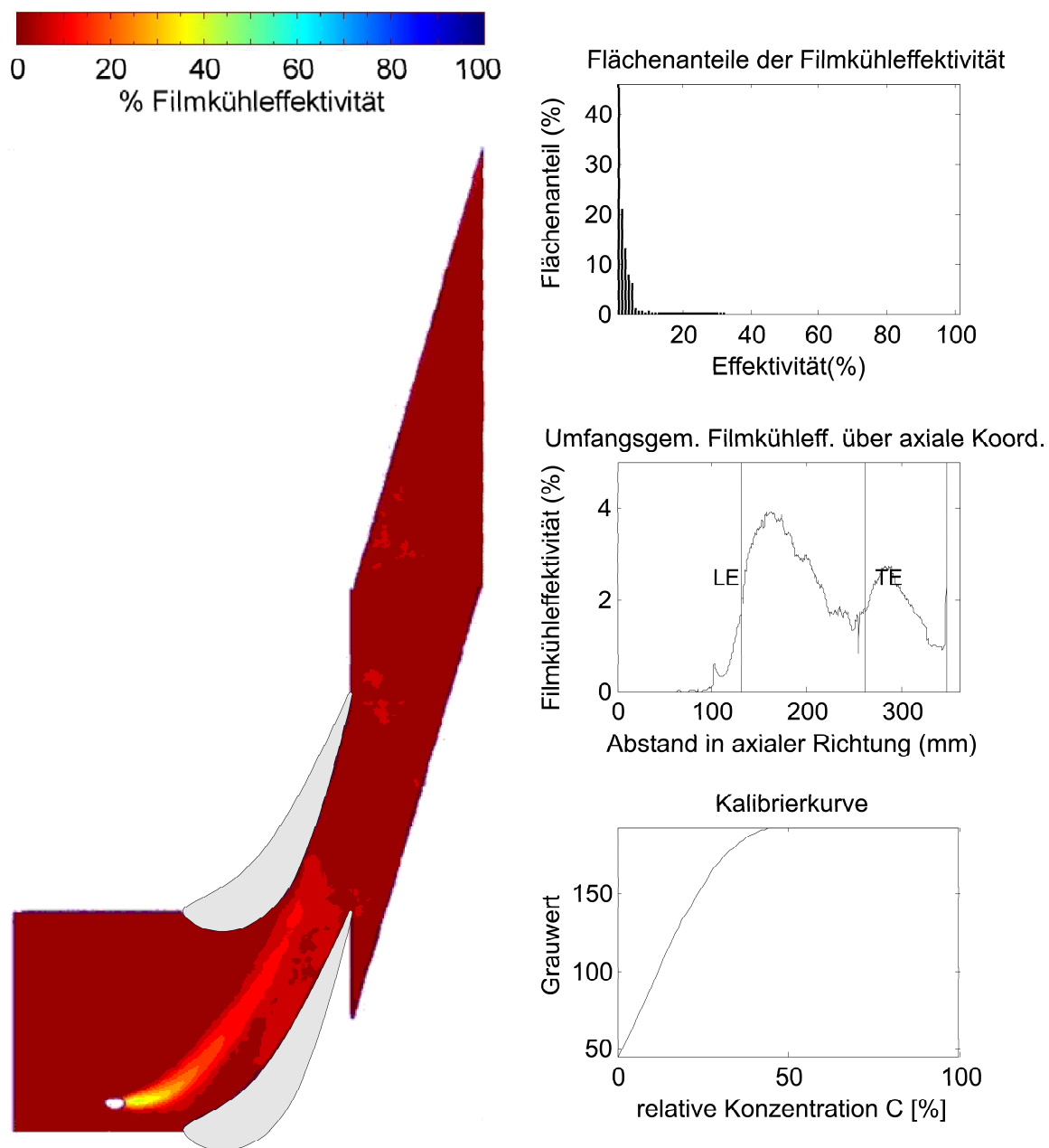


Abbildung B.42: Bohrung 5, Impulsverhältnis 1,0, Ammoniak-Konzentration 0,5%, eben

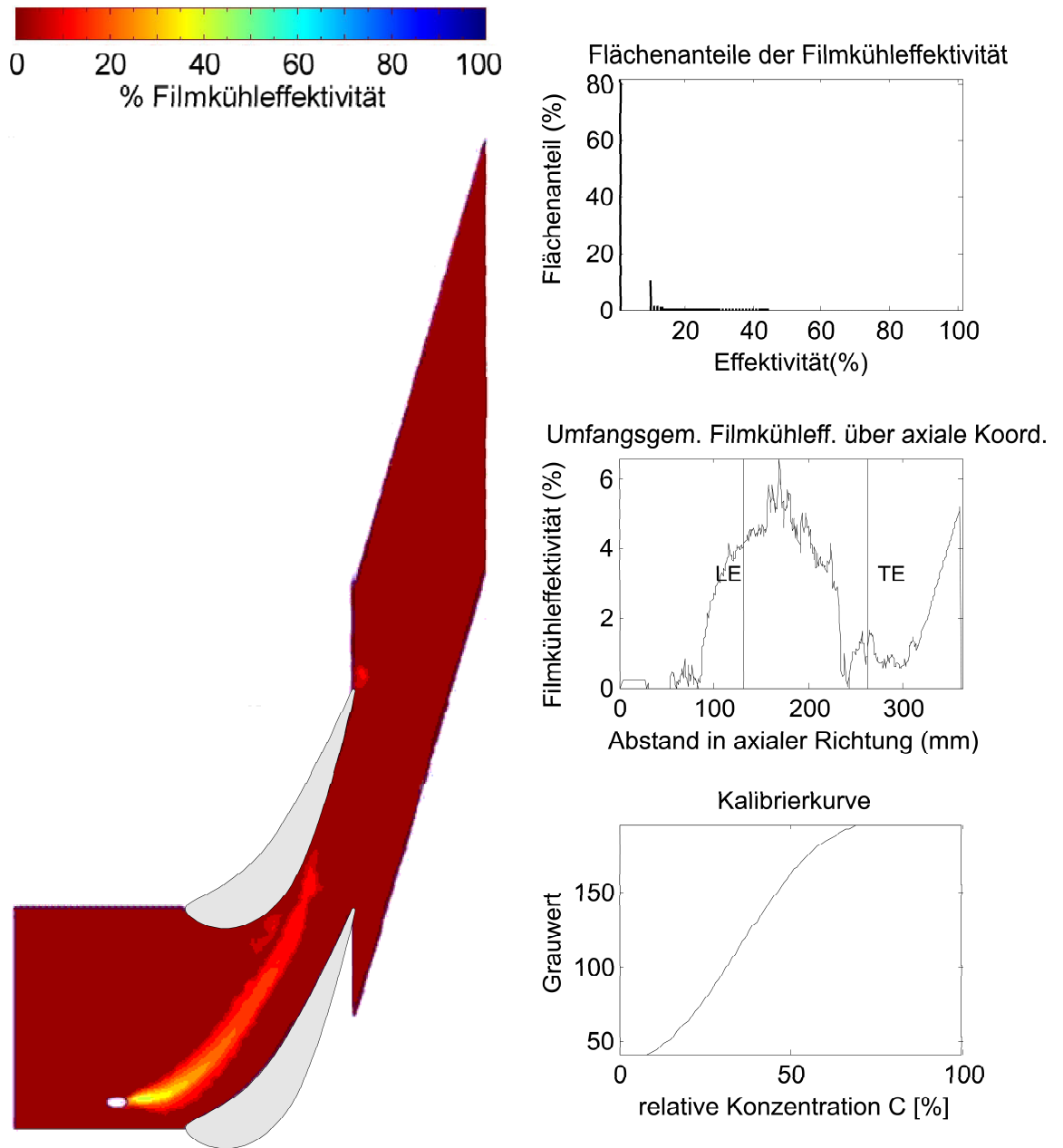


Abbildung B.43: Bohrung 5, Impulsverhältnis 1,92, Ammoniak-Konzentration 0,5%, eben

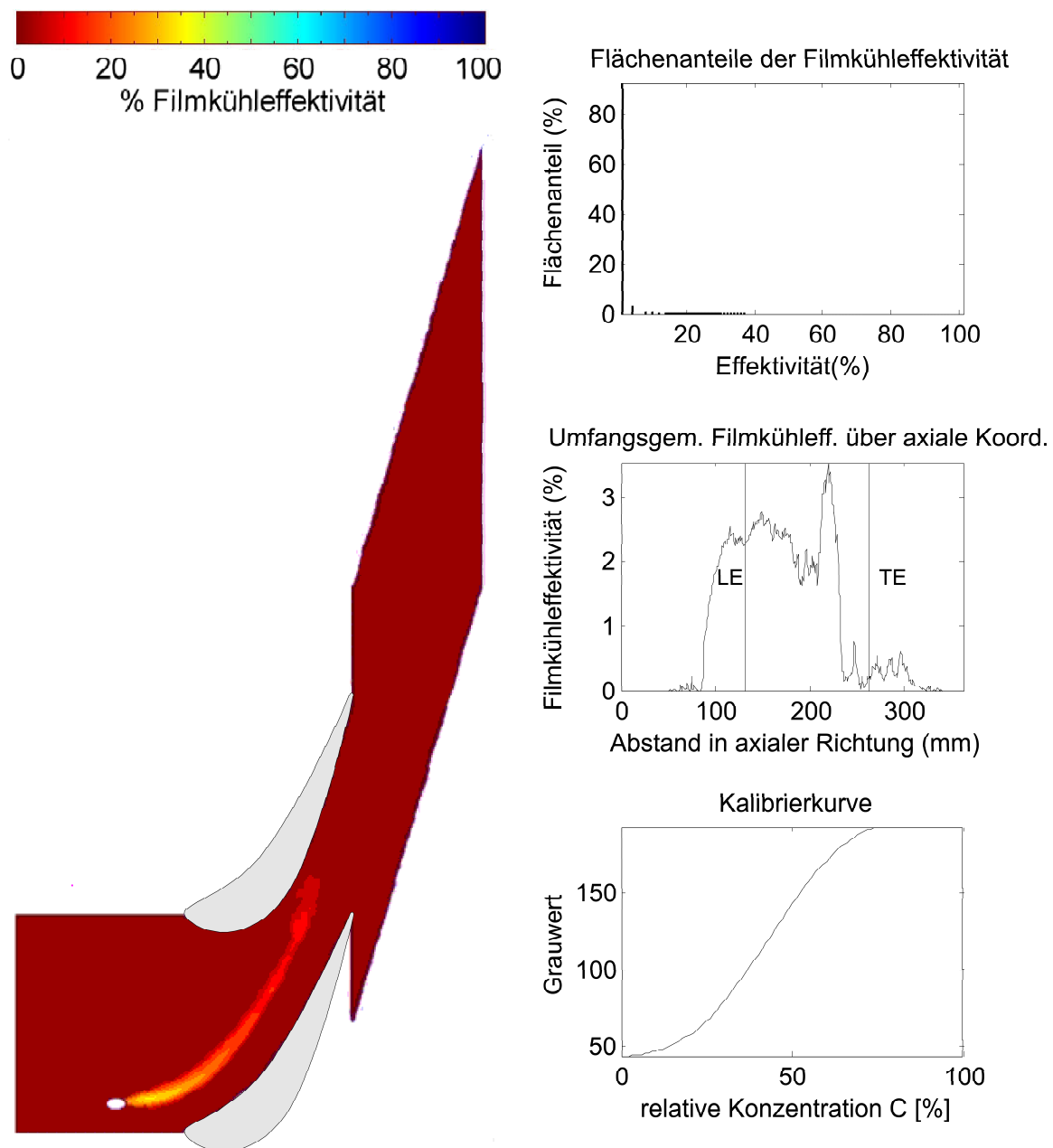


Abbildung B.44: Bohrung 5, Impulsverhältnis 3,68, Ammoniak-Konzentration 0,5%, eben

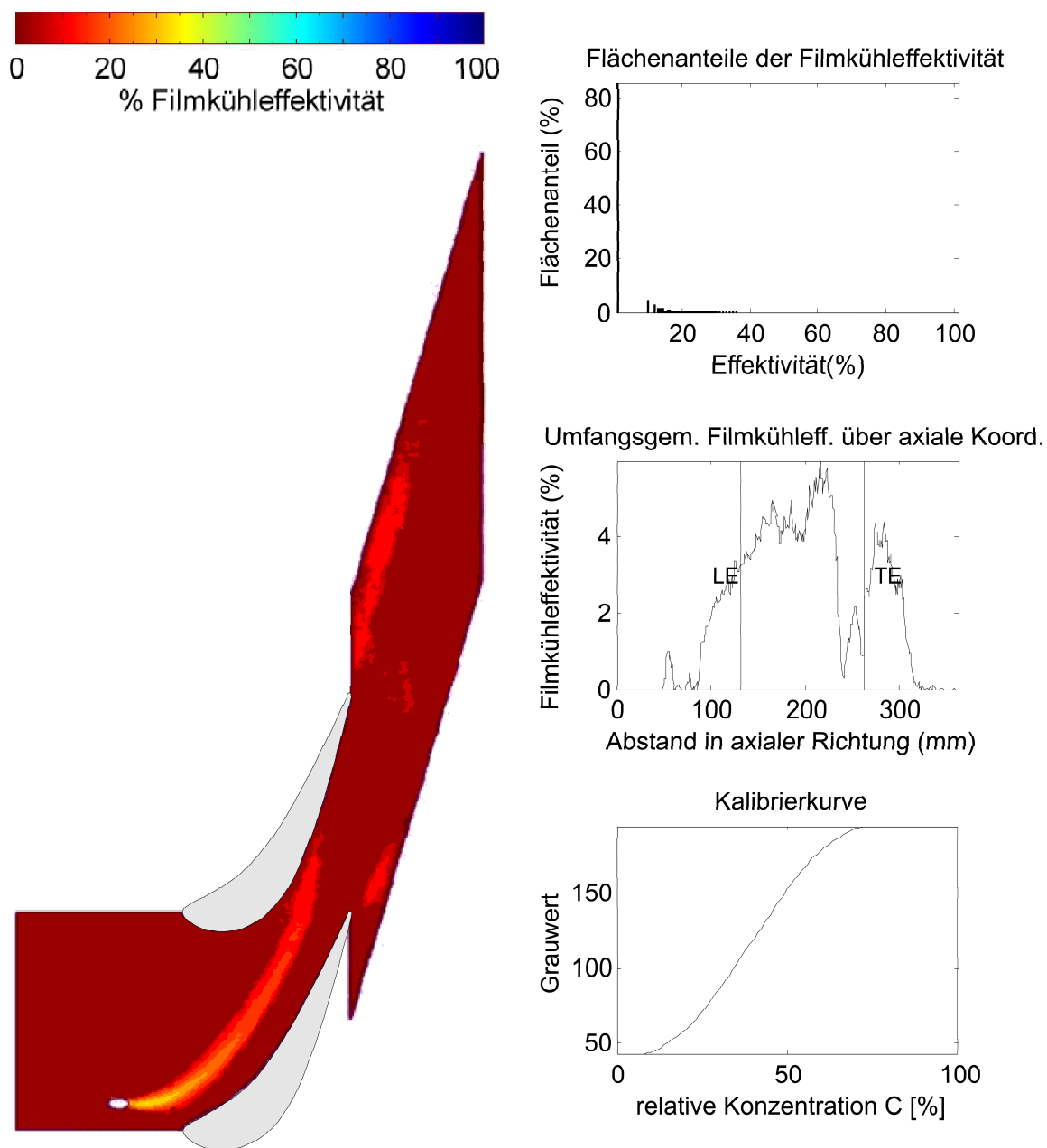


Abbildung B.45: Wiederholmessung Bohrung 5, Impulsverhältnis 3,68, Ammoniak-Konzentration 0,5%, eben

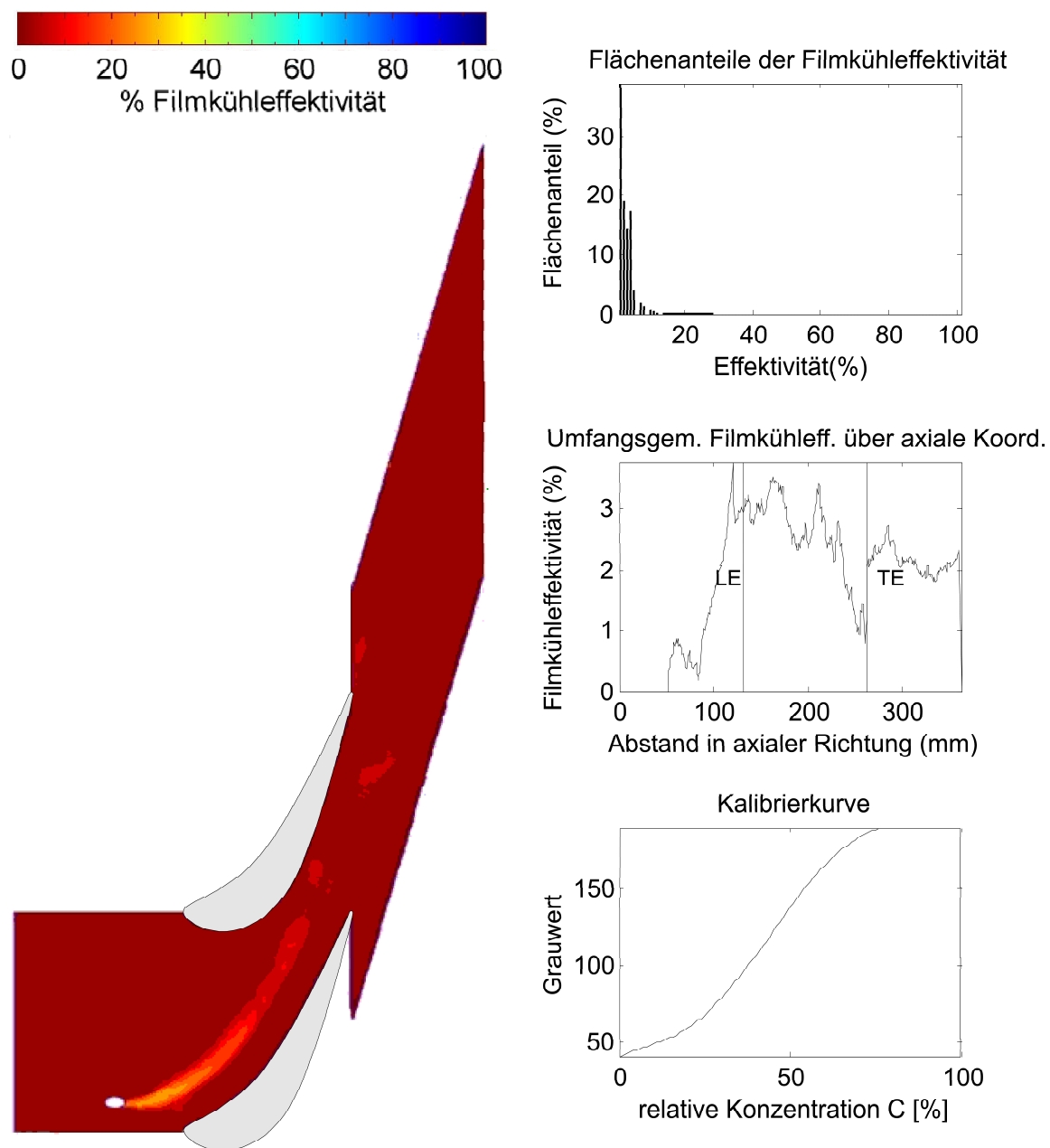


Abbildung B.46: Bohrung 5, Impulsverhältnis 6,25, Ammoniak-Konzentration 0,5%, eben

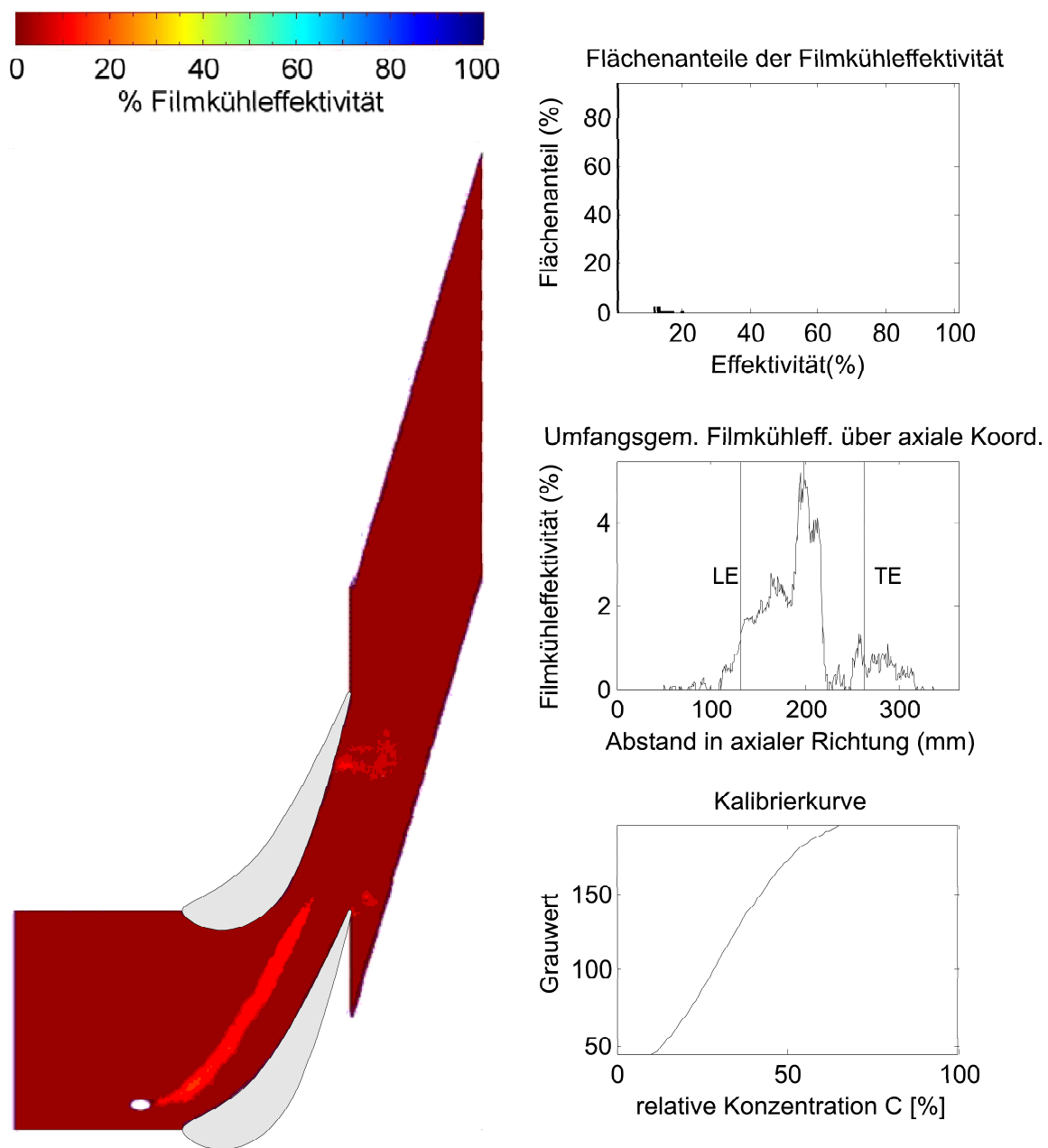


Abbildung B.47: Bohrung 7, Impulsverhältnis 1,0, Ammoniak-Konzentration 0,5%, eben

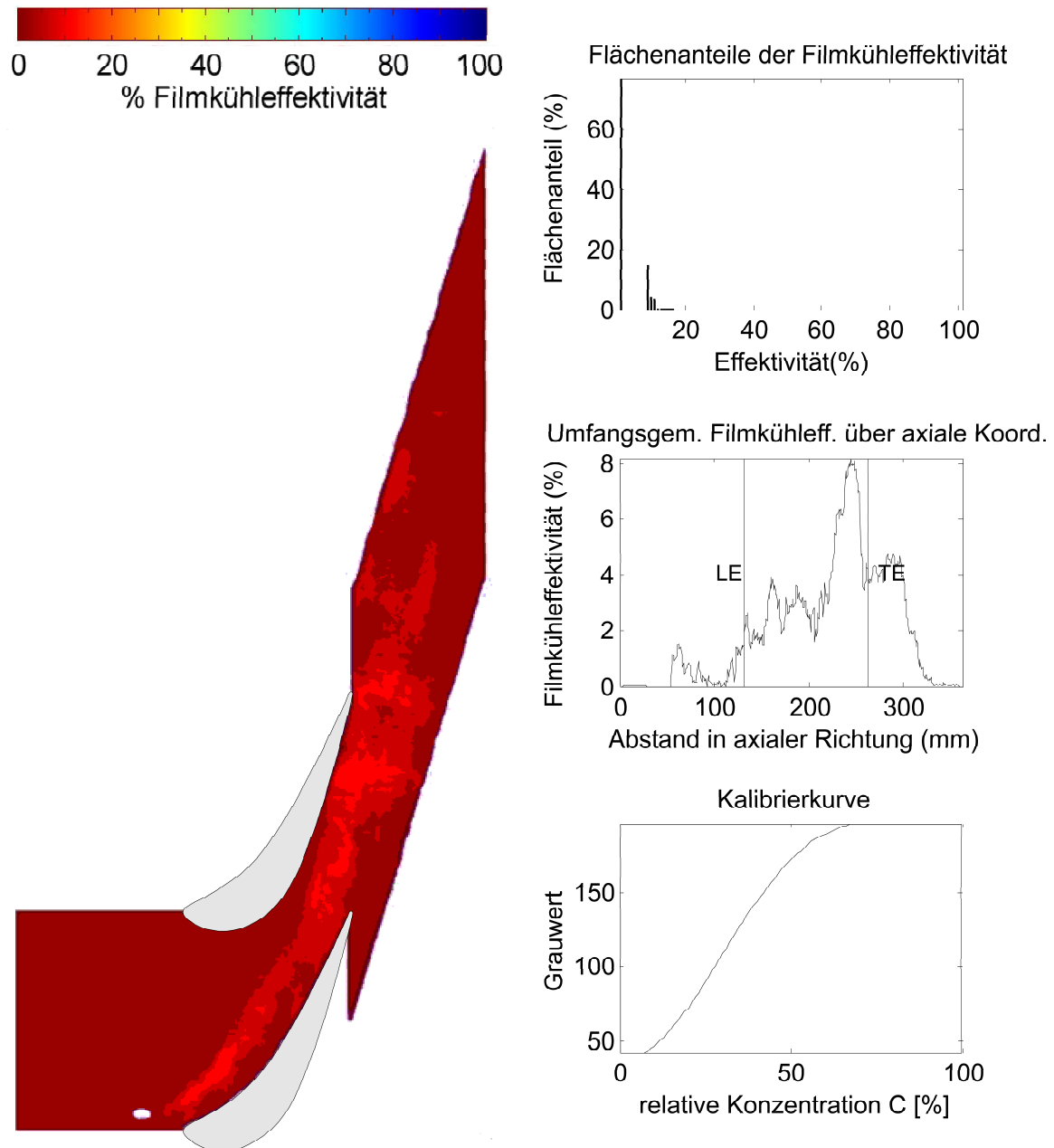


Abbildung B.48: Bohrung 7, Impulsverhältnis 1,92, Ammoniak-Konzentration 0,5%, eben

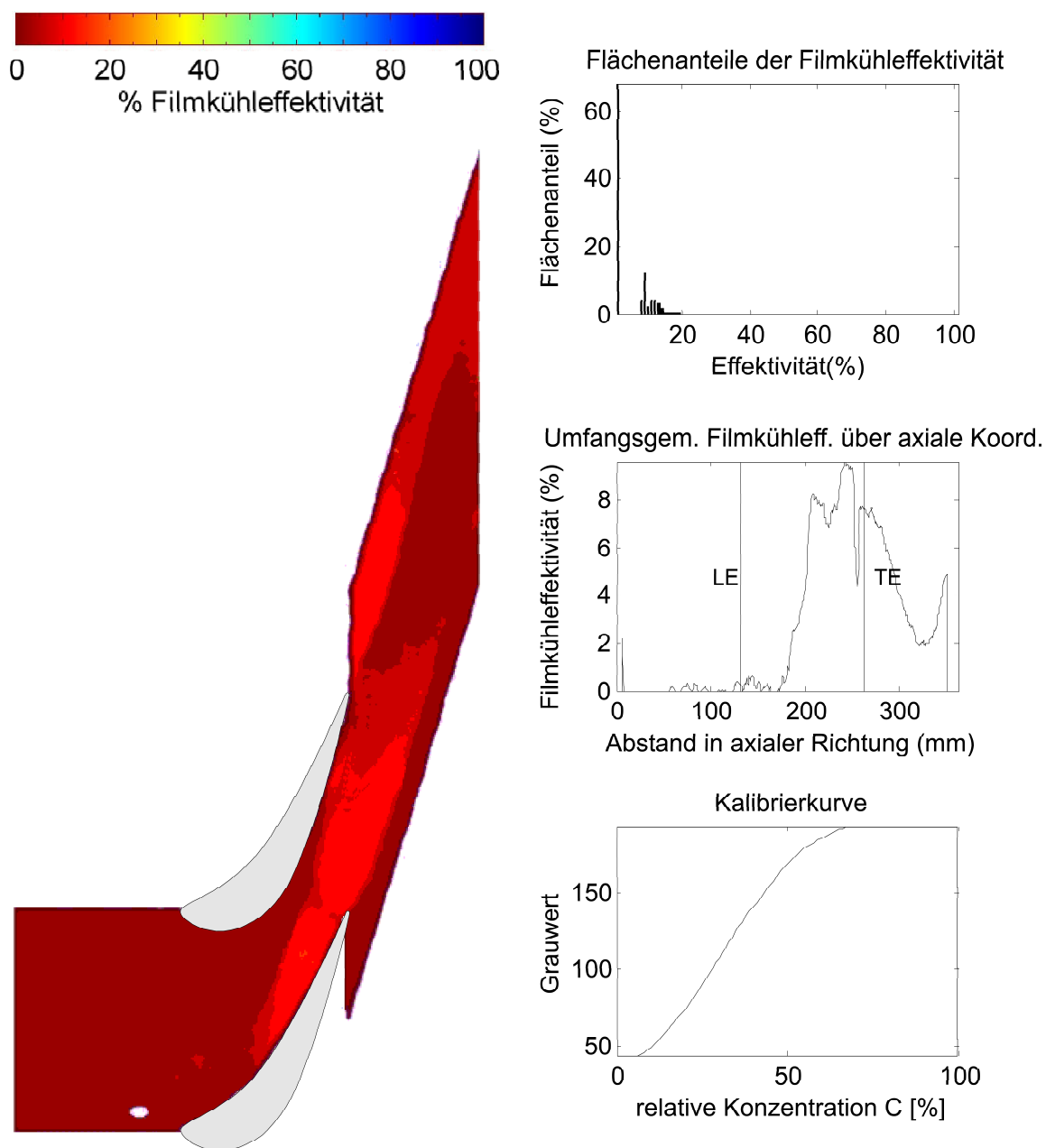


Abbildung B.49: Bohrung 7, Impulsverhältnis 3,68, Ammoniak-Konzentration 0,5%, eben

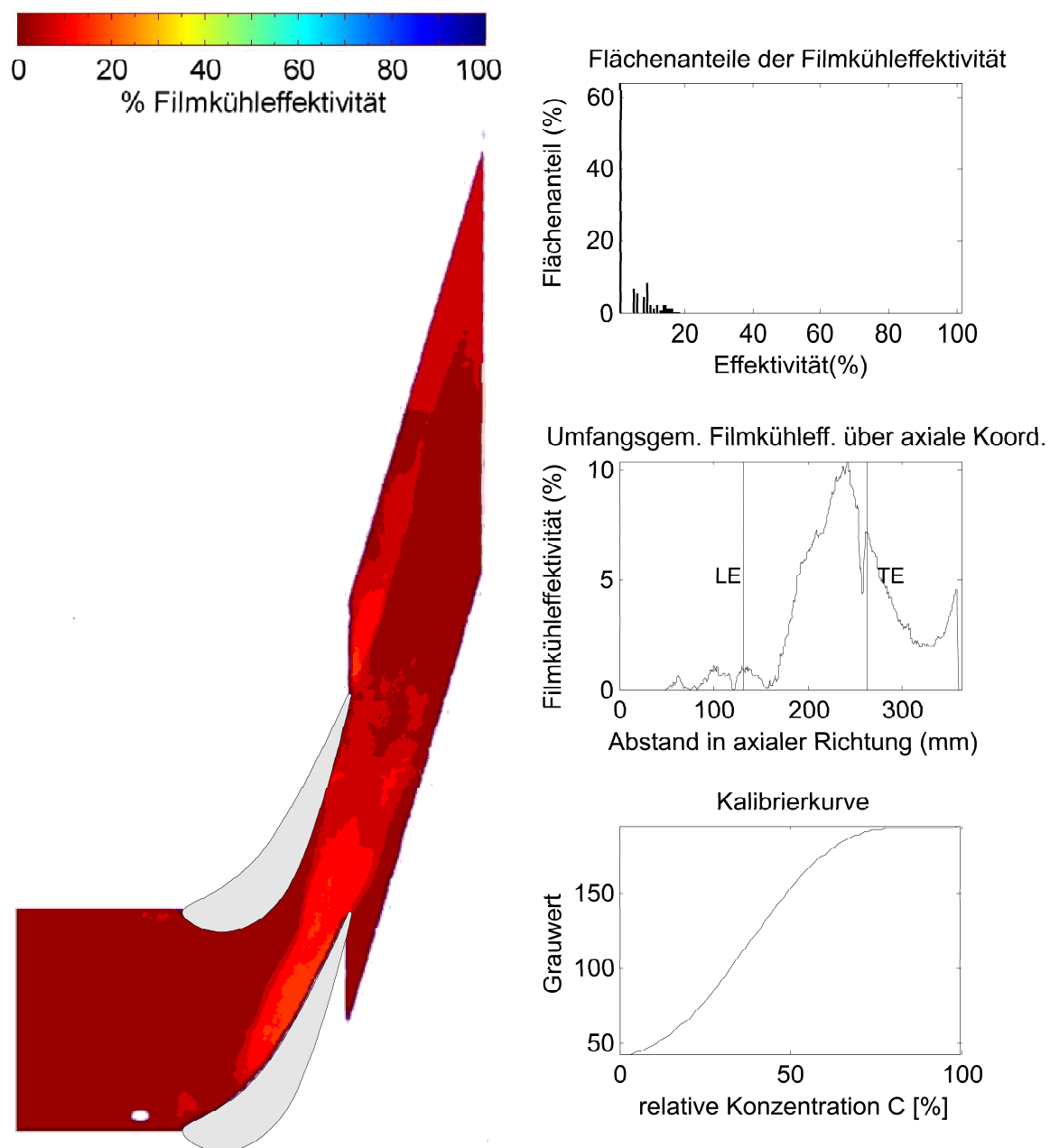


Abbildung B.50: Bohrung 7, Impulsverhältnis 6,25, Ammoniak-Konzentration 0,5%, eben

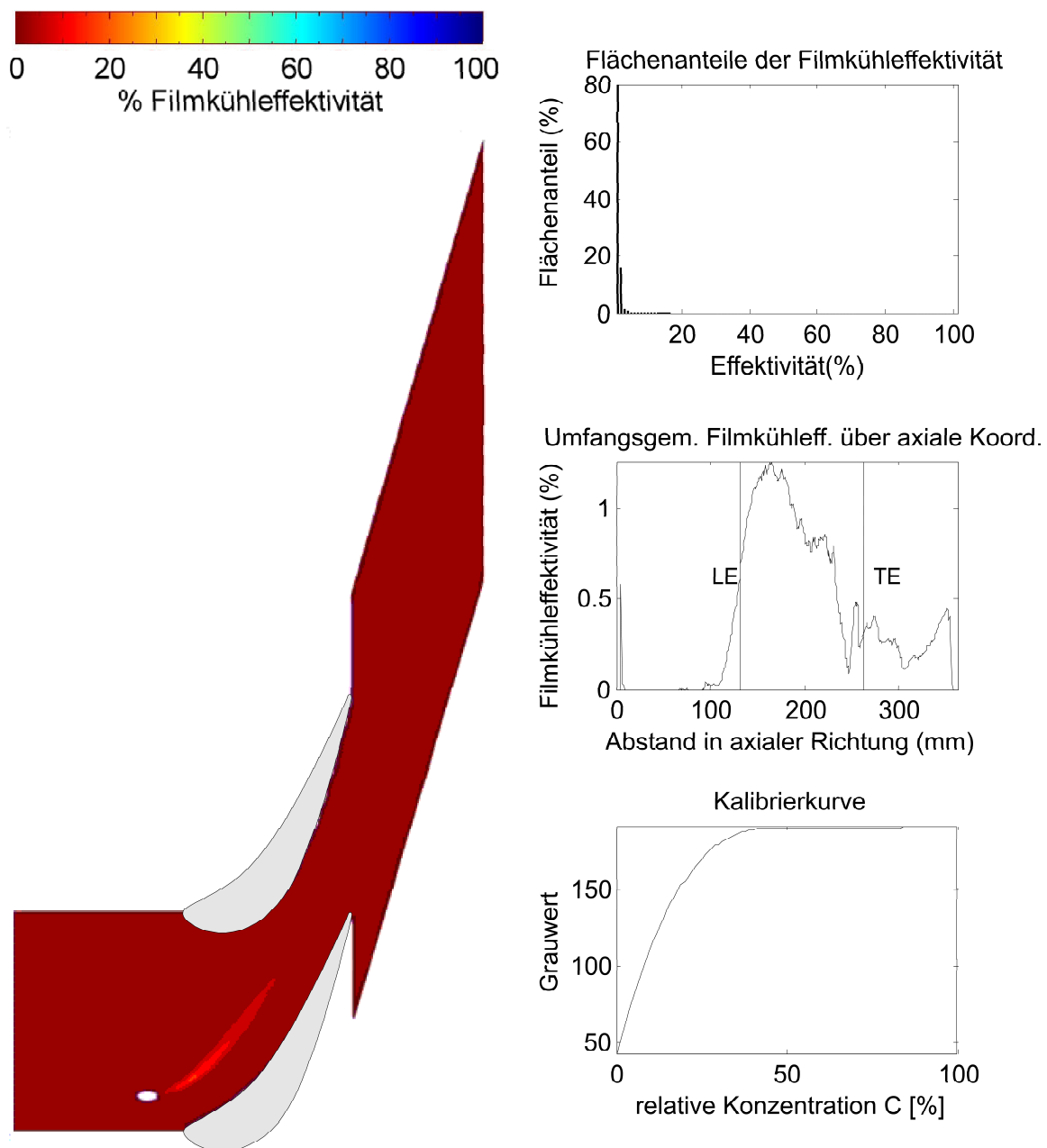


Abbildung B.51: Bohrung 8, Impulsverhältnis 1,0, Ammoniak-Konzentration 0,5%, eben

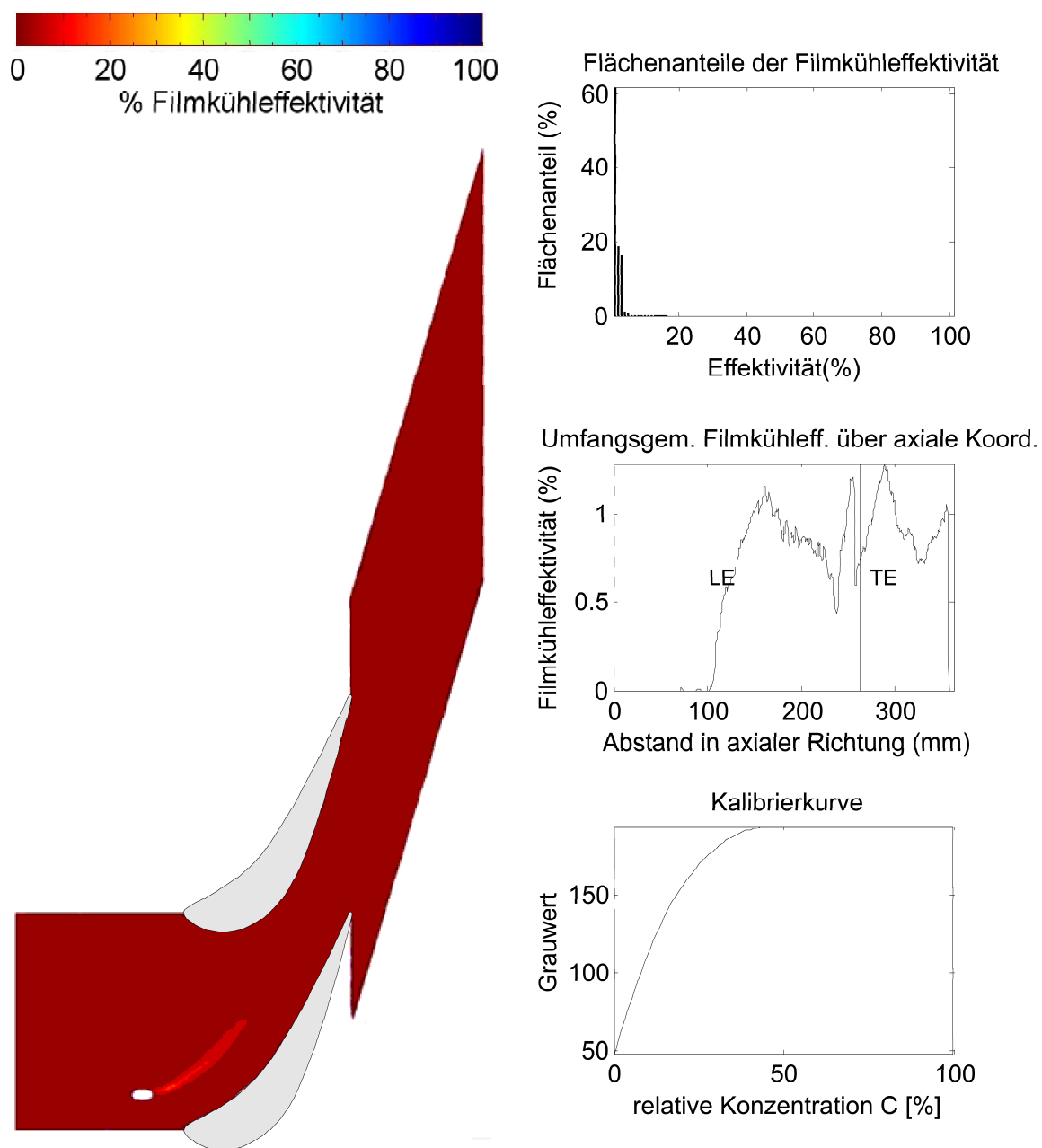


Abbildung B.52: Bohrung 8, Impulsverhältnis 1,92, Ammoniak-Konzentration 0,5%, eben

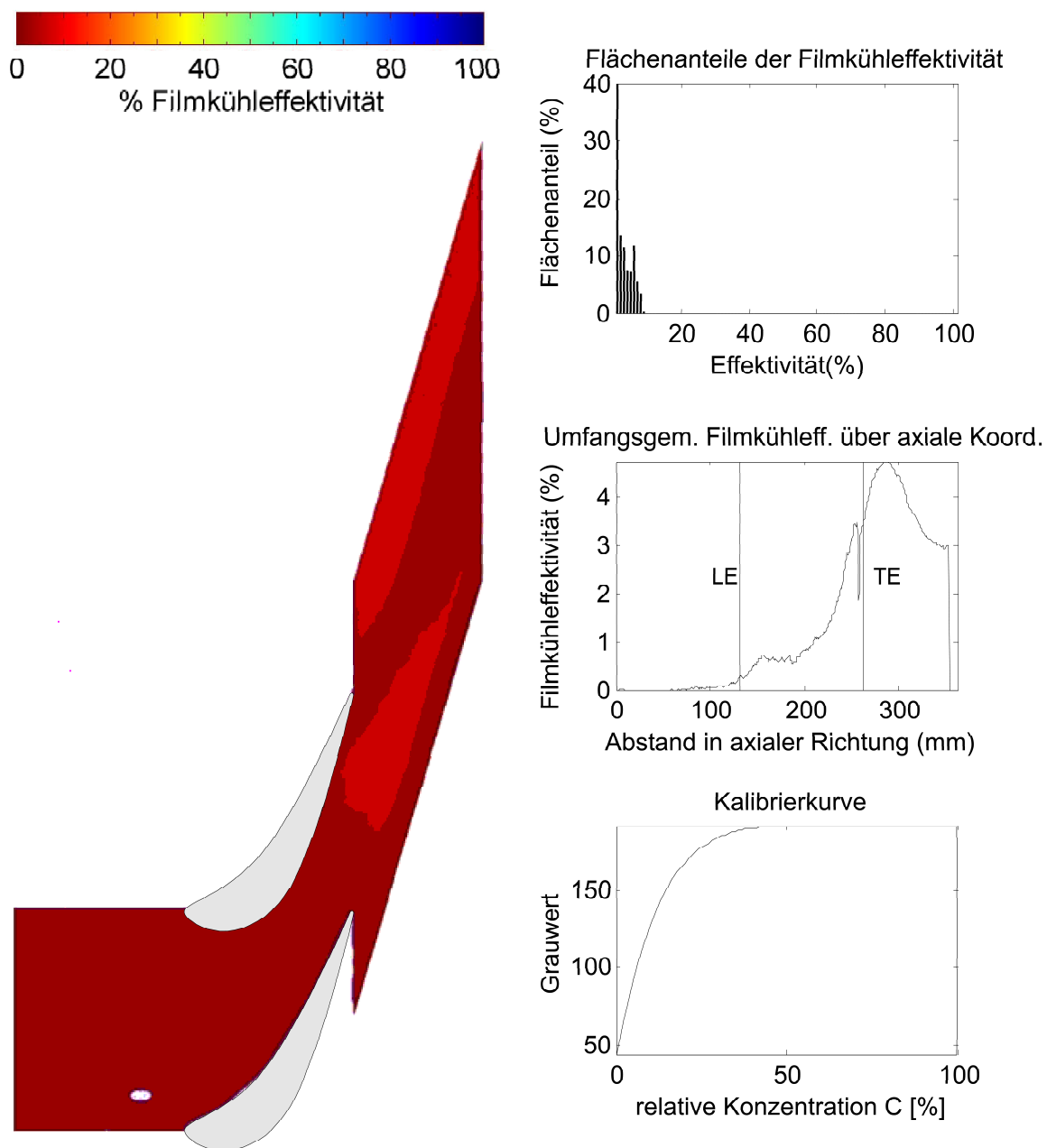


Abbildung B.53: Bohrung 8, Impulsverhältnis 3,68, Ammoniak-Konzentration 0,5%, eben

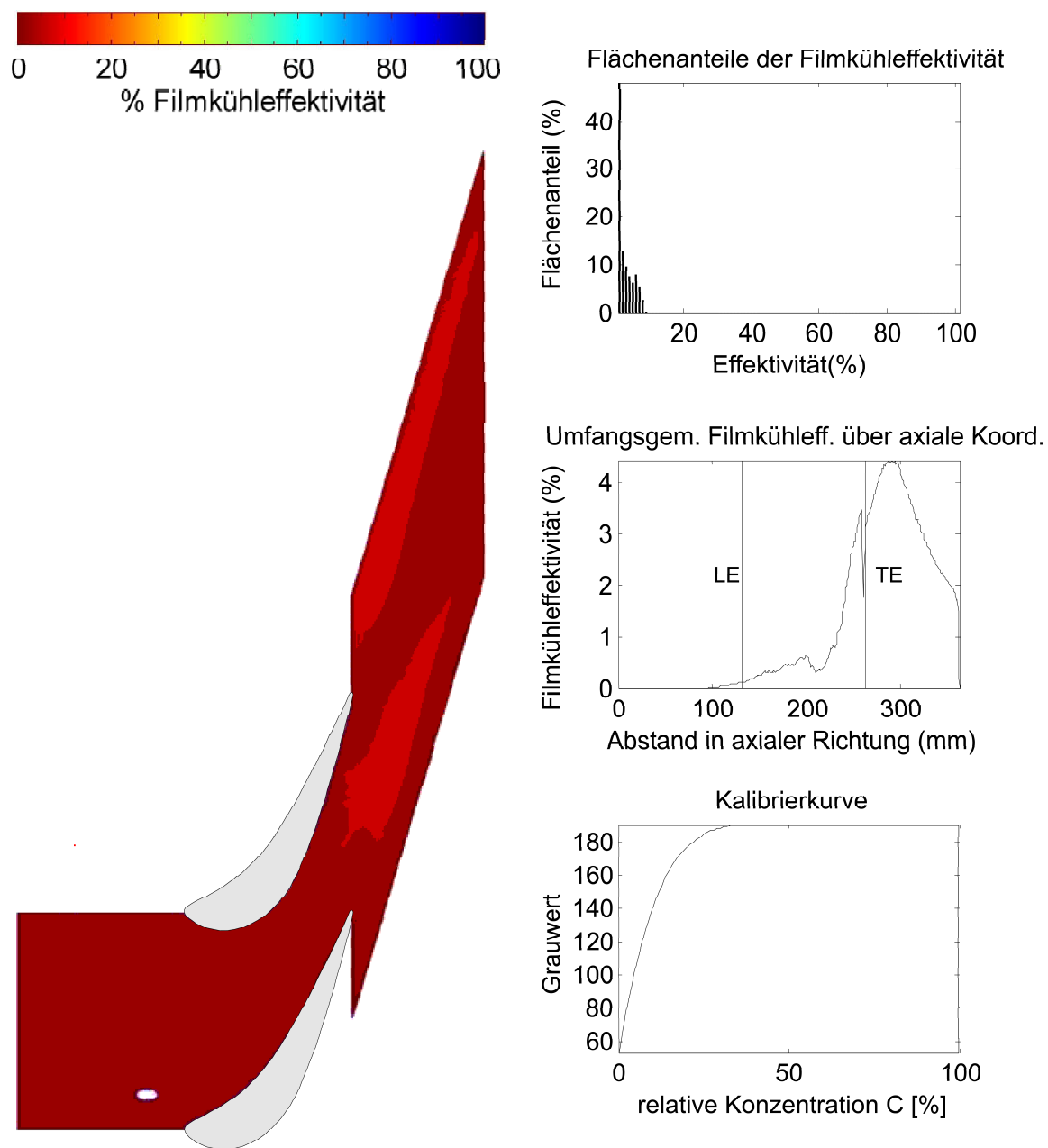


Abbildung B.54: Wiederholmessung Bohrung 8, Impulsverhältnis 3,68, Ammoniak-Konzentration 0,5%, eben

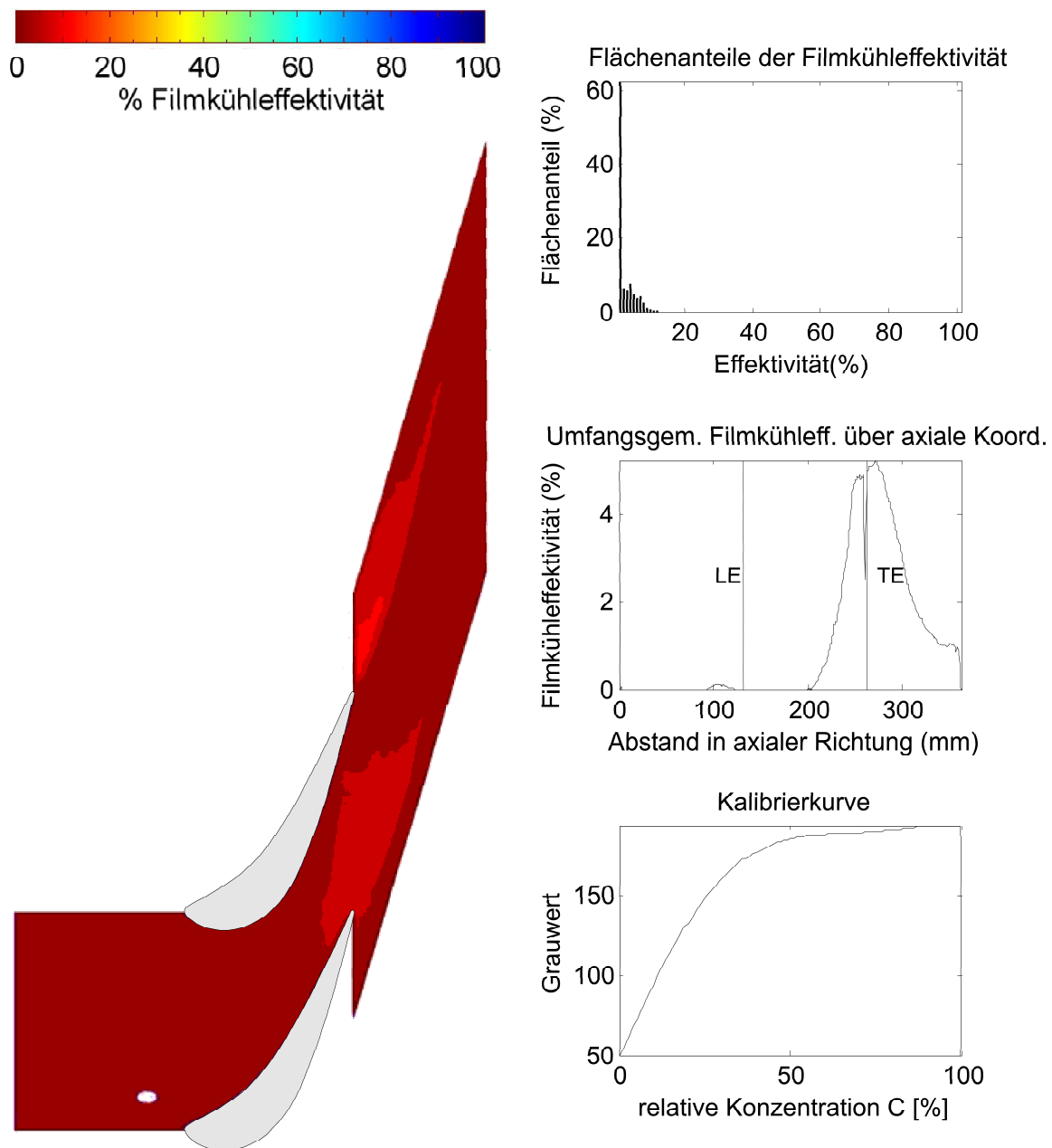


Abbildung B.55: Bohrung 8, Impulsverhältnis 6,25, Ammoniak-Konzentration 0,5%, eben

Anhang C

PIV-Messungen

Im folgenden sind die mittels einem Particle Image Velocimetry (PIV) System der Fa. TSI zum Zweck der Ergänzung der 5-Lochsondenmessung bezüglich der Abströmungswinkelverteilung, Kap. 4.4.2, an der ebenen und der konturierten Plattform durchgeführten Messungen dargestellt.

Hierzu wurden 10 Lichtschnitte in Draufsicht, in gleichmäßigen Abstufungen der y -Achse, ausgehend vom Mittelschnitt ($y/h = 0,5$) bis hin zur Plattform ($y/h = 0$), vermessen.

Die Orientierung der folgenden Abbildungen C.1 mit C.12 entspricht Abb. 3.3. An der linken Berandung, $z = -25 \text{ mm}$, grenzen die Abbildungen an die Abströmtraversenebene, vgl. Abb. 3.5. Die x -Richtung gibt die Umfangsrichtung an. Hierbei entspricht $z = 0$ der Position $z = 0$ der Abströmtraversenmessung. Die Strömung kommt hierbei von rechts oben, die mittels eines grauen Dreiecks angedeutete Lage der Schaufelhinterkanten (TE) liegt bei $z \approx 68 \text{ mm}$. Die Vektorbilder wurden aus jeweils 6 einzelnen Messungen zusammengesetzt, wobei zur besseren Übersichtlichkeit die Anzahl der dargestellten Vektoren verringert wurde. Die Höhe der Messebenen entspricht der Koordinate y/h der Abströmtraversen, Abb. 4.16 mit Abb. 4.34. Gemessen wurde, ausgehend von einem Mindestabstand von 10 mm zur Plattform, in 10 mm Schritten bis fast zur Kanalmitte, $y = 120$, d.h. $y/h = 0,48$. Die Verlustbereiche (Nachlaufzellen) zweier Schaufeln sind in den folgenden Abbildungen anhand zweier schräger und paralleler gelber Streifen zu erkennen. Die Messungen dienen als Grundlage für die in Umfangsrichtung flächengemittelten Abströmungswinkelverteilungen, Abb. 7.1 mit 7.3.

Ebene Plattform

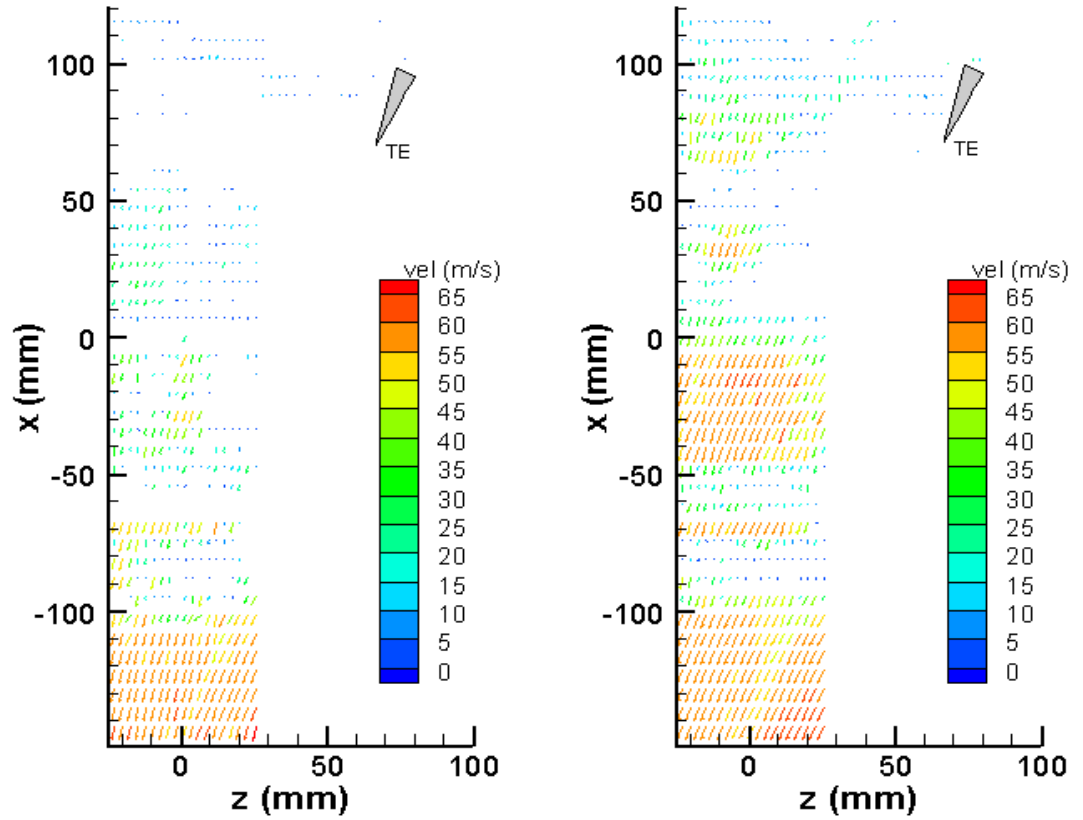


Abbildung C.1: links: $y/h=0,04$, $\bar{v} = 50,71$; rechts: $y/h=0,08$, $\bar{v} = 57,44$, Ansicht von oben, ebene Plattform

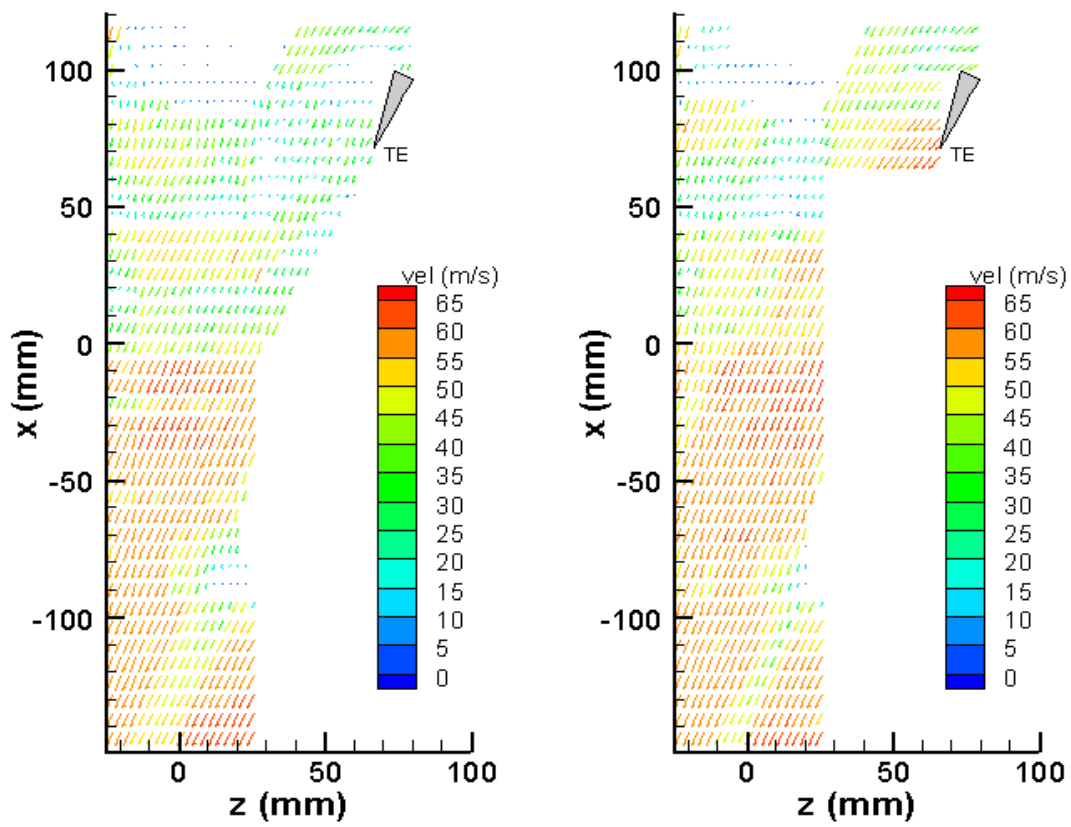


Abbildung C.2: links: $y/h=0,12$, $\bar{v} = 68,76$; rechts: $y/h=0,16$, $\bar{v} = 70,08$,
Ansicht von oben, ebene Plattform

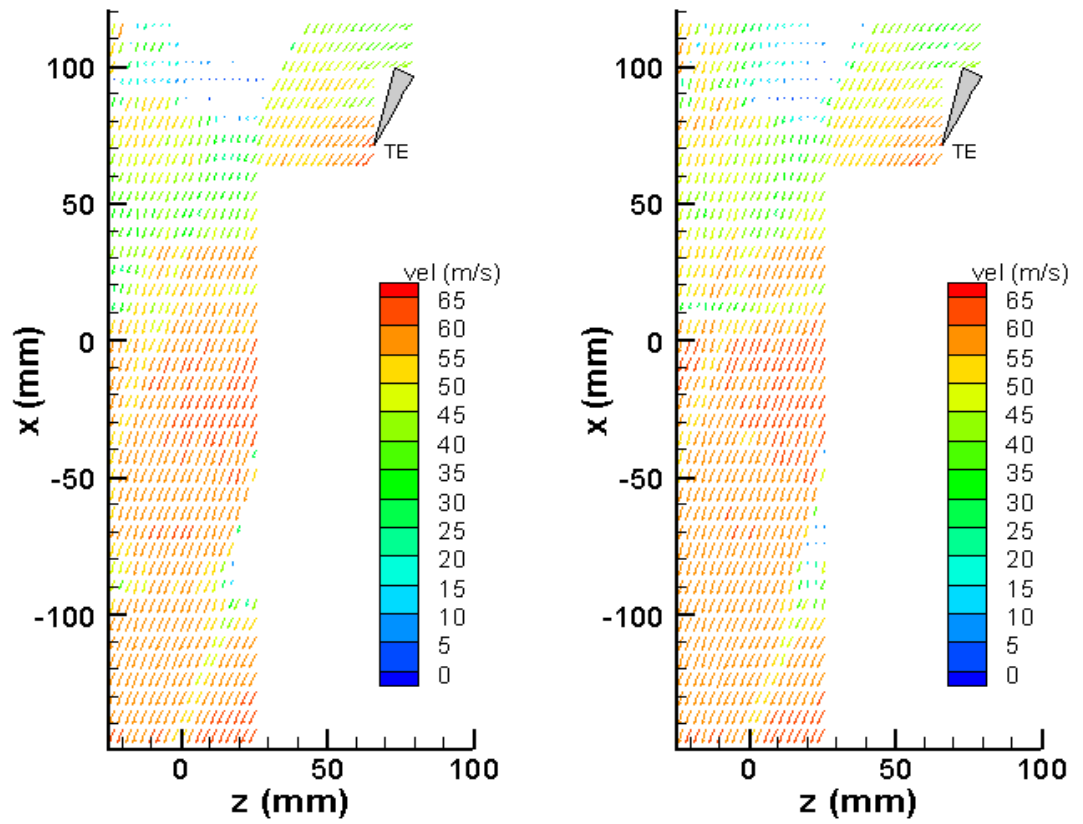


Abbildung C.3: links: $y/h=0,20$, $\bar{v} = 70,87$; rechts: $y/h=0,24$, $\bar{v} = 71,33$, Ansicht von oben, ebene Plattform

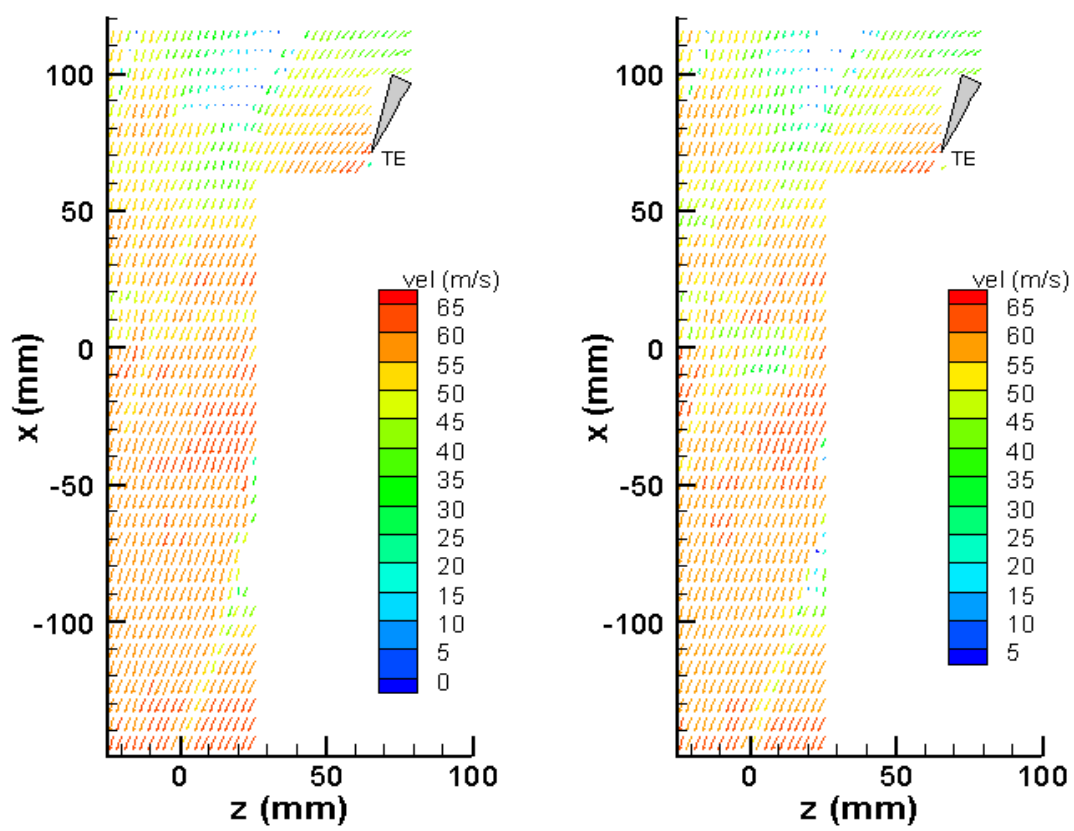


Abbildung C.4: links: $y/h=0,28$, $\bar{v} = 71,79$; rechts: $y/h=0,32$, $\bar{v} = 72,23$,
Ansicht von oben, ebene Plattform

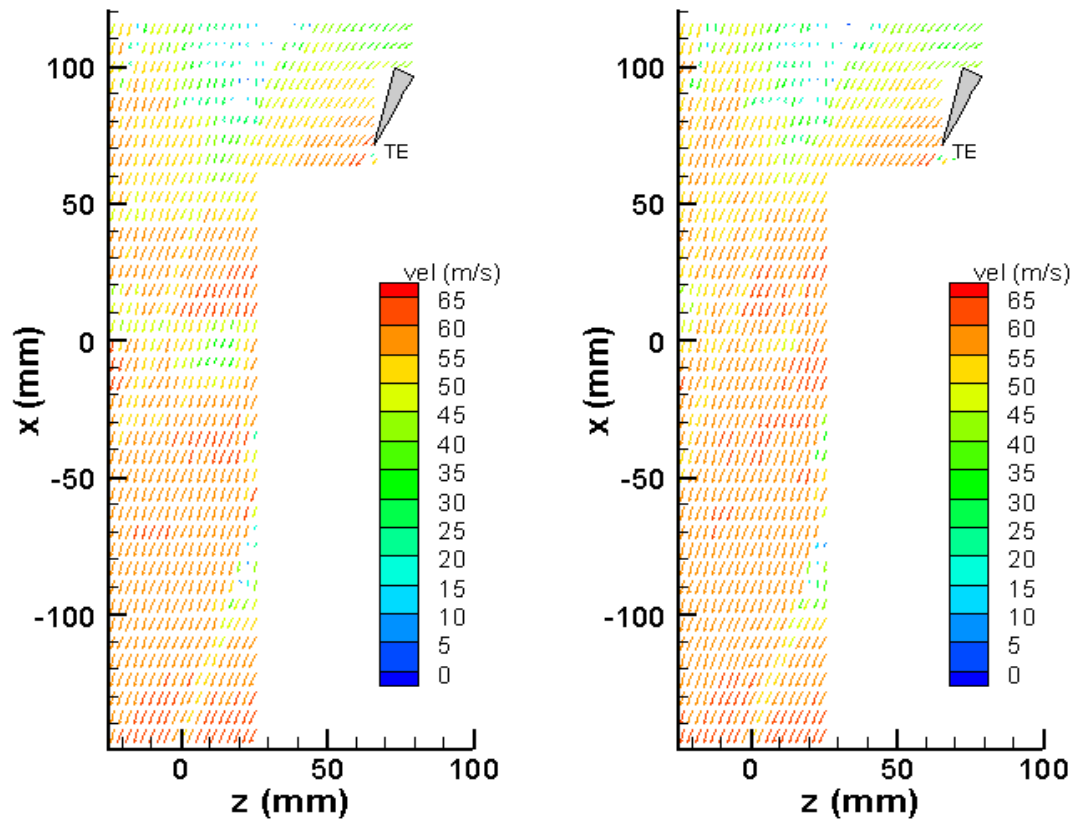


Abbildung C.5: links: $y/h=0,36$, $\bar{v} = 72,21$; rechts: $y/h=0,4$, $\bar{v} = 72,41$,
Ansicht von oben, ebene Plattform

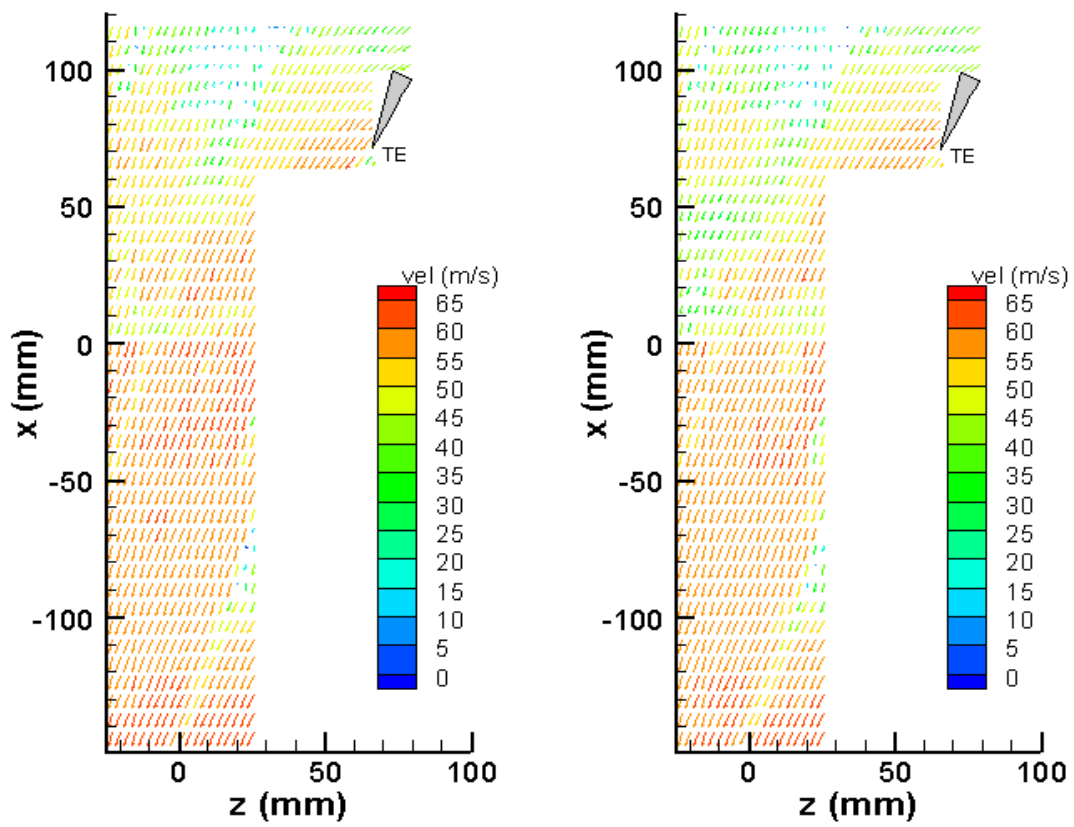


Abbildung C.6: links: $y/h=0,44$, $\bar{v} = 72,31$; rechts: $y/h=0,48$, $\bar{v} = 72,08$,
Ansicht von oben, ebene Plattform

Konturierte Plattform

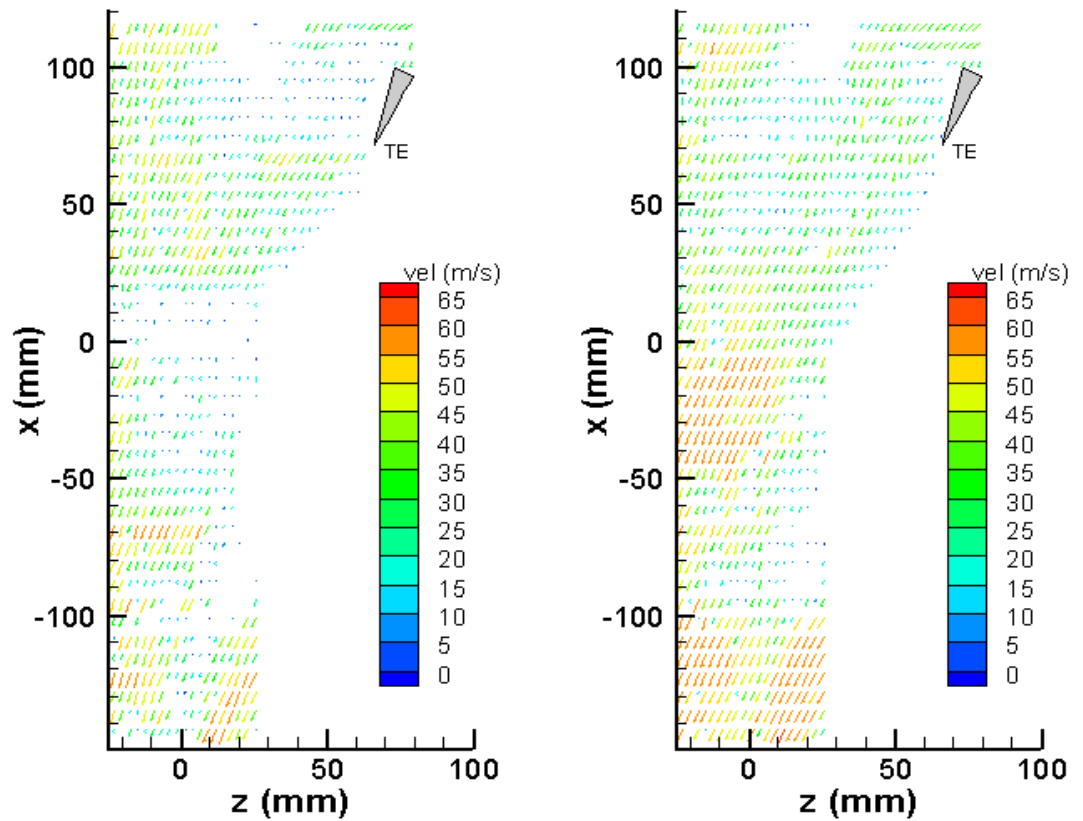


Abbildung C.7: links: $y/h=0,04$, $\bar{v} = 53,55$; rechts: $y/h=0,08$, $\bar{v} = 66,79$, Ansicht von oben, konturierte Plattform

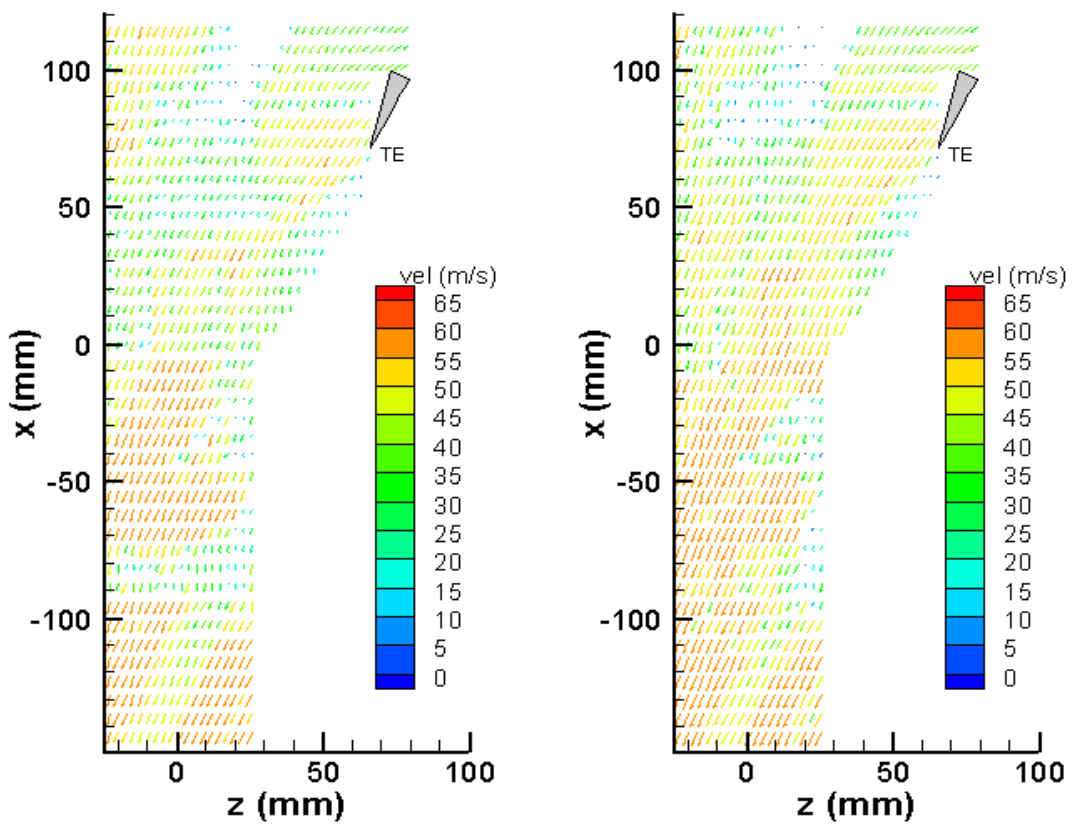


Abbildung C.8: links: $y/h=0,12$, $\bar{v} = 67,23$; rechts: $y/h=0,16$, $\bar{v} = 69,40$,
Ansicht von oben, konturierte Plattform

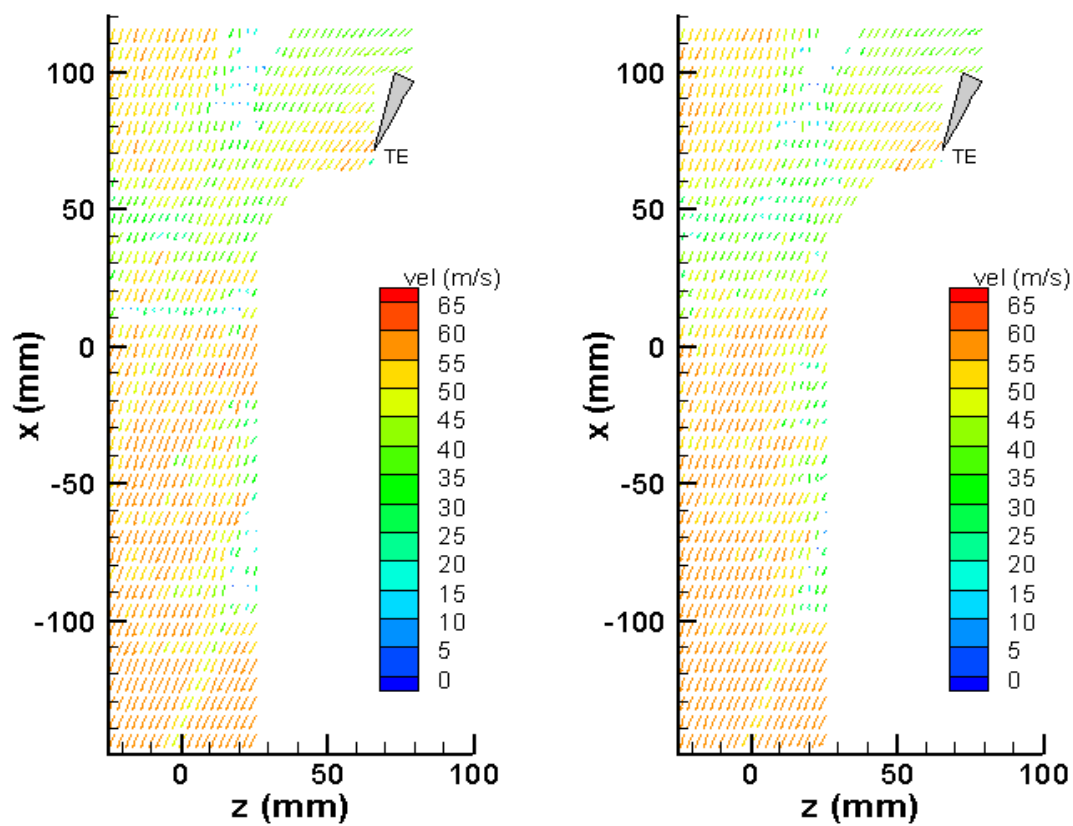


Abbildung C.9: links: $y/h=0,2$, $\bar{v} = 69,68$; rechts: $y/h=0,24$, $\bar{v} = 70,30$, Ansicht von oben, konturierte Plattform

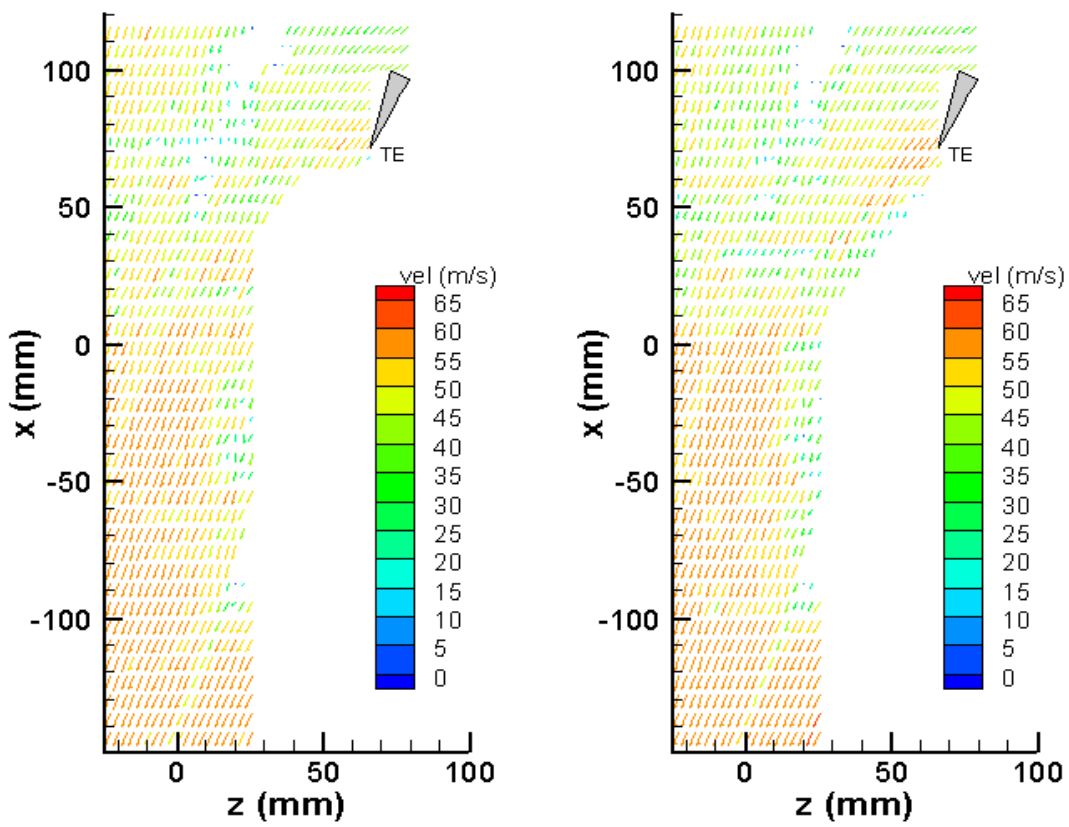


Abbildung C.10: links: $y/h=0,28$, $\bar{\vartheta} = 70,51$; rechts: $y/h=0,32$, $\bar{\vartheta} = 71,12$,
Ansicht von oben, konturierte Plattform

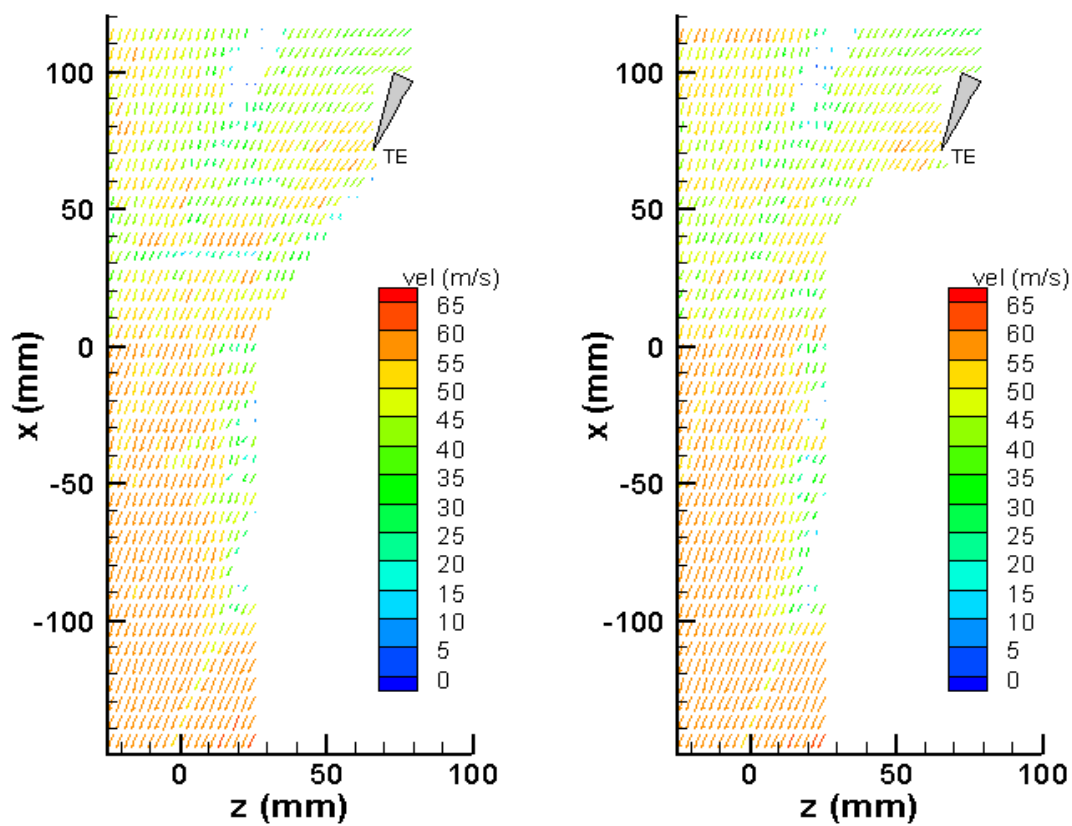


Abbildung C.11: links: $y/h=0,36$, $\bar{v} = 71,45$; rechts: $y/h=0,4$, $\bar{v} = 71,32$, Ansicht von oben, konturierte Plattform

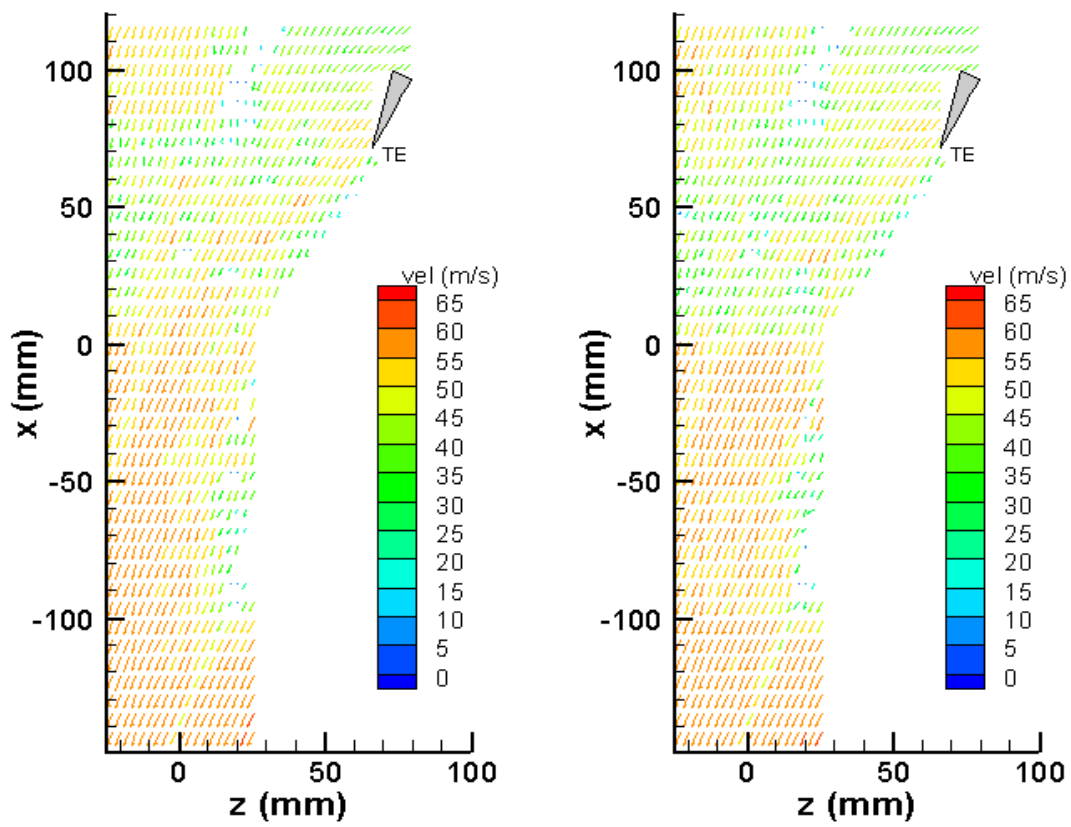


Abbildung C.12: links: $y/h=0,44$, $\bar{\vartheta} = 70,74$; rechts: $y/h=0,48$, $\bar{\vartheta} = 70,35$,
Ansicht von oben, konturierte Plattform

Anhang D

Vermessung der Schaufelgeometrie

Die Schaufelgeometrie wurde mittels einer 3-D-Koordinatenmessmaschine „Zeiss Eclipse“ vermessen. Die Vermessungen wurden dankenswerterweise durch Mitarbeiter des Lehrstuhles „Konstruktion und Fertigung“ durchgeführt. Hierbei wurden die Schaufeln 1 mit 4 vermessen. An jeder Schaufel wurde eine Messung im Bereich der Druckseite und im Bereich der Saugseite durchgeführt, welche an 3 in Schaufelhöhe parallelen Schnitten wiederholt wurde. Die obere Schnittebene ist 10 mm, die mittlere Schnittebene 125 mm, und die untere Schnittebene 240 mm von der in Einbaulage oberen Schaufelkante entfernt. Die Nummerierung der Schnittebenen entspricht diesem Schema. Einzelne Werteausreißer sind als solche erkennbar und markieren meist das seitliche Anfahren des Tastkopfes an die Schaufel. Die rechts dargestellten Oberflächenabstände sind für die Druckseite und für die Saugseite getrennt dargestellt und ergeben sich aus:

$$\Delta y = |\Delta y| \cdot \sin \left(\arctan \frac{\partial x}{\partial y} \right) \quad (\text{D.1})$$

Die mittlere Genauigkeit der Schaufelprofilgeometrie beträgt $\approx 0,5 \text{ mm}$.

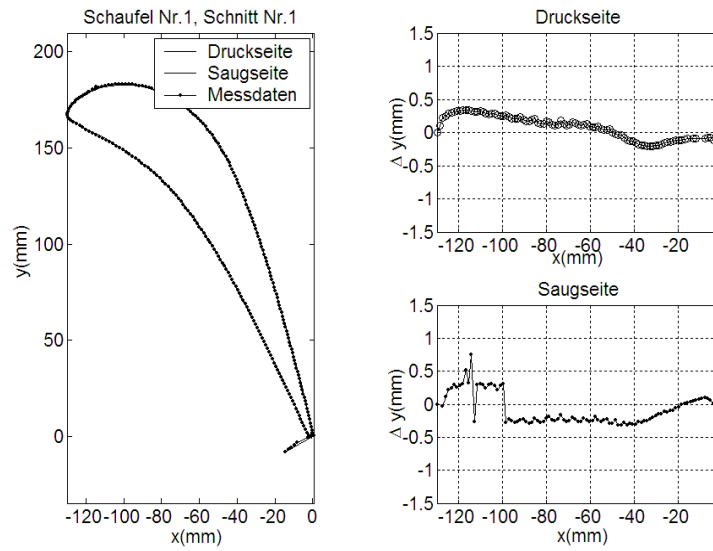


Abbildung D.1: Schaufel Nr. 1, Schnitt 1

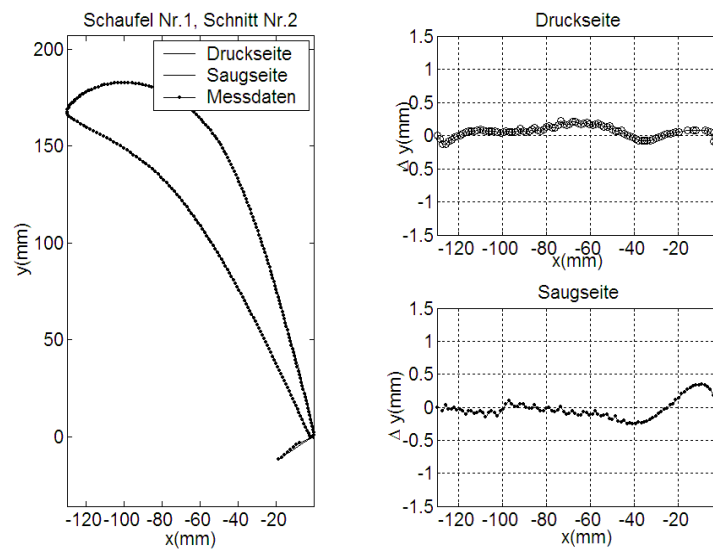


Abbildung D.2: Schaufel Nr. 1, Schnitt 2

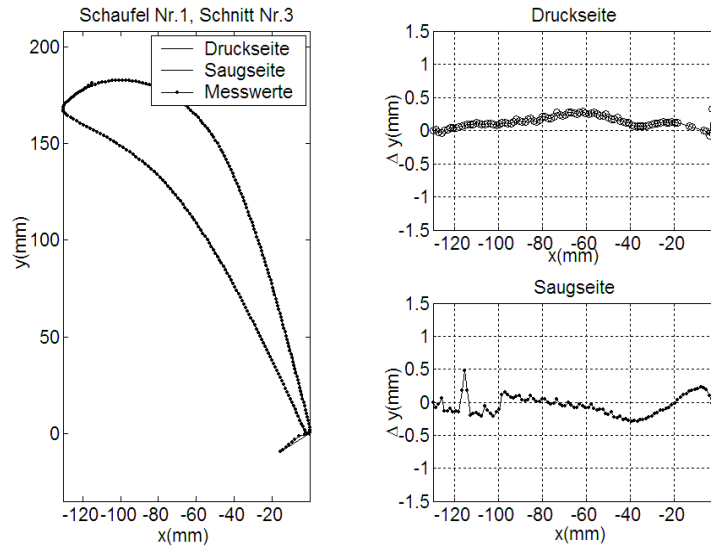


Abbildung D.3: Schaufel Nr. 1, Schnitt 3

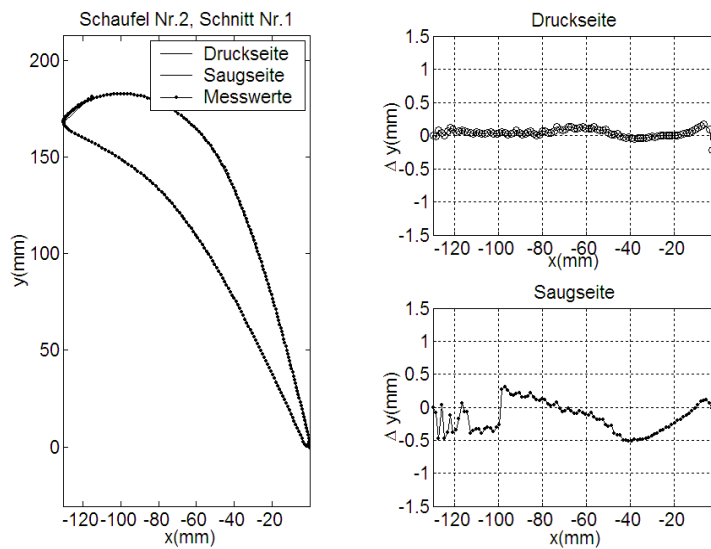


Abbildung D.4: Schaufel Nr. 2, Schnitt 1

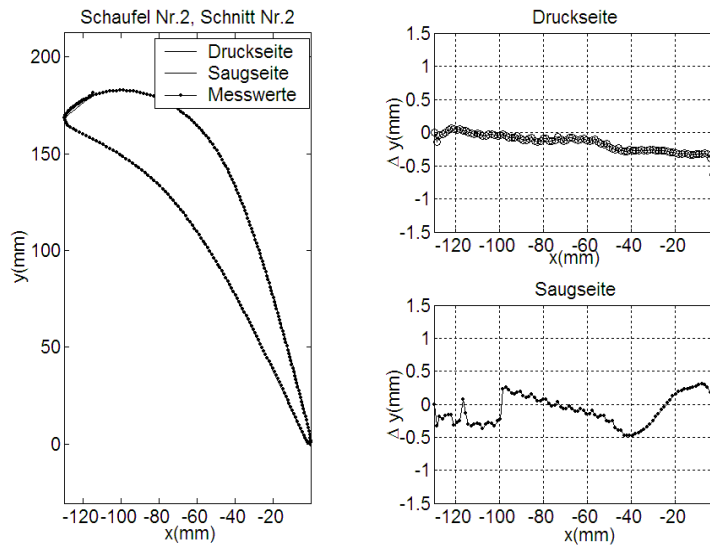


Abbildung D.5: Schaufel Nr. 2, Schnitt 2

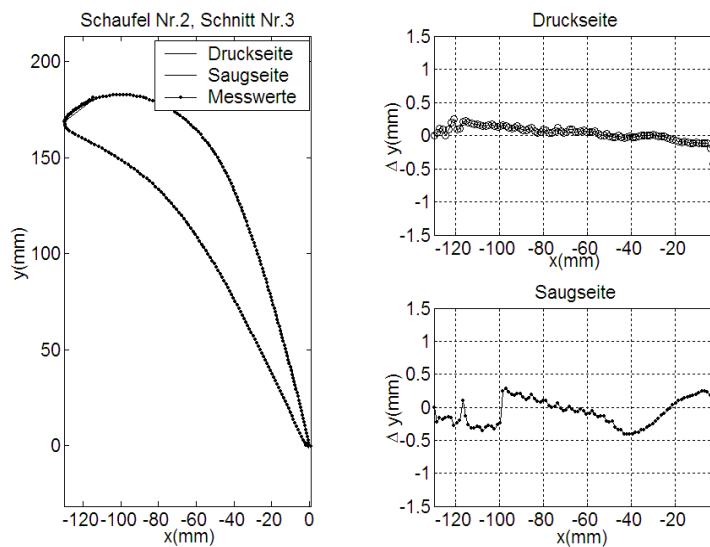


Abbildung D.6: Schaufel Nr. 2, Schnitt 3

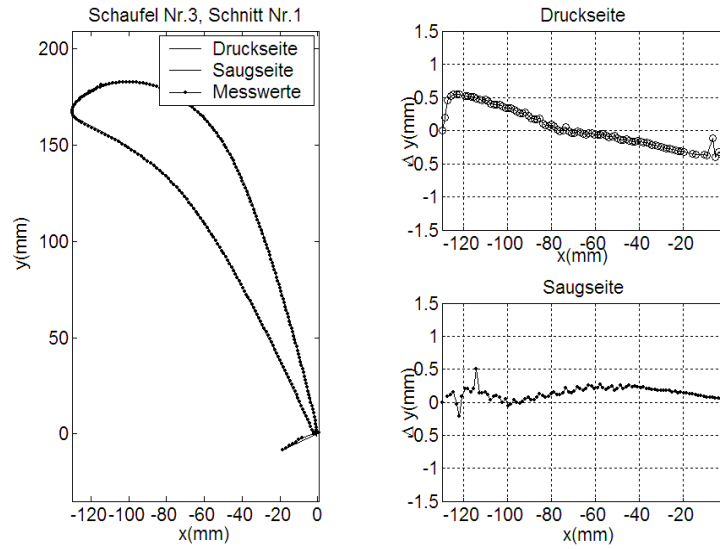


Abbildung D.7: Schaufel Nr. 3, Schnitt 1

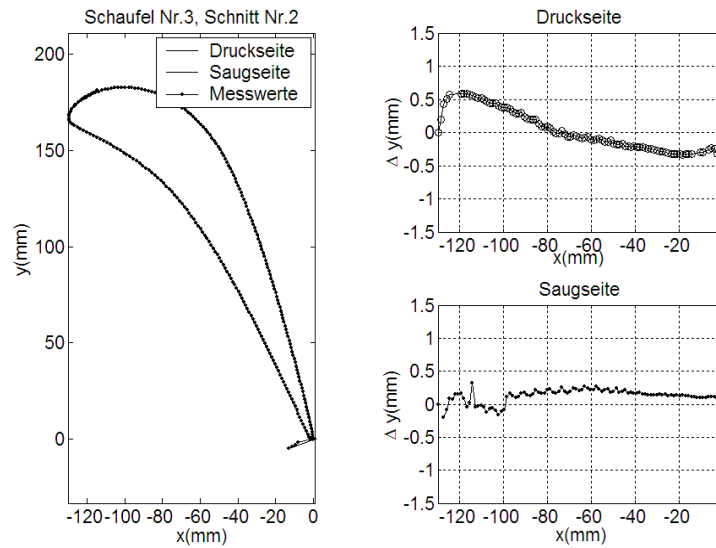


Abbildung D.8: Schaufel Nr. 3, Schnitt 2

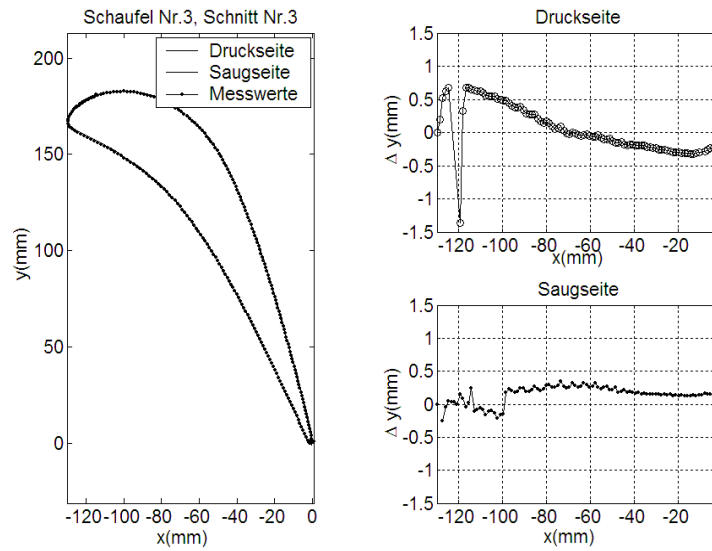


Abbildung D.9: Schaufel Nr. 3, Schnitt 3

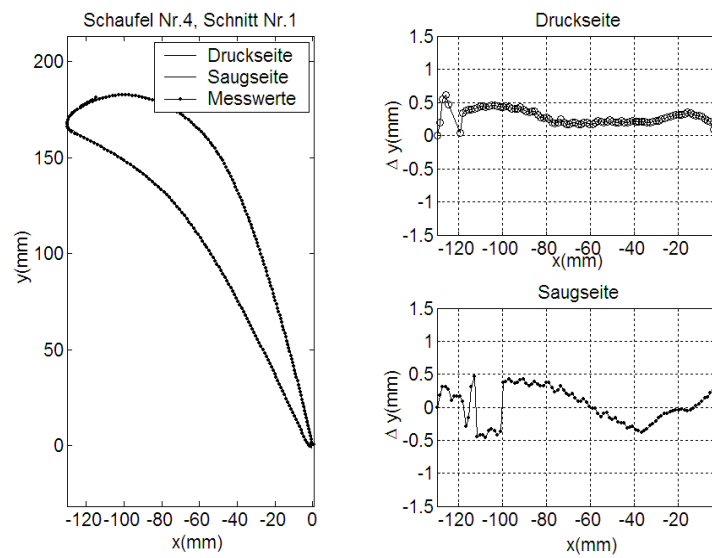


Abbildung D.10: Schaufel Nr. 4, Schnitt 1

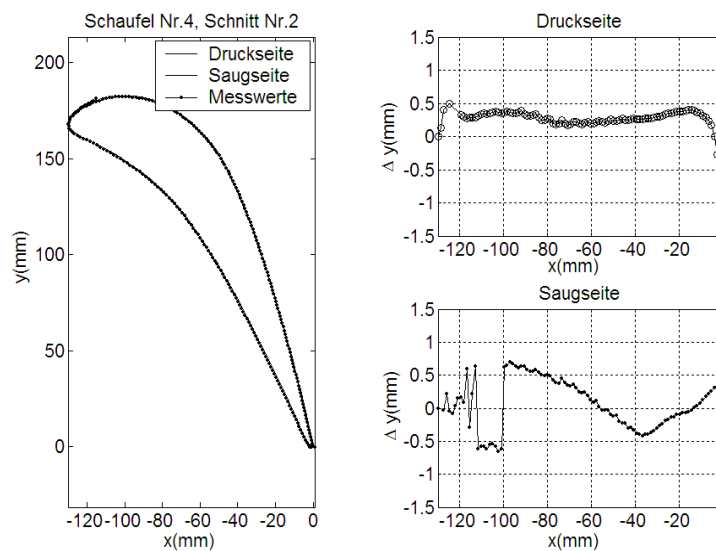


Abbildung D.11: Schaufel Nr. 4, Schnitt 2

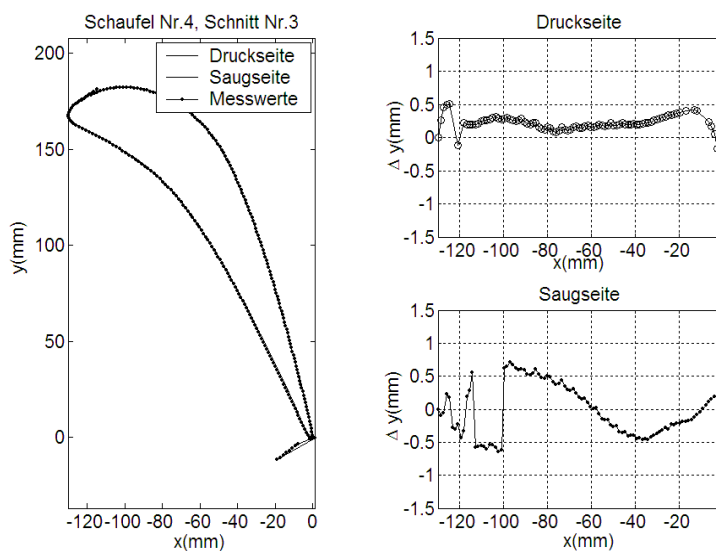


Abbildung D.12: Schaufel Nr. 4, Schnitt 3