

# Strömungsuntersuchungen zur Innenaerodynamik einer Strahltriebwerkversuchsanlage

*Stefan Bindl, Bastian Muth, Reinhard Niehuis*

*Institut für Strahltriebwerke*

*Universität der Bundeswehr München*

*D-85577 Neubiberg, Germany*

E-Mail: [Stefan.Bindl@unibw.de](mailto:Stefan.Bindl@unibw.de)

## EINLEITUNG

Für Forschungs- und Serienabnahmeläufe von Turbostrahltriebwerken existiert eine Vielzahl von Prüfständen auf denen diese Versuche durchgeführt werden. Je nach den gestellten Anforderungen unterscheiden sich diese in Art und Ausführung. Allen gemein ist allerdings die Notwendigkeit einer nahezu störungsfreien Triebwerkszuströmung, welche bei Hallen-Prüfständen maßgeblich von der gesamten Innenaerodynamik der Anlage abhängt.

Am Institut für Strahltriebwerke der Universität der Bundeswehr München werden zu Forschungs- und Lehrzwecken Versuche mit unterschiedlichen Turbostrahltriebwerken in einem Hallenprüfstand durchgeführt. Durch die Angliederung an eine Lehranstalt wurde die Anlage so konzipiert, dass eine große Anzahl von Personen den Versuchen beiwohnen kann. Aufgrund dieses Verwendungszweckes unterscheidet sich dieser Versuchsstand in seinem Aufbau und damit der Strömungsführung von hauptsächlich industriell genutzten Prüfständen.

Eben diese Strömungsbedingungen im Innenraum der Anlage werden zunehmend relevant bei einer Steigerung des Triebwerkmassenstromes. Da in naher Zukunft ein neues Testvehikel in Betrieb genommen werden soll, gilt es hierauf besonderes Augenmerk zu legen. Der neu aufzurüstende, moderne Versuchsträger übertrifft die bestehenden Forschungstriebwerke in Schub und Durchsatz um mehr als das Doppelte und stellt somit wesentlich höhere Anforderungen an die gesamte Versuchsanlage aber insbesondere an die Qualität der Strömungsführung. Da eine Beurteilung jener vorab nur über eine numerische Simulation möglich ist, wurden zahlreiche Messungen durchgeführt, um die Simulation zu kalibrieren und auf die Besonderheiten der Anlage hin anzupassen. Die Kalibrierung der selbigen erfolgte über den gesamten Leistungsbereich eines vorhandenen Triebwerks, was wiederum eine gute Ausgangsbasis für eine Extrapolation des Durchsatzes bietet.

Speziell wurde dabei auch untersucht, inwieweit die Strömung durch Variation des Düse-Mischrohr-Abstandes und dem damit verbundenen Ejektoreffekt beeinflusst werden kann. Parameter wie Strömungsgeschwindigkeit im Primäreinlauf und die Druckverteilung innerhalb der Testzelle stellten die zu bewertenden Messgrößen dar. Diese experimentell gemessenen Werte werden mit den Ergebnissen der Numerik verglichen und auf verschiedene Strömungsphänomene wird näher eingegangen.

## NOMENKLATUR

### Symbole

D	[m]	Durchmesser Mischrohreintritt
F	[kN]	Schub
$\Pi$	[-]	Druckverhältnis
L	[m]	Länge Mischrohr
$\dot{m}_{\text{Primär}}$	[kg/s]	Massenstrom Triebwerk
$\dot{m}_{\text{Sekundär}}$	[kg/s]	Massenstrom Kühlluft
N	[U/min]	Wellendrehzahl
X	[m]	Abstand Düse-Mischrohreintritt
$\mu$	[-]	Zumischverhältnis

### Abkürzungen

CFD	Computational Fluid Dynamics
EGT	Exhaust Gas Temperature
FOD	Foreign Object Damage
INA	Internationale Norm Atmosphäre
ISA	Institut für Strahltriebwerke
PXI	Pci eXtension for Instrumentation
SCXI	Signal Conditioning eXtension for Instrumentation
TET	Turbine Entry Temperature

## THEMENSTELLUNG

Anders als bei Freiprüfständen an denen während des Versuchslaufs Umgebungsdruck herrscht und die Triebwerksumströmung nur eine untergeordnete Rolle spielt, sind diese Parameter bei einem Hallenprüfstand hingegen von Bedeutung. Um bei diesen eine möglichst homogene Zuströmung auf das Triebwerk und eine ausreichende Kühlung zu gewährleisten, gilt es einen ausreichend großen Luftmassenstrom als Sekundärluft neben dem Triebwerk durch die Anlage zu führen. Dieser Massenstromtransport wird über den so genannten Ejektoreffekt, verursacht durch den Abgasstrahl des Aggregats, realisiert. Die Sekundärluft wirkt ähnlich dem Bypassstrom eines Turbofantriebwerks und umgibt den schnellen, heißen Abgasstrahl mit langsamer, kühler Luft. Dies trägt dazu bei Heißgase von den Schallisierungen im Abgastrakt fernzuhalten und die Geräuschemission deutlich zu verringern.

Das Verhältnis von Triebwerks- zu Sekundärmassestrom wird als Zumischverhältnis (engl. entrainment ratio) bezeichnet und ist wie folgt definiert:

$$\mu = \frac{\dot{m}_{\text{Sekundär}}}{\dot{m}_{\text{Primär}}}$$

Das Zumischverhältnis bestimmt maßgeblich den im Versuchsraum herrschenden Druck. Je größer der Sekundärmassestrom ist, desto schneller muss dieser durch die Anlage bewegt werden und verursacht damit einen niedrigeren statischen Druck innerhalb der Testzelle. Des Weiteren beeinflusst der Sekundärstrom verschiedene andere Größen,

wie den auf die Aufhängung übertragenen Schub, und muss somit bei Messungen berücksichtigt werden. Wie eine solche Korrektur erfolgen kann geben Gullia et al. [1] an.

Bei der Integration eines neuen Versuchsträgers in eine bestehende Anlage ist es schwierig die späteren Umströmungsbedingungen beziehungsweise den generierten Unterdruck in der Testzelle vorherzusagen. Laskaridis et al. [2] und Gullia et al. [3] haben versucht eine Methode zu entwickeln, um die Performance der Anlage voraussagen zu können und somit gegebenenfalls frühzeitig Modifikationen vorzunehmen. Sowohl analytische Methoden als auch CFD-Rechnungen kamen hierzu zum Einsatz.

Es gibt verschiedene Methoden die zugemischte Menge an Luft einzustellen. Dabei ist das Zumischverhältnis  $\mu$  speziell eine Funktion der Geometrieparameter, wie Durchmesser des Mischrohrs und der Düse [4,5,6] sowie dem Abstand der Düsenendfläche zum Mischrohreintritt [1,7,8,9,10]. In den meisten Anlagen ist das Mischrohr verschiebbar ausgeführt, so dass eine Justierung auf verschiedene Triebwerke erfolgen kann. Dies bietet die Möglichkeit auch nach Integration des Triebwerks noch geringfügig Einfluss auf die Umströmung zu nehmen.

Intention der vorliegenden Untersuchungen ist es, eine numerische Simulation aufzusetzen und derart zu kalibrieren, dass die Strömungsverhältnisse realitätsnah nachgebildet werden können. Eine spätere numerische Simulation soll einen Eindruck über die Aerodynamik innerhalb der Anlage vermitteln, wie sie beim Betrieb eines leistungsstärkeren Triebwerks auftritt. Gleichzeitig soll versucht werden den Einfluss verschiedener Parameter auf die Strömungsverhältnisse zu klären, um gegebenenfalls geeignete Anpassungen für die Integration des neuen Versuchsträgers vornehmen zu können.

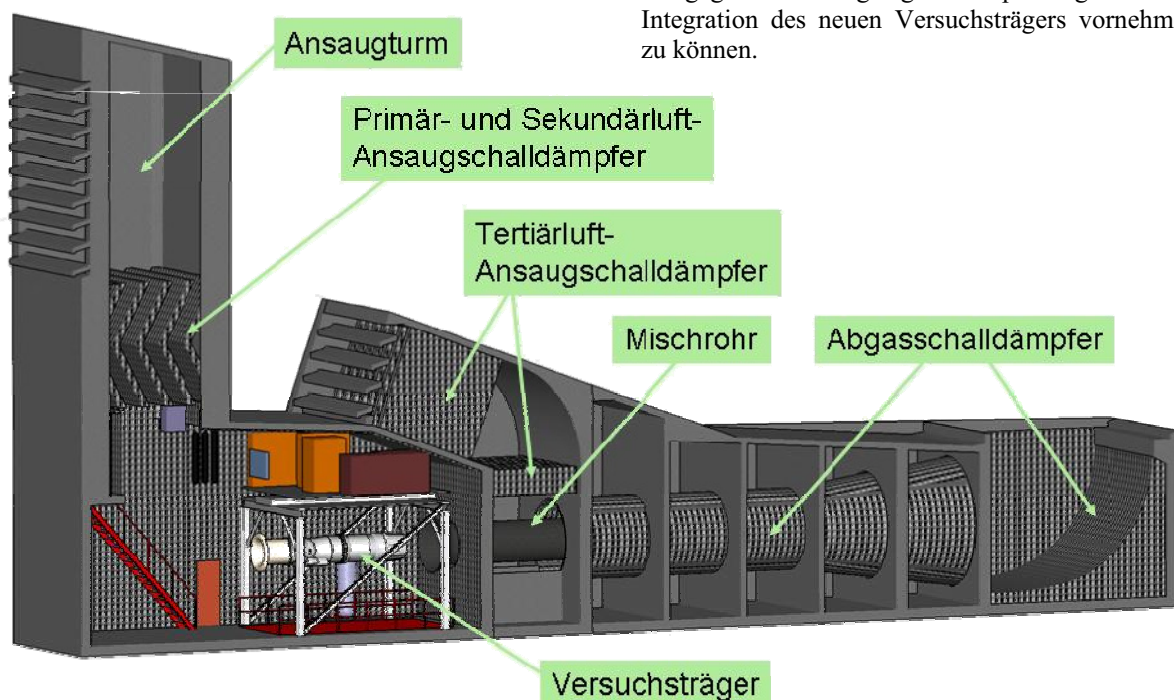


Abb. 1: Querschnitt der Triebwerkversuchsanlage des ISA

## **STRAHLTRIEBWERKSPRÜFSTAND**

Zur Untersuchung von Gesamttriebwerken und Triebwerkskomponenten wurde in den 70er Jahren des vergangenen Jahrhunderts am Institut für Strahlantriebe der Universität der Bundeswehr München eine Triebwerkversuchsanlage eingerichtet. Diese soll zu Zwecken der Lehre und der Forschung die Möglichkeit eröffnen, direkt am System Triebwerk mit all seinen theoretischen und praktischen Aspekten arbeiten zu können. Als Teil der Universität der Bundeswehr war dieser Teststand damals dafür konzipiert worden aktuelle und ehemalige Triebwerke der deutschen Luftwaffe aufzunehmen. Aktuell stehen dem Institut drei verschiedene Triebwerkstypen für Forschung und Lehre zur Verfügung. Eine ausführliche Beschreibung der Triebwerke ist dem Abschnitt Versuchsträger zu entnehmen.

Die Triebwerksversuchsanlage selbst wurde von 1973 bis 1978 errichtet und beherbergt neben der Testzelle für Triebwerke auch eine für Komponentenversuche. Beide Prüfstände können von einem zentralen Hörsaal aus bedient werden und ermöglichen es damit einer großen Zahl von Personen den Versuchen beizuwohnen. Diese Option führte zu einem sehr speziellen Design und einer unkonventionellen Strömungsführung innerhalb der Anlage (siehe Abb. 1). So tritt die für das Triebwerk benötigte Luft durch eine horizontale Öffnung im Ansaugturm ein und wird nach dem Durchströmen der Schalldämmkulissen dem Versuchsträger zugeführt. Durch die Form der Kulissen wird der Luftstrom bereits in Richtung Triebwerk umgelenkt, um die Zuströmung zu verbessern. Neben dem Triebwerksmassenstrom wird auch der Sekundärluftstrom, welcher zur Kühlung verwendet wird durch den Ansaugturm bereitgestellt.

Die Primär- und Sekundärluft, das heißt die Abgase des Aggregats sowie die Kühlluft, werden über das Mischrohr an der Rückwand der Testzelle in die Mischkammer geleitet, wo nochmals Luft (Tertiärluft) zur Kühlung zugeführt wird. Treibende Kraft ist an dieser Stelle, wie am Mischrohrentritt, der Ejektoreffekt. Der gesamte Luftstrom wird dann über den Abgasschalldämpfer abgeführt und an dessen Ende vertikal umgelenkt. Die Lärmemissionen können dank des Diffusors im hinteren Teil und des vertikalen Auslasses sehr gering gehalten werden.

Alle Ein- und Auslassöffnungen des Luftsystems können mittels Rollloren verschlossen werden, um Verschmutzung und das Eintreten von Fremdkörpern jeglicher Art zwischen den Versuchsläufen zu verhindern.

Für die Integration der Versuchsträger in der Testzelle steht ein Schubgerüst zur Verfügung, das auf einem separaten Fundament errichtet ist, um eine Übertragung von Vibrationen auf das Gebäude zu verhindern. Mit Augenmerk auf einen schnellen Wechsel der Triebwerke, können diese in ihren

Triebwerksrahmen mittels einer Hydraulik aus den Transportwägen gehoben und im Schubgerüst verankert werden.

Verbindungen zwischen Versuchsträger und Prüfstand erfolgen durch Schnellverschlüsse, Mehrkanal- und Thermostecker an dem Schubgerüst. Hier werden sowohl Versorgungs- als auch Messleitungen angesteckt.

## **VERSUCHSTRÄGER**

Dem Institut für Strahlantriebe stehen derzeit drei lauffähige Triebwerke für Untersuchungen zur Verfügung. Dies sind im Einzelnen ein Larzac 04 in der Version C5, welches in Kooperation von SNECMA und Turbomeca produziert, den Antrieb für den Alpha Jet der Luftwaffe stellte.

Zusätzlich verfügt das Institut über ein Rolls Royce, MAN RB145 mit Nachbrenner, von dem nur noch wenige Exemplare existieren. Dieses Triebwerk aus den 60er Jahren war nie in einem Serienflugzeug verbaut, sondern wurde ausschließlich in den EWR VJ-101 Senkrechtstarter Prototypen verwendet. Am Institut wird es zu Vorführzwecken verwendet, da es mit zugeschaltetem Nachbrenner ein eindrucksvolles Bild abgibt.

Als momentan durchsatzstärkstes Triebwerk wird das Bristol-Siddeley Orpheus betrieben. Dieses Aggregat wurde in der Luftwaffe bis 1982 in der Fiat G91 eingesetzt.

Für die Experimente zur Innenaerodynamik der Anlage musste ein geeigneter Versuchsträger ausgewählt werden, mit dem die gewünschten Resultate bestmöglich erreicht werden konnten. Jedes der beschriebenen Triebwerke weist hierbei spezifische Alleinstellungsmerkmale auf.

So ist bei dem aktuellen Forschungstriebwerk Larzac 04 eine Vielzahl an Sensoren verbaut, die detailliert Aufschluss über den Betriebszustand des Triebwerks geben. Auch kann die Düsenabströmung bei konstanter Drehzahl in ihrer Geschwindigkeit verändert werden, was durch eine variable Düsengeometrie realisiert ist. Die hierzu installierte Apparatur ist in [11] näher beschrieben und erlaubt die Variation sowohl der Bypass-Düsenfläche als auch der des Kerntriebwerks.

Im Unterschied zum Nebenstromtriebwerk Larzac ist das RB145 als Einwellen-Einstromtriebwerk ausgeführt. Es verfügt ebenfalls über eine verstellbare Düsengeometrie, wenn gleich diese zum Triebwerk gehört und wesentlich rudimentärer ist. Für das Betreiben des Nachbrenners kann die Düse manuell geöffnet werden, es ist jedoch keine stufenlose Verstellung, wie beim Larzac, möglich. Allerdings besteht, wie bereits erwähnt, die Möglichkeit des Nachbrennerbetriebs und damit die Realisierung hoher Temperaturen im Abgasstrahl bzw. hoher Strahlgeschwindigkeiten.

Als drittes Triebwerk kommt das Orpheus in Frage, welches eine feste Düsengeometrie besitzt. Es ist ebenfalls ein Einwellen-Einstromtriebwerk,

das ursprünglich als Antrieb für einen unbemannten Flugkörper entwickelt wurde. Wegen seines günstigen Schub / Gewichtverhältnisses, der robusten Bauweise sowie der unkomplizierten Wartung wurde dieses Triebwerk dann auch als Antrieb in verschiedenen Flugzeugmustern verwendet. Derzeit wird es bevorzugt für den Lehrbetrieb verwendet.

Da die hier beschriebenen Untersuchungen als Grundlage für die Installation eines EJ200 basierten Triebwerks dienen sollen, wurde versucht eine möglichst hohe Übereinstimmung der Versuchsträger zu erzielen. Vom Aufbau und Design der Triebwerkskomponenten würde dies für das Larzac sprechen, welches den Massenstrom des EJ200 aber bei weitem nicht erreichen kann. Die Turbinenaustrittstemperatur (EGT) liegt mit ca. 650°C in der Heißgasdüse nahe der des EJ200. Jedoch findet beim Larzac eine Entspannung beider Luftströme in separaten Düsen statt, da es nicht über einen Nachbrenner verfügt.

Der entscheidende Parameter für die Ausprägung der Strömung durch die Anlage ist der Triebwerksmassenstrom. Das Orpheus erreicht hier etwa 50% des neuen Versuchsträgers (Volllastbetrieb ohne Nachverbrennung), wie es an der Anlage betrieben werden soll. Zusätzlich stellt das mit dem Orpheus erreichbare Massenstromspektrum die größte mögliche Validierungsbasis für die Simulationsmodelle dar. Das RB145 bietet weder in Massenstrom noch in Aufbau/Design Übereinstimmungspunkte, weswegen das Orpheus als Versuchsträger identifiziert wurde.



Abb. 2: Bristol Siddeley Orpheus (Schnittmodell)

Das Bristol Siddeley Orpheus Triebwerk (siehe Abb. 2) besitzt einen 7-stufigen Axialverdichter mit einem nicht verstellbaren Vorleitrad. Im feststehenden Nasenkonus ist die Starterturbine untergebracht, die sowohl mit Starterpatrone als auch durch extern bereitgestellte Luft betrieben werden kann. Vor der einstufigen Axialturbine befinden sich sieben Flammrohre der Rohrringbrennkammer. Der Abgasstrahl wird über eine konvergente Schubdüse mit fixer Geometrie entspannt. Tabelle 1 zeigt charakteristische Leistungsdaten bei INA-Bedingungen.

Schub	$F_s$	22,3kN
Drehzahl	N	10350U/min
Durchsatz	$\dot{m}$	37,5kg/s
Druckverhältnis	$\Pi$	4,26
Turbineneintrittstemperatur	TET	1170K

Tabelle 1: Leistungsdaten Orpheus

## INSTRUMENTIERUNG

Für den Einsatz des Triebwerks in einem Fluggerät besitzt das Orpheus eine Reihe an Sensoren, die den jeweiligen Betriebspunkt anzeigen. Alle diese vom Triebwerk ohnehin bereitgestellten Messgrößen wie Drehzahl und Abgastemperatur werden der Messdatenerfassung zugeführt. Neben der triebwerkseigenen Instrumentierung wurde der Einlauf mit weiteren Sensoren ausgerüstet. Im speziellen kann damit der Triebwerksmassenstrom berechnet werden, welcher signifikanten Einfluss auf den Ejektoreffekt besitzt. Zum Einssatz kommen dazu piezoelektrische Druckaufnehmer der Firma WIKA GmbH&Co. KG und Thermoelemente des Typs J.

Zur vollständigen Berechnung des thermodynamischen Prozesses sind in verschiedenen Triebwerksebenen weitere Sensoren verbaut. Auch hier werden konventionelle piezoelektrische Druckaufnehmer sowie Thermoelemente und PT100 Widerstandssensoren verwendet. Standseitig kommen zusätzlich Werte wie Schub und Treibstoffverbrauch hinzu.

Des Weiteren wurden für die hier präsentierten Versuche einige weitere Druckaufnehmer in den verschiedenen Sektionen der Anlage installiert, wo sie zur Messung des statischen Druckes eingesetzt werden. Die damit gewonnenen Messdaten geben Aufschluss über das jeweilige Druckniveau und ermöglichen so eine Einschätzung der Strömungsbedingungen.

Zum Aufnehmen und Speichern der Messdaten wurde das am Prüfstand verfügbare Messdatenerfassungssystem der Firma National Instruments verwendet. Es besteht aus einem PXI Chassis, das mit vier PXI-6225 und einer PXI-6254 M-Serien Karten sowie weiteren vier SCXI-1102, für Thermoelemente, bestückt ist.

Die Aufzeichnung der Werte erfolgte mit 10Hz, was eine mehr als ausreichende Genauigkeit darstellt, da alle Lastpunkte stationär gefahren wurden und die Fluktuationen daher marginal ausfallen.

Softwareseitig kam das Datenerfassungsprogramm des Instituts zum Einsatz, welches auf LabView® basiert. Sowohl Hard- als auch Software bieten eine hervorragende Kompatibilität, da beides von einem Hersteller bereitgestellt wird.

Zusätzlich zu der fest installierten Messtechnik kamen mobile Sonden zur Messung der Strömungsgeschwindigkeit an verschiedenen Stellen zur Anwendung, wie zum Beispiel eine Flügelradsonde der Firma Höntzsch zum Einsatz, die zuvor im Windkanal kalibriert wurde.

Durch die Kontrollmessung mit einem Pitotrohr konnte eine Verfälschung der Messergebnisse durch eventuelle Querströmungen ausgeschlossen werden, da dieses in der Regel weniger anfällig für solch eine Störung ist. Da aus den Messergebnissen im vorliegenden Fall die Berechnung des Gesamtmassenstroms erfolgen soll, ist es essentiell,

dass die Messung lediglich die zur durchströmten Fläche senkrecht stehende Strömungskomponente berücksichtigt. Beide Sonden zeigten jedoch übereinstimmende Ergebnisse für die Strömungsgeschwindigkeit in den Kanälen der Schalldämmkulissen, was darauf schließen lässt, dass auch die Flügelradsonde eine sehr geringe Toleranz gegenüber Queranströmung aufweist. Auf die Ergebnisse der Messungen soll im nächsten Abschnitt näher eingegangen werden.

### MESSUNG DER EINTRITTSTRÖMUNG

Wie bereits diskutiert, ist die Zuströmung auf das Triebwerk einer der Hauptfaktoren, welcher dessen Performance beeinflusst. Da die Anlage des Instituts einen Ansaugturm besitzt und die Zuluft somit vertikal in die Testzelle eintritt, wurden die ohnehin nötigen Schalldämmkulissen genutzt, um den Luftstrom auszurichten. Dies geschieht derart, dass die Formgebung der Kulissen die Strömung in Richtung des Triebwerkeinlaufes dirigiert und somit zu einer verbesserten Anströmung beiträgt. Numerische Untersuchungen [12] zeigten, dass ohne diese Maßnahme ein sicherer Betrieb der Aggregate nicht gewährleistet wäre, da es zu unvorteilhaften Zuströmungen kommen würde. Der Austritt aus den Kulissen, der zugleich den Eintritt der Luft in die Testzelle darstellt, ist jedoch gleichzeitig das Nadelöhr für die Gesamtströmung, weshalb an dieser Stelle die Messungen zur Strömungsgeschwindigkeit und somit des Massenstroms die aussagekräftigsten Ergebnisse versprach.

Die Messungen erfolgten mit den bereits beschriebenen Messinstrumenten, Flügelradsonde und Pitotrohr. Dabei wurde im Rahmen der Störanfälligkeit durch Querströmung nur die zu den Kulissen parallel verlaufende Strömungskomponente berücksichtigt, welche mit der durchströmten Fläche multipliziert den eintretenden Volumenstrom ergibt.

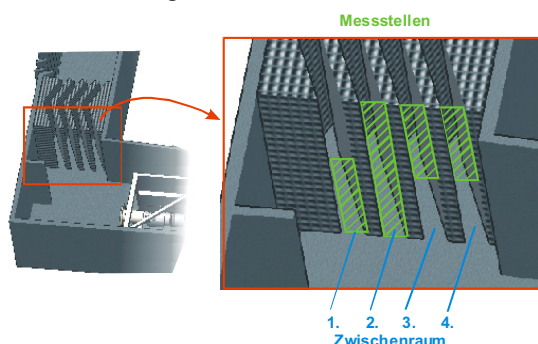


Abb. 3: Bereiche in denen Messungen erfolgten

Aus Gründen der Erreichbarkeit konnte nicht immer über die gesamte Breite der Anlage gemessen werden. Abbildung 3 zeigt die Gebiete in denen Messungen bei Volllast des Triebwerks möglich waren. Von jedem der 4 vorhandenen Strömungskanäle konnte jeweils zumindest ein Teilbereich vermessen und somit ein Eindruck über

die Strömungsbedingungen gewonnen werden. Dazu wurden die gemessenen Werte in einem Konturplot über die geometrischen Randbedingungen aufgetragen, wobei sich der in Abbildung 4 dargestellte Verlauf ergibt.

Es ist gut zu erkennen, dass im Durchschnitt ein Geschwindigkeitsniveau zwischen 18 und 20m/s erreicht wird, was einem Gesamtmassenstrom zwischen 190kg/s und 210kg/s entspricht. Bei einem Triebwerksmassenstrom von rund 35kg/s, der während dieses Versuchs erreicht wurde, resultiert ein mittleres Zumischverhältnis von  $\mu=4,7$ .

In der Abbildung fallen die signifikanten Geschwindigkeitseinbrüche in den Randgebieten des 2ten Strömungsquerschnittes auf. Gleiches ist auch im Querschnitt 1 andeutungsweise zu erkennen. Auffällig ist dabei, dass die Geschwindigkeit in Richtung Wand nochmals stark ansteigt, bevor sie an der Wand auf Null zurückgeht. In den durchströmten Flächen 3 und 4 konnte ein ähnliches Verhalten nicht identifiziert werden, da hier die Strömung durch ein direkt unterhalb der Kulissen angebrachtes Gehäuse stark beeinträchtigt wird.

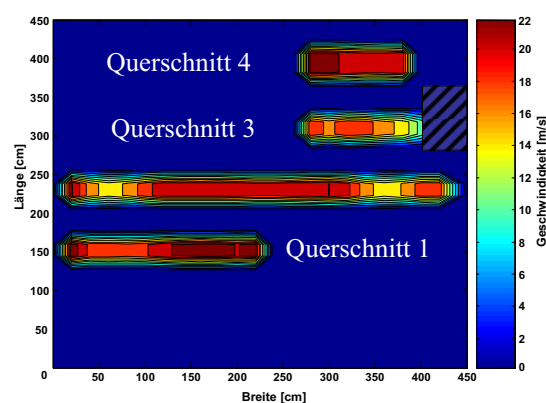


Abb. 4: Konturplot der Eintrittsgeschwindigkeiten

In den mittleren Teilen der Freiräume scheint sich ein relativ homogenes Strömungsfeld auszuprägen mit einem gemittelten Geschwindigkeitsniveau von mehr als 20m/s.

Eine Ursache für eine derartige Verteilung könnte die Überlagerung der Hauptströmung mit einem linksdrehenden Wirbel sein, welcher bei Versuchen mit Strömungssichtbarmachung nachgewiesen werden konnte. Dies lässt sich auch anhand der Geschwindigkeitsdifferenz zwischen linkem und rechtem Bereich erklären. Aufgrund der nahezu senkrecht zur Hauptströmung stehenden Geschwindigkeitsvektoren des Wirbels kann die Luft auf der linken Seite, bedingt durch die Formgebung der Kulissen (Abb. 1) ungehindert in den Strömungskanal eintreten und erleidet dadurch weniger Verluste als es auf der rechten Seite mit größerer Umlenkung der Fall ist. In den Querschnitten 1 und 4 treten ebenfalls hohe Strömungsgeschwindigkeiten auf. Bei Zwischen-

raum 4 lässt sich dies wiederum mit der durch den Wirbel zugeführten Luft nahe der Wand erklären, wohingegen bei Zwischenraum 1 dessen Nähe zur Einlassöffnung des Ansaugturmes ausschlaggebend sein dürfte.

Überlagert man das resultierende Geschwindigkeitsprofil des Wirbels mit dem einer Zuströmung auf den Einlauf des Triebwerks, mit Geschwindigkeitsspitzen im zentralen Bereich, erhält man die gemessene Verteilung. Abbildung 5 illustriert diesen Sachverhalt.

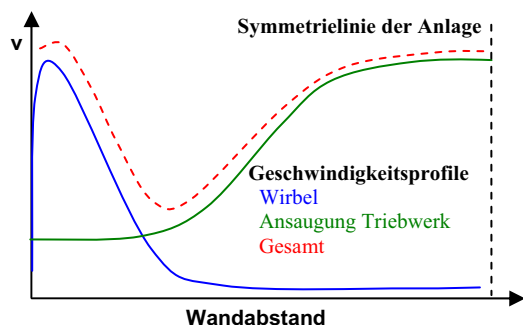


Abb. 5: Geschwindigkeitsprofile

Um die Qualität der in [13] beschriebenen Simulation zu überprüfen, wurden die generierten Werte mit denen aus den Messungen verglichen. In Abb. 6 sind die Ergebnisse dieses Vergleichs dargestellt.

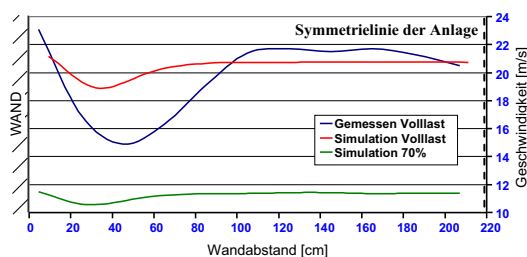


Abb. 6: Geschwindigkeitsverteilung zwischen den Primärschalldämmkulissen (Simulation, Messung)

Das beschriebene Absinken des Geschwindigkeitsniveaus ist ebenfalls in der Simulation zu erkennen, wenn auch in wesentlich geringerem Maße. Eine mögliche Ursache für diese Divergenz liegt darin begründet, dass in der Simulation zur Minimierung des Rechenaufwandes lediglich die Hälfte der Anlage nachgebildet ist. Diese Unterteilung der Versuchsanlage in der Symmetrieebene verringert die Möglichkeit der Nachbildung dreidimensionaler Strömungsphänomene, die sich über die gesamte Anlagenbreite erstrecken. Das Geschwindigkeitsniveau im restlichen Bereich wird gut nachgebildet und zeigt die gute Übereinstimmung der Anlagenmassenströme von Realität und Simulation. Wird das Triebwerk im Teillastbereich gefahren, das heißt der Abgasmassenstrom in Größe und Geschwindigkeit reduziert, beeinflusst dies auch das Zumischverhältnis von Kühlluft. Eine direkte

Verknüpfung zur Zuströmgeschwindigkeit ist die Folge. Wie Abbildung 6 ebenfalls veranschaulicht senkt sich das Geschwindigkeitsniveau um ca. 50% ab. Die Differenz des Triebwerksmassenstroms beträgt zwischen beiden Lastpunkten ca. 35%. Der Zusammenhang beider Größen wird im nächsten Teilabschnitt anhand des Druckniveaus in der Testzelle, welches zur Strömungsgeschwindigkeit direkt proportional ist, beschrieben. Die vorher erläuterten Phänomene treten, wenn auch in abgeschwächter Form, dennoch auf.

Alle beschriebenen Punkte lassen darauf schließen, dass die Geschwindigkeitsverteilung aufgrund der Anlagensymmetrie als nahezu achsensymmetrisch angenommen werden kann, was stichprobenartige Überprüfungen bestätigten, und dass die Simulationsergebnisse die Strömungseffekte im Einlass gut widerspiegeln.

## UNTERDRÜCKE IN DER TESTZELLE

Neben den Geschwindigkeitsprofilen im Einlass wurden auch die statischen Drücke an verschiedenen Stellen der Anlage gemessen. Diese dienten zunächst zur Überprüfung der Grenzlaster bezüglich des maximal tolerierbaren Unterdrucks und wurden später zur Kalibrierung der Simulation verwendet.

Durch die geplante Umstellung auf einen neuen Versuchsträger, welcher die bisherigen Triebwerke in Schub und Durchsatz bei Weitem übertrifft, war es nötig den maximal entstehenden Unterdruck in Testzelle und Mischkammer abzuschätzen. Durch den Erbauer der Anlage wurden hierzu limitierende Grenzwerte vorgegeben, die mit den bestehenden Versuchsträgern bereits erreicht werden. Es stellte sich folglich die Frage um welchen Wert ein neues Aggregat die Limits überschreiten würde, und ob eine erneute Begutachtung durchzuführen ist.

Um einen Eindruck zu gewinnen inwieweit der Unterdruck in der Testzelle mit dem Triebwerksmassenstrom korreliert werden kann, wurde das in Abbildung 7 gezeigte Diagramm erstellt. Die Daten stammen aus Versuchen in denen das Bristol Siddeley Orpheus bei verschiedenen Lastpunkten gefahren wurde.

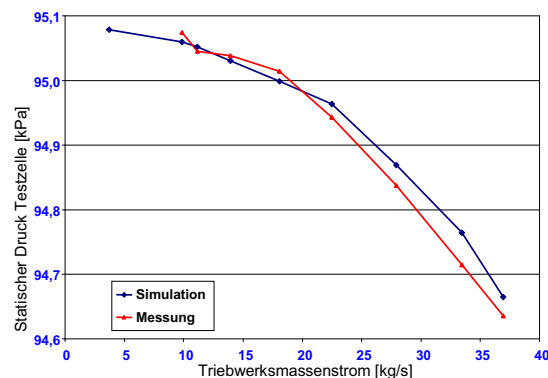


Abb. 7: Druckniveau i. d. Testzelle f. verschiedene Triebwerksmassenströme (Simulation, Messung)

Gut zu erkennen ist der Zusammenhang von Triebwerksmassenstrom und der Gesamtströmung durch die Anlage. Der statische Druck in der Testzelle gibt Aufschluss darüber wie hoch die Strömungsgeschwindigkeit ist und damit ist er ebenfalls ein Maß für das Zumischverhältnis.

Der Verlauf des Druckes in der nachgeschalteten Mischkammer ist dem der Testzelle äquivalent, lediglich die Druckdifferenzen fallen höher aus. Als neue Grenzwerte für die Anlage gelten derzeit ein maximaler Unterdruck von 40mbar im Prüfraum und 80mbar in der Mischkammer. Diese Grenzwerte gilt es mit einem zukünftigen Versuchsträger einzuhalten und gegebenenfalls müssen Maßnahmen ergriffen werden, um das Zumischverhältnis in geeigneter Form einzustellen.

### DÜSE – MISCHROHR - ABSTAND

Ein weiterer Parameter zur Beeinflussung des Zumischverhältnisses ist, wie in [3] beschrieben, der axiale Abstand zwischen der Düsenendfläche des Triebwerks und der Eintrittsebene des Mischrohrs. Hierbei ist allerdings zu beachten, dass eine Variation des Düse–Mischrohr–Abstandes nur in einem begrenzten Bereich stattfinden kann. Wird dieser zu groß gewählt besteht die Möglichkeit einer Wiederansaugung von Abgasen durch das Triebwerk. Je weiter der Versuchsträger vom Mischrohr entfernt ist, desto weiter fächert der Abgasstrahl auf und kann gegebenenfalls nicht mehr vollständig vom Mischrohr aufgenommen werden. Hier besteht zudem die Möglichkeit, dass ein großer Bereich durch Abgas blockiert ist und nicht ausreichend Kühlluft zugemischt werden kann. Allerdings tritt dieser Effekt erst in einem Bereich auf, der in den meisten Hallenprüfständen aus Platzgründen nicht realisierbar wäre.

Ebenso kann bei zu geringem Abstand die Zuströmfläche verkleinert werden, da das Triebwerk Teile der Zuströmfläche durch seine Außenkontur versperrt. Auch in diesem Fall kann es zu einer unzureichenden Kühlung kommen. Versuche haben gezeigt, dass wenn das Triebwerk in das Mischrohr ragt der Ejektoreffekt reduziert werden kann [3]. Besonders problematisch ist dies bei Betrieb eines Nachbrennertriebwerks. Hier würde die Nachbrennerflamme direkt in das Mischrohr ragen und zu extremen thermischen Belastungen führen, die durch die verringerte Kühlluftzumischung umso verheerendere Auswirkungen haben würden.

Messungen mit verschiedenen Düse–Mischrohr–Abständen haben gezeigt, dass sich die Ausbildung der Makroströmungen in der Testzelle nicht signifikant verändert. Ebenso verhalten sich die Strömungsgeschwindigkeiten am Eintritt in die Testzelle und damit die Massenströme. Jeweils die Hälfte der gemessenen Geschwindigkeitsprofile in den Zwischenräumen 1 und 2 der Primärschalldämmkulissen sind in Abbildung 8 aufgetragen.

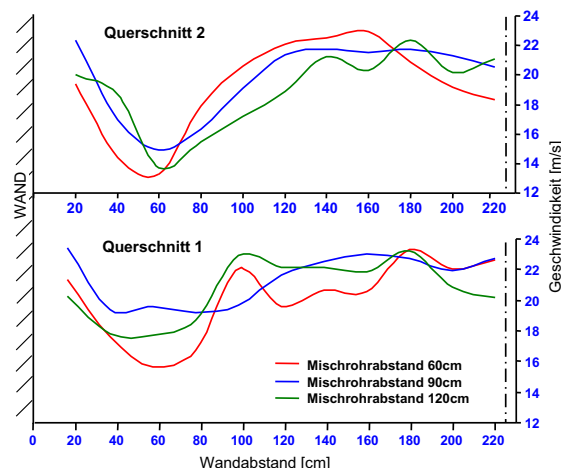


Abb. 8: Geschwindigkeitsverteilung zwischen den Primärschalldämmkulissen (Mischrohrabstände)

Betrachtet man den gemittelten in die Anlage zugeführten Massenstrom, so ist festzustellen, dass das Zumischverhältnis für den hier beschriebenen Fall für einen Düse–Mischrohr–Abstand von

$$\frac{X}{d} = 191,5\% \text{ für } X=90\text{cm}$$

ein Maximum erreicht. Sowohl größere als auch kleinere Abstände führen bei Volllast zu einem leicht reduzierten Sekundärluftstrom. Sowohl in numerischen Untersuchungen als auch experimentellen Studien [1] konnte nachgewiesen werden, dass sich ab einem Abstand von ca. 3d (hier 1,41m) das Zumischverhältnis stabilisiert. Dies gilt bis vorangehend beschriebene Effekte der Auffächerung des Abgasstrahles und eventuelle Rückströmung auftreten. Soll ein neues Triebwerk auf einer bestehenden Anlage installiert werden, kann als Anhaltswert ein Düse–Mischrohr–Abstand von 150% gesetzt werden, was sich in den Untersuchungen bestätigte.

Ein weiterer Effekt den es zu berücksichtigen gilt ist, dass aufgrund des durch den Abgasstrahl generierten Ejektoreffekts die Düse gegen einen geringeren statischen Druck entspannt, als er vor dem Triebwerk herrscht. Je nach Abstand der Düse zum Mischrohr variiert auch der dort anliegende Druck. Relevant wird dies wenn die Triebwerksperformance mit Daten aus Flugversuch oder Freiprüfständen verglichen werden soll. Selbst bei verschiedenen Hallenprüfständen können durch eine differierende Geometrie messbare Abweichungen auftreten.

### STRÖMUNGSSICHTBARMACHUNG DURCH RAUCHERZEUGER

Um die Strömungsbedingungen innerhalb der Testzelle sichtbar zu machen, bot sich zunächst die Einbringung von sichtbaren Tracern an. Ähnlich dem Vorgehen in Windkanälen in denen eine Nebelsonde Verwendung findet, sollte auch im

Triebwerksprüfstand gezielt Rauch in die Strömung eingebracht werden. Bei der Nutzung handelsüblicher Nebelmaschinen, in denen Nebelfluid verdampft wird, zeigten sich sehr schnell die Grenzen dieser Methode. Aufgrund der hohen Massenstromdifferenz zwischen Anlagendurchsatz und Nebel wurde dieser sofort stark verdünnt und war bereits nach wenigen Zentimetern nicht mehr erkennbar. Somit war es naheliegend die Nebelmenge zu vergrößern, was durch die Verwendung von pyrotechnischen Nebelerzeugern realisiert wurde. Diese bestehen aus Kaliumchlorat und Ammoniumchlorid und setzen während der 4-6 minütigen Brenndauer kontinuierlich große Mengen an Rauch frei. In einem ersten Versuch wurden 4 weiße und ein roter Raucherzeuger im Ansaugturm oberhalb der Primärschalldämmkulissen gezündet während das Triebwerk im Leerlauf gefahren wurde. Nachdem das Volumen im Turm ausreichend vernebelt war wurde das Triebwerk in kürzester Zeit auf Volllast beschleunigt und die rauchdurchsetzte Luft in die Testzelle gesaugt. Mit dieser Methode konnten zwar keine Stromlinien oder ein genauer Strömungsverlauf identifiziert werden, jedoch wurden Gebiete ausgemacht, in denen nur ein geringfügiger Luftaustausch stattfindet.

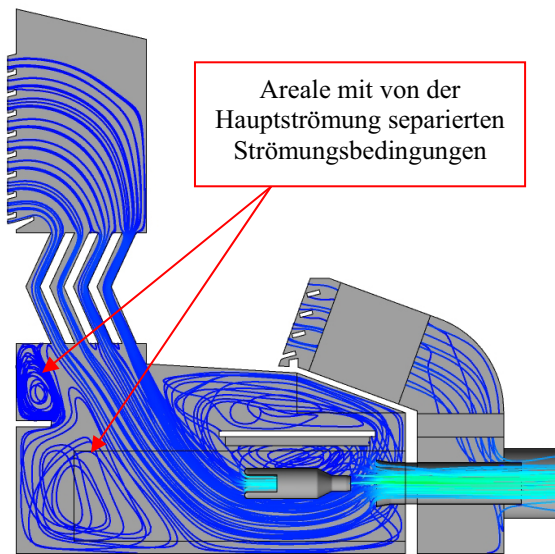


Abb. 9: Wirbelgebiete in der Testzelle

So sind in Abbildung 9 zwei dieser Areale gekennzeichnet und es liegt nahe, dass hier von der Hauptströmung separierte Strömungsbedingungen herrschen. Die eingezeichneten Stromlinien dienen der Veranschaulichung und repräsentieren nur einen Teil der Gesamtströmung. Eine nähere Analyse der simulierten Daten erfolgt im letzten Abschnitt und vertieft in [13]. Außerdem konnte oberhalb der Primärschalldämmkulissen ein Wirbel festgestellt werden, der den Durchmesser des Ansaugturmes besitzt. Die hier bewegten Luftmengen rotierten gegen den Uhrzeigersinn, was

die Geschwindigkeitsverteilung aus Abbildung 5 bereits vermuten ließ.

Auf weitere Versuche dieser Art wurde, aufgrund des spärlichen Erkenntnisgewinns, verzichtet und stattdessen die Raucherzeuger direkt in den Prüfraum verbracht. Zwei davon wurden auf dem Boden vor und unterhalb des Triebwerkeinlaufs platziert, wie in Abbildung 10 zu erkennen ist. Das Bild zeigt eine Überlagerung kurz nacheinander gemachter Aufnahmen.

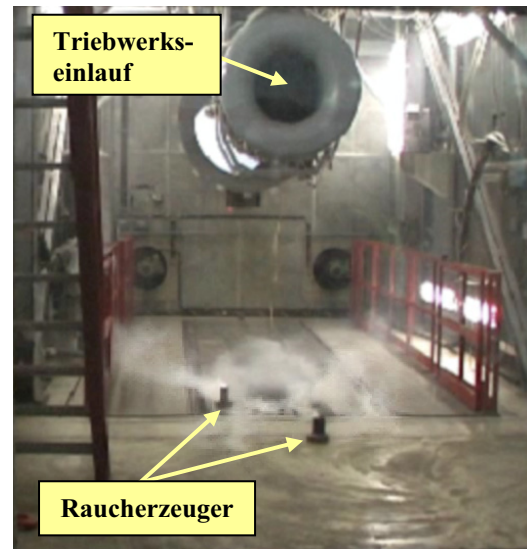


Abb. 10: Raucherzeuger in der Testzelle

Es ist deutlich zu erkennen, dass eine Abströmung der Nebelfahne bei beiden in einem großen stromab gerichteten Sektor erfolgt. Kurzfristig war sogar eine Strömung quer zur Triebwerkachse festzustellen. Eine derartige Ausprägung lässt sich nur damit erklären, dass die Strömung in Bodennähe kurz vor dem Triebwerk geteilt wird. Durch die Anordnung der Raucherzeuger nahe der Symmetrieachse der Anlage kann der Rauch wechselnd sowohl nach links als auch nach rechts getragen werden. Der Rauch bleibt niedergedrückt, was auf bodenparallele Strömung schließen lässt.

Die hier dargestellten Ergebnisse sind Teil der bei Leerlauf generierten Bilder. Jedoch wurden auch bei diesem Versuch die Lastpunkte Idle und Volllast angefahren und stabilisiert. Allerdings konnten bis auf die höhere Strömungsgeschwindigkeit keine Unterschiede festgestellt werden. Die wechselnde Strömungsrichtung trat ebenso in Erscheinung lediglich die Intervalle zwischen den Richtungswechseln verkürzten sich, was direkt mit der erhöhten Strömungsgeschwindigkeit in Verbindung steht. Diese Beobachtung lässt darauf schließen, dass sich die Gesamtströmung durch die Anlage bei verschiedenen Triebwerkmassenströmen in ähnlicher Weise ausprägt. Diese Ergebnisse werden relevant, wenn die Strömungsbedingungen gezielt beeinflusst werden sollen. Hier ist es wichtig dies für alle Lastpunkte in gleicher Weise zu realisieren.

## STRÖMUNGSSICHTBARMACHUNG DURCH RICHTUNGSINDIKATOREN

Da die Untersuchungen der Strömungssichtbarmachung mittels Nebel nicht die erhofften Ergebnisse lieferten, wurde eine weitere Methode angewandt. Diese beruht auf einer in der Aerodynamik oftmals gebrauchten Untersuchungsmethode für Strömungen an Oberflächen. Dazu werden Wollfäden auf die betreffende Kontur aufgebracht, welche die Richtung der lokalen Strömung anzeigen. In ähnlicher Form wurde dieses Verfahren auch an der Triebwerkversuchsanlage genutzt, um die Strömungsbedingungen innerhalb der Testzelle aufzuzeigen. Als Indikatoren wurden ca. 70cm lange Traversierbänder aus reißfestem Kunststoff verwendet, die leicht genug sind, um in der Strömung mitgetragen zu werden jedoch stabil genug, um nicht in das Triebwerk gesogen zu werden. Die weiß-rote Färbung hebt die Bänder gut gegen den Hintergrund ab, was eine optische Erfassung auch bei starkem Flattern erleichtert. Die Einbringung dieser Strömungsindikatoren bedingte die Installation eines Stoneguards oder Schutzkäfigs am Einlauf des Triebwerks, um einen FOD und die damit verbundenen Folgen zu verhindern. Aufgrund der speziellen Geometrie der Anlage mit Ansaugung über den Turm ist diese Maßnahme in der Regel nicht notwendig, da keine Fremdkörper in die Testzelle eintreten können.

Während des gesamten Versuchlaufes wurde der Prüfraum mittels Kameras überwacht und die Position der Strömungsindikatoren festgehalten. Eine Momentaufnahme während des Volllastbetriebs ist in Abbildung 11 zu sehen. Die Ergebnisse dieser Studie bestätigten vorhergehende Untersuchungen und zeigten eine deutliche Übereinstimmung mit den Stromlinien aus der Simulation, wie sie in Abbildung 9 zu sehen sind. Insbesondere Triebwerkzu- und umströmung wurden realitätsnah nachgebildet. Ebenso konnte die Rezirkulation von Luft über das Schubgestell im Versuch nachgewiesen werden.

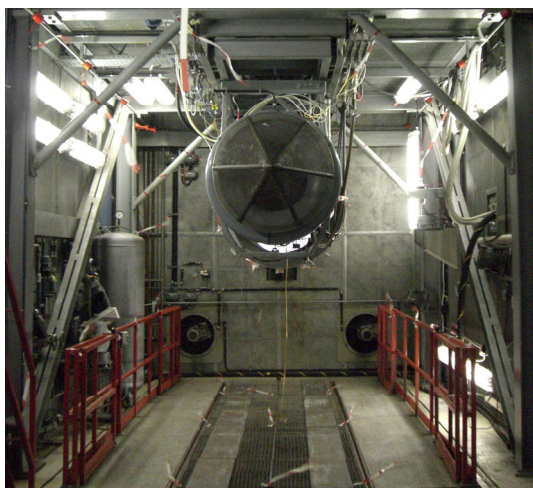


Abb. 11: Strömungsindikatoren in der Testzelle

## VERGLEICH MIT NUMERISCHEN ERGEBNISSEN

Zum Vergleich der numerischen Ergebnisse mit der Realität mussten zunächst Vergleichsparameter identifiziert werden. Aufgrund der einfachen und relativ genauen Messbarkeit wurde hierfür der statische Druck in der Anlage genutzt. Wie bereits in Abbildung 7 an einem Messpunkt und verschiedenen Betriebsbedingungen dargestellt, ist auch bei den anderen Messpositionen innerhalb der Prüfstandssektionen eine gute Übereinstimmung des Druckes zwischen Simulation und Messergebnissen erzielt worden. Abbildung 12 zeigt die Druckverteilung in der Symmetrieebene der Anlage für den Betrieb des Orpheus Triebwerks bei Volllast. Es ist gut zu erkennen, dass bei diesem Lastfall der an der Düse anliegende statische Druck geringer ist als im Großteil der übrigen Testzelle, was den gemessenen Schub, wie in [1] beschrieben, beeinflusst. Grund hierfür ist die bereits wesentlich erhöhte Strömungsgeschwindigkeit in diesem Bereich, die im vorderen Teil des Mischrohres ihr Maximum erreicht. Am Ende des Mischrohres wurden am Umfang äquidistant verteilte Messpunkte installiert, welche den statischen Druck an dieser Stelle aufnahmen. Der Vergleich mit dem in der Simulation errechneten Druckniveau zeigte ebenfalls gute Übereinstimmungen. Nach verlassen des Mischrohres und der Zumischung von Tertiärluft zur erneuten Kühlung ist die Geschwindigkeit reduzierende Wirkung des Diffusors zu erkennen, in dem der Druck ansteigt und wieder Umgebungsniveau erreicht, bevor die Strömung die Anlage verlässt.

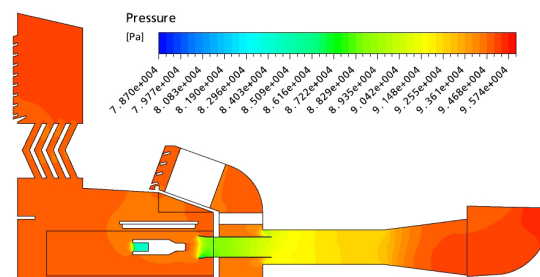


Abb. 12: Verteilung des statischen Druckes

Aufgrund der guten Vergleichbarkeit von Simulation und Realität, ist davon auszugehen, dass das erstellte Simulationsmodell zur weiteren detaillierten Analyse der Strömungsbedingungen herangezogen werden kann. Somit steht ein leistungsfähiges Werkzeug zur Verfügung, mit dessen Hilfe zum einen die Strömungsbedingungen innerhalb der Triebwerkversuchsanlage detailliert untersucht werden können und zum anderen auch die Möglichkeit geschaffen wurde, die Anlageneignung für zukünftige Versuchsträger vorab zu bestimmen. Ebenso bietet die Simulation des gesamten Lastpunktspektrums die Möglichkeit auftretende Lasten, frühzeitig zu quantifizieren und mit den Grenzlsten abzugleichen.

## ZUSAMMENFASSUNG UND AUSBLICK

Der Betrieb von Strahltriebwerken in Hallenprüfständen stellt besondere Anforderungen an die Anlage. Besonders die Strömungsbedingungen sind entscheidend, da diese Einfluss sowohl auf die Betriebsgrenzen der Anlage als auch auf die Triebwerksperformance haben. Um einen neuen Versuchsträger in eine bestehende Anlage zu integrieren, gilt es schon vorab die möglichen Defizite aufzuzeigen und zu beheben. Es war abzusehen, dass bisher bestehende Limitierungen durch den neuen Versuchsträger überschritten werden würden und somit wurde eine umfangreiche Analyse der derzeitigen Strömungsverhältnisse notwendig. Um ein detailliertes Bild der Makroströmung in der Testzelle und den anderen Sektionen der Anlage zu bekommen wurden zunächst ein geeignetes Triebwerk identifiziert und verschiedene Testreihen durchgeführt.

Besonderes Augenmerk wurde dabei auf das für die Konfiguration charakteristische Zumischverhältnis von Sekundärluft gelegt. Von der durch den Ejektoreffekt transportierten Luftmenge hängen auch die Homogenität der Triebwerkszuströmung sowie der resultierende Unterdruck im Prüfraum ab. Faktoren wie der Düse-Mischrohr-Abstand wurden auf ihren Einfluss auf das Zumischverhältnis hin überprüft und auf den neuen Versuchsträger übertragen.

Die Bestimmung der in die Testzelle eintretenden Luftmenge erfolgte über eine Traversierung der Geschwindigkeiten am Austritt der Primärschalldämmkulissen. Zusätzlich wurden sowohl durch Rauchversuche als auch durch Versuche mit Strömungsindikatoren die Strömungsbedingungen innerhalb der Testzelle visualisiert und mit numerisch generierten Ergebnissen verglichen. Es zeigte sich eine gute Übereinstimmung, was den Grundstein für eine Simulation des neuen Triebwerks in der bestehenden Anlage legt.

## REFERENZEN

- [1] Gullia, A., Laskaridis, P., Ramsden, K.W., Pilidis, P., 2005, "A Preliminary Investigation of Thrust Measurement Correction in an Enclosed Engine Test Cell Facility", AIAA 43<sup>rd</sup> Aerospace Science Meeting and Exhibit
- [2] Laskaridis, P., Gullia, A., Ramsden, K.W., 2006, "A Novel Method for Characterising Indoor Gas Turbine Test Facilities – Prediction and Control of Engine-Cell Performance", AIAA 2006-3153, 25<sup>th</sup> Aerodynamic Measurement Technology and Ground Testing Conference, 5-8 June 2006, San Francisco, CA, USA
- [3] Gullia, A., Laskaridis, P., Ramsden, K.W., 2006, "Ejector Pump Theory Applied to Gas Turbine Engine Performance inside Indoor-Sea-Level Test Cell – Analytical and CFD Study", AIAA 2006-3152, 25<sup>th</sup> Aerodynamic Measurement Technology and Ground Testing Conference, San Francisco, CA, USA
- [4] Choi, Y.H., Soh, W.Y., 1990, "Computational Analysis of the Flow Field of a Two Dimensional Ejector Nozzle", AIAA 90-1901, 26<sup>th</sup> Joint Propulsion Conference
- [5] Hastings, R.R., 1983, "Simulation of a Jet Engine Test Cell", National Research Council Canada, LTR-ENG-110
- [6] Vyas, B.D., Kar, S., 1975, "Study of the Entrainment and Mixing Process for an Air to Air jet Ejector", 2<sup>nd</sup> Symposium on Jet pumps and Ejectors and Gas Lift Techniques, From C2-15 to C2-25
- [7] Ashwood, P.F., 1984, "Operation and Performance Measurement on Engine in Sea Level Test Facilities", AGARD Lecture Series No. 132
- [8] Karamanlis, A.I., Holmer, W., Bellomy, D.C., 1985, "A Universal Turbohaft Engine Test Cell Design Consideration and Model Test Result", AIAA 23<sup>rd</sup> Aerospace Science Meeting
- [9] Karamanlis, A.I., Sokhey, J.S., Dunn, T.C., Bellmoy, D.C., 1986, "Theoretical and Experimental Investigation of Test Cell Aerodynamics for Turbofan Application", AIAA 86-1732
- [10] Sapp, C.N., Netzer, D.W., 1978, "Experimental Investigation of Turbojet Test Cell Augmenters", Naval Post Graduate School 67-78-009, Monterey, CA
- [11] Bindl, S., Niehuis, R., Zähringer, C., Grauer, F., 2007, "Retrofit of a Digital Engine Control Unit and Integration of an Active Stability Control System", ISABE-2007-1251, Proceedings of the XVIII. International Symposium on Air Breathing Engines (ISABE), September 2-7, Beijing, China
- [12] Cardinier, S., 2008, "CFD-Untersuchungen eines Strahltriebwerkprüfstandes unter Berücksichtigung verschiedener Turbulenzmodelle", Diplomarbeit am Institut f. Strahlantriebe, Universität d. Bundeswehr München
- [13] Muth, B., Bindl, S., Cardinier, S., Niehuis, R., 2008, "Einfluss verschiedener Turbulenzmodelle auf den Ejektoreffekt bei der numerischen Simulation eines Strahltriebwerkprüfstands", DLRK2008\_081168, Deutscher Luft und Raumfahrtkongress, 23-25 September 2008, Darmstadt, Deutschland