

Einfluss verschiedener Turbulenzmodelle auf den Ejektoreffekt bei der numerischen Simulation eines Strahltriebwerkprüfstands

Bastian Muth, Stefan Bindl, Sven Cardinier, Reinhard Niehuis

*Institut für Strahlantriebe
Universität der Bundeswehr München
D-85577 Neubiberg, Germany
E-Mail: bastian.muth@unibw.de*

EINLEITUNG

Für Forschungs- und Serienabnahmeläufe von Turbostrahltriebwerken existiert eine Vielzahl von Prüfständen auf denen unterschiedliche 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 Strahlantriebe 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 (siehe Abb.1). Aufgrund dieses Verwendungszweckes unterscheidet sich dieser Versuchsstand in seinem Aufbau und damit der Strömungsführung von hauptsächlich industriell genutzten Prüfständen.

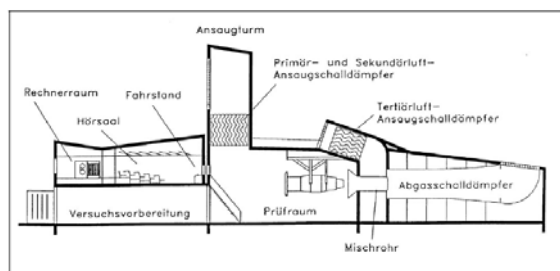


Abb.1: Schema Triebwerkversuchsanlage

Eben diese Strömungsbedingungen im Innenraum der Anlage werden bei einer Steigerung des Triebwerkmassenstromes zunehmend relevant. Da in naher Zukunft ein neues Versuchstriebwerk 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 für den neuen Versuchsträger noch keine Messdaten zur Verfügung stehen, sollen im Rahmen umfassender numerischer Untersuchungen Aussagen über den Strömungszustand im Prüfraum getroffen werden. Um die numerischen Modelle auf ihre Aussagekraft überprüfen zu können, werden hierfür zunächst Simulationen mit einem bereits in die Anlage integrierten Triebwerk, dem Bristol Siddeley Orpheus, durchgeführt und mit Messwerten verglichen.

Die Vergleiche der numerischen Simulationen mit den experimentellen Ergebnissen erfolgten über den gesamten Leistungsbereich des Triebwerks, was wiederum eine gute Ausgangsbasis für eine Extrapolation des Durchsatzes bis hin zu Volllast des neuen Triebwerks bietet.

Im Fokus der Vergleiche standen dabei der Unterdruck innerhalb der Prüfzelle und die damit verknüpften physikalischen Werte.

NOMENKLATUR

Symbole

F	[kN]	Schub
Π	[-]	Druckverhältnis
$\dot{m}_{\text{Primär}}$	[kg/s]	Massenstrom Triebwerk
$\dot{m}_{\text{Sekundär}}$	[kg/s]	Massenstrom Kühlluft
N	[U/min]	Wellendrehzahl
μ	[-]	Zumisch-/Massenstromverhältnis

Abkürzungen

BPR	ByPass Ratio
CFD	Computational Fluid Dynamics
INA	Internationale Norm Atmosphäre
ISA	Institut für Strahlantriebe
TET	Turbine Entry Temperature
SST	Shear-Stress Transport
BSL	Baseline Model
SSG	Speziale/Sarkar/Gatski Modell

THEMENSTELLUNG

Anders als bei Freiprüfständen, an denen während des Versuchslaufs Umgebungsdruck herrscht und die Triebwerksumströmung nur eine untergeordnete Rolle spielt, kommen diese Parameter bei einem Hallenprüfstand entscheidend zum Tragen. Um bei diesen eine möglichst homogene Zuströmung auf das Triebwerk und eine ausreichende Kühlung zu gewährleisten, gilt es etwa den vierfachen Triebwerksmassenstrom als Sekundärluft neben dem Triebwerk durch die Anlage zu führen. Dieser Massenstromtransport wird durch den so genannten Ejektoreffekt verursacht, den der Abgasstrahl des Aggregats erzeugt. 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 Schallisolierungen im Abgastrakt fernzuhalten und die Geräuschemission deutlich zu verringern.

Das Verhältnis von Triebwerk- 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 Gesamtdruck 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 hierbei zum Einsatz.

Es gibt verschiedene Methoden die zugemischte Menge an Luft einzustellen. Dabei ist das Zumischverhältnis μ speziell eine Funktion der Geometrieparameter, wie Durchmesser des Mischrohrs und der Düse [4, 5, 6] sowie des Abstands 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 Strömungssimulation zu erstellen 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 Triebwerks vornehmen zu können.

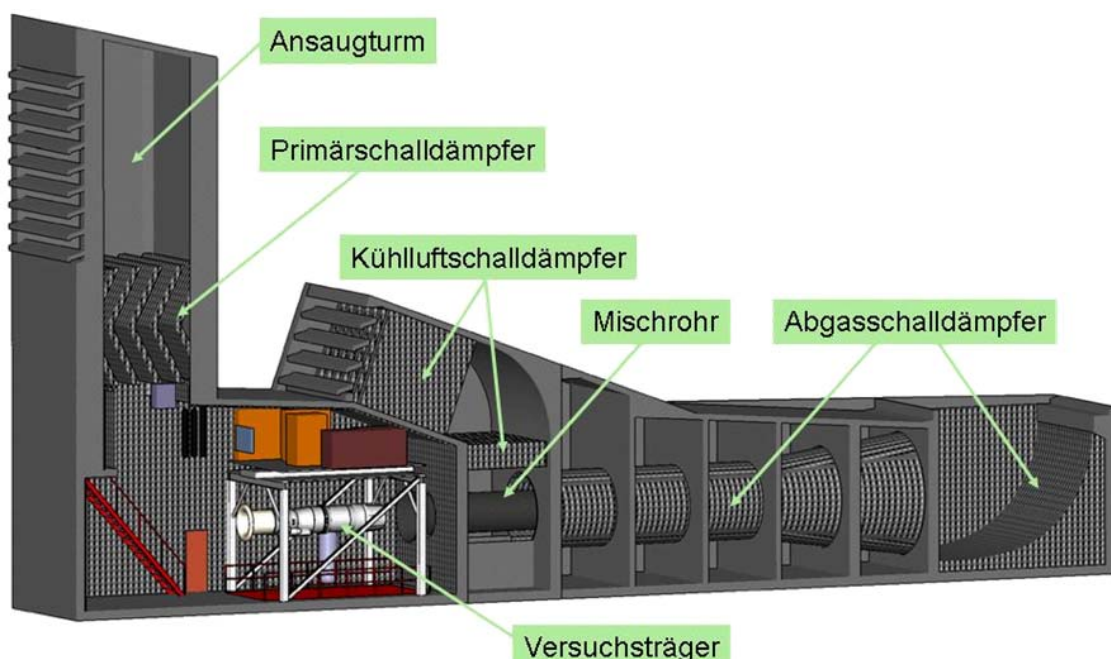


Abb.2: CAD-Modell Triebwerkversuchsanlage

STRAHLTRIEBWERKPRÜFSTAND

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“ in [13] 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.2). 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 Turm 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 Mischrohreintritt, 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 Transportwagen gehoben und im Schubgerüst verankert werden. Verbindungen zwischen Versuchsträger und Prüfstand erfolgen durch Schnellverschlüsse, Mehrkanal- und Thermostecker am Schubgerüst. Hier werden sowohl Versorgungs- als auch Messleitungen angesteckt.

VERSUCHSTRÄGER

Um eine möglichst gute Aussage über die Genauigkeit der numerischen Simulationen treffen zu können, wurde die Anlage zunächst mit einem bereits vorhandenen Triebwerk simuliert.

Hierbei wurde derjenige Versuchsträger der Triebwerkversuchsanlage verwendet, der, was seine Leistungsdaten angeht, am ehesten an das neu zu integrierende Triebwerk heranreicht.

Der entscheidende Parameter für den Vergleich der beiden Triebwerke ist der Triebwerksmassenstrom, da dieser wesentlich für die Geschwindigkeiten und damit auch für den entstehenden Unterdruck in der Prüfzelle verantwortlich ist. Als momentan durchsatzstärkstes Triebwerk wird das Bristol-Siddeley Orpheus betrieben. Dieses Aggregat wurde in der Luftwaffe bis 1982 in der Fiat G91 eingesetzt.

Es handelt sich um ein Einwellen-Einstromtriebwerk, das ursprünglich als Antrieb für einen unbemannten Flugkörper entwickelt wurde, und das eine feste Düsengeometrie besitzt. Wegen seines günstigen Schub/Gewichtsverhältnisses, 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.

Das Orpheus (siehe Abb.3) erreicht etwa 50% des Massenstroms des neuen Versuchsträgers bei Volllast ohne Nachverbrennung, wie es an der Anlage betrieben werden soll. Zusätzlich stellt das mit dem Orpheus erreichbare Massenstromspektrum die größte mögliche Validierungsbasis für die numerischen Untersuchungen dar. Die wichtigsten technischen Daten sind in Tabelle 1 zusammengefasst.



Abb.3: Bristol Siddeley Orpheus (Schnittmodell)

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

Tabelle 1: Leistungsdaten Bristol Siddeley Orpheus

MODULARE VERNETZUNG DER ANLAGE

Für gute Ergebnisse der numerischen Simulation ist ein qualitativ gutes Netz unumgänglich. Nach anfänglichen Untersuchungen mit unstrukturierten Tetraedernetzen, bei denen allerdings ein ausreichend hoch auflösendes Netz nur mit einer unverhältnismäßig hohen Zellenanzahl realisiert werden kann, wurde ein strukturiertes Netz erstellt. Hierbei wurde das Vernetzungs-Tool ANSYS ICEM CFD 11.0 verwendet. Dabei stellten vor allem zwei Dinge eine Herausforderung dar. Zum einen die recht komplexe Geometrie der Triebwerkversuchsanlage, und zum anderen die Forderung, das erstellte Netz mit möglichst wenig Aufwand vom Triebwerk Orpheus auf das später zu untersuchende neue Triebwerk abändern zu können. Um das Netz des eingebauten Triebwerks von den übrigen Sektionen der Anlage zu trennen, wurde ein separater Block erstellt, der das Triebwerk und den Anfang des Mischrohrs beinhaltet. Dieser wurde in der eigentlichen Rechnung später mit Fluid-Fluid-Interfaces mit der Anlage verbunden. So war es möglich, den Rest der Anlage komplett zu vernetzen und was die Netzqualität angeht zu optimieren. Die numerischen Fehler, die durch die Netzungleichheiten bei Fluid-Fluid-Interfaces aufgrund der Extra- und Interpolation der Strömungsgrößen an den Rändern entstehen, werden durch die somit deutlich besseren Einzelnetze mehr als kompensiert.

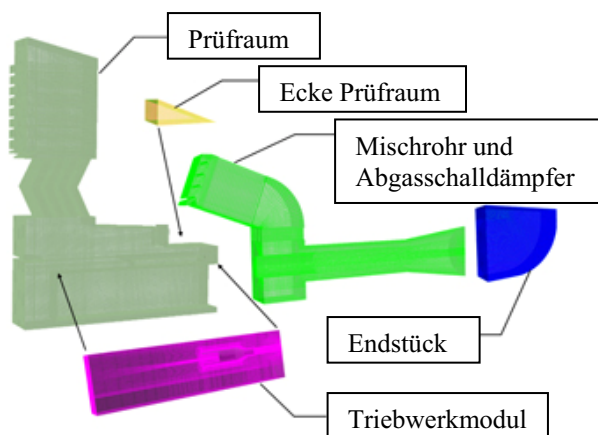


Abb.4: Netzmodule der TVA

Zudem wurde sowohl der Bereich, der die Tertiärkühlluftanlage beinhaltet, die obere Ecke des Prüfraums und das Endstück des Abgasschalldämpfers, welches den Abgasstrahl um 90 Grad nach oben hin umleitet, als extra Modul vernetzt (siehe Abb.4). Dies hat den Vorteil, dass bei späteren Rechnungen auch Teile des Gesamtnetzes bei Einzelsimulationen weggelassen werden können, sofern die dann an den neuen Rändern herrschenden Randbedingungen ermittelt wurden. Sämtliche so erstellten Rechenetze wurden anschließend ausgiebig analysiert und optimiert. Die Gesamtanlage besteht somit aus insgesamt fünf Einzelteilen und hat mit dem

Teilnetz Orpheus 2.648.001 Elemente und 2.752.850 Knoten.

UNTERDRUCK IM PRÜFRAUM

Um die numerischen Ergebnisse zu verifizieren, wurden sie zunächst vor der eigentlichen Auswertung mit experimentellen Daten verglichen. Vergleichswert war hierbei der Unterdruck in der Prüfzelle.

Der Unterdruck ist ein entscheidender Faktor für den Betrieb der Anlage, da er im Wesentlichen die Flächenbelastung auf die Wandstruktur des Prüfraums bestimmt. Dies ist besonders deshalb für die anstehenden Untersuchungen wichtig, da im Anschluss auch Simulationen mit dem leistungsstärkeren neuen Versuchstriebwerk durchgeführt werden sollen. Besonders hier wird dann im Fokus der Betrachtungen stehen, ob die Anlage den Anforderungen des deutlich leistungsstärkeren Triebwerks standhält.

Um eine möglichst große Verifizierungsbasis für die numerischen Daten zu erhalten, wurden die Unterdrücke und Geschwindigkeiten für den gesamten Leistungsbereich des Orpheus errechnet und verglichen. Für dieselben Leistungspunkte wurde an einer strömungsberuhigten Stelle der statische Druck im Prüfraum gemessen.

Die folgende Tabelle zeigt die verwendeten Lastfallpunkte:

Lastfälle [%]	Massenstrom [$\frac{kg}{s}$]	Düsenaustritts-temperatur [K]
10	1,85	774,42
26,5	4,93	798,95
30,1	5,59	785,05
37,6	6,98	757,45
48,7	9,04	727,25
60,6	11,25	727,35
75,2	13,95	758,65
90,2	16,73	843,45
99,5	18,47	964,15
100	18,55	960,05

Tabelle 2: Lastfälle für die Untersuchungen

Die Angaben des Massenstroms in der Tabelle beziehen sich hierbei auf die halbe Querschnittsfläche des Triebwerks, da nur mit der halbierten Geometrie mit Symmetrieebene entlang der Triebwerksachse gerechnet wurde. Abb.5 zeigt den Vergleich der Prüfraumdrücke mit den gemessenen Werten über dem Gesamtmassenstrom aufgetragen.

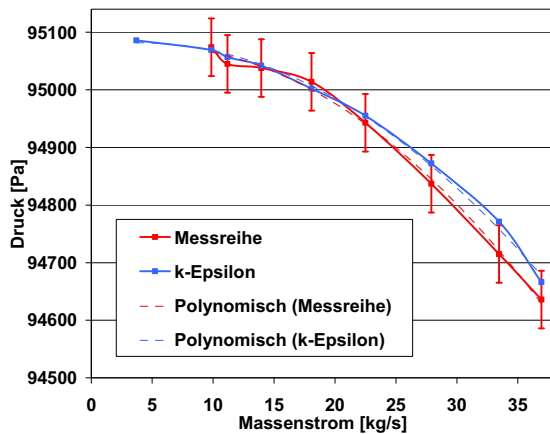


Abb.5: Vergleich der Drücke im Prüfraum

Hierbei wurde festgestellt, dass die erhaltenen numerischen Ergebnisse über den ganzen Leistungsbereich eine maximale Abweichung von ca. 100 Pa besitzen. Damit liegen die Ergebnisse innerhalb der gängigen Messtoleranzen der Anlage und können somit als ausreichend genau angesehen werden. Da die Geschwindigkeiten und somit auch die Massenströme direkt mit dem statischen Druck gekoppelt sind, kann somit davon ausgegangen werden, dass auch diese Werte in einem ausreichend genauen Maße mit den realen Bedingungen übereinstimmen.

Zudem ist aus dem Diagramm ersichtlich, dass der Unterdruckzuwachs im Prüfraum mit steigendem Massenstrom stärker wird und nicht linear verläuft. Der Verlauf der Kurve ist dabei annähernd polynomisch 2ter Ordnung und kann somit auch für Aussagen, die über den Massenstrombereich des verwendeten Versuchsträgers hinausgehen, sehr gut interpoliert werden. Den interpolierten Verlauf geben die gestrichelten Kurven in Abb.5 wieder.

Weitere Vergleiche zwischen Messungen und Numerik wurden im Rahmen von [13] durchgeführt und erbrachten ebenso sehr gute Ergebnisse.

ZUMISCHVERHÄLTNIS

Der Luftmassenstrom durch den Prüfraum stellt sich im Wesentlichen über den Widerstand der Versuchsanlage und über den entstehenden Ejektor-effekt ein. Hierbei reißt der schnelle und heiße Abgasstrahl des Triebwerks Luft aus dem Prüfraum mit durch das Mischrohr in die Mischkammer der Anlage. Diese Sekundärluft wird ebenfalls durch den Ansauturm mit angesaugt und bildet eine Mantelströmung um das Versuchstriebwerk, die zum einen die Zuströmung auf das Triebwerk stabilisiert und zum anderen als Kühlmedium für die Abgasanlage dient. Daher sollte der Sekundär-massenstrom einen wesentlichen Teil des Gesamt-massenstroms ausmachen.

Deshalb ist auch eine genaue Wiedergabe des Ejektoreffekts bei der Simulation extrem wichtig.

Mit Hilfe des Post-Prozessors lassen sich nun für die einzelnen Lastfälle die Massenstromverhältnisse zwischen Primärluft und Sekundärluft berechnen.

Hierzu wurde die Formel

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

folgendermaßen erweitert:

$$\mu = \frac{\dot{m}_{\text{Primär- \& Sekundärlufteinlass}} - \dot{m}_{\text{Primär}}}{\dot{m}_{\text{Primär}}}$$

$$= \frac{\dot{m}_{\text{Primär- \& Sekundärlufteinlass}}}{\dot{m}_{\text{Primär}}} - 1$$

In Abb.6 sind für den gesamten Leistungsbereich des Orpheus die Werte für das Zumischverhältnis aufgetragen.

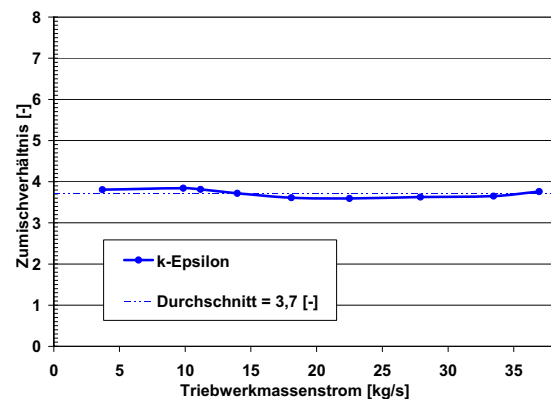


Abb.6: Zumischverhältnis μ

Es lassen sich zwei Ergebnisse ableiten. Zum Ersten ist ersichtlich, dass die Werte über den gesamten Leistungsbereich in etwa konstant bleiben, und sich das Mischungsverhältnis mit zunehmendem Massenstrom nicht wesentlich ändert. Ob dies allerdings auch bei einem deutlich massenstromstärkeren Triebwerk so bleibt, muss erst durch weitere Simulationen und Messungen bestätigt werden.

Zum Zweiten sieht man deutlich, dass sich sämtliche Werte recht eng um einen Durchschnittswert bewegen, der etwa bei $\mu_{\text{Mittel}}=3,7$ liegt. Damit wird fast das 4-fache des Triebwerksmassenstroms als Sekundärluft durch die Anlage geführt.

Daher kann geschlossen werden, dass die Anlage zumindest für das Triebwerk Orpheus sehr gute Strömungsbedingungen ermöglicht.

STRÖMUNG IN DER PRÜFZELLE

Die folgenden Abbildungen zeigen den Strömungsverlauf in der Triebwerkversuchsanlage für den Volllastfall. In Abb.7 ist die Mach-Zahl in der Symmetrieebene entlang der Triebwerksachse aufgetragen. In dieser Ebene befinden sich die größten Geschwindigkeitsunterschiede und damit ist in dieser Ebene auch die Druckdifferenz am größten. Neben dem sehr schnellen Heißgasstrahl, der im Maximum eine Geschwindigkeit knapp unter der lokalen Schallgeschwindigkeit aufweist, ist deutlich zu erkennen, dass auch im Bereich der Schalldämmkulissen ein sichtbarer Geschwindigkeitsanstieg stattfindet.

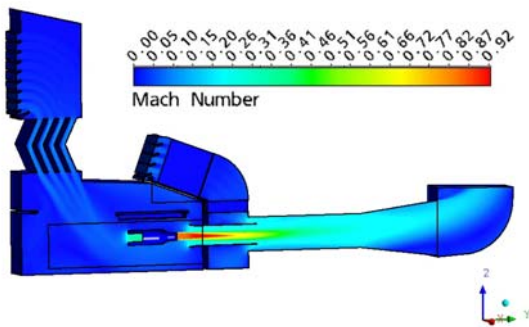


Abb.7: Machzahl-Verteilung

Dieser Punkt ist vor allem im Hinblick auf das leistungsstärkere Triebwerk von Bedeutung, da die Schalldämmkulissen nur für eine bestimmte Maximalgeschwindigkeit ausgelegt sind, welche mit dem bestehenden Versuchsträger bereits annähernd erreicht wird. Da dies die geometrische Engstelle der Anlage darstellt, bestehen lediglich zwei Möglichkeiten, ein durchsatzstärkeres Triebwerk zu betreiben. Zum einen wäre dies eine Vergrößerung der durchströmten Fläche in den Kulissen durch bauliche Veränderungen. Die andere Lösungsmöglichkeit wäre eine Reduzierung des Zumischverhältnisses. Welche Lösung hierfür in Frage kommt, müssen weitere Untersuchungen zeigen. Vor allem muss bei der Reduzierung des Zumischverhältnisses beachtet werden, dass die Strömungsqualität im Bereich des Triebwerks nicht negativ beeinflusst wird.

Eine weitere Erkenntnis, die aus der Geschwindigkeitsverteilung gewonnen werden kann, ist die sehr gute Ausmischung des Heißgasstrahls mit dem Tertiärkühlluftmassenstrom. Bereits beim Eintritt in den Difusor liegt ein nahezu homogenes Gasmisch vor. Bis zum Austritt aus der Anlage findet zusätzlich eine weitere Verzögerung des Luftstroms statt.

Gut zu erkennen ist zudem, dass die Zuströmung auf das Triebwerk tangential aus den Schalldämmkulissen erfolgt, und durch diese Richtungsangabe nur ein Teil der Luft in den Triebwerkeinlauf eintreten kann. Aufgrund dessen strömt der

größte Teil des Sekundärmassestroms unter das Triebwerk, wo er axial in Richtung Mischrohr geführt wird. Eben dieses Strömungsphänomen ist durch die in [13] durchgeführten Messungen experimentell bestätigt worden. Zur besseren Erkenntnis lassen sich die Stromlinien in der Anlage darstellen. Sie veranschaulichen die Bewegungsbahnen einzelner Fluidpartikel durch die Versuchsanlage. Diese Bahnen lassen sich sehr gut mit den Ergebnissen der Experimente zur Strömungssichtbarmachung vergleichen [13]. Da diese allerdings nur an einzelnen Stellen der Anlage durchgeführt werden konnten, bietet die Simulation hier ein deutlich größeres Spektrum an Interpretationsgrundlage. Ein Bild der Stromlinien in der Gesamtanlage zeigt Abb.8.

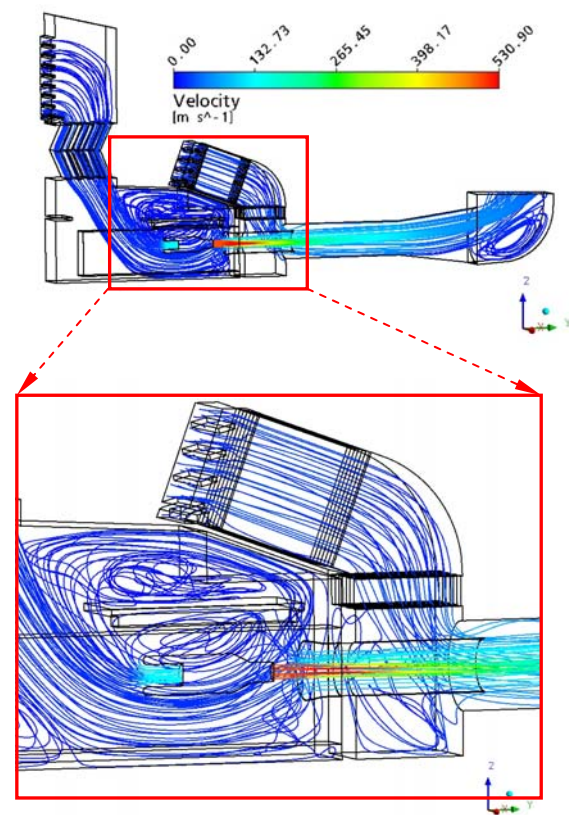


Abb.8: Stromlinien in der Anlage

Deutlich lässt sich auch aus dem Stromlinienbild in der Vergrößerung der Sekundärmassestrom verdeutlichen, der durch den Ejektoreffekt neben dem Primärmassestrom durch das Mischrohr gerissen wird.

Derselbe Effekt stellt sich auch noch einmal am Ende des Mischrohrs ein, da hier der gemischte Massestrom aus Primär- und Sekundärluft noch zusätzliche Luft durch die Tertiärluftzuführung mitreißt und durch den Abgasschalldämpfer nach außen führt.

EINFLUSS VERSCHIEDENER TURBULENZ-MODELLE

Die vorstehenden Simulationen wurden mit dem Standard-k- ϵ -Modell erstellt. Zusätzlich wurden im Rahmen dieser Arbeit noch Rechnungen mit dem Zweigleichungs-Modell SST durchgeführt. Da die Ergebnisse dieser Rechnungen für Freistrahlsströmungsprobleme ähnlich denen des k- ϵ -Modells sind, die numerische Stabilität und damit die Konvergenzqualität für den Fall TVA aber geringer sind, wurde auf eine Auswertung in dieser Arbeit verzichtet. Es ist aber anzumerken, dass in den bisherigen Versuchen kein besonderer Fokus auf den wandnahen Strömungen lag, und eine Auflösung dieser Strömungen eine enorme Erhöhung der Netzdichte an den Anlagewänden und damit einen gewaltigen Mehraufwand an Rechenzeit benötigt hätte. Sollten diese Phänomene allerdings in Folgearbeiten miteinbezogen werden, wird es sicher ratsam sein, dabei auf das SST Modell zurückzugreifen, da dies neben der guten Modellierung von Freistrombedingungen noch zusätzlich deutlich bessere Ergebnisse in Wandnähe liefert als das k- ϵ -Modell.

Im Anschluss daran wurden mehrere Rechnungen bei denselben Betriebspunkten mit verschiedenen Turbulenzmodellen durchgeführt, um deren Einfluss auf den Ejektoreffekt zu untersuchen. Die angewandten Modelle unterscheiden sich in ihrer Komplexität und ihrer Rechendauer. Ein Reynolds-Spannungs-Modell und zwei Zweigleichungsmodelle wurden jeweils für die angesprochenen Betriebspunkte simuliert.

Ziel der Variation ist, das beste Modell für die TVA-Simulation unter Berücksichtigung diverser Kriterien bestimmen zu können. Für zukünftige Simulationen soll ein gutes Konvergenzverhalten sowie eine möglichst kurze Rechendauer erreicht werden. Im Fokus stehen aber selbstverständlich vor allem die Ergebnisse für die Strömungsparameter, die eine möglichst realitätsnahe Abbildung der Triebwerkversuchsanlage wiedergeben sollen. Im weiteren Verlauf soll anhand eines Vergleiches von Messwerten mit den CFD-Simulationsergebnissen die Genauigkeit der verschiedenen Modelle untersucht werden, um herauszuarbeiten, welches der hier vorgestellten Turbulenzmodelle den Ejektoreffekt für die TVA-Simulation am besten nachbilden kann bzw. welche Unterschiede sich durch die Auswahl verschiedener Turbulenzmodelle ergeben.

Standard-k- ϵ -Modell

Das Standard-k- ϵ -Modell ist neben dem k- ω -Modell das bekannteste und am meisten verwendete Zweigleichungsturbulenzmodell.

Zweigleichungsturbulenzmodelle gehören zu den Wirbelviskositätsmodellen und sind sehr weit verbreitet, da sie einen guten Kompromiss zwischen numerischem Aufwand und Rechengenauigkeit bieten. Sie sind wesentlich genauer,

aber auch anspruchsvoller als Eingleichungsmodelle, da sowohl die Geschwindigkeit als auch die Längenskalierung über separate Transportgleichungen ermittelt werden. Im Falle des Standard-k- ϵ -Modells werden jeweils eine Transportgleichung für die turbulente kinetische Energie „k“ als auch für die isotrope Dissipationsrate „ ϵ “ gelöst.

Auf die Modellierung soll hier nicht weiter eingegangen werden. Zusätzliche Details hierzu finden sich unter anderem in [11] und [14].

SSG Reynolds-Modell

Die vorgestellten Zweigleichungsmodelle bieten eine gute Beschreibung der Eigenschaften und der Physik bei den meisten in der Industrie auftretenden relevanten Strömungsproblemen.

In Strömungen, in denen der turbulente Transport oder die Nicht-Gleichgewichtseffekte von Bedeutung sind, versagt die Wirbel-Viskositäts-Hypothese allerdings und ist nicht länger verlässlich. Die erzielten Ergebnisse können sehr ungenau sein. Reynolds-Spannungs-Modelle können in den Anwendungen, in denen die Wirbel-Viskositätsmethode unzulänglich ist, Abhilfe schaffen.

Das Besondere bei den Reynolds-Spannungs-Modellen ist, dass für jede individuelle Komponente des Reynolds-Spannungstensors sowie für die Dissipationsrate eine separate Transportgleichung verwendet wird. Somit kann diesen Modellen ein höherer Grad an Allgemeinheit zugeordnet werden als den Zweigleichungsmodellen. Die Folge der erhöhten Gleichungszahl ist allerdings eine enorme Steigerung der Komplexität der resultierenden mathematischen Beschreibung. Die hohe Anzahl an Transportgleichungen führt zu einer Verminderung der numerischen Stabilität, benötigt mehr Rechenleistung und ist dadurch oftmals für komplexe Strömungsprobleme ungeeignet.

Einige Beispiele, für die Reynolds-Spannungs-Modelle empfohlen werden, sind:

- ◆ Freie Scherströmungen mit großer Anisotropie
- ◆ Strömungen mit plötzlichen Änderungen der Verformungsgeschwindigkeit
- ◆ Strömungen mit Stromlinienkrümmungen
- ◆ Neben- oder Sekundärströmungen
- ◆ Auftriebsbehaftete Strömungen

In den aufgezählten Bereichen konnte in zahlreichen Studien die Überlegenheit der Reynolds-Spannungs-Modelle gegenüber den auf der Wirbel-Viskosität basierenden Modellen bewiesen werden. [14]

In dieser Arbeit wurden Rechnungen mit dem SSG(Speziale/Sarkar/Gatski)-Modell durchgeführt, um die Vor und Nachteile des Modells für die TVA-Simulation herauszuarbeiten.

BSL-Modell

Das BSL-Modell (Baseline-Modell) basiert wie auch das SST-Modell auf dem $k-\omega$ -Modell. Es kombiniert die Vorteile des von Wilcox formulierten $k-\omega$ -Modells mit dem $k-\epsilon$ -Modell. Dabei bietet es eine gute Beschreibung des wandnahen Strömungsverhaltens bei geringen Reynoldszahlen. Darüber hinaus werden die nicht-linearen Dämpfungsfunktionen, die beim $k-\epsilon$ -Modell zur Anwendung kommen, nicht benötigt, wodurch die Genauigkeit und die numerische Stabilität gesteigert werden konnte. Das Hauptproblem, das den Einsatzbereich dieses Modells einschränkt, ist die Sensibilität bezüglich der Freistrom-Bedingungen.

Bei dem BSL-Modell wird der Transport von turbulenten Scherspannungen nicht berücksichtigt, was als einer der Hauptgründe in der Dokumentation bei Menter [15] für die Mängel aufgeführt wird. Das BSL-Modell nutzt zur Berechnung von k die gleiche Transportgleichung wie das SST-Modell [14]. Für die ω -Transportgleichung wurde die originale $k-\omega$ -Gleichung allerdings mit einer Blending-Funktion multipliziert.

Eine genauere Beschreibung über die mathematische Formulierung des $k-\omega$ -Modells und des BSL-Modells ist ebenso in [14] zu finden.

Ergebnisse der einzelnen Modelle

Die gute Übereinstimmung der Ergebnisse der Modelle $k-\epsilon$ und SST wurde bereits angesprochen. Bei der Betrachtung der Resultate der anderen beiden Modelle fällt folgendes auf.

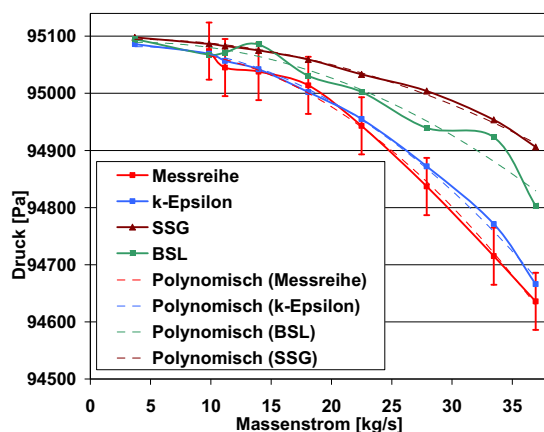


Abb.9: Turbulenzmodellvergleich

Die Ergebnisse des BSL-Modells weichen an manchen Stellen des Leistungsbereichs des Triebwerks auffällig von der interpolierten Kurve ab. Vor allem die Werte des Drucks bei den Lastfällen $\dot{m} = 13,96 \text{ kg/s}$ und $\dot{m} = 33,46 \text{ kg/s}$ sind hier zu nennen. Dies lässt darauf schließen, dass dieses Modell zuweilen für den betrachteten Fall sehr instabil ist.

Abb.10 zeigt den Konvergenzverlauf exemplarisch für den $\dot{m} = 13,96 \text{ kg/s}$ -Lastfall.

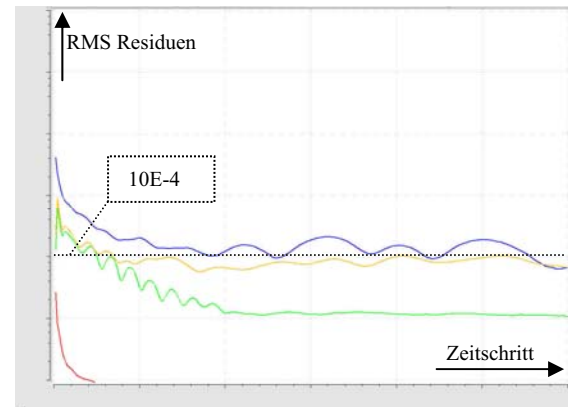


Abb.10: Konvergenz BSL $\dot{m} = 13,96 \text{ kg/s}$

Hieraus lässt sich sehr gut erkennen, dass die Residuen nach einer anfänglichen Konvergenz anfangen zu schwingen und nicht weiter konvergieren. Sicherlich ist zu prüfen, ob eine weitere Konvergenz nicht noch im Laufe weiterer Rechenzeit eintritt, dies würde aber einen erheblichen Mehrrechenaufwand und damit auch eine enorme Verlängerung der Rechenzeit verglichen mit den anderen Modellen bedeuten.

Zudem ist zu erwarten, dass sich die Ergebnisse dann lediglich der interpolierten Kurve annähern. Vergleicht man aber diese Trendkurve mit den Messergebnissen wird sofort klar, dass auch diese den gewünschten Ejektoreffekt nicht ausreichend nachbilden kann. Ein Akzeptieren von erheblich mehr Rechenzeit kann demnach also nicht empfohlen werden, da die zu erwartenden Ergebnisse vermutlich nicht die Genauigkeit der Resultate der anderen Zweigleichungsmodelle aufweisen würden.

Die erwarteten Probleme des BSL-Modells bei der Wiedergabe von Freistrom-Bedingungen kann also bestätigt werden.

Bei der Betrachtung der Ergebnisse des 6-Gleichungs-Modells SSG fällt sofort auf, dass zwar die Kurve an sich konsistent ist, diese den statischen Druck im Prüfraum allerdings deutlich zu hoch wiedergibt. Dies bedeutet, dass bei diesem Modell zu wenig Sekundärluft durch den Heißgasstrahl mitgerissen wird. Der Ejektoreffekt wird also nicht ausreichend nachgebildet.

Das SSG-Modell erfüllt also die Erwartungen, was eine gute Simulationseigenschaft von freien Scherströmungen angeht für diesen Strömungsfall nicht.

ZUSAMMENFASSUNG UND AUSBLICK

Der Betrieb von Strahltriebwerken in Hallenprüfständen stellt besondere Anforderungen an die Anlage. Diese Arbeit beschreibt einen Überblick über die Arbeiten an der Triebwerkversuchsanlage, die durchgeführt wurden, um eine realitätsnahe numerische Simulation zu gewährleisten. Die sehr komplexe Geometrie wurde leicht vereinfacht, vernetzt, und die Netze abschließend optimiert. Hierbei wurde eine modular aufgebaute Vernetzung der Anlage gewählt, um zum einen die Qualität der Einzelnetze zu verbessern, und zum anderen eine möglichst hohe Flexibilität in Bezug auf kommende Problemstellungen zu ermöglichen.

Anschließend wurde die Anlage mit dem bereits vorhandenen Triebwerk Orpheus simuliert und die Ergebnisse anhand von Messwerten verifiziert. Hierbei ließ sich eine sehr gute Approximation der realen Strömungsbedingungen nachweisen.

Im Anschluss wurde die Simulationen der Versuchseinrichtung über den gesamten Leistungsbereich des Triebwerks mit verschiedenen Turbulenzmodellen durchgeführt und verglichen. Dabei wurde sowohl die Rechenzeit und Konvergenzqualität betrachtet als auch die Qualität der erzielten Ergebnisse. Es kann auf jeden Fall festgehalten werden, dass die Wahl des Turbulenzmodells erheblichen Einfluss auf die Wiedergabe des Ejektoreffekts hat.

Hierzu wurden Untersuchungen mit insgesamt zwei Zweigleichungsmodellen und einem Reynolds-Spannungs-Modell durchgeführt.

Das k- ϵ -Modell liefert bei akzeptablem Rechenaufwand sehr gute Ergebnisse, die sehr nah an die gemessenen Werte heranreichen und innerhalb der gängigen Messtoleranzen der Anlage liegen. Parallel durchgeführte Rechnungen mit dem ähnlichen Modell SST erbrachten ebenfalls gute Ergebnisse, jedoch bei gesteigertem Rechenaufwand.

Allerdings konnten weder die Resultate des Zweigleichungsmodell BSL überzeugen, da dieses Modell erhebliche Schwächen bei Freistrahproblemen aufweist und zudem innerhalb einer vertretbaren Anzahl von Iterationsschritten nicht auskonvergiert ist, als auch die Ergebnisse des deutlich komplexeren SSG-Reynolds-Spannungs-Modells. Dieses weist zwar ausreichend gute Konvergenzeigenschaften auf, der Ejektoreffekt und damit der vom Triebwerkmassenstrom mitgerissene Sekundärmassenstrom werden allerdings nicht ausreichend wiedergegeben.

Im Rahmen dieser Arbeit stellte sich so das k- ϵ -Modell als stabilstes und zugleich – was die Güte der Ergebnisse angeht – bestes Modell heraus.

Alles in allem kann gesagt werden, dass der Simulation eine hinreichend gute Genauigkeit zugesprochen kann. Dies ist vor allem deshalb wichtig, da im Anschluss aussagekräftige numerische Untersuchungen mit dem neuen Triebwerk durchgeführt werden sollen, und dafür noch

keine experimentellen Vergleichsdaten zur Verfügung stehen.

Folgearbeiten werden sich deshalb nun mit der Simulation der Anlage mit dem neuen Versuchsträger beschäftigen. Hier wird neben der Belastung der Anlage vor allem auch die Zu- und Umströmung des Triebwerks im Fokus stehen. Im Anschluss können mit Hilfe der numerischen Simulation Möglichkeiten aufgezeigt werden, wie die Zuströmqualität auf den Triebwerkeinlauf durch eventuelle bauliche Maßnahmen an der Prüfszelle verbessert werden kann.

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 43rd 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, 25th 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, 25th 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, 26th 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", 2nd 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 Turboshift Engine Test Cell Design Consideration and Model Test Result*", AIAA 23rd 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] Versteeg, H.K., Malalasekera, W., 2007, "*An Introduction to Computational Fluid Dynamics Second Edition*" Pearson, Harlow – England
- [12] Cardinier, S., "*CFD-Untersuchungen eines Strahltriebwerkprüfstandes unter Berücksichtigung verschiedener Turbulenzmodelle*", Diplomarbeit am Institut f. Strahlantriebe, Universität d. Bundeswehr München, 2008
- [13] Bindl, S., Muth, B., Niehuis, R., 2008, "*Strömungsuntersuchungen zur Innenaerodynamik einer Strahltriebwerkversuchsanlage*", DLRK2008_081302, Deutscher Luft und Raumfahrtkongress, 23-25 September 2008, Darmstadt, Deutschland
- [14] Ansys Inc. (Hrsg.), 2007, "*Ansys CFX, Release 11.0 Documentation*", Ansys Inc.
- [15] Menter, F.R., 1994, "*Two-equation eddy-viscosity turbulence models for engineering applications*" AIAA-Journal., 32(8), pp (1994)