

# AUSLEGUNG EINER GRENZSCHICHTABSAUGUNG IN EINEM HÖHENPRÜFSTAND

S.Schrewe\*, B.Deinert\*\*, H.-P. Schiffer\*

Fachgebiet Gasturbinen, Luft und Raumfahrtantriebe; TU Darmstadt, Germany\*  
Rolls-Royce Deutschland, Dahlewitz, Germany\*\*

## Zusammenfassung

Zur Entwicklung und Zertifizierung moderner Strahltriebwerke werden von Rolls-Royce Deutschland Versuche in Höhenprüfständen durchgeführt. Baulich bedingt bildet sich in diesen oft eine um ein vielfaches dicke Grenzschicht an der Fanebene aus als im echten Flugfall. Dies führt zu einer Verfälschung der Messergebnisse, im Besonderen des ermittelten SFC Wertes. In der vorliegenden Arbeit werden verschiedenste Methoden zur Beeinflussung der Grenzschicht im Höhenprüfstand präsentiert und miteinander verglichen. Unter anderem werden die Ergebnisse von 2D CFD Untersuchungen zur Grenzschichteinblasung, zur Absaugung der Grenzschicht über eine perforierte Oberfläche und über einen echten Flugeinlauf dargestellt. Im letzteren Fall wird das Triebwerk mit einer echten Einlaufgeometrie im Höhenprüfstand getestet. Die Grenzschicht wird dann über diesen nach außen abgeschieden. Weiterhin wird die Positionierung der Grenzschichtbeeinflussung im Höhenprüfstand bezüglich der Schubmessung und dem Potenzial zur Reduzierung der Grenzschichtdicke analysiert. Es kann gezeigt werden, dass die Grenzschichtabsaugung über einen echten Flugeinlauf die beste Möglichkeit bietet, ein realitätsnahe Grenzschichtprofil einzustellen.

Aufbauend auf den Voruntersuchungen wurde ein dreidimensionales Modell einer Grenzschichtabsaugung anhand eines fiktiven Höhenprüfstandes entworfen. Die Grenzschicht wird hier über einen echten Flugeinlauf abgeschieden. Um eine homogene Absaugung in Umfangsrichtung zu gewährleisten, wird das abgesaugte Fluid über ein Spiralgehäuse abgeführt. Zu dem gesamten Modell, inklusive Einlauf, Spiralgehäuse und einer Leitbeschaukelung wurden 3D CFD Simulationen in FLUENT durchgeführt. Diese wurden mit 3D CFD Simulationen des entsprechenden Flugfalls verglichen. Es konnte gezeigt werden, dass die Grenzschichtdicke effektiv verringert werden kann.

## 1. NOMENKLATUR

ATF		Altitude Test Facility
CFD		Computational Fluid Dynamics
GD		Gleitdichtung
HSC		High Speed Cruise
MRC		Maximum Range Cruise
SFC		Specific Fuel Consumption
SLS		See Level Static
$A$	$m^2$	Querschnittsfläche
$A_{Absaug}$	$m^2$	Querschnittsfläche des Absaugekanals
$A_{Auslass}$	$m^2$	Querschnittsfläche des Absaugeauslasses der 2D Geometrie
$A_{Spirale}$	$m^2$	Querschnittsfläche des Spiralgehäuses
$A_{Zustrom}$	$m^2$	Querschnittsfläche des Zuströmkanals
$b$	$m$	Breite des Absaugeauslasses der 2D Geometrie
$D_{Fan}$	$m$	Fandurchmesser
$D_{Auslass}$	$m$	Durchmesser der 2D Auslegung
$F_B$	N	Bruttoschub
$F_{Waage}$	N	Waagekraft
$h_{Absaug}$	$m$	Höhe des Absaugekanals
$\dot{m}_{Absaug}$	$kg/s$	Massenstrom
$\dot{m}_1$	$kg/s$	Triebwerksmassenstrom
$p$	Pa	statischer Druck
$r_i, r_a$	$m$	Innen- bzw. Außendurchmesser an der

$r_{Absaug}$	$m$	Fanebene Äußerer Radius des Absaugekanals
$r_{Gondel}$	$m$	Äußerer Radius der Gondel
$u$	$m/s$	Geschwindigkeit in Triebwerksachse
$\delta$	$m$	Grenzschichtdicke
$\delta_{99}$	$m$	99% Grenzschichtdicke
$\delta_1$	$m$	Verdrängungsdicke
$\delta_2$	$m$	Impulsverlustdicke
$\rho$	$kg/m^3$	Dichte
$\vartheta$	deg	Winkel um die Triebwerksachse

### Indizes:

GD	Im Bereich der Gleitdichtung
9	Am Düsenaustritt
0	Im Fernfeld
$\infty$	In der freien Außenströmung
Ring	auf die in der Strömung stehende Fläche der Gleitdichtung bezogen

## 2. EINLEITUNG

Während der Zulassung und Entwicklung moderner Strahltriebwerke werden heute zahlreiche Tests durchgeführt. Bei einem Teil dieser Tests muss das Triebwerk

unter Bedingungen in definierten Flughöhen getestet werden. Hierfür gibt es heute zwei verschiedene Methoden. Einerseits kann das Triebwerk in einem Flugversuch getestet werden. Andererseits kann das Triebwerk in einem Höhenprüfstand getestet werden. Letzterer erlaubt es, die Bedingungen von Temperatur, Druck, Dichte und Luftfeuchtigkeit in einer bestimmten Flughöhe zu simulieren. Gegenüber dem Flugversuch bieten Höhenprüfstände nach [1, 2] u.a. folgende Vorteile:

- Versuche in Höhenprüfständen können bereits mit Triebwerken durchgeführt werden, die sich noch im Entwicklungsstadium befinden.
- Flugzustände können schnell und sicher hergestellt, eingehalten und reproduziert werden.
- Der Massenstrom durch das Triebwerk kann genau gemessen werden, was die Bestimmung von Brutto- und Nettoschub innerhalb von vertraglich zugesagten Flugzuständen erlaubt.
- Es kann theoretisch 24 Stunden am Tag sowie wetterunabhängig getestet werden.
- Modifikationen am Triebwerk sind leichter während der Testdurchführung realisierbar.

Eines der Probleme beim Betrieb von Höhenprüfständen ist, dass sich in der Regel anstelle des realen Triebwerkseinlaufes ein längerer Zuströmkanal stromauf des Fan Gehäuses befindet. In diesem Zuströmkanal bildet sich im Vergleich zu einem realen Triebwerkseinlauf oft eine um ein Vielfaches dickere Grenzschicht aus. Prinzipiell führt diese dicke Grenzschicht zu folgenden negativen Effekten im Triebwerk:

- Massenstromverluste im Triebwerk
- Druckverluste am Fan
- Fehlanströmung des Fans

Hierdurch werden die Messergebnisse im Höhenprüfstand verfälscht. Im Besonderen wird ein zu hoher spezifischer Kraftstoffverbrauch gemessen.

### 3. FUNKTIONSWEISE EINES HÖHENPRÜFSTANDES

Höhenprüfstände dienen zum Test von Flugtriebwerken unter Flugbedingungen in verschiedenen Flughöhen. Dazu werden in diesen die Zustände in der geforderten Flughöhe bei einer bestimmten Fluggeschwindigkeit eingestellt. Um diese Flugbedingungen zu simulieren, wird das Triebwerk, wie in Bild 1 gezeigt, so in eine Druckkammer eingebaut, dass die Einlauf- und die Abgasseite des Triebwerks voneinander getrennt sind. Die Einstellung bzw. Bereitstellung der Drücke und Temperaturen erfolgt dann in allen Höhenprüfständen in ähnlicher Weise und ist in Bild 1 schematisch dargestellt. Hinter dem Triebwerk bzw. in der Testzelle wird der statische Druck der zu testenden Höhe eingestellt. Da dieser für fast alle Flughöhen geringer ist als der statische Druck am Boden, wird mit Absaugeverdichtern ein Unterdruck erzeugt. Um die Absaugeverdichter vor den heißen Abgasen, besonders militärischer Triebwerke, zu schützen, befindet sich im Abgaskanal ein Abgaskühler.

Vor dem Triebwerk werden der Totaldruck und die Totaltemperatur der "Höhe" eingestellt. Diese beiden Größen sind abhängig von den statischen Größen in der entspre-

chenden Flughöhe und der Fluggeschwindigkeit. Je nach Flugfall ist die eingestellte Totaltemperatur höher oder niedriger als die Temperatur der Umgebungsluft, welche außerhalb des Prüfstandes angesaugt wird. Aus diesem Grund wird die Luft, bevor sie in den Zuströmkanal strömt, gekühlt oder erhitzt. Eine Erhitzung des Luftstromes ist dabei in der Regel nur bei supersonischen Flugbedingungen oder sehr kalter Umgebungsluft notwendig. Bei subsonischen Flugfällen in hohen Flughöhen wird der Luftstrom stets gekühlt. Auch der Totaldruck ist je nach Flugfall höher oder niedriger als der Druck der Umgebungsluft. Daher befindet sich vor dem Zuströmkanal weiterhin eine Drossel oder ein Verdichter. Bei subsonischen Flugfällen in hohen Flughöhen wird der Luftstrom stets gedrosselt um den gewünschten Totaldruck (Unterdruck) einzustellen. Damit beim Kühlen des Luftstromes kein Wasser auskondensiert, wird der Luftstrom vor dem Drosseln/Verdichten bzw. Kühlen/Erhitzen getrocknet.

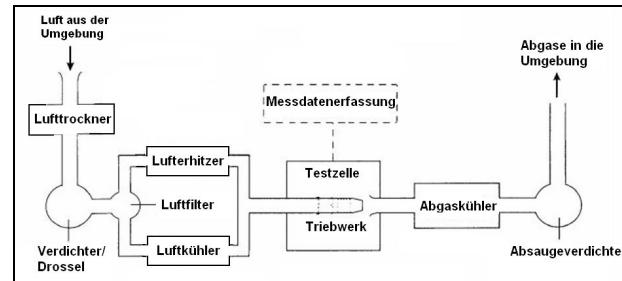


Bild 1: Aufbau eines Höhenprüfstandes (nach [2])

Zur Ermittlung des Triebwerksschubes ist das Triebwerk an einer Schubmesswaage aufgehängt. Für den Betrieb dieser muss eine axiale Bewegung des Triebwerkes gewährleistet werden. Aus diesem Grund ist das Triebwerk durch eine mechanische Gleitdichtung (Slip Joint) vom Zuströmkanal entkoppelt.

### 4. AUSGANGSSITUATION

Zur Auslegung der Grenzschichtabsaugung wurde in dieser Arbeit ein fiktiver Zuströmkanal angenommen, welcher vom Aufbau her dem eines typischen Höhenprüfstandes entspricht. Die Außengeometrie des Zuströmkanals ist in Bild 2 dargestellt. Deutlich zu erkennen ist die starke Verjüngung des Kanals bis schließlich der Durchmesser des Fan Flansches erreicht ist. Dies tritt häufig auf, wenn kleinere Triebwerke (z.B. Rolls-Royce BR700 Baureihe) in Höhenprüfständen getestet werden, die auch für größere Triebwerke ausgelegt sind. Weiterhin ist in Bild 2 ein Einlaufadapter kurz vor der Fanebene dargestellt.

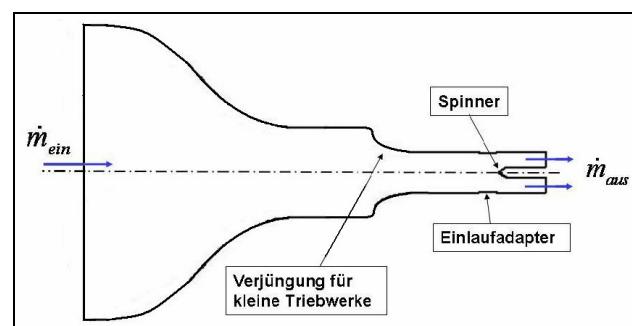


Bild 2: Ausgangssituation

Der divergente Bereich dieses Einlaufadapters entspricht geometrisch dem Einlauf des zu testenden Triebwerkes. Zu dem dargestellten Höhenprüfstandsmodell wurden in der vorliegenden Arbeit 2D CFD Untersuchungen zu sechs unterschiedlichen Testfällen eines nicht weiter erwähnten Triebwerkskonzeptes durchgeführt. Diese Testfälle repräsentieren ein typisches Spektrum der in einem Höhenprüfstand gefahrenen Testfälle. Bild 3 zeigt die aus der CFD Untersuchung resultierenden Grenzschichtverläufe an der Fanebene für die verschiedenen Testfälle.

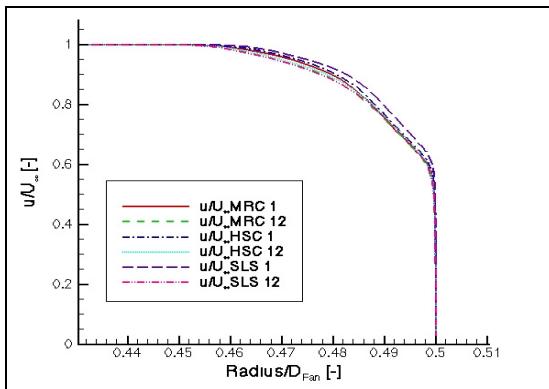


Bild 3: Grenzschichtprofile im Höhenprüfstand

Es wird hier zwischen den Testgruppen Maximum Range Cruise (MRC), High Speed Cruise (HSC) und See Level Static (SLS) unterschieden. Testfälle mit dem Index 1 weisen den Testfall mit höchsten Massenstrom innerhalb der entsprechenden Gruppe auf, Testfälle mit dem Index 12 den jeweils geringsten. In Bild 3 ist zu erkennen, dass die Grenzschichtverläufe der verschiedenen Testpunkte annähernd gleich verlaufen. Auch ist zu erkennen, dass die Grenzschichtdicke mit zunehmendem Massenstrom abnimmt. Dies entspricht der nach z.B. [3] bekannten Formel zur Abschätzung der Grenzschichtdicke einer ebenen Platte. In dieser nimmt die Grenzschichtdicke mit zunehmender Reynoldszahl ab. In Tabelle 1 sind die Grenzschichtdicke, die Verdrängungsdicke und die Impulsverlustdicke für einen typischen HSC Flugfall dargestellt. Zum Vergleich sind diese Parameter ebenfalls für den realen Flugfall mit echtem Einlauf dargestellt. Diese wurden ebenfalls mit einer CFD Simulation berechnet und erlauben daher einen Vergleich mit den ermittelten Grenzschichtparametern. Zu erkennen ist, dass  $\delta_{99}$ ,  $\delta_1$  und  $\delta_2$  im Höhenprüfstand ca. dreimal dicker sind als in Realität.

	$\frac{\delta_{99}}{D_{Fan}}$ CFD	$\frac{\delta_1}{D_{Fan}}$ CFD	$\frac{\delta_2}{D_{Fan}}$ CFD
HSC 6 ATF	3,82 %	0,62 %	0,45 %
HSC 6 Flug	1,16 %	0,17 %	0,13 %

Tabelle 1: Vergleich Grenzschichtparameter Flug - Realität

Soll die gesamte Grenzschicht abgesaugt werden, kann der abzusaugende Massenstrom mit den in Tabelle 1 gegebenen Daten folgendermaßen abgeschätzt werden (Bild 4):

$$(1) \dot{m}_{Absaug} = \rho_\infty U_\infty A = \rho_\infty U_\infty \pi ((r_a - \delta_1)^2 - (r_a - \delta_{99})^2)$$

Der gesamte durch die Fanebene strömende Massenstrom  $\dot{m}_1$  berechnet sich unter der vereinfachenden Annahme einer homogenen Strömung mit Hilfe des Innen- und Außenradius  $r_i$  bzw.  $r_a$  an der Fanebene folgendermaßen:

$$(2) \dot{m}_1 = \rho_\infty U_\infty \pi (r_a^2 - r_i^2)$$

Würde an der Fanebene abgesaugt werden, so ergibt sich mit Formel 1 und 2, dass für das betrachtete Triebwerk ein Massenstrom von maximal 15% des Triebwerksmassenstromes abgesaugt werden muss.

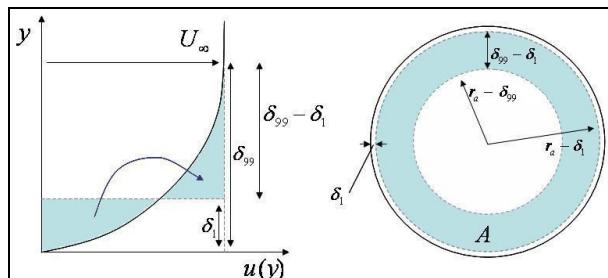


Bild 4: Berechnung des abzusaugenden Massenstromes

## 5. KONZEPTION & INTEGRIERUNG DER ABSAUGUNG IN DEN HÖHENPRÜFSTAND

In diesem Kapitel werden verschiedene Konzepte zur Realisierung einer Absaugevorrichtung in einem Höhenprüfstand erstellt und diskutiert. Dabei steht das Wort Absaugung zunächst stellvertretend für eine Möglichkeit die Grenzschicht zu beeinflussen. Nachdem verschiedene Möglichkeiten zur Umsetzung der Grenzschichtabsaugung anhand eines Variantenbaumes aufgezeigt und diskutiert werden, wird abschließend das erfolgsversprechendste Konzept ausgewählt.

### 5.1. Prinzipielle Möglichkeiten zur Realisierung der Absaugung

Zur Generierung verschiedenster Möglichkeiten, die Grenzschichtabsaugung im Höhenprüfstand umzusetzen, wurde die Methode des Variantenbaumes benutzt. Bei der Erstellung eines Variantenbaumes werden zunächst die wichtigsten Merkmale eines neu zu entwickelnden Produktes ermittelt. Für die verschiedenen Merkmale werden dann mögliche Lösungen gefunden. Durch eine vollständige Kombination der einzelnen Lösungen entstehen schließlich alle Varianten, die mit den Lösungsvorschlägen erzeugt werden können. Bild 5 zeigt den für die Grenzschichtabsaugung aufgestellten Variantenbaum. Als Merkmale der Grenzschichtabsaugung wurden in diesem folgende Punkte gewählt, welche in den nächsten vier Kapiteln einzeln untersucht und diskutiert werden.

- Art der Grenzschichtbeeinflussung; hier Unterscheidung zwischen Grenzschichtbeeinflussung durch Absaugen und Einblasen.

- Verteilung der Grenzschichtbeeinflussung; hier punktförmig, z.B. über eine abgesetzte Kante oder kontinuierlich, z.B. über eine perforierte Oberfläche.
- Einstellung der Grenzschichtdicke; hier über die Lauflänge der Strömung hinter der Absaugung (axiale Positionierung der Absaugung im Zuströmkanal), über den abgesaugten/eingeblasenen Massenstrom oder über einen echten Flugeinlauf.
- Positionierung der Grenzschichtbeeinflussung im Höhenprüfstand; hier Unterscheidung zwischen stromauf und stromab der Gleitdichtung.

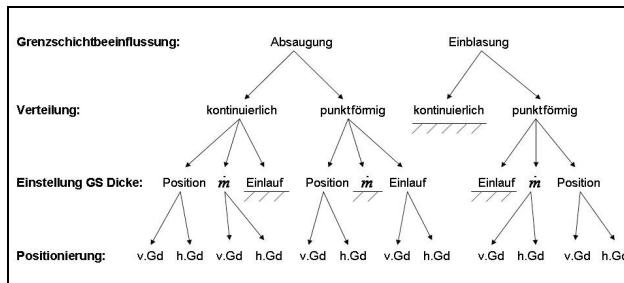


Bild 5: Variantenbaum

## 5.2. Art der Grenzschichtbeeinflussung

Obwohl der Titel dieser Arbeit bereits andeutet, dass die Grenzschichtdicke im Zuströmkanal des Höhenprüfstandes mit Hilfe einer Absaugung verringert wird, sollen zunächst noch andere Methoden aufgezeigt werden, mit denen die Grenzschicht beeinflusst werden kann.

- Grenzschichtbeeinflussung durch Absaugung
- Grenzschichtbeeinflussung durch Einblasung
- Grenzschichtbeeinflussung durch eine bewegte Wand
- Grenzschichtbeeinflussung durch Plasma Aktuatoren
- Grenzschichtbeeinflussung durch Geometrieveränderung

Unter diesen Methoden werden sowohl die Grenzschichtabsaugung als auch die Grenzschichteinblasung in der Praxis eingesetzt (z.B. in Windkanälen der Automobilindustrie). Diese sollten sich daher prinzipiell auch für die Anwendung im Höhenprüfstand eignen. Die Grenzschichtbeeinflussung durch eine bewegte Wand kann aufgrund der rotationssymmetrischen Bauform und den in der Strömung stehenden Messrechen konstruktiv nicht umgesetzt werden. Auch die noch recht neue Methode der Plasma Aktuatoren ist aufgrund der sehr starken elektrischen Felder schwierig umzusetzen. Es besteht hierbei die Gefahr, dass die elektrischen Signale der Instrumentierung gestört werden. Auch ist die Technologie für die gegebenen Strömungsbedingungen noch nicht weit genug entwickelt. Durch eine geometrische Optimierung des Zuströmkanals lässt sich die Grenzschichtdicke oft reduzieren. Da dies jedoch vom betrachteten Höhenprüfstand abhängt, soll diese Methode nicht weiter betrachtet werden.

Damit eignen sich von den bekannten Methoden zur Reduzierung der Grenzschichtdicke in einem Höhenprüfstand prinzipiell die Absaugung und die Einblasung. Vergleicht man die beiden Methoden bezüglich ihrer Energieeffizienz, so zeigt sich, dass die Methode der Einblasung eindeutig die bessere Wahl ist. Der Energieverbrauch eines Höhenprüfstandes hängt maßgeblich

vom durchgesetzten Massenstrom ab. Dieser ist für den Fall der Einblasung unverändert. Hier wird der Massenstrom im Zuströmkanal zunächst reduziert. Erst mit dem eingeblasenen Massenstrom wird der gewünschte Triebwerksmassenstrom erreicht. Im Gegensatz dazu erhöht sich der durchgesetzte Massenstrom bei der Methode der Absaugung. Hier muss der Triebwerksmassenstrom und der abgesaugte Massenstrom aufbereitet werden.

Damit hat die Einblasung gegenüber der Absaugung einen großen Vorteil. Aus diesem Grund wurde innerhalb der vorliegenden Arbeit eine CFD Untersuchung zur Grenzschichteinblasung in einem den Zuströmkanal repräsentierendem Rohr durchgeführt. Anhand dieser CFD Simulation konnte jedoch nicht nachgewiesen werden, dass die Grenzschichtdicke im Höhenprüfstand effektiv verringert werden kann. So ist hinter der Einblasstelle, wie zu erwarten, eine deutliche Geschwindigkeitsüberhöhung an der Wand zu erkennen. Weiter stromab kommt es zur Vermischung des eingeblasenen Wandstrahles und der freien Außenströmung, wodurch sich eine etwas homogener Strömung ausbildet. Die Strömungsgeschwindigkeit ist an der Wand jedoch weiterhin inhomogen verteilt, was auf eine zu geringe Vermischung der beiden Strömungsgebiete schließen lässt. Zu keinem Punkt bildet sich eine homogene Strömung aus. Auch bildet sich hinter dem Ausblasespalt eine neue Grenzschicht an der Wand aus, welche an der Stelle mit homogenster Strömungsverteilung bereits eine beträchtliche Dicke aufweist. Dies stellt keine reale Verbesserung gegenüber der Ausgangssituation dar. Aus diesem Grund wurde die Methode der Einblasung innerhalb dieser Arbeit nicht weiter verfolgt und die Grenzschichtbeeinflussung mit Hilfe einer Absaugung realisiert.

## 5.3. Verteilung der Grenzschichtbeeinflussung

In diesem Kapitel wird auf die Verteilung der Grenzschichtabsaugung eingegangen. Hierbei wird zwischen punktförmiger Absaugung, z.B. über eine abgesetzte Kante, und kontinuierlicher Absaugung, z.B. über eine perforierte Oberfläche, unterschieden. Sowohl zur kontinuierlichen als auch zur punktförmigen Absaugung wurden CFD Untersuchungen erstellt und analysiert. Tabelle 2 zeigt die Vor- und Nachteile der beiden Varianten auf. Der Vorteil der punktförmigen Absaugung über eine abgesetzte Kante ist die konstruktiv einfache Realisierbarkeit. Auch wird der dynamische Druck der Strömung zum Betrieb der Grenzschichtabsaugung genutzt. Von Nachteil ist, dass sich an der Vorderkante der abgesetzten Kante eine Ablöseblase ausbilden kann, wenn der Absaugdruck falsch eingestellt ist. Die kontinuierliche Absaugung über eine perforierte Oberfläche bietet den großen Vorteil, dass diese abgeschaltet werden kann. Dies gibt die Möglichkeit, den Einfluss der zu dicken Grenzschicht durch Vergleichstests zu erfassen. Auch ist diese Variante der Absaugung wesentlich robuster gegenüber Fehleinstellungen im Absaugdruck. Ein Nachteil dieser Methode ist, dass nach z.B. [4] ein Anstellwinkel in der Strömung erzeugt wird. Die durchgeföhrten CFD Simulationen haben jedoch gezeigt, dass dieser bis zur Fanebene wieder abgeklungen ist. Nachteilig bei der kontinuierlichen Absaugung ist, dass ein niedrigerer Absaugdruck benötigt wird. Auch ist die konstruktive Umsetzung aufwändiger. Beide Varianten erzeugen einen Staupunkt an der Hinterkante der Absaugung. Dies muss

bei der Integrierung in den Höhenprüfstand berücksichtigt werden, um die Messung des statischen Druckes z.B. an der Gleitdichtung nicht zu beeinträchtigen. Es kann davon ausgegangen werden, dass sich bei der kontinuierlichen Absaugung ein schwächerer Staupunkt ausbildet

	Vorteile	Nachteile
punktf.:	einfach kein induzierter Anstellwinkel dynamischer Druck wird genutzt	anfällig gegenüber Fehleinstellung nicht abschaltbar
kont.:	abschaltbar robuster gegenüber Fehleinstellungen Staupunkt schwächer erwartet	höherer Absaugeunterdruck notwendig aufwändiger umzusetzen

Tabelle 2: Vergleich kontinuierliche - punktförmige Absaugung

#### 5.4. Einstellung der Grenzschichtdicke

Zur Einstellung der Grenzschichtdicke gibt es drei verschiedene Möglichkeiten. Diese sind:

- Einstellung der Grenzschichtdicke durch einen echten Flugeinlauf
- Einstellung der Grenzschichtdicke über die Lauflänge der Strömung hinter der Absaugung
- Einstellung der Grenzschichtdicke über die Menge des abgesaugten Massenstromes

Unter diesen drei Möglichkeiten ist die der Realität nächste, einen echten Einlauf im Höhenprüfstand zu benutzen (Bild 6). Entspricht dieser geometrisch dem Einlauf wie er später im Flug benutzt wird, sollte sich annähernd die reale Grenzschicht ausbilden. Ein geringer Unterschied zwischen der realen Grenzschicht und der im Höhenprüfstand wird sich jedoch auch mit einem echten Einlauf ergeben. Dies liegt an unterschiedlichen Fangstromröhren im Flug und im Höhenprüfstand.

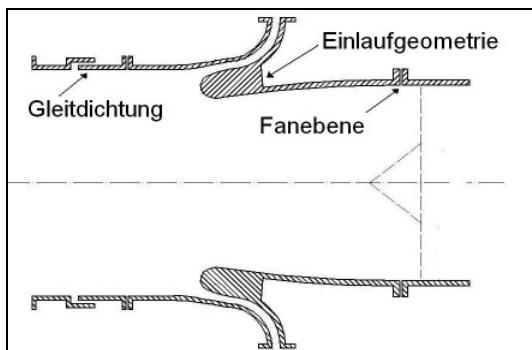


Bild 6: Grenzschichtabsaugung in einem Höhenprüfstand mit echtem Einlauf

Erfolgt die Einstellung der Grenzschichtdicke über einen echten Einlauf, so muss sichergestellt werden, dass der auf den Einlauf wirkende Strömungswiderstand nicht den ermittelten Schub verfälscht. So ist der Triebwerksschub ohne Einlauf- bzw. Gondelwiderstand definiert. Dieser wird nach z.B. [5] dem Flugzeugwiderstand zugeordnet. Entweder muss der auf den Einlauf wirkende Strömungswiderstand korrigiert werden können, oder der Einlauf muss mechanisch vom Triebwerk entkoppelt sein. In Kapitel 5.5 wird gezeigt, dass die Kraft auf den Einlauf bei einer Positionierung der Grenzschichtabsaugung stromab der Gleitdichtung ohne großen Mehraufwand korrigiert werden kann.

Neben der Benutzung eines echten Einlaufes kann die Grenzschichtdicke über die axiale Lauflänge zwischen Absaugung und Fanebene, also über die Positionierung der Absaugeanlage, eingestellt werden. Hierzu wurden CFD Untersuchungen mit unterschiedlich langen Zuströmkanälen vor dem eigentlichen Triebwerk durchgeführt. Diese verschiedenen Zuströmkanäle beginnen jeweils hinter der gedachten Absaugeposition, so dass sich eine neue Grenzschicht ausbildet. Im Einzelnen wurden dabei folgende Positionen der Grenzschichtabsaugung untersucht.

- Die Grenzschichtabsaugung befindet sich kurz vor der Gleitdichtung
- Die Grenzschichtabsaugung befindet sich kurz hinter der Gleitdichtung, kurz vor dem Einlaufadapter
- Die Grenzschichtabsaugung befindet sich hinter der Gleitdichtung, in der Mitte des Einlaufadapters

Eine Auswertung der CFD Simulationen ergibt, dass sich die Grenzschichtparameter bei allen drei untersuchten Fällen im Gegensatz zur Ausgangsgeometrie deutlich reduzieren lassen. Grenzschicht-, Verdrängungs- als auch Impulsverlustdicke sind in den meisten Fällen jedoch weiterhin dicker als im realen Flugfall. So sind diese Parameter bei der Absaugung vor der Gleitdichtung ca. 60% – 100% dicker wie in Realität. Bei der Absaugung direkt vor dem Einlaufadapter sind Sie immer noch ca. 50% – 70% dicker. Wird die Grenzschichtabsaugung in der Mitte des Einlaufadapters positioniert, so bildet sich eine etwas dünnere Grenzschicht aus wie in Realität.

Weiterhin kann die Grenzschichtdicke über die Menge des abgesaugten Massenstromes eingestellt werden. Diese Möglichkeit ergibt sich besonders bei der Absaugung durch eine perforierte Wand. Je nach abgesaugtem Massenstrom kann die Grenzschichtdicke stärker oder schwächer reduziert werden. Wie im obigen Kapitel gezeigt wurde, ist die Grenzschichtdicke jedoch auch bei einer Absaugung der gesamten Grenzschicht in den meisten Fällen noch etwas zu dick. Aus diesem Grund soll der Möglichkeit, die Grenzschichtdicke über die Menge des abgesaugten Massenstromes einzustellen, keine weitere Beachtung geschenkt werden.

#### 5.5. Positionierung der Grenzschichtabsaugung im Höhenprüfstand

In diesem Kapitel wird untersucht, wie sich verschiedene Positionierungen der Grenzschichtabsaugung auf die Schubmessung in einen Höhenprüfstand auswirken. Hierzu wird zunächst erläutert wie der Schub in diesem ermittelt wird. Darauf aufbauend wird analysiert, in wie weit die Grenzschichtabsaugung einen Einfluss auf den ermittelten Schub hat.

Für den Triebwerkshersteller ist die wichtigste Größe bei der Schubermittlung der Bruttoschub. Der Bruttoschub  $F_B$  ist nach z.B. [5] folgendermaßen definiert, wobei der Index "9" die Position des Düsenaustritts kennzeichnet:

$$(3) \quad F_B = \dot{m}_9 u_9 + A_9 (p_9 - p_0)$$

Die Bestimmung des Bruttoschubes nach dieser Formel ist in der Praxis jedoch recht schwierig, da im Besonderen

der Druck  $p_9$  und die Austrittsgeschwindigkeit  $u_9$  im austretenden Strahl schwierig zu messen sind. In der Praxis wird der Bruttoschub daher nach [1] wie folgt bestimmt: Zunächst wird ein Kontrollvolumen wie in Bild 7 gezeigt um das Triebwerk gelegt. Wird der Impulssatz über dieses Kontrollvolumen ausgewertet, so ergibt sich unter der Annahme einer stationären Strömung und der Vernachlässigung der Potentialkräfte folgende Beziehung für die Waagenkraft:

$$(4) \quad F_{Waage} = -\dot{m}_{GD} u_{GD} + \dot{m}_9 u_9 - A_{GD} (p_{GD} - p_0) \\ + A_9 (p_9 - p_0) - A_{Ring} (p_{Ring} - p_0) + \int_{GD} A_x (p_{A_x} - p_0) dA_x$$

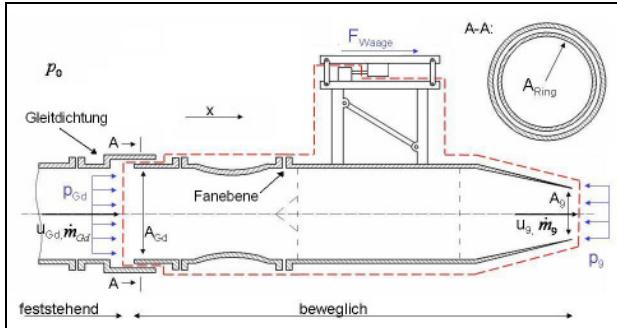


Bild 7: Bestimmung des Schubes im Höhenprüfstand

Die durch das letzte Integral beschriebenen Oberflächenkräfte auf das Triebwerk sind schwer zu bestimmen, nach [1] jedoch in der Regel sehr klein und sollen daher für die weitere Betrachtung vernachlässigt werden. Durch Einsetzen von Formel 3 und anschließendes Umformen ergibt sich schließlich:

$$(5) \quad F_B = F_{Waage} + \dot{m}_{GD} u_{GD} + A_{GD} (p_{GD} - p_0) \\ + A_{Ring} (p_{Ring} - p_0)$$

Um den Bruttoschub zu bestimmen, muss also nicht nur die Waagenkraft gemessen werden, sondern zusätzlich der in das Triebwerk eintretende Massenstrom sowie der am Eintritt des Kontrollvolumens herrschende statische Druck und die Eintrittsgeschwindigkeit. In der Praxis wird die Eintrittsebene wie abgebildet in den Bereich der Gleitdichtung gelegt. Der statische Druck und die Geschwindigkeit müssen dann möglichst nah an dieser bestimmt werden, um Fehler bei der Bestimmung des Bruttoschubes so gering wie möglich zu halten.

Wird die Grenzschichtabsaugung in den Höhenprüfstand integriert, so muss zwischen einer Positionierung stromauf und stromab der Gleitdichtung unterschieden werden. Wird Sie stromauf der Gleitdichtung positioniert, so ergibt sich kein Einfluss auf die Schubbestimmung. Wird die Grenzschichtabsaugung stromab der Gleitdichtung positioniert, so ergibt sich das in Bild 8 gezeigte neue Kontrollvolumen. Wird der Impulssatz über dieses Kontrollvolumen ausgewertet, so ergeben sich wieder die bereits bekannten Formeln 4 und 5. Betrachtet man Gleichung 4, so stellt man fest, dass sich die Waagenkraft aufgrund der geänderten Eintrittsbedingungen am Kontrollvolumen verändert. Der mit Formel 5 bestimmte Bruttoschub ändert sich jedoch nicht, da die Größen, welche die Waagenkraft in Gleichung 4 verändern, hier

mit umgekehrten Vorzeichen stehen. Es kann damit festgehalten werden, dass es auch möglich ist, die Grenzschichtabsaugung stromab der Gleitdichtung zu positionieren. Es ist hierbei jedoch wichtig, dass das abgesaugte Fluid radial zur Triebwerksachse abgeführt wird, um keinen Einfluss auf die Schubmessung zu haben.

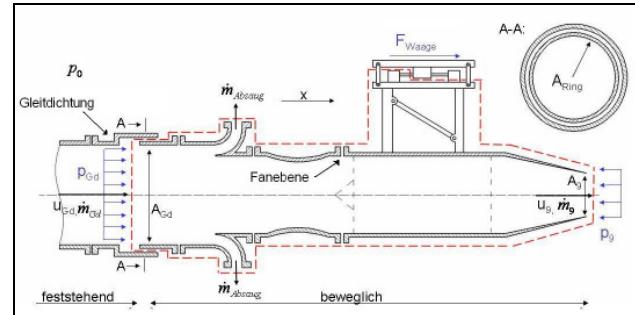


Bild 8: Bestimmung des Schubes im Höhenprüfstand mit Grenzschichtabsaugung

## 5.6. Auswahl eines Konzeptes

Nachdem die einzelnen Variationsmöglichkeiten zur Umsetzung einer Grenzschichtabsaugung in den letzten Kapiteln genauer untersucht wurden, werden die beiden vielversprechendsten Varianten hier dargestellt.

In der ersten Variante wird die Grenzschicht stromab der Gleitdichtung über einen echten Einlauf abzuscheiden (Bild 6). Dies stellt die beste Möglichkeit zur Einstellung einer realen Grenzschicht dar. Der Aufwand bei der Integrierung ist höher, da das abgesaugte Fluid über ein flexibles Rohr abgeführt werden muss. Auch hat die Triebwerksaufhängung das zusätzliche Gewicht der Absaugung mitzutragen. Die zusätzliche Auslegung der flexiblen Verbindung spielt jedoch im Vergleich zum Gesamtaufwand eine untergeordnete Rolle. So ist die eigentliche Auslegung der Absaugung, der strömungsführenden Kanäle, der Instrumentierung und des Regelkreises, sowie die Integrierung der zusätzlichen Absaugeverdichter in den Höhenprüfstand mit einem weitaus größeren Aufwand verbunden. Da diese Variante die besten Ergebnisse erwarten lässt, soll die aerodynamische Auslegung für diese erfolgen.

In der zweiten Variante erfolgt die Absaugung vor der Gleitdichtung über eine perforierte Wand. Als perforierte Wand kann z.B. ein Lochblech verwendet werden. Die mechanische Integrierung in den Höhenprüfstand ist hierbei einfacher, da die Absaugung nicht mit der Schubmesswaage gekoppelt ist. Vorteilhaft ist, dass an der grundlegenden Geometrie des Zuströmkanals keine Änderung notwendig ist. Die Absaugung muss lediglich in den bestehenden Zuströmkanal eingefügt werden. Daher kann die bereits existierende Gleitdichtung sowie der Einlaufadapter weiter verwendet werden. Auch kann die Grenzschichtabsaugung ausgeschaltet werden, um den Einfluss der zu dicken Grenzschicht zu bestimmen.

## 6. AERODYNAMISCHE AUSLEGUNG

Die aerodynamische Auslegung der Grenzschichtabsaugung erfolgt in zwei Schritten. Zunächst wird ein 2D Mo-

dell der eigentlichen Absaugegeometrie erzeugt. Im Anschluss erfolgt eine 3D Auslegung des gesamten Modells, wobei hier das Augenmerk auf der Sammlung des abgesaugten Fluids liegt.

## 6.1. 2D Auslegung

Zur Erstellung des 2D Modells wurde der Einlaufadapter zunächst durch einen echten Einlauf ersetzt. Um die Umströmung des Einlaufs möglichst realitätsnah einzustellen, wurde der Durchmesser des Zuströmkanals vergrößert. Hierbei wurde der Radius des Zuströmkanals so gewählt, dass dieser um die Grenzschichtdicke  $\delta$  größer ist, als der Radius an der Einlaufvorderkante. Dies ermöglicht es, die gesamte Grenzschicht über die Einlaufoberseite abzuführen. Weiterhin wird die Einlaufellipse mit der Geschwindigkeit der freien Außenströmung angeströmt, was zu einer realitätsnahen Ausbildung des Staupunktes führt. Im nächsten Schritt wurde ein Absaugekanal auf der Oberfläche der vorderen Gondelgeometrie erstellt. Das Ziel ist es hier, die Querschnittsfläche des Absaugekanal entlang der Gondeloberfläche konstant zu halten. Ist dies der Fall, so wird eine Strömung mit nahezu konstanter Geschwindigkeit entlang der Gondeloberfläche erzeugt. Hierdurch können durch Verzögerungen verursachte Strömungseffekte wie z.B. Ablösung vermieden werden. Wie in Kapitel 4 erläutert wurde, müssen ca. 15% des Triebwerksmassenstromes abgesaugt werden, um die gesamte Grenzschicht abzusaugen. Wird für die Strömungsgeschwindigkeit im Absaugekanal die Geschwindigkeit des Zuströmkanals gewählt, so muss der Kanalquerschnitt stets 15% des Querschnittes der Zuströmkanals (im Ausgangszustand) entsprechen. In diesem Fall ergibt sich die Höhe des Absaugekanal aus folgender Bedingung:

$$(6) \quad A_{\text{Absaug}} = 0,15 A_{\text{Zustrom}}$$

bzw.

$$(7) \quad \pi((r_{\text{Absaug}}(x))^2 - (r_{\text{Gondel}}(x))^2) = 0,15\pi(r_{\text{Zustrom}})^2$$

zu:

$$(8) \quad h_{\text{Absaug}}(x) = \sqrt{0,15(r_{\text{Zustrom}})^2 + (r_{\text{Gondel}}(x))^2} - r_{\text{Gondel}}(x)$$

In diesen Gleichungen entspricht  $r_{\text{Absaug}}$  dem Außenradius der Absaugung,  $r_{\text{Zustrom}}$  dem Radius des Zuströmkanals der Ausgangsgeometrie und  $A_{\text{Zustrom}}$  dem Strömungsquerschnitt des Zuströmkanals der Ausgangsgeometrie. Mit Formel 8 können nun beliebig viele Stützpunkte zur Konstruktion des Absaugekanals erzeugt werden. In Bild 9 sind alle bisher konstruierten Elemente der Absaugung dargestellt.

Um den Zuströmkanal mit dem Absaugekanal zu verbinden wurde eine Bridge Curve verwendet. Diese geht sowohl tangential in den Zuströmkanal als auch tangential in den Absaugekanal über. Im letzten Schritt muss das abgesaugte Fluid in eine zur Triebwerksachse radiale Richtung umgelenkt werden. Dies wurde, wie in Bild 10 zu sehen, durch einen kreisförmigen Kanal realisiert. Dieser geht tangential in die Gondeloberfläche über und endet in einem zur Triebwerksachse radialen Kanalstück.

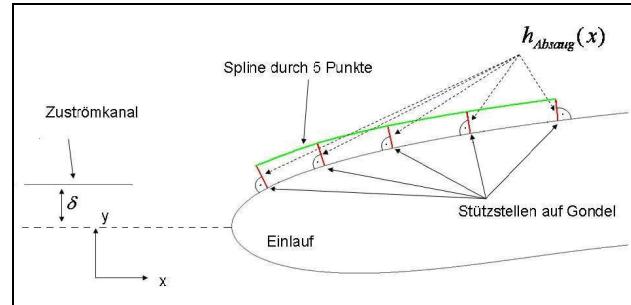


Bild 9: Auslegung des Absaugekanals

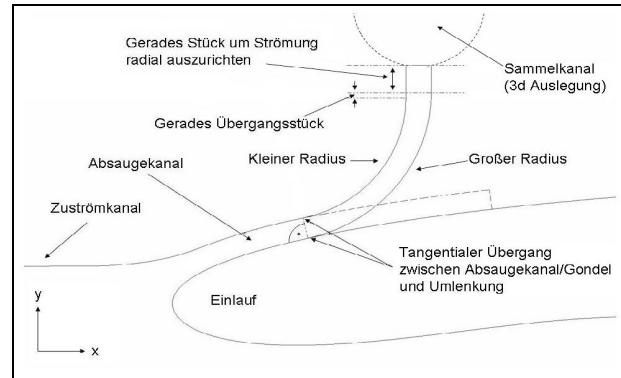


Bild 10: Auslegung der Grenzschichtabsaugung

## 6.2. 3D Auslegung

Nachdem die 2D Auslegung abgeschlossen ist, muss das abgesaugte Fluid, wie schon in Bild 10 angedeutet, in Umfangsrichtung gesammelt werden. Wichtig ist hierbei, dass in diesem Sammelkanal ein konstanter statischer Druck vorliegt. Dies ist notwendig, um einen konstanten Massenstrom über den gesamten Umfang des Absaugekanals der 2D Geometrie abzusaugen. Ist dies nicht der Fall, kann sich ein inhomogenes Grenzschichtprofil über der Fanebene einstellen, was vermieden werden muss. Um diese Forderung zu erreichen kann ein Spiralgehäuse, wie es aus dem Bau von Radialverdichtern bekannt ist, verwendet werden. Die grundlegende Idee ist hier, das Fluid unter einer stetigen Querschnittserweiterung in Umfangsrichtung abzuführen. Entspricht der Querschnitt des Spiralgehäuses unter einem Winkel von  $\vartheta$  dem Querschnitt des Strömungsauslasses bis zu diesem Winkel, so bleibt die Strömungsgeschwindigkeit im Spiralgehäuse (reibungsfrei betrachtet) konstant (Bild 11). Damit bleibt auch der statische Druck in Umfangsrichtung wie gefordert konstant. Zur Konstruktion des Spiralgehäuses wurden zunächst mehrere Stützpunkte über folgende Beziehung bestimmt:

$$(9) \quad A_{\text{Spirale}}(\vartheta) = \frac{A_{\text{Auslass}} \cdot 360^\circ}{\vartheta} = \frac{\pi \cdot D_{\text{Auslass}} \cdot b \cdot 360^\circ}{\vartheta}$$

bzw.

$$(10) \quad r_{\text{Spirale}}(\vartheta) = \sqrt{\frac{D_{\text{Auslass}} \cdot b \cdot 360^\circ}{\vartheta}}$$

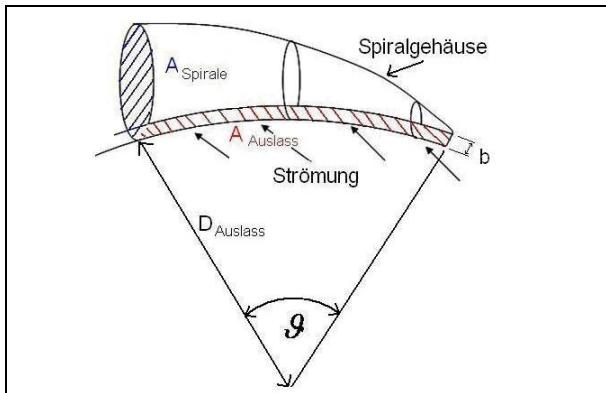


Bild 11: Auslegung eines Spiralgehäuses

Verbindet man die mit Formel 10 erzeugten Stützpunkte durch ein Spline, so kann im Anschluss um diesen Spline das Spiralgehäuse konstruiert werden (Bild 12).

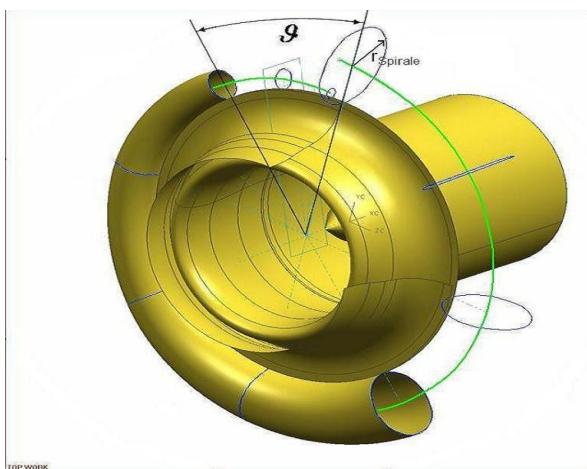


Bild 12: Konstruktion des Spiralgehäuses

Um zu verhindern, dass durch die Strömung im Spiralgehäuse ein Drall im Zuströmkanal erzeugt wird, wurde im nächsten Schritt eine Leitbeschaukelung in den Umlenkanal integriert. Schließlich ergibt sich das in Bild 13 dargestellte Modell der Grenzschichtabsaugung (ohne Zuströmkanal dargestellt).

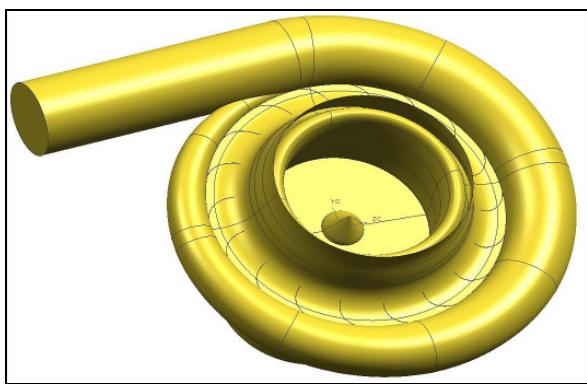


Bild 13: 3D Modell der Grenzschichtabsaugung

## 7. ERGEBNISSE

### 7.1. 2D Ergebnisse

Zu dem in Kapitel 6.1 erstellten 2D Modell der Grenzschichtabsaugung wurden rotationssymmetrische CFD Simulationen zu verschiedenen Testfällen sowie Absaugdrücken durchgeführt. Diese wurden mit dem kommerziellen CFD Programm FLUENT durchgeführt. Als Turbulenzmodell wurde das *realizable k-e* Modell mit der Option *Enhanced Wall Treatment* verwendet. Dies ermöglicht eine Auflösung der Grenzschicht. Die Gitter wurden stets strukturiert mit dem Programm Gambit erzeugt. Zu den erzeugten Gittern wurde eine Gitterunabhängigkeitsstudie durchgeführt.

Im Folgenden werden die Ergebnisse für einen typischen HSC Flugfall dargestellt. Bild 14 zeigt die Grenzschichtprofile an der Fanebene für die Ausgangssituation und die Variante mit Grenzschichtabsaugung. Der Absaugedruck sollte bei der Absaugung immer innerhalb von zwei Grenzen eingestellt werden. Die untere Grenze ist dabei durch lokale Überschallgebiete im Absaugekanal beschränkt. Die obere Grenze ist durch einen zu hohen Absaugedruck beschränkt, so dass Fluid in die Grenzschichtabsaugung einströmt.

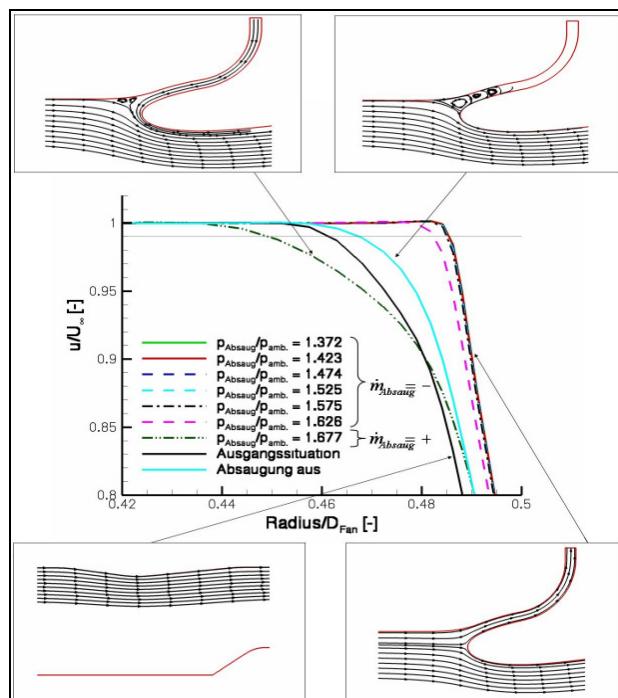


Bild 14: Grenzschichtprofile an der Fanebene in Abhängigkeit des Absaugedruckes

In Bild 14 ist zu erkennen, dass die Grenzschichtdicke mit abnehmenden Absaugedruck zunächst sehr stark abnimmt. Wird der Absaugedruck dann weiter abgesenkt, so nähert sich das Grenzschichtprofil einem asymptotischen Verlauf an. Dies bedeutet, dass ab einer gewissen Grenze eine weitere Absenkung des Absaugedruckes keine weitere Reduzierung der Grenzschichtdicke bewirkt. Es wird in diesem Fall lediglich der abgesaugte Massenstrom erhöht. Wird der Absaugedruck zu hoch eingestellt, so

dickt sich die Grenzschicht, wie in Bild 14 zu erkennen, stark auf. In diesem Fall strömt Fluid durch die Absaugung ein, was anhand der gezeigten Stromlinien zu erkennen ist. Daher muss das Einströmen von Fluid unter allen Umständen verhindert werden. Dies kann mit Hilfe eines Rückschlagventils erreicht werden. Um den Zustand zu simulieren, wenn dieses Rückschlagventil geschlossen ist, wurde die "pressure outlet" Randbedingung am Absaugeauslass durch eine Wand ersetzt. Selbst für diesen Fall ergibt sich eine Reduzierung der Grenzschichtdicke (Fall „Absaugung aus“ in Bild 14).

Es lässt sich anhand des dargestellten HSC Testfalls folgendes festhalten: Die Grenzschichtabsaugung ermöglicht eine Reduzierung der Grenzschichtparameter um ca. 60%. Die realen Grenzschichtparameter werden jedoch nicht exakt erreicht. Weiterhin fällt auf, dass die Grenzschichtabsaugung in weiten Bereichen nahezu unabhängig vom Absaugedruck das gleiche Grenzschichtprofil erzeugt. Dies bedeutet, dass bei einem leicht zu niedrig eingestellten Absaugedruck geringe Schwankungen im Absaugedruck keinen Einfluss auf das Grenzschichtprofil haben. Dies bietet eine gewisse Sicherheit gegenüber Fehleinstellungen bzw. Schwankungen im Absaugedruck. Weiterhin ist für diesen Flugfall zu beobachten, dass der benötigte Absaugedruck stets über dem entsprechenden statischen Druck der Höhe  $p_{amb}$  liegt. Dies bedeutet, dass der statische Druck in der Testzelle zum Betrieb der Absaugeanlage benutzt werden kann (siehe Kapitel 10). Eine Auswertung der MRC und SLS Testfälle mit hohem durchgesetztem Massenstrom (hoher Triebwerksschub) liefert prinzipiell die gleichen Erkenntnisse. Es ist jedoch zu beobachten, dass der benötigte Absaugedruck für beide Fälle unter dem statischen Druck der Höhe liegt. Aus diesem Grund wird hier ein zusätzlicher Absaugeverdichter benötigt, um die Grenzschichtabsaugung zu betreiben.

Für Testfälle mit sehr geringem Massendurchsatz hat bereits eine sehr geringe Änderung im Absaugedruck einen großen Einfluss auf das Grenzschichtprofil. Aus diesem Grund muss hier sichergestellt werden, dass der Absaugedruck sehr genau eingestellt werden kann. Ist dies nicht möglich sollte der Absaugedruck stets so eingestellt werden, dass das Grenzschichtprofil bereits deutlich in den asymptotischen Verlauf übergegangen ist.

## 7.2. 3D Ergebnisse

Nachdem die Auswertung der 2D CFD Rechnungen gute Ergebnisse lieferte, sind im Folgenden die Ergebnisse der 3D CFD Simulation dargestellt. Diese wurden ebenfalls mit dem kommerziellen CFD Programm FLUENT durchgeführt. Als Turbulenzmodell wurde wie zuvor das *realizable kε* Modell mit der Option *Enhanced Wall Treatment* benutzt. Das Gitter wurde in CENTAUR unstrukturiert erzeugt. Wie bei den 2D Simulationen wurde eine Gitterunabhängigkeitstudie durchgeführt.

Das wichtigste Augenmerk bei der 3D Simulation liegt auf der Verteilung des statischen Drucks im Absaugekanal. Wichtig ist, dass der statische Druck in diesem konstante Werte in Umfangsrichtung aufweist. Dies ist notwendig um die Grenzschicht möglichst gleichmäßig über den gesamten Umfang abzusaugen. Bild 15 zeigt hierzu den Verlauf des statischen Drucks auf einer Ebene im Absau-

gekanal. Es ist lediglich ein minimaler Druckanstieg entlang der Spirale, in Richtung abnehmenden Spiralquerschnittes zu erkennen. Eine mögliche Erklärung hierfür sind die, während der Auslegung vernachlässigten, Reibungseffekte. So ist der durch Reibung beeinflusste Anteil des Strömungsquerschnittes im Bereich eines kleinen Spiralquerschnittes höher, als im Bereich eines großen Spiralquerschnittes. Es kommt daher zu einer stärkeren Verzögerung der Strömung in dem engeren Bereich des Spiralgehäuses. Mit der abnehmenden Strömungsgeschwindigkeit steigt der statische Druck nach der Bernoulli-Gleichung in diesem Bereich, wie auch in Bild 15 zu sehen, an. Der Druckunterschied beträgt über die gesamte Ebene 3% des statischen Druckes der Höhe. Aus den 2D Ergebnissen geht hervor, dass diese Druckdifferenz für den untersuchten HSC Testfall nahezu keinen Einfluss auf das Grenzschichtprofil hat, wenn ca. 15% des Triebwerksmassenstromes abgesaugt werden.

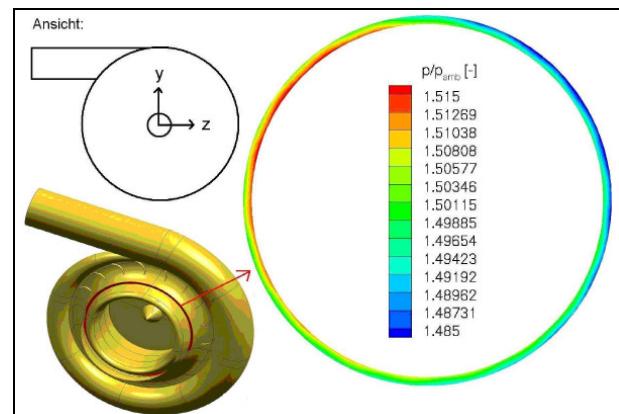


Bild 15: Druckverteilung im Absaugekanal

Bild 16 zeigt links die Stromlinien im Zuström- und Absaugekanal. Es ist zu erkennen, dass das Fluid zunächst rein axial in den Absaugekanal strömt und erst kurz vor der Leitbeschaukelung umgelenkt wird. Damit ist gezeigt, dass die Absaugeanlage keinen Drall im Zuströmkanal induziert. Zusätzlich zeigt die Abbildung die Stromlinien im Spiralkanal. Es ist zu erkennen, dass die Strömung durch die gewählte Leitbeschaukelung nicht ausreichend in Richtung des Spiralkanals umgelenkt wird und zunächst auf die Außenwand des Spiralgehäuses trifft. Zur Optimierung des 3D Designs wird daher vorgeschlagen, eine höhere Anzahl an Leitschaufeln zu verwenden, damit die Strömung deren Verlauf besser folgen kann.

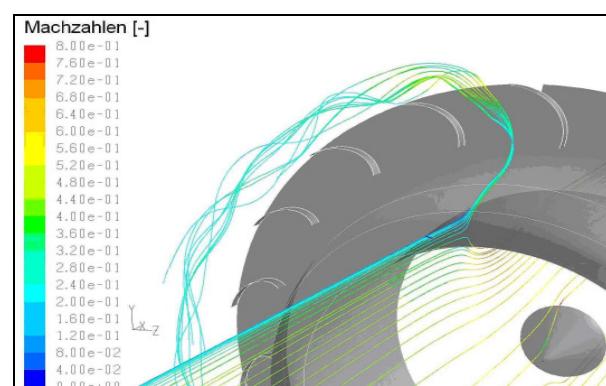


Bild 16: Stromlinien im Zuström- und Absaugekanal des Höhenprüfstandes

## 8. BEREITSTELLUNG DES ABSAUGEDRUCKES

Zur Absaugung des gewünschten Massenstromes muss an der in Kapitel 6 ausgelegten Grenzschichtabsaugung der entsprechende statische Absaugedruck angelegt werden. Wie in Kapitel 7.1 gezeigt, ist dieser Absaugedruck für einige Testfälle höher als der in der Testzelle eingestellte statische Druck, welcher dem statischen Druck der zu testenden Höhe entspricht. Für diese Testfälle könnte das abgesaugte Fluid theoretisch direkt in die Testzelle expandiert werden, ohne dass eine zusätzliche Verrohrung in den Höhenprüfstand integriert werden muss. Dies ist jedoch nicht möglich, da das abgesaugte Fluid eine Umströmung des Triebwerks und der Triebwerksaufhängung erzeugt. Dies hat Einflüsse auf die Schubmessung und ist daher nicht zulässig. Aus diesem Grund muss das abgesaugte Fluid durch eine Verrohrung abgeführt werden. Um dennoch den in der Testzelle eingestellten statischen Druck nutzen zu können, wird vorgeschlagen, diese Verrohrung wie in Bild 17 zu sehen mit dem Abgaskanal zu verbinden. Für Fälle, in denen der statische Druck im Abgaskanal geringer ist als der benötigte Absaugedruck kann die Grenzschichtabsaugung ohne einen zusätzlichen Absaugeverdichter betrieben werden. Ist der benötigte Absaugedruck geringer als der Druck im Abgaskanal, so muss das abgesaugte Fluid wie in Bild 17 schematisch dargestellt, durch einen zusätzlichen Absaugeverdichter abgesaugt werden. Da der statische Druck im Abgaskanal für die meisten Testfälle geringer ist als der Umgebungsdruck, muss der Absaugeverdichter ein geringeres Druckgefälle erzeugen, als wenn er mit der freien Umgebung verbunden ist. Hierdurch kann dieser kleiner dimensioniert werden.

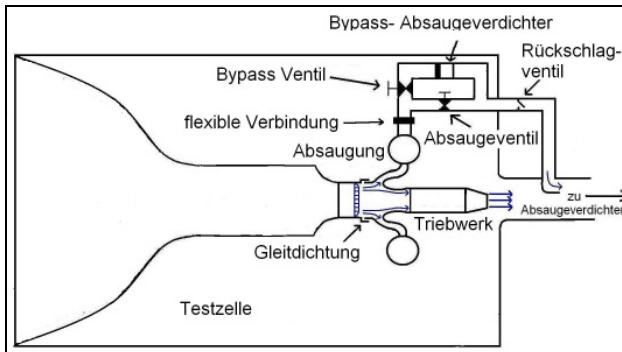


Bild 17: Bereitstellung des Absaugedruckes

## 9. FAZIT

In der vorliegenden Arbeit wurde für einen fiktiven Höhenprüfstand eine Grenzschichtabsaugung ausgelegt. Durch diese Grenzschichtabsaugung werden die Grenzschichtparameter deutlich reduziert. Hierdurch können Versuche im Höhenprüfstand realitätsnäher durchgeführt werden. Soll in einen existierenden Höhenprüfstand eine Grenzschichtabsaugung integriert werden, so unterstützt das dargestellte, generische Vorgehen die Auslegung dieser. Zunächst muss jedoch mit dem entsprechenden Betreiber des Höhenprüfstandes die Möglichkeit zur Integrierung der Grenzschichtabsaugung diskutiert werden. So muss sichergestellt werden, dass genügend Platz zur Integrierung der Grenzschichtabsaugung vorhanden ist. Weiterhin muss geklärt werden, wie die Verrohrung in den Höhenprüfstand integriert werden kann. Da die Integrie-

rung einer Grenzschichtabsaugung mit einem hohen Aufwand und erhöhten Betriebskosten verbunden ist, sollte zunächst jedoch stets die Möglichkeit einer Geometrieveränderung des Zuströmkanales überprüft werden. Oftmals kann hierdurch bereits eine dünnere Grenzschicht erreicht werden.

## 10. LITERATUR

- [1] Guide to the Measurement of Engine Performance in an Altitude Test Facility, Rolls-Royce interner Bericht
- [2] P.Nowatzky, Einsatz eines Höhenprüfstandes in der Triebwerksentwicklung und kritische Bewertung der Schubmessung, Diplomarbeit TU Berlin, Institut für Luft und Raumfahrt, 1997
- [3] H.Schllichting, K.Gersten, Boundary Layer Theory, Springer-Verlag Berlin Heidelberg New York, 2000
- [4] D.Landman, C.Britcher, P.Martin, A Study of Ground Simulation for Wind Tunnel Testing of Full-Scale NASCAR's, AIAA-2000-0153, Langley Full-Scale Tunnel, Department of Aerospace Engineering, Old Dominion University, Norfolk, 2000
- [5] W.J.G. Bräunling, Flugzeugtriebwerke, Springer-Verlag Berlin Heidelberg New York, 2004