

# CHARAKTERISIERUNG VON LEISTUNGSGRENZEN FÜR PRÜFSTÄNDE VON TURBOSTRAHLTRIEBWERKEN ANHAND VON STRÖMUNGS- UND SCHWINGUNGSKENNGRÖßEN

M. Stößel, S. Bindl, B. Muth, R. Niehuis  
Institut für Strahlantriebe  
Universität der Bundeswehr München  
D-85577 Neubiberg, Germany

## Zusammenfassung

Bei Turbostrahltriebwerken steht an verschiedenen Stellen im Entwicklungs-, Verbesserungs- und Wartungsprozess der Betrieb der Triebwerke auf einem Prüfstand. Eine zentrale Rolle im Entwicklungsprozess neuer Turbomaschinen spielt, neben den Komponententests, der Triebwerkstest, als finale Leistungs demonstration. In der Forschung sind Messungen am Gesamtriebwerk zur Evaluierung von Rechenmodellen, zur Untersuchung von Neuentwicklungen an Einzelkomponenten und Umgebungsparametern unerlässlich. Die benötigten Anlagen und Prüfstände für diese Tests sind in der Errichtung sowie im Unterhalt extrem kostspielig und daher gerade für Hochschulen nur selten realisierbar. Aus diesem Grund kommen Neubauten zum Betrieb neuer, immer größer werdender Triebwerke, nur in den seltensten Fällen in Betracht. Somit ist es umso wichtiger, die Ausbaugrenzen bereits bestehender Anlagen zu kennen und mit Hilfe von Ähnlichkeitsparametern und Einflusskenngrößen auf zukünftig zu betreibende Triebwerke übertragbar zu machen. Dies ist vor allem vor dem Hintergrund der aktuellen Triebwerksentwicklung von Bedeutung, wo neben der allgemeinen Leistungssteigerung auch massive Erhöhungen des Massenstroms und der Außengeometrie der Flugantriebe zu verzeichnen sind. Gleichzeitig sind dies jedoch die wesentlichen, limitierenden Faktoren eines jeden Prüfstands.

Derzeitig befindet sich auch das Institut für Strahlantriebe an der Universität der Bundeswehr München in einer derartigen Situation. Die bestehende Triebwerkversuchsanlage soll im Rahmen laufender Forschungsprojekte für den Betrieb eines neuen, modernen Turbofan-Versuchsträgers ertüchtigt werden. Dabei übertrifft das neue Aggregat die bisher betriebenen um mehr als das Doppelte bezüglich des umgesetzten Massenstroms, was die Anlage an ihre Leistungsgrenzen bringt.

Durch zahlreiche Modernisierungen konnte der prinzipielle Betrieb sichergestellt werden, jedoch muss bei der anstehenden Inbetriebnahme eine Einhaltung der geltenden Grenzwerte sichergestellt werden.

Zu diesem Zweck wurden zahlreiche Sensoren in die Infrastruktur der Anlage eingebracht. Mit Hilfe dieser Sensoren soll im Vorhinein eine Leistungsabschätzung der Anlage auf Basis der bereits verfügbaren Triebwerke vorgenommen werden sowie die Definition von Betriebsgrenzen aus der Betrachtung und Extrapolation der gewonnenen Ergebnisse erfolgen. Besonderes Augenmerk liegt dabei auf den vom Triebwerk generierten Schwingungen sowie der Unterdruckbelastung der Testzelle. Mit den verfügbaren Triebwerken konnten hierzu umfangreiche Erkenntnisse erarbeitet werden, die auf den neuen Versuchsträger übertragen wurden. Des Weiteren wurden aus den gewonnenen Messdaten und Zusammenhängen Überwachungskenngrößen abgeleitet und in die Teststandsystemstruktur integriert.

| FORMELZEICHEN |   | t           | Totalgröße   |
|---------------|---|-------------|--|
| BPR           | Nebenstromverhältnis (engl. Bypass Ratio)   | ABKÜRZUNGEN |  |
| d             | charakteristische Länge                     |             |  |
| f             | Frequenz                                    |             |  |
| $\mu$         | Zumischverhältnis (engl. Entrainment Ratio) |             |  |
| $\dot{m}$     | Massenstrom                                 |             |  |
| Sr            | Strouhal Zahl                               | ISA         | Institut für Strahlantriebe                              |
| v             | Strömungsgeschwindigkeit                    | MexJET      | More Electric Experimental Jet Engine Test Vehicle       |
| INDIZES       |   | TCD         | Unterdruck in der Testzelle (engl. Test Cell Depression) |
| max           | Maximum                                     | TVA         | Triebwerkversuchsanlage                                  |
| min           | Minimum                                     |             |  |
| pri           | Primär                                      |             |  |
| sek           | Sekundär                                    |             |  |

## 1. EINLEITUNG

Die Errichtung und der Betrieb von Triebwerksprüfständen für Forschung und Lehre sind mit erheblichen Kosten verbunden. Daher steht vor der Entscheidung über einen Neubau einer solchen Anlage in jedem Fall zuerst die Überlegung der Erweiterbarkeit von bestehenden Prüfständen. Dabei spielt die Aerodynamik solcher Anlagen eine entscheidende Rolle, vor allem wenn es sich, wie in den meisten Fällen, um Hallenprüfstände handelt. Diese bieten im Vergleich zu den Freiprüfständen zwar diverse Vorteile, bringen aber auch Nachteile mit sich. Besonders durch die Schalldämmkulissen zur Lärminderung werden nicht immer optimale Strömungsbedingungen innerhalb der Anlage hervorgerufen. Am Institut für Strahltriebwerke rückten diese Sachverhalte in den Fokus als die Entscheidung getroffen wurde ein leistungsstärkeres Triebwerk an der Anlage zu betreiben. Im Falle der Neuaufrüstung des MexJET Versuchsträgers an der TVA, welcher die anderen Triebwerke in puncto Massenstrom um mehr als das Doppelte übertrifft, wurden damit eingehende Strömungsbewertungen notwendig [1-3]. Die damit gewonnenen Erkenntnisse lassen einen grundsätzlichen Betrieb des Versuchsträgers in der Anlage zu. Zur Sicherstellung einer dauerhaften Nutzbarkeit und zur Untersuchung eventuell auftretender Phänomene im Langzeitbetrieb wird ein infrastrukturelles Überwachungssystem in die Prüfstandsinfrastruktur integriert. Aufbauend auf die in [1-3] dargestellten Erkenntnisse soll nun anhand der bestehenden Aggregate unter zur Hilfenahme von Kenngrößen die Strömungssituation in der Anlage bewertet und deren Einfluss auf den Betrieb analysiert werden, so dass auf Basis der vorliegenden Daten die Überwachungs- und Betriebsgrenzen für den neuen und weitere zukünftige Versuchsträger, abgeleitet werden können.

## 2. TRIEBWERKVERSUCHSANLAGE

Die Triebwerkversuchsanlage des ISA wurde in den 1970er Jahren errichtet und als Lehrprüfstand ausgelegt. Das beinhaltet, als einzigartiges Element an einer solchen Anlage, einen Hörsaal im direkten Anschluss an den Fahrstand, von dem aus Zuschauer und Studenten einen Einblick in die Testzelle und die Prüfstandsbedienung haben. Prüfraum A dient der Durchführung von Komponententests, Prüfraum B ist die Testzelle für die Fluggasturbinen.

Ein Grundriss der Anlage ist in BILD 1 dargestellt. BILD 2 zeigt einen Längsschnitt. Die Abbildungen lassen die besondere Strömungsführung in der Testzelle erkennen, die aufgrund des angeschlossenen Hörsaals notwendig ist. Die daraus resultierenden Strömungsphänomene und die besondere Zuströmsituation zum Versuchsträger verlangen ein besonderes Augenmerk bei der Adaptierung der Anlage auf neue, leistungsstärkere Triebwerke.

### 2.1. Testzelle

Die eigentliche Testzelle der TVA ist mit 4,5 m Breite sehr schmal im Vergleich zu bestehenden industriell genutzten Anlagen zum Betrieb von Triebwerken gleichen Typs. Des Weiteren verursacht die Zuströmung von oben aus dem Ansaugturm, durch die Schalldämmkulissen, zusätzlich ungünstige Bedingungen in der Anlage. Die dadurch stark eingeschränkte Zuströmgeometrie und das begrenzte Strömungsvolumen muss detailliert auf die Fähigkeit hin überprüft werden größere Triebwerke mit mehr Massen-

strom beherbergen zu können. BILD 3 zeigt dazu die Ergebnisse bereits durchgeführter numerischer Simulationen. Hier dargestellt sind die Geschwindigkeitsverteilung und Stromlinien der Zuströmung in der Testzelle. Es ist deutlich die Beschleunigung innerhalb der Eintrittsschalldämmung (im Folgenden Kulissen genannt) und die von oben geführte Zuströmung zum Triebwerk zu erkennen.

### 2.2. Versuchsträger

Das ISA verfügt bisher über drei verschiedene Triebwerke, die an der TVA betrieben werden können. Diese werden zu Demonstrationszwecken, in der Lehre und der Forschung eingesetzt. Die einzelnen Triebwerke werden im Folgenden kurz vorgestellt.

#### 2.2.1. RB145

Bei dem RB145 handelt es sich um ein einwelliges Turbostrahltriebwerk mit Nachbrenner. An der TVA wird es in der Regel lediglich für Demonstrationsläufe betrieben. Das Triebwerk wurde für das Experimentalflugzeug VJ-101C entwickelt. Es sollte sowohl als Hub- als auch als Marschtriebwerk eingesetzt werden, hierzu gibt es eine Variante mit und eine ohne Nachbrenner. Aufgrund der Installationsweise im Flugzeug besitzt es äußerst kompakte geometrische Abmessungen. Nach Einstellung des Projektes VJ-101C wurde das Triebwerk mit Nachbrenner an das Institut übergeben, wo es weiter verwendet wird. Die Möglichkeit des Nachbrennerbetriebs bietet in den vorliegenden Untersuchungen die Möglichkeit einer erweiterten Schwingungsanalyse in der TVA.

| <b>Abmaße</b>               |                         |
|-----------------------------|-------------------------|
| Gesamtlänge mit NB          | 1890 mm                 |
| Durchmesser                 | 394 mm                  |
| Gewicht                     | 207 kg                  |
| <b>Leistung</b>             |                         |
| Schub ohne Nachbrenner      | 12,1 kN                 |
| Schub mit Nachbrenner       | 16,1 kN                 |
| Luftmassenstrom             | 20 kg/s                 |
| Druckverhältnis             | 5,8                     |
| <b>Sonstige</b>             |                         |
| Drehzahl                    | 17211 min <sup>-1</sup> |
| Turbineneintrittstemperatur | 1240°K                  |

TAB 1 Leistungsdaten RB 145

#### 2.2.2. Orpheus 803

Das Triebwerk Bristol Siddeley Orpheus 803-D11 war Antrieb für die FIAT G91 und wird vorrangig zu Lehrzwecken eingesetzt. Es ist das bisher leistungsstärkste Triebwerk an der TVA und wird daher hier zur Bereitstellung möglichst großer Massenströme herangezogen. Das einwellige Triebwerk verfügt über einen 6-stufigen Axialverdichter mit angeschlossener Ringrohrbrennkammer und eine einstufige Turbine.

| <b>Abmaße</b>               |                         |
|-----------------------------|-------------------------|
| Gesamtlänge                 | 2440 mm                 |
| Durchmesser                 | 823 mm                  |
| Gewicht                     | 378 kg                  |
| <b>Leistung</b>             |                         |
| Schub                       | 22,3 kN                 |
| Luftmassenstrom             | 37,5 kg/s               |
| Druckverhältnis             | 4,26                    |
| <b>Sonstige</b>             |                         |
| Drehzahl                    | 10350 min <sup>-1</sup> |
| Turbineneintrittstemperatur | 1173°K                  |

TAB 2 Leistungsdaten Orpheus

### 2.2.3. Larzac 04 C5

Das Larzac 04, das an der TVA in der Version C5 verfügbar ist, wird vorwiegend zur Forschung auf dem Themengebiet der aktiven Verdichterstabilisierung eingesetzt. Als zweiwelliges Turbofantriebwerk mit separat entspannten Düsen ist es für die vorliegenden Untersuchungen vor allem wegen seines Einflusses auf den Ejektoreffekt zwischen Mischrohr und Düsenaustritt interessant. Zudem verfügt es über eine Zweikreisdrössel, mit deren Hilfe die Düsenaustrittsfläche zusätzlich variiert werden kann.

| <b>Abmaße</b>               |                         |
|-----------------------------|-------------------------|
| Gesamtlänge                 | 1200 mm                 |
| Durchmesser                 | 760 mm                  |
| Gewicht                     | 302 kg                  |
| <b>Leistung</b>             |                         |
| Schub                       | 13 kN                   |
| Luftmassenstrom             | 27,64 kg/s              |
| Druckverhältnis NDV         | 2,26                    |
| Druckverhältnis HDV         | 4,6                     |
| Bypassverhältnis            | 1,13                    |
| <b>Sonstige</b>             |                         |
| Drehzahl NDV                | 17500 min <sup>-1</sup> |
| Drehzahl HDV                | 22560 min <sup>-1</sup> |
| Turbineneintrittstemperatur | 1430°K                  |

TAB 3 Leistungsdaten Larzac 04 C5

### 2.2.4. MexJET

Für die zukünftigen Untersuchungen zur Thematik des More Electric Engine wird ein gänzlich neuer Versuchsträger den bereits bestehenden zur Seite gestellt. Es handelt sich dabei um ein modernes Turbofantriebwerk, welches auf der Basis eines EJ200 Prototypentriebwerks aufgesetzt ist. Das MexJET wurde zur Adaption auf dem Prüfstand des ISA und zur Erfüllung der Anforderungen im Rahmen der geplanten Untersuchungen einigen grundlegenden Modifikationen unterzogen. Durch diese Anpassungsmaßnahmen ergibt sich eine veränderte Leistungscharakteristik für das Triebwerk. Grundlegende Parameter für diesen Versuchsträger sind in der nachfolgenden Tabelle dargestellt.

|                  |      |                  |        |
|------------------|------|------------------|--------|
| F <sub>s</sub>   | 50kN | D <sub>Fan</sub> | 740mm  |
| BPR              | 0.4  | $\dot{m}$        | 73kg/s |
| P <sub>NDV</sub> | 4.2  | P <sub>HDV</sub> | 6.2    |

TAB 4 Leistungsdaten des MexJET

Der Versuchsträger ist in Zweiwellenbauweise ausgeführt und verfügt über einen 3-stufigen transsonischen Niederdruckverdichter sowie einen 5-stufigen Hochdruckverdichter. Beide werden von je einstufigen Turbinen angetrieben. Der nachgeschaltete Nachbrenner wird für den Betrieb in der TVA deaktiviert und kommt nicht zum Einsatz. Auch die vorhandene konvergentdivergente Schubdüse wird mittels der Regelung mit neuen Schedules versehen und dem Betrieb in der Anlage angepasst. Da die Anlage über eine Schublimitierung von 50kN verfügt, war es notwendig, die Grenzwerte einiger Regelparame-ter derart zu modifizieren, dass selbst bei einer vollständigen Nutzung des Leistungshebelbereichs der bereitgestellte Triebwerk-schub unterhalb dieser Grenze verbleibt. [6]

## 3. THEMENSTELLUNG

Wie bereits in [1-3] beschrieben wurden für die Umrüstung der TVA des ISA Machbarkeitsuntersuchungen anhand von Strömungssimulationen und Versuchen zur Strömungsvisualisierung unternommen. Die daraus entstandenen Ergebnisse haben eine grundsätzliche Fähigkeit der Anlage zum Betrieb des angestrebten modernen Versuchsträgers bestätigt. Allerdings werden zum dauerhaften, sicheren Betrieb Überwachungsgrößen definiert und in die Prüfstandssystemstruktur integriert. Anhand der vorliegenden Untersuchungen sollen diese Kenngrößen vorgestellt und erläutert werden. In einem ersten Schritt wurden Messungen mit den verfügbaren Triebwerken zur Unterdruckproblematik in der Testzelle unternommen. In einem zweiten Schritt wurden die Vibrationsanteile in den Kulissen, als engsten durchströmten Querschnitt untersucht.

### 3.1. Bereits erfolgte Untersuchungen

Ein entscheidender Parameter, der im Zuge der Untersuchungen zur aerodynamischen Eignung des TVA zum Betrieb des MexJET betrachtet wurde, ist das Zumischverhältnis. Nach Freuler et al. [4] ist ein Wert größer 0,8 anzustreben, um das Ansaugen von Wirbeln zu verhindern. Berechnet wird dieser Parameter üblicherweise nach:

$$\mu = \frac{\dot{m}_{sek}}{\dot{m}_{pri}}$$

Wobei der Primärmassestrom hier den Anteil der Luft bezeichnet, die durch das Triebwerk strömt, und Sekundärstrom den Anteil, der ebenfalls durch den Eintritt in die Testzelle, aber um das Triebwerk herum geführt wird. Die Abschätzung des Zumischverhältnisses über eine Korrelation beschreiben Guilla et al. [9]. Die Geometrie geht hierbei alleine über den Quotienten der Durchmesser von Mischrohreintritt und Schubdüse ein. In der vorliegenden Anlage konnten allerdings die errechneten, sehr hohen Zumischverhältnisse von >10 nicht erreicht werden, so dass die Übertragbarkeit in diesem Fall nicht zulässig ist. Der Einfluss des Durchmesser-Verhältnisses auf die Strömungssituation konnte dennoch dargestellt werden.

Sowohl die numerischen Untersuchungen, von Muth et al. [3], als auch die durchgeführten Messungen innerhalb der Anlage lassen auf ein niedrigeres aber ausreichendes Zumischverhältnis schließen. Eine Validierung der Berechnungen wurde dabei mit Hilfe der vorhandenen Triebwerke durchgeführt. Hierbei wurde jeweils bei Vollast die Strömungssituation innerhalb der Anlage vermessen. Ein entsprechendes Geschwindigkeitsprofil in den Schalldämmkulissen des Ansaugturmes ist für das Orpheus 803 Triebwerk in BILD 4 exemplarisch dargestellt (Der Bereich einer Strömungsverblockung ist als graues Feld dargestellt). Es ist zu erkennen, dass im Mittel eine Geschwindigkeit von ca. 15m/s erreicht wird. Bezogen auf den Triebwerkmassestrom bei diesem Betriebspunkt (Vollast) ergibt sich somit ein Zumischverhältnis von über 3. Für das Larzac 04 konnten sogar Zumischverhältnisse von bis zu 4,6 gemessen werden. Somit ist eine ausreichende Zufuhr von Sekundärluft sichergestellt, allerdings ergeben sich ungünstige Zuströmbedingungen schon durch die Anlagengeometrie. Durch die vertikale Komponente der eintretenden Luft, kommt es zu einer massiven Umlenkung in den Einlauf des Triebwerks. Wie bereits angemerkt dienen die durchgeführten Untersuchungen vornehmlich der Installation und dem sicheren Betrieb des MexJET Versuchsträgers. Dieser ist bedingt

durch seine Baulänge in besonderem Maße von dieser Zuströmung beeinträchtigt. Als Kenngröße für die Bewertung der Totaldruckverteilung im Einlauf kommt der DC60 Faktors zum Einsatz. Er beschreibt in welchem Maße die Strömung eventuell gestört ist und lässt sich mit dem zulässigen  $DC60_{\max}$  des Triebwerkherstellers vergleichen.

$$DC60 = \frac{P_{t, \text{gemittelt}} - P_{t, 60^\circ \text{ Sektor}}}{\frac{\rho}{2} v_{\text{gemittelt}}^2}$$

Die Analysen zeigen zwar eine ungleichförmige Zuströmung mit einem nach unten verschobenen Totaldruckmaximum [10], jedoch sind die Maximalwerte des  $DC60$  Faktors für das betrachtete Triebwerk unkritisch [6]. Den Analysen zu Folge kann das Aggregat aus aerodynamischen Gesichtspunkten somit sicher in der Anlage betrieben werden.

### 3.2. Unterdruckproblematik

Ein wesentlicher Parameter, welcher vor Allem bei der Installation neuerer und größerer Triebwerke in bestehenden Anlagen zum Tragen kommt, ist der Unterdruck in der Testzelle. Ältere Anlagen wurden oft nicht für die Leistungsdaten heutiger Triebwerke ausgelegt und kommen so aufgrund der hohen Triebwerks- bzw. Sekundärluftmassenströme an ihre Grenzen. Die hohen Strömungsgeschwindigkeiten innerhalb des Versuchsraumes, sowie den weiteren Sektionen der Anlage generieren somit eine zu berücksichtigende Unterdrucksituation. Aufgrund der hohen Flächenlasten können schon geringe Unterdrücke die Bausubstanz in Mitleidenschaft ziehen. Besonders wenn pulsierende Zustände durch Triebwerktransienten oder gar Pumpversuche, wie sie am Institut durchgeführt werden, vorliegen, ist eine genaue Bewertung der auftretenden Lasten zwingend erforderlich.

Um in der Lage zu sein die Größenordnungen sowie eventuelle Trends abschätzen zu können, wurden mit den zur Verfügung stehenden Versuchsträgern Testläufe unternommen. Die Triebwerke wurden in verschiedenen Lastpunkten zwischen Leerlauf und Volllast stabilisiert und jeweils der Unterdruck in der Anlage gemessen.

Die Ergebnisse dieser Versuche sind in BILD 5 dargestellt. Grundsätzlich kann festgestellt werden, dass mit steigendem Triebwerkmassenstrom das Druckniveau im Versuchsraum absinkt. Für das Orpheus Triebwerk werden bei Volllast Unterdrücke von bis zu 6mbar erreicht.

Für alle getesteten Aggregate sind deutlich die Trends zu erkennen, jedoch sind diese unterschiedlich stark ausgeprägt. Zurückzuführen ist dies auf die gänzlich differierenden Konfigurationen der Versuchsträger selbst (Nebenstromtriebwerk, Nachbrennertriebwerk und konventionelles Einwellentriebwerk) sowie auf die geometrischen Gegebenheiten (Düsendurchmesser, Einbauposition in der Anlage, etc.). Eine Prognose des entstehenden Unterdruckes für den neuen Versuchsträger kann damit nur mit eingeschränkter Genauigkeit erfolgen, da er wiederum eine andere Konfiguration aufweist (Turbofan mit gemischter konvergent-divergenter Schubdüse). Die Limitierung der Anlage von bis zu 40mbar ist aller Voraussicht nach hoch genug und wird in keinem Betriebspunkt erreicht werden.

Des Weiteren spielt die Unterdrucksituation in der Anlage für den Versuch selbst eine Rolle. Freuler et al. [4] beschreiben hier einen Zusammenhang zwischen dem Unterdruck der Testzelle und der Anströmung des Versuchsträgers. Es sollte ein ausreichender Wert erreicht werden, um eine stabile Strömung am Eintritt in die Test-

zelle zu generieren. Ein zu geringer Unterdruck hat demnach die Entstehung von Wirbeln zur Folge, die vom Triebwerk angesaugt werden können, was dann wiederum zu Fehlanströmungen und instabilem Verhalten der Verdichter führen kann. Maßgeblich für die Qualität der Zuströmung ist folglich die Geschwindigkeitsstörung am Eintritt in die Testzelle.

### 3.3. Geschwindigkeitsstörung

Nach Freuler et al. [4] ist der Parameter für Geschwindigkeitsstörung im Eintritt in die Testzelle wie folgt definiert.

$$V_{FCVD} = \frac{V_{\max} - V_{\min}}{V_{AVG}}$$

Für das Orpheus 803 und das Larzac 04 wurden bei Volllast die Geschwindigkeitsverteilungen im Austritt der Schalldämmkulissen mit Hilfe einer Flügelradsonde vermessen (siehe auch BILD 4). Die Ergebnisse zur FCVD sind in BILD 6 aufgetragen.

Es ist zu erkennen, dass sich die für die beiden Triebwerke in der TVA bestimmten Werte mit den Untersuchungen von Freuler zu dieser Thematik decken. Die Betriebspunkte der Anlage folgen für Volllastbetrieb der beiden Versuchsträger dem von Freuler dargestellten Trend (siehe BILD 6) über den Zusammenhang zwischen Unterdruck und Zuströmqualität. Allerdings zeigt die quantitative Betrachtung der ermittelten Werte, dass die Anlage, vor allem für das Larzac 04, außerhalb eines durch Freuler definierten optimalen Bereichs dieser Kenngröße von kleiner 0,35 [11] betrieben wird. Als Grund hierfür ist wiederum die nicht optimale Anströmung der Versuchsträger von oben zu sehen. Des Weiteren ist aus BILD 3 zu erkennen, dass ein Großteil der Strömung, die zwischen den Kulissen A und B in die Testzelle gelangt, unter dem Triebwerk hindurch direkt in das Mischrohr gesaugt wird. Daraus ergibt sich, dass der größte Anteil des Primärmassestroms durch die vorderen Kulissen zum Triebwerk gelangt, was dann eine inhomogene Verteilung der Strömungsgeschwindigkeit und damit einen höheren Wert der FCVD zur Folge hat. Nichts desto trotz sind sowohl mit dem Larzac, als auch mit dem Orpheus bisher keine Betriebseinschränkungen durch diese Zuströmung aufgetreten.

Die demnach ungünstige Eigenschaft der Anlage muss folglich bei der Implementierung neuer, größerer Triebwerke eingehend analysiert und bewertet werden. Wie allerdings bereits erwähnt und von Freuler [4, 11] ebenfalls diskutiert, ist dieser Wert immer im Zusammenhang mit der Störung der Einlaufdruckverteilung am Triebwerk zu sehen. Hier haben die unternommenen numerischen Untersuchungen [3] aber bereits einen hinreichend guten Wert für das neue Triebwerk anhand der  $DC60$  Kenngröße bestätigt.

Einen Einfluss der Windrichtung in der Umgebung der Testzelle auf die Strömungsstörung in der Eintrittsebene der Testzelle, die von Freuler [4] in diesem Zusammenhang ebenfalls diskutiert wurde, ist durch den speziellen Aufbau der TVA mit der doppelten  $90^\circ$  Umlenkung der Zuströmung auszuschließen. Allerdings haben sich hier bei Untersuchungen Phänomene der Wirbelbildung innerhalb des Ansaugturms gezeigt [5], deren eventuelle Beeinflussbarkeit durch die Windrichtung noch nicht abschließend untersucht werden konnten.



### 3.4. Schwingungsuntersuchungen

Die Schalldämmkulissen, die im Eintritt der Testzelle angebracht sind, stellen für die TVA ein besonderes Merkmal dar. Zum einen verengen sie den Strömungsquerschnitt signifikant und zum anderen erzwingen sie eine Strömungsumlenkung zum Versuchsträger hin. Das hat zur Folge, dass die Strömung innerhalb der Kulissen stark beschleunigt wird. Die damit verbundenen mechanischen Lasten auf die Kulissen stellen allerdings eher eine geringere Problematik dar. Es ist davon auszugehen, dass ihr Eigengewicht die aerodynamischen Lasten um ein Vielfaches übersteigt.

Allerdings bietet die Überwachung der Kulissen eine Rückschlussmöglichkeit auf das Zuströmverhalten in die Anlage. Hierzu wurde an der zweiten Kulisse ein 3-Achs Schwingungsaufnehmer angebracht.

An dieser Stelle sitzt der Sensor in einem Bereich der Kulissen, in dem die Zuströmung in die Anlage sich mit ca. der mittleren Geschwindigkeit ausprägt (siehe BILD 4). Die X-Richtung zeigt dabei horizontal in Richtung Triebwerksachse, die Z-Richtung vertikal nach unten und die Y-Richtung entsprechend horizontal quer zur Strömung. Vor allem die X- und Z-Richtung der Schwingungsanteile sind dabei von Bedeutung, da die Kulissen in Y-Richtung durch ihre Aufhängung und die Begrenzung durch das Gebäude keinen Freiheitsgrad besitzen.

Generell sollte man davon ausgehen können, dass Schwingungen des Triebwerks nicht unmittelbar über das Gebäude auf die Kulissen übertragen werden, da das Schubgerüst, in dem die Versuchsträger eingehängt sind, über ein eigenes, vom restlichen Gebäude getrenntes Fundament verfügt. Dennoch sind in BILD 7 Phänomene zu beobachten, welche direkt auf das Triebwerk zurückgeführt werden können.

Die Abbildung zeigt die aufgenommenen Schwingungssignale des Sensors in den Kulissen für unterschiedliche Betriebspunkte des Triebwerks (hier Larzac 04). Es ist deutlich ein mit steigender Drehzahl zu höheren Frequenzen wandernder Peak zu erkennen. Der Frequenzwert dieses Peaks stimmt dabei mit der Schaufelfrequenz der ersten Stufe des Niederdruckverdichters überein. Diese Beobachtung ist für alle vorhandenen Versuchsträger zu machen. Daher ist von einer Strömungsbeeinflussung in den Kulissen durch die Triebwerke auszugehen. Im konkreten Fall ist anzunehmen, dass der vom Verdichter emittierte Schalldruck diese Schwingungen auf die Kulissen überträgt, was der Bestimmung der Schalldämmung entspricht genau diese Frequenzen des Triebwerks zu absorbieren.

Neben diesem, mit dem Lastpunkt veränderlichen, Schwingungsanteil ist den Messungen ein konstanter Anteil im Bereich unterhalb von 20Hz zu entnehmen (siehe BILD 8). Hier ist von einer angeregten Schwingung des Gebäudes im Infraschallbereich auszugehen. Diese niederfrequenten Schwingungen können, bei entsprechender Amplitude, zu Schäden am Gebäude führen, da sie grundsätzlich im Bereich dessen Eigenfrequenz liegen. Im vorliegenden Fall ist davon allerdings nicht auszugehen, da die in diesem Frequenzbereich gemessenen Schwingungsanteile lediglich in einer Größenordnung liegen, die das allgemeine Signalrauschen im restlichen, aufgezeichneten Frequenzband nicht übersteigt. Das entsprechende Frequenzband ist in BILD 8 für verschiedene Anlagenmassenströme und für zwei der verfügbaren Versuchsträger aufgetragen. Die dargestellten Lastpunkte decken dabei einen Drehzahlbereich von ca. 40% bis 90% ab.

Die Gesamtmassenströme wurden mittels der bereits angesprochenen Zumischverhältnisse und der Annahme,

deren konstanten Verlaufs über den Betriebsbereich der Triebwerke [5], bestimmt. Es wurde hier die Darstellung der Gesamtmassenströme gewählt, um die Betriebspunkte der Anlage vergleichbar zu machen. Zusätzlich zu den in BILD 8 dargestellten Schwingungsanteilen in X-Richtung bilden sich in Z-Richtung über den Betriebsbereich konstante Schwingungsanteile um 100Hz und 140Hz aus. Eine Zuordnung dieser Anteile zu einem Schwingungs- oder Strömungsphänomen der Anlage waren bis dato nicht möglich. Allerdings ist eine Überwachung dieses Frequenzbereichs in Betracht zu ziehen, da die Schwingungsamplituden hier die der lastpunktabhängigen Frequenzanteile übersteigen und in einer Größenordnung liegen in der nicht sicherzustellen ist, ob dadurch Eigenfrequenzen der Kulissen angeregt werden können.

Die angesprochenen Schwingungsanteile von niedriger Frequenz legen die Existenz von Wirbelablösungen an den Kulissen nahe. Für die in BILD 8 aufgetragenen Gesamtmassenströme ergibt sich unter Annahme der Dicke der Kulissenelemente als charakteristische Länge eine Reynoldszahl zwischen  $Re=8,4E4$  und  $Re=2,5E5$ . Die Kulissendicke wurde hier als charakteristische Länge gewählt, da ihre geometrische Form vergleichbar mit einer Turbinenschaufel ist, deren Nachläufe ebenfalls über die Hinterkantendicke definiert werden [12].

Nach der Theorie zu Karmanschen Wirbelstraßen ist dieser Wert grundsätzlich zu hoch für stabile Wirbelablösung mit definierten Frequenzen. Allerdings sind Wirbelstraßen auch bei Reynoldszahlen bis  $Re > 5E6$  zu beobachten, dann allerdings mit leicht variierenden Frequenzen. Aus den errechneten Reynoldszahlen lassen sich mit der Definition nach Strouhal

$$f = \frac{Sr \cdot v}{d}$$

folgende (theoretische) Ablösefrequenzen für die Abströmkanäle der Kulissen errechnen:

|                        |     |     |     |      |
|------------------------|-----|-----|-----|------|
| $\dot{m}_{ges} [kg/s]$ | 55  | 71  | 113 | 152  |
| $f_{Wirbel} [Hz]$      | 4,5 | 5,8 | 9,2 | 12,4 |

TAB 5 Wirbelfrequenzen nach Gesamtmassenstrom

Für die Berechnung wurde eine Strouhal-Zahl zwischen  $Sr=0,19-0,20$  zu Grunde gelegt. Die errechneten Frequenzen sind im aufgenommenen Schwingungssignal nicht signifikant nachweisbar. Allerdings liegen sie in einer Größenordnung, welche die Aufweitung des konstanten Frequenzspektrums um  $f=15Hz$  mit zunehmendem Massenstrom erklären könnte (siehe BILD 8). Die vielschichtigen Frequenzinhalte der aufgezeichneten Schwingungssignale machen einen pragmatischen Ansatz zur Beurteilung deren Bedeutung für das Betriebsverhalten der TVA notwendig. Ziel der Schwingungsüberwachung an den Kulissen ist, wie bereits angesprochen, das Einhalten von Betriebsgrenzen, die über entsprechende Kenngrößen definiert sind. Dabei ist zum einen die Infrastrukturelle Integrität des Gebäudes, sowie der Kulissen selbst, als auch die Zuflussqualität von Bedeutung. Da die ermittelten Kenngrößen Bestandteil der Prüfstandssystemstruktur sein sollen und somit eine zuverlässige Messung und Datenaufbereitung bedingen, ist hier von aufwendigen Berechnungsverfahren abzusehen. Daher werden in einem ersten Ansatz die Peakwerte des direkt gemessenen Schwingungssignals betrachtet. BILD 9 zeigt dazu die Ausschnitte der Schwingungssignale in X- und Z-Richtung über dem Triebwerksmassenstrom des jeweiligen Versuchsträgers aufgetragen. Es ist zu erkennen, dass mit steigendem Betriebspunkt, also auch steigendem Massendurchsatz der Triebwerke, die Spitzenwerte

der Schwingungsbeschleunigung zunehmen. Dies geschieht unabhängig vom Absolutwert des Massenstroms, was den zusätzlichen Einfluss von Parametern, wie Ejektor- und Mischungsphänomenen der Strömung am Mischrohr und Schallemission der Triebwerke, nahe legt. Detaillierte Untersuchungen hierzu werden derzeit am ISA vorbereitet. Der allgemeine Grenzwert von 0,5g, der aus BILD 9 abzulesen ist, wird somit, bis auf Weiteres, als Bewertungsgröße dienen.

#### 4. ZUSAMMENFASSUNG

Die angestellten Untersuchungen zum Schwingungsverhalten der Anlagenkomponenten und der Strömungsqualität bei der Adaptierung neuer Versuchsträger an der TVA folgen dem Ansatz, dass mit möglichst geringem messtechnischen Aufwand Zusammenhänge von infrastrukturellen Belastungen und Strömungszuständen hergestellt und überwacht werden können. Dieser Grundsatz wurde aus den Ergebnissen der Voruntersuchungen abgeleitet, aus denen die Notwendigkeit nach einem Überwachungsmechanismus für die Anlage während des Betriebs des neuen Versuchsträgers hervorgeht [1-3, 5, 6]. Dabei sind der Unterdruck der Anlage sowie eine möglichst homogene Zuströmung durch die Kulissen von zentraler Bedeutung. Der Unterdruck ist direkt abhängig vom Zumischverhältnis der Anlage, das wiederum vom Ejektoreffekt der jeweiligen Triebwerks-Mischrohr-Konfiguration beeinflusst wird.

Allgemeine Richtlinien [13] definieren diverse Eckpunkte bei der Betrachtung von Strahltriebwerksprüfständen bezüglich ihrer Skalierbarkeit. Zentrale, und hier ebenfalls diskutierte Punkte sind dabei die FCVD, das Zumischverhältnis, die Strömungsverteilung am Verdichtereintritt des Versuchsträgers, die Strömungsbeeinflussung durch die Windrichtung und das Auftreten von Infraschall und niederfrequenten Schwingungen im Resonanzbereich der Anlage. All diese Punkte wurden hier diskutiert und bei Bedarf Überwachungsansätze definiert.

#### 5. AUSBLICK

Mit der Umsetzung der aufgezeigten Überwachungsgrößen am Prüfstand und dem Abschluss der hier dargestellten Untersuchungen zur Skalierbarkeit der Triebwerkversuchsanlage des ISA wurde die Möglichkeit zum zukünftigen Gebrauch der bestehenden Anlage mit modernen Versuchsträgern bestätigt. Darüber hinaus bestehen aber weiterhin Fragestellungen zur Innenaerodynamik und Leistungsgrenzen von Hallenprüfständen, die zukünftig am ISA weiter untersucht werden. Zentral sind hierbei der Ejektoreffekt, die Strömungsverhältnisse in aerodynamisch benachteiligten Sektionen und den für die TVA charakteristischen Kulissen. Um zukünftig in der Lage zu sein, die für diese Fragestellungen verantwortlichen Parameter gezielt untersuchen zu können, wird derzeit ein Modellprüfstand aufgebaut. Dadurch können die Strömungsphänomene innerhalb der Testzelle noch detaillierter erfasst und ausgewertet werden. Zudem bietet er die Möglichkeit numerische Untersuchungen gezielt zu validieren und die Realitätsnähe zu bewerten.

#### 6. REFERENZEN

[1] Bindl, S., Muth, B., Niehuis, R., 2008:

"Strömungsuntersuchungen zur Innenaerodynamik einer Strahltriebwerkversuchsanlage", DLRK2008\_081302, Deutscher Luft und Raumfahrtkongress, 23-25 September 2008, Darmstadt, Deutschland

[2] 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

[3] Muth, B., Bindl, S., Opterwinkel, N., Niehuis, R., 2009:

"Numerical Investigation of the Aerodynamic Conditions inside a Sea Level Engine Test Facility Operating a Modern Jet Engine", ISABE-2009-1214, Proceedings of the XIV. International Symposium on Air Breathing Engines (ISABE), September 7-11, 2009, Montreal, Canada

[4] Freuler, R. J., Dickman, R.A., 1982

"Current Techniques for Jet Engine Test Cell Modeling", AIAA Paper 82-1272, AIAA/SAE/ASME 18th Joint Propulsion Conference, Cleveland, OH, USA

[5] Bindl, S., Muth, B., Niehuis, R., 2009:

"Experimental Investigations on Macro-Aerodynamics within a Jet Engine Ground Test Facility", AIAA-2009-4828, Proceedings of the AIAA Joint Propulsion Conference & Exhibit, August 3-5, Denver, CO, USA

[6] Bindl, S., Muth, B., Rottmann, T., Niehuis, R., 2009:

"Adaptierung einer Triebwerkversuchsanlage für die Inbetriebnahme eines MEE (More Electric Engine) Demonstratortriebwerks", DLRK2009-121178, Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress, 08.-10. September, 2009, Aachen, Deutschland

[7] 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

[8] 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

[9] 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

[10] MUTH, B., BINDL, S., LEHMANN, CH., NIEHUIS, R., "Nu-

merical Investigation of Inlet Induced Distortions of a Turbofan Engine Within an Indoor Test Facility", AIAA-2009-4826, Proceedings of the AIAA Joint Propulsion Conference & Exhibit, August 3-5, Denver, CO, USA

[11] Freuler, R. J., 1993

"Recent Successes in modifying Several Existing Jet Engine Test Cells to Accommodate Large, High-Bypass Turbofan Engines", AIAA Paper 83-2542, AIAA/SAE/ASME 29th Joint Propulsion Conference, Monterey, CA, USA

[12] Hampel, B., Mayrhofer, N., 2002

"Frequenzanalyse einer Turbinenschaufelgitterströmung mittels Laser-Vibrometer und holografischer Interferometrie", GALA-Fachtagung "Lasermethoden in der Strömungsmeßtechnik"

[13] SAE International AIR4869, 1995

"Design Considerations for Enclosed Turbofan/Turbojet Engine Test Cells", SAE Aerospace Information Report, Warrendale, PA, USA

## 7. ABBILDUNGEN

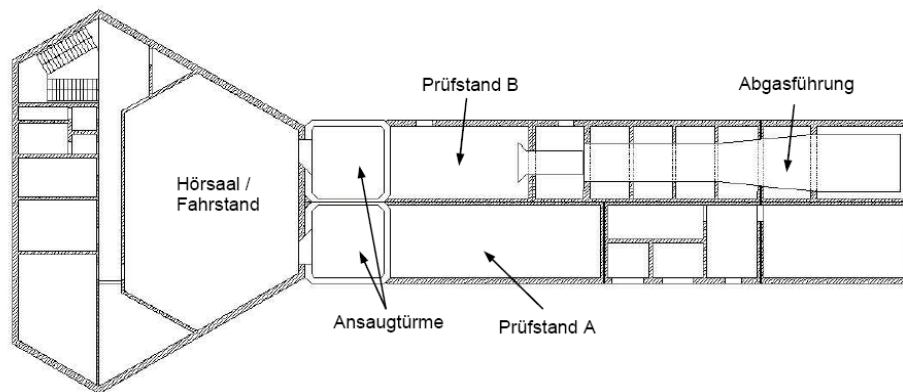


BILD 1. Triebwerkversuchsanlage (Grundriss)

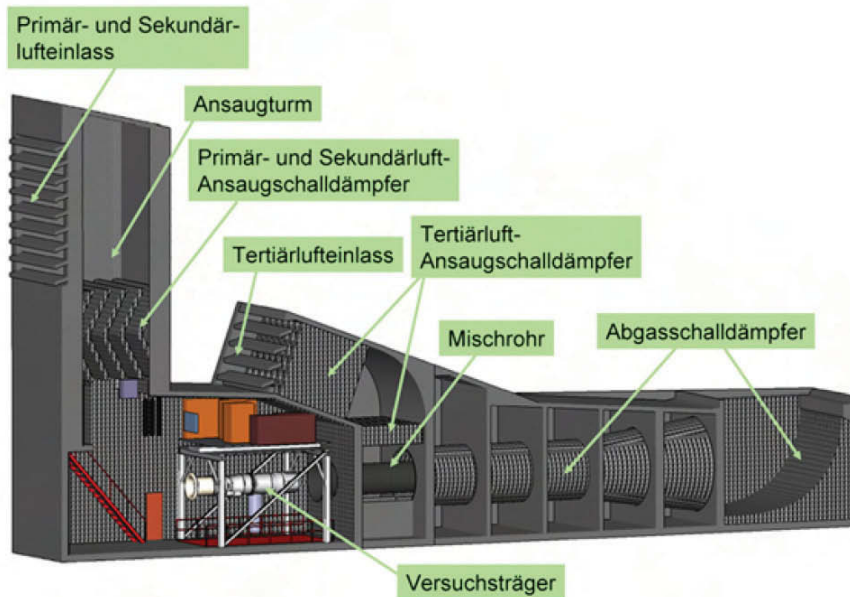


BILD 2. Triebwerkversuchsanlage des ISA

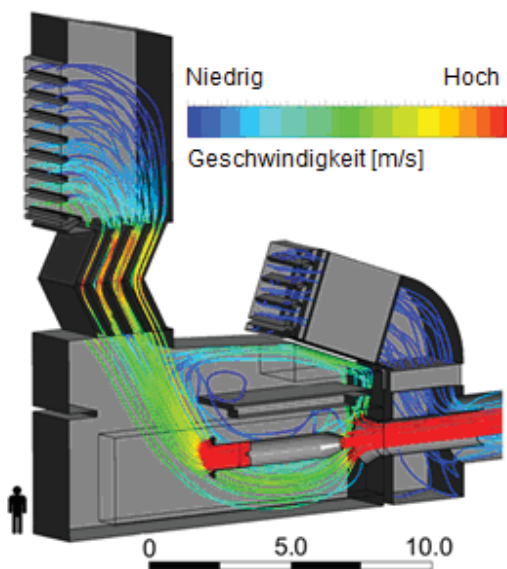


BILD 3. Strömungssimulation in der TVA mittels CFD [3]

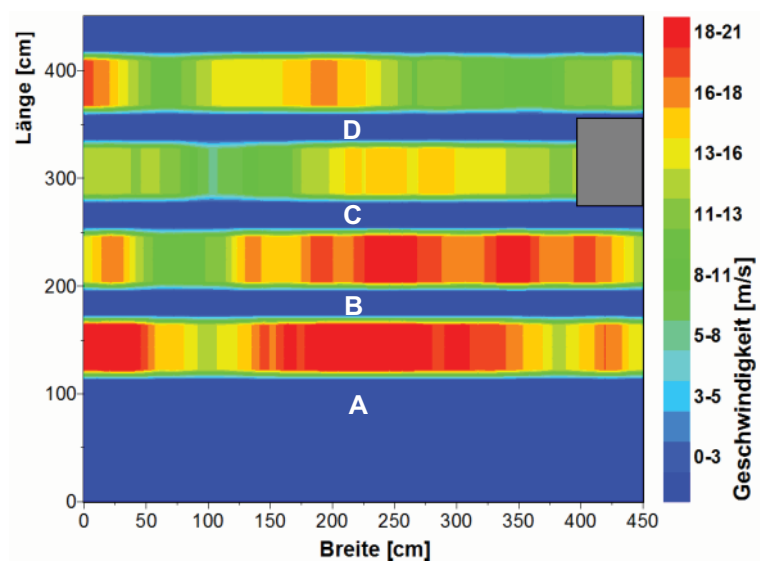


BILD 4. Geschwindigkeitsprofil im Austritt der Schalldämmkulissen

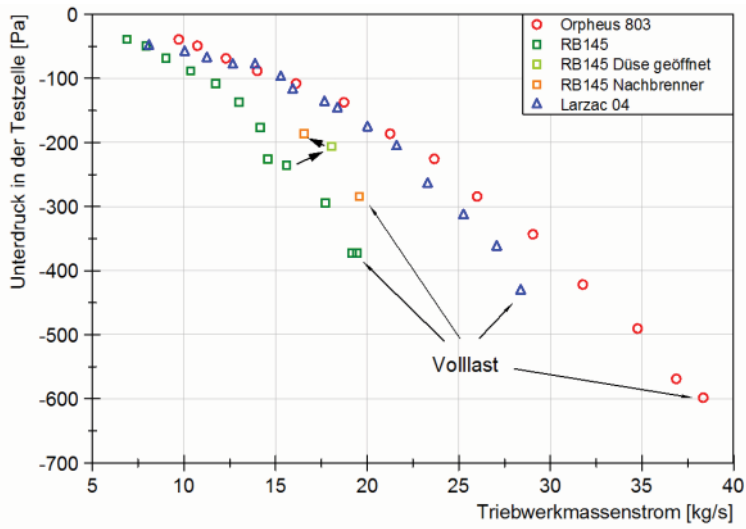


BILD 5. Unterdruck in der Testzelle bei verschiedenen Triebwerken und Betriebszuständen

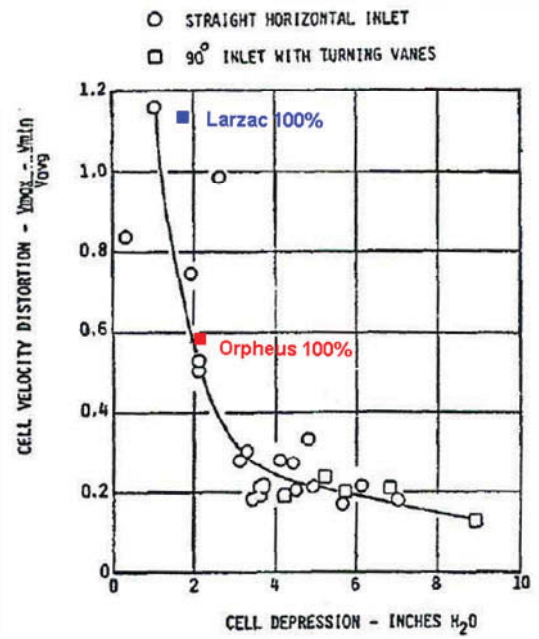


BILD 6. Geschwindigkeitsstörung am Kulissenaustritt über der TCD nach Freuler [4]

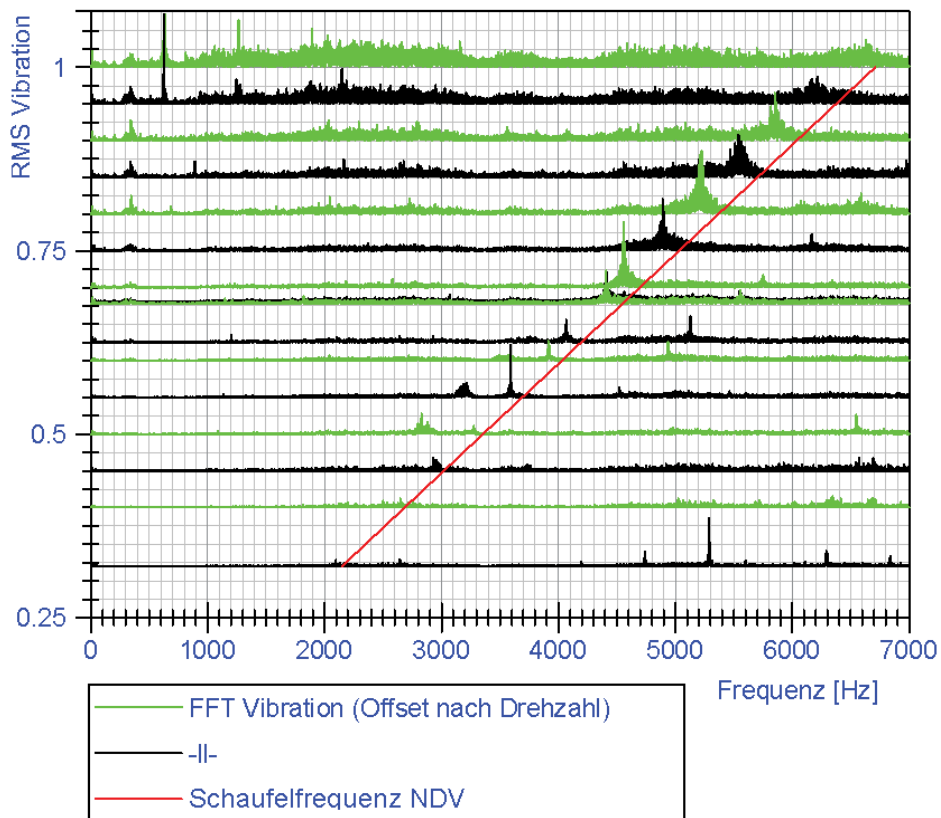


BILD 7. Frequenzinhalte in Kulissen (x-Richtung) für Larzac 04





BILD 8. Frequenzspektrum an den Kulissen für ausgewählte Gesamtmassenströme

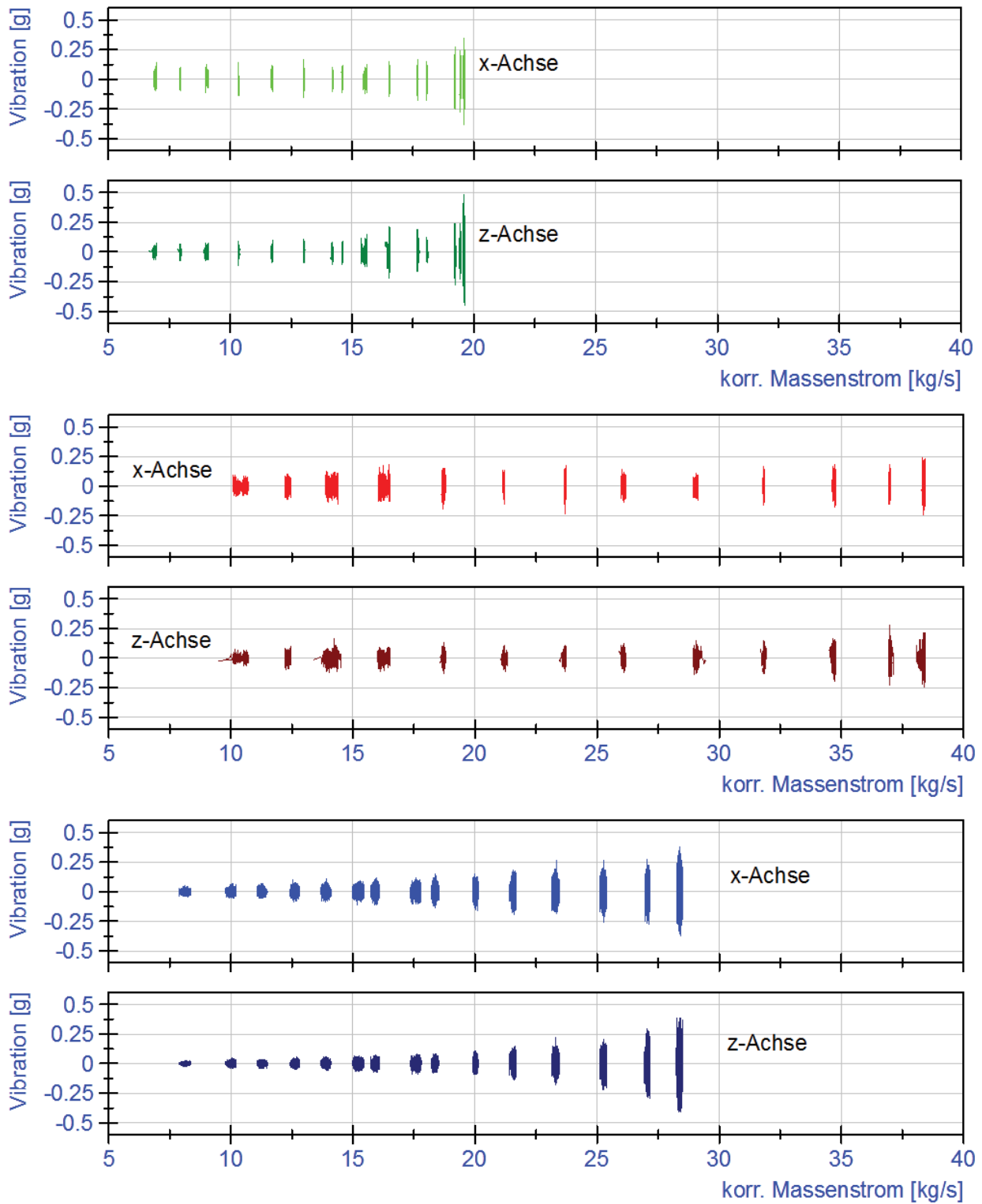


BILD 9. Vibrationen der Kulissen über korr. Massenstrom aufgetragen für die drei Versuchsträger  
(RB145, Orpheus, Larzac 04)